ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA DOPRAVNÍ

Filip Srbljanović

Návrh profilu křídla

Bakalářská práce

2018

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
Fakulta dopravní
děkan
Konviktská 20, 110 00 Praha 1

K621..... **Ústav letecké dopravy**

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE
(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

Filip Srbljanović

Kód studijního programu a studijní obor studenta:

B 3710 – TUL – Technologie údržby letadel

Název tématu (česky): **Návrh profilu křídla**

Název tématu (anglicky): Design of the Wing Profile

Zásady pro vypracování

Při zpracování bakalářské práce se řiďte osnovou uvedenou v následujících bodech:

- Popis nelineárních aeroelastických jevů
- Výpočet proudění na profilu
- Určení kritických hodnot a nestability na profilu
- Porovnání numerických výsledků s měřením na konkrétním profilu

Rozsah grafických prací: dle pokynů vedoucího bakalářské práce

Rozsah průvodní zprávy: minimálně 35 stran textu (včetně obrázků, grafů a tabulek, které jsou součástí průvodní zprávy)

Seznam odborné literatury: Zárybnický, V. Aerodynamika; Praha, 1999.

Mikula, J. Konstrukce a projektování letadel I+II; skripta ČVUT: Praha, 2004/2006.

Sváček, P.; Feistauer, M.; Horáček, J. Numerical simulation of flow induced airfoil vibrations with large amplitudes; Praha, 2007.

Vedoucí bakalářské práce: **Ing. David Hůlek**

Ing. Jiří Vyskočil, CSc.

Datum zadání bakalářské práce: **20. října 2017**
(datum prvního zadání této práce, které musí být nejpozději 10 měsíců před datem prvního předpokládaného odevzdání této práce vyplývajícího ze standardní doby studia)

Datum odevzdání bakalářské práce: **27. srpna 2018**
a) datum prvního předpokládaného odevzdání práce vyplývající ze standardní doby studia a z doporučeného časového plánu studia
b) v případě odkladu odevzdání práce následující datum odevzdání práce vyplývající z doporučeného časového plánu studia

L.S.

Kraus

doc. Ing. Jakub Kraus, Ph.D.
vedoucí
Ústavu letecké dopravy

doc. Ing. Pavel Hrubeš, Ph.D.
děkan fakulty

Potvrzuji převzetí zadání bakalářské práce.

Srbljanović

Filip Srbljanović
jméno a podpis studenta

V Praze dne ..... 25. května 2018

Poděkování

Na tomto místě bych rád poděkoval především své rodině a přátelům, kteří mě podporovali po celou dobu studia. Dále patří můj velký dík panu Ing. Davidu Hůlkovi a panu Ing. Jiřímu Vyskočilovi, Ph.D. za odborné vedení a připomínky při tvorbě bakalářské práce.

Prohlášení

Předkládám tímto k posouzení a obhajobě bakalářskou práci, vypracovanou na závěr studia na ČVUT v Praze Fakultě dopravní.

Prohlašuji, že jsem předloženou práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl veškeré použité informační zdroje v souladu s Metodickým pokynem o dodržování etických principů při přípravě vysokoškolských závěrečných prací.

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 Praze dne 27. srpna 2018 ……

Filip Srbljanović

Abstrakt

Předmětem této bakalářské práce je navrhnout nový profil křídla, nebo jeho modifikace tak, aby se zlepšily jeho parametry. První kapitola je věnována základnímu popisu termínů v oblasti aerodynamiky. V druhé kapitole jsou popsány statické a dynamické aeroelastické jevy, které se vyskytují za letu. Ve zbylých kapitolách jsou ověřovány výpočtové metody, dále výběr profilu a mnou vytvořená modifikace. Výpočet vztlaku a odporu profilu při různých úhlech náběhu a simulace proudění kolem profilu křídla s modifikací, následně jsou data vyhodnocena.

Klíčová slova

aerodynamika, aeroelasticita, airfoil, profil křídla

Abstract

The subject of this bachelor thesis is to design a new wing profile or its modification, to improve its parameters. In the first chapter I deal with the basic description of terms in aerodynamics. In the second chapter I describe the static and dynamic aeroelastic phenomena that occur in flight. The rest of the chapters include the verification of the calculation method, the selection of the wing profile and the modification made by me. Calculation of the lift and resistance at different angles of attack and simulation of flow around the wing profile with modification. Then I review and conclude the data.

Keywords

aerodynamics, aeroelasticity, airfoil, wing profile

Seznam použitých zkratek

A. O.	Aerodynamická osa křídla
E. O.	Elastická osa křídla
T. O.	Těžištní osa křídla
LTT	Lift line theory

Seznam použitých značek

znak	jednotka	název
ρ	$[kg/m^3]$	hustota prostředí
v	$[m/s]$	rychlost
p	$[Pa]$	tlak
F	$[N]$	síla
S	$[m^2]$	plocha
c_Y/c_L	$[-]$	součinitel vztlaku
c_X/c_D	$[-]$	součinitel odporu
x	$[m]$	podélná souřadnice
y	$[m]$	kolmá souřadnice
Ma	$[-]$	Machovo číslo
a	$[m/s]$	rychlost zvuku
Re	$[-]$	Reynoldsovo číslo
T	$[K]$	teplota
c	$[m]$	délka tětivy
μ	$[Ns/m^2]$	dynamická viskozita

Obsah

Seznam použitých zkratek 4

Seznam použitých značek 5

Obsah 6

Úvod 9

1 Základní termíny v oblasti aerodynamiky 11

1.1 Základní síly 11

1.1.1 Vztlak 12

1.1.2 Odpor 13

1.1.3 Tíha 13

1.1.4 Tah 14

1.1.5 Boční poryvy 14

1.2 Měrná hmotnost 14

1.3 Geometrie profilu 14

1.4 Součinitele vztlaku a odporu 15

1.5 Úhel náběhu 16

1.6 Proudění 17

1.7 Mezní vrstva 18

1.8 Tlakové pole 19

2 Aeroelastické jevy 20

2.1 Statické jevy 21

2.1.1 Divergence 21

2.1.2 Reverze ... 23

2.2 Dynamické ... 24

2.2.1 Flutter ... 25

2.2.2 Buffeting ... 26

2.2.3 Aeroelastická odezva ... 27

3 Matematické řešení ... 28

3.1 Teorie nosné čáry ... 28

3.2 Teorie tenkého profilu ... 28

3.3 2D Panelová metoda ... 29

3.4 Výpočetní program Xflr 5 ... 30

3.4.1 Ověření metody ... 30

3.4.2 Konstrukce reálného profilu ... 31

3.4.3 Návrh modifikace profilu ... 34

4 Simulované obtékaní profilu ... 37

4.1 ANSYS CFD (Computation Fluid Dynamics) ... 37

4.1.1 Princip výpočtu ... 37

4.2 Simulace ... 38

5 Porovnání výsledků ... 42

Závěr ... 44

Použité zdroje ... 46

Seznam obrázků ... 48

Seznam tabulek ... 50

Seznam příloh 51

Přílohy 52

Úvod

Pojem letectví (v anglickém jazyce aviation) zahrnuje létání letadly, která jsou v dnešní době převážně těžší než vzduch. Letectví lze rozdělit do mnoha kategorií, příkladem je civilní (komerční nebo sportovní) a vojenské. Na počátku letectví však byla letadla lehčí než vzduch, tj. balóny a vzducholodě. Tyto krůčky daly předpoklad k dalšímu rozvoji. Největší rozmach lze však zaznamenat za 1. a hlavně za 2. světové války, kdy tato technika rozhodovala o vítězství v boji. Po této tragédii byl velký krok v civilním letectví, kde letadla měla létat pravidelně, bezpečně, nezávisle na počasí, rostl jejich výkon, ekonomičnost, zlepšoval se komfort, atd. V dnešní době je létání stále více a více využívaný dopravní prostředek na delší, ale pomalu i na kratší vzdálenosti, patří dokonce k nejbezpečnějšímu způsobu dopravy. [1]

Krom vývoje samotných pohonných jednotek, bylo zapotřebí zlepšovat jejich konstrukci a samotný tvar. Právě tvar křídel dal základ slovu „airfoil“ (lze přeložit jako profil křídla), který je nezbytnou součásti letadla. Křídlo nám vytváří právě tu potřebnou sílu (vztlak), aby letadlo mohlo létat ve vzduchu. Aerodynamika se právě zaobírá tímto tématem. Lze ji rozdělit podle rychlosti na nízko rychlostní (M_a = 0 – 0,3), vysokorychlostní (M_a = 0,3 – 0,85), transsonickou (M_a = 0,85 – 1,1) a supersonickou (M_a > 1,1). [20] V dnešní době se převážně rozvinuly v civilním letectví první dvě zmíněné kategorie. Ale jsou zde ikony letounů, které byly vyvinuty pro supersonické rychlosti. Například Concorde, TU – 144 a Boeing 2707, z nichž Concorde byl vítězem v této kategorii. Ale letecká krize, která se objevila začátkem 21. stol. měla za následek vyřazení tohoto letounu. Uvažuje se k návratu k supersonickým rychlostem v civilním letectví, ale jejich ekonomičnost a využití se stále nejeví jako prosperující. Supersonické rychlostní letouny (stíhací letouny) můžeme hledat ve vojenském letectví.

Ekonomičnost a bezpečnost letounu jsou jedny z hlavních parametrů/kritérií, které jsou brány v potaz při samotném návrhu letadla, jeho modifikaci, apod. Je velkou snahou vytvořit dokonalý aerodynamický tvar, který by měl co nejmenší aerodynamický odpor a zároveň, aby vynikal i v ostatních parametrech (součinitel vztlaku, kritický úhel náběhu a další konstrukční vlastnosti), které jsou vyžadovány. Parametry jsou navrhovány tak, aby konstrukce odolávala například aeroelastickým jevům, které jsou nebezpečné a představují problém v dalších fázích vývoje.

Tato práce se zaměřuje na aerodynamiku v oboru letectví, kde hlavní problematikou je proudění kolem profilu křídla. Cílem je navrhnout takový profil křídla, aby se zlepšil některý

z jeho parametrů. V první kapitole jsou popsány základní termíny v oblasti aerodynamiky, které jsou nezbytné k pochopení celé práce. Dále jsou zde popsané již zmíněné aeroelastické jevy, které slouží k nastínění problémů při letu ve vzduchu. Jsou to parazitní jevy a jsou zcela nežádoucí, ale je potřeba je zmínit.

1 Základní termíny v oblasti aerodynamiky

Aerodynamika se zabývá prouděním vzduchu (případně jiných plynů) a jeho působením na ostatní objekty (například křídlo letadla). Pomocí relativního pohybu se uplatňuje analýza fyzikálních jevů. Objekt je v klidu a zkoumáme proudění kolem něj. V současné době se tento obor zaměřuje především na turbulence, mezní vrstvu, stlačitelnost vzduchu a součinitele vztlaku a odporu. [1]

Machovo číslo (1.1) (M_a) je bezrozměrná fyzikální veličina, která charakterizuje poměr rychlosti tělesa (například navržené cestovní rychlosti) k rychlosti šíření zvuku v daném prostředí. Nabývá hodnot $0 \leq \mathrm{M_a} \leq \infty$, kdy $\mathrm{M_a} < 1$ je podzvuková rychlost a $\mathrm{M_a} > 1$ je nadzvuková rychlost. [1]

$$M_a = \frac{v}{a} \tag{1.1}$$

kde v je rychlost letu, a rychlost zvuku ve stejném prostředí. Rychlost zvuku (1.2) je závislá na okolní teplotě T.

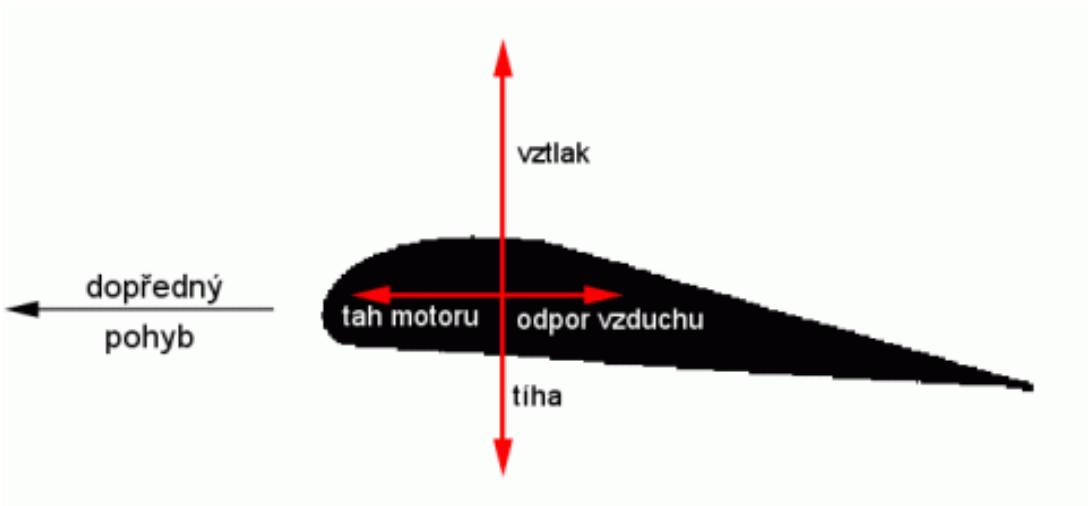
$$a = 20\sqrt{T} \tag{1.2}$$

Při nadzvukových rychlostech je velkým problémem stlačitelnost vzduchu. Proto se budu dále v práci věnovat pouze podzvukovým rychlostem.

1.1 Základní síly

Při letu působí na křídlo 4 hlavní síly (viz Obrázek 1 - Základní síly):

- **vztlak**
- **odpor**
- **tah**
- **tíha**



Obrázek 1 - Základní síly [2]

1.1.1 Vztlak

Aerodynamická vztlaková síla (1.4) (F_{vztlak}) je síla, která vzniká z rozdílů tlaků na horní a spodní ploše křídla. Tento rozdíl tlaků vzniká z rozdílných rychlostí proudění vzduchu nad horní plochou křídla a pod spodní plochou křídla. Rozdíl rychlostí vzniká z důsledku nesymetrického tvaru křídla, horní plocha křídla je více klenutá, dolní plocha více plochá. Vzduch, který obtéká křídlo, má kolem horní plochy delší dráhu a je tlačen okolním vzduchem k větší rychlosti. Směr vztlaku je vzhůru normálově vzhledem ke směru letu (viz Obrázek 2 - Směr vztlaku a odporu). [4]

Hydrodynamický paradox: v místě rychlejšího proudění je nižší tlak. Závislost tlaku a rychlosti proudění vychází z **Bernoulliho rovnice** (1.3)**:**

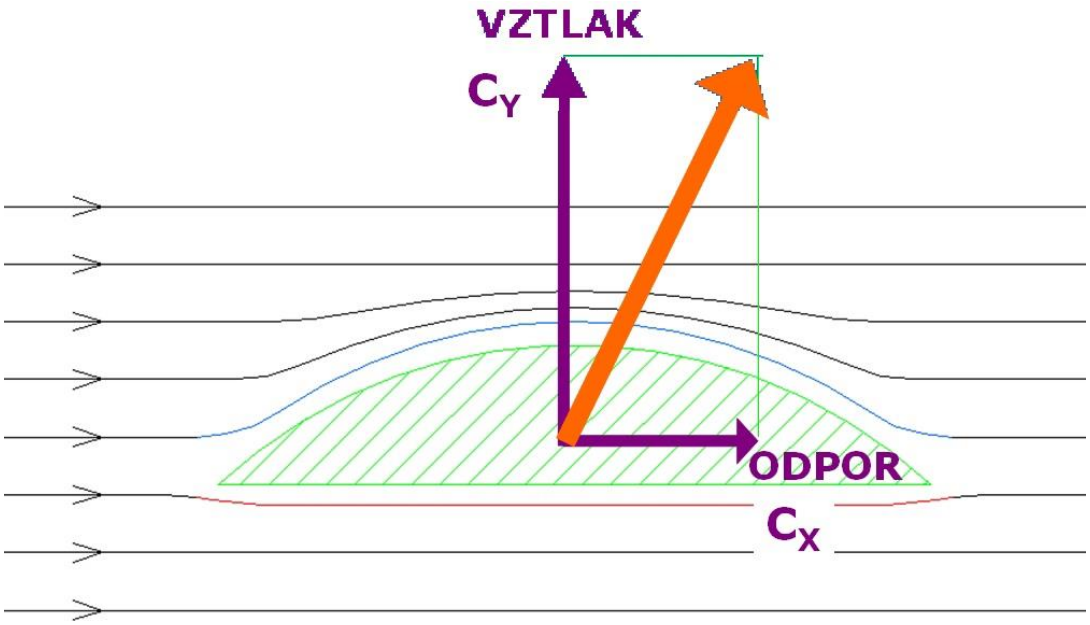
$$\frac{1}{2}\,\rho\, v + p = konst \tag{1.3}$$

kde ρ je okolní hustota vzduchu, v je rychlost proudění a p je okolní tlak.

Výpočet vztlaku:

$$F_{vztlak} = \frac{1}{2}\,\rho\, S\, v^2\, c_Y \tag{1.4}$$

kde ρ je hustota vzduchu, S je plocha tělesa, v je rychlost letu a c_Y je součinitel vztlaku (v anglické literatuře lze najít c_L, L=lift).



Obrázek 2 - Směr vztlaku a odporu [3]

1.1.2 Odpor

Aerodynamická odporová síla (1.5) (F_{odpor}) se chová podobně jako aerodynamická vztlaková síla. Vzniká odporem prostředí, který plyn nebo kapalina klade na těleso při pohybu. Odporová síla působí proti směru pohybu (viz Obrázek 2 - Směr vztlaku a odporu). [4]

Vzorec pro výpočet odporu:

$$F_{odpor} = \frac{1}{2}\,\rho\, S\, v^2\, c_X \tag{1.5}$$

kde ρ je hustota vzduchu, S je plocha tělesa, v je relativní rychlost mezi tělesem a prostředím letu, c_X je součinitel odporu (v anglické literatuře lze najít c_D, D=drag).

1.1.3 Tíha

Tíha je síla, která působí na těleso v gravitačním poli. Tato síla na tělesu vzniká z gravitační síly na Zemi, kterou Země přitahuje těleso. Směr tíhy je dolů normálově vzhledem ke směru letu.

1.1.4 Tah

Tah je tažná síla, která působí na těleso ve směru pohybu (viz Obrázek 1 - Základní síly). Zdrojem tažné síly je pohonná jednotka (příkladem může být proudový motor na letadle). Vytváří potřebnou sílu k urychlení letadla na určitou rychlost a tím zvýší vztlakovou sílu.

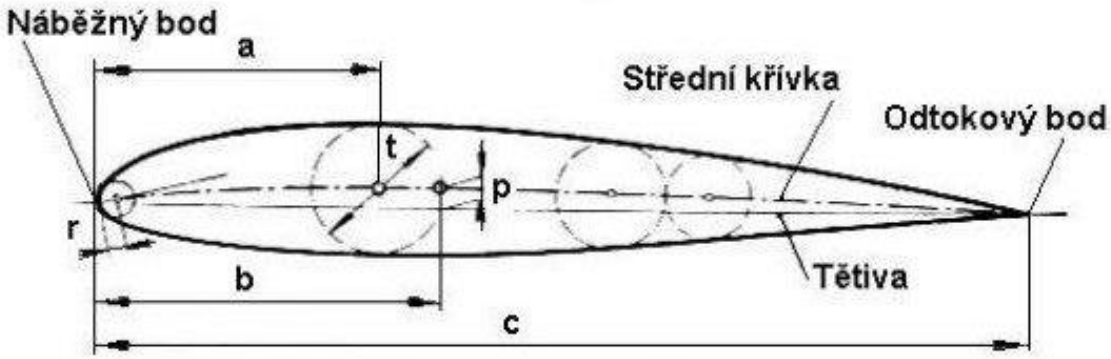
1.1.5 Boční poryvy

Jedná se o síly, které vznikají v důsledku nárazu bočního větru do objektu. Mohou působit velkým tlakem a tím zhoršovat letové vlastnosti a podmínky. Závisí na tvaru, velikosti, těžišti tělesa a působišti větru. V teoretických výpočtech je nebudu dále uvažovat, jelikož se berou v potaz až v dalších fází výpočtu, kdy profil splní základní požadavky.

1.2 Měrná hmotnost

Měrná hmotnost vzduchu ρ závisí na tlaku, teplotě a nadmořské výšce. Při teoretickém ověřování profilu budeme uvažovat ideální plyn, který je dokonale stlačitelný a bez vnitřního tření.

1.3 Geometrie profilu



Obrázek 3 - Geometrie křídla [5]

- **Střední křivka** - spojnice středů vepsaných kružnic. Kružnice o poloměru t je vepsána kružnice s největším průměrem, a je vzdálenost od náběžné hrany.
- **Tětiva** - spojnice náběžné hrany (náběžný bod) a odtokové hrany (odtokový bod). Délka tětivy c se nazývá hloubka profilu, je uvedená v procentech [%].
- **Tloušťka profilu** - kolmá vzdálenost mezi střední křivkou a profilem.

- **Prohnutí profilu** - vzdálenost mezi střední křivkou a tětivou. Důležitým parametrem je maximální prohnutí p profilu, b je vzdálenost od náběžné hrany.

- **Náběžná hrana profilu** - hrana, kde se okolní vzduch prvně střetává s profilem. Tato hrana je zakončena kružnicí o poloměru r.

- **Charakteristické rozměry profilu**:

Tabulka 1 - Charakteristické rozměry [6]

t/c	relativní maximální tloušťka profilu
a/c	relativní poloha největší tloušťky
p/c	relativní maximální prohnutí střední křivky
b/c	relativní poloha největšího prohnutí střední křivky
r/c	relativní poloměr náběžné hrany

1.4 Součinitele vztlaku a odporu

Jedná se o bezrozměrné veličiny [-]. Jsou závislé na tlaku a teplotě vzduchu, rychlosti letu, úhlu náběhu a rozměrech (viz Obrázek 2 - Směr vztlaku a odporu).

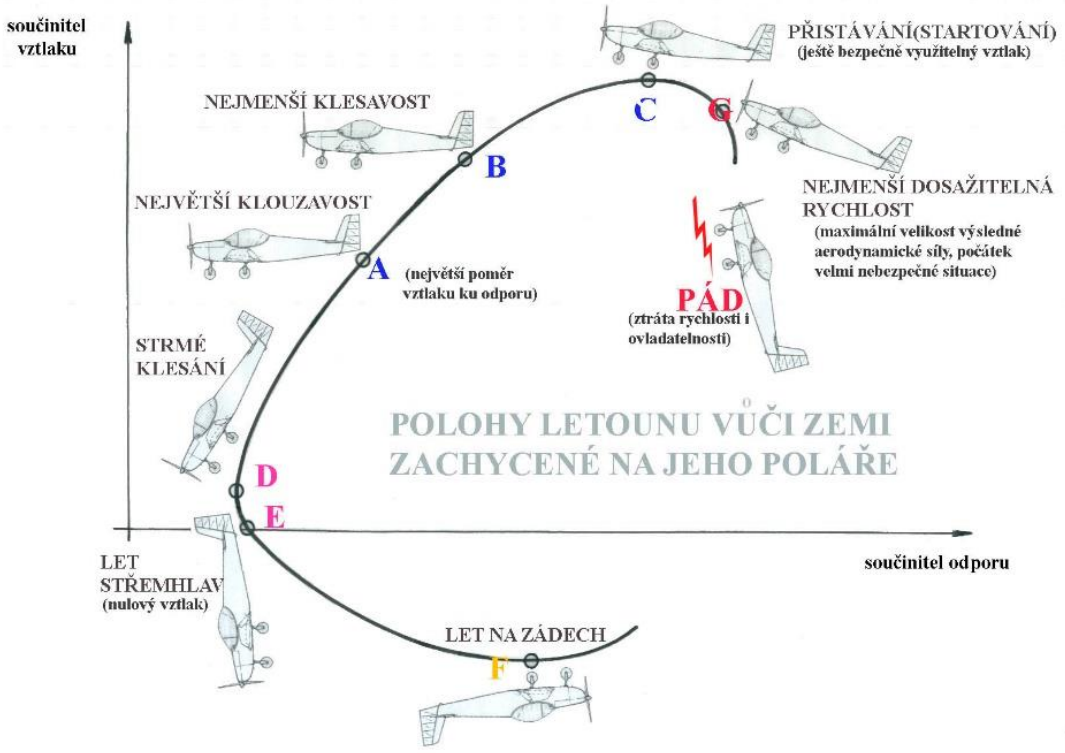
- **Součinitel vztlaku** $\mathbf{c_Y}(\mathrm{c_L})$ vyjadřuje závislost, jak moc dokáže objekt (profil křídla) generovat vztlak.

- **Součinitel odporu** $\mathbf{c_X}(\mathrm{c_D})$ vyjadřuje závislost odporu prostředí na tvaru tělesa.

Polára profilu vyjadřuje závislost vztlaku na odporu (c_Y na c_X). Polára profilu je vždy počítána pro různá **Reynoldsova čísla** (1.6)**:**

$$Re = \frac{\rho\, v\, c}{\mu} = \frac{v\, c}{\nu} \tag{1.6}$$

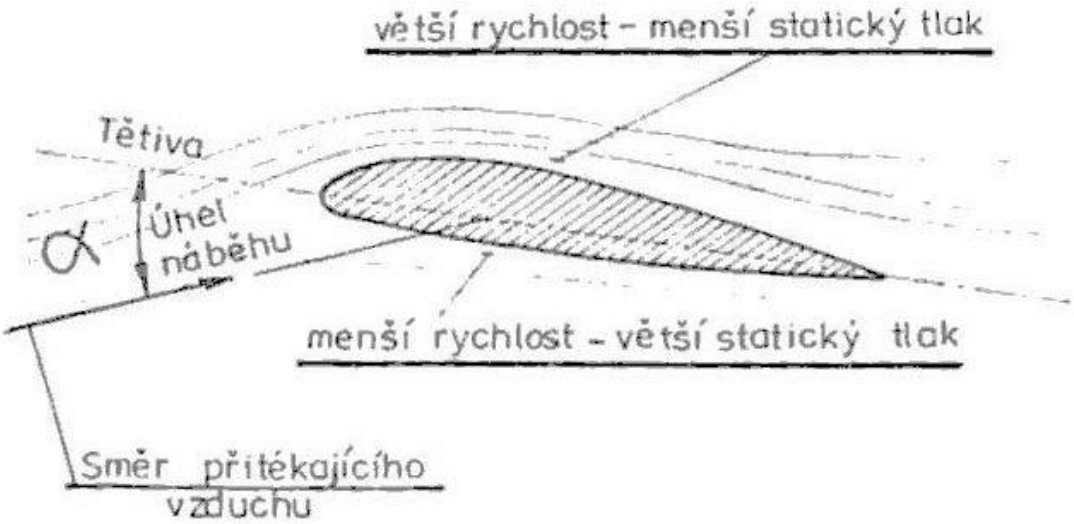
kde ρ je hustota vzduchu, v je rychlost letu, c je délka tětivy, μ je dynamická viskozita vzduchu, ν je kinetická viskozita vzduchu, nejvíce jsou ovlivněna rychlostí letu. Polára nám ukazuje, jak se profil bude chovat při různých letových režimech (viz Obrázek 4 - Polára).



Obrázek 4 - Polára [7]

1.5 Úhel náběhu

Úhel náběhu α je úhel, který svírá nabíhající proud s tětivou profilu (viz Obrázek 5 - Úhel náběhu. Mění základní letové vlastnosti. Na úhlu náběhů jsou závislé součinitele vztlaku a odporu (viz kapitola 1.4). Při velkých úhlech náběhu se může stát, že součinitel vztlaku rapidně poklesne a křídla přestanou vytvářet vztlakovou sílu potřebnou k udržení letadla ve vzduchu. Proto je každý profil předem testován a ověřován, aby se určilo jeho maximální vychýlení, při kterém je schopen generovat vztlak.

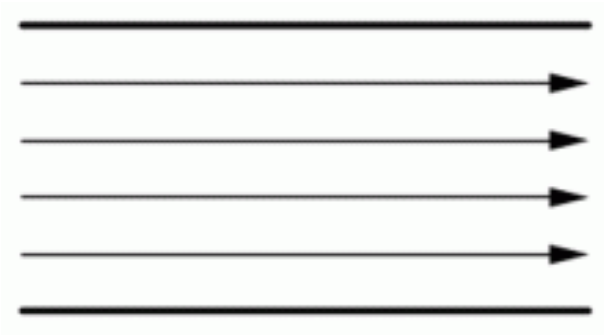


Obrázek 5 - Úhel náběhu [8]

1.6 Proudění

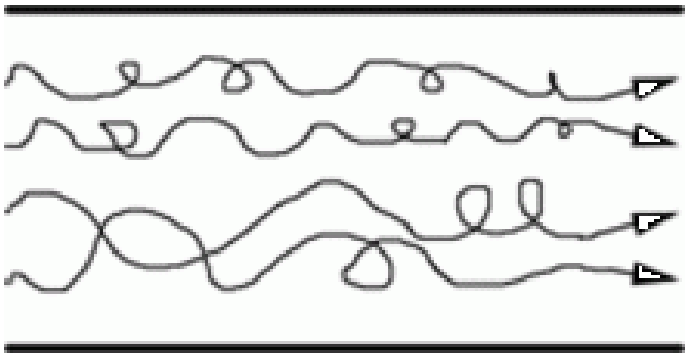
Proudění se skládá z proudového svazku, který je tvořen proudnicemi. Proudnice je dráha vybrané částice obtékající látky. Proudění lze rozdělit na: [1]

- **Laminární** (ustálené) – proudnice jsou přibližně rovnoběžné, jejich dráhy se vzájemně nekříží, částice se posouvají stejným směrem a nerotují [1]



Obrázek 6 - Laminární proudění [9]

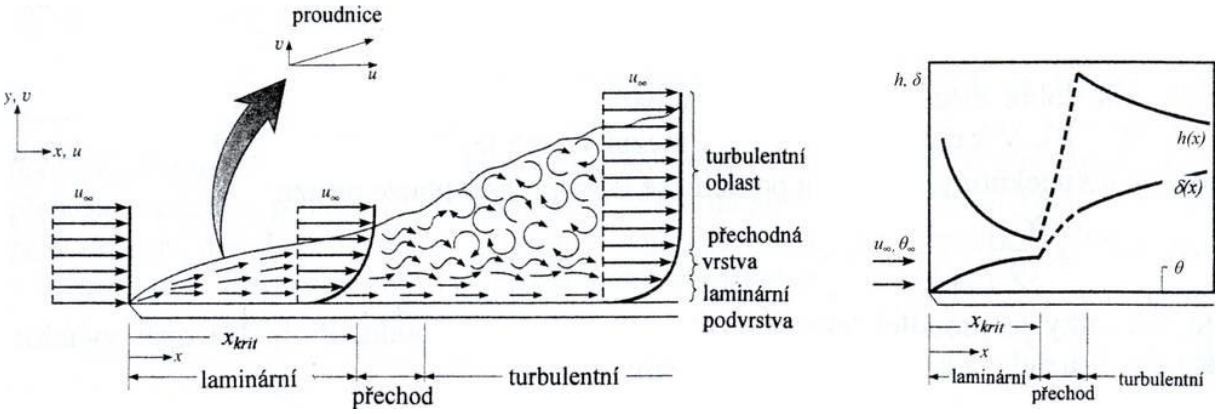
- **Turbulentní** (vířivé) – proudnice mají nestálý směr, chaoticky víří a jejich dráhy se kříží. Dochází při odtržení mezní vrstvy [1]



Obrázek 7 - Turbulentní proudění [9]

1.7 Mezní vrstva

Mezní vrstva je oblast na povrchu tělesa. Rychlost proudění se v těsné blízkosti povrchu blíží nule ($v_{proudění} \rightarrow 0$) a stoupá s rostoucí vzdáleností od povrchu. Vzniká zde odporová (třecí) síla, která je závislá na tloušťce mezní vrstvy. Mezní vrstva je závislá na viskozitě vzduchu, která ovlivňuje tloušťku vrstvy a proudění kolem ní. [1]



Obrázek 8 - Mezní vrstva [10]

Jak je patrné (viz Obrázek 8 - Mezní vrstva), Mezní vrstvu lze rozdělit na:

- laminární
- přechodnou
- turbulentní

Přechod mezi laminární a turbulentní mezní vrstvou dává kritické **Reynoldsovo kritérium** (1.7)**:**

$$Re_k = \frac{\rho\, v\, x_k}{\mu} = 2 * 10^5 - 3 * 10^6 \tag{1.7}$$

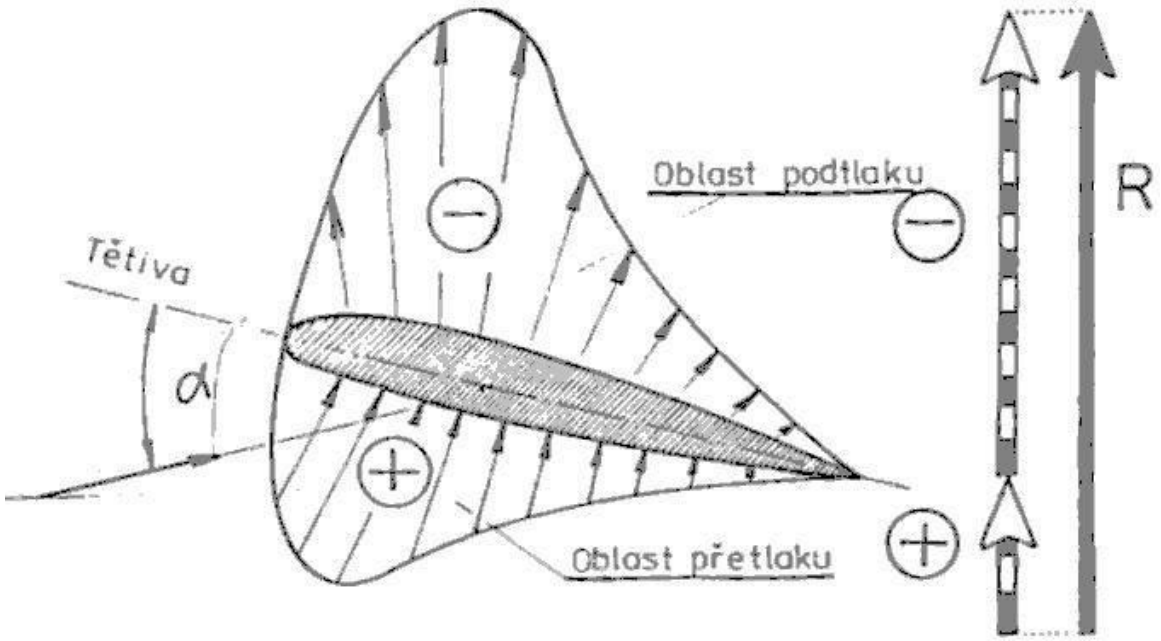
kde x_k je vzdálenost od náběžné hrany, ve které laminární mezní vrstva přechází do turbulentní. Pro přechodnou mezní vrstvu neznáme reálné řešení. [11]

1.8 Tlakové pole

Při obtékání tělesa dochází k rozložení tlaku po profilu a tím rozdílným rychlostem na jeho spodní a na vrchní straně (viz kapitola 1.1.1). Aerodynamický tlak lze rozdělit do těchto tří skupin:

- **Statický** - odpovídá potencionální energii
- **Dynamický** - odpovídá kinetické energii (spojený s pohybem vzduchu)
- **Celkový** - součet statického a dynamického, pokud zanedbáme tření

Statický tlak je příčinou toho, že letadlo nespadne. Na vrchní straně křídla je podtlak, který tvoři přibližně 2/3 celkového vztlaku, vrchní stranu lze nazvat „sací“ stranou. Na spodní straně křídla je přetlak, který tvoří zbylou 1/3 vztlaku. To vše funguje jen při určité rychlosti. Každé letadlo má jinou tzv. pádovou rychlost. [8]



Obrázek 9 - Rozložení tlaku po profilu [8]

2 Aeroelastické jevy

Části letounu (například křídla, řídící a ocasní plochy) podléhají deformacím, které mění charakter konstrukčního celku. Jedná se o vzájemné působení sil, které vznikají při kontaktu s proudícím vzduchem kolem objektu. Je zde mnoho dalších faktorů, které ovlivňují charakter celku. Například aerodynamický ohřev konstrukce, kontakt cizích předmětů s konstrukcí, změny klimatických podmínek, vzájemná reakce materiálů, vnitřní síly, setrvačné síly, případná interakce s řízením a mnoho dalšího. [6]

Aeroelasticita jako taková se především zabývá aerodynamickými, případně hydrodynamickými silami, dále také elastickými a setrvačnými silami. Pro další skupiny zde existují samostatná odvětví, která se danou problematikou zabývají. [6]

Aeroelastické jevy můžeme rozdělit do dvou skupin:

- **statické**
- **dynamické**

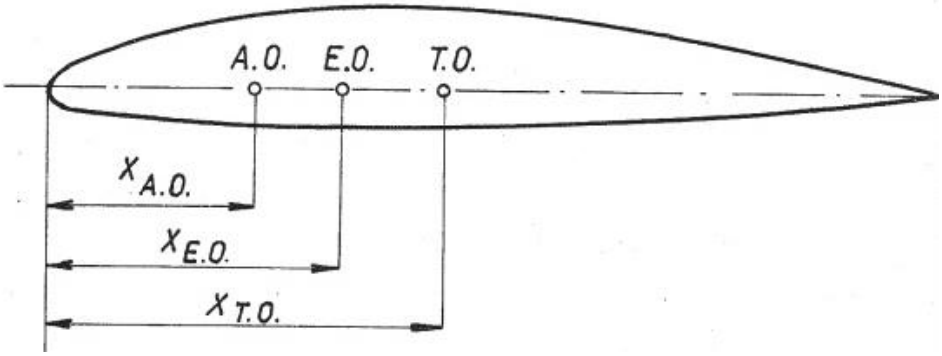
Do aeroelastických jevů bylo zavedeno několik pomocných pojmů pro jednodušší pochopení fyzikální podstaty.

- **Aerodynamická osa (A. O.)** jedná se o myšlenou spojnici všech aerodynamických středů profilu křídla. Aerodynamický střed je definován jako bod $x_{A.O.}$ na tětivě, který se nachází přibližně v ¼ hloubky profilu. V tomto bodě je klopný moment nulový.

- **Elastická osa (E. O.)** jedná se myšlenou spojnici smyšlených středů příčných řezů.

- **Těžištní osa (T. O.)** je tvořena spojnicí všech elementárních úseků profilu křídla [12]

Vzdálenosti jednotlivých smyšlených os:



Obrázek 10 - Vzdálenosti os [12]

2.1 Statické jevy

Statické jevy ovlivňují pouze síly aerodynamické a síly elastické, vytvořené díky pružnosti konstrukce. Jedná se o stacionární část aerodynamiky. Mezi nejvýznamnější statické aeroelastické jevy patři:

- **divergence**
- **reverze**

2.1.1 Divergence

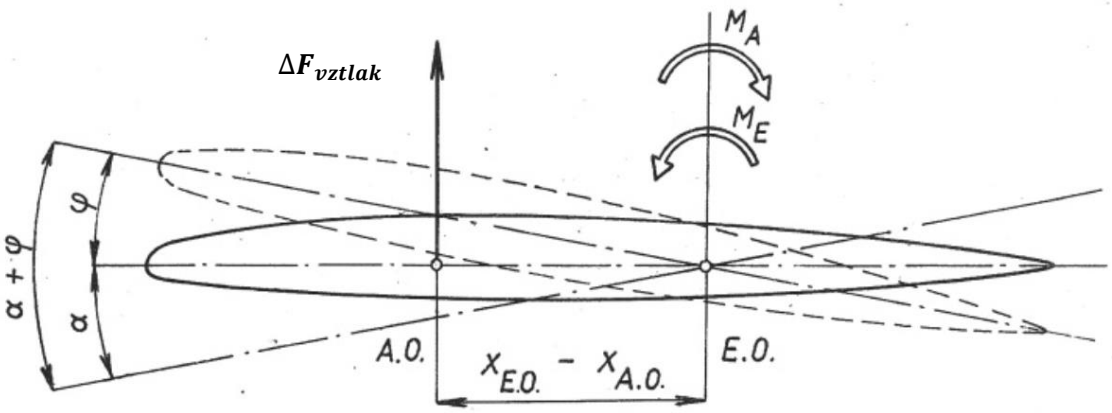
Statický aeroelastický (viz Obrázek 11 - Divergence křídla)jev vzniká, pokud je elastická osa profilu dostatečně daleko za aerodynamickou osou profilu křídla. Při rostoucí rychlosti letu se zvětšuje vztlaková síla ΔF_{vztlak} a tím se dále zvětšuje moment M_A (2.1) vzhledem k E.O. profilu křídla. [13]

$$M_A = \Delta F_{vztlak} * (x_{E.O.} - x_{A.O.}) \tag{2.1}$$

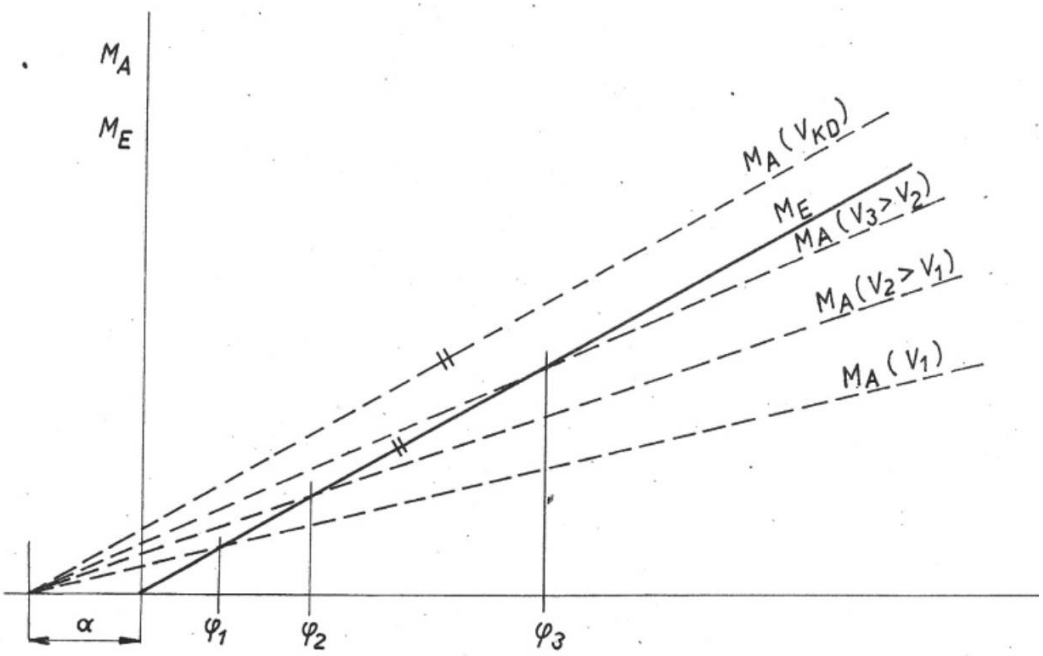
To má za následek, že účinek M_{A1} zkroutí křídlo o úhel φ. Tím se původní úhel náběhu α zvětší o hodnotu φ a nový úhel náběhu bude $\beta = \alpha + \varphi$. V důsledku toho dojde ke zvětšení vztlaku na hodnotu $\Delta F_{vztlak-2}$ a tedy další zvětšení momentu na M_{A2}. V konstrukci vzniká při jejím zkrucování moment elastických sil M_E, který je přímo úměrný velikosti úhlu $\boldsymbol{\varphi}$. Rovnováha mezi oběma momenty ($M_A = M_E$) nastane až při určitém úhlu $\boldsymbol{\beta}$ (viz Obrázek 12 - Rovnost momentů), přičemž tento výsledný úhel náběhu je při rostoucí rychlosti letu ($v_3 > v_2 > v_1$) stále větší. Toto dodatečné zkrucování křídla má za následek nerovnoměrné

rozložení vztlaku. Při překročení určité kritické rychlosti letu (v_{KD}) není konstrukce schopna vnitřními aeroelastickými silami při své deformaci vyrovnat účinek aerodynamických momentů. Dochází k prudké deformaci profilu a k následné destrukci. [12]

Z předchozího popisu je patrné, že zvětšování tuhosti profilu oddálíme v_{KD}, ale nelze ji zabránit. Úkolem je tedy navrhnout dostatečně tuhé těleso tak, aby se při optimální navržené rychlosti neblížilo k v_{KD}. [12]



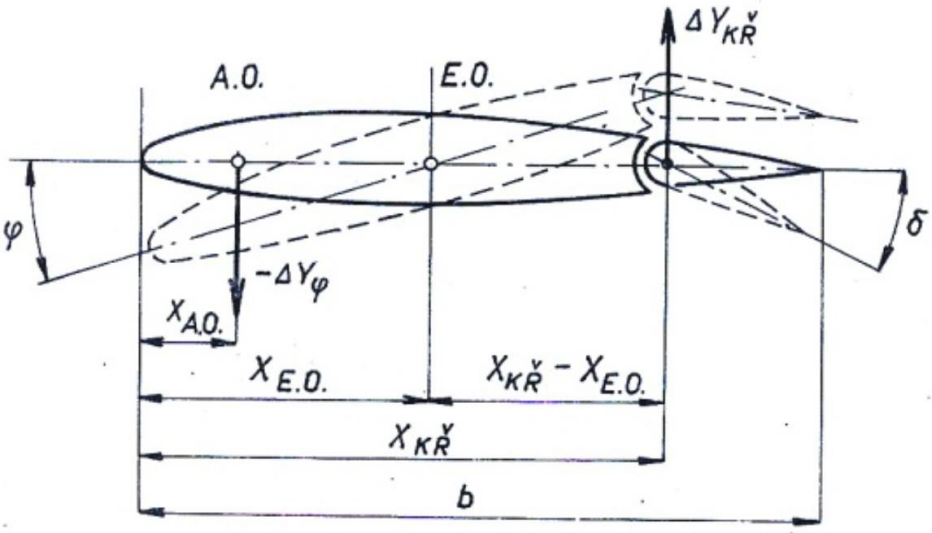
Obrázek 11 - Divergence křídla [12]



Obrázek 12 - Rovnost momentů [12]

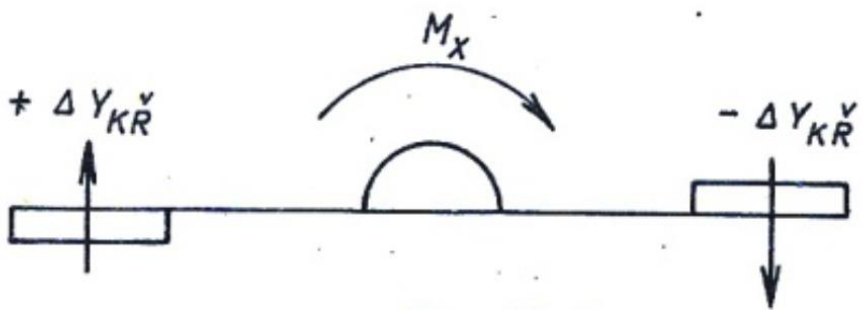
2.1.2 Reverze

Křidélka, která se nachází na odtokové hraně křídla, mají funkci příčného řízení. Při vychýlení kormidla se křidélko na jedné straně posune směrem nahoru a na druhém křídle směrem dolů, čímž vytvoří rotaci letounu. **Reverze** nastává při rozdílné poloze E. O. nosné plochy a působiště aerodynamické síly na kormidle (viz Obrázek 13 - Reverze řízení). [12] [13]



Obrázek 13 - Reverze řízení [12]

Při vychýlení křidélka o úhel δ vzniknou přibližně uprostřed křidélka na jeho ose otáčení přídavné síly $\pm\Delta Y_{kř}$, které vyvozují klonivý moment M_X, otáčející letounem okolo jeho podélné osy x (viz Obrázek 14 - Klonivý moment).



Obrázek 14 - Klonivý moment [12]

Současně však přídavné síly $\Delta Y_{kř}$ vyvodí k E.O. křídla kroutící momenty (2.2):

$$\Delta M_k = \Delta Y_{k\check{r}} * (x_{A.O.} - x_{E.O.}) \tag{2.2}$$

které křídlo zkroutí o úhel $\pm\varphi$. O tento úhel se změní výsledný úhel náběhu. V důsledku této změny vzniknou v A. O. křídla opačné přídavné aerodynamické síly, které klonivý moment M_X sníží. Výsledná síla (2.3):

$$\Delta Y_V = \Delta Y_{k\check{r}} - \Delta Y_{\varphi} \tag{2.3}$$

Při zvětšování rychlosti letu se zvětšuje zkroucení křídla φ, proto vzrůstá ΔY_{φ} a zmenšuje se výsledná síla ΔY_V. To má za následek snižování účinnosti křidélek. Při kritické rychlosti reverze v_{KRev} platí (2.4):

$$\Delta Y_{k\check{r}} - \Delta Y_{\varphi} = 0 \tag{2.4}$$

Vychylování křidélek při této rychlosti je neúčinné. Po překročení kritické rychlosti $\mathbf{v_{KRev}}$ budou mít křidélka opačný účinek. **[12]**

2.2 Dynamické

Dynamické jevy probíhají na základě působení aerodynamických a elastických sil, ke kterým se přidávají síly setrvačné. U statických aeroelastických jevů se daly tyto jevy oddalovat zvyšování tuhosti konstrukce, u dynamických jevů je to však složitější. Jsou charakterizovány dalšími parametry, a to je hustota konstrukce a její rozložení. Ta je spojena s termínem vlastní frekvence kmitání, jedná se o frekvence, kdy se konstrukce rozkmitá v rezonanci. Rozložení hustoty ovlivňuje, jak se konstrukce bude deformovat a zda bude vyvolané aerodynamické síly tlumit, nebo je naopak budí. Mezi nejznámější dynamické jevy patří: [12]

- **Flutter**
- **Buffeting**

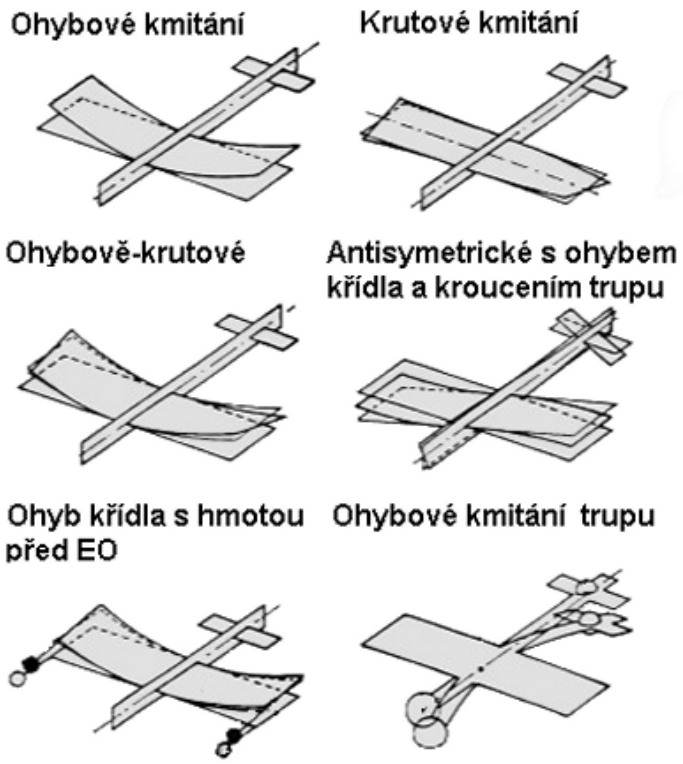
Krom výše zmíněných parametrů (hustota konstrukce a její rozložení), je zde pojem hmotové vyvážení konstrukce. Křidélka, kormidla, případně pomocné vyvažovací plochy jsou zavěšené na draku tak, že se na svých závěsech mohou pohybovat (kývat) kolem své osy otáčení. Při pohybech letounu se zrychlením, jako jsou prudké manévry, průlet turbulencí nebo při pružném rozkmitaní části letounu vznikají setrvačné síly, které působením na pohyblivou řídicí plochu mohou způsobit její nežádoucí vychýlení. Vychýlené kormidlo pak vyvolá změnu aerodynamických sil a jsou-li tyto změny periodické, mohou vzniklé parazitní

síly za nepříznivých okolností vyvolat samobuzené nebezpečné kmitání křídel, ocasních ploch nebo i trupu letounu. Způsoby vyvažování: [12]

- Statické vyvažování
- Dynamické vyvažování
- Kombinované (statické + dynamické)

2.2.1 Flutter

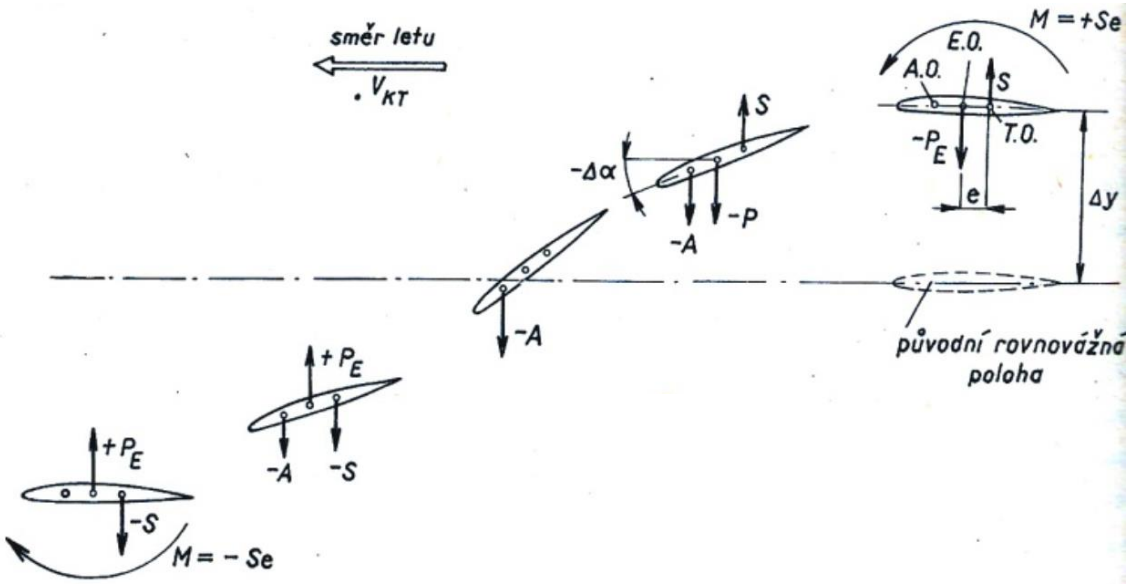
Flutter, jinak známé jako třepetání, je speciální druh kmitání konstrukce. Jedná se o samobuzené kmitání, protože při něm vznikají přídavné aerodynamické síly, které budí a podporují další kmity. Mohou zvětšovat amplitudu kmitání, až do selhání konstrukce a její destrukci. K tomu, aby došlo k samobuzení, je třeba, aby existovala zpětná vazba mezi působící silou, která předá svoji energii konstrukci v takovém časovém úseku, aby kmitání konstrukce bylo nadále podporované. Existuje více druhu třepetání (viz Obrázek 15 - Druhy třepetání). [13] [12]



Obrázek 15 - Druhy třepetání [13]

Na obrázku (viz Obrázek 12 - Rovnost momentů) je znázorněn rozložený pohyb kmitání řezu křídla za letu kritickou rychlostí v_{KT}. Jedná se o ohybově – kroutivé třepetání. Při nahodilé a

náhlé změně průhybu křídla (příkladem je změna poryvu) o hodnotu Δy se křídlo vrací zpět do rovnovážné polohy účinkem elastické síly P_E, která při změně průhybu vznikla. V současné chvíli dochází v těžištní ose (T.O.) křídla ke vzniku setrvačné síly S, která vytváří k elastické ose (E.O) moment $+Se$. Ve zkrucujícím se křídle vzniká záporný úhel náběhu $-\Delta\alpha$. V důsledku nakroucení křídla vzniká v aerodynamické ose (A.O.) křídla přídavná aerodynamická síla $-A$, která působí ve směru pohybu, ta podporuje kmitání křídla. Při průchodu původní rovnovážnou polohu je křídlo stále nakroucené a záporná aerodynamická síla $-A$ stále přivádí do křídla energii z proudícího prostředí. Při cestě z dolní vychýlené polohy do polohy rovnovážné zkroutí se křídlo působením záporného momentu $-Se$ opačně, takže opět projde přes původní rovnovážnou polohu deformováno náběžnou hranou nahoru. Při této deformaci vzniká přídavná aerodynamická síla $+A$, která opět působí ve směru pohybu a podporuje další kmitání křídla. [12]



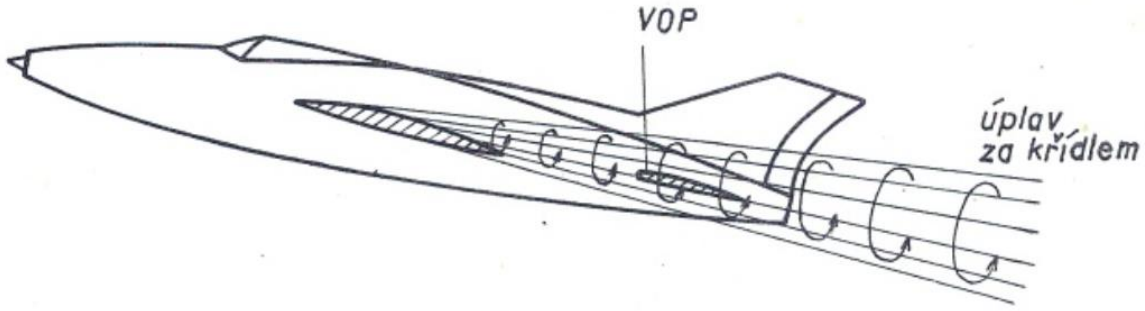
Obrázek 16 - Ohybově - kroutivý flutter [12]

Další vážné problémy, které mohou přispět k rozvoji flutteru jsou vůle ovládání kormidla. Protože i při zcela zablokované řídící páce se nepatrným vychýlením kormidla může projevit síla, která vybudí kmitaní. Proto je potřeba vůle v řídícím systému co nejvíce snížit, případně je v průběhu provozu pravidelně kontrolovat. [12]

2.2.2 Buffeting

Buffeting, jinými slovy třepání. Jedná se o vynucené kmitaní z některé části konstrukce letounu (například křídlo). Je způsobeno vířivým prouděním, které se odtrhlo od obtékaného povrchu konstrukce. V místech přechodu křídel do trupu se mohou vytvářet periodické víry,

které rozkmitávají zadní ocasní plochy (případně potahy na zádi trupu). Toto vybuzené vynucené kmitání má za následek únavu materiálu, kdy se na povrchu mohou vytvářet nebezpečné trhliny, které vedou k odtržení dané části konstrukce. Velmi často se projevují drnčením potahu, které je velice nepříjemné pro pilota a osádku letounu. Příkladem je třepání vodorovných ocasních ploch (VOP) v úplavu křídla (viz Obrázek 17 - Příklad buffetingu). [12]



Obrázek 17 - Příklad buffetingu [12]

2.2.3 Aeroelastická odezva

Jedná se o přechodná zatížení konstrukce, která vnikají při průletu vzdušnými poryvy, při nárazu s jiným objektem (ptactvo), nebo nárazem o povrch země (přistávací dráha). Toto zatížení může dosahovat velmi vysokých hodnot. Dalším zdrojem může být i odhoz nákladu a břemen za letu (příkladem je letecká puma), případně spuštění hlavňových zbraní. Studium aeroelastické odezvy je velice komplikované, vyžaduje rozbor průběhu přechodného zatížení a znalost spektra vlastních frekvencí kmitání konstrukce letadla. [12]

3 Matematické řešení

Každý nový návrh musí mít svoje opodstatnění. Nejdříve je potřeba samotnou myšlenku nějakým způsobem navrhnout a stvořit. Následně ji odůvodnit a podrobit ji předběžným teoretickým výpočtům, zda by měl daný návrh smysl. Pokud je předběžný výpočet dostačují, tak můžeme přejít k dalšímu kroku, a to jeho simulací v prostředí (viz. kapitola 4). Když i zde získáme dostačující výsledky, má potom samotný návrh smysl dále prezentovat a přejít do fáze experimentální a fáze konstrukčního řešení.

3.1 Teorie nosné čáry

Pro stanovení rozložení součinitele vztlaku a odporu podél rozpětí křídla byla za 2. světové války vytvořena teorie „LTT“ („Lift line theory“), která byla prvně zpracována v Německu Ludwigem Prandtlem. Tento objev přinesl do letectví analytický popis aerodynamiky křídla s konečným rozpětím. Teorie byla využívána jakožto pomocný nástroj s dostatečnou přesností na stanovení průběhu součinitele vztlaku podél rozpětí, tedy vztlak vytvořený křídlem a proudícím vzduchem. S LTT lze provádět optimalizace pro různé geometrické parametry křídla (například použité profily v jednotlivých sekcích, zkrocení křídla, atd.). Dále poskytuje informace o lokání změně proudění v daném místě. Tuto metodu lze rozdělit do dvou skupin: [14]

- **Obtékání křídla s nekonečným rozpětím**
- **Obtékání křídla s konečným rozpětím**

3.2 Teorie tenkého profilu

Tato metoda výpočtu je vhodná pro řešení 2D proudění, které se omezuje na nevazké proudění a na řešení tenkých profilů. Je zde zaveden požadavek na geometrii profilu, aby prohnutí střední křivky profilu bylo malé, dále je požadavek malé úhly náběhu. Velikost místní rychlosti na profilu se skládá z v_∞a přídavných složek rychlosti $\mathrm{v_x}$ a $\mathrm{v_y}$. Vzhledem k malému prohnutí střední křivky profilu a malé tloušťce se složka v_y zanedbává. Přídavná rychlost $\mathrm{v_x}$ je ve vztahu s elementární cirkulací (3.1): [14]

$$d\Gamma = 2 * v_x dx \tag{3.1}$$

3.3 2D Panelová metoda

2D panelová metoda je numerická výpočtová metoda, pomocí které lze popsat potenciální nestlačitelné proudění tekutiny při obtékání profilu libovolného tvaru při libovolném úhlu náběhu. Hlavním výsledkem výpočtu je získání rozložení rychlosti po profilu, potažmo po přepočítání rozložení tlaku po profilu. Metoda spočívá v nahrazení spojité geometrie profilu obecnou lomenou křivkou, která je složená z N částí – panelů. Na obrázku (viz Obrázek 18 - 2D panelová metoda je vysvětleno značení i-tého z celkem N panelů o délce Si. Každý panel je specifikován geometrickými souřadnicemi bodů na svých koncích. Úhel θ je úhel, který svírá normála panelu s kladnou osou y. Na každém panelu je zavedeno imaginární vírové vlákno o intenzitě γi, které nahrazuje mezní vrstvu na povrchu profilu. Na panelu je generována cirkulace (3.2): [14]

$$\Gamma_i = \gamma_i \mathrm{i} * \mathrm{S}_i \tag{3.2}$$

V této metodě je řešena soustava (N+1) rovnic pro (N+1) neznámých (3.3):

$$v_{y\infty} y_i - v_{x\infty} x_i - \sum_{j+1}^{N} A_{i,j} \gamma_{Oj} - C = 0; \tag{3.3}$$

$$\gamma_{C,1} = -\gamma_{C,N} \tag{3.4}$$

Kde $\gamma_{C,j}$ je vírová intenzita a druhá rovnice vyjadřuje takzvanou Kuttovu podmínku (3.4). Při řešení rovnic bez její implementace dochází ve vyřešeném proudovém poli k výraznému přetékání proudnic v oblasti odtokové hrany profilu ze spodní strany profilu na horní stranu. Tato podmínka vnáší požadavek vyrovnaných rychlostí na horní a dolní straně profilu v oblasti odtokové hrany. Člen $A_{i,j}$ v rovnici je definován (3.5): [14]

$$A_{i,j} = \frac{1}{2\pi} \int_S \ln(|\bar{r}_i - \bar{r}_C|)\, ds \tag{3.5}$$

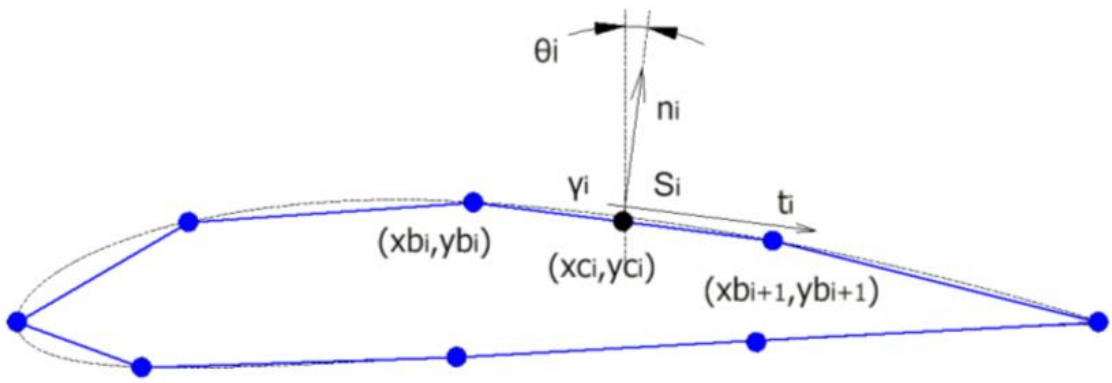
$$|\bar{r}_i - \bar{r}_C| = \sqrt{(x - x_C)^2 + (y - y_C)^2}; \tag{3.6}$$

Index i v soustavě, kde i = 1…N, značí středy panelů, popřípadě jejich souřadnice. Index j (j = 1…N) je sčítací index v každé rovnici. Vzhledem k tomu, že fyzikální interpretací $\gamma_{C,j}$ je

$\gamma_{C,j} = v_j$, známe vyřešením soustavy rovnic přímo rozložení rychlosti po profilu. Nyní lze už jen stačí přepočítat rychlosti na hodnoty tlakových součinitelů, neboť platí (3.7): [14]

$$c_p = 1 - \frac{\gamma_C^2}{v_\infty^2} \tag{3.7}$$

Prostorovým ekvivalentem popsané 2D panelové metody je 3D panelová metoda.



Obrázek 18 - 2D panelová metoda [14]

3.4 Výpočetní program Xflr 5

Tento program využívá kombinaci teorie nosné čáry (viz kapitola 3.1) a 2D panelové metody (viz kapitola 3.3). Je to nová modifikace předchozího programu XFoil, který pracoval na stejném principu. Tento program je rozšířen o možná vstupní nastavení, která byla následně využita ve vlastních výpočtech.

3.4.1 Ověření metody

Zadání: Porovnat výsledky výpočtu z programu Xflr 5 s oficiálníma daty, které jsou dostupné z webu: airfoiltools.com. Jedná se jednat o profil NACA 0010 s následujícími vstupními podmínkami: Re = 100 000; Ma = 0,5; Ncrit = 9.

Tabulka 2 - Ověření metody

alpha[°]	Oficiálně	Vypočteno	Chyba CL [%]	Oficiálně	Vypočteno	Chyba CD [%]
	CL [-]			CD [-]		
-10,500	-0,556	-0,703	1,2650	0,108	0,113	1,0463
-10,000	-0,839	-0,661	0,7886	0,072	0,106	1,4665
-7,500	-0,794	-0,789	0,9940	0,031	0,032	1,0059
-5,000	-0,573	-0,574	1,0019	0,017	0,017	0,9985
-2,500	-0,375	-0,375	0,9989	0,013	0,013	1,0014
0,000	0,000	0,000	-	0,013	0,013	0,9997
2,250	0,352	0,375	1,0640	0,013	0,013	0,9928
5,000	0,573	0,574	1,0018	0,017	0,017	0,9984
7,500	0,794	0,789	0,9941	0,031	0,032	1,0059
10,000	0,840	0,809	0,9640	0,073	0,072	0,9933
	Průměrná chyba [%]		1,0081	Průměrná chyba [%]		1,0509

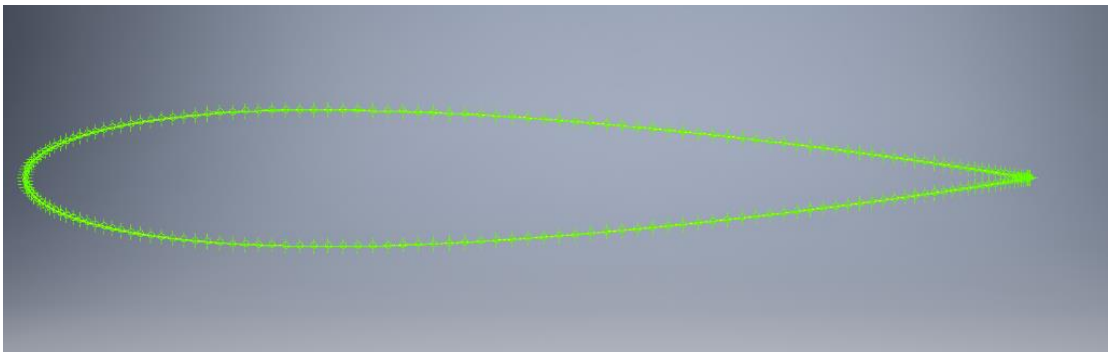
Závěr: Výsledek matematických výpočtů se velmi blíží skutečným hodnotám. Proto tento program považuji za věruhodný a budu s ním nadále počítat.

3.4.2 Konstrukce reálného profilu

Za 2. světové války byl využíván na letounech Spitfire profil série NACA 2000 (2XXX). Problémem u těchto letadel bylo, že při překročení kritického úhlu náběhu se mezní vrstva odrhla po celé délce křídla, díky eliptickému tvaru, který zajišťoval rovnoměrné rozložení vztlaku.

Zadání: Sestrojit geometrii reálného profilu křídla NACA 2013 pomocí programu Autodesk Invertor Professional. Následně importovat jeho geometrii do matematického aparátu Xflr5 pro základní určení charakteristik profilu. Re = 100 000; Ma = 0,5; Ncrit = 9.

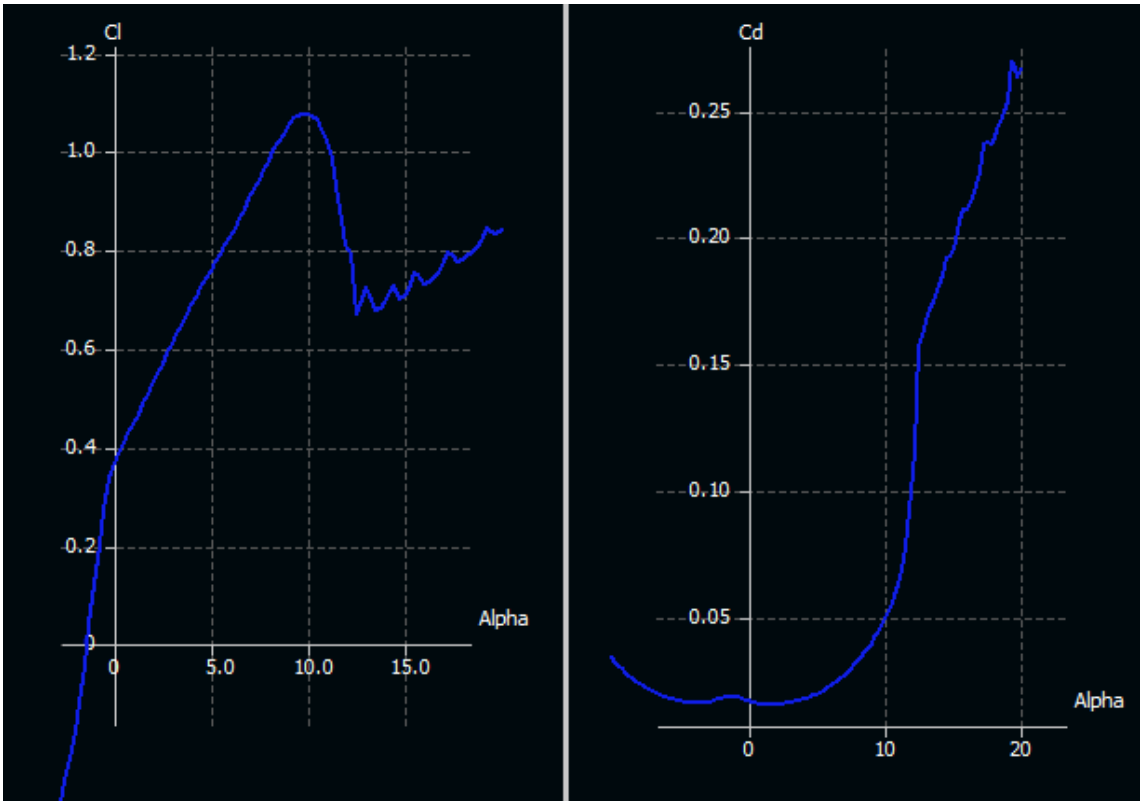
Postup a výsledky: Nejdříve bylo potřeba stáhnout koordinační body, které popisují profil. Následně je propojit křivkou, ověřit spojení a opravit chyby. Tuto geometrii bylo třeba exportovat a otevřít ji v programu Xflr5. Poté nastavit vstupní parametry a spustit výpočet.



Obrázek 19 - Geometrie profilu NACA 2013

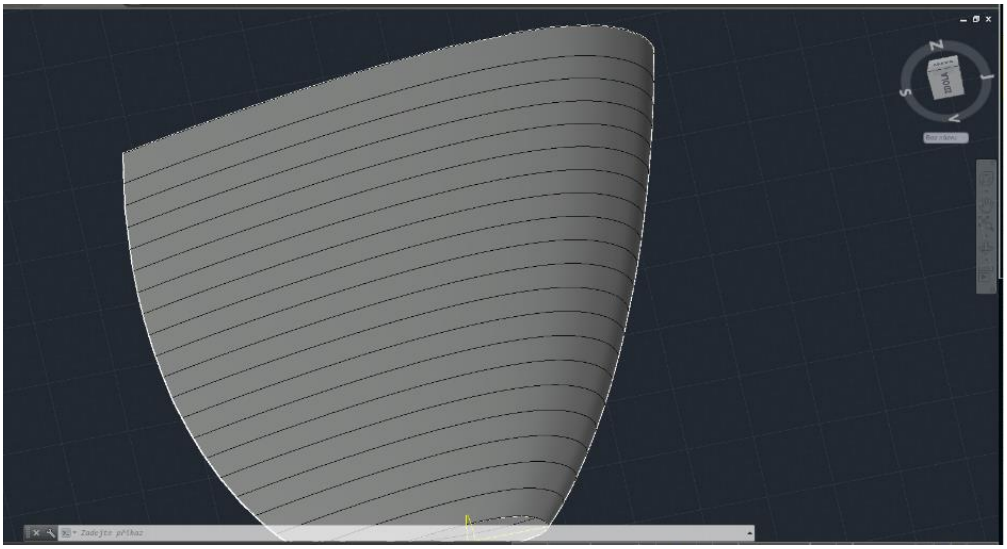
Tabulka 3 - Výsledky profilu NACA 2013

Alpha [°]	Cl [-]	Cd [-]
9,00	1,0484	0,0388
9,25	1,0649	0,0416
9,50	1,0704	0,0435
9,75	1,0739	0,0460
10,00	1,0741	0,0488
10,25	1,0706	0,0518
10,50	1,0617	0,0548
10,75	1,0446	0,0581
11,00	1,0188	0,0622



Obrázek 20 - Součinitele vztlaku (Cl) a odporu (Cd) na úhlu náběhu (Alpha)

Závěr: Jak je patrné z výsledků a grafů, tak při větších úhlech náběhu víc jak 10° součinitel vztlaku klesá. Další hodnoty lze najít v přílohách (viz Příloha 1 - Tabulka výsledků 1). Po výpočtech jsem sestrojil křídlo (viz. Obrázek 21 - Křídlo letounu Spitfire s profilem NACA 2013) „Spitfiru“ pro ukázku.

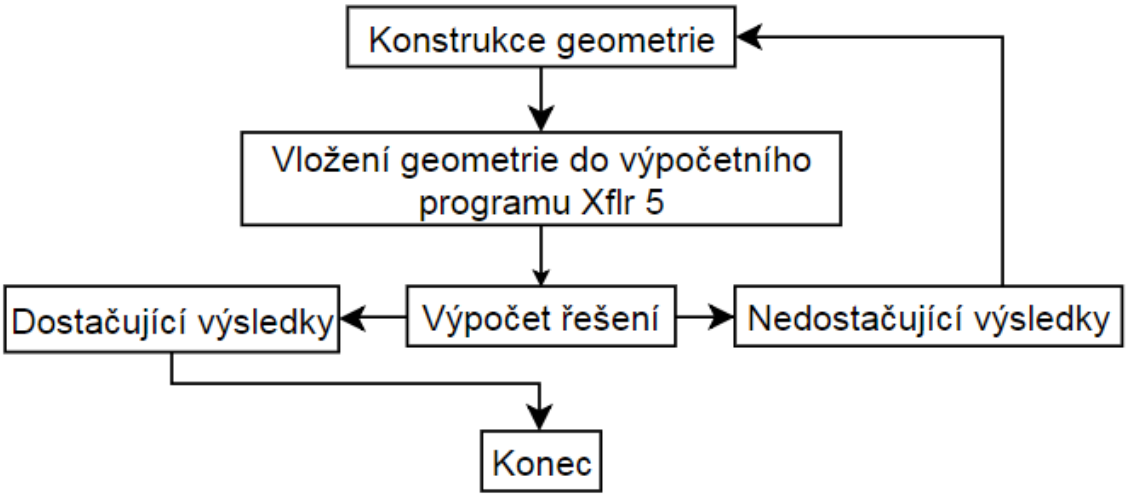


Obrázek 21 - Křídlo letounu Spitfire s profilem NACA 2013

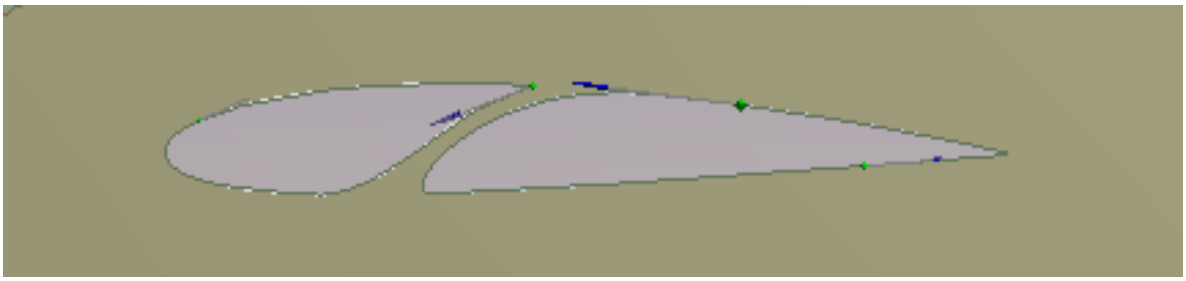
3.4.3 Návrh modifikace profilu

Zadání: Navrhnout a sestrojit modifikaci profilu NACA 2013 tak, aby při překročení úhlu náběhu 10°, neztratil profil křídla vztlak. Re = 100 000; Ma = 0,5; Ncrit = 9.

Slovní a blokové schéma řešení: Zavedení vnitřní štěrbiny, která povede skrz profil křídla (viz. Obrázek 23 - Geometrie profilu NACA 2013 s modifikací). Následně sestrojit geometrii profilu s modifikací, podrobit ho matematické analýze a poté ověřit, zda splňuje vstupní podmínku v zadání.



Obrázek 22 - Diagram Xflr5

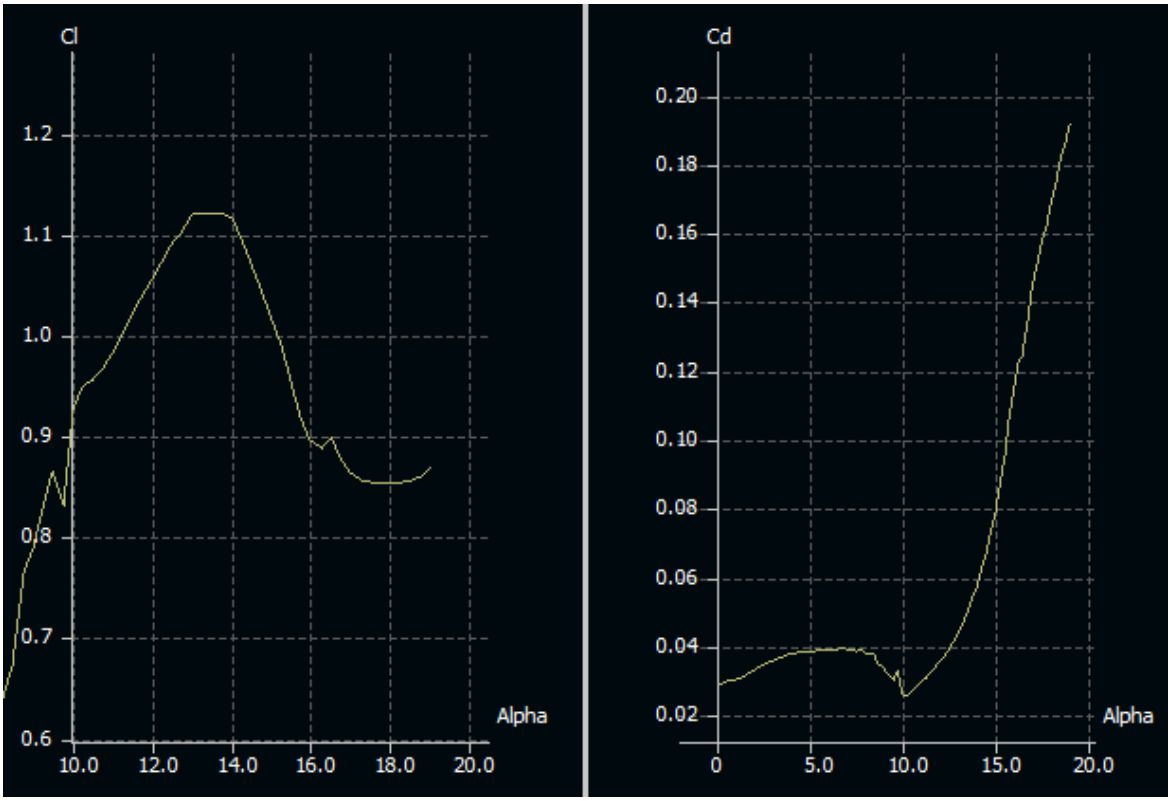


Obrázek 23 - Geometrie profilu NACA 2013 s modifikací

Postup a výsledky: Prvně se pomocí funkcí a nástrojů, které nabízí ANSYS: Design Modeler, vytvořila štěrbina. Pomocí nástrojů se vyřízla štěrbina do profilu. Následovalo ověření geometrie. Do programu Xflr5 se geometrie naimportovala. Poté bylo potřeba připravit program na spuštění výpočtu, tzn. nastavit vstupní data a parametry. Následovala analýza dat.

Tabulka 4 - Výsledné hodnoty profilu NACA 2013 s modifikací

alpha [°]	Cl [-]	Cd [-]
10,00	0,9276	0,0258
10,25	0,9485	0,0257
10,50	0,9544	0,0271
10,75	0,9679	0,0283
11,00	0,9828	0,0296
11,25	1,0029	0,0308
11,50	1,0202	0,0322
11,75	1,0370	0,0337
12,00	1,0563	0,0354
12,25	1,0741	0,0372
12,50	1,0900	0,0391
12,75	1,1016	0,0414
13,00	1,1198	0,0437
13,25	1,1212	0,0469
13,50	1,1211	0,0501
13,75	1,1208	0,0533
14,00	1,1154	0,0569
14,25	1,0934	0,0616
14,50	1,0701	0,0668
14,75	1,0453	0,0725
15,00	1,0187	0,0789



Obrázek 24 - Součinitele vztlaku (Cl) a odporu (Cd) na úhlu náběhu (Alpha) profilu s modifikací

Závěr: Jak je vidět (viz Obrázek 24 - Součinitele vztlaku (Cl) a odporu (Cd) na úhlu náběhu (Alpha) profilu s modifikací), tak vztlaková čára se posunula směrem vpravo nahoru. Tím se kritický úhel náběhu posunul na hodnotu 13,25°. Výsledky jsou pouze teoretické. Hodnoty, které v daném místě profilu divergují, se do výpočtu neuvažují. Poté jsou tyto výsledky aproximovány. Možné vysvětlení tohoto posunutí je, že štěrbina funguje jako posunutý slot a zároveň předsunutá klapka. To má za následek, že při menších úhlech náběhu je součinitel vztlaku nižší. Další výsledky jsou uvedeny v příloze (viz Příloha 2 - Tabulka výsledků 2).

4 Simulované obtékaní profilu

Simulace projektů patří k moderní technologii 21. století. Umožňuje nám předem říct, zda má smysl dále pokračovat v dané práci. Šetří náš čas a finance, které by bylo jinak potřeba vložit do vývoje. Vytváří virtuální pohled na danou problematiku, který se chová téměř stejně jako v reálném prostředí.

Zvolil jsem simulační program ANSYS Fluent (CFD), který bude popsán níže (viz. 4.1). Simulace bude složena pouze z mechaniky tekutin, tzn. výměnu tepla, reakce konstrukce, stlačitelnost vzduchu, apod. neuvažuji. Jelikož se nejdříve snažím zjistit, zda daný profil bude vyhovovat. Zohledním však viskozitu (turbulence) prostředí a výměnu energií.

4.1 ANSYS CFD (Computation Fluid Dynamics)

ANSYS Fluent je počítačový program, který slouží k modelování proudění (mechanika tekutin), termodynamiky a chemické reakce. Základní metodikou tohoto výpočetního programu jsou soustavy parciálních diferenciálních rovnic, které jsou interpretací fyzikálních zákonů [15]

4.1.1 Princip výpočtu

Jak bylo řečeno, tento program používá interpretaci fyzikálních zákonu: zákon zachování hmoty, zákon zachování energie a druhého Newtonova pohybového zákona. [15]

Zákon zachování hmoty (rovnice kontinuity) (4.1)**:**

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla * (\rho \vec{v}) = 0 \tag{4.1}$$

Tato rovnice je ekvivalentem rovnice kontinuity. ρ značí hustotu, $\vec{v}$ vektor rychlosti.

Vyjádření 2. Newtonova pohybového zákona (rovnice hybnosti) (4.2)(4.3)(4.4)**:**

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla * (\rho u \vec{v}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x \tag{4.2}$$

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla * (\rho u \vec{v}) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + \rho f_y \tag{4.3}$$

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla * (\rho u \vec{v}) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z \tag{4.4}$$

Veličiny u, v, w jsou příslušné složky místního vektoru rychlosti $\vec{v}$, τij značí složku smykového napětí a fx, fy, fz složku objemové síly. [15]

Zákona zachování energie (energetická rovnice) (4.5)**:**

$$\frac{\partial}{\partial t}\left[\rho\left(\frac{v^2}{2}\right)\right] + v\left[\rho\left(e + \frac{v^2}{2}\right)\right] = \tag{4.5}$$
$$+\frac{\partial(u\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(u\tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial(u\tau_{zx})}{\partial z} + \frac{\partial(v\tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial(v\tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial(v\tau_{zy})}{\partial z} +$$
$$+\frac{\partial(w\tau_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial(w\tau_{yz})}{\partial y} + \frac{\partial(w\tau_{zz})}{\partial z} + \rho\vec{f} * \vec{v}$$

Kde e značí měrnou vnitřní energii, $\dot{q}$ měrné teplo, k tepelná vodivost a T termodynamická teplota. [15]

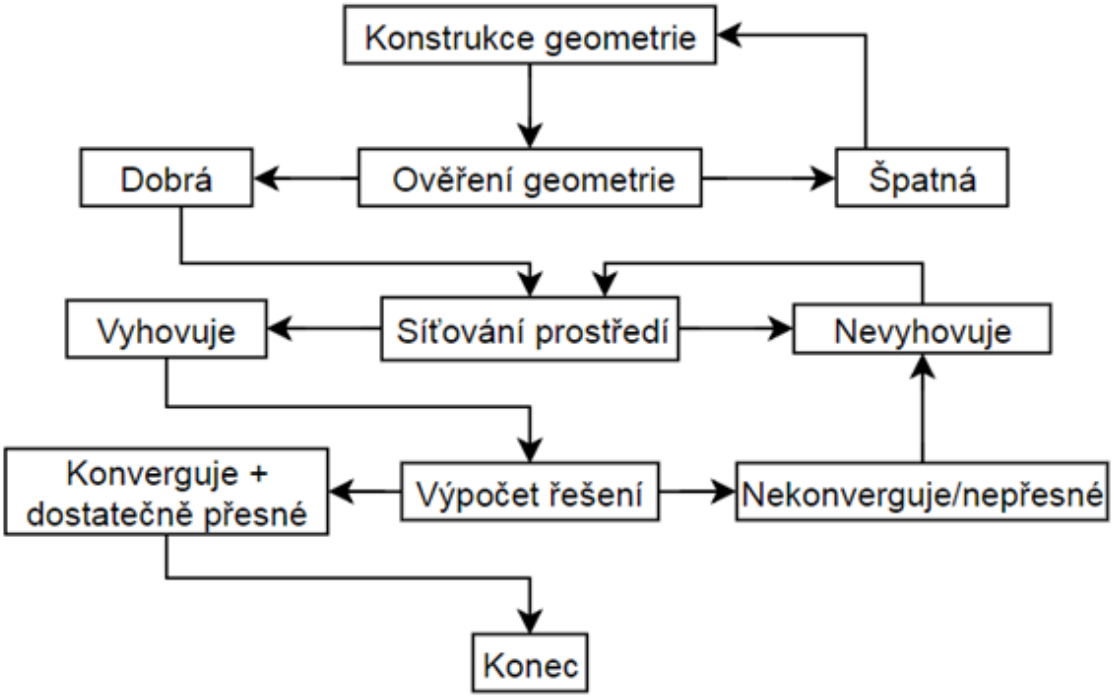
Stavová rovnice (4.6)**:**

$$p = \rho R T \tag{4.6}$$

4.2 Simulace

Zadání: V programu ANSYS Fluent nasimulovat průběh proudění kolem modifikovaného profilu NACA 2013.

Slovní a blokové schéma řešení: Z předchozího zadání vložit geometrii modifikovaného profilu naimportuju do programu ANSYS. Zde se vytvoří síť prostředí a obtékaného profilu. Pojmenování hranic, vstupů a výstupů. Následně spuštění výpočetního programu Fluent. Nastavení vstupních dat a spuštění výpočtu. Následuje analýza dat.

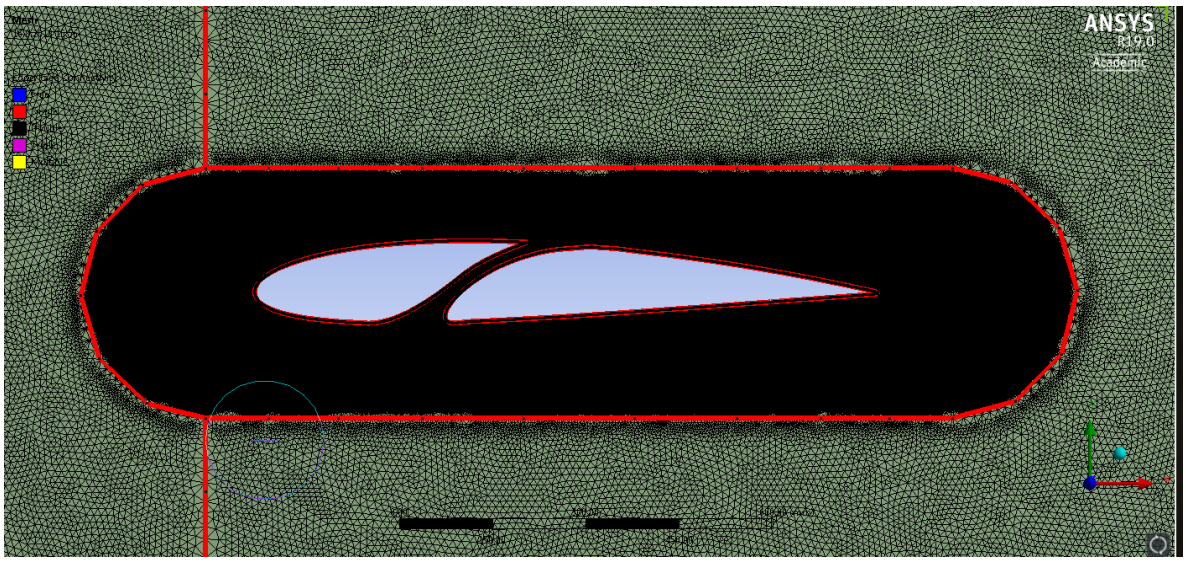


Obrázek 25 - Diagram ANSYS CFD

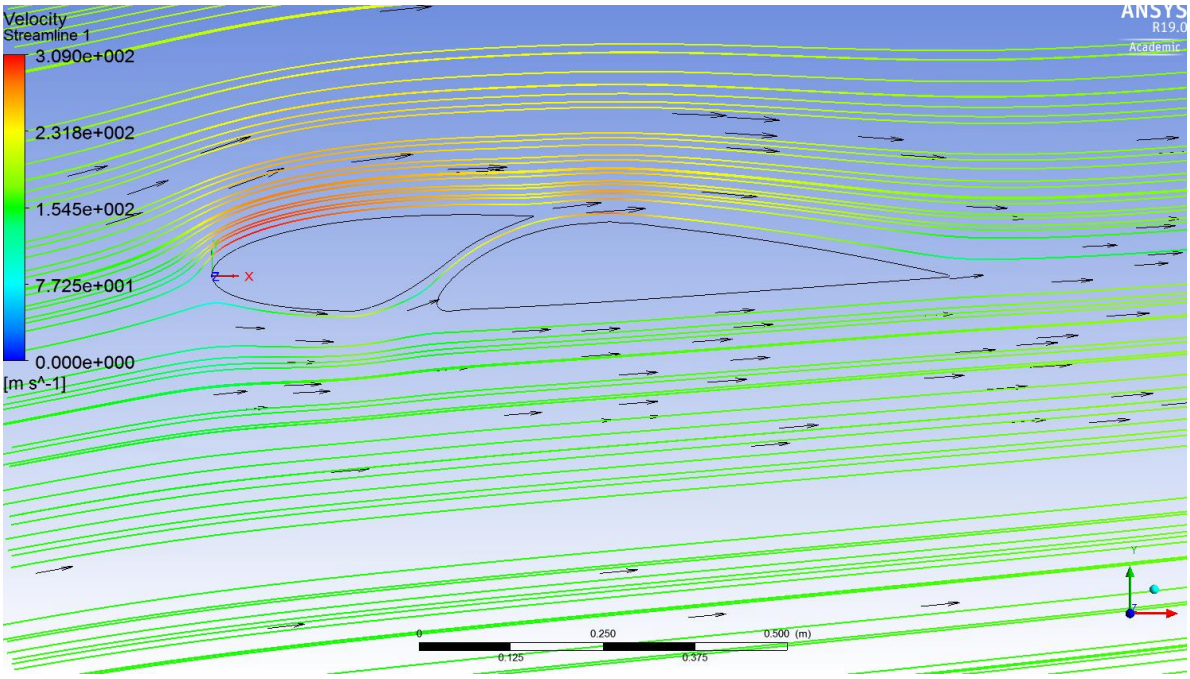
Postup a výsledky: Nejdříve bylo potřeba vytvořit samotnou geometrii profilu se štěrbinovou modifikací. To bylo značně zjednodušené tím, že z předchozího zadání již byla vytvořena, takže stačilo samotné importování geometrie. Následovalo vytvoření prostředí kolem profilu, zde byly využity předdefinované nástroje programu. Vyříznutí objektu (profilu) do prostředí. Dále bylo potřeba vytvořit síť prostředí. To znamená, že se prostředí rozdělilo na elementární části, které Fluent následně počítá. Zde mohl vzniknout problém, jelikož při „hrubém“ síťování mohou vznikat nepřesnosti, které se projeví ve výsledku. Při „jemném“ síťování naopak zanášíme příliš mnoho elementárních úseků, které je potřeba spočítat, což se projeví na době počítaní. Proto je potřeba mít optimální síť, která je dostatečně hrubá, aby výpočet výsledků netrval příliš dlouho a zároveň mít síť dostatečně jemnou, aby výsledné hodnoty nebyly zkreslené. Po nastavení všech parametrů následovalo generování sítě. Tento výpočet zabral přibližně 30 min. Pak bylo potřeba rozdělit toto prostředí na jednotlivé úseky a pojmenovat jejich hranice (vstup/výstup proudícího vzduchu). Import všech těchto parametrů (geometrie + síť) do výpočetního programu Fluent. Zde bylo nutné přednastavit několik desítek parametrů (například výpočetní model a metodu, vlastnosti prostředí, materiálu, atd.). Následovala analýza dat a jejich uspořádání.

Tabulka 5 - Výsledné hodnoty ze simulace

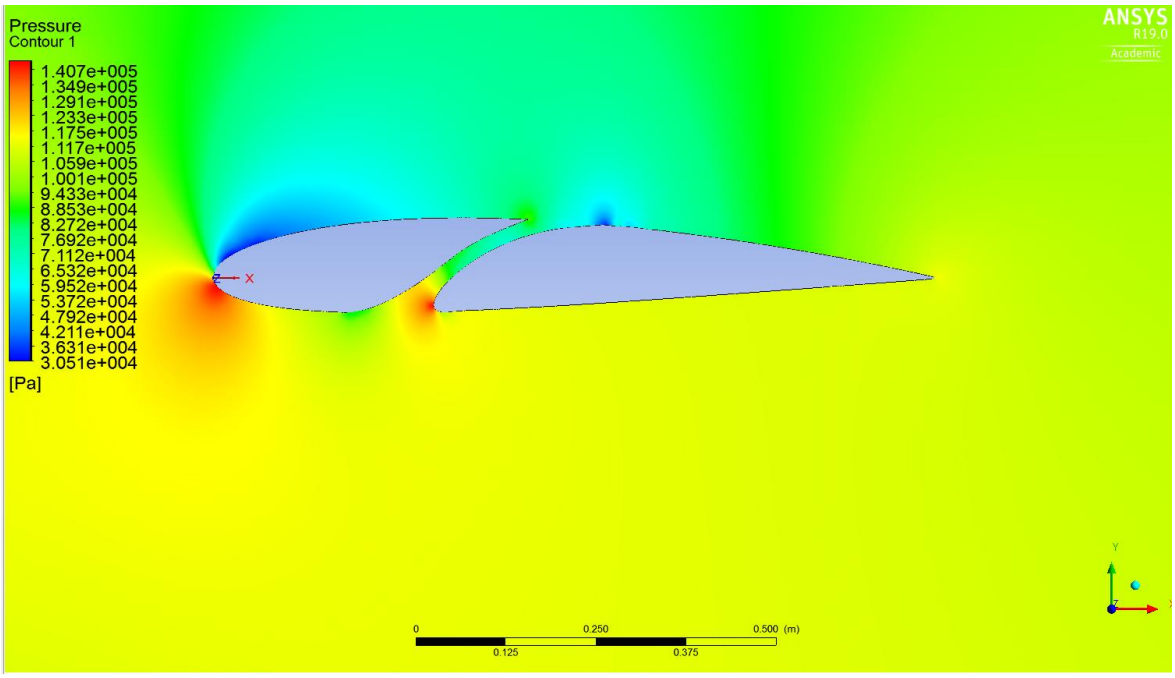
alpha [°]	Cl [-]	Cd [-]
10	0,67998	0,04466
12	0,80005	0,06781
14	0,92182	0,09365
16	1,03	0,11651
18	1,01215	0,13488
20	1,01019	0,13166



Obrázek 26 - Síť profilu



Obrázek 27 - Proudnice pří úhlu náběhu 10°



Obrázek 28 - Rozložení tlaku pří úhlu náběhu 10°

Závěr: Z výsledků je patrné, že maximální vztlak je při 16° úhlu náběhu, ale jeho odporový součinitel v danou chvíli je vysoký. To znamená, že při letu bude jeho odporová síla vysoká, která se projeví na výkonu a spotřebě paliva. Tato modifikace zvýšila kritický úhel náběhu, jelikož dochází přelévání energie ze spodní strany na stranu vrchní. Díky tomu se mezní vrstva odtrhává výrazně později.

5 Porovnání výsledků

Účelem výsledků je zjistit, zda by daná modifikace na profilu NACA 2013 byla vhodná. Cílem je navrhnout takovou modifikaci profilu křídla, aby při vyšších úhlech náběhu nedocházelo k poklesu součinitele vztlaku. Dále zde budou porovnány rozdíly výpočetní metody se simulací a jeho chováním v daném prostředí. Výsledky by se měly lišit pouze minimálně.

Výsledky jsou shrnuty a porovnány (viz Tabulka 6 - Výsledky):

Tabulka 6 - Výsledky

Numerické řešení			Simulace profilu NACA 2013 s modifikací		
Alpha [°]	Cl [-]	Cd [-]	Alpha [°]	Cl [-]	Cd [-]
NACA 2013			14	0,92182	0,09365
10	1,0741	0,0488	16	1,03	0,11651
NACA 2013 s modifikací			18	1,01215	0,13488
13,25	1,1212	0,0469	20	1,01019	0,13166

Jak je vidět z výsledků, tak modifikace štěrbiny splnila svůj předpokládaný účel. Ale když porovnáme výsledky jako takové, tak maximální vztlak dosahují při rozdílných úhlech náběhu, rozdíl je **2,75°**. Dále si můžeme povšimnout, že součinitel odporu (Cd) v simulovaném prostředí je opravdu velký (Cd=0,11651), abychom se dostali na běžnou hodnotu cca 0,04 je potřeba snížit úhel náběhu o 6°, tím se dostaneme na úhel náběhu 10°. Při tomto úhlu je součinitel vztlaku nižší (Cl=0,67998), než při standartním profilu NACA 2013 (Cl=1,0741).

Náročnost programů je velmi odlišná. Při používání Autodesku Inventror a Xflr 5 se snáze vytvářela geometrie, která se následně importovala. Zadáváni vstupních parametrů bylo značně zjednodušeno a samotný výpočet trval jen pár jednotek minut (2-7 min.). Když se však naimportovala geometrie modifikovaného profilu, která byla prvotně zkreslená programem, bylo potřeba v nastavení programu Xflr 5 nastavit tuto modifikaci tak, že se jedná o slot.

Při prvním spuštění programu ANSYS je prostředí zpočátku nepřehledné, možnosti nastavení jsou rozsáhlé, daleko složitěji se vytváří samotná geometrie profilu, vzorkování sítě a výpočet trval několik desítek minut (45-110 min.). Ale při dlouhodobějším používání se

tyto zápory změnily v klady, až na dobu trvání generování sítě prostředí a výpočet. Práce v programu se značně zjednodušila a stala se pohodlnější.

Proto Autodesk Invertor a Xflr 5 doporučuji pro předběžnou analýzu dat, když je potřeba znát předběžný výsledek, je to rychlá efektivní metoda. Ale pro přesnější počítání je určitě vhodnější program ANSYS.

Závěr

Na začátku byly shrnuty základní pojmy, které jsou stručným úvodem do problematiky aerodynamiky v oboru letectví. První kapitola je věnována vysvětlení například vztlakové a odporové síly a jejich součinitelům, které byly nezbytnou součástí výpočtů. Ve druhé kapitole s možnými aeroelastickými jevy, které se mohou vyskytnout na křídle v průběhu letu, takže v určité fázi projektování je nutné s nimi počítat a řešit. V dalších kapitolách se jednalo o samotný výpočet, popis metod a teorií, které byly použity.

Motivací, proč jsem danou modifikaci vytvořil, bylo, že jsem nikdy nic takového v reálném životě neviděl a žádnou podobnou práci také ne. Proto mě zajímalo, zda moje myšlenka bude alespoň teoreticky proveditelná a zároveň jsem si tím chtěl ověřit své znalosti v dané problematice.

Návrh není vyvíjen vysokorozpočtově s rozsáhlou možností testování například v aerodynamickém tunelu. Práce je tedy, co se návrhu týče, odkázána na analytické a numerické metody a jejich následnou simulaci. Použité programy jsou buď volně ke stažení, nebo se jedná o studentské verze, které jsou limitovány jejich možnou přesností. Takže veškeré výsledky mohou být značně zkreslené.

Tento upravený profil (NACA 2013 + štěrbina) splňuje podmínky a to, aby se zvýšil kritický úhel náběhu. Otázkou však je, zda by byl výhodný. Při dlouhodobém provozu letadla by cena spotřebovaného paliva byla znatelně vyšší. Na druhou stranu se tímto způsobem zvýšila bezpečnost profilu, jelikož při „přetažení“ řízení by vztlakový koeficient (Cl) neklesal, jak bylo patrné ve výsledcích.

Štěrbina vede ze spodní strany a nachází se v ¼ délky profilu. Následně je vedena skrz samotný profil, co má za následek jeho rozdělení na 2 samostatné časti. Štěrbina ústní na vrchní straně profilu a v 1/3 jeho celkové délky. Toto rozdělení na dva samostatné profily může být konstrukčně velký problém, protože křídla také plní funkci palivových nadrží, které jsou zabudovány uvnitř křídla. Dále zde může být problém v přenášení sil, případně projevy aeroelastických jevů na křídle. Tato konstrukční problematika, by mohla být námětem pro jinou takovouto práci.

Modifikaci by bylo možné nadále upravovat a přizpůsobovat, a to tím způsobem, že by se dala změnit geometrie štěrbiny, její umístění, případně změnit základní stavbu profilu. Dále zde mohou vznikat již známé modifikace, jako jsou klapky, sloty, apod. Výsledkem mého

návrhu modifikace je, že profil je vyhovující, splňuje předem danou podmínku. Ale koresponduje s velkým odporem, který je nežádoucí. V praxi by mohl být hypoteticky použitelný, ale bylo by potřeba vyřešit jeho konstrukci a velkou spotřebu paliva.

Věřím, že vědomosti nabité při tvorbě bakalářské práce a získané zkušenosti v budoucnu využiji a návrh modifikace bude sloužit jako cenný podklad pro další možné úpravy profilů křídel letadel.

Použité zdroje

[1] **Zárybnický, V.** *Aerodynamika.* Praha : autor neznámý, 1999.

[2] **Králova, Magda.** Techmania Science Center. *edu.techmania.* [Online] [Citace: 26. červenec 2018.] http://edu.techmania.cz/cs/encyklopedie/fyzika/tekutiny/bernoulliho-rovnice/letadla-vrtulniky.

[3] Česká společnost pro větrnou energii. *csve.* [Online] http://www.csve.cz/cz/clanky/vznik-vztlaku/307.

[4] **Reichl, Jaroslav a Martin, Všetička.** Encyklopedie fyziky. *fyzika.jreichl.* [Online] 2006. [Citace: 15. červenec 2018.] http://fyzika.jreichl.com/main.article/view/130-zaklady-fyziky-letu.

[5] **Slavětinský, Dušan.** O letadlech. *slavetind.* [Online] 25. duben 2010. [Citace: 4. červen 2018.]

[6] **Mikula, J.** *Konstrukce a projektování letadel I+II.* Praha : autor neznámý, 2004/2006.

[7] **Lněnička, Jaroslav.** Flying Aviation. *airspace.* [Online] 20. únor 2009.

[8] **Fialková, Marcela.** Žatecké UL info. *laazatec.* [Online] 6. červenec 2004. http://www.laazatec.cz/clanek448.html.

[9] **Králová, Magda.** Techmania Science Center. *edu.techmania.* [Online] [Citace: 27. červenec 2016.] http://edu.techmania.cz/cs/encyklopedie/fyzika/tekutiny/proudeni-tekutin.

[10] **Koverdynský, Vít.** Technická zařízení budov. *tzbinfo.* [Online] 7. březen 2016. https://vytapeni.tzb-info.cz/izolace/13879-technicke-izolace-detailne-iii-navrh-technickych-izolaci-a-vyuziti-vypoctovych-programu.

[11] **Jahoda, M.** VYSOKÁ ŠKOLA CHEMICKO-TECHNICKÁ. *uchi.* [Online] [Citace: 15. srpen 2018.]

[12] **Veka-admn.** VEKA model. *vekamodel.* [Online] 14. září 2011. http://www.vekamodel.cz/aerodynamika-a-pevnostni-dimenzovani-modelu/.

[13] **Slavětínský, Dušan.** O letadlech. *slaventid.* [Online] 25. duben 2010. http://www.slavetind.cz/stavba/Mechanika/Aeroelastickejevy.aspx.

[14] **Trnka, Aleš.** ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE . *dspace.* [Online] 5. leden 2015. [Citace: 8. květen 2018.] https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/63546/F2-DP-2015-Trnka-Ales-Diplomova_prace_Ales_Trnka_2015.pdf?sequence=-1.

[15] **Piksa, Šimon.** ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE. *dspace.* [Online] 25. duben 2016. [Citace: 22. červen 2018.] https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/65615/F2-BP-2016-Piksa-Simon-Obtekani%20profilu%20vybaveneho%20vztlakovymi%20klapkami-%20Bakalarska%20prace_Simon%20Piksa.pdf?sequence=1.

[16] **Šilar, Josef.** VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ . *vutbr.* [Online] 6. listopad 2012. [Citace: 4. prosinec 2017.] https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=65050.

[17] **Zíka, Jakub.** VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ . *vutbr.* [Online] 2018. [Citace: 13. červen 2018.] https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=173188.

[18] **Kohout, David.** ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE. *dspace.* [Online] 25. duben 2016. [Citace: 15. červen 2018.] https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/65648/F2-BP-2016-Kohout-David-bakalarska_prace.pdf?sequence=-1.

[19] **Sváček, P., Feistauer, M. a Horáček, J.** *Numerical simulation of flow induces airfoil vibrations with large amplitudes.* Praha : autor neznámý, 2007.

[20] **Kostroun, Tomáš.** ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ. *fd.cvut.* [Online] [Citace: 20. srpen 2018.] http://aa.fd.cvut.cz/wp-content/uploads/2013/06/aerodynamika.pdf.

Seznam obrázků

Obrázek 1 - Základní síly [2] 12

Obrázek 2 - Směr vztlaku a odporu [3] 13

Obrázek 3 - Geometrie křídla [5] 14

Obrázek 4 - Polára [7] 16

Obrázek 5 - Úhel náběhu [8] 17

Obrázek 6 - Laminární proudění [9] 17

Obrázek 7 - Turbulentní proudění [9] 18

Obrázek 8 - Mezní vrstva [10] 18

Obrázek 9 - Rozložení tlaku po profilu [8] 19

Obrázek 10 - Vzdálenosti os [12] 21

Obrázek 11 - Divergence křídla [12] 22

Obrázek 12 - Rovnost momentů [12] 22

Obrázek 13 - Reverze řízení [12] 23

Obrázek 14 - Klonivý moment [12] 23

Obrázek 15 - Druhy třepetání [13] 25

Obrázek 16 - Ohybově - kroutivý flutter [12] 26

Obrázek 17 - Příklad buffetingu [12] 27

Obrázek 18 - 2D panelová metoda [14] 30

Obrázek 19 - Geometrie profilu NACA 2013 32

Obrázek 20 - Součinitele vztlaku (Cl) a odporu (Cd) na úhlu náběhu (Alpha) 33

Obrázek 21 - Křídlo letounu Spitfire s profilem NACA 2013 33

Obrázek 22 - Diagram Xflr5 34

Obrázek 23 - Geometrie profilu NACA 2013 s modifikací 34

Obrázek 24 - Součinitele vztlaku (Cl) a odporu (Cd) na úhlu náběhu (Alpha) profilu s modifikací 36

Obrázek 25 - Diagram ANSYS CFD 39

Obrázek 26 - Síť profilu 40

Obrázek 27 - Proudnice pří úhlu náběhu 10° 41

Obrázek 28 - Rozložení tlaku pří úhlu náběhu 10° 41

Seznam tabulek

Tabulka 1 - Charakteristické rozměry [6] 15

Tabulka 2 - Ověření metody 31

Tabulka 3 - Výsledky profilu NACA 2013 32

Tabulka 4 - Výsledné hodnoty profilu NACA 2013 s modifikací 35

Tabulka 5 - Výsledné hodnoty ze simulace 40

Tabulka 6 - Výsledky 42

Seznam příloh

Příloha 1 - Tabulka výsledků 1 52

Příloha 2 - Tabulka výsledků 2 55

Přílohy

Příloha 1 - Tabulka výsledků 1

alpha [-]	Cd [-]	Cl [-]
-10,000	0,0338	-0,8810
-9,750	0,0316	-0,8657
-9,500	0,0300	-0,8463
-9,250	0,0288	-0,8284
-9,000	0,0274	-0,8107
-8,750	0,0264	-0,7921
-8,500	0,0253	-0,7739
-8,250	0,0243	-0,7546
-8,000	0,0232	-0,7356
-7,750	0,0225	-0,7176
-7,500	0,0216	-0,6995
-7,250	0,0207	-0,6813
-7,000	0,0200	-0,6631
-6,750	0,0193	-0,6450
-6,500	0,0187	-0,6266
-6,250	0,0182	-0,6079
-6,000	0,0177	-0,5890
-5,750	0,0173	-0,5697
-5,500	0,0170	-0,5501
-5,250	0,0167	-0,5300
-5,000	0,0165	-0,5094
-4,750	0,0162	-0,4885
-4,500	0,0161	-0,4676
-4,250	0,0159	-0,4468
-4,000	0,0159	-0,4262
-3,750	0,0158	-0,4057
-3,500	0,0158	-0,3858
-3,250	0,0159	-0,3668
-3,000	0,0160	-0,3486
-2,750	0,0162	-0,3240
-2,500	0,0166	-0,2801
-2,250	0,0170	-0,2342
-2,000	0,0175	-0,1815
-1,750	0,0180	-0,1183
-1,500	0,0183	-0,0461
-1,250	0,0184	0,0389
-1,000	0,0183	0,1181

alpha [-]	Cd [-]	Cl [-]
-0,750	0,0179	0,1981
-0,500	0,0174	0,2704
-0,250	0,0167	0,3365
0,000	0,0162	0,3638
0,250	0,0159	0,3862
0,500	0,0156	0,4058
0,750	0,0154	0,4251
1,000	0,0152	0,4448
1,250	0,0151	0,4649
1,500	0,0151	0,4852
1,750	0,0151	0,5056
2,000	0,0152	0,5262
2,250	0,0153	0,5469
2,500	0,0154	0,5674
2,750	0,0156	0,5878
3,000	0,0158	0,6080
3,250	0,0160	0,6279
3,500	0,0163	0,6474
3,750	0,0167	0,6667
4,000	0,0170	0,6855
4,250	0,0175	0,7039
4,500	0,0180	0,7219
4,750	0,0185	0,7394
5,000	0,0191	0,7564
5,250	0,0198	0,7732
5,500	0,0206	0,7898
5,750	0,0215	0,8071
6,000	0,0224	0,8249
6,250	0,0232	0,8428
6,500	0,0242	0,8614
6,750	0,0255	0,8812
7,000	0,0265	0,9012
7,250	0,0279	0,9210
7,500	0,0289	0,9405
7,750	0,0305	0,9601
8,000	0,0318	0,9796
8,250	0,0338	1,0019
8,500	0,0358	1,0180
8,750	0,0375	1,0326
9,000	0,0388	1,0484
9,250	0,0416	1,0649

alpha [-]	Cd [-]	Cl [-]
9,500	0,0435	1,0704
9,750	0,0460	1,0739
10,000	0,0488	1,0741
10,250	0,0518	1,0706
10,500	0,0548	1,0617
10,750	0,0581	1,0446
11,000	0,0622	1,0188
11,250	0,0679	0,9809
11,500	0,0768	0,9266
11,750	0,0916	0,8561
12,000	0,1064	0,8073
12,250	0,1155	0,7905
12,500	0,1570	0,6689
12,750	0,1604	0,6876
13,000	0,1662	0,7224
13,250	0,1712	0,7050
13,500	0,1735	0,6746
13,750	0,1769	0,6793
14,000	0,1804	0,6899
14,250	0,1849	0,7136
14,500	0,1916	0,7267
14,750	0,1922	0,6992
15,000	0,1950	0,7043
15,250	0,1984	0,7194
15,500	0,2060	0,7523
15,750	0,2109	0,7496
16,000	0,2104	0,7288
16,250	0,2136	0,7322
16,500	0,2169	0,7401
16,750	0,2204	0,7507
17,000	0,2253	0,7668
17,250	0,2365	0,7924
17,500	0,2373	0,7854
17,750	0,2361	0,7752
18,000	0,2389	0,7793
18,250	0,2422	0,7866
18,500	0,2455	0,7949
18,750	0,2489	0,8043
19,000	0,2531	0,8155
19,250	0,2685	0,8431
19,500	0,2663	0,8367

alpha [-]	Cd [-]	Cl [-]
19,750	0,2628	0,8324
20,000	0,2655	0,8395

Příloha 2 - Tabulka výsledků 2

alpha [-]	Cd [-]	Cl [-]
0,000	0,0292	-0,2087
0,250	0,0292	-0,1895
0,500	0,0294	-0,1698
0,750	0,0298	-0,1492
1,000	0,0301	-0,1282
1,250	0,0305	-0,1050
1,500	0,0313	-0,0895
1,750	0,0321	-0,0982
2,000	0,0329	-0,1094
2,250	0,0337	-0,1054
2,500	0,0343	-0,0893
2,750	0,0350	-0,0701
3,000	0,0356	-0,0444
3,250	0,0362	-0,0147
3,500	0,0368	0,0214
3,750	0,0372	-0,0111
4,000	0,0378	0,0130
4,250	0,0379	0,0367
4,500	0,0381	0,0695
4,750	0,0384	0,1239
5,000	0,0386	0,1553
5,250	0,0384	0,1703
5,500	0,0386	0,1953

alpha [-]	Cd [-]	Cl [-]
5,750	0,0386	0,2458
6,000	0,0389	0,2775
6,250	0,0390	0,3010
6,500	0,0391	0,3766
6,750	0,0393	0,3761
7,000	0,0387	0,4331
7,250	0,0387	0,4531
7,500	0,0385	0,5280
7,750	0,0388	0,5398
8,000	0,0379	0,6160
8,250	0,0377	0,6400
8,500	0,0373	0,6736
8,750	0,0343	0,7653
9,000	0,0335	0,7902
9,250	0,0319	0,8281
9,500	0,0299	0,8652
9,750	0,0328	0,8311
10,000	0,0258	0,9276
10,250	0,0257	0,9485
10,500	0,0271	0,9544
10,750	0,0283	0,9679
11,000	0,0296	0,9828
11,250	0,0308	1,0029
11,500	0,0322	1,0202
11,750	0,0337	1,0370
12,000	0,0354	1,0563

alpha [-]	Cd [-]	Cl [-]
12,250	0,0372	1,0741
12,500	0,0391	1,0900
12,750	0,0414	1,1016
13,000	0,0437	1,1198
13,250	0,0469	1,1212
13,500	0,0501	1,1211
13,750	0,0533	1,1208
14,000	0,0569	1,1154
14,250	0,0616	1,0934
14,500	0,0668	1,0701
14,750	0,0725	1,0453
15,000	0,0789	1,0187
15,250	0,0863	0,9887
15,500	0,0954	0,9538
15,750	0,1063	0,9177
16,000	0,1162	0,8943
16,250	0,1228	0,8868
16,500	0,1244	0,8981
16,750	0,1349	0,8771
17,000	0,1438	0,8624
17,250	0,1511	0,8545
17,500	0,1570	0,8527
17,750	0,1626	0,8534
18,000	0,1686	0,8535
18,250	0,1748	0,8537
18,500	0,1809	0,8550

alpha [-]	Cd [-]	Cl [-]
18,750	0,1866	0,8589
19,000	0,1916	0,8689