**ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE**

**Fakulta strojní**

Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky

# BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

## Stanovení aerodynamických vlastností ocasních ploch letadel

Autor práce: Dominik Izák Exner

Vedoucí práce: Ing. Michal Schmirler, Ph.D
Ing. Jan Mixa

Praha 6 2023

# ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Exner** Jméno: **Dominik Izák** Osobní číslo: **491168**

Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**

Zadávající katedra/ústav: **Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky**

Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**

Studijní obor: **bez oboru**

## II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

**Stanovení aerodynamických vlastností ocasních ploch letadel**

Název bakalářské práce anglicky:

**Determination of Aerodynamic Properties of Aircraft Tailplanes**

Pokyny pro vypracování:

Cílem bakalářské práce je stanovení aerodynamických vlastností různých typů běžně používaných ocasních ploch experimentální a výpočetní (numerickou) cestou a jejich vzájemné porovnání.
Postup řešení práce:
1) Popište, jaké ocasní plochy se nejčastěji používají u současných letadel. Zhodnoťte, pro jaké typy letadel a režimy letu jsou konkrétní ocasní plochy vhodné či naopak nevhodné.
2) Vyberte nejméně tři provedení ocasních ploch pro vzájemné porovnání jejich aerodynamických vlastností (součinitel odporu/ vztlaku).
3) Ve vybraném softwaru proveďte simulaci aerodynamických parametrů (odpor, vztlak) vybraných geometrií.
4) Proveďte návrh měřicího zařízení pro zkoušky v aerodynamickém tunelu.
5) Proveďte vlastní měření.
6) Porovnejte výsledky experimentů a simulací.

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího práce či konzultanta. Konzultant Ing. Jan Mixa

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

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

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

**Ing. Jan Mixa ústav mechaniky tekutin a termodynamiky FS**

Datum zadání bakalářské práce: **25.04.2023** Termín odevzdání bakalářské práce: **28.07.2023**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

| Ing. Michal Schmirler, Ph.D. | Ing. Michal Schmirler, Ph.D. | doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc. |
|---|---|---|
| podpis vedoucí(ho) práce | podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry | podpis děkana(ky) |

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

. _____ _____

Datum převzetí zadání Podpis studenta


© ČVUT v Praze, Design: ČVUT v Praze, VIC

# Anotační list

| | |
|---|---|
| Jméno autora: | Dominik Izák Exner |
| Druh práce: | Bakalářská |
| Název práce: | Stanovení aerodynamických vlastností ocasních ploch letadel |
| Anglický název: | Determination of Aerodynamic Properties of Aircraft Tailplanes |
| Rok: | 2023 |
| Studijní program: | Teoretický základ strojního inženýrství |
| Studijní obor: | Bez oboru |
| Ústav: | Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky |
| Vedoucí práce: | Ing. Michal Schmirler, Ph.D., Ing. Jan Mixa |
| Bibliografické údaje: | Počet stran: 79 |
| | Počet obrázků: 64 |
| | Počet slov: 15967 |

# Abstrakt

Cílem této práce je porovnání aerodynamických vlastností různých typů ocasních ploch. K tomu účelu bylo navrženo a postaveno zařízení měřicí odporu a vztlaku. Navrženo bylo také vhodné senzorické vybavení a vyhodnocovací program. Pro měření byly vybrány čtyři druhy nejběžněji používaných ocasních ploch, pro které byly na základě výpočtů stanoveny jejich rozměry a profil křídla. V rešeršní části jsou k těmto čtyřem druhům, a ještě jednomu často vyskytujícímu druhu, uvedeny jejich základní charakteristiky a výčet výhod a nevýhod jejich použití. Měření jsou doplněna o simulace v programu XFLR5. Výsledky měření a simulací byly poté navzájem porovnány. V teoretické části je popsána nezbytná teorie k pochopení funkce ocasních ploch, jejich aerodynamických vlastností a vlivu na stabilitu letadla.

# Abstract

The aim of this thesis is to compare aerodynamic characteristics of different types of aircraft tailplanes. For this purpose, a drag and lift measuring device was designed and built. Suitable sensory equipment and an evaluation program were also chosen and designed. Four types of the most commonly used tailplanes were selected for the measurements, for which their dimensions and wing profile were determined based on calculations. In the research section, the basic characteristics for these four types, and one other frequently occurring type, are given and the advantages and disadvantages of their use are listed. The measurements are supplemented by simulations in the XFLR5 program. The results of the measurements and simulations were then compared with each other. The theoretical part describes the necessary theory to understand the function of the tailplanes, their aerodynamic properties and the effect on the stability of the aircraft.

# Klíčová slova

Ocasní plochy, vodorovná ocasní plocha, svislá ocasní plocha, aerodynamické vlastnosti, druhy ocasních ploch, stabilita letadla, experimentální měření, aerodynamický tunel, aerodynamické váhy, vztlak, odpor, koeficient vztlaku, koeficient odporu, profil křídla, polára profilu.

# Keywords

Aircraft tailplanes, Horizontal tailplane, vertical tailplane, Aerodynamic charakteristice, Types of aircraft tailplanes, Stability of Aircraft, Experimental measurement, Wind tunnel, Aerodynamic weight, Lift, Drag, Lift coefficient, Drag coefficient, Wing profile, Aircraft drag polar.

# Čestné prohlášení

Prohlašuji, že bakalářskou práci s názvem „Stanovení aerodynamických vlastností ocasních ploch letadel“ na ústavu 12112 jsem vypracoval samostatně pod odborným dohledem vedoucího práce Ing. Michala Schmirlera, Ph.D. a Ing. Jana Mixy a pouze s využitím uvedených pramenů v seznamu použité literatury na konci práce.

V Praze, dne …… .....

Dominik Izák Exner

# Poděkování

Především bych chtěl poděkovat svým vedoucím práce Ing. Michalu Schmirlerovi, Ph.D. a Ing. Janu Mixovi za jejich věcné rady a pomoc při tvorbě práce a Ing. Filipu Trnkovi za tisk modelů a pomoc při jejich návrhu a kompletaci. Dále bych chtěl poděkovat všem pracovníkům laboratoří Mechaniky tekutin a termodynamiky za pomoc při realizaci experimentální části práce. Velké díky patří mé rodině a přátelům, kteří na mě mysleli při psaní práce a podporovali mě během celého bakalářského studia.

# Obsah práce

1 Úvod ..... 1
2 Obtékání profilů a aerodynamika letadla ..... 2
2.1 Teorie proudění kolem profilu křídla ..... 2
2.1.1 Proudění ..... 2
2.1.2 Rovnice kontinuity ..... 2
2.1.3 Bernoulliho rovnice ..... 2
2.1.4 Proudnice ..... 3
2.1.5 Druhy proudění ..... 3
2.1.6 Reynoldsovo číslo ..... 4
2.1.7 Mezní vrstva ..... 4
2.1.8 Odpor ..... 6
2.1.9 Vztlak ..... 8
2.2 Profil křídla ..... 8
2.2.1 Geometrické charakteristiky profilu ..... 9
2.3 Charakteristiky křídla a letové vlastnosti ..... 14
2.3.1 Geometrické charakteristiky křídla ..... 14
2.3.2 Mohutnost ..... 14
2.3.3 Štíhlost ..... 15
2.3.4 Souřadnicová soustava ..... 16
2.3.5 Síly a momenty působící na letoun ..... 17
2.3.6 Funkce ocasních ploch ..... 17
2.3.7 Stabilita letadla ..... 18
2.4 Aerodynamický tunel ..... 24
2.5 Aerodynamické váhy ..... 25
3 Druhy ocasních ploch ..... 26
3.1 Způsoby dělení ..... 26
3.2 Klasické (konvenční) uspořádání ..... 27
3.3 Uspořádání do T ..... 28
3.4 Křížové uspořádání (uspořádání do X) ..... 29
3.5 Zdvojené ocasní plochy ..... 30
3.6 Sdružené ocasní plochy (uspořádání do V) ..... 31
4 Experimentální měření v aerodynamickém tunelu ..... 34
4.1 Aerodynamický tunel ..... 34

4.2 Aerodynamické váhy ... 34
4.2.1 Použitý hardware ... 37
4.2.2 Použitý software ... 38
4.3 Modely ... 38
4.3.1 Virtuální letadlo ... 38
4.3.2 Stanovení velikosti ocasních ploch ... 40
4.3.3 Reynoldsovo číslo ... 42
4.3.4 Volba profilu ... 42
4.3.5 3D Modely ... 43
4.3.6 Výroba modelů ... 43
4.4 Teoretické hodnoty vztlaku a odporu ... 45
4.4.1 NACA0012 ... 45
4.4.2 Klasické uspořádání, uspořádání do T, uspřádání do X ... 46
4.4.3 Uspořádání do V ... 46
4.5 Postup měření ... 46
5 Simulace ... 47
6 Výsledná data ... 48
7 Zhodnocení výsledků ... 51
8 Závěr ... 52
9 Přílohy ... 57

# Seznam obrázků

Obr. 2.1: Proudění tekutiny myšlenou proudovou trubicí okolo profilu křídla [3] ..... 2

Obr. 2.2: Proudění vzduchu nad horním okrajem křídla se změnou rychlosti a odpovídajících stavových veličin [3] ..... 3

Obr. 2.3: Proudnice [2] ..... 3

Obr. 2.4 schéma a) laminárního proudění, b) turbulentního proudění [8] ..... 4

Obr. 2.5: Rychlostní profil laminární a turbulentní mezní vrstvy, upraveno [10] ..... 5

Obr. 2.6: Vývoj odtržení mezní vrstvy na zakřiveném povrchu, upraveno [3]**Chyba! Záložka není definována.**

Obr. 2.7: Mezní vrstva a úplav za profilem křídla, upraveno [3] ..... 6

Obr. 2.8: Vliv tvaru tělesa na velikost úplavu a součinitele odporu upraveno [3] ..... 7

Obr. 2.9: Tlakový rozdíl mezi horním a dolním povrchem křídla, indukovaný vír, upraveno [3] .. 7

Obr. 2.10: Profil křídla [3] ..... 8

Obr. 2.11: Geometrické charakteristiky nesouměrného profilu křídla, upraveno [3] ..... 9

Obr. 2.12: Charakteristické rozložení tlaku při obtékání nesouměrného profilu [3] ..... 10

Obr. 2.13: Průběh rozložení součinitele vztlaku $cp$ na povrchu profilu NACA 0012 při rychlosti $v\infty = 100\ m/s$ a úhlu náběhu $\alpha = 4°$ [3] ..... 10

Obr. 2.14: Schéma účinku proudu vzduchu obtékajícího segment profilu [3] ..... 11

Obr. 2.15: Odporová křivka nesymetrického profilu křídla [3] ..... 11

Obr. 2.16: Vztlaková křivka nesymetrického profilu [3] ..... 12

Obr. 2.17: Polára nesymetrického profilu s přibližnými hodnotami úhlů náběhu a příslušnými hodnotami součinitele vztlaku $cL$a odporu $cD$ [3] ..... 13

Obr. 2.18: Vliv velikosti Re a drsnosti povrchu na průběh poláry [10] ..... 13

Obr. 2.19: Geometrické charakteristiky křídla [3] ..... 14

*Obr. 2.20: Schéma veličin rovnic (22) a (23),* [16] ..... 15

Obr. 2.21: Letadlová a aerodynamická souřadnicová soustava v systému ISO a označení základních veličin, upraveno [3] ..... 16

Obr. 2.22: Ustálený rovnovážný let, upraveno [3] ..... 18

Obr. 2.23: Základní druhy letu z hlediska dynamické stability, upraveno [3] ..... 18

Obr. 2.24: Grafické vyjádření statické zásoby letadla [3] ..... 20

Obr. 2.25: Geometrické schéma a aerodynamické poměry tvořící příspěvek VOP ke klopivému momentu a tím ke stabilitě letu. (Pro lepší čitelnost schématu jsou aerodynamické úhly zvětšeny), upraveno [3]. ..... 21

Obr. 2.26: Momentová křivka podélně staticky stabilního letadla, upraveno [3] ..... 22

Obr. 2.27: Schéma geometrie a silových účinků směrové stability, upraveno [3] ..... 23

Obr. 2.28: Vlevo schéma otevřeného aerodynamického tunelu, upraveno [18], vpravo schéma uzavřeného aerodynamického tunelu, upraveno [19]. ..... 24

Obr. 2.29: Vlevo schéma vnějšího silového měření, upraveno [22], vpravo schéma vnitřního silového měření, upraveno [23] ..... 25

Obr. 3.1: Dopravní letoun Boeing 737 Max 8 s konvenčním uspořádám ocasních ploch [26] ... 27
Obr. 3.2: Kluzák DG 800 B s ocasními plochami typu T [28] ... 28
Obr. 3.3: Businness jet Cessna Citation Sovereign plus s křížovým uspořádáním ocasních ploch [29] ... 29
Obr. 3.4: Americký armádní dvoutrupý bojový letoun z druhé světové války Lockheed P-38 Lightning se zdvojenými ocasními plochami [30] ... 30
Obr. 3.5: Britský UAV armádní dron Watchkeeper s motýlkovými ocasními plochami [33] ... 31
Obr. 3.6: Busisines jet LearAvia Lear Fan 2100 s uspořádáním ocasních ploch do Y a tlačnou vrtulí [34] ... 32
Obr. 4.1: Průřez měřicího prostoru včetně hlavních rozměrů a umístění modelu se znázorněnou vzdáleností vodorovných ocasních ploch od horizontálních stěn tunelu ... 34
Obr. 4.2: 3D model vah s jejími hlavními rozměry vytvořený v programu Autodesk Inventor Professional ... 35
Obr. 4.3: Znázornění ramene ocasních ploch, tenzometrů a jejich ramen ... 36
Obr. 4.4: Ciferník mechanismu nastavování úhlu náběhu a jeho uchycení k rámu ... 36
Obr. 4.5: Svěrná spona mechanismu nastavování úhlu náběhu pro uchycení trupu ... 37
Obr. 4.6: Tenzometrických siloměr ZEMIC L6D OIML [36] ... 37
Obr. 4.7: univerzální měřicí modul NI 9219 [37] ... 37
Obr. 4.8: chassis cDAQ-9174 [37] ... 37
Obr. 4.9: Profil Selig/Donovan SD7062 [38] ... 38
Obr. 4.10: Poláry profilu Eppler 297 ze simulace v programu XFLR5 ... 39
Obr. 4.11: Profil Eppler 297 [38] ... 42
Obr. 4.12: Model Klasického uspořádání se znázorněnými rozměry ... 43
Obr. 4.13: Model T uspořádání se znázorněnými rozměry ... 43
Obr. 4.14: Model Křížového uspořádání se znázorněnými rozměry ... 43
Obr. 4.15: Model motýlkového uspořádání se znázorněnými rozměry ... 43
Obr. 4.16: Model ocasních ploch před složením, uspořádání do X ... 44
Obr. 4.17: Táhlový mechanismus nastavování úhlu náběhu křidélek ... 44
Obr. 5.1: Model Klasického uspořádání s trupem a viditelným rozdělením panelů ... 47
Obr. 6.1: Porovnání odporových křivek modelů získaných simulacemi a měřením ... 48
Obr. 6.2: Porovnání vztlakových křivek modelů získaných simulacemi a měřením ... 48
Obr. 6.3: Porovnání polár modelů získaných simulacemi a měřením ... 48
Obr. 6.4: Porovnání hodnot koeficientů odporu T uspořádání získaných z simulací a z měření 49
Obr. 6.5: Porovnání koeficientů vztlaku T uspořádání získaných z simulací a z měření ... 49
Obr. 6.6: Porovnání hodnot koeficientů odporu V uspořádání získaných z simulací a z měření 49
Obr. 6.7: Porovnání hodnot koeficientů vztlaku V uspořádání získaných z simulací a z měření 49
Obr. 6.8: Porovnání hodnot koeficientů odporu KU získaných z simulací a z měření ... 50
Obr. 6.9: Porovnání hodnot koeficientů vztlaku KU získaných z simulací a z měření ... 50
Obr. 6.11: Porovnání hodnot koeficientů vztlaku X získaných z simulací a z měření ... 50

Obr. 6.10: Porovnání hodnot koeficientů odporu X získaných z simulací a z měření ..... 50

# Použité veličiny a jejich jednotky

| označení | název/význam | jednotka |
|---|---|---|
| $\dot{m}$ | hmotnostní tok | $[kg \cdot s^{-1}]$ |
| $S$ | plocha | $[m^2]$ |
| $v$ | rychlost | $[m \cdot s^{-1}]$ |
| $\rho$ | hustota tekutiny | $[kg \cdot m^{-3}]$ |
| $p$ | tlak | $[Pa]$ |
| $q$ | dynamický tlak | $[Pa]$ |
| $Ch$ | charakteristický rozměr | $[m]$ |
| $Re$ | Reynoldsovo podobnostní číslo | $[1]$ |
| $\nu$ | kinematická viskozita | $[m^2 \cdot s^{-1}]$ |
| $\mu$ | dynamická viskozita | $[N \cdot s \cdot m^{-2}]$ |
| $\delta_x$ | tloušťka mezní vrstvy | $[m]$ |
| $F_x, D$ | odporová síla | $[N]$ |
| $F_y, Y$ | vztlaková síla | $[N]$ |
| $c_{x,} c_D$ | součinitel odporu | $[1]$ |
| $c_{y,} c_Y$ | součinitel vztlaku | $[1]$ |
| $e$ | Oswaldův součinitel | $[1]$ |
| $\lambda$ | štíhlost křídla | $[1]$ |
| $b$ | hloubka profilu, křídla | $[m]$ |
| $t$ | maximální tloušťka profilu | $[m]$ |
| $x_t$ | poloha maximální tloušťky profilu | $[m]$ |
| $f$ | maximální prohnutí střední křivky profilu | $[1]$ |
| $x_f$ | poloha maximálního prohnutí křivky profilu | $[m]$ |
| $r$ | poloměr náběhové hrany profilu | $[m]$ |
| $\bar{t}$ | poměrná tloušťka profilu | $[1]$ |
| $\alpha$ | úhel náběhu | $[°]$ |
| $\beta$ | úhel vybočení | $[°]$ |
| $N$ | normálová síla | $[N]$ |
| $A$ | axiální síla | $[N]$ |
| $R$ | výslednice axiální a normálové síly | $[N]$ |
| $c_p$ | součinitel tlaku | $[1]$ |

| | | |
|---|---|---|
| $c_n$ | součinitele výsledné síly | $[1]$ |
| ${c_L}^a, a_{prof}$ | zjednodušené zápisy derivace vztlaku podle úhlu náběhu | $[1]$ |
| $\eta$ | aerodynamická účinnost | $[1]$ |
| $l$ | rozpětí křídla | $[m]$ |
| $SAT$ | střední aerodynamická tětiva | $[m]$ |
| $b_{SAT}$ | hloubka střední aerodynamické tětivy křídla | $[m]$ |
| $b_{SG}$ | střední geometrická hloubka křídla | $[m]$ |
| $c_{SAT}$ | střední aerodynamická tětiva křídla | $[m]$ |
| $\chi$ | úhel šípu křídla | $[°]$ |
| $\psi$ | úhel vzepětí křídla | $[°]$ |
| $V_{VOP}$ | mohutnost vodorovných ocasních ploch | $[1]$ |
| $V_{SOP}$ | mohutnost svislých ocasních ploch | $[1]$ |
| $l_{VOP}$ | vzdálenost těžiště a působiště síly na VOP | $[m]$ |
| $\omega$ | úhlová rychlost | $[rad \cdot s^{-1}]$ |
| $W$ | tíha | $[N]$ |
| $M$ | moment | $[N \cdot m]$ |
| $H$ | tahová (hnací) síla | $[N]$ |
| $\bar{x}_T$ | poloha těžiště vztažena ku $c_{SAT}$ | $[m]$ |
| $\bar{x}_{AS_{kr}}$ | poloha aerodynamického středu křídla vztaženého ku $c_{SAT}$ | $[m]$ |
| $\bar{\bar{x}}_{NB}$ | poloha neutrálního bodu letadla vztaženého ku $c_{SAT}$ | $[m]$ |
| $\varepsilon$ | zešikmení proudu vzduchu | $[1]$ |
| $c_M$ | součinitel momentu | $[1]$ |
| $\phi_{VOP}$ | úhel nastavení vodorovných ocasních ploch | $[°]$ |

# Seznam zkratek

| | |
|---|---|
| VOP | vodorovné ocasní plochy |
| SOP | svislé ocasní plochy |
| KU | klasické uspořádání |
| X | křížové uspořádání |
| V | sdružené (motýlkové) ocasní plochy |

# 1 Úvod

Ocasní plochy jsou nedílnou součástí téměř všech konvenčních letounů, od malých modelů dlouhých desítky centimetrů až po letadla měřící několik desítek metrů s letovou hmotností i několik stovek tun. Konstrukce všech letounů musí být navržena tak, aby zajistila stabilní let. Trup a křídlo samy o sobě během letu generují moment, který je nutno pro zachování rovnováhy vyrušit stejně velkým opačným momentem. Toho lze docílit i jinými řešeními, než jsou ocasní plochy, např. konstrukcí křídla, autostabilními profily nebo celkovým uspořádáním letounu. Ocasní plochy ovšem zůstávají nejosvědčenějším, nejzastoupenějším a nejméně kompromisním řešením.

Nejvíce sledovanými výkonnostními charakteristikami letounů bývá vztlak, odpor a hmotnost letounu. Odpor ocasních ploch je silně ovlivňován jejich velikostí, která závisí na velikosti generované síly potřebné pro zajištění stability a ovladatelnosti letounu. Vzájemná konfigurace svislých a vodorovných ocasních ploch může mít vliv na potřebnou velikost ocasních ploch, jejich hmotnost a na celkový přírůstek odporu letounu.

V této práci jsou pomocí měření a simulací porovnány vztlakové a odporové vlastnosti čtyř vybraných druhů konfigurace ocasních ploch: klasického uspořádání, uspořádání do T, křížového uspořádání a sdružených ocasních ploch. Velikost a mohutnost ocasních ploch byla koncipována pro UAV letoun, pro nějž bylo stanoveno rozpětí, profil křídla a cestovní rychlost. Pro ocasní plochy byl na základě výpočtů a doporučených hodnot zvolen profil křídla, rozpětí vodorovné ocasní plochy, výška svislé ocasní plochy, střední aerodynamická tětiva křídla a délka ramene.

Pro čtyři výše zmíněná uspořádání, a ještě pro typ zdvojených ocasních ploch, byly vypsány jejich charakteristiky, vliv na konstrukci, vhodnost použití a výhody a nevýhody plynoucí z jejich aplikace.

Pro experimentální měření bylo navrženo a postaveno zařízení, aerodynamické váhy, umožňující určení odporu a vztlaku (boční síla nebyla měřena, neboť vzhledem k symetrii ocasních ploch je předpokládaná její nulová hodnota) různých druhu ocasních ploch nebo i jiných těles díky jejich univerzální konstrukci. Navrhnut byl mechanismus umožňující měření různých úhlů náběhu, jenž je součástí vah, a zvoleny byly příslušné senzorické vybavení. Vytvořen byl také vyhodnocovací program v prostředí NI LabVIEW, jehož blokové schéma je součástí příloh. Samotné měření pak probíhalo v aerodynamickém tunelu laboratoří Ústavu 12112 Mechaniky tekutin a termodynamiky Strojní fakulty ČVUT v Praze.

Simulace byly provedeny v softwaru XFLR5, které umožňuje jak simulace samotných profilů, tak celých jednodušších modelů letadel.

V teoretické části práce je popsáno proudění kolem tělesa, vznik a odtržení mezní vrstvy, vztlak a odpor. Dále jsou uvedeny charakteristiky křídla, profilu křídla a jeho obtékání. Definována je také souřadnicová soustava včetně kladných směrů pohybů a působících sil. Část se také věnuje stabilitě letu, jejíž znalost je nezbytná pro porozumění funkce ocasních ploch a jejich vlivu na ovládání a charakteristiku letu. Definovány jsou podélná statická stabilita, stranová statická stabilita, základní pojmy spojené se stabilitou letadla, vysvětlen je také rozdíl mezi statickou a dynamickou stabilitou. Zmíněny jsou také možnosti zkoumání proudění či měření sil při obtékání těles, stručně jsou popsány aerodynamické váhy a aerodynamický tunel, který je použit v praktické části.

# 2 Obtékání profilů a aerodynamika letadla

## 2.1 Teorie proudění kolem profilu křídla

### 2.1.1 Proudění

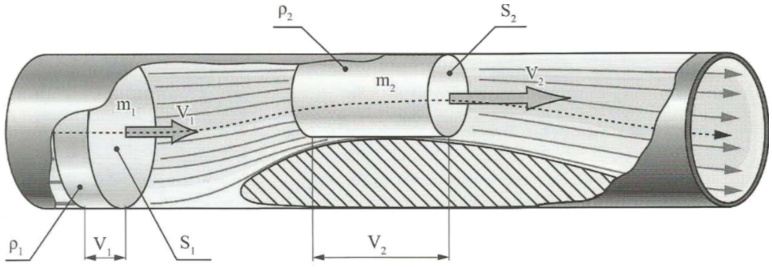
Pohyb tekutiny (kapaliny, plynu) se obecně nazývá prouděním nebo také tokem. Popisováno může být proudění ideální (nevazké) tekutiny, bez vnitřního tření, nebo kapaliny reálné (skutečné, vazké) s vnitřním třením a nenulovou stlačitelností [1]. Při proudění vzduchu rychlostmi nižšími, než je třetina rychlosti zvuku, je stlačitelnost zanedbatelná [2], a proto se v mnoha praktických příkladech neuvažuje [1].

### 2.1.2 Rovnice kontinuity

Vyjadřuje zákon zachování hmoty proudící tekutiny [3]. Při ustáleném proudění nestlačitelné tekutiny ($\rho = konst$) myšlenou proudovou trubicí s proměnným průřezem (viz obr. 2.1.1) musí platit, že za jednotku času proteče každým místem trubice stejné (konstantní) množství tekutiny [2] [3].

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 = konst$$
$$\rho \cdot S_1 \cdot v_1 = \rho \cdot S_2 \cdot v_2 = konst$$
$$S_1 \cdot v_1 = S_2 \cdot v_2 = konst \quad (1)$$

kde $\dot{m}_1$ je hmotnostní tok v místě 1, $\dot{m}_2$ je hmotnostní tok v místě 2
$S_1$ je plocha průřezu v místě 1, $S_2$ je plocha průřezu v místě 2
$v_1$ je rychlost proudu v místě 1, $v_2$ je rychlost proudu v místě 2
$\rho$ je hustota tekutiny.




*Obr. 2.1.1: Proudění tekutiny myšlenou proudovou trubicí okolo profilu křídla [3]*

Z poslední rovnice, nazývané rovnice kontinuity, plyne, že součin rychlosti a průřezu je pro všechna místa v proudové trubici konstantní a nazývá se objemový tok $\dot{Q}$ [2].

### 2.1.3 Bernoulliho rovnice

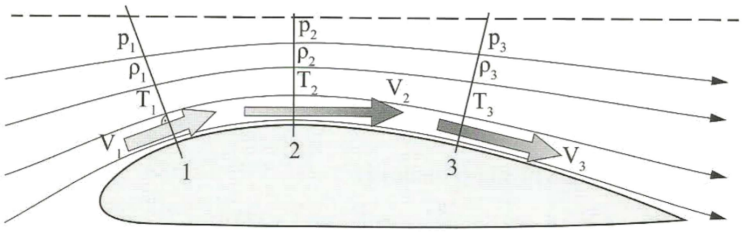
Vyjadřuje zákon zachování energie v prostředí proudící tekutiny. Při stacionárním proudění nestlačitelné tekutiny o jednotkovém objemu ve vodorovném směru lze vyjádřit Bernoulliho rovnici jako [2]:

$$p_1 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot {v_1}^2 = p_2 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot {v_2}^2 = konst \quad (2)$$

kde $p_1$ je tlak v místě 1, $p_2$ je tlak v místě 2
$v_1$ je rychlost proudu v místě 1, $v_2$ je rychlost proudu v místě 2

Tlakový člen $p$ se nazývá statický tlak, člen $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot {v_2}^2$ se nazývá dynamický tlak a značí se $q$, jejich součet musí být při podzvukovém proudění konstantní a nazývá se celkový tlak $p_{celk}$ [3].

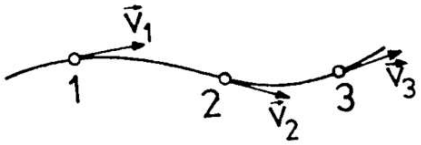
$$p_{stat.} + p_{dynam.} = p_{celk} \tag{3}$$




*Obr. 2.1.2: Proudění vzduchu nad horním okrajem křídla se změnou rychlosti a odpovídajících stavových veličin [3]*

### 2.1.4 Proudnice

Trajektorie jednotlivých částic proudící tekutiny se znázorňují pomocí tzv. proudnic. Jedná se o myšlené orientované čáry takové, že tečny sestrojené v jejich libovolném bodě mají totožný směr se směrem vektoru rychlosti $\vec{v}$ pohybujících se částic tekutiny. Libovolným bodem proudící tekutiny může v jednom okamžiku procházet vždy jen jedna proudnice neboli proudnice se navzájem nemohou protínat (jedna částice může mít v daný okamžik vždy jen jednu rychlost) [4].




*Obr. 2.1.3: Proudnice [2]*

### 2.1.5 Druhy proudění

Proudění lze dělit z mnoha hledisek. Zde bude uvedeno několik základních typů.

**1) Stacionární (ustálené) proudění**

V libovolném místě proudící tekutiny se rychlost $\vec{v}$ a tlak $p$ s časem nemění [5].

**2) Nestacionární proudění**

V proudící tekutině jsou rychlost $\vec{v}$ a tlak $p$ funkcí času [5].

**3) Potenciální (nevířivé) proudění**

Částice tekutiny se po proudnicích pohybují přímočaře nebo křivočaře tak, že z hlediska pozorovatele nekonají otáčivý pohyb, ale jen posuvný pohyb. Natočení částice na její křivé dráze je redukováno natočením kolem vlastní osy o stejné velikosti opačného směru [1]. Potenciálně se pohybuje pouze tekutina bez vnitřního tření [5].

**4) Vířivé proudění**

Částice vůči pozorovateli konají kromě posuvného pohybu i rotaci kolem vlastních os [1].

**5) Laminární proudění**

Jednotlivé částice proudící tekutiny se pohybují v navzájem rovnoběžných vrstvách (laminách), přičemž částice se napříč průřezem nepřemisťují [1]. Rychlost je stálá nebo mírně fluktující [5].

**6) Turbulentní proudění**

Oproti laminárnímu proudění mají částice i tzv. fluktuační (turbulentní) složku rychlosti, která zapříčiňuje přesun částic mezi vrstvami [1]. Rychlost proudící tekutiny se v daných bodech mění nepravidelně a ve velké míře [5].

*Obr. 2.1.4 schéma a) laminárního proudění, b) turbulentního proudění [8]*

### 2.1.6 Reynoldsovo číslo

Jedná se o bezrozměrné podobnostní číslo [6] vyjadřující vliv vnitřního tření viskózní kapaliny při proudění [1]. Je definováno jako poměr setrvačných sil ku silám vazkého tření vztahem [7]:

$$Re = \frac{v_\infty \cdot D}{\nu} \tag{4}$$

kde $v_\infty$ je střední rychlost nenarušeného proudu
$D$ je charakteristický rozměr
$\nu$ je kinematická viskozita, je poměrem dynamické viskozity a hustoty tekutiny

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \tag{5}$$

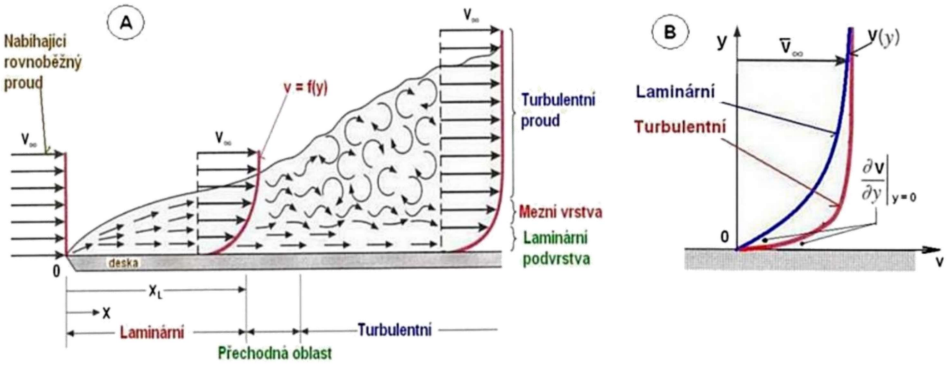
Kritické Reynoldsovo číslo $Re_{krit}$ udává přechod mezi laminárním a turbulentním prouděním. Při proudění tekutiny uzavřeným průřezem je $Re_{krit} = 2300$, při obtékání koule $Re_{krit} = 30\,000\ až\ 40\,000$, pro obtékaní rovinných desek je $Re_{krit} = 100\,000$. Tyto hodnoty jsou přibližné, neboť mezi laminárním a turbulentním prouděním se vyskytuje ještě takzvaná přechodová oblast [8].

### 2.1.7 Mezní vrstva

Pokud je těleso obtékáno proudem tekutiny při vyšších Reynoldsových číslech, vliv viskozity je omezený jen na velmi tenkou vrstvu v bezprostřední blízkosti povrchu tělesa. Tato část proudu se nazývá mezní vrstva. [9] [3] Mezní vrstva má velký význam při obtékání těles, neboť na její teorii jsou založeny metody výpočtu třecího odporu [10].

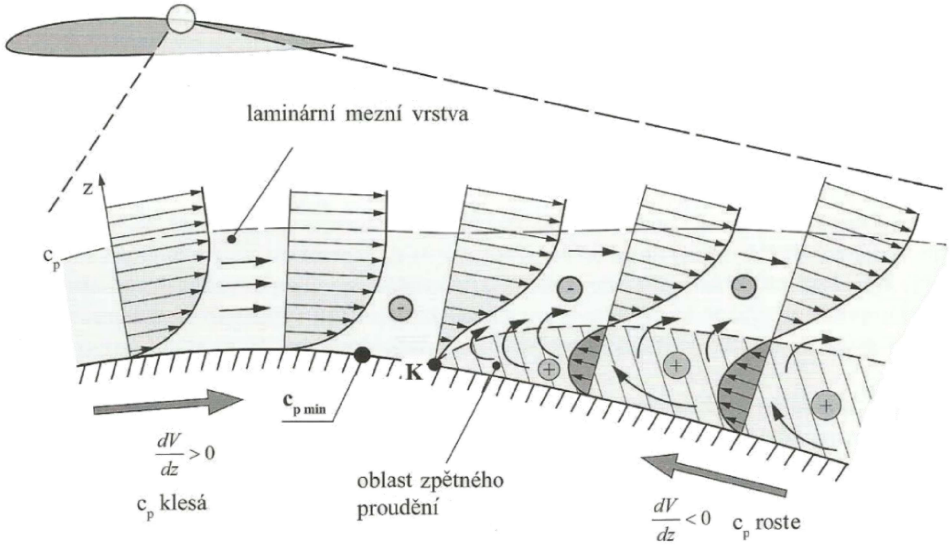
Nejjednodušším a nejvíce názorným příkladem vzniku mezní vrstvy, je případ tenké desky umístěné paralelně s proudem tekutiny, v jejímž celém objemu je konstantní tlak $\frac{\partial p}{\partial x} = 0$. Částice proudící před deskou proudí všechny stejným směrem a stejnou rychlostí $v_\infty$. Částice tekutiny ulpívající na stěně desky mají nulovou rychlost $v_0 = 0$ a vlivem viskozity dochází v blízkosti obtékaného povrchu k brždění nejbližších vrstev pomalejšími částicemi. Mařená kinetická energie brzděných částic se mění na teplo. Do mezní vrstvy vstupují další proudící částice a tím dochází ve směru proudu k nárustu tloušťky $\delta_x$, která je u náběžné hrany nulová a u odtokové hrany nabývá maxima. Rychlostní profily mají spojitý přechod, kdy s rostoucí odlehlostí od stěny stoupá rychlost částic až na hodnotu $99\%$ rychlosti $v_\infty$ vnějšího nenarušeného proudu. Složka rychlosti $v_y$ je zanedbatelná $v_y \ll v_\infty$. V mezní vrstvě a oblasti proudění ovlivněného deskou netvoří proudnice paralelní přímky, ale mírně se od sebe rozbíhají. Mimo mezní vrstvu lze počítat s Bernoulliovou rovnicí pro ideální tekutiny, neboť za její hranicí je rychlost téměř konstantní, $\frac{\partial v}{\partial y} = 0$,tečné napětí je nulové, a to bez ohledu na viskozitu tekutiny [2].

Mezní vrstva může nabývat laminární nebo turbulentní formy a případně přechodnou částí mezi těmito dvěma formami. Vznik konkrétní formy ovlivňuje více kritérií jako rychlost a druh nabíhajícího proudu (laminární nebo turbulentní), rozměry a drsnost povrchu. Pokud je nabíhající proud laminární, vzniká na začátku desky laminární mezní vrstva, která kolem $Re_x = 100\,000$ (Reynoldsovo číslo, viz kapitola 2.1.6) přechází v turbulentní s laminární podvrstvou. Pokud je nabíhající proud tekutiny turbulentní, může se již od náběžné hrany desky utvářet turbulentní mezní vrstva a ke vzniku laminární vrstvy tak vůbec nedochází. [10] Tloušťka mezní vrstvy se pohybuje řádově od několika milimetrů do několika centimetrů [3].



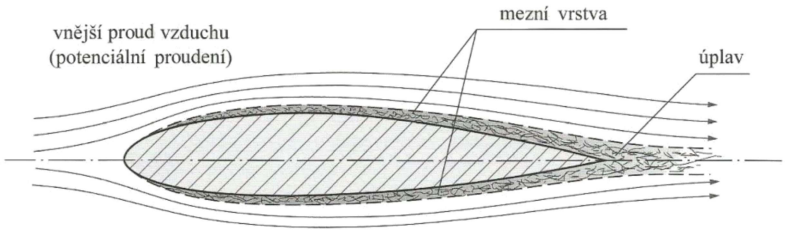

*Obr. 2.1.5: Rychlostní profil laminární a turbulentní mezní vrstvy, upraveno [10]*

Při obtékání spojitě zakřivených těles (např. koule, elipsoidy, válce, letecké profily apod.) dochází za předpokladu platnosti Bernoulliovy rovnice v blízkosti povrchu těles jak ke změně rychlosti, tak i tlaku. Ve směru proudění podél povrchu tlak vnějšího povrchu klesá až do bodu K kde dosáhne minima. V prvním úseku je záporný tlakový gradient $\frac{\partial p}{\partial x} < 0$, rychlost uvnitř mezní vrstvy postupně roste. V druhém úseku je to opačné, tlakový gradient je tu kladný $\frac{\partial p}{\partial x} > 0$ a rychlost uvnitř mezní vrstvy klesá. V oblasti, kde tlak vnějšího proudu roste, jsou částice tekutiny brzděny vnitřním třením a kladným tlakovým gradientem. Rychlost v mezní vrstvě proto klesá a dochází k deformaci rychlostního profilu, až vzniká inflexní bod, ve kterém je rychlost proudící tekutiny nulová. Za inflexním bodem rychlost v důsledku kladného tlakového gradientu nadále klesá. Dochází tak k odtržení mezní vrstvy (bod S) [10], rychlost proudění nabývá opačného smyslu oproti hlavnímu proudu a u stěny vzniká zpětné (vírové) proudění [2].




*Obr. 2.1.6: Vývoj odtržení mezní vrstvy na zakřiveném povrchu, upraveno [3]*

Pokud při obtékání zakřiveného povrchu nedochází k odtržení, nevzniká zpětné proudění a úplav je tvořen pouze zpomalenými částicemi mezní vrstvy [7]. Při odtržení se zpětné proudění střetává s nabíhajícím proudem vzduchu a vzniká nestabilní vír. Vír se rozpadá na menší a ty se cyklicky spojují a opět rozpadají, čímž za obtékaným tělesem vzniká rozvířená, turbulentní oblast, tvořící jeho úplav [3].




*Obr. 2.1.7: Mezní vrstva a úplav za profilem křídla, upraveno [3]*

Rozhodujícím faktorem, zda k odtržení mezní vrstvy na zakřiveném povrchu dojde a případně v jakém místě, je tlakový gradient podél povrchu tělesa a o jakou formu mezní vrstvy se jedná. Pokud k odtržení na zakřivené ploše dochází, tak vždy až v její druhé části s kladným tlakovým gradientem, nikdy v její první části. [10] Při přechodu z laminární formy mezní vrstvy do turbulentní se bod odtržení posouvá směrem dozadu, což má za následek zmenšení úplavu i odporu [2].

### 2.1.8 Odpor

Pokud je těleso obtékáno proudem tekutiny, vzniká vždy síla působící ve směru proudění nazývaná odpor. Odpor obtékaného tělesa lze rozložit na **třecí odpor** (vlivem viskozity v oblasti mezní vrstvy), který je daný integrálem tečných sil na povrchu tělesa. A **tlakový (tvarový) odpor**, který je způsoben nesymetrickým rozložením tlaku na povrchu tělesa a úplavem [2] [8]. Jeho velikost je dána rozdílem tlaků proudu vzduchu před přední a zadní částí tělesa [3].

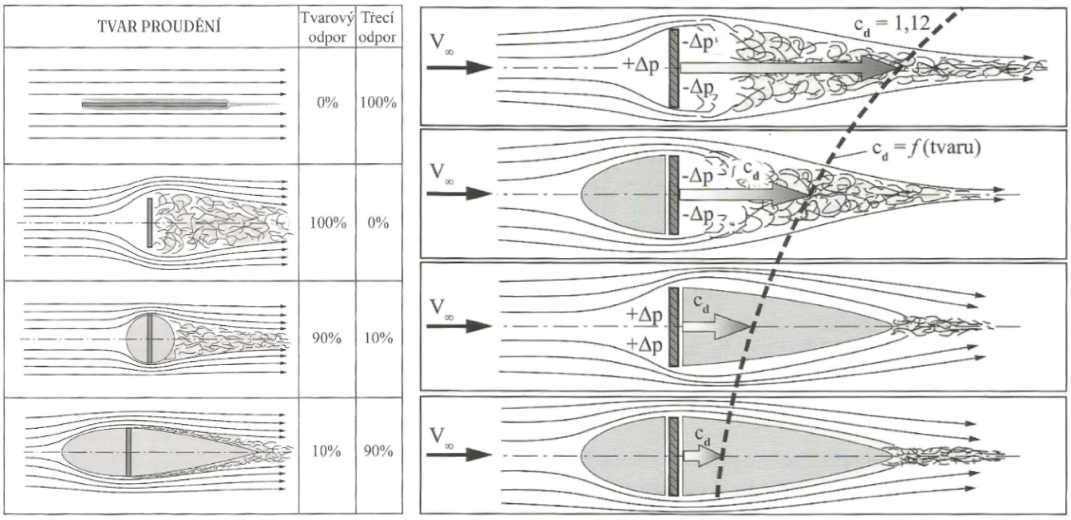
Tvar tělesa je rozhodující pro to, jaká bude převládající složka odporu. Tělesa se dělí do tří skupin: tělesa deskovitá paralelní s proudem, u kterých je dominantní třecí odpor, tělesa deskovitá kolmá s proudem, u kterých je dominantní tlakový odpor a tělesa spojitě zakřivená s relativně velkou tloušťkou, u kterých je kombinace obou. Ve většině reálných případů však nelze hodnoty těchto složek určit odděleně [11].

Odporová síla tělesa je dána rovnicí definovanou Isaacem Newtonem [10]:

$$F_x = \frac{1}{2} \cdot c_x \cdot S \cdot \rho \cdot {v_\infty}^2 \tag{6}$$

kde $c_x$ je součinitel odporu
$\rho$ je hustota proudící tekutiny
$v_\infty$ je rychlost nabíhajícího (nenarušeného) proudu tekutiny
$S$ je charakteristická plocha, dle dohody a tvaru tělesa buď jeho příčný průřez, půdorysný průmět nebo omočená ploch. Křídla a ocasní plochy letadel jsou typickým příkladem profilových desek, u kterých převládá třecí odpor. Za charakteristickou plochu se u nich však zpravidla nedosazuje omočená plocha, ale plocha půdorysu, neboť se určuje snadněji [2].

Součinitel odporu je závislý na tvaru obtékaného tělesa, Reynoldsovu číslu, drsnosti povrchu a turbulenci proudu [2].




*Obr. 2.1.8: Vliv tvaru tělesa na velikost úplavu a součinitele odporu upraveno [3]*

Dále lze také hovořit o tzv. **interferenčním odporu** a **indukovaném odporu křídla**. Při prostém součtu odporu dvou různých částí letadla, např. trupu a křídla, vodorovných a svislých ocasních ploch, je hodnota celkového odporu menší než při měření těchto částí dohromady. Důvodem je vznik Interferenčního odporu. V místě napojení se mezní vrstvy jednotlivých částí navzájem ovlivňují a výsledná mezní vrstva má vetší tloušťku. Velikost interferenčního oporu lze redukovat odstraněním ostrých přechodů (u kterých je nárust tloušťky mezní vrstvy největší) plynulými. Také samotná koncepce letounu může mít vliv na nárust interferenčního odporu [8].

Indukovaný odpor vzniká na koncích křídel vyrovnáváním rozdílných tlaků horní (podtlak) a dolní strany (přetlak). Vyrovnání tlaků probíhá prouděním tekutiny z dolní strany křídla na horní, jehož výsledkem je vznik indukovaného víru [3].

Součinitel indukovaného odporu křídla má tvar [3]:

$$c_{D_i} = \frac{{c_L}^2}{\pi \cdot e \cdot \lambda} \tag{7}$$

kde $c_L$ je součinitel vztlaku.
$e$ je Oswaldův součinitel. Pro eliptické křídlo $e = 1$, pro většinu běžných v praxi užívaných půdorysů křídel nabývá $e$ hodnot od 0,85 do 0,95 [3].
$\lambda$ je štíhlost křídla.

*Obr. 2.1.9: Tlakový rozdíl mezi horním a dolním povrchem křídla, indukovaný vír, upraveno [3]*

### 2.1.9 Vztlak

Pokud je těleso obtékáno nesymetricky vzhledem k rychlosti nabíhajícího proudu $v_\infty$, těleso je samo nesymetrické, nebo je vzhledem k proudu skloněno pod nenulovým úhlem (úhlem náběhu), vzniká kromě odporu také vztlak.

Vznik vztlaku při obtékání tělesa lze dle Druhého a Třetího Newtonova zákona vysvětlit jako reakci tekutiny na zakřivení proudnic. Těleso musí proudnice zakřivovat směrem dolů, aby vznikala reakce směrem vzhůru. Vztlak tělesa je úměrný změně hybnosti zakřiveného proudu tekutiny [12]. Důležité je, aby docházelo na odtokové hraně tělesa k odtržení. Pokud k odtržení nedochází, nedochází ani k zakřivení proudu, k a z toho důvodu ani ke vzniku vztlaku.

Vztlaková síla je dána rovnicí definovanou Isaacem Newtonem [10]:

$$F_y = \frac{1}{2} \cdot c_y \cdot S \cdot \rho \cdot {v_\infty}^2 \tag{8}$$

kde $c_y$ je součinitel vztlaku

Dle teorie potenciálního proudění lze vztlakovou sílu určit také podle Žukovského rovnice [10]:

$$F_y = \rho \cdot v_\infty \cdot \Gamma \tag{9}$$

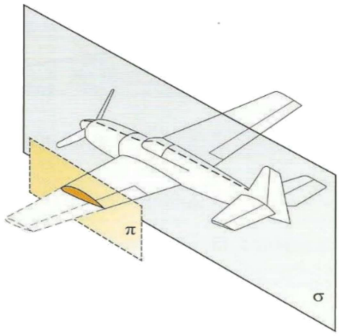
kde $\Gamma = \oint_k \mathrm{v} \cdot \mathrm{ds}$ je cirkulace rychlosti vzniklá v důsledku zakřivení proudu tekutiny

Při porovnání posledních dvou rovnic lze součinitel vztlaku vyjádřit jako

$$c_y = \frac{2\Gamma}{v \cdot s} \tag{10}$$

## 2.2 Profil křídla

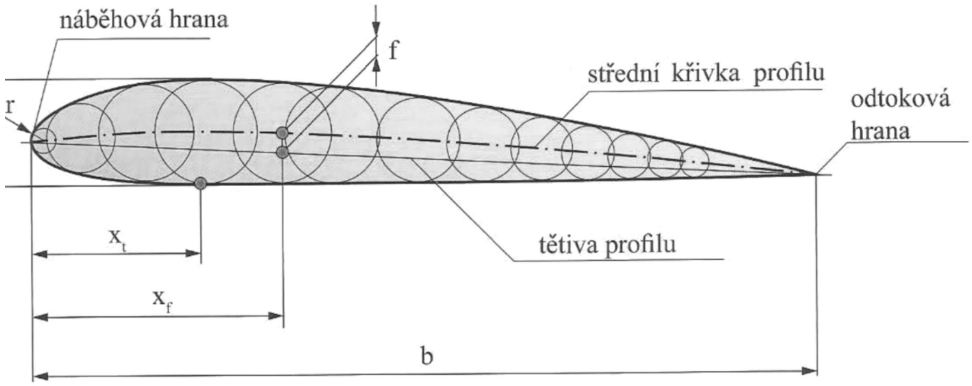
Profil křídla je rovinný geometrický útvar vzniklý řezem křídla rovinnou $\pi$ rovnoběžnou s rovinou souměrnosti letadla $\sigma$, viz obr. 2.1.10. Obtékání profilu je dvourozměrné, proto je profil často označován jako křídlo nekonečného rozpětí [3].




*Obr. 2.2.1: Profil křídla [3]*

Profil křídla je jedním ze základních geometrických parametrů křídla určujících jeho aerodynamické vlastnosti. Výběr profilu závisí na určení typu letounu [3], očekávaných vlastnostech profilu a zda se jedná o profil křídla nebo profil ocasních ploch.

### 2.2.1 Geometrické charakteristiky profilu




*Obr. 2.2.2: Geometrické charakteristiky nesouměrného profilu křídla, upraveno [3]*

**Tětiva profilu** – spojnice krajních bodů střední křivky profilu.
**Střední křivka profilu** – spojnice středů kružnic vepsaných do profilu. Průběh střední křivky profilu má rozhodující vliv na aerodynamické vlastnosti profilu.

$\boldsymbol{b}$ – hloubka profilu
$\boldsymbol{t}$ – maximální tloušťka profilu je průměr největší vepsané kružnice do profilu.
$\boldsymbol{x_t}$ – poloha maximální tloušťky profilu.
$\boldsymbol{f}$ – maximální prohnutí střední křivky profilu, největší používané maximální prohnutí bývá 6 až 8 % hloubky. Symetrické profily mají nulové prohnutí.
$\boldsymbol{x_f}$ – poloha maximálního prohnutí křivky profilu.
$\boldsymbol{r}$ – poloměr náběhové hrany profilu je poloměr oskulační kružnice v náběžné hraně.
$\bar{\boldsymbol{t}}$ – poměrná tloušťka profilu je poměrem jeho tloušťky $\boldsymbol{t}$ a hloubky $\boldsymbol{b}$ udávaná v procentech. $\bar{t} = \frac{t}{b} \cdot 100$. Běžné používané tloušťky profilů u podzvukových letounů bývají mezi 6% až 20%.
$\boldsymbol{\alpha}$ – úhel náběhu profilu, úhel mezi vektorem rychlosti nabíhajícího nerozrušeného proudu vzduchu $V_\infty$ a tětivou profilu. Viz obr. 2.2.3
[3] [9]

#### Obtékání profilu

Při obtékání profilu (nesymetrického nebo symetrického pod nenulovým úhlem náběhu) vzniká účinkem proudu normálová síla $\boldsymbol{N}$ a axiální síla $\boldsymbol{A}$. Výslednice těchto dvou sil je síla $\boldsymbol{R}$. Průmětem síly $\boldsymbol{R}$ $(\boldsymbol{F})$ do směru nabíhajícího proudu je odpor $\boldsymbol{D}$ $(\boldsymbol{F_x})$ a průmětem kolmým na směr nabíhajícího proudu je vztlak $\boldsymbol{L}$ $(\boldsymbol{F_y})$. Viz obr. 2.2.5 [3]

Velikost vztlakové síly se u profilů obvykle vyjadřuje jako součin součinitele vztlaku $c_L$ $(c_y)$, dynamického tlaku nabíhajícího proudu vzduchu $q_\infty$ a charakteristické plochy profilového segmentu S [3].

$$L = c_L \cdot q_\infty \cdot S \tag{11}$$

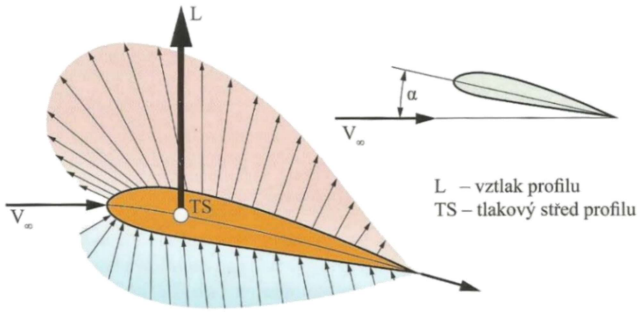
Součinitel vztlaku vyjadřuje vliv tvaru profilu a úhlu náběhu, pod kterým je profil obtékaný, při daném charakteru proudění (laminárním nebo turbulentním) na velikost vztlakové síly [3].

Obdobně jako velikost vztlakové síly lze vyjádřit velikost odporové síly pomocí součinitele odporu $c_D(c_x)$.

$$D = c_D \cdot q_\infty \cdot S \tag{12}$$

Vztlak a tvarová část odporu profilu jsou dány rozdílným rozložením tlaku podél jeho povrchu. Typické rozložení tlaku pro nesouměrný profil je vidět na obr. 2.2.3. Nenarušený proud nabíhající na profil rychlostí $V_\infty$ mění svou rychlost a tlak v okolí profilu dle Bernoulliho zákona [3].

$$p_\infty + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot {V_\infty}^2 = p + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \tag{13}$$

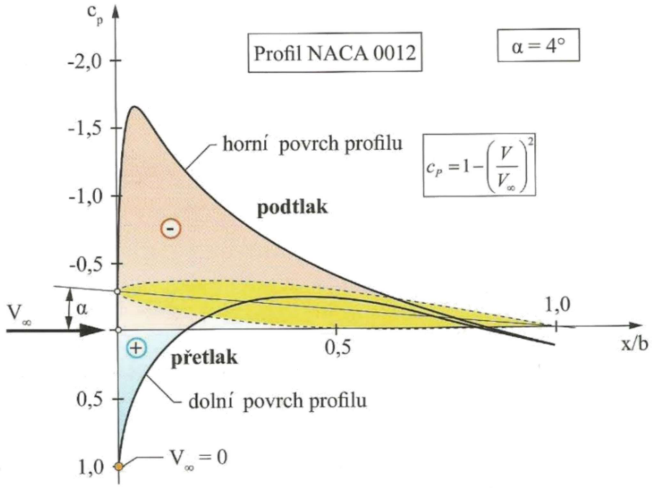



*Obr. 2.2.3: Charakteristické rozložení tlaku při obtékání nesouměrného profilu [3]*

Účinek tlaku vzduchu podél profilu křídla se vyjadřuje součinitelem tlaku $c_p$, který je definovaný rovnicí (13) jako poměr změny statického tlaku v důsledku obtékání profilu a dynamického tlaku nerozrušeného proudu [3].

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{0{,}5 \cdot \rho \cdot {V_\infty}^2} \tag{14}$$

Z rozložení součinitele tlaku na horním a dolním povrchu profilu, které se zjišťuje měřením v aerodynamickém tunelu, lze vypočíst hodnotu součinitele vztlaku $c_L$ [3].




*Obr. 2.2.4: Průběh rozložení součinitele vztlaku $c_p$ na povrchu profilu NACA 0012 při rychlosti $v_\infty = 100\ m/s$ a úhlu náběhu $\alpha = 4°$ [3]*

Výsledná síla na profil je vektorovým součtem vztlaku a odporu [2].

$$R = F = \sqrt{{F_x}^2 + {F_y}^2} = \sqrt{D^2 + L^2} \tag{15}$$

Jelikož se síly $F_x$, $F_y$ i $F_x$ vztahují všechny na stejnou charakteristickou plochu, lze výslednou sílu F vyjádřit pomocí výsledného součinitele $c_n$ jako [2]:

$$F = \frac{1}{2} \cdot c_n \cdot S \cdot \rho \cdot {v_\infty}^2 \tag{16}$$

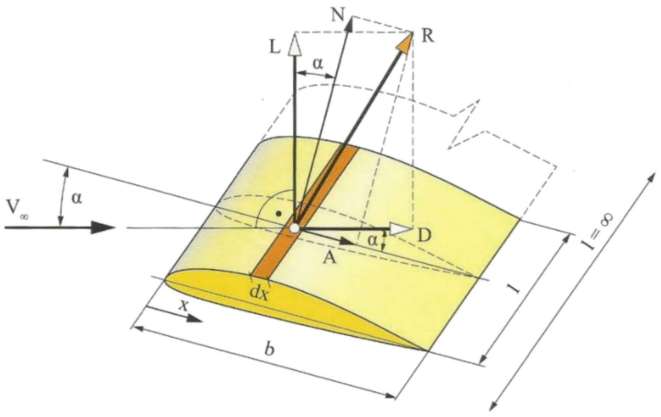
Kde se součinitel výsledné síly spočte jako vektorový součet součinitele odporu a vztlaku [2].

$$c_n = \sqrt{{c_D}^2 + {c_L}^2} c_n = \sqrt{{c_D}^2 + {c_L}^2} \tag{17}$$

Mezi součinitelem vztlakové, odporové a výsledné síly platí vztahy [10]:

$$c_D = c_n \cdot \sin\alpha, \quad c_L = c_n \cdot \cos\alpha \tag{18}$$

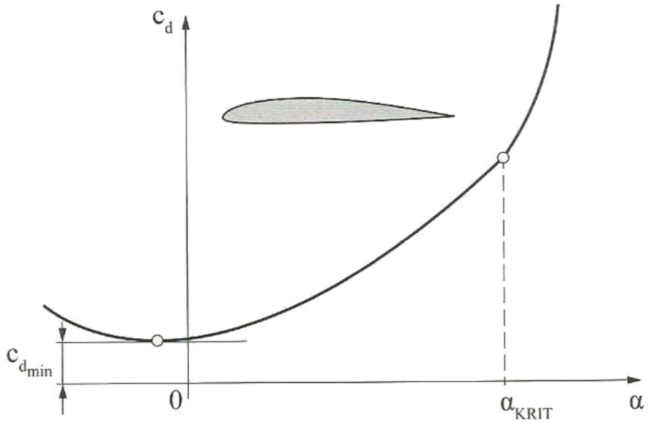
kde $\alpha$ je úhel náběhu profilu.




*Obr. 2.2.5: Schéma účinku proudu vzduchu obtékajícího segment profilu [3]*

### Odporová křivka profilu

Průběh celkové hodnoty *součinitele* profilového odporu v závislosti na úhlu náběhu $\alpha$ vyjadřuje graf nazývaný odporová křivka profilu, obr. 525. Profilový odpor je součet tvarového a třecího odporu profilu při dvourozměrném obtékání [3].




*Obr. 2.2.6: Odporová křivka nesymetrického profilu křídla [3]*

Nejmenší součinitel odporu je při plynulém a ustáleném obtékání zpravidla v blízkosti nulového úhlu náběhu. Zvětšováním úhlu náběhu odpor profilu plynule narůstá až do kritického úhlu náběhu $\alpha_{krit}$. Při překročení $\alpha_{krit}$ dochází k odtrhnutí proudu a vlivem podtlaku výrazně narůstá tlaková složka profilového odporu. Tvar odporové křivky je závislý na geometrii profilu a Reynoldsově čísle. Symetrické profily mají nejmenší hodnotu součinitele odporu $c_D$ při nulovém úhlu náběhu $\alpha$ [3].

### Vztlaková křivka profilu

Vztlakové vlastnosti pro daný tvar profilu určené součinitelem vztlaku v závislosti na úhlu náběhu $\alpha$ vyjadřuje graf nazývaný vztlaková křivka profilu. Důležitý pro určení hodnoty součinitele vztlaku je aerodynamický (absolutní) úhel náběhu $\alpha_a$, měřený k směru proudění při nulovém vztlaku ($c_L = 0$). Určuje se z hodnot vztlakové křivky dle vztahu (19), viz obr. 2.2.7 [3].

$$\alpha_a = \alpha - \alpha_0 \tag{19}$$

kde $\alpha$ je geometrický úhel náběhu k tětivě profilu
$\alpha_0$ je úhel náběhu při nulovém vztlaku. Podle tvaru profilu nabývá hodnot přibližně od $-4°$ do $-1{,}5°$. U symetrických profilů je $0°$.

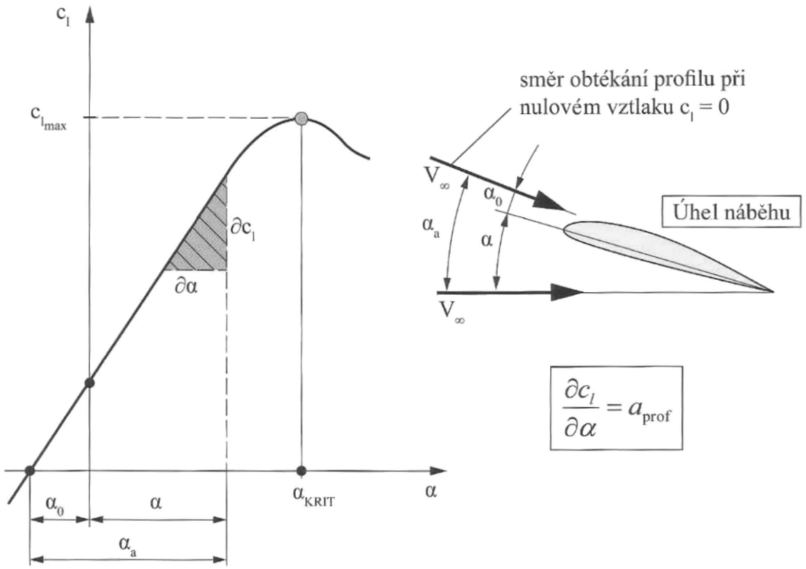
Sklon vztlakové křivky v její lineární oblasti určuje změnu součinitele vztlaku při změně úhlu náběhu o jeden stupeň. Viz obr. 2.1.17 platí vztah [3]:

$$a_{prof} = {c_L}^{a} = \frac{\partial c_L}{\partial \alpha} = 2\pi \tag{20}$$

Symboly $a_{prof}$ a ${c_L}^{a}$ jsou v praxi používané zjednodušené zápisy derivace vztlaku podle úhlu náběhu.
Výpočtová (praktická) hodnota součinitele vztlaku se pro dané podmínky určuje ze vztahu [3]:

$$c_L = \eta \cdot a_{prof} \cdot (\alpha - \alpha_0) \tag{21}$$

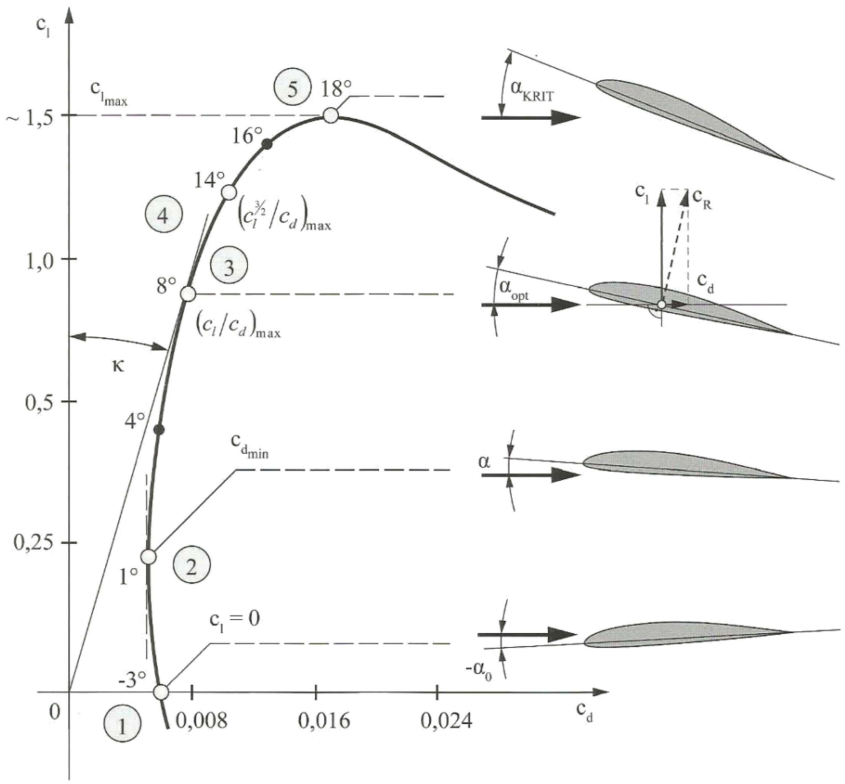
kde $\eta$ je aerodynamická účinnost přeměny energie proudu vzduchu obtékajícího profil na vztlakovou sílu. Její hodnoty se pohybují v rozsahu $0{,}75$ až $0{,}9$ [3].




*Obr. 2.2.7: Vztlaková křivka nesymetrického profilu [3]*

### Polára profilu

Jiným možným vyjádřením součinitele odporu $c_D$, součinitele vztlaku $c_L$a úhlu náběhu je polára profilu [10], kterou tvoří množina bodů – úhlu náběhu [3]. Na vodorovné ose je vynášen součinitel odporu $c_D$, na svislé součinitel vztlaku $c_L$. Jako parametr se na vzniklé křivce znázorňují úhly náběhu $\alpha$ [10]. Polára profilu se vždy stanovuje při určité hodnotě Reynoldsova čísla. Pro stejný profil ale jiná $Re$ má polára jiný tvar (rozdílné hodnoty $c_L$ a $c_D$ pro stejné úhly náběhu).

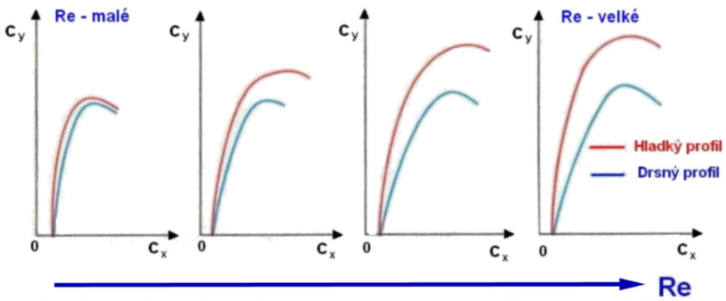



*Obr. 2.2.8: Polára nesymetrického profilu s přibližnými hodnotami úhlů náběhu a příslušnými hodnotami součinitele vztlaku $c_L$ a odporu $c_D$ [3]*

Na poláře profilu je několik významných bodů (úhlů náběhu), které charakterizují aerodynamické vlastnosti daného profilu [3]:

1) Bod nulového vztlaku $c_L = 0$ při záporném úhlu náběhu $-\alpha_0$
2) Bod minimálního odporu $c_{D_{min}}$ (tečna poláry je v daném místě rovnoběžná s osou y)
3) Bod největší aerodynamické jemnosti daného poměrem $(c_L/c_D)_{max}$. Tento bod určuje nejlepší klouzavost.
4) Bod nejmenší klesavosti při klouzavém letu daný poměrem $\left(c_L{}^{3/2}/c_D\right)_{max}$
5) Bod maximálního součinitele vztlaku $c_{L_{max}}$ při kritickém úhlu náběhu $\alpha_{krit}$. Při větších úhlech náběhu $c_L$ prudce klesá v důsledku odtrhnutí proudu. Tento bod je hranicí mezi normálním obtékáním profilu a pádovou oblastí.

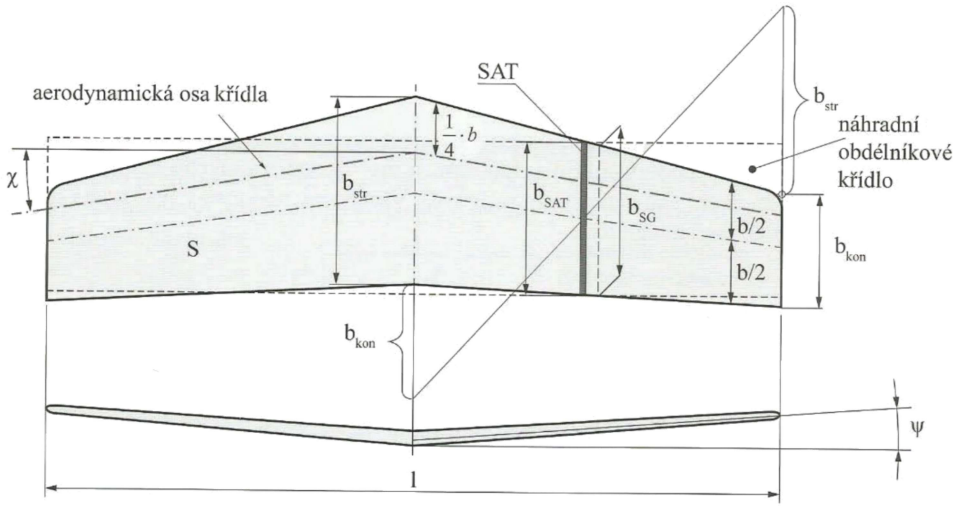
Pro symetrické profily je bod nulového vztlaku totožný s bodem minimálního součinitele odporu, leží na vodorovné ose a úhel náběhu je nulový.




*Obr. 2.2.9: Vliv velikosti Re a drsnosti povrchu na průběh poláry [10]*

## 2.3 Charakteristiky křídla a letové vlastnosti

### 2.3.1 Geometrické charakteristiky křídla




*Obr. 2.3.1: Geometrické charakteristiky křídla [3]*

$\boldsymbol{S}$ – plocha půdorysu křídla (vztažná plocha)
$\boldsymbol{l}$ – rozpětí křídla
$\boldsymbol{b_{kon}}$ – koncová hloubka křídla
$\boldsymbol{b_{str}}$ – středová (kořenová) hloubka křídla
$\boldsymbol{b_{SG}}$ – střední geometrická hloubka křídla $b_{SG} = \frac{b_{str}+b_{kon}}{2}$
$\boldsymbol{SAT}$ – střední aerodynamická tětiva, ke které se definuje poloha těžiště letounu, tzv. centráž $\bar{x}_T$.
$\boldsymbol{b_{SAT}}$ – hloubka střední aerodynamické tětivy křídla. Je hloubkou náhradního (myšleného) křídla obdélníkového půdorysu, které musí splňovat podmínku stejného vztlaku a klopivého momentu jako původní křídlo. $b_{SAT} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{1/2} [b \cdot (y)]^2 \, dy$
$\boldsymbol{\chi}$ – úhel šípu křídla, měřený buď k náběhové hraně křídla nebo k aerodynamické ose křídla
$\boldsymbol{\psi}$ – úhel vzepětí křídla
**Aerodynamický střed křídla (čtvrtinový bod)** – bod ležící na 1/4 střední aerodynamické tětivě křídla. K tomuto bodu je moment aerodynamických sil křídla konstantní, neměnný na úhlu náběhu.
**Střední aerodynamická osa křídla** – myšlená spojnice všech aerodynamických středů profilu křídla.
[3] [9]

### 2.3.2 Mohutnost

Velmi důležitou charakteristikou ocasních ploch je jejich mohutnost. Vyjadřuje souvislost mezi plochou křídla, plochou ocasních ploch a vzdáleností ocasních ploch od křídla. Je nezbytnou součástí výpočtů určení polohy aerodynamického středu letadla a zásadním kritériem pro stanovení statické či dynamické stability. Vyšší hodnoty mohutnosti mají obecně příznivý vliv na reakční schopnosti letadla a letové vlastnosti. Zvýšení mohutnosti však může mít vliv na nárůst aerodynamického odporu. Při nižších hodnotách mohutnosti může být aerodynamický odpor menší, ovšem pokud jsou hodnoty mohutnosti příliš nízké, hrozí nedostatečná účinnost kormidel, což má za následek celkový negativní vliv na manévrovatelnost letounu [13] [14].

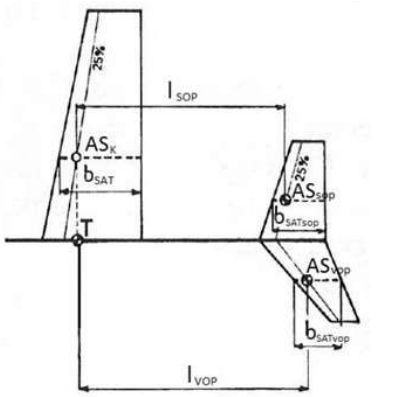
### Mohutnost vodorovných ocasních ploch

Mohutnost vodorovné ocasní plochy zle vyjádřit vztahem [6]:

$$V_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot l_{VOP}}{S \cdot b_{SAT}} \tag{22}$$

kde $V_{VOP}$ je mohutnost vodorovných ocasních ploch
$S_{VOP}$ je plocha křídla
$l_{VOP}$ je vzdálenost těžiště a působiště vztlaku na VOP
$S$ je plocha křídla
$b_{SAT}$ je hloubka střední aerodynamické tětivy křídla

Obvyklé rozmezí hodnot $V_{VOP}$ bývá dle literatury [15] mezi 0,5 a 0,8 za předpokladu vzdáleností náběžných hran křídla a ocasních ploch v rozmezí 3,7 až 4,2 násobku $b_{SAT}$.




*Obr. 2.3.2: Schéma veličin rovnic (22) a (23),* [16]

### Mohutnost svislých ocasních ploch

Mohutnost svislých ocasních ploch lze vyjádřit vztahem [6]:

$$V_{SOP} = \frac{S_{SOP} \cdot l_{SOP}}{S \cdot l} \tag{23}$$

kde $V_{SOP}$ je mohutnost svislých ocasních ploch
$S_{SOP}$ je plocha SOP
$l_{VOP}$ je vzdálenost těžiště a působiště síly na SOP
$S$ je plocha křídla
$l$ je rozpětí křídla

Obvyklé rozmezí hodnot $V_{SOP}$ bývá mezi 0,02 a 0,039, za předpokladu vzdáleností náběžných hran křídla a OP v rozmezí 3,7 až 4,2 násobku $b_{SAT}$ [15].

## 2.3.3 Štíhlost

Tato charakteristika, která je poměrem rozpětí ku ploše křídla (ocasní plochy), výrazně ovlivňuje výkonnosti a vlastnosti křídel (ocasních ploch), zejména indukovaný odpor, který s rostoucí štíhlostí klesá. Tedy křídlo (ocasní plocha) s vyšší štíhlostí je výkonnější, má ovšem větší hmotnost, složitější konstrukci, je náročnější na stavbu a výrobně dražší. Křídla s nižší štíhlostí vedou k vyšší příčné obratnosti [9].

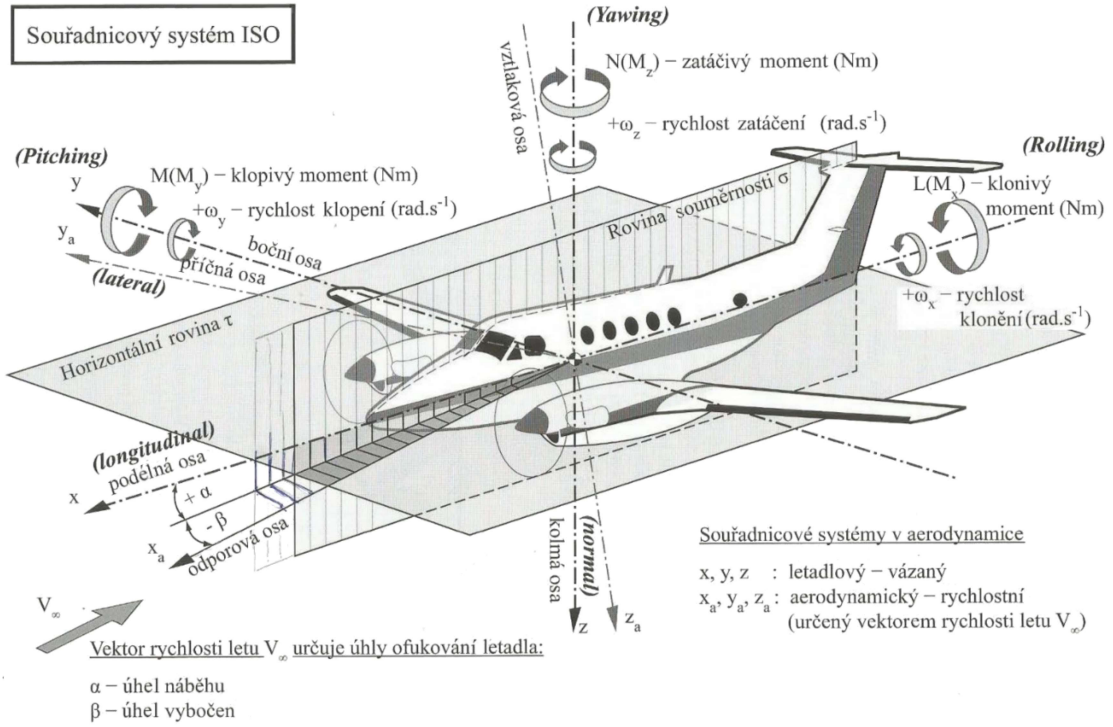
Štíhlost lze vyjádřit vztahem [3]:

$$\lambda = \frac{l}{b_{SG}} = \frac{l^2}{S} \tag{24}$$

kde $l$ je v případě VOP jejich rozpětí a v případě SOP jejich výška
$S$ je plocha VOP nebo SOP
$b_{SG}$ je střední geometrická hloubka křídla

### 2.3.4 Souřadnicová soustava

Souřadnicových soustav popisujících síly a momenty působících na letadlo je více druhů. Nejvýznamnějšími jsou letadlová souřadnicová soustava a aerodynamická souřadnicová soustava.




*Obr. 2.3.3: Letadlová a aerodynamická souřadnicová soustava v systému ISO a označení základních veličin, upraveno [3]*

U **letadlové souřadnicové soustavy** se jedná o kartézský souřadnicový systém, jehož počátkem je těžiště letadla $\boldsymbol{T}$. Osa $\boldsymbol{x}$ se nazývá podélná osa, je orientovaná ve směru osy trupu, kladný smysl osy směřuje k předku letadla. Druhá osa $\boldsymbol{z}$ nazývaná kolmá osa, svírá s osou $\boldsymbol{x}$ pravý úhel a společně s ní leží v rovině souměrnosti letadla $\boldsymbol{\sigma}$. Třetí osa $\boldsymbol{y}$ nazývaná boční osa je kolmá na rovinu souměrnosti. Její smysl je dán podle pravidla pravotočivého kartézského systému. Síly působící na letadlo mají kladný směr v kladném smyslu os souřadnicového systému. V ose $\boldsymbol{x}$ působí podélná síla $\boldsymbol{X}$, v ose $\boldsymbol{y}$ boční síla $\boldsymbol{Y}$ a v ose $\boldsymbol{z}$ kolmá síla $\boldsymbol{Z}$. Rotace kolem os letadlového souřadnicového systému jsou **klonění** kolem osy $\boldsymbol{x}$ úhlovou rychlostí $\boldsymbol{\omega_x}$, **klopení** kolem osy $\boldsymbol{y}$ úhlovou rychlostí $\boldsymbol{\omega_y}$ a **zatáčení** kolem osy $\boldsymbol{z}$ úhlovou rychlostí $\boldsymbol{\omega_z}$. Kladné smysly rotací jsou v kladném směru úhlových rychlostí, jež jsou definovány pravidlem pravé ruky [3].

**Aerodynamická souřadnicová soustava**, nazývána též rychlostní, má počátek stejně jako letadlová v těžišti letadla. Určuje jí osa $\boldsymbol{x_a}$, nazývaná **odporová** osa, mající stejný opačný smysl než vektor rychlosti letu $\vec{\boldsymbol{v}}_\infty$. **Vztlaková** osa $\boldsymbol{z_a}$, a **příčná** osa $\boldsymbol{y_a}$, jsou definovány stejně jako osy $\boldsymbol{z}$ a $\boldsymbol{y}$ u letadlové souřadnicové soustavy. Kladné smysly aerodynamických sil odporu $\boldsymbol{D}$ a vztlaku $\boldsymbol{L}$, jsou v praxi definované v opačném směru než osy ($x_a$ a $z_a$), ve kterých působí, odůvodněno je to tím, že je definují kladné úhly náběhu [3].

Úhly ofukování (obtékání) jsou definovány vzájemnou polohou aerodynamické a letadlové souřadnicové soustavy. V horizontální rovině letadla se jedná o **úhel náběhu** $\boldsymbol{\alpha}$, vzhledem k rovině souměrnosti pak **úhel vybočení** $\boldsymbol{\beta}$. Tyto úhly jsou důležité pro určení velikosti aerodynamických sil a momentů působících na letadlo [3].

#### Těžiště letadla

Jedná se o hmotný střed, neboli bod, ve kterém se nachází působiště tíhy letadla $\boldsymbol{W}$. Těžiště letadla lze považovat za kloub, kolem kterého se letadlo otáčí působením nevyvážených momentů. Přesná poloha těžiště, jakožto vztažného bodu, důležitá pro určení velikosti těchto momentů. [3]

### 2.3.5 Síly a momenty působící na letoun

Na letadlo během letu v aerodynamické soustavě působí v kladném smyslu vztlakové osy $\boldsymbol{z_a}$ jeho tíže $\boldsymbol{W}$, proti ní působí celková vztlaková síla $\boldsymbol{Y}$. Působiště vztlakové síly se ovšem nachází v neutrálním bodu letadla. Pokud chceme vztlakovou sílu umístit do těžiště, je potřeba ji doplnit o příslušný klonivý moment. Celková vztlaková síla je součtem vztlaků všech částí letounu. Největší podíl na ni mají křídlo a ocasní plochy, které ovšem mohou mít vzhledem ke konfiguraci vztlak záporný. Aby nedocházelo k pádu letounu, musí být vztlaková síla vždy minimálně rovna tíze. V kladném směru odporové osy $\boldsymbol{x_a}$ působí tahová síla od pohonných jednotek, proti ní působí odporová síla $\boldsymbol{D}$. Celková odporová síla je součtem odporů všech částí letadla. Nejvýznamnější podíl na ni má křídlo, trup a ocasní plochy. Na letadlo ještě může působit v příčné ose $\boldsymbol{z_a}$ příčná síla $\boldsymbol{Z}$.

Momenty působící za letu na letadlo jsou klonivý moment $\boldsymbol{M_x}$ okolo osy $\boldsymbol{x}$, zatáčivý moment $\boldsymbol{M_y}$ okolo osy $\boldsymbol{y}$ a kolem osy $\boldsymbol{z}$ klopivý moment $\boldsymbol{M_z}$. Kladné smysly momentů jsou znázorněny na obr. 2.2.3.

### 2.3.6 Funkce ocasních ploch

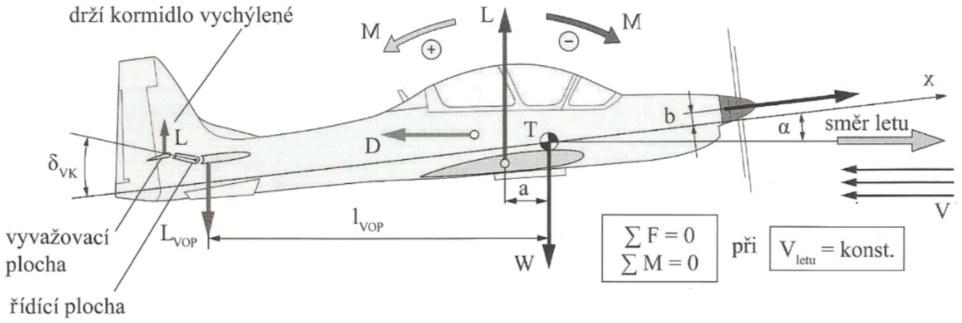
Křídla a trup letadla mají samy o sobě destabilizující účinek, proto je nutné letoun opatřit mechanismem, který bude vytvářet vůči těžišti opačný moment a tím zajistí momentovou rovnováhu [3]. Nejběžnějším způsobem je opatření letounu ocasními plochami. Ocasní plochy jsou vlastně malá křídla [14], která v závislosti na volbě profilu (který bývá nejčastěji symetrický) a jejich vychýlení vyvozují vztlak (kladný nebo záporný u vodorovných a boční sílu u svislých ocasních ploch), čímž vzniká potřebný moment pro zajištění stability, řízení a manévrování. Vodorovná ocasní plocha zajišťuje stabilitu v příčném směru a svislá ocasní plocha v bočním směru.

Existují i řešení, která ocasní plochy pro zajištění rovnováhy nepotřebují, jedním z takových příkladů řešení jsou tzv. samokřídla. Dosažení vzniku potřebného stabilizujícího momentu je zajištěno kombinací velkého úhlu šípu křídla (kladným nebo záporným), záporným zkroucením konců křídla a použitím tzv. autostabilních profilů [3]. Příkladem takového řešení je americký bombardér Northrop B-2 Spirit. Příkladem letounu bez vodorovných ocasních ploch je nadzvukový dopravní letou Concorde, který využívá elevonů umístěných na odtokové časti křídla plnících zároveň funkci výškového kormidla a křidélek [3]. Řešení bez ocasních ploch však bývá často kompromisní a přináší oproti řešení s ocasními plochami řadu nevýhod [3].

K úplnému pochopení funkce ocasních ploch je nutné porozumět stabilitě letadla.

### 2.3.7 Stabilita letadla

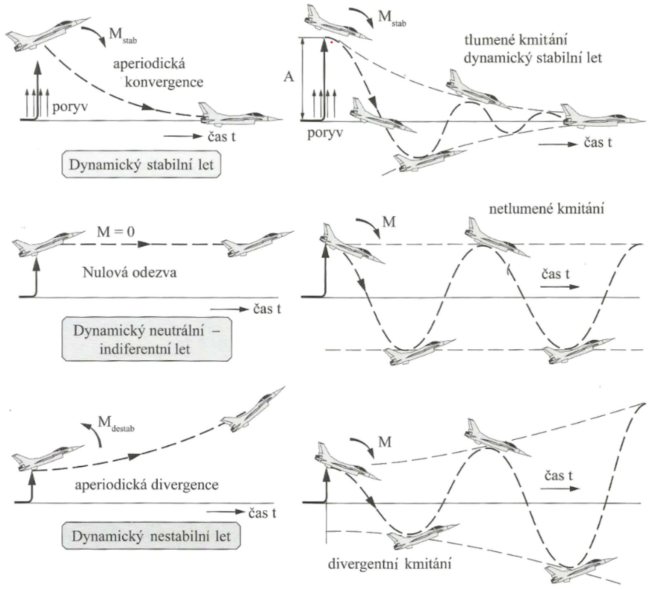
Stabilita letadla úzce souvisí s jeho rovnováhou a rozumí se jí schopnost navrácení se letadla po vychýlení vnější příčinou (poryvem) do původního ustáleného a vyváženého letu, bez zásahu řídících prvků, popřípadě zachování letového režimu, do kterého bylo uvedeno zásahem pilota. Let je považován za ustálený a vyvážený, pokud je dosaženo rovnováhy sil a momentů působících na letadlo při konstantní letové rychlosti, tj. algebraický součet sil a momentů působících na letadlo se rovná nule [3].




*Obr. 2.3.4: Ustálený rovnovážný let, upraveno [3]*

Stabilita se obecně dělí na dva druhy. **Statickou stabilitu**, která zaručuje vznik momentů působících proti vychýlení letounu z jeho rovnovážné polohy tak, aby byl opět uveden do původního ustáleného letu, a **dynamickou stabilitu**, která určuje průběh dalšího pohybu letounu. Průběh návratu do ustáleného letu může být kmitavý či aperiodický. Nutnou, nikoli postačující podmínkou dynamické stability letounu, je jeho statická stabilita [3].

Pokud dojde u letadla k vychýlení z jeho rovnovážného stavu (poryvem větru či turbulencí), např. zvětšení nebo zmenšení úhlu náběhu, a ono po tomto narušení pokračuje ve zvyšování vychylování v dané orientaci, jedná se o letadlo staticky nestabilní. Pokud po vychýlení nedochází k dalším změnám letové polohy a letadlo setrvává ve vychýlené pozici (vychýlením nedošlo ke vzniku nových sil nebo momentů na něj působících) jedná se o letadlo staticky neutrální. O stabilní letoun se jedná, jestliže po vychýlení z rovnovážné polohy dochází k samočinnému návratu do své původní polohy [3].




*Obr. 2.3.5: Základní druhy letu z hlediska dynamické stability, upraveno [3]*

U staticky stabilního letounu může nastat více variant způsobu návratu do své původní polohy, jež určují dynamickou stabilitu letadla. Pokud k návratu dochází oscilačním pohybem se snižující se výchylkou, jedná se o dynamicky stabilní letadlo. Pokud letadlo pokračuje v oscilačním pohybu bez změny velikosti výchylky jedná se o letadlo dynamicky neutrální. Pokud dochází ke zvyšování výchylky a rychlým změnám orientace letadla, je letadlo dynamicky nestabilní [6].

Stabilita letadla je podmíněna mnoha vlivy, např. vyvážením letounu, úhlem náběhu, výšce a rychlosti, zda se jedná o stoupavý nebo klesavý let, zda je vysunutý podvozek apod. Důležitým faktem je, že stabilní letoun se může v závislosti na povětrnostních podmínkách a letových režimech (rychlost letu, úhel náběhu atd.) stát nestabilním [3].

U letadel se stabilita vzhledem ke vztažným osám souřadnicového systému dělí na **stabilitu podélnou**, která je vztažena k podélné ose, zajištují ji vodorovné OP, **stabilitu směrovou**, která je vzhledem k svislé ose, zajišťují ji svislé OP, stabilitu příčnou, která je vzhledem k vodorovné ose. Směrová a příčná stabilita jsou navzájem úzce provázány, a proto je někdy stabilita rozdělována na **podélnou** a **stranovou**, která zahrnuje vlivy klopení, klonění a vybočení. Na letounech obvykle nebývá speciální část, která by zvětšovala míru příčné stability. Přímo ovlivnit ji však lze geometrií křídla, zejména vzepětím a úhlem šípu [6].

### Podélná stabilita

Jedná se o schopnost letadla udržovat stálý úhel náběhu [17] a je nejdůležitějším druhem stability letadla [3]. Rozhodujícím faktorem statické podélné stability je vznik klopivého momentu při vychýlení letadla z jeho rovnovážného stavu. Statické podélné stability je dosaženo, pokud při kladné změně úhlu náběhu vzniká záporný moment, který působí proti vychýlení a letadlo se samovolně vrací do svého původního rovnovážného stavu, nebo při záporné změně úhlu náběhu a vzniku kladného momentu působícího opět proti vychýlení. V opačném případě, kdy při vychýlení vzniká souhlasný moment se směrem výchylky je letadlo staticky nestabilní. Podmínkou vzniku stabilizačního momentu je záporný sklon (záporná derivace) momentové křivky. Pokud při vychýlení nedochází k vzniku klopivého momentu jedná se o indiferentní stav [3] [6].

### Neutrální bod letadla

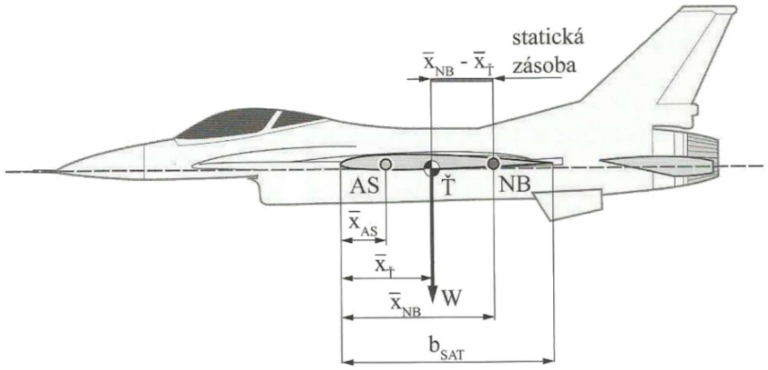
Jedná se o společný aerodynamický střed soustavy křídlo – vodorovné ocasní plochy. V tomto bodě má moment od aerodynamických sil působících na letoun konstantní hodnotu, nezávislou na úhlu náběhu. Zásadní vliv na polohu neutrálního bodu má mohutnost ocasních ploch. Aby byl let podélně staticky stabilní musí ležet těžiště před neutrálním bodem [3]. Poloha neutrálního bodu se, podobně jako poloha těžiště, udává v procentech střední aerodynamické tětivy křídla [6].

Vzájemná poloha těžiště vůči neutrálnímu bodu letadla má zásadní vliv na podélnou stabilitu. Aby byl let, při běžné konstrukci letadla, staticky podélně stabilní, je třeba, aby těžiště leželo před jeho neutrálním bodem. Pokud těžiště leží za neutrálním bodem, jedná se o let staticky nestabilní. A při totožné poloze těžiště a neutrálního bodu je let indiferentní [3].

### Statická zásoba letadla

Je vzdáleností mezi polohou těžiště a neutrálního bodu. Její velikost přímo určuje míru podélné statické stability. Čím větší je statická zásoba, tím větší klade letadlo odpor proti vychýlení z rovnovážného stavu. Velikost statické zásoby má také vliv na podélnou řiditelnost, neboť je

nepřímo úměrná podélné stabilitě. Proto je potřeba při stanovení statické zásoby zohlednit jak komfort řízení, tak i řiditelnost. Velikost statické zásoby se u dopravních letadel pohybuje mezi 15 až 25 % $b_{SAT}$, u cvičných a sportovních letadel mezi 10 až 15 % $b_{SAT}$ a u akrobatických letounů mezi 3 až 8 % $b_{SAT}$ [3].




*Obr. 2.3.6: Grafické vyjádření statické zásoby letadla [3].*

### Momentová rovnováha

Aby byl let ustálený rovnovážný, musí platit silová rovnováha mezi vztlakem a tíhou letadla a mezi hnací a odporovou silou.

$$W - L_{kr} + L_{VOP} = 0 \tag{25}$$

$$H - D = 0 \tag{26}$$

kde $W$ je tíha letadla
$L_{kr}$ je vztlak křídla
$L_{VOP}$ je vztlak vodorovné ocasní plochy
$H$ je hnací síla
$D$ je odpor letadla

Samotná silová rovnováha není dostačující, nutná je také momentová rovnováha k těžišti letadla vyjádřena rovnicí:

$$M_{kr} + L_{kr} \cdot \left(\bar{x}_T - \bar{x}_{AS_{kr}}\right) \cdot c_{SAT} - L_{VOP} \cdot l_{VOP} = 0 \tag{27}$$

kde $W$ je tíha letadla¨
$H$ je tahová síla
$D$ je odporová síla
$L_{kr}$ je vztlaková síla na křídle
$L_{VOP}$ je vztlaková síla na VOP
$M_{kr}$ je klopivý moment křídla okolo těžiště letadla
$\bar{x}_T - \bar{x}_{AS_{kr}}$je vzdálenost aerodynamického středu křídla od těžiště
$b_{SAT}$ je střední aerodynamická hloubka křídla
$l_{VOP}$ je vzdálenost působiště $L_{VOP}$ od těžiště (rameno $L_{VOP}$)

Vztlaková síla vodorovné ocasní plochy se vypočte jako:

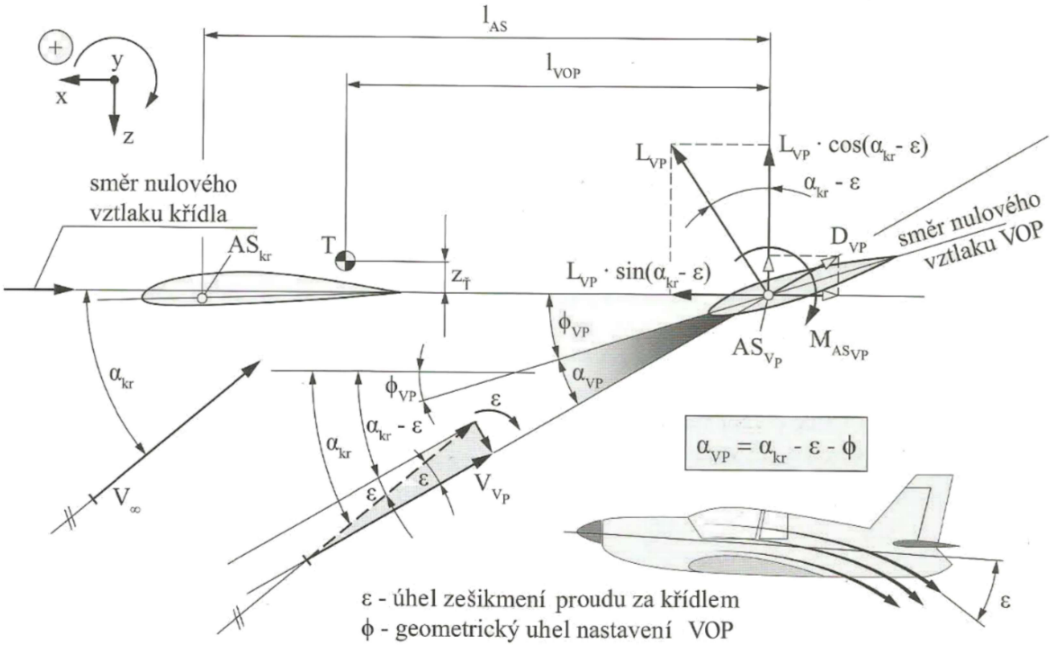
$$L_{VOP} = c_{L_{VOP}} \cdot q_\infty \cdot S_{VOP} \tag{28}$$

kde $q_\infty = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot {v_\infty}^2$ je dynamický tlak volného proudu vzduchu
$c_{L_{VOP}}$ je součinitel vztlaku VOP
$S_{VOP}$ je plocha VOP

Rovnice (26) bývá vyjadřována také v bezrozměrném tvaru. Toho se docílí vydělením rovnice součinem $q_\infty \cdot S_{kr} \cdot c_{SAT}$.

$$c_{M_{kr}} + c_{L_{kr}} \cdot \left(\bar{x}_T - \bar{x}_{AS_{kr}}\right) - c_{L_{VOP}} \cdot V_{VOP} = 0 \tag{29}$$

kde $c_{M_{kr}}$ je klopivý moment křídla okolo těžiště letadla
$c_{L_{kr}}$ je součinitel vztlaku křídla
$V_{VOP}$ je mohutnost VOP
$\bar{x}_T - \bar{x}_{AS_{kr}}$ je vzdálenost aerodynamického středu křídla od těžiště




*Obr. 2.3.7: Geometrické schéma a aerodynamické poměry tvořící příspěvek VOP ke klopivému momentu a tím ke stabilitě letu. (Pro lepší čitelnost schématu jsou aerodynamické úhly zvětšeny), upraveno [3].*

Rovnice závislosti součinitele klopivého momentu VOP $c_{M_{T_{VOP}}}$ na úhlu náběhu křídla vznikne dosazením rovnice $L_{VOP} = c_{L_{VOP}} \cdot q_\infty \cdot S_{VOP}$ do rovnice (30) a následné úpravě [3]:

$$M_{T_{VOP}} = -L_{VOP} \cdot l_{VOP} \tag{30}$$

Bezrozměrné vyjádření rovnice (30) získáme jejím vydělením součinem $q_\infty \cdot S_{kr} \cdot b_{SAT}$.

$$c_{M_{T_{VOP}}} = -c_{L_{VOP}} \cdot V_{VOP} \tag{31}$$

Vyjádřením $c_{L_{VOP}}$ v závislosti na jejím úhlu náběhu $\alpha_{VOP}$ jako:

$$c_{L_{VOP}} = a_{VOP} \cdot \alpha_{VOP} \tag{32}$$

a pomocí rovnic (33), (34) a (35) ze schématu obr. 2.2.7,

$$a_{VOP} = \frac{\partial c_{L_{VOP}}}{\partial \alpha_{VOP}} \tag{33}$$

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \cdot \alpha_{kr} \tag{34}$$

$$\alpha_{VOP} = \alpha_{kr} - \varepsilon - \phi_{VOP} \tag{35}$$

kde $a_{VOP}$ je vyjádřením vztlakových vlastností VOP sklonem její vztlakové křivky
$\alpha_{kr}$ je úhel náběhu křídla
$\varepsilon$ je zešikmení proudu vzduchu
$\varepsilon_0$ je úhel zešikmení proudu při nulovém vztlaku. Hodnoty $\varepsilon_0$ a $\frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}$ se zjišťují experimentálně v aerodynamickém tunelu,

dostáváme rovnici

$$c_{L_{VOP}} = a_{VOP} \cdot \alpha_{kr} \cdot \left(1 - \frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right) - a_{VOP} \cdot \left(\varepsilon_0 + \phi_{VOP}\right) \tag{36}$$

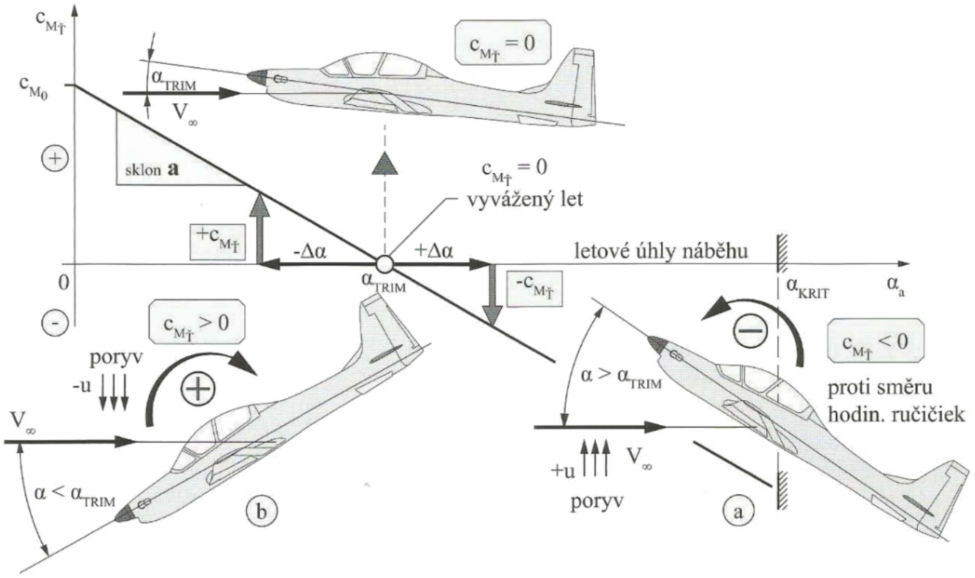
Dosazením rovnice (34) do rovnice (29), získáme rovnici příspěvku VOP k součiniteli klopivého momentu letadla k těžišti v závislosti na úhlu náběhu křídla $\alpha_{kr}$.

$$c_{M_{T_{VOP}}} = -a_{VOP} \cdot \alpha \cdot V_{VOP} \cdot \left(1 - \frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right) - \alpha_{VOP} \cdot V_{VOP} \cdot \left(\varepsilon_0 + \phi_{VOP}\right) \tag{37}$$

Rovnice (24) až (36) byly převzaty nebo odvozeny z literatury [3] strana 321 až 324.

### Momentová křivka

Jedná se o grafické vyjádření celkového klopivého momentu působícího na letadlo v závislosti na změně úhlu náběhu $\alpha$, rovnice (38) [3]. Z momentové křivky lze vyčíst, zda je pro daný úhel náběhu letadlo staticky stabilní. Rozhodujícím kritériem je její sklon, který je parciální derivací rovnice (38) podle úhlu náběhu $\alpha$, za přijatelného zjednodušení $\alpha = \alpha_{kr}$. Odvození rovnice (38) je v literatuře [3] na straně 312 až 325.




*Obr. 2.3.8: Momentová křivka podélně staticky stabilního letadla, upraveno [3]*

$$c_{M_T} = c_{M_{AS_{kr}}} + \alpha \cdot a_{kr}\left[\left(\bar{x}_T - \bar{x}_{AS_{kr}}\right) - V_{VOP} \cdot \frac{a_{VOP}}{a_{kr}} \cdot \left(1 - \frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right)\right] + V_{VOP} \cdot a_{VOP} \cdot \cdot \left(\varepsilon_0 + \phi_{VOP}\right) \tag{38}$$

kde $c_{M_T}$ je součinitel celkového klopivého momentu
$c_{M_{AS_{kr}}}$ je součinitel klopivého momentu křídla k jeho aerodynamickému středu
$\alpha$ je úhel náběhu letadla
$a_{VOP}$ je zjednodušený zápis derivace $\frac{\partial c_{L_{VOP}}}{\partial\alpha}$, neboli sklonu vztlakové čáry VOP

$a_{kr}$ je zjednodušený zápis sklonu vztlakové čáry křídla $\frac{\partial c_{L_{kr}}}{\partial \alpha}$
$\phi_{VOP}$ je úhel nastavení VOP
$\varepsilon$ je úhel zešikmení proudu za křídlem
$\varepsilon_0$ úhel zešikmení proudu při nulovém vztlaku křídla

Aby byl zaručený vznik stabilizačních momentů působících proti výchylce úhlu náběhu, musí být sklon (směrnice) momentové křivky záporný. Sklon momentové křivky je její parciální derivace podle úhlu náběhu, viz rovnice (38). Změna úhlu náběhu představuje příčinu poruchy a změna celkového klopivého momentu její následek [3].

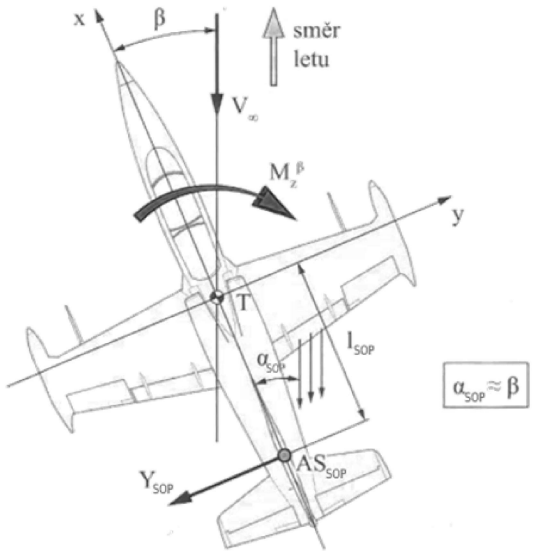
$$\frac{\partial c_{M_T}}{\partial \alpha} = a_{kr} \cdot \left[ \left( \bar{x}_T - \bar{x}_{AS_{kr}} \right) - V_{VP} \cdot \frac{a_{VP}}{a_{kr}} \cdot \left( 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \right] < 0 \tag{39}$$

### Směrová stabilita

Zvláštním případem směrové stability je vychýlení o úhel vybočení BETA. V tomto případě SOP fungují podobně jako VOP při změnách úhlu náběhu [6]. Vlivem změny úhlu vybočení vzniká na SOP s příspěvkem trupu boční síla $Y_{SOP}$ vytvářející vzhledem k těžišti bočivo-zatáčivý moment $M_{T_z}$. Pokud vzniklý moment působí proti vychýlení, má stabilizující účinek a lze hovořit o směrově stabilním letounu. Největší podíl na statické směrové stabilitě mají SOP [3]. Ostatní části letadla, zejména trup, na ni mají negativní vliv. [6]

Velikost boční síly lze vyjádřit vztahem [3]:

$$Y_{SOP} = c_{y_{SOP}} \cdot q_{SOP} \cdot S_{SOP} \tag{40}$$




*Obr. 2.3.9: Schéma geometrie a silových účinků směrové stability, upraveno [3].*

kde $c_{y_{SOP}}$ je součinitel vztlaku SOP
$q_{SOP}$ je dynamický tlak na SOP
$S_{SOP}$ je plocha SOP

Při vyjádření $c_{y_{SOP}}$ jako součinu sklonu vztlakové čáry $a_{SOP} = \frac{\partial c_{y_{SOP}}}{\partial \beta}$ a úhlu vybočení $\beta$ [3],

$$c_{y_{SOP}} = a_{SOP} \cdot \beta \tag{41}$$

lze bočivo-zatáčivý moment $M_{T_z}$ vyjádřit [3]:

$$M_{T_z} = Y_{SOP} \cdot l_{SOP} = a_{SOP} \cdot \beta \cdot q_{SOP} \cdot S_{SOP} \cdot l_{SOP} \tag{42}$$

Bezrozměrný tvar rovnice (40) dostaneme jejím vydělením součinem dynamického tlaku $q_\infty$, plochou křídla $S_{kř}$ a rozpětím křídla $l$.

$$c_{M_{T_{SOP}}} = a_{SOP} \cdot \beta \cdot \frac{q_{SOP}}{q_\infty} \cdot V_{SOP} \tag{43}$$

kde $c_{M_{SOP}}$ je součinitel bočivo-zatáčivého momentu od SOP
podíl $\frac{q_{SOP}}{q_\infty} = k_{SOP}$ je součinitel snížení dynamického tlaku na SOP
$V_{SOP}$ je mohutnost SOP
$\beta$ je úhel vybočení

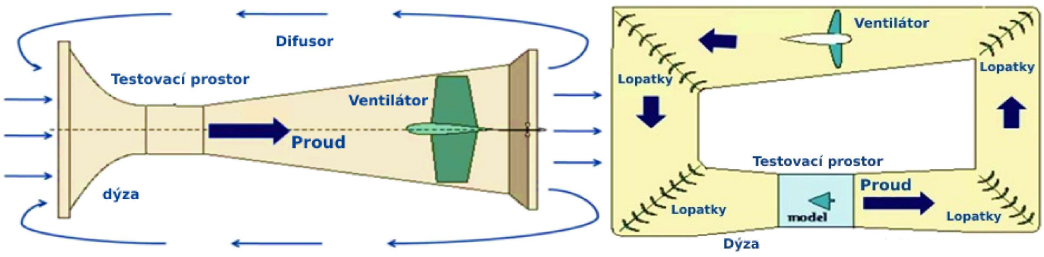
Poměr příspěvku SOP k statické směrové stabilitě vyjadřuje derivace součinitele bočivo-zatáčivého momentu $c_{M_{SOP}}$ podle úhlu vybočení $\beta$ [3]. Podmínkou směrové stability je, aby tato derivace byla záporná.

$$\frac{\partial c_{M_{SOP}}}{\partial \beta} = a_{SOP} \cdot k_{SOP} \cdot V_{SOP} < 0 \tag{44}$$

## 2.4 Aerodynamický tunel

Ke zkoumání proudění kolem těles a silových účinků na ně se používají takzvané aerodynamické tunely. Jde o zařízení, kterými proudí vzduch okolo zkoumaného tělesa a zaručují stejnoměrnost a plynulost proudění. K rozpohybování vzduchu se nejčastěji používají výkonné ventilátory. Testované objekty jsou během měření upevněny tak, aby nedocházelo k jejich pohybu, přičemž se může jednat o úplně běžné předměty, letecké profily, o modely nebo části vozidel a letadel, případně o celé letadlo nebo vozidlo skutečné velikosti. Dle proudění vzduchu kolem nehybného objektu lze předpovídat proudění při reálném pohybu tělesa vzduchem [20].

Základními částmi aerodynamického tunelu jsou ventilátor, mříž (voština), jejímž účelem je zajistit stejnosměrné proudění v měřicí oblasti, dýza, která urychluje vzduch, před vstupem do měřicího prostoru, může být pevná nebo stavitelná, měřicí (testovací) prostor, kde je umístěn měřený objekt, a difuzor, ve kterém proud expanduje a zpomaluje. U tunelů s uzavřeným okruhem jsou ještě v rozích k usměrnění proudu přítomny lopatky. Jednotlivé části tunelu jsou vidět na obr. 2.3.1.




*Obr. 2.4.1: Vlevo schéma otevřeného aerodynamického tunelu, upraveno [18], vpravo schéma uzavřeného aerodynamického tunelu, upraveno [19].*

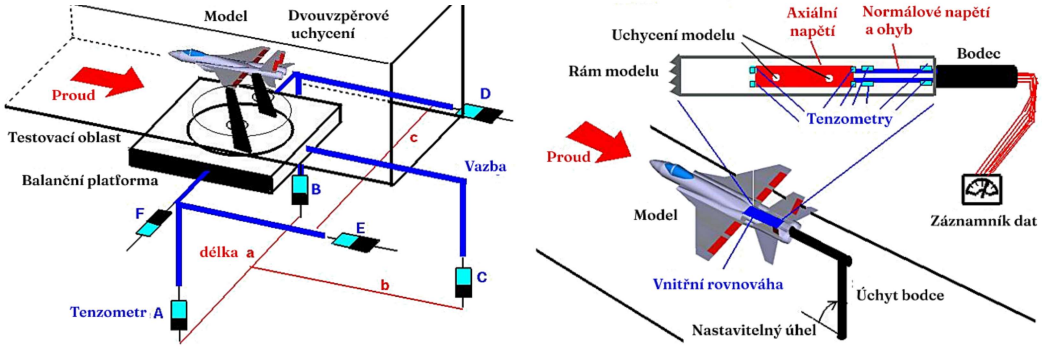
Aerodynamické tunely lze dělit z několika hledisek, podle rychlosti (Machova čísla) proudícího média na nízkorychlostní, subsonické, transsonické, supersonické a hypersonické, podle měřicího prostoru na tunely s otevřeným nebo uzavřeným měřicím prostorem. Výhodou otevřeného měřicího prostoru je lepší přístupnost ke zkoumanému objektu a manipulace s ním. Nevýhodou je náhlý přechod tlaku do prostředí s atmosférickým tlakem, což může vést k neusměrněnému proudění [21]. Podle topologie se dále dělí na tunely s otevřeným okruhem, u kterých je vzduch do měřicí zóny přiváděn z místnosti, ve které se tunel nachází, a s uzavřeným okruhem, u kterých je vzduch veden uzavřeným cyklem z měřicí zóny k ventilátoru a opět zpět do měřicího prostoru. Výhodou tunelů s otevřeným okruhem jsou menší náklady na výstavbu, možnost použití propulzní a kouřové vizualizace proudění, bez přídavných úprav a zařízení tunelu. Nevýhodou je nižší kvalita proudu v měřicí oblasti, možnost ovlivnění proudění tunelem okolními objekty a povětrnostními podmínkami, vysoké náklady na provoz a jeho hlučnost, která může omezovat dobu provozu. Výhodou tunelů s uzavřeným okruhem je vysoká kvalita proudu v měřicí oblasti, nižší náklady na provoz a nižší hlučnost. Nevýhodami jsou vysoká cena konstrukce, nevhodnost pro propulsní a kouřovou vizualizaci proudění (hromadění média v tunelu, nutnost filtrace), vyšší provozní teploty můžou vyžadovat přídavné chlazení [18] [19].

## 2.5 Aerodynamické váhy

Ke zkoumání proudění kolem tělesa (nejen) v aerodynamickém tunelu je možné využít více fyzikálních principů a metod. Nejzákladnější rozdělení je na metody mechanické, využívající senzorů měřicích síly nebo momenty a optické, které pracují na principu zviditelnění obtékání pomocí média přidaného do proudu tekutiny a následným vizuálním zhodnocením. Tyto metody na rozdíl od mechanických nemají ve většině případů numerický výstup a hodnocení bývá posuzováno individuálně či porovnáním s jinými měřenými objekty.

Některými z optických metod jsou například připevňování bavlnek na zkoumaný objekt, které ukazují proudění vzduchu kolem něj, použití barviva nebo kouře ke zviditelnění proudění [20], nebo pokročilejších technologií jako je např. PIV, u kterého se do proudu vzduchu přidávají drobné částice, jejichž pohyb se opticky zaznamenává pomocí laseru a vysokofrekvenční kamery a následně digitálně trasuje [24]. U mechanických metod se nejčastěji využívá principu silové rovnováhy.

Zařízení měřící aerodynamické síly a momenty během obtékání tělesa se nazývá aerodynamické váhy. K určení celkového chování tělesa během obtékání je třeba měřit šest parametrů, tři síly (vztlak, odpor, příčná síla) a tři momenty (klonivý, klopivý, zatáčivý). Silovou rovnováhu lze stanovovat vnitřní nebo vnější viz obr. 2.4.1.




*Obr. 2.5.1: Vlevo schéma vnějšího silového měření, upraveno [22], vpravo schéma vnitřního silového měření, upraveno [23]*

# 3 Druhy ocasních ploch

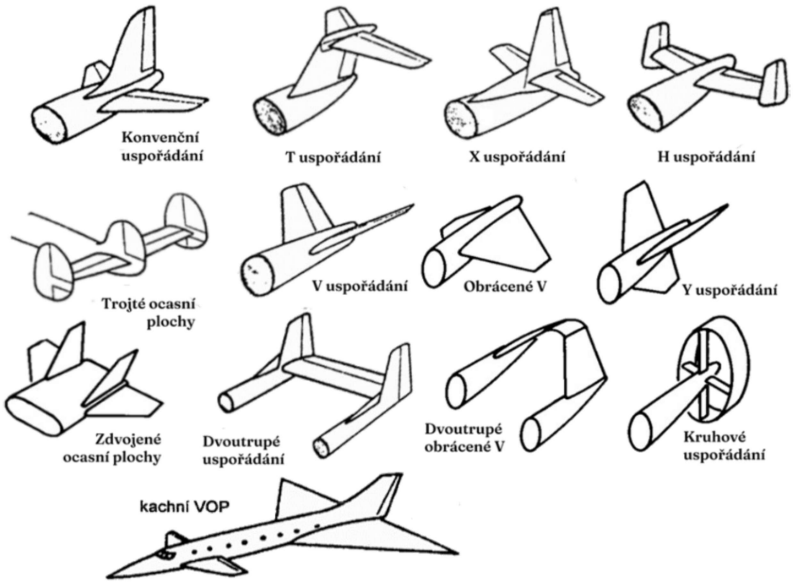
## 3.1 Způsoby dělení

Ocasní plochy lze dělit z několika základních hledisek:

**a)** Dle polohy vůči neutrálnímu bodu letadla na **klasické ocasní plochy** umístěné za neutrálním bodem a na tzv. **kachní ocasní plochy**, které jsou umístěny před neutrálním bodem.

**b)** Dle konstrukce na dělené a nedělené tzv. plovoucí. U dělných ocasních ploch je nehybná část stabilizátor a vychylující se kormidlo. Stabilizátor zaručuje stabilitu pro ustálený let a kormidlo slouží pro manévrování. U plovoucích ocasních ploch se vychyluje celý stabilizátor, čímž vzniká větší síla než u dělených ocasních ploch při vychýlení o stejný úhel. Řízení je ovšem u plovoucích ploch citlivější. Plovoucí ocasní plochy našly uplatnění zejména u stíhacích letounů. Zvláštním případem jsou vodorovné ocasní plochy velkých dopravních letadel, které jsou dělené, ale vychýlení je schopen i stabilizátor. To slouží k možnosti nastavení vzájemného úhlu náběhu křídla a vodorovných ocasních ploch před letem v závislosti na poloze těžiště letadla, které se mění v závislosti na hmotnosti a rozložení nákladu v letadle.

**c)** Dle vzájemné polohy vodorovné a svislé ocasní plochy. Vzájemná poloha vodorovné a svislé ocasní plochy může mít vliv na letové vlastnosti letounu, stabilitu, vhodnost jeho použití, ovladatelnost a odpor. Některé z osvědčenějších řešení lze vidět na obrázku 3.1.1.




*Obrázek 3.1.1: Schématické zobrazení běžně užívaných uspořádání ocasních ploch a kachních ocasních ploch, upraveno [14] [25].*

Mezi nejběžněji používané a nejvíce zastoupené druhy ocasních ploch patří klasické uspořádání, uspořádání do T, křížové uspořádání, zdvojené ocasní plochy a V uspořádání.

## 3.2 Klasické (konvenční) uspořádání

Jedná se o jeden z nejstarších typů uspořádání. U dopravních a sportovních letadel se stále jedná o nejběžnější a nejčastěji používanou koncepci ocasních ploch, zejména díky stabilitě v mnoha letových režimech. U jiných druhů letounů se od tohoto uspořádání spíše upouští.

Klasické ocasní plochy jsou z konstrukčního hlediska nejjednodušší variantou, a i to přispívá k jejich hojnému použití. Kýl (svislá ocasní plocha) bývá zpravidla integrální částí trupu. Vodorovná ocasní plocha může být jak dělená, tak plovoucí.

*Obr. 3.2.1: Dopravní letoun Boeing 737 Max 8 s konvenčním uspořádám ocasních ploch [26]*

### Výhody:

- již výše zmíněná konstrukční nenáročnost a s ní spojené nízké náklady na výrobu.
- SOP i VOP jsou součástí trupu, tedy nemusí nést, žádné jiné přídavné zatížení způsobené konstrukcí. Lze je tedy realizovat jako hmotnostně úsporné (subtilní), při zachování požadované tuhosti a pevnosti.
- SOP může mít velkou štíhlost, což má za následek snížení odporu a zvýšení účinnosti kormidla (v případě dělených SOP)
- Jak u výškových, tak směrových kormidel je možné bez obtíží využít všech běžných způsobů odlehčení a vyvážení.
- Snadný přístup k VOP
- Stabilita

[14] [27]

### Nevýhody:

- Nutnost větších rozměrů SOP, což může mít za následek vznik velkého klonivého momentu, při vychýlení směrového kormidla nebo při bočním větru.
- Snížení účinnosti ocasních ploch vzájemným ovlivňováním a riziko odtržení proudu vlivem úplavu křídel.
- Nízká poloha VOP, může vést k jejich poškození při přistávání v nerovném nebo výše porostlém terénu.

[14] [27]

## 3.3 Uspořádání do T

Pojmenování této koncepci bylo uděleno pro její tvar, který ze zadního pohledu připomíná velké písmeno T. Vodorovné ocasní plochy jsou umístěny nad nebo mírně pod horním koncem svislé ocasní plochy, která bývá součástí trupu, což má výhodný efekt z hlediska pevnosti. Jedná se o další hojně se vyskytující uspořádání, a to zejména u kluzáků a menších dopravních letadel. Vodorovné ocasní plochy mohou být konstruovány jako dělené i plovoucí.

*Obr. 3.3.1: Kluzák DG 800 B s ocasními plochami typu T [28]*

### Výhody:

- VOP jsou díky svému umístění vysoko nad trupem mimo úplav křídel, což umožňuje zmenšení jejich plochy oproti klasickému uspořádání při zachování stejné účinnosti.
- VOP mají efekt koncové desky, což vede ke snížení indukovaného odporu na kýlové ploše a zvýšení účinnosti.
- Menší počet rohů na ocasních plochách vede ke snížení celkového interferenčního oporu.
- U vrtulových letounů poloha ploch mimo vrtulový vír odstraňuje vibrace v řízení, které mohou mít vliv jak na únavu materiálu, tak na únavu pilota, u motorových letounů pak mizí i teplotní únava od úplavu motorů.
- Umístění VOP nad trupem také zvyšuje vzdálenost mezi těžištěm a působištěm síly na VOP, což má přímý vliv na jejich mohutnost viz kapitola 2.2.2 rovnice (20).
- Vyšší poloha VOP vede ke zvýšení bezpečnosti při přistávání v nerovném nebo zarostlém terénu.

[14] [27]

### Nevýhody:

- Umístěním VOP na konec SOP způsobuje její přídavné namáhání. Musí být tedy vyztužena tak, aby snesla přídavné zatížení, dosahovala požadované tuhosti, což vede ke zvýšení hmotnosti konstrukce. K nárustu hmotnosti také přispívá nutnost vedení ovládacích systémů výškového kormidla skrze celou SOP.
- Toto uspořádání zamezuje použití rohového odlehčení u směrového kormidla.

- Při vyšších úhlech náběhu (tzv. přetažení) dochází ke stínění VOP turbulentním prouděním od křídel. K překonání tohoto stavu je zapotřebí použití výškového kormidla, které je ovšem v tomto režimu neúčinné. Důsledkem toho je nutnost zvětšení plochy VOP. U moderních strojů je tomuto stavu zamezováno výstražnými systémy upozorňujícími pilota nebo zásahem systému do řízení.
- Při silném přetažení (například při prudkém stoupání) může v závislosti na vzdálenosti ocasních ploch od křídla docházet k stínění ocasních ploch křídlem a tím ke ztrátě stability a možnosti řízení.
- Poloha VOP znesnadňuje jejich inspekci.

[14] [27]

## 3.4 Křížové uspořádání (uspořádání do X)

Pojmenování tato koncepce nabyla díky tvaru, který při pohledu zezadu připomíná kříž. Někdy bývá toto uspořádání nazýváno jako klasické uspořádání s nadsazenými vodorovnými plochami nebo jako klasické nadsazené vodorovné ocasní plochy. Vodorovné ocasní plochy jsou umístěny zhruba uprostřed výšky kýlu a tvoří tak výše zmiňovaný kříž. Toto řešení kombinuje výhody a nevýhody klasického uspořádání a typu T. Využití toto uspořádání našlo zejména u menších dopravních letadel a některých bojových stíhacích letounů.

*Obr. 3.4.1: Businness jet Cessna Citation Sovereign plus s křížovým uspořádáním ocasních ploch [29]*

### Výhody:

- VOP jsou umístěny nad trupem mimo úplav křídel, což umožňuje zmenšení její plochy.
- Zvýšení vzdálenost mezi těžištěm a působištěm síly na VOP vlivem umístění nad trupem a z toho odvozené důsledky na mohutnost, viz kapitola 2.2.2. Tento výhodný efekt je ovšem značně nižší než u T uspořádání.
- Poloha VOP v půli kýlu snižuje oproti T koncepci přídavné namáhání SOP, není tedy nutné tak mohutné vyztužení a nárust hmotnosti není tak velký.
- Možnost směrového odlehčení směrového kormidla.

[14] [27]

### Nevýhody:

- Oproti typu T nedochází k efektu koncové desky.
- Větší počet rohů, oblast navázání VOP na SOP, zvyšuje jejich interferenční odpor.

- Vyztužení SOP sice nemusí být tak velké jako u T uspořádání a ovládací mechanismus nemusí procházet celou délkou kýlu, ovšem i tak jsou oproti klasickému uspořádání hmotnostně nevýhodné.
- Aby nedocházelo ke kolizím ovládacích ploch, musí být do VOP vyříznut prostor pro maximální vychýlení kormidla, což vede k nárustu jejich velikosti.

[14] [27]

## 3.5 Zdvojené ocasní plochy

Koncept je takový, že letoun má jednu vodorovnou ocasní plochu a dvě svislé. Způsobů umístění ocasních ploch na letounu je mnoho. Mezi základní typy patří jednotrupá koncepce letadla, kdy na každém vnějším konci vodorovné ocasní plochy je jedna plocha svislá. Tomuto typu se podle tvaru, který připomíná, přezdívá uspořádání do H. Další možností je, že se svislé plochy nenachází na koncích stabilizátorů, ale zhruba v polovině jejich délky. Tato možnost je ovšem oproti typu H značně nevýhodná zejména kvůli ztrátě efektu koncové desky. Dalším typem je dvoutrupá koncepce letounu. V tomto případě jsou svislé plochy umístěny na každém z trupů, které spojuje stabilizátor vodorovné ocasní plochy. Zdvojených ocasních ploch se využívá v případech, kdy je nutné, aby letadlo zůstalo dobře řiditelné i za nižších letových rychlostí.

Využití tato koncepce našla hlavně u armádních strojů. U dvoutrupých letounů plní ocasní plochy mimo jiné bezpečnostní funkci ochrany motorů při zásahu střelou mířící z poza letounu. Při ztrátě jedné ocasní plochy zůstává funkční druhá, díky které je letadlo schopné letu. Zdvojených ocasních ploch se často využívá u stíhacích letounů pro jejich příznivý efekt na ovladatelnost při nadzvukových rychlostech [14].

*Obr. 3.5.1: Americký armádní dvoutrupý bojový letoun z druhé světové války Lockheed P-38 Lightning se zdvojenými ocasními plochami [30]*

### Výhody:

- Nízký klonivý moment při vychýlení směrových kormidel důsledkem krátkého ramene.
- SOP mají efekt koncové desky, což má za následek snížení indukovaného odporu
- U dvoutrupých letounů mají VOP díky uchycení tvar nosníku na dvou podporách, díky čemuž je možné dosáhnout velké štíhlosti těchto ploch, což má za následek zvýšení účinnosti a VOP mohou mít o 25% až 35% menší plochu než u jednotrupých uspořádání. Celkově je pak díky tomu dosaženo menší hmotnosti a indukovaného odporu.

- SOP mají menší výšku, což má za následek snížení působiště vztlaku, a tedy zmenšení kroutícího momentu působícího na trup.
- U dvoutrupých koncepcí s tažnými vrtulemi jsou SOP v úplavu vrtulí, což vede ke zvýšení jejich účinnosti.
- Zachování dostatečné účinnosti i při vyšších úhlech náběhu.
- Celková menší výška letadla.
- Dvoutrupá koncepce může být výhodná při umisťování a manipulaci s nákladem.
- Při využití trupů jako zástavby pro palivové nádrže (letouny s extrémním doletem), může mít dvoutrupá koncepce menší hmotnost než jednotrupá.
- Bezpečnost vojenských letadel

[14] [27] [31]

Nevýhody:

- Větší odpor plynoucí z více ploch
- Větší počet na sebe navazujících ploch (více rohů), což vede ke zvýšení interferenčního odporu
- U jednotrupého uspořádání dochází k vyššímu namáhání VOP. VOP tedy musí být, aby byla zachována jejich tuhost, vyztuženy, což vede k nárůstu jejich hmotnosti.
- U většiny běžných koncepcí má dvoutrupé uspořádání větší hmotnost.
- Složitá konstrukce řídícího mechanismu má za následek zvýšení hmotnosti a ztížení přístupu pro údržbu.

[14] [27]

## 3.6 Sdružené ocasní plochy (uspořádání do V)

U této koncepce dochází k redukci počtu ocasních ploch. Místo konvenčních svislých a vodorovných ploch jsou pouze dvě vodorovné s velkým úhlem vzepětí (zpravidla mezi sebou svírají úhel větší jak 90°). V takovém případě se jedná o „standardní“ typ „V“. Obě plochy plní funkci kýlu a stabilizátoru, křidélka pak funkci výškového a směrového kormidla. Při zatáčení generují ocasní plochy typu „V“ klonivý moment opačného směru, než je směr zatáčení letadla, který je nutné vyrušit rozlišnými výchylkami kormidel, což komplikuje řízení, vyžaduje speciální hardwarovou i softwarovou periferii, sofistikovanější elektroniku a zapojení do mixu [32].

*Obr. 3.6.1: Britský UAV armádní dron Watchkeeper s motýlkovými ocasními plochami [33]*

Pokud je úhel vzepětí negativní (opačný) jedná se o typ „obrácené V“ někdy označován také jako „A“. Díky velkému negativnímu vzepětí nevzniká při zatáčení opačný klonivý moment, ale moment souhlasného směru. Toto uspořádání také redukuje snahu letounu přecházet do spirály. Problém u tohoto typu může být v koncepci podvozku letounu, neboť ocasní plochy zasahují hluboko pod trup, což zároveň může omezovat manévrovatelnost a nebezpečí poškození při vzletu a přistání [14].

Další možností uspořádání je typ „Y“ nebo také „obrácené Y“, které vznikne přidáním svislé ocasní plochy nad trup nebo pod něj a zmenšením úhlu vzepětí. Součástí svislé ocasní plochy bývá směrové kormidlo sloužící k zatáčení. Změnu úhlu náběhu a náklon zprostředkovávají sdružené ocasní plochy. Touto koncepcí je možné zjednodušit jinak složité ovládací mechanismy sdružených ocasních ploch. I přes přidání plochy navíc, by tato koncepce měla dosahovat menšího interferenčního odporu než klasické uspořádání ocasních ploch. Stejně jako u typu „A“ může být problém s koncepcí podvozku [14].

*Obr. 3.6.2: Busisines jet LearAvia Lear Fan 2100 s uspořádáním ocasních ploch do Y a tlačnou vrtulí [34]*

Této koncepce se využívá napříč všemi druhy letadel. Největší výskyt však mají u menších letounů, kluzáků a dronů. Naopak je nvyjímečně se toto řešení vyskytuje u větších dopravních letadel.

### Výhody:

- Menší počet spojů vede ke snížení interferenčního odporu oproti klasickému uspořádání
- Možnost umístění mimo vrtulový či motorový úplav.
- Ocasní plochy jsou mimo úplav křídel, což umožňuje redukci velikosti jejich plochy.
- U typu „V“ poloha ocasních ploch nad trupem zvyšuje bezpečnost při přistávání v nerovném nebo zarostlém terénu.
- Tato koncepce umožnuje zmenšení celkové plochy ocasních ploch oproti konvenčnímu uspořádání, a tudíž i hmotnostní úsporu a menší odpor. Ovšem dle výzkumů agentury NACA [35] musí mít sdružené ocasní plochy pro dosažení dostatečné míry stability a ovladatelnosti totožně velkou plochu jako klasické ocasní plochy.

[14] [27]

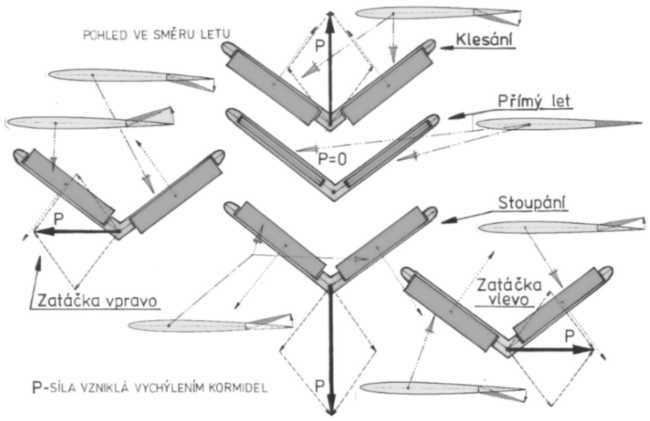
### Nevýhody:

- Oproti konvenčním ocasním plochám dosahují menší příčné ovladatelnosti.
- Zvýšené tuhostní a pevnostní nároky na trup letadla.
- Složitější systém ovládání vyžadující speciální hardware a software.

[14] [27]

### Ovládání:

Sdružené ocasní plochy pracují na principu rozkladu vztlakové síly. [32] Podle směru a vzájemné souhlasnosti vychýlení kormidel může nastat několik základních způsobů změny letu. Pokud jsou kormidla v neutrální poloze zajišťující rovnovážný let, pohybuje se letadlo v přímém směru. (obr.8 uprostřed). Při vychýlení obou kormidel směrem dolů vzniká vztlaková síla působící směrem vzhůru. Zároveň dochází také ke vzniku horizontálních složek sil. Výslednice sil na každé z ploch je P. Vektorovým součtem těchto sil (nebo jinak také horizontální složky sil se navzájem vyruší a vztlakové složky se sečtou) je výsledná síla P, která vytváří záporný klopivý moment vzhledem k těžišti a dochází ke klesání. Obdobně je tomu při vychýlení obou kormidel směrem vzhůru. Tentokrát ovšem vzniká kladný klopivý moment a dochází ke stoupání. Při nesouhlasném vychýlení obou kormidel (jedno dolu a druhé nahoru) o stejnou výchylku vzniká výsledná síla P působící buď vlevo, nebo vpravo podle orientace kormidel. Při působení výsledné síly vpravo vzniká záporný zatáčivý moment a letadlo zatáčí vlevo, pokud výsledná síla působí vlevo, vzniká kladný zatáčivý moment a letadlo zatáčí vpravo. Při současném vychýlení kormidel (souhlasně i nesouhlasně) o různý úhel vzniká zároveň klopivý i zatáčivý moment, takže dochází k zatáčení zároveň se stoupáním nebo klesáním. [15]

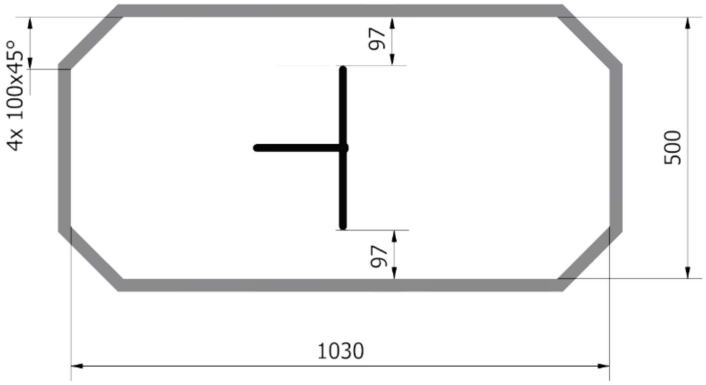



*Obrázek 3.6.1: Schéma vychýlení kormidel a výsledné síly při ovládání sdružených ocasních ploch [15]*

# 4 Experimentální měření v aerodynamickém tunelu

## 4.1 Aerodynamický tunel

Konstrukčně je aerodynamického tunelu, v němž probíhalo experimentální měření, uzavřeného okruhu. Ventilátor je poháněn motorem s frekvenčním řízením, jenž umožňuje nastavení rychlosti proudění v rozmezí přibližně od $1{,}5$ do $50\ m/s$. Měřicí prostor má osmiboký průřez, jeho hlavní rozměry jsou délka $m = 1030\ mm$ a šířka $n = 500\ mm$.




*Obr. 4.1.1: Průřez měřicího prostoru včetně hlavních rozměrů a umístění modelu se znázorněnou vzdáleností vodorovných ocasních ploch od horizontálních stěn tunelu*

## 4.2 Aerodynamické váhy

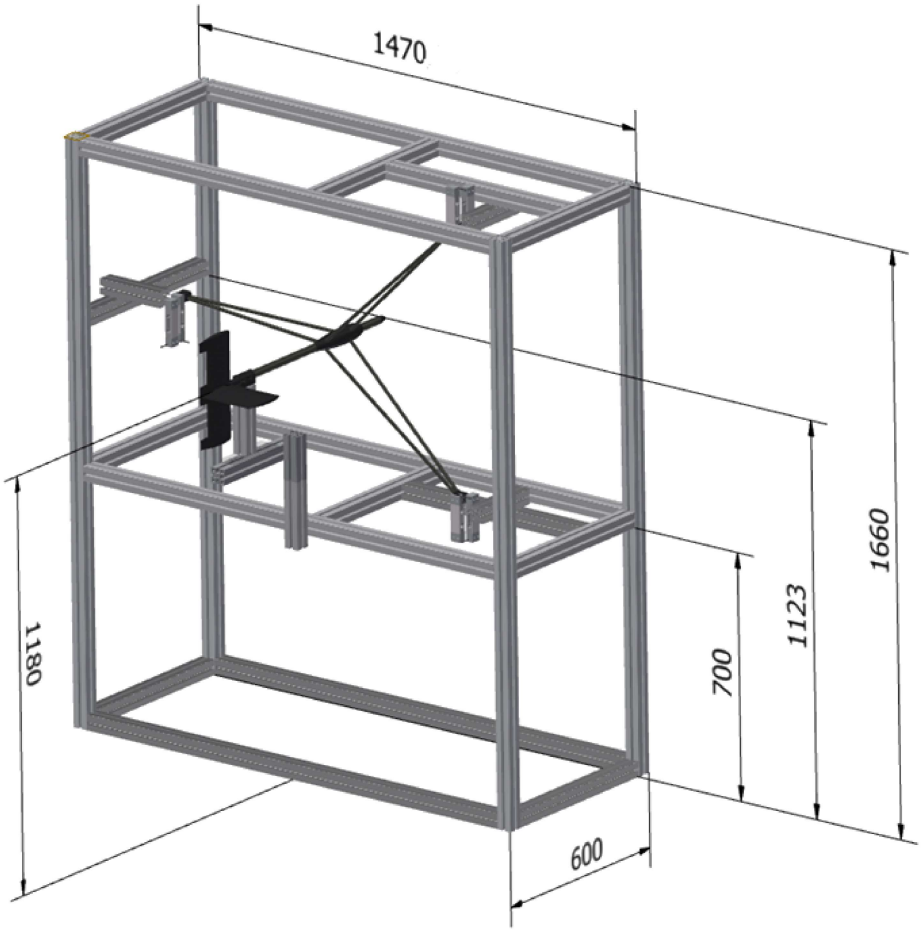
U návrhu vah byla snaha, aby proud vzduchu obtékající úchytný systém modelů měl, pokud možno, co nejmenší vliv na obtékání modelů, aby nastavovaní úhlu náběhu bylo co nejjednodušší a zároveň s dostatečnou přesností, aby byla jednoduše proveditelná výměna modelů a v co největší míře využit materiál dostupný v laboratořích a byl tak minimalizován počet nakupovaných dílů.

Nejjednodušší způsob uchycení modelu pomocí trnu vedoucího ze zadní části ocasních ploch byl zavrhnut z důvodu narušení úplavu ocasních ploch a nutnosti určení skutečného úhlu náběhu během měření, např. optickými metodami. Důvodem je nedostatečná tuhost konstrukce, která má za následek změnu úhlu náběhu během ofukování oproti úhlu nastavenému před měřením.

Od způsobu uchycení pomocí prutu procházejícího skrze vodorovnou ocasní plochu přichyceného pevně na obou koncích k tenzometrům bylo upuštěno jednak opět z důvodu ovlivnění proudu obtékajícího ocasní plochy, ale hlavně z důvodu nekompatibility tohoto řešení s ocasními plochami typu V.

Jako konečné řešení bylo tedy zvoleno uchycení modelu pomocí trubky, která zároveň simuluje trup, který u letadel tohoto typu a velikostí bývá často řešen právě pomocí jednoduché uhlíkové trubky. Aby se tenzometry nenacházely v oblasti měřicího prostoru, jsou přichyceny k trubce pomocí tří prutů tvořících „Y“. Toto řešení oproti klasickému uchycení pomocí dvou prutů přináší výhodu v možnosti umístění vodorovných i ocasních ploch mimo úplav prutů. Tato konstrukce je také tužší a zabraňuje deformaci (otáčení) kolem os jednotlivých prutů. Modely k trupu jsou přichyceny pomocí rozebíratelného spoje, tak aby při jejich výměně nemuselo docházet k rozebrání celé sestavy a následné kalibraci vah.

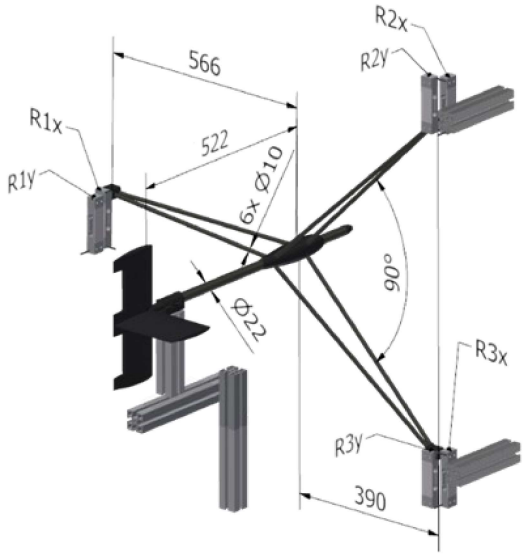
Navrhnuté aerodynamické váhy se sestávají z 4 částí: rám, tři sady tenzometrů, svěrná středová spona s pruty a trup, mechanismus nastavování úhlu náběhu. Základním prvkem konstrukce rámu jsou hliníkové profily Alutec KK s modulem 45 (104545). Profily jsou k sobě uchyceny pomocí fixačních úhelníků (304387 a 304343) a příslušného spojovacího materiálu. Rám je tvořen celkově z 19 profilů. Základem rámu je 12 profilů tvořících hrany pomyslného kvádru. V horní stěně kvádru se nachází ve směru y vzpěra, mezi níž a pravou hravou stěny je umístěna ve směru x posuvná vzpěra, ke které jsou pomocí krátkého profilu přichyceny tenzometry. Ve výšce 700 mm od země je umístěno další „patro“ symetrické s horní stěnou. Třetí úchytné místo pro tenzometry se nachází na vzpěře v levé stěně umístěné ve výšce 1123 mm. Tenzometry jsou k ní uchyceny opět pomocí krátkého stavitelného profilu. Rozměry rámu byly voleny tak, aby se žádná z jeho částí nenacházela v měřicím prostoru tunelu, a umožňovaly měření v rozmezí úhlů náběhu ±15°. Výška rámu je 1660 mm, šířka 1470 mm, hloubka 600 mm. Výška středu modelu od země je 1180 mm. Váhy včetně základních rozměrů lze vidět na obrázku 4.2.1.




*Obr. 4.2.1: 3D model vah s jejími hlavními rozměry vytvořený v programu Autodesk Inventor Professional*

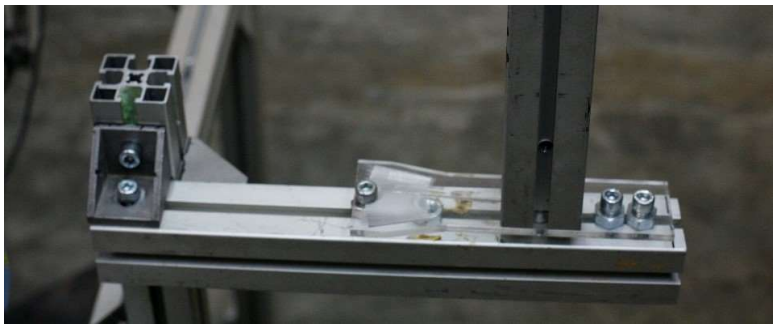
Svěrná spona je dvoudílná a drží trup pomocí dvou šroubů procházejícími otvory v trupu umístěných v ose spony. Toto řešení se ukázalo jako pevnostně dostačující a umožnilo subtilnější tvar spony oproti konvenčnímu řešení. Spona pak mohla být lépe uzpůsobena obtékání proudu vzduchu. Tvar spony byl vymodelován rotací profilu NACA 0012 kolem osy trupu. Na každé polovině spony jsou válcové výstupky pro uchycení prutů vedoucích k tenzometrům. Pruty jsou pletené uhlíkové trubičky o vnějším průměru 8 mm a tloušťce stěny 1 mm. Trubičky jsou k tenzometrům přichyceny pomocí 3D tištěné úchytky, ke které jsou přilepeny. Trup je tvořený pletenou uhlíkovou trubkou o vnitřním průměru 20 mm a tloušťce stěny 1 mm.

Tenzometry na vahách jsou umístěny po dvojicích. V každé dvojici jsou tenzometry chyceny kolmo k sobě pomocí spojek vyrobených z ocelového L-profilu. Stejné spojky byly použity i pro uchycení tenzometrů k hliníkovým profilům. Orientace tenzometrů je taková, aby zachycovala reakce od odporové a vztlakové síly. Horizontální vzdálenost tenzometrů od osy trupu je na levé straně 566 mm a na pravé 390 mm.




*Obr. 4.2.2: Znázornění ramene ocasních ploch, tenzometrů a jejich ramen*

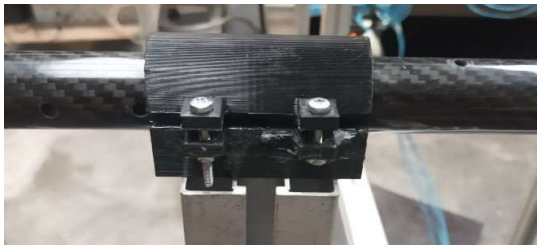
Osa otáčení pro nastavování úhlu náběhu byla volena tak, aby při jeho změně nedocházelo k „posuvu“ modelu v rámci měřicího prostoru. Nejvhodnější pozice se nachází v čtvrtinovém bodě ocasních ploch, takové řešení by bylo konstrukčně velice složité. Proto byla osa otáčení zvolena před náběžnou hranou ocasních ploch. Stavovací mechanismus lze v tomto případě uchytit k trupu, což je konstrukčně jednodušší řešení. Pro uchycení byla na 3D tiskárně vytištěna svěrná spona, která zajistila dostatečně tuhé a stabilní uchycení modelu během nastavování úhlu náběhu.



*Obr. 4.2.3: Ciferník mechanismu nastavování úhlu náběhu a jeho uchycení k rámu*

Mechanismus nastavování úhlu náběhu se skládá ze svěrné spony přichycené k hliníkovému profilu orientovanému v svislém směru, který má k sobě z druhé strany pevně přidělanou „ručičku“ pomocí modelářského sekundového lepidla. Tato sestava spony, profilu a ručičky se otáčí na ciferníku, který je připevněný na jiný horizontálně orientovaný profil vedoucí k rámu vah. Mezi ním a rámem se nachází ještě jeden profil, umožňující nastavení výšky a celý mechanismus bylo možné od rámu před měřením odejmout.

Svěrná spona je dvoudílná 3D tištěná. Uchycení obou půlek spony k sobě je zajištěno pomocí čtyř šroubů a matic. Ciferník i ručička byly vypáleny z plexiskla o šířce 4 mm na laserové vypalovačce.



*Obr. 4.2.4: Svěrná spona mechanismu nastavování úhlu náběhu pro uchycení trupu*

Rameno aerodynamických sil ocasních ploch (vzdálenost čtvrtinového bodu ocasních ploch od roviny, v níž leží tenzometry) byla stanovena jako kompromis mezi tuhostí a možností ovlivnění prodění ocasních ploch úplavem konstrukce. Při vzdálenostech větších jak 600 mm docházelo k výrazné deformaci prutů v důsledku tíhy modelu, což mělo za následek změnu úhlů náběhu svislé ocasní plochy a také docházelo během měření k flutteru. Trubičky byly proto vyztuženy a konečná hodnota ramene byla stanovena pro jistotu na 522 mm, tak aby k deformaci nedocházelo.

### 4.2.1 Použitý hardware

Silové působení proudu vzduchu na měřené modely bylo zaznamenáváno pomocí tenzometrických siloměrů ZEMIC L6D OIML C3 3kg. Důležité parametry siloměru jsou vypsány v tabulce 1.

*Tabulka 1: Výčet vybraných technických specifikací ZEMIC L6D OIML C3 [36].*

| | |
|---|---|
| Výstupní senzitivita (=FS) | 2,0±0,2 mV/V |
| Maximální zatížení | 3 kg |
| Kombinovaná chyba | ≤± 0,020 %FS |
| Teplotní efekt na sensitivitu | ≤± 0,0175 %FS/10°C |
| Maximální průhyb | 0,5 až 0,6 mm |
| Teplota při měření | -35 až + 65 °C |

*Obr. 4.2.5: Tenzometrických siloměr ZEMIC L6D OIML [36]*

Siloměry byly do počítače zapojeny pomocí dvou univerzálních měřicích modulů NI-9219 a chassis cDAQ-9174 od National Instrumets.

*Obr. 4.2.6: univerzální měřicí modul NI 9219 [37]*

*Obr. 4.2.7: chassis cDAQ-9174 [37]*

### 4.2.2 Použitý software

Pro přepočet napětí z tenzometrů na silový účinek a zpracovávání dat během měření bylo požito LabVIEW 21.0 od National Instruments. Tento program obsahuje přímo modul pro převod dat z tenzometrů a zároveň umožňuje manipulaci s daty před jejich uložením, čehož bylo využito pro přepočet hodnot z reakcí na vztlakovou a odporovou sílu. Ukládány byly jednak výsledné hodnoty vztlaku a odporu, ale i hodnoty reakcí z tenzometrů pro případ chyby přepočtu během měření. K postprocessingu dat bylo využito softwarů MathWorks Matlab a Microsoft Excel.

## 4.3 Modely

### 4.3.1 Virtuální letadlo

Pro určení velikosti ocasních ploch , tj. rozpětí VOP, výška SOP, $b_{SAT}$ VOP a SOP bylo stanoveno virtuální letadlo, které by svými rozměry a váhou mělo odpovídat některým reálným létajícím strojům. Letadlo je jednomotorové poháněné vrtulí s elektrickým pohonem o nosné ploše křídla $S = 272000\ mm^2$ a štíhlosti $\lambda = 9{,}412$, předpokládané hmotnosti $m = 4{,}5\ kg$, poloze těžiště $\bar{\bar{x}}_T = 61\%$, $\bar{\bar{x}}_{NB} = 76{,}5\%$. Tyto hodnoty budou výchozí pro další výpočty.

Rozpětí a střední aerodynamická tětiva křídla jsou po vyjádření z rovnice (22):

$$l = \sqrt{S \cdot \lambda} = \sqrt{272000 \cdot 9.41}\ mm = 1600\ mm \tag{45}$$

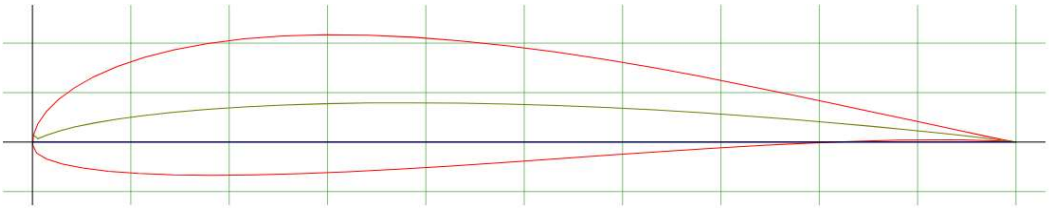
$$b_{SAT} = \frac{l}{\lambda} = \frac{1600}{9.41} mm = 170\ mm \tag{46}$$

Vztlak potřebný pro vyrovnání tíhy letounu při přímočarém rovnoměrném letu byl vypočten na základě rovnic (45) a (46). Vztlak ocasních ploch v tomto případě nebyl uvažován. Za rychlost byla dosazena testovací rychlost 15 m/s.

$$L = m \cdot g = \frac{1}{2} \cdot c_{L_{kr}} \cdot \rho \cdot S \cdot v_\infty^2 \tag{47}$$

$$c_{L_{kr}} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot v_\infty^2} = \frac{2 \cdot 4{,}5 \cdot 9{,}81}{1{,}184 \cdot 0{,}272 \cdot 15^2} = 1{,}3538 \tag{48}$$

Na základě vypočteného potřebného vztlaku křídla byl vybrán profil Selig/Donovan SD7062, jedná se o profil pro nízká Reynoldsova čísla s maximální tloušťkou 14 %, maximálním prohnutím 3,5 % a maximálním součinitelem vztlaku $c_{L_{kr_{max}}} = 1{,}5579$ pro $Re = 164500$ (viz kapitola 4.3.3). Hodnota $c_{L_{kr_{max}}}$ byla z důvodu větší přesnosti (literatura [38] uvádí hodnoty $c_L$ pro nejbližší hodnoty $Re = 200000$) určena simulací profilu SD7062 v programu XFLR5. Dále byla také simulací určena přesná hodnota součinitele vztlaku křídla $c_{L_{kr}} = 1{,}2229$ a součinitele momentu $c_{M_{kr}} = -0{,}7192$ při úhlu náběhu 7,5°.



*Obr. 4.3.1: Profil Selig/Donovan SD7062 [38]*

Pádová rychlost virtuálního letadla pro předpokládaný maximální součinitel vztlaku křídla o hustotě vzduchu při 25 °C $\rho_{25°C} = 1{,}184\ kg/m^3$ je dle literatury [3]:

$$v_S = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_{L_{kr_{max}}} \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 4{,}5 \cdot 9{,}81}{1{,}5579 \cdot 1{,}184 \cdot 272000 \cdot 10^{-6}}} = 13{,}2\ m/s \qquad (49)$$

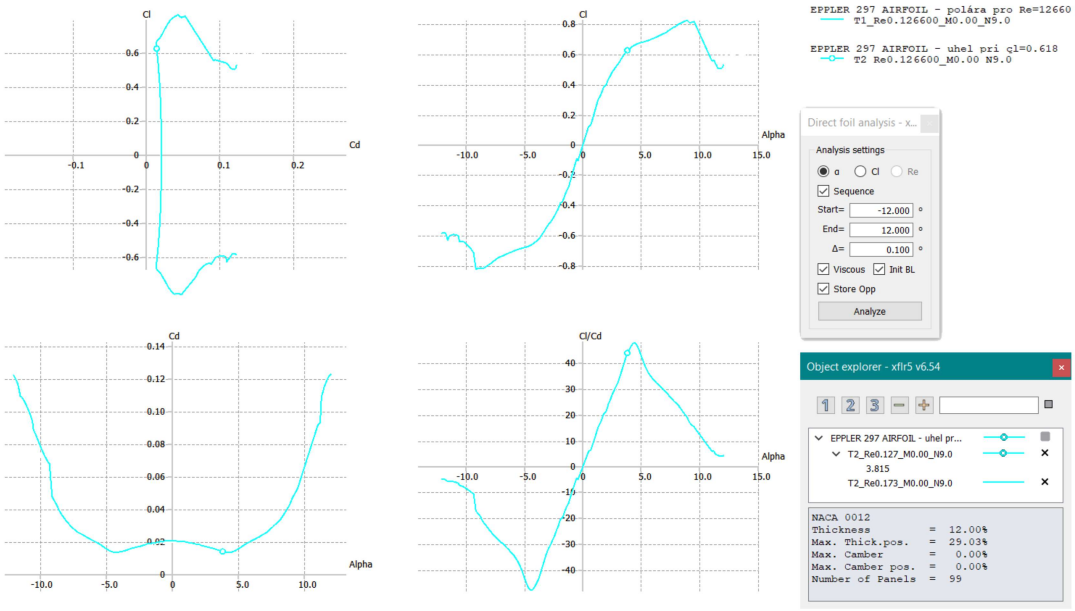
Testovací rychlost proudu vzduchu byla s ohledem na pádovou rychlost stanovena na $15\ m/s$.

Potřebný součinitel vztlaku ocasních ploch k dosažení podélné rovnováhy při přímočarém letu byl vypočten po vyjádření z rovnice (28) a dosazení známých hodnot jako

$$c_{L_{VOP}} = \frac{c_{M_{kr}} + c_{L_{kr}} \cdot \left(\bar{x}_T - \bar{x}_{AS_{kr}}\right)}{V_{VOP}} = \frac{-0{,}07192 + 1{,}2229 \cdot (0{,}61 - 0{,}25)}{0{,}59} = 0{,}6243 \qquad (50)$$

Úhel náběhu odpovídající této hodnotě profilu e297 byl určen ze závislosti součinitele vztlaku na úhlu náběhu. Pro získání přesnějších výsledků byly hodnoty součinitele vztlaku a úhlu náběhu (ze stejného důvodu jako hodnota $c_{L_{kr_{max}}}$ u křídla) určeny ze simulace v programu XFLR5 pro $Re = 126600$.

Odpovídající úhel náběhu pro vypočtenou hodnotu $c_{L_{VOP}}$ byl nalezen pomocí simulačního programu. Tento způsob byl shledán jako přesnější oproti grafickému určení ze vztlakové křivky profilu. Výsledkem simulace je úhel 3,815°. Vzhledem k navrženému způsobu nastavování úhlu náběhu na aerodynamických vahách byl úhel náběhu zaokrouhlen na 4°.




*Obr. 4.3.2: Poláry profilu Eppler 297 ze simulace v programu XFLR5*

### 4.3.2 Stanovení velikosti ocasních ploch

Při měření v aerodynamickém tunelu je obecně třeba dbát na velikost měřeného objektu vůči velikosti měřicího prostoru, respektive na poměr průmětu měřeného objektu v rovině kolmé na směr proudění ku velikosti plochy průřezu měřicího prostoru a na vzdálenost objektu od stěn měřicího prostoru. Pokud těleso zabírá větší část plochy měřicího prostoru, může docházet k ovlivnění proudění v měřícím prostoru, a tedy zkreslení získaných výsledků. Aby nebylo nutné počítat korekcemi, které toto ovlivnění zahrnují, by dle literatury [39] plocha průmětu tělesa měla zabírat maximálně 5 až 10 % plochy průřezu měřicího prostoru.

Splnění toho požadavku nebývá u měření křídel problém. Je ovšem třeba dbát na možnost interakce úplavu profilu (křídla) se stěnou tunelu (případně s okolím mimo měřicí prostor), která by mohla značně ovlivnit získané výsledky. Možnost zmíněné interakce úplavu se stěnou tunelu zejména při větších úhlech náběhu byla důvodem otočení OP v měřicím prostoru o 90°, kdy v prostoru před a za VOP vznikl dostatečný prostor. Jako nejmenší přijatelná vzdálenost bylo stanoveno 10% výšky měřicího prostoru tunelu.

#### Klasické uspořádání, typ T, typ X

U výpočtů velikosti OP se vycházelo z rovnic (21), (152), (23) a literatury [15], která udává doporučené hodnoty plochy VOP a mohutnosti VOP a SOP.

Doporučené hodnoty pro ocasní plochy za předpokladu $l_{VOP} = (3{,}7 \div 4{,}2) \cdot b_{SAT_{VOP}}$ jsou [15]:

$$S_{VOP} = (0{,}11 \div 0{,}14) \cdot S_{kr}$$
$$V_{VOP} = 0{,}45 \div 0{,}89$$
$$V_{SOP} = 0{,}020 \div 0{,}039 \tag{51}$$

Pro zaručení daného předpokladu délky ramene VOP byla určena výchozí hodnota střední aerodynamické tětivy ocasních ploch $b_{SAT_{OP}} = b_{SAT_{VOP}} = b_{SAT_{SOP}} = 130\ mm$. A samotná délka ramene $l_{VOP} = 4{,}1 \cdot b_{SAT_{VOP}} = 4{,}1 \cdot 170 = 697\ mm$. Při známé délce ramene lze při výpočtu rozpětí VOP postupovat dvěma způsoby.

V prvním případě se vycházelo z dané plochy VOP určené jako $S_{VOP_1} = 0{,}135 \cdot S_{kr} = 0{,}135 \cdot 272000 = 36720\ mm^2$. Sledováno je pak zda se vypočtené $V_{VOP}$ nachází v stanoveném rozmezí.

$$V_{VOP_1} = \frac{S_{VOP_1} \cdot l_{VOP}}{S \cdot b_{SAT_{kr}}} = \frac{63720 \cdot 697}{272000 \cdot 170} = 0{,}5535 \tag{52}$$

Hodnota mohutnosti se nachází v daném rozmezí a rozpětí je v tomto případě

$$h_{VOP_1} = \frac{S_{VOP}}{b_{SAT_{VOP}}} = \frac{36720}{130} = 282{,}5\ mm \tag{53}$$

V druhém případě se vycházelo z požadované hodnoty $V_{VOP_2} = 0{,}65$. Plocha VOP byla vyjádřena z rovnice (21)

$$S_{VOP_2} = \frac{V_{VOP_2} \cdot S_{kr} \cdot b_{SAT}}{l_{VOP}} = \frac{0{,}65 \cdot 272000 \cdot 170}{697} = 43122{,}0\ mm^2 \tag{54}$$

Rozpětí je v tomto případě

$$h_{VOP_2} = \frac{S_{VOP_2}}{b_{SAT_{VOP}}} = \frac{43122}{130} = 331{,}7\ mm \tag{55}$$

Výsledná hodnota rozpětí VOP byla určena z rozmezí daného výsledky obou způsobů jako $h_{VOP} = 300\ mm$. Výsledná mohutnost a plocha VOP je

$$V_{VOP} = \frac{h_{VOP} \cdot b_{SAT_{VOP}} \cdot l_{VOP}}{S \cdot b_{SAT_{kr}}} = \frac{300 \cdot 130 \cdot 697}{272000 \cdot 170} = 0{,}59 \tag{56}$$

$$S_{vop} = h_{VOP} \cdot b_{SAT_{VOP}} = 300 \cdot 130 = 39000\ mm \tag{57}$$

Při kontrole požadavku vzdálenosti okraje VOP od stěny tunelu je nutné k rozpětí přičíst ještě zaoblení křídla na jeho koncích, které činí na každé straně $d = 7\ mm$.

$$\frac{\frac{n}{2} - \left(\frac{h_{VOP}}{2} + d\right)}{n} = \frac{\frac{500}{2} - \left(\frac{300}{2} + 7\right)}{500} = 0{,}186 > 0{,}1 \tag{58}$$

Výška SOP byla vypočtena po vyjádření plochy SOP z rovnice (22). Předpokládaná délka ramene SOP je totožná s VOP, $l_{SOP} = l_{VOP} = 697\ mm$. Požadované hodnota $V_{SOP_1} = 0{,}034$.

$$S_{SOP_1} = \frac{V_{SOP_1} \cdot S_{kr} \cdot l}{l_{SOP}} = \frac{0{,}034 \cdot 272000 \cdot 1600}{697} = 21229{,}3\ mm \tag{59}$$

$$h_{SOP_1} = \frac{S_{SOP_1}}{b_{SAT_{SOP}}} = \frac{21229{,}3}{130} = 163{,}3\ mm \tag{60}$$

Výsledná výška SOP byla zvolena $h_{SOP} = 165\ mm$. Výsledná plocha SOP je

$$S_{SOP} = h_{SOP} \cdot b_{SAT_{SOP}} = 165 \cdot 130 = 21450\ mm^2 \tag{61}$$

Velikost křidélek zvolena z doporučených hodnot z literatury [15]. Hloubka byla zvolena jako $26{,}5\%$ střední aerodynamické tětivy a délka křidélek jako $63{,}5\%$ rozpětí.

$$b_{křidélko} = 0{,}25 \cdot b_{SAT} = 0{,}265 \cdot 130 \doteq 34{,}5\ mm \tag{62}$$

$$h_{křidélko_{KU,T,X}} = \frac{1}{2} \cdot 0{,}64 \cdot h_{VOP} = \frac{1}{2} \cdot 0{,}635 \cdot 300 \doteq 95\ mm \tag{63}$$

### Typ V

Při určení velikosti ocasních ploch typu V se vycházelo z hodnot $S_{SOP}$ a $S_{VOP}$ daných z předešlých výpočtů, teorie a rovnic daných literaturou [35]. Úhel $\gamma$, který svírá stabilizátor s horizontální rovinou, udává rovnice (40).

$$\gamma = \tan^{-1}\left(\sqrt{\frac{S_{SOP}}{S_{VOP}}}\right) = \tan^{-1}\left(\sqrt{\frac{21450}{39000}}\right) \approx 36{,}6° \tag{64}$$

Výpočet plochy motýlkových ocasních ploch $S_V$ je odvozen jako:

$$S_{SOP} = S_V \cdot \sin^2(\gamma) \tag{65}$$

$$S_{VOP} = S_V \cdot \cos^2(\gamma) \tag{66}$$

Součtem předešlých dvou rovnic je rovnice (67).

$$S_{SOP} + S_{VOP} = S_V \cdot (\sin^2(\gamma) + \cos^2(\gamma)) \tag{67}$$

Za předpokladu platnosti Pythagorova teorému $\sin^2(\gamma) + \cos^2(\gamma) = 1$ je výsledný tvar celkové plochy ocasních ploch typu V:

$$S_V = S_{SOP} + S_{VOP} = 21450 + 39000 = 60450\ mm^2 \tag{68}$$

Délka jednoho stabilizátoru $h_V$ se poté spočte jako:

$$h_V = \frac{\frac{S_V}{2}}{b_{SAT_{VOP}}} = \frac{\frac{60450}{2}}{130} = 232{,}5\ mm \tag{69}$$

Velikost křidélek byla zvolena stejně jako pro klasické uspořádání, typ T a typ X, hloubka jako $26{,}5\ \%$ střední aerodynamické tětivy a délka křidélek jako $63{,}5\%$ rozpětí. Hodnota hloubky je totožná $b_{křidélko} = 34{,}5\ mm$ jako u předešlých typů. Délka křidélka je:

$$h_{křidélko_V} = 0{,}64 \cdot h_V = 0{,}635 \cdot 232{,}5 \doteq 148\ mm \tag{70}$$

### 4.3.3 Reynoldsovo číslo

Reynoldsovo číslo pro křídlo a ocasní plochy bylo určeno z rovnice (4). Za charakteristický rozměr byla dosazena délka střední aerodynamické tětivy křídla $b_{SAT_{kr}} = 170\ mm$ a VOP $b_{SAT_{OP}} = 130\ mm$, za rychlost byla dosazena rychlost proudu vzduchu při měření $v_\infty = 15\ m/s$, hodnota kinematické viskozity byla dosazena pro atmosférický tlak a teplotu 25 °C (teplota vzduchu v měřicím prostoru tunelu během experimentu) $\nu_{25°C} = 1{,}55 \cdot 10^{-5}\ m^2/s$.

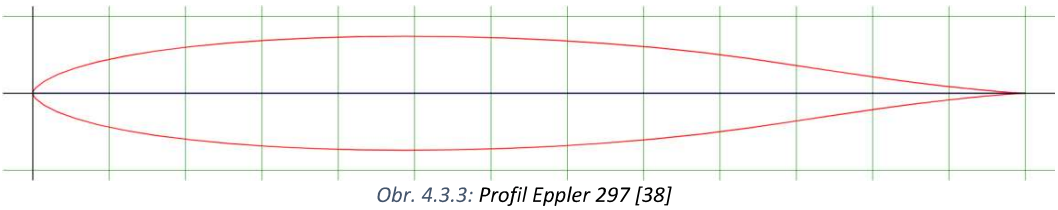
$$Re_{kr}{}' = \frac{v_\infty \cdot D}{\nu} = \frac{v_\infty \cdot b_{SAT_{kr}}}{\nu_{25°C}} = \frac{15 \cdot 170 \cdot 10^{-3}}{1{,}55 \cdot 10^{-5}} = 164516 \tag{71}$$

$$Re_{OP}{}' = \frac{v_\infty \cdot D}{\nu} = \frac{v_\infty \cdot b_{SAT_{VOP}}}{\nu_{25°C}} = \frac{15 \cdot 130 \cdot 10^{-3}}{1{,}55 \cdot 10^{-5}} = 126623 \tag{72}$$

Hodnota Reynoldsova čísla křídla a ocasních ploch byla pro další výpočty zaokrouhlena na stovky, tedy $Re_{kr} = 164500$ a $Re_{OP} = 126600$.

### 4.3.4 Volba profilu

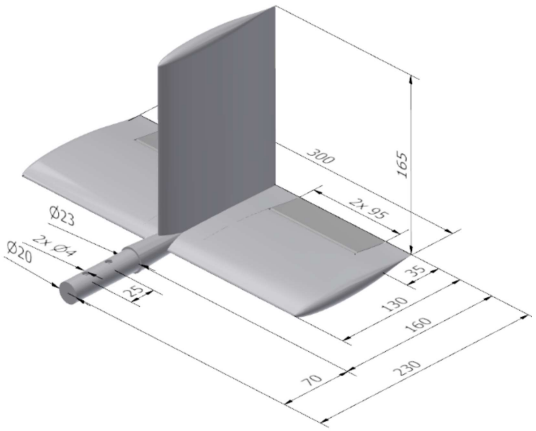
Při výběru vhodného profilu ocasních ploch bylo jedním ze zásadních parametrů Reynoldsovo číslo, které je vzhledem k střední aerodynamické tětivě ocasních ploch a rychlosti proudu vzduchu poměrně malé. Voleno proto bylo z profilů navrhnutých pro nízká Re. Jednou z takových skupin jsou profily Eppler a konkrétně byl zvolen symetrický profil Eppler 297 (e297) s maximální tloušťkou 11,4 %.



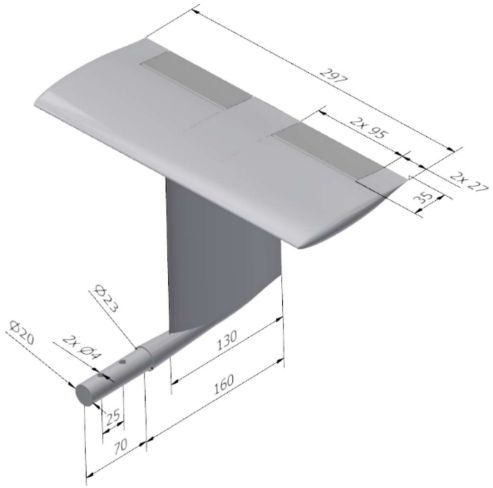
*Obr. 4.3.3: Profil Eppler 297 [38]*

### 4.3.5 3D Modely

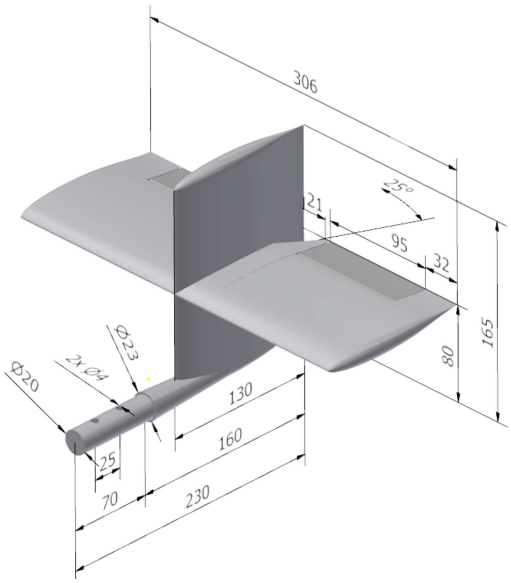
Při návrhu jednotlivých modelů ocasních ploch bylo využito CAD softwaru Autodesk Inventor Professional 2023. Geometrie modelů se řídila zvolenými a vypočtenými hodnotami rozměrů a požadavky na tuhost a smontovatelnost.



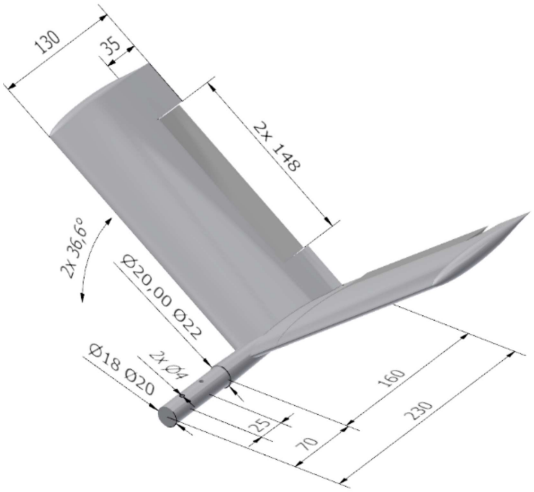

*Obr. 4.3.4: Model Klasického uspořádání se znázorněnými rozměry*




*Obr. 4.3.5: Model T uspořádání se znázorněnými rozměry*




*Obr. 4.3.6: Model Křížového uspořádání se znázorněnými rozměry*




*Obr. 4.3.7: Model motýlkového uspořádání se znázorněnými rozměry*

### 4.3.6 Výroba modelů

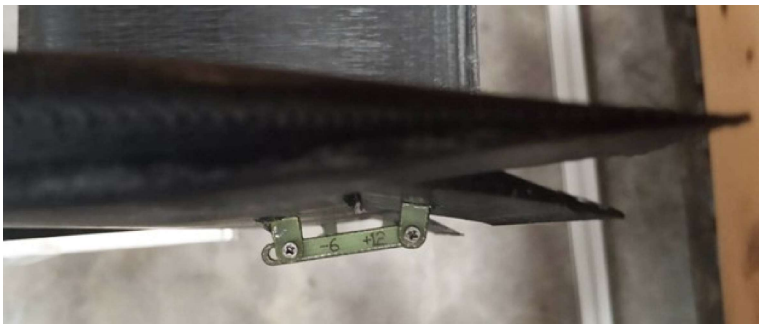
Zvolenou výrobní technologií modelů vzhledem k náročnosti, ceně a vybavení laboratoří byl stanoven 3D tisk z plastu. Jako filament bylo zvoleno Prusament PLA/PLA od Prusa Polymers o průměru vlákna 1,75 mm. K zajištění dostatečné celkové tuhosti modelů byly všechny díly tisknuté s 75 % výplní filamentu. Aby byly modely tisknutelné, byla dosažena požadovaná přesnost, kvalita povrchu a nedocházelo k jejich deformaci při a po tisku, musely být modely rozděleny na několik dílů tisknutých zvlášť. Jednotlivé části byly poté slepeny pomocí modelářského sekundového lepidla. Správné dosednutí ploch bylo zajištěno pomocí vodicích kolíků. Počet dílů u jednotlivých druhů ocasních ploch se liší dle podmínek tisknutelnosti.

*Obr. 4.3.8: Model ocasních ploch před složením, uspořádání do X*

I přes zkoušení několika strategií tisku nebylo zamezeno vzniku několika výrobních vad. Vady u středových dílů měly vliv zejména na jakost povrchu a jen minimální na geometrii profilu. Tyto vady byly odstraněny zbroušením povrchu modelů. U středového dílu ocasních ploch „V“ musela být vada tisku odstraněna odebráním většího množství materiálu a k zachování geometrie profilu bylo nutné odebraný objem vyplnit epoxydovou pryskyřicí. Povrch této doplněné části měl odlišný charakter oproti zbytku povrchu ocasních ploch.

Po slepení všech dílů a odstranění přebytečného lepidla v částech kolem spoje, byl povrch ocasních ploch pro odstranění linií tisku a celkově dosažení hladšího povrchu zbroušen brusným papírem o zrnitosti P400.

Mechanismus umožňující změnu úhlu nastavení křidélek byl navrhnut jako dvě jednoduchá mechanická táhla, která jsou k stabilizátoru a křidélkům přichycena pomocí dvou malých úchytek. Táhla byla navrhnuta tak, aby umožňovala nastavení úhlů nastavení po dvou stupních v rozmezí $\pm 16°$. V každém táhle, kromě táhel pro nulový úhel, byly vytvořeny dvě díry jedna v délce odpovídající kladnému úhlu nastavení a druhá odpovídající zápornému úhlu nastavení. Pevné spojení mezi táhly a úchytkami je zajištěno pomocí šroubů a matic M1,4. Nastavování úhlů náběhu klapek bylo prováděno výměnou táhla nebo změnou polohy otvoru pro šroub v táhle.




*Obr. 4.3.9: Táhlový mechanismus nastavování úhlu náběhu křidélek*

Předpokládaný vliv mechanismu k celkovému odporu ocasních ploch je minimální a přibližně stejný u všech druhů ocasních ploch. Díly mechanismu byly vypáleny na laserové vypalovačce z materiálu sklorextit. Mechanismus byl poté přichycen k ocasním plochám pomocí modelářského sekundového lepidla. Rotace křidélek je zajištěna vůlí čepů v stabilizátoru.

## 4.4 Teoretické hodnoty vztlaku a odporu

Pro ocasních plochy byly stanoveny předpokládané hodnoty vztlaku a odporu pro kontrolu při kalibraci vah pomocí zkušebního profilu NACA 0012 a pro porovnání hodnot během měření.

Při výpočtu odporu se vycházelo z rovnice (6). Za charakteristickou plochu značenou $S_D$ byla utypů T, X a KU dosazena celková plocha ocasních ploch. U typu V byla za charakteristickou plochu dosazena jejich plocha $S_V$. Za součinitel odporu byly dosazeny hodnoty pro 0° a 4° z provedené simulace obtékání profilu pro Re=12600 v programu XFLR5 $c_{D(e297)_{0^\circ}} = 0{,}0207$; $c_{D(e297)_{4^\circ}} = 0{,}0140$ a $c_{D(n12)_{0^\circ}} = 0{,}0148$; $c_{D(n12)_{4^\circ}} = 0{,}0138$

Při výpočtu vztlaku se vycházelo z rovnice (7). Za charakteristickou plochu značenou $S_L$ byla u typů T, X a KU dosazena $S_{SOP}$. U typu V byla za charakteristickou plochu dosazena plocha $S_{VOP}$. Za součinitele odporu profilu Eppler 297 a NACA 0012 byly dosazeny hodnoty pro 0° a 4 z provedené simulace obtékání profilu pro Re=126600 v programu XFLR5 $c_{L(e297)_{0^\circ}} = 0$; $c_{L(e297)_{4^\circ}} = 0{,}6352$ a $c_{L(n12)_{0^\circ}} = 0$; $c_{L(n12)_{4^\circ}} = 0{,}5354$

Jelikož modely jednotlivých druhů ocasních ploch byly už předem navrhovány, tak aby jejich průměty VOP a SOP byli totožné, vyjma typu V, a velikost interferenčního odporu se u těchto teoretických hodnot neuvažuje, budou hodnoty pro klasické uspořádání, typu T a typu X brány jako stejné.

Za rychlost byla dosazena rychlost proudu vzduchu při měření $v_\infty = 15\ m/s$. Hodnota hustoty vzduchu byla dosazena pro atmosférický tlak a teplotu 25°C, což byla teplota vzduchu v měřicím prostoru tunelu během experimentu $\rho_{25°C} = 1{,}184\ kg/m^3$.

Při výpočtech teoretických hodnot odporu nebyl uvažován interferenční a indukovaný odpor křídel, tudíž se předpokládá, že skutečné hodnoty odporu budou mít vyšší hodnotu.

### 4.4.1 NACA0012

$$S_{D_{n12}} = S_{L_{n12}} = S_{VOP} = 39000\ mm^2 = 0{,}039\ m^2 \tag{73}$$

**Odpor:**

$$D_{n12_{0^\circ}} = \frac{1}{2} \cdot c_{x(n12)_{0^\circ}} \cdot S_{D_{n12}} \cdot \rho_{25°C} \cdot {v_\infty}^2 = \frac{1}{2} \cdot 0{,}0148 \cdot 0{,}039 \cdot 1{,}184 \cdot 15^2 = 0{,}077\ N \tag{74}$$

$$D_{n12_{4^\circ}} = \frac{1}{2} \cdot c_{x(n12)_{4^\circ}} \cdot S_{D_{n12}} \cdot \rho_{25°C} \cdot {v_\infty}^2 = \frac{1}{2} \cdot 0{,}0138 \cdot 0{,}039 \cdot 1{,}184 \cdot 15^2 = 0{,}072\ N \tag{75}$$

**Vztlak:**

$$L_{n12_{0^\circ}} = \frac{1}{2} \cdot c_{y(n12)_{0^\circ}} \cdot S_{L_{n12}} \cdot \rho_{25°C} \cdot {v_\infty}^2 = \frac{1}{2} \cdot 0 \cdot 0{,}039 \cdot 1{,}184 \cdot 15^2 = 0\ N \tag{76}$$

$$L_{n12_{4^\circ}} = \frac{1}{2} \cdot c_{y(n12)_{4^\circ}} \cdot S_{L_{n12}} \cdot \rho_{25°C} \cdot {v_\infty}^2 = \frac{1}{2} \cdot 0{,}5354 \cdot 0{,}039 \cdot 1{,}184 \cdot 15^2 = 2{,}781\ N \tag{77}$$

### 4.4.2 Klasické uspořádání, uspořádání do T, uspřádání do X

$$S_{L_{KU}} = S_{L_T} = S_{L_X} = S_{VOP} = 39000\ mm^2 \quad (78)$$

**Odpor:**

$$S_{D_{KU}} = S_{D_T} = S_{D_X} = S_{VOP} + S_{SOP} = 21450 + 39000 = 60450\ mm^2 = 0{,}06045\ m^2 \quad (79)$$

$$D_{V_{0°}} = \frac{1}{2} \cdot c_{D(e297)_{0°}} \cdot S_{D_V} \cdot \rho_{25°C} \cdot {v_\infty}^2 = \frac{1}{2} \cdot 0{,}0207 \cdot 0{,}06045 \cdot 1{,}184 \cdot 15^2 = 0{,}167\ N \quad (80)$$

$$D_{V_{4°}} = \frac{1}{2} \cdot c_{D(e297)_{4°}} \cdot S_{D_V} \cdot \rho_{25°C} \cdot {v_\infty}^2 = \frac{1}{2} \cdot 0{,}0140 \cdot 0{,}06045 \cdot 1{,}184 \cdot 15^2 = 0{,}113\ N \quad (81)$$

**Vztlak:**

$$L_{KU_{0°}} = \frac{1}{2} \cdot c_{L(e297)_{0°}} \cdot S_{L_{KU}} \cdot \rho_{25°C} \cdot {v_\infty}^2 = \frac{1}{2} \cdot 0 \cdot 0{,}039 \cdot 1{,}184 \cdot 15^2 = 0\ N \quad (82)$$

$$L_{KU_{4°}} = \frac{1}{2} \cdot c_{L(e297)_{4°}} \cdot S_{L_{KU}} \cdot \rho_{25°C} \cdot {v_\infty}^2 = \frac{1}{2} \cdot 0{,}6352 \cdot 0{,}039 \cdot 1{,}184 \cdot 15^2 = 3{,}300\ N \quad (83)$$

### 4.4.3 Uspořádání do V

$$S_{D_V} = S_V = 60450\ mm^2 = 0{,}06045\ m^2 \quad (84)$$

$$S_{L_V} = S_V \cdot cos^2(\gamma) = 60450 \cdot cos^2(36{,}6°) = 38961\ mm^2 = 0{,}03896\ m^2 \quad (85)$$

**Odpor:**

$$D_{V_{0°}} = \frac{1}{2} \cdot c_{D(e297)_{0°}} \cdot S_{D_V} \cdot \rho_{25°C} \cdot {v_\infty}^2 = \frac{1}{2} \cdot 0{,}0207 \cdot 0{,}06045 \cdot 1{,}184 \cdot 15^2 = 0{,}167\ N \quad (86)$$

$$D_{V_{4°}} = \frac{1}{2} \cdot c_{D(e297)_{4°}} \cdot S_{D_V} \cdot \rho_{25°C} \cdot {v_\infty}^2 = \frac{1}{2} \cdot 0{,}0140 \cdot 0{,}06045 \cdot 1{,}184 \cdot 15^2 = 0{,}113\ N \quad (87)$$

**Vztlak:**

$$L_{V_{0°}} = \frac{1}{2} \cdot c_{L(e297)_{0°}} \cdot S_{L_V} \cdot \rho_{25°C} \cdot {v_\infty}^2 = \frac{1}{2} \cdot 0 \cdot 0{,}03896 \cdot 1{,}184 \cdot 15^2 = 0\ N \quad (88)$$

$$L_{V_{4°}} = \frac{1}{2} \cdot c_{L(e297)_{4°}} \cdot S_{L_V} \cdot \rho_{25°C} \cdot {v_\infty}^2 = \frac{1}{2} \cdot 0{,}6352 \cdot 0{,}03896 \cdot 1{,}184 \cdot 15^2 = 3{,}296\ N \quad (89)$$

## 4.5 Postup měření

Před namontováním tenzometrů do vah byla pomocí laboratorních závaží provedena jejich kalibrace. Získané hodnoty senzitivity každého tenzometru pak byly vloženy do výpočetního softwaru pro stanovení vztlaku a odporu. Před prvním měřením byla provedena kalibrace mechanismu pro nastavování úhlu náběhu, která byla provedena pomocí zkušebního modelu NACA 0012. Nastaven byl nulový úhel náběhu a sledovány byly měřené hodnoty vztlaku. Hledána pak byla přesná orientace ciferníku vůči vahám, tak aby byl měřený vztlak blízký nule.

Před prvním měřením, při každé změně úhlu náběhu modelu a při každé výměně modelu byla provedena kalibrace polohy modelu pomocí vodováhy a laserového kříže, kontrolována byla zejména vodorovnost trupu, aby úhel náběhu svislých ocasních ploch (úhel bočení) měl pro všechny modely a všechna měření nulovou hodnotu, a kolmost vodorovných ocasních ploch na pomyslnou rovinu souměrnosti.

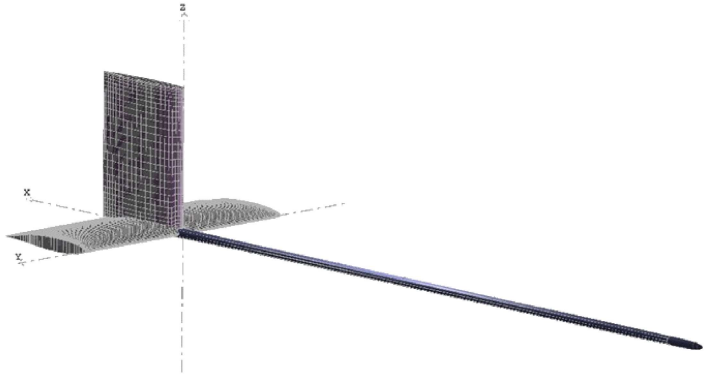
Experiment probíhal tak, že před samotným měřením modelů byl pro příslušné úhly náběhu vodorovných ocasních ploch 0° a 4° změřen vztlak a odpor samotných aerodynamických vah (částí zasahujících do testovacího prostoru) včetně trupu. Získané hodnoty byly poté zadány do vytvořeného programu a odečteny od hodnot vztlaku a odporu modelů. Samotné měření probíhalo tak, že pro nastavený úhel náběhu vodorovných ocasních ploch a příslušný model byl udělán nulový odečet zatížení tenzometrů. Hodnoty z odečtu byly vloženy do vytvořeného programu a byl spuštěn aerodynamický tunel. Rychlost proudění byla nastavena na $15\ m/s$. Po ustálení rychlosti byl spuštěn odečet dat na 10 až 15 sekund. Odchylka rychlosti během měření byla $\pm 1\ \%$. Po změření jedné série dat byl aerodynamický tunel vypnut, u konkrétního modelu byl změněn úhel nastavení klapek a z důvodu hystereze tenzometrů byl znovu proveden nulový odečet. Poté byl opět spuštěn aerodynamický tunel a byl proveden odečet dat. Daný postup se opakoval pro všechny příslušné úhly nastavení klapek a všechny modely.

# 5 Simulace

Zvoleným programem pro simulaci proudění byl open-source software XFLR5, který analyticky řeší Navier-Stokesovy rovnice pro profily křídel, křídla a letadla pracujících při nízkých Reynoldsových číslech za předpokladu nevazkého, nerotačního časově nezávislého, nestlačitelného proudění jako Laplaceovu rovnici $\Delta\phi = 0$ [40]. XFLR5 kombinuje 2D analýzu XFOIL pro simulace profilů s 3D řešičem pro simulace leteckých konfigurací [41]. Pro postprocessing bylo užito programů MathWorks Matlab R2023a a Microsoft Excel 365.

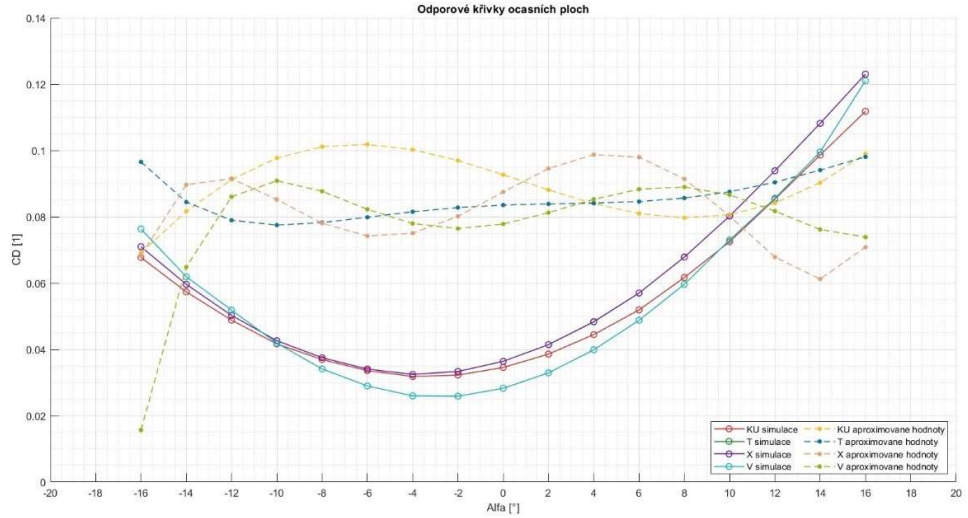
2D analýzy simulace profilů bylo využito pro přesnější stanovení koeficientů vzlaku a oporu pro profil SD7062 při hodnotě Reynoldsova čísla 16450 a profilu Eppler 297 při hodnotě Reynoldsova čísla 126600. 3D řešiče leteckých konfigurací bylo využito pro samotné simulace modelů. Simulace obtékání modelů byla provedena pro ocasní plochy klasického uspořádání (KU), T uspořádání, křížového uspořádání (X) a motýlkového uspořádání (V). Modely byly vytvořeni v rozhraní programu XFLR5. Počet panelů v x-ovém směru u vodorovné ocasní plochy je 50 s cosinovým rozložením, v y-ovém směru 40 s -sinovým rozložením, u svislé ocasní plochy v x-ovém směru 35 panelů s cosinovým rozložením a v y-ovém směru 25 s -sinovým rozložením. Vymodelován byl i trup, tak aby rozměry a geometrií odpovídal trupu použitému při experimentu. Jeho vliv na odpor a vztlak však při simulaci nebyl započítán a použit byl pouze pro usměrnění proudění před ocasními plochami.

Modely vytvořené v programu XFLR5 se odlišují od skutečných v zakončení křídel, velikostí klapek (program neumožňuje vychýlení jen části ocasní plochy, klapky jsou proto co celé délce stabilizátoru), ve spoji trupu s ocasními plochami.

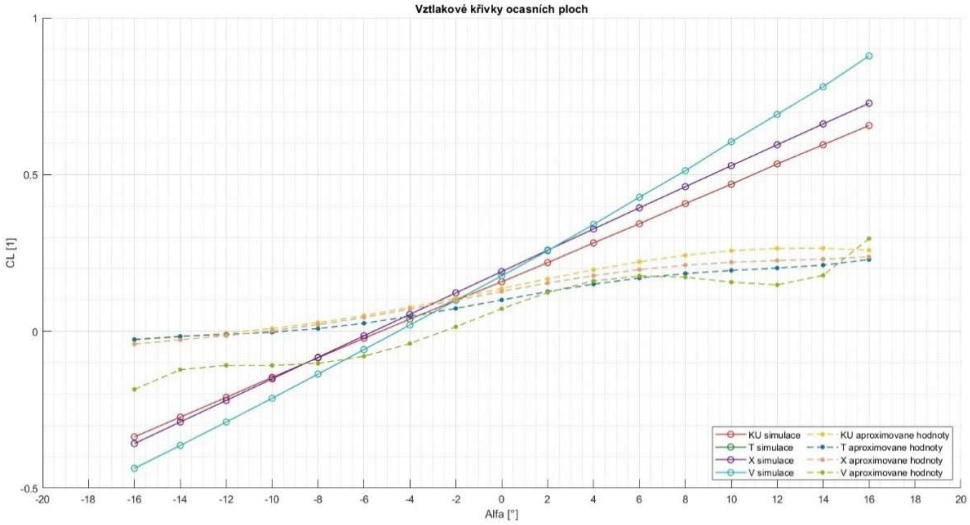


*Obr. 4.5.1: Model Klasického uspořádání s trupem a viditelným rozdělením panelů*

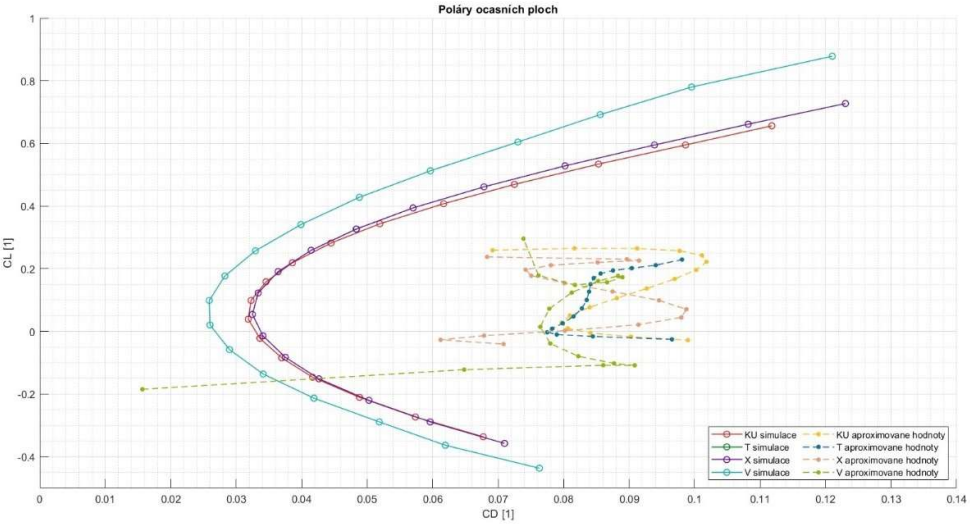
# 6 Výsledná data



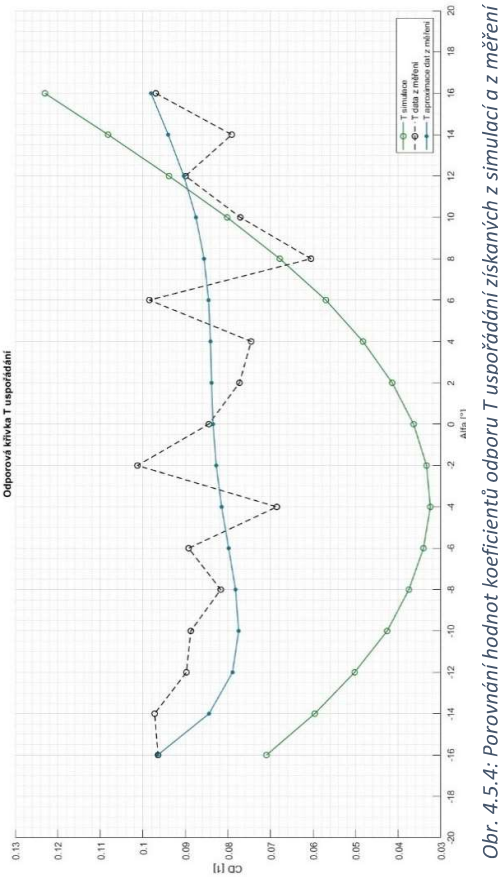

*Obr. 4.5.1: Porovnání odporových křivek modelů získaných simulacemi a měřením*



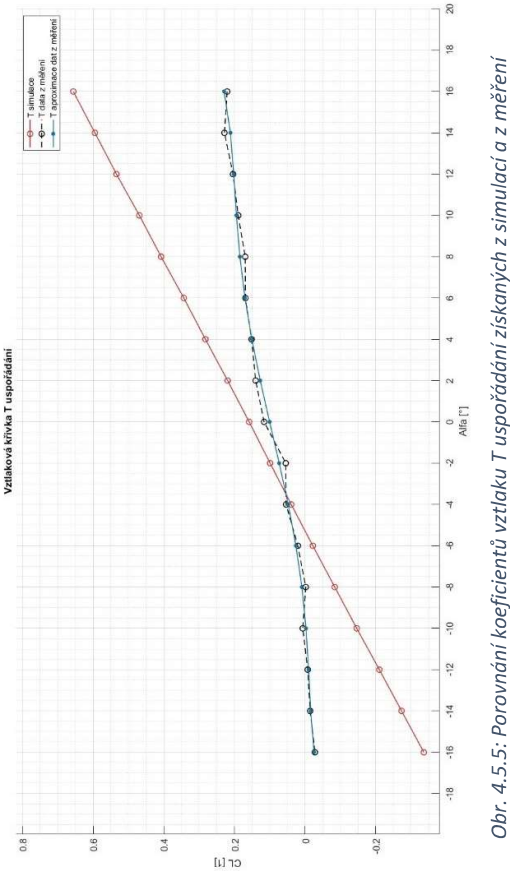

*Obr. 4.5.2: Porovnání vztlakových křivek modelů získaných simulacemi a měřením*



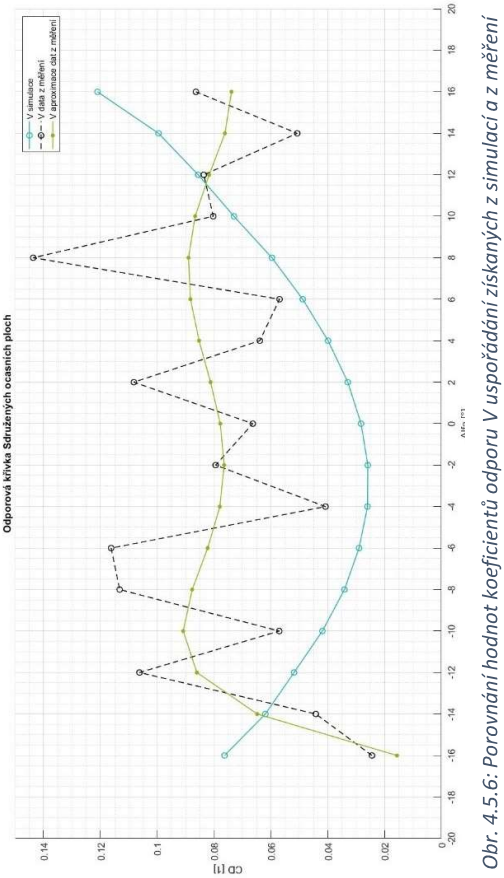

*Obr. 4.5.3: Porovnání polár modelů získaných simulacemi a měřením*



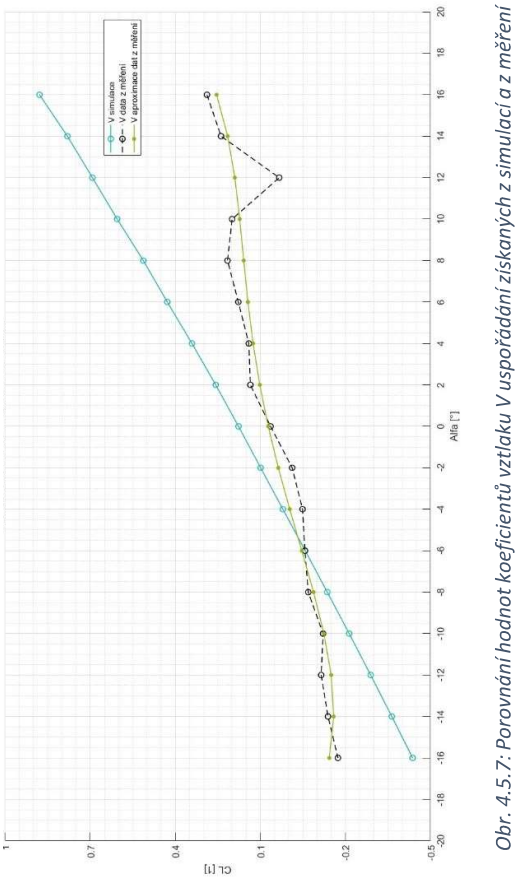

*Obr. 4.5.4: Porovnání hodnot koeficientů odporu T uspořádání získaných z simulací a z měření*



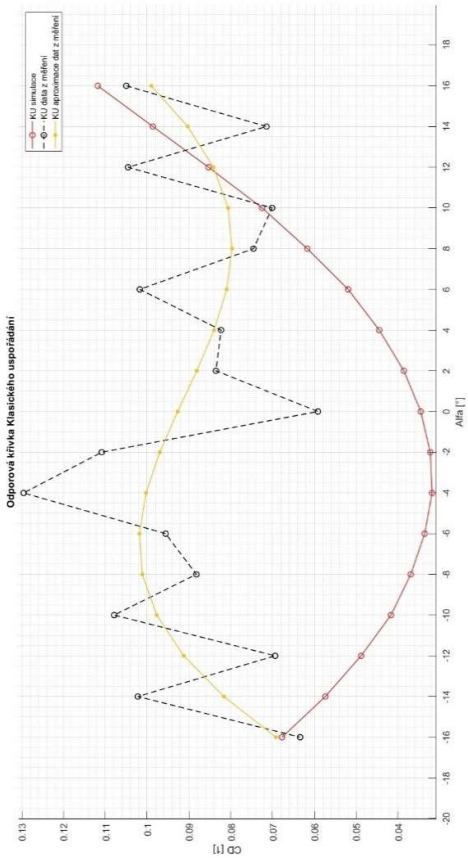

*Obr. 4.5.5: Porovnání koeficientů vztlaku T uspořádání získaných z simulací a z měření*



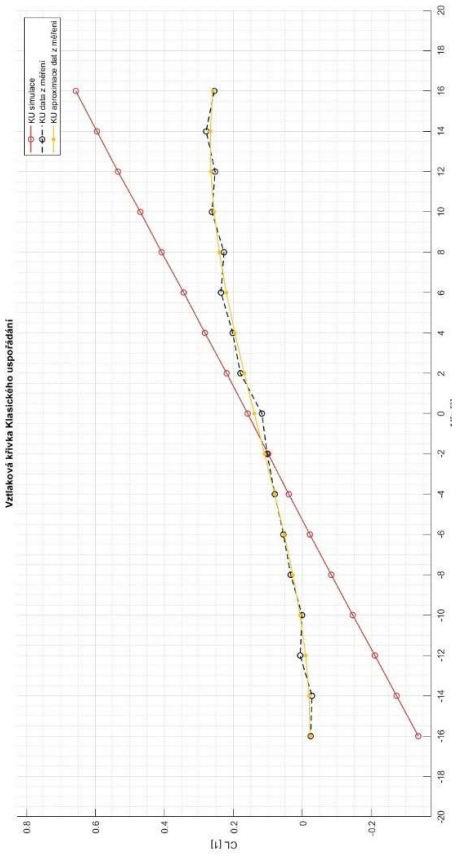

*Obr. 4.5.6: Porovnání hodnot koeficientů odporu V uspořádání získaných z simulací a z měření*



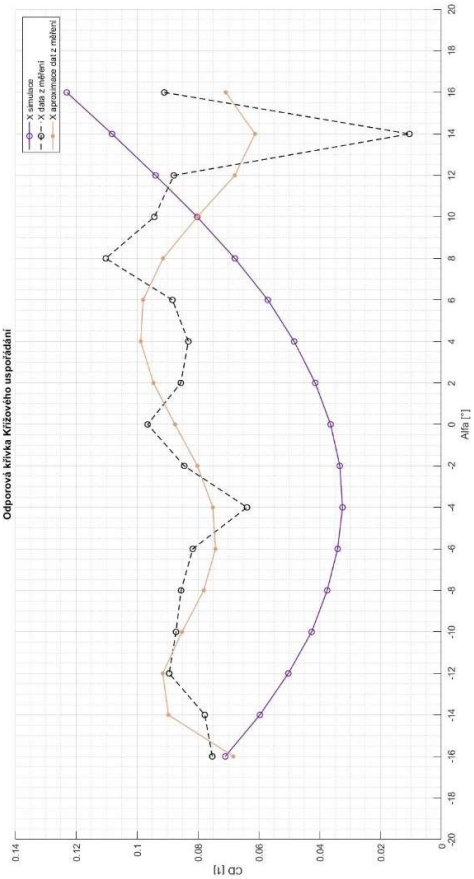

*Obr. 4.5.7: Porovnání hodnot koeficientů vztlaku V uspořádání získaných z simulací a z měření*



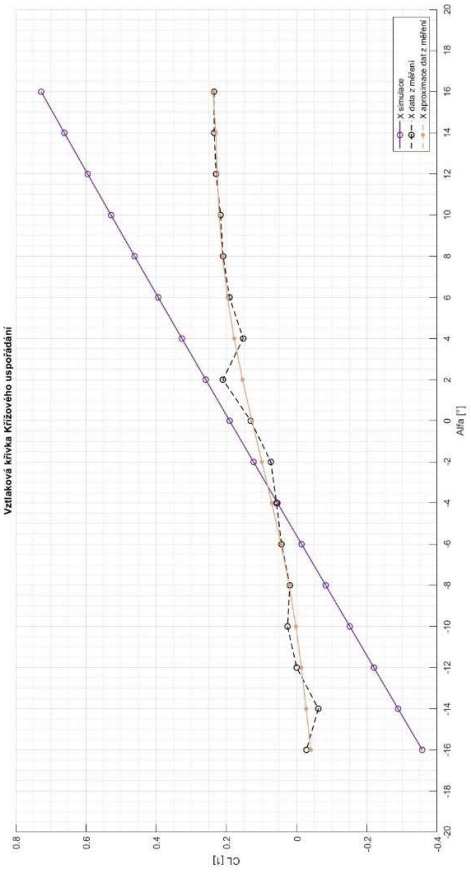

*Obr. 4.5.8: Porovnání hodnot koeficientů odporu KU získaných z simulací a z měření*




*Obr. 4.5.9: Porovnání hodnot koeficientů vztlaku KU získaných z simulací a z měření*




*Obr. 4.5.11: Porovnání hodnot koeficientů odporu X získaných z simulací a z měření*




*Obr. 4.5.10: Porovnání hodnot koeficientů vztlaku X získaných z simulací a z měření*

# 7 Zhodnocení výsledků

Na obrázcích 6.1, 6.2 a 6.3 lze vidět grafy porovnávající koeficienty vztlaku a odporu všech čtyř typů testovaných ocasních ploch, získaných experimentálním měřením a simulacemi. Lze z nich tedy přímo vidět rozdílnost výsledků obou metod. Hodnoty z experimentálního měření mají velký rozptyl a byly poroto, aby bylo možné jejich porovnání s hodnotami z simulací, aproximovány polynomem $5.$ stupně. Úhel alfa v grafech reprezentuje úhel nastavení klapek vůči vodorovným ocasním plochám, jejichž úhel náběhu byl $4°$.

Ve všech měřených případech byly hodnoty koeficientu vztlaku získaných z simulací v absolutní hodně vetší (tedy generovaný vztlak ať už kladný či záporný má menší hodnoty) než hodnoty získaných z experimentálního měření. To je dáno zejména rozdílnou velikostí kormidel modelů. U modelů testovaných v tunelu mají klapky velikost zhruba $63\ \%$ rozpětí, kdežto u modelů použitých v simulacích jsou kormidla po celé délce vodorovné ocasní plochy. Kromě případu sdružených ocasních ploch mají hodnoty koeficientu vztlaku z měření téměř lineární stoupavý charakter, který je předpokládán. U sdružených ocasních ploch koeficient vztlaku sice také stoupá ale již nevykazuje lineární charakter.

Hodnoty koeficientu odporu získaných měřením se od předpokládaného průběhu i průběhu daného simulacemi značně odlišují. Nejvíce se reálnému průběhu přibližuje aproximované hodnoty uspořádání do T a u sdružených ocasních ploch hodnoty úhlů nastavení od $-10°$ do $+8°$. Klesající hodnoty s rostoucí výchylkou kormidel jsou zapříčiněny chybou měření způsobenou kmitáním modelu zapříčiněného vznikem vírů na koncích křídel a kormidel.

Ze vztlakových křivek na obr. 6.2 lze vidět, že kormidla navrhnutých ocasních ploch při záporném vychýlení negenerují dostatečně velký záporný vztlak. Letoun s ocasními plochami navrženými v této práci by nebyl schopen klesání. Vhodným řešením by mohlo být zvětšení ploch kormidel, což potvrzují i data ze simulací u nichž byly kormidla větší a velikost generovaného vztlaku byla dostačující.

Na obrázcích 6.4 až 6.10 lze vidět rozdíl mezi naměřenými hodnotami vztlaku a odporu v porovnání s aproximovanými hodnotami a hodnotami získanými z simulací. Patrná je naprostá rozdílnost charakteru průběhu koeficientu odporu v závislosti na úhlu náběhu.

Zajímavým poznatkem je, že ze simulací vyšly hodnoty koeficientu vztlaku a odporu pro křížové uspořádání a uspořádání do T identicky, a to i po zjemnění sítě. Způsobeno je to nejspíše tím, že program XFLR5 neumí dobře započítávat interferenční odpor a odpor způsobený vzniklými koncovými víry.

# 8 Závěr

Na základě provedené rešerše byly vybrány 4 nejzastoupenější druhy uspořádání ocasních ploch, pro které bylo posléze provedeno určení hodnot odporu a vztlaku.

Pro stanovení velikosti ocasních ploch bylo navrhnuto „virtuální letadlo“. Z předpokládaných hodnot nosné plochy křídla letadla a štíhlosti křídla bylo stanoveno rozpětí a střední aerodynamická tětiva křídla. Ze známé hmotnosti pak byl určen potřebný vztlak křídla a z něho koeficient vztlaku, na jehož základě, s přihlédnutím na Reynoldsovo číslo, byl vybrán profil křídla. Určena byla také pádová a cestovní rychlost letadla. Ze známých hodnot koeficientu vztlaku a koeficientu momentu při daném úhlu náběhu křídla, předpokládané hodnotě vzdálenosti aerodynamického středu křídla od těžiště a zvolené hodnotě mohutnosti byl vypočten potřebný koeficient vztlaku vodorovných ocasních ploch pro nastolení podélné rovnováhy za cestovní rychlosti $15 m/s$. Z potřebného koeficientu vztlaku a Reynoldsova čísla byl vybrán profil ocasních ploch. Pro vybraný profil byl vypočten úhel náběhu vodorovné ocasní plochy zajišťující potřebný koeficient vztlaku. Hodnoty koeficientů vztlaku profilu křídla a profilu ocasních ploch byly pro přesnější výsledky stanoveny pomocí simulací pro odpovídající Reynoldsova čísla. Na základě doporučených hodnot mohutností a ramene ocasních ploch byla určena střední aerodynamická tětiva křídel ocasních ploch a jejich rozpětí. Celková geometrie ocasních ploch (půdorys, zúžení křídel atd.) byla určena tak, aby zajišťovala co nejlepší možnou porovnatelnost mezi jednotlivými druhy. U výpočtu velikosti ocasních ploch byl brán také zřetel na velikost testovacího prostoru tunelu a rozměry byly uzpůsobeny tak, aby nedocházelo k ovlivnění proudění kolem modelů v důsledku interakce proudu se stěnou tunelu.

Stanovení vztlaku a odporu bylo provedeno dvěma rozličnými principy. Prvním principem bylo experimentální měření v aerodynamickém tunelu. Pro tento účel bylo navrženo a postavo měřicí zařízení, tzv. aerodynamické váhy. Konstrukce vah byla navržena tak, aby umožňovala měření různých druhů modelů ocasních ploch, jejich snadnou výměnu a zároveň co nejméně ovlivňovala proudění kolem ocasních ploch. Konečné řešení konstrukce bylo zvoleno jako uhlíková trubka, do které se upevňují modely ocasních ploch. Uhlíková trubka zároveň simuluje trup letadla. K uhlíkové trubce se přes svěrnou sponu připevňují tři uhlíkové trubičky tvořící písmeno „Y“. Na konci každé trubičky jsou dva tenzometrické siloměry, jeden měřící reakci od vztlakové síly ocasních ploch a druhý reakci od odporové síly. Rám vah tvoří hliníkové profily. Spoj mezi tenzometry a uhlíkovými trubičkami je zajištěn pomocí 3D tištěných úchytek. Jako součást vah byl navrhnut také odnímatelný mechanismus pro nastavení úhlu náběhu tvořený třemi hliníkovými profily, ciferníkem a svěrnou sponou, do které se při nastavování úhlu náběhu upevňuje trup. Výstupní signál z tenzometrických členů byl převeden pomocí hardwaru od National Instruments a v softwarovém prostředí LabVIEW byl vytvořen program na jeho zpracování.

Konstrukce postavených aerodynamických vah se ukázala být univerzální, umožňující měření i jiných těles, než pro která byla primárně navrhována. Po přidání tenzometrů měřicích v zbývajícím směru je možné měřit i boční sílu, a tak měřit kompletní silové působení na křídlo či letoun, případně ocasní plochy s vychýleným směrovým kormidlem.

Zvolené tenzometrické členy se nebyly shledány jako vhodné řešení měření reakčních sil. Při zatížený vykazovaly viditelnou deformaci a po uvolnění zátěže hysterezní chování. Při dalších měřeních by byl hledán jiný, přesnější způsob určování sil.

Experimentální měření bylo provedeno pro vypočtený úhel náběhu ocasních ploch, při kterém byl měněn úhel nastavení kormidel o dva stupně v rozmezí od $-16$ do $+16$ stupňů. Pro každý úhel nastavení kormidel byl udělán odečet měřených hodnot.

Druhým principem stanovení vztlaku a odporu je numerická simulace. K tomuto účelu byl zvolen software XFLR5, který umožňuje simulace profilů křídel i letadel. V softwarovém rozhraní byly vytvořeny modely, tak aby se co nejvíce podobaly modelům měřeným v aerodynamickém tunelu. Simulace byly provedeny za stejných podmínek (teplota, tlak) jako experimentální měření.

Výrobní technologií pro modely měřené v aerodynamickém tunelu byl pro nenáročnost přípravy, výrobní cenu a s ohledem na vybavenost laboratoře vybrán 3D tisk z plastu. Pro tento způsob výroby bylo nutné modely upravit. Modely musely být rozděleny na několik částí, aby byla zaručena jejich tisknutelnost. Jednotlivé díly byly poté navzájem do sebe ukotveny pomocí vytištěných kolíků a pevně spojeny modelářským lepidlem. Nutná byla také úprava povrchu modelů z důvodu zanechaných stop a nepřesnosti tisku.

Měření v aerodynamickém tunelu se nakonec z hlediska měření odporu neukázalo jako přesné. Naměřená data se značně lišila od předpokládaných i simulovaných hodnot. Průběh vztlaku stanovený z naměřených hodnot odpovídal předpokladům, ale jeho hodnoty byly nižší než stanovily simulace. Jako důvod nepřesnosti měření, zejména odporu, jsou předpokládány malé rozměry měřeného tělesa. Odpor generovaný ocasními plochami byl příliš malý v porovnání s případným kmitáním modelu při obtékání, což mělo za následek zkreslení naměřených dat. Dalším zdrojem nepřesnosti měření byla poměrně nestálá rychlost proudění v měřicím prostoru tunelu, což mělo mimo jiné také vliv na kmitání modelu během měření.

Z experimentálních dat nelze jednoznačně určit, která konfigurace ocasních ploch je z hlediska odporu nejvhodnější, neboť jeho hodnoty nevykazují reálný průběh. Z hlediska vztlaku vychází nejlépe klasické uspořádání, naopak nejhůře vyhází sdružené ocasní plochy. Naopak je tomu u dat ze simulací, z kterých jednoznačně vychází jako nejlepší volba z hlediska odporových a vztlakových charakteristik sdružené ocasní plochy.

Porovnání charakteristik jednotlivých konfigurací ocasních ploch by pro lepší výsledky experimentu zasluhovalo přesnější způsob měření. Z hlediska zkoumání obtékání, interferenčního a indukovaného odporu je silové měření nedostatečné a vhodnější metodou by bylo například PIV. Pro hlubší zkoumání problematiky by bylo také vhodné použít sofistikovanější simulační program, umožňující podrobnější nastavení vlivů působících během proudění a obtékání jako takového.

# Seznam použité literatury

[1] ŠOB, František. Hydromechanika: Vyd. 2. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2008. ISBN 978-80-214-3578-0. Vyd.2. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2008. ISBN 978-80-214-3578-0.

[2] JEŽEK, Jan, Blanka VÁRADIOVÁ a Josef ADAMEC. MECHANIKA TEKUTIN: České vysoké učení technické v Praze. Dotisk třetího přepracovaného vydání. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2000.

[3] NEŠTRÁK, Dušan a Stanislav SZABO. Aerodynamika a mechanika letu. Bratislava: Magnet Press, Slovakia, 2017. ISBN 978-80-89169-39-9..

[4] Encyklopedie fyziky: Základni pojmy dynamiky tekutin [online]. [cit. 2023-01-28]. Dostupné z: http://fyzika.jreichl.com/main.article/view/123-zakladni-pojmy-dynamiky-tekutin.

[5] Aerodynamika a její aplikace [online]. [cit. 2023-01-20]. Dostupné z: https://adoc.pub/aerodynamika-a-jeji-aplikace.html.

[6] HOŘENÍ, Bohumír a Jaroslav LNĚNIČKA. Letecké modelářství a aerodynamika. Praha: Naše vojsko, 1977.

[7] Nožička, Jiří. Mechanika tekutin. Praha: ČVUT, 2004. ISBN 80-01-02865-8..

[8] BROŽ, Václav. Aerodynamika nízkých rychlostí. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1995. ISBN 80-01-02347-8.

[9] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. O letadlech: Obecná geometrie křídla [online]. 29.12.2010 [cit. 2023-01-27]. Dostupné z: http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Kridlo-obecnageometrie.aspx.

[10] JANALÍK, Jaroslav. Obtékání a odpor těles: Vysoká škola Báňská – Technická univerzita Ostrava. Ostrava: VŠB – TECHNICKÁ UNIVERZITA OSTRAVA, 2008. ISBN ISBN 978-80-248-1911-2.

[11] DRÁBKOVÁ, Sylva a kolektiv. Mechanika tekutin: Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava, učební text. Ostrava: Ediční středisko VŠB – TUO, 2007. ISBN ISBN 978-80-248-1508-4..

[12] ANDERSON, David; SCOTT, Eberhardt. A Physical Description of Flight [online]. 2006-12-26 [cit. 2023-05-2]. Dostupné z: http://swissenschaft.ch/tesla/content/T_Library/L_Theory/Gravity/Physical%20Description%20of%20Flight.pdf.

[13] MERTL, Vlastimil. Konstrukce a projektování letadel. Vyd. 1. Brno: PC-DIR Real, 2000, 133 s. Učební texty vysokých škol (Vysoké učení technické v Brně. Fakulta strojního inženýrství). ISBN 80-214-1789-7.

[14] RAYMER, Daniel P. Aircraft Design : A Conceptual Approach. Second Edition. Sylmar (California): American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. ISBN 0-930403-51-7.

[15] LNĚNIČKA, Jaroslav. Ocasní plochy letadel. E-magazín Akademie letectví [online]. 2008(5) [cit. 2023-01-20]. Dostupné z: http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2008/05/ocasni_plochy.php.

[16] MIKULA, Jan. Konstrukce a projektování letadel I. Vyd. 1. Praha: Vydavatelství.

[17] Letové vlastnosti stabilita [online]. 16.7.2002 [cit. 2023-01-20]. Dostupné z: http://www.rcmodely.com/index.php/teorie/92-letove-vlastnosti-stabilita.

[18] HALL, Nancy. Open Return Wind Tunnel [online]. 13.5.2021 [cit. 2023-02-20]. Dostupné z: https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tunoret.html.

[19] HALL, Nancy. Closed Return Wind Tunnel [online]. 13.5.2021 [cit. 2023-02-20]. Dostupné z: https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tuncret.html.

[20] WILD, Flint. What Are Wind Tunnels?: Part of the NASA Knows! (Grades K-4) series [online]. 13.7.2018 [cit. 2023-02-20]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/audience/forstudents/k-4/stories/nasa-knows/what-are-wind-tunnels-k4.html.

[21] FRANK, W. Fluid Mechanics. 7. vyd. University of Rhode Island: McGraw-Hill Education, 2010.

[22] HALL, Nancy. External Force Balance [online]. 13.5.2021 [cit. 2023-02-20]. Dostupné z: https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tunbalext.html.

[23] HALL, Nancy. Internal Force Balance [online]. 13.5.2021 [cit. 2023-02-20]. Dostupné z: https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tunbalint.html.

[24] Nam-Trung Nguyen, Steve Wereley. Fundamentals and applications of microfluidics, second edition. Artech House Publishers. 2006 ISBN 1-58053-972-6.

[25] SLAVÍK, Svatomír. Stavba letadel. Vyd. 1. ČVUT, 1997. ISBN 80-010-1671-4.

[26] CNET [online]. [cit. 2023-05-02]. Dostupné z: https://www.cnet.com/tech/tech-industry/boeing-737-max-8-all-about-the-aircraft-flight-ban-and-investigations/.

[27] ROSKAM, Jan. Layout design of cockpit, fuselage, wing and empennage: cutaways and inboard profiles. Third Printing. Lawrence: DARcorporation, 2002. ISBN 1-88485-56-x.

[28] Internet archive [online]. [cit. 2023-05-02]. Dostupné z: https://archive.org/details/138DG800BAboveLacDeSerrePoncon_20120124.

[29] Simply Jet [online]. [cit. 2023-05-02]. Dostupné z: [https://www.simply-jet.ch/en/aircraft/midsize-jets-3/citatiom-sovereign/].

[30] Planes of fame, air museum [online]. [cit. 2023-05-02]. Dostupné z: https://planesoffame.org/events-calendar2/Live-Demonstration-Flight-P-38-Lightning.

[31] SULŽENKO, M. N. Konstrukce letadel. Pavel Kudrický. 1. izdanie. Praha: Státní nakladatelství technické literatury, 1953. 420 s..

[32] SLAVÍK, Svatomír. Stavba letadel. Vyd. 1. ČVUT, 1997. ISBN 80-010-1671-4..

[33] Army be the best [online]. [cit. 2023-05-02]. Dostupné z: https://www.army.mod.uk/news-and-events/news/2020/08/watchkeeper/.

[34] Old Machine Press [online]. [cit. 2023-04-04]. Dostupné z: oldmachinepress.com.

[35] PURSER, Paul E. a John P. CAMPBELL. REPORT No. 823: EXPERIMENTAL VERIFICATION OF A SIMPLIFIED VEE-TAIL THEORY AND ANALYSIS OF AVAILABLE DATA ON COMPLETE MODELS WITH VEE TAILS [online]. In: . [cit. 2023-01-30]. Dostupné z:, https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930091901/downloads/19930091901.pdf.

[36] Zemic Europe B.V. [online]. [cit. 2023-05-02]. Dostupné z: https://www.zemiceurope.com/media/Documentation/L6D_Datasheet.pdf.

[37] National Instruments [online]. [cit. 2023-05-02]. Dostupné z: https://www.ni.com/cs-cz.html.

[38] Airfoil Tools [online]. [cit. 2023-04-03]. Dostupné z: http://airfoiltools.com/.

[39] Barlow, J. B.; Rae Jr., W. H.; Pope, A. Low-speed wind tunnel testing, 3rd Edition, New York: John Wiley & Sons, 1999. ISBN: 978-0-471-55774-6.

[40] XFLR5 [online]. [cit. 2023-05-02]. Dostupné z: http://www.xflr5.tech/xflr5.htm.

[41] MILLARD, Jessica, Steven BOOTH, Celin RAWTHER a Shigeo HAYASHIBARA. XFLR5 as a Design Tool in Remotely Controlled Design-Build-Fly Applications [online]. 29.12.2021 [cit. 2023-05-26]. Dostupné z: doi:10.2514/6.2022-0003.

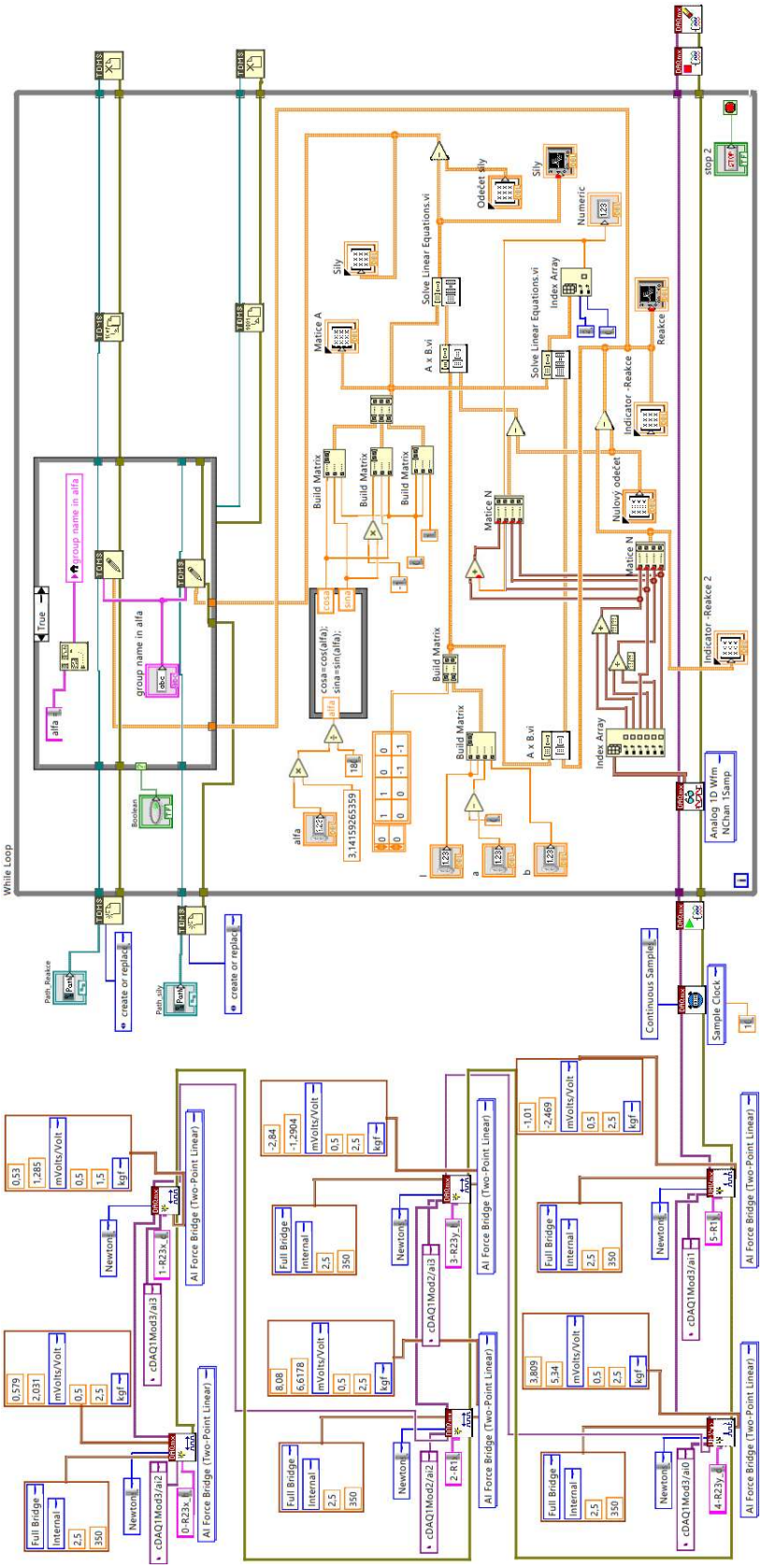
[42] LNĚNIČKA, Jaroslav. O letových vlastnostech a stabilitě stručně a populárně. E-magazín Akademie letectví [online]. 2010(8) [cit. 2023-01-20]. Dostupné z: http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2010/08/vlastnosti.php.

[43] Mach number Role in Compressible Flows [online]. Glenn Research Center [cit. 2023-01-28]. Dostupné z: https://www.grc.nasa.gov/www/BGH/machrole.html.

[44] IX. STABILITY AND CONTROL [online]. [cit. 2023-01-20]. Dostupné z: https://history.nasa.gov/SP-367/chapt9.htm.

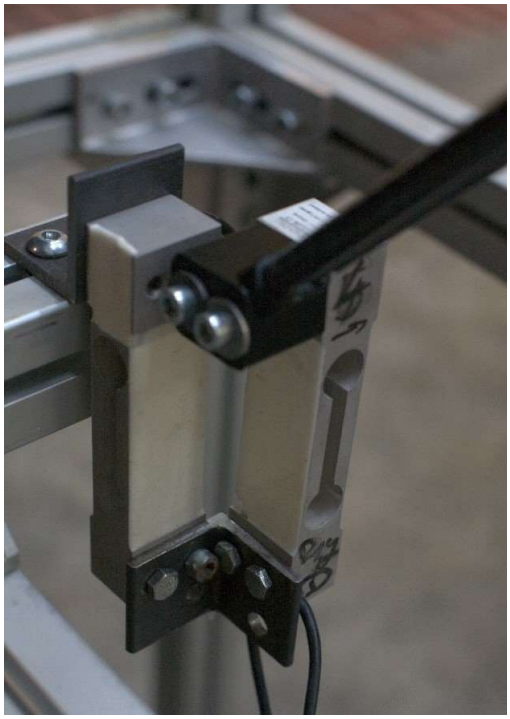
[45] LNĚNIČKA, Jaroslav. Jak třeba v aviatickém počínání? Akademie letectví [online]. 2018(9) [cit. 2023-01-20]. Dostupné z: https://www.airspace.cz/akademie_letectvi/2018/09/jak-treba-v-aviatickem-pocinani/.

# 9 Přílohy

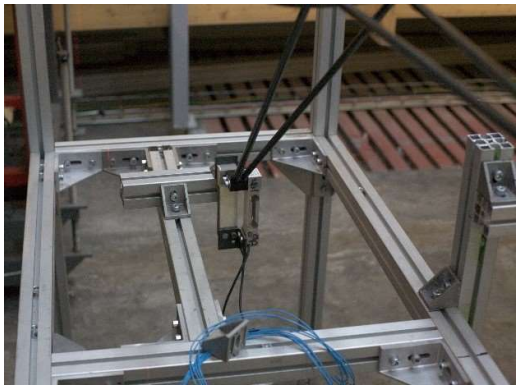



Příloha 1: Blokový diagram použitého programu pro měření sil v softwaru NI LabVIEW

*Příloha 2: Umístění aerdynamickcýh vah během měření*



*Příloha 3: Detail uchycení tenzometrů a prutu šikmého ramene*



*Příloha 4: Detail konstrukce aerodynamických vah*

*Příloha 5: Detail uchycení tenzmetrů k vodorvněmu remeni*

*Příloha 6: Detail mechanismu nastavování úhlu náběhu modelů*

*Příloha 7: Detail uchycení tenzometrů k rámu umožňující jejich rotaci*

*Příloha 8: Model NACA0012*

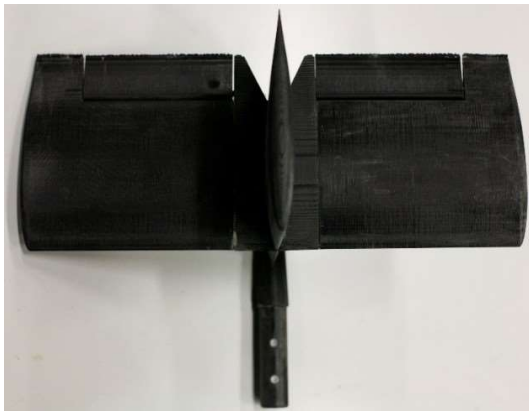
*Příloha 9: Model Klasického uspořádání, pohled 1.*

*Příloha 10: Model Motýlkového uspořádání, pohled 1.*

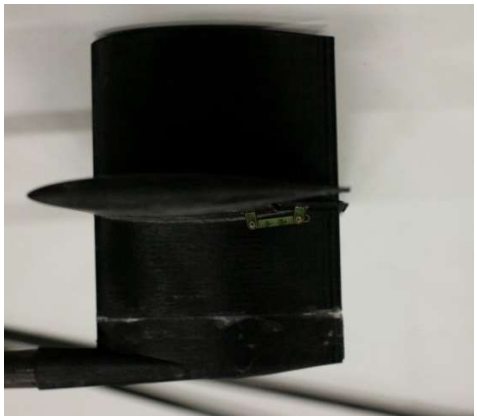
*Příloha 11: Model Klasického uspořádání, pohled 2.*

*Příloha 12: Model Motýlkového uspořádání, pohled 2.*

*Příloha 13: Model Klasického uspořádání, pohled 3.*



*Příloha 14: Model Křížového uspořádání, pohled 1*



*Příloha 15: Model Křížového uspořádání, pohled 2*

*Příloha 16: Model T uspořádání, pohled 1*

*Příloha 17: Model T uspořádání, pohled 2*

*Příloha 18: Detailní pohled na středovou svěrnou sponu*

*Příloha 19: Detailní pohled na pruty s úchytkou*

| | KU | | T | | X | | V | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| **Klapky** | **CL** | **CD** | **CL** | **CD** | **CL** | **CD** | **CL** | **CD** |
| 16° | 0.6562 | 0.1118 | 0.7274 | 0.1230 | 0.7274 | 0.1230 | 0.8784 | 0.1210 |
| 14° | 0.5951 | 0.0986 | 0.6614 | 0.1082 | 0.6614 | 0.1082 | 0.7801 | 0.0995 |
| 12° | 0.5341 | 0.0853 | 0.5951 | 0.0939 | 0.5951 | 0.0939 | 0.6919 | 0.0856 |
| 10° | 0.4692 | 0.0725 | 0.5284 | 0.0802 | 0.5284 | 0.0802 | 0.6046 | 0.0730 |
| 8° | 0.4076 | 0.0617 | 0.4615 | 0.0678 | 0.4615 | 0.0678 | 0.5126 | 0.0597 |
| 6° | 0.3435 | 0.0519 | 0.3942 | 0.0570 | 0.3942 | 0.0570 | 0.4281 | 0.0488 |
| 4° | 0.2822 | 0.0445 | 0.3266 | 0.0483 | 0.3267 | 0.0484 | 0.3411 | 0.0399 |
| 2° | 0.2193 | 0.0386 | 0.2589 | 0.0414 | 0.2589 | 0.0414 | 0.2573 | 0.0329 |
| 0° | 0.1583 | 0.0345 | 0.1908 | 0.0364 | 0.1908 | 0.0364 | 0.1770 | 0.0283 |
| -2° | 0.0990 | 0.0323 | 0.1227 | 0.0334 | 0.1227 | 0.0334 | 0.0990 | 0.0259 |
| -4° | 0.0391 | 0.0318 | 0.0544 | 0.0325 | 0.0544 | 0.0325 | 0.0205 | 0.0260 |
| -6° | -0.0220 | 0.0336 | -0.0141 | 0.0341 | -0.0141 | 0.0341 | -0.0580 | 0.0290 |
| -8° | -0.0841 | 0.0369 | -0.0826 | 0.0375 | -0.0826 | 0.0375 | -0.1360 | 0.0341 |
| -10° | -0.1463 | 0.0417 | -0.1513 | 0.0426 | -0.1513 | 0.0426 | -0.2131 | 0.0419 |
| -12° | -0.2104 | 0.0488 | -0.2200 | 0.0503 | -0.2200 | 0.0503 | -0.2889 | 0.0519 |
| -14° | -0.2732 | 0.0574 | -0.2888 | 0.0596 | -0.2888 | 0.0596 | -0.3634 | 0.0619 |
| -16° | -0.3363 | 0.0677 | -0.3575 | 0.0710 | -0.3575 | 0.0710 | -0.4367 | 0.0763 |

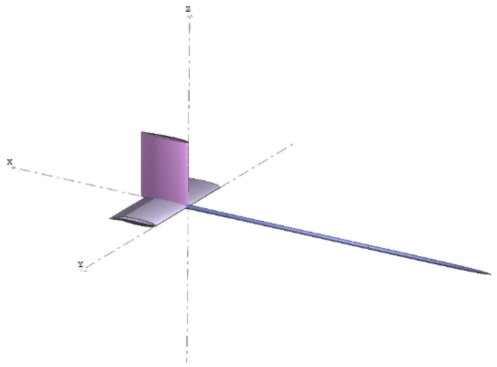
*Příloha 20: Tabulka hodnot koeficientů vztlaku a odporu ze simulací jednotlivých druhů ocasních ploch pro α=4°*

| | KU | | T | | X | | V | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| **Klapky** | **CL** | **CD** | **CL** | **CD** | **CL** | **CD** | **CL** | **CD** |
| 16° | 0.6562 | 0.1118 | 0.7274 | 0.1230 | 0.7274 | 0.1230 | 0.8784 | 0.1210 |
| 14° | 0.5951 | 0.0986 | 0.6614 | 0.1082 | 0.6614 | 0.1082 | 0.7801 | 0.0995 |
| 12° | 0.5341 | 0.0853 | 0.5951 | 0.0939 | 0.5951 | 0.0939 | 0.6919 | 0.0856 |
| 10° | 0.4692 | 0.0725 | 0.5284 | 0.0802 | 0.5284 | 0.0802 | 0.6046 | 0.0730 |
| 8° | 0.4076 | 0.0617 | 0.4615 | 0.0678 | 0.4615 | 0.0678 | 0.5126 | 0.0597 |
| 6° | 0.3435 | 0.0519 | 0.3942 | 0.0570 | 0.3942 | 0.0570 | 0.4281 | 0.0488 |
| 4° | 0.2822 | 0.0445 | 0.3266 | 0.0483 | 0.3267 | 0.0484 | 0.3411 | 0.0399 |
| 2° | 0.2193 | 0.0386 | 0.2589 | 0.0414 | 0.2589 | 0.0414 | 0.2573 | 0.0329 |
| 0° | 0.1583 | 0.0345 | 0.1908 | 0.0364 | 0.1908 | 0.0364 | 0.1770 | 0.0283 |
| -2° | 0.0990 | 0.0323 | 0.1227 | 0.0334 | 0.1227 | 0.0334 | 0.0990 | 0.0259 |
| -4° | 0.0391 | 0.0318 | 0.0544 | 0.0325 | 0.0544 | 0.0325 | 0.0205 | 0.0260 |
| -6° | -0.0220 | 0.0336 | -0.0141 | 0.0341 | -0.0141 | 0.0341 | -0.0580 | 0.0290 |
| -8° | -0.0841 | 0.0369 | -0.0826 | 0.0375 | -0.0826 | 0.0375 | -0.1360 | 0.0341 |
| -10° | -0.1463 | 0.0417 | -0.1513 | 0.0426 | -0.1513 | 0.0426 | -0.2131 | 0.0419 |
| -12° | -0.2104 | 0.0488 | -0.2200 | 0.0503 | -0.2200 | 0.0503 | -0.2889 | 0.0519 |
| -14° | -0.2732 | 0.0574 | -0.2888 | 0.0596 | -0.2888 | 0.0596 | -0.3634 | 0.0619 |
| -16° | -0.3363 | 0.0677 | -0.3575 | 0.0710 | -0.3575 | 0.0710 | -0.4367 | 0.0763 |

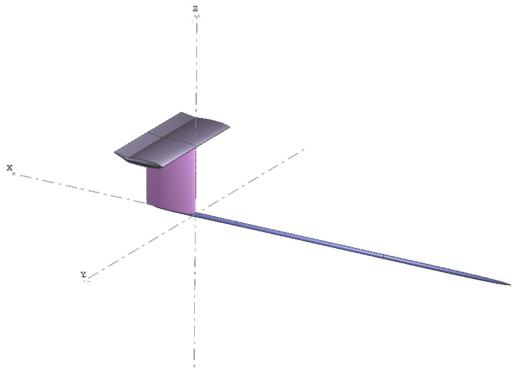
*Příloha 21: Tabulka hodnot vztlaku a odporu z měření v aerodynamickém tunelu jednotlivých druhů ocasních ploch pro α=4*

| | KU | | T | | X | | V | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| **Klapky** | **CL** | **CD** | **CL** | **CD** | **CL** | **CD** | **CL** | **CD** |
| 16° | 0.6562 | 0.1118 | 0.7274 | 0.1230 | 0.7274 | 0.1230 | 0.8784 | 0.1210 |
| 14° | 0.5951 | 0.0986 | 0.6614 | 0.1082 | 0.6614 | 0.1082 | 0.7801 | 0.0995 |
| 12° | 0.5341 | 0.0853 | 0.5951 | 0.0939 | 0.5951 | 0.0939 | 0.6919 | 0.0856 |
| 10° | 0.4692 | 0.0725 | 0.5284 | 0.0802 | 0.5284 | 0.0802 | 0.6046 | 0.0730 |
| 8° | 0.4076 | 0.0617 | 0.4615 | 0.0678 | 0.4615 | 0.0678 | 0.5126 | 0.0597 |
| 6° | 0.3435 | 0.0519 | 0.3942 | 0.0570 | 0.3942 | 0.0570 | 0.4281 | 0.0488 |
| 4° | 0.2822 | 0.0445 | 0.3266 | 0.0483 | 0.3267 | 0.0484 | 0.3411 | 0.0399 |
| 2° | 0.2193 | 0.0386 | 0.2589 | 0.0414 | 0.2589 | 0.0414 | 0.2573 | 0.0329 |
| 0° | 0.1583 | 0.0345 | 0.1908 | 0.0364 | 0.1908 | 0.0364 | 0.1770 | 0.0283 |
| -2° | 0.0990 | 0.0323 | 0.1227 | 0.0334 | 0.1227 | 0.0334 | 0.0990 | 0.0259 |
| -4° | 0.0391 | 0.0318 | 0.0544 | 0.0325 | 0.0544 | 0.0325 | 0.0205 | 0.0260 |
| -6° | -0.0220 | 0.0336 | -0.0141 | 0.0341 | -0.0141 | 0.0341 | -0.0580 | 0.0290 |
| -8° | -0.0841 | 0.0369 | -0.0826 | 0.0375 | -0.0826 | 0.0375 | -0.1360 | 0.0341 |
| -10° | -0.1463 | 0.0417 | -0.1513 | 0.0426 | -0.1513 | 0.0426 | -0.2131 | 0.0419 |
| -12° | -0.2104 | 0.0488 | -0.2200 | 0.0503 | -0.2200 | 0.0503 | -0.2889 | 0.0519 |
| -14° | -0.2732 | 0.0574 | -0.2888 | 0.0596 | -0.2888 | 0.0596 | -0.3634 | 0.0619 |
| -16° | -0.3363 | 0.0677 | -0.3575 | 0.0710 | -0.3575 | 0.0710 | -0.4367 | 0.0763 |

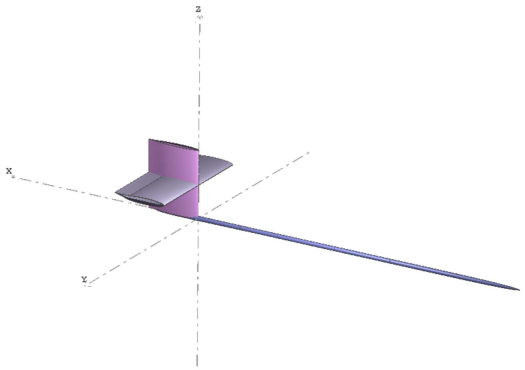
*Příloha 22: Tabulka hodnot koeficientů vztlaku a odporu vypočtených z naměřených hodnot vztlaku a odporu*



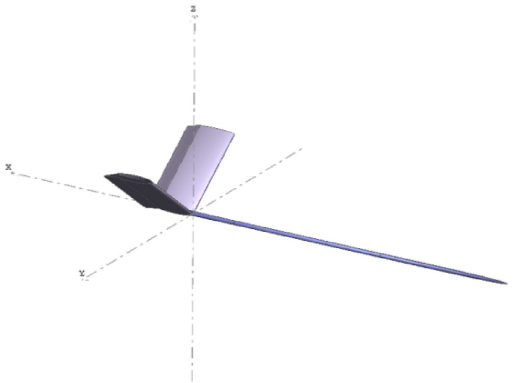
*Příloha 23: Model klasického uspořádání pro simulace s klapkami +12°*



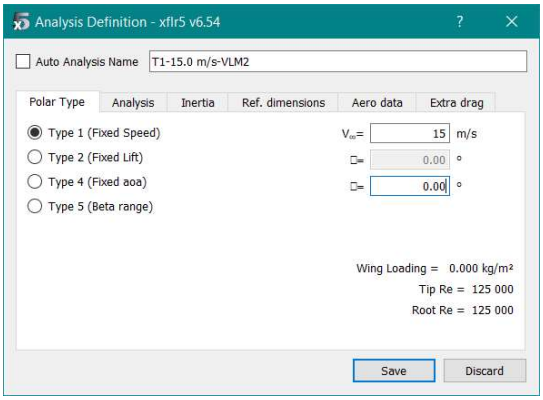
*Příloha 24: Model T uspořádání pro simulace s klapkami -16°*



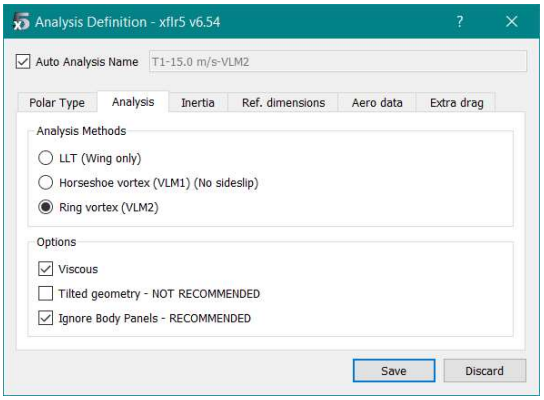
*Příloha 25: Model křížového uspořádání pro simulace s klapkami -10°*



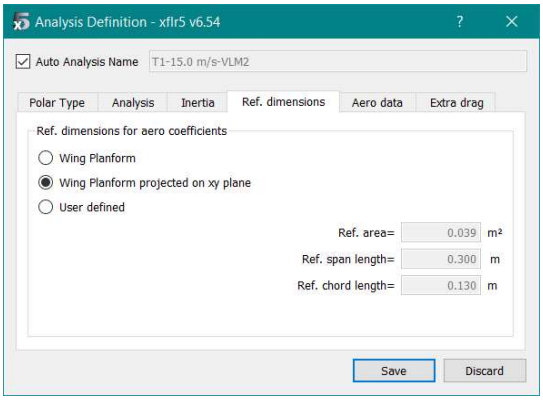
*Příloha 26: Model sdružených ocasních ploch pro simulace s klapkami +14°*



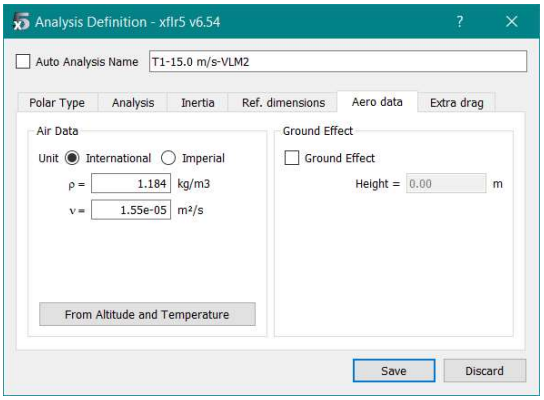

*Příloha 27: Nastavení simulace, typ poláry*




*Příloha 28: Nastavení simulace, metody analýzi*




*Příloha 29: Nastavení simulace, referenční rozměry*




*Příloha 30: Nastavení simulace, vlastnosti tekutiny*