



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

AERODYNAMICKÝ NÁVRH A VÝPOČET KLUZÁKU **"TWIN SHARK"**

AERODYNAMIC DESIGN AND ANALYSIS OF "TWIN SHARK" GLIDER

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

BC. LUDĚK KRMELA

VEDOUcí PRÁCE
SUPERVISOR

ING. ROBERT POPELA, PH.D.

BRNO 2010

VYMĚNIT ZA ORIGINAL

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2009/2010

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

student(ka): Bc. Luděk Krmela

který/která studuje v **magisterském navazujícím studijním programu**

obor: **Stavba letadel (2301T039)**

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

Aerodynamický návrh a výpočet kluzáku "Twin Shark"

v anglickém jazyce:

Aerodynamic design and analysis of "Twin Shark" glider

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Aerodynamický návrh moderního kluzáku na koncepční úrovni. Použití CFD prostředku a srovnání výsledku s klasickými metodami.

Cíle diplomové práce:

Základním cílem je provedení aerodynamického návrhu výkonného dvoumístného kluzáku s rozpětím křídel 20m a maximální vzletovou hmotností 850kg, který je určen pro pokračovací výcvik a sportovní létání. V rámci koncepčního návrhu provést výběr profiláže, detailní aerodynamický návrh kluzáku, ověřit stabilitu a určit základní výkony. Pro aerodynamický návrh použít jak klasické metody, tak CFD prostředky a porovnat výsledky obou přístupů.

VYMĚNIT ZA ORIGINAL

Seznam odborné literatury:

Thomas F., Fundamentals of Sailplane Design, Colege Park Press, USA, 1999

Hoerner S.F., Borst H.V., Fluid - Dynamic Lift, Hoerner Fluid Dynamics, Bakersfield, CA, USA, 1985

Hoerner S.F., Fluid - Dynamic Drag, Hoerner Fluid Dynamics, Bakersfield, CA, USA, 1985

Vedoucí diplomové práce: Ing. Robert Popela, Ph.D.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2009/2010.

V Brně, dne 20. 11. 2009

L.S.

prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.

Ředitel ústavu

prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.

Děkan fakulty

Abstrakt:

Obsahem práce je určení skutečných aerodynamických charakteristik klapkového profilu PW09-135 pomocí kalibračního výpočtu v CFD. Provedení CFD analýzy dílčích částí a celkové konfigurace kluzáku Twin Shark. Detailně je zkoumána kvalita obtékání trupu, přechodu křídlo-trup a jejich optimalizace. Na základě výsledků z CFD analýzy je provedeno vyšetření stability, statické zásoby a úhlu nastavení vodorovné ocasní plochy. Závěrem je zhodnocen přínos výsledků pro praxi.

Summary:

The thesis contains determination of real aerodynamics characteristics of PW09-135 flap airfoil with help of calibration method via CFD, followed by accomplishment of CFD analysis of parts and the whole Twin Shark glider. Detailed research and optimization was made to flow field quality of fuselage and wing fuselage junction. On the basis of CFD solution was determine a stability control, static margin and angle of attack of a horizontal stabilizer. The thesis concludes an evaluation of results applicability in praxis.

Klíčová slova

Twin Shark, klapkový profil PW09-135, kombinace křídlo-trup, stabilita, statická zásoba

Keywords

Twin Shark, flap airfoil PW09-135, wing-fuselage junction, stability, static margin

Krmela, Luděk, Bc., AERODYNAMICKÝ NÁVRH A VÝPOČET KLUZÁKU "TWIN SHARK", Brno:
Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2010, Vedoucí diplomové práce
Ing. Robert Popela, Ph.D.

Prohlášení

Tímto prohlašuji, že jsem byl seznámen s předpisy pro vypracování diplomové práce, a že jsem diplomovou práci, včetně příloh, vypracoval samostatně s použitím uvedené literatury, podkladů a rad vedoucího diplomové práce.

V Brně, dne 28. 5. 2010

.....

Bc. Luděk Krmela

Poděkování

Při této neopakovatelné příležitosti bych s pomocí několika řádků a z celého srdce rád poděkoval, za vždy velice povzbudivé a vsutku neocenitelné rady, Ing. Robertu Popelovi Ph.D. Bez jeho pomoci by tato práce nevznikla.

Obsah

1. Úvod	- 2 -
2. Seznámení se s letounem.....	- 3 -
2.1. Požadovaná koncepce kluzáku dle zadavatele	- 3 -
2.2. Zadavatelem preferované oblasti zkoumání v aerodynamice	- 6 -
3. Hardwarové a softwarové prostředky	- 7 -
4. Profil křídla PW09-135	- 8 -
4.1. 2D model výpočetní oblasti	- 9 -
4.2. Výpočetní síť	- 10 -
4.3. Výpočet a nastavení programu Fluent	- 13 -
4.4. Výsledky	- 16 -
4.5. Závěr	- 24 -
5. Změna trupu, modifikace vzájemné polohy křídlo-trup	- 25 -
5.1. Model konfigurace křídlo-trup	- 25 -
5.2. Výpočetní síť	- 26 -
5.3. Výpočet a nastavená programu.....	- 29 -
5.4. Vývoj tvaru trupu	- 31 -
5.5. Analýza proudového pole kolem trupu	- 31 -
5.6. Změna vertikální polohy křídlo-trup.....	- 33 -
5.7. Zkroucení křídla výchozí varianty TRUP 3, POSUV 2	- 35 -
5.8. Optimalizace tvaru trupu.....	- 37 -
6. Úhel nastavení VOP	- 42 -
6.1. Určení statické zásoby letounu.....	- 47 -
6.2. Úhel nastavení VOP	- 58 -
6.3. Závěr	- 61 -
7. Celkový závěr.....	- 62 -
8. Seznam použité literatury	- 62 -
9. Seznam zkratk a indexů.....	- 63 -
10. Seznam symbolů	- 64 -
11. Seznam příloh	- 65 -

1. Úvod

Projekt TWIN SHARK je průmyslový projekt vyvíjený společností HPH, Kutná Hora od roku 2009. Snahou společnosti HPH je vyvinout kluzák nové generace, jenž reaguje na potřebu nového cvičného kluzáku pro aerokluby v České republice. Důvodem je dobíhající životnost kluzáků L-13 Blaník, na kterých naprostá většina aeroklubů cvičí nové plachtaře, a absence jejich náhrady. Výroba letounu L-13 a L-23 byla totiž jejich výrobcem ukončena.

Již od počátku se uvažuje kluzák ve dvojím provedení. První, prozatím preferovanější, verze určená k výcviku s rozpětím 17,5m a na to navazující závodní verze s rozpětím 20m. Sportovní létání ve dvou je v poslední době stále populárnější, a tak i Twin Shark má ambice uspět v této kategorii.

Projekt byl rozdělen do několika oblastí výzkumu. Na řešení v oblasti aerodynamiky se podílí především: Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., Ústav termomechaniky AV ČR a Letecký ústav VUT v Brně, a právě poslední jmenovaný umožnil i mně podílet se na vývoji tohoto kluzáku.

V době kdy jsem do projektu vstoupil byl již hotov předběžný návrh 20m sportovní verze kluzáku, tzn. tvar křídla a ocasních ploch, včetně profilů, tvar trupu s pevně daným pilotním prostorem a přechody křídlo-trup. Tvar křídla spolu s profily a jejich rozložením po rozpětí byly dobře optimalizovány výpočtem, avšak jejich skutečné reálné charakteristiky nebyly měřeny. V oblasti tvaru trupu a přechodu křídlo-trup se jednalo pouze o odhad možného řešení.

Původní cíle mojí práce bylo proto potřeba přehodnotit a zaměřit se na oblasti, které by přispěly k dalšímu rozvoji projektu. Z praktické stránky nemělo smysl začít navrhnout vlastní řešení od začátku.

HPH projevilo zejména zájem o komplexní řešení proudění na celé konfiguraci kluzáku pomocí CFD. Ze znalosti obtékání je pak možné identifikovat potenciální problémy a navrhnout možný směr optimalizace nevyhovujících částí. Využitím stejného nástroje pak porovnat dosavadní výsledky výpočtů provedených u profilů pomocí panelové metody. V zájmu posunu projektu taktéž získat základní data letových vlastností.

Moje práce se soustředila na použití CFD výpočetních metod zejména v těchto oblastech:

- Kalibrační výpočet, podle kterého je možné odhadnout skutečné charakteristiky profilů.
- Určení charakteru proudění kolem trupu, optimalizace přechodu křídlo-trup a možné snížení odporu trupu.
- Na základě již prozkoumané kombinace křídlo trup, určení jejího klopivého momentu, z něhož je možné přistoupit k dalšímu kroku, kterým je určení statické zásoby letounu pro různé centráže a nastavení klapek.
- Určit úhel nastavení VOP, případně navrhnout změnu její mohutnosti.

2. Seznámení se s letounem

2.1. Požadovaná koncepce kluzáku dle zadavatele

Kluzák Twin Shark je navržen jako dvousedadlový středo/hornoplošník s křídlem vybaveným flaperonem po celém rozpětí. Ocasní plochy jsou uspořádány do T. Od počátku se bere zřetel na to, že kluzák bude vyvíjen ve dvou verzích, první cvičné a druhé pro pokračující výcvik a soutěžní létání s co nejlepšími výkony. Trup a ocasní plochy zůstávají pro obě verze shodné. Základní rozměry jsou v Tab.: 2.1-1.

		TWIN SHARK 20m	TWIN SHARK Trainer
Křídlo	Rozpětí	20 m	17,5 m
	Plocha křídla	16.2 m ²	15,4 m ²
	Štíhlost	24,7	19,9
Trup	Délka	8,1 m	
	Šířka	0,76 m	
	Výška	1,75 m	
	Výška kabiny	1,08 m	
VOP	Rozpětí	3,2 m	
	Plocha	1,6 m ²	
	Štíhlost	6,4	
SOP	Výška	1,6 m	
	Plocha	1,6 m ²	
	Štíhlost	1,6	
VZLETOVÁ HMOTNOST		850 kg	650 kg

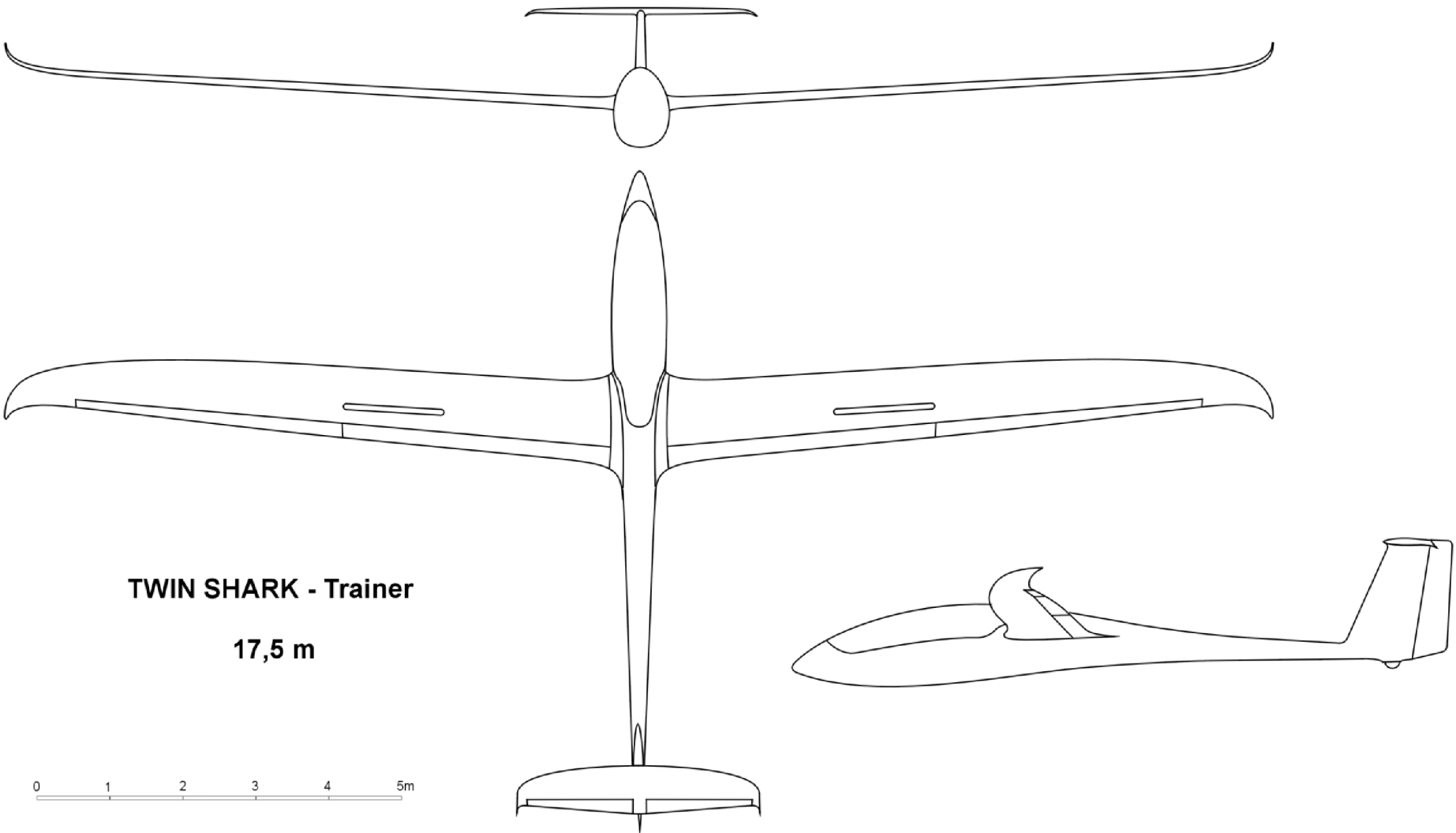
Tab.: 2.1-1

- **Křídlo**

U obou verzí se počítá s použitím konstrukčně i aerodynamicky podobných křídel, která jsou však vyvíjena bez vzájemné tvarové shodnosti. Shodné jsou pouze díly, jako brzdící štíty, mechanismy řízení apod. Křídlo je vybaveno flaperonem po celém rozpětí, který vhodně kombinuje funkce vztlakové a rychlostní klapky. Brzdící štíty jsou klasické třídílné. V dutině křídla se přepokládá umístění integrálních přítěžových nádrží a palivových nádrží.

- **Trup**

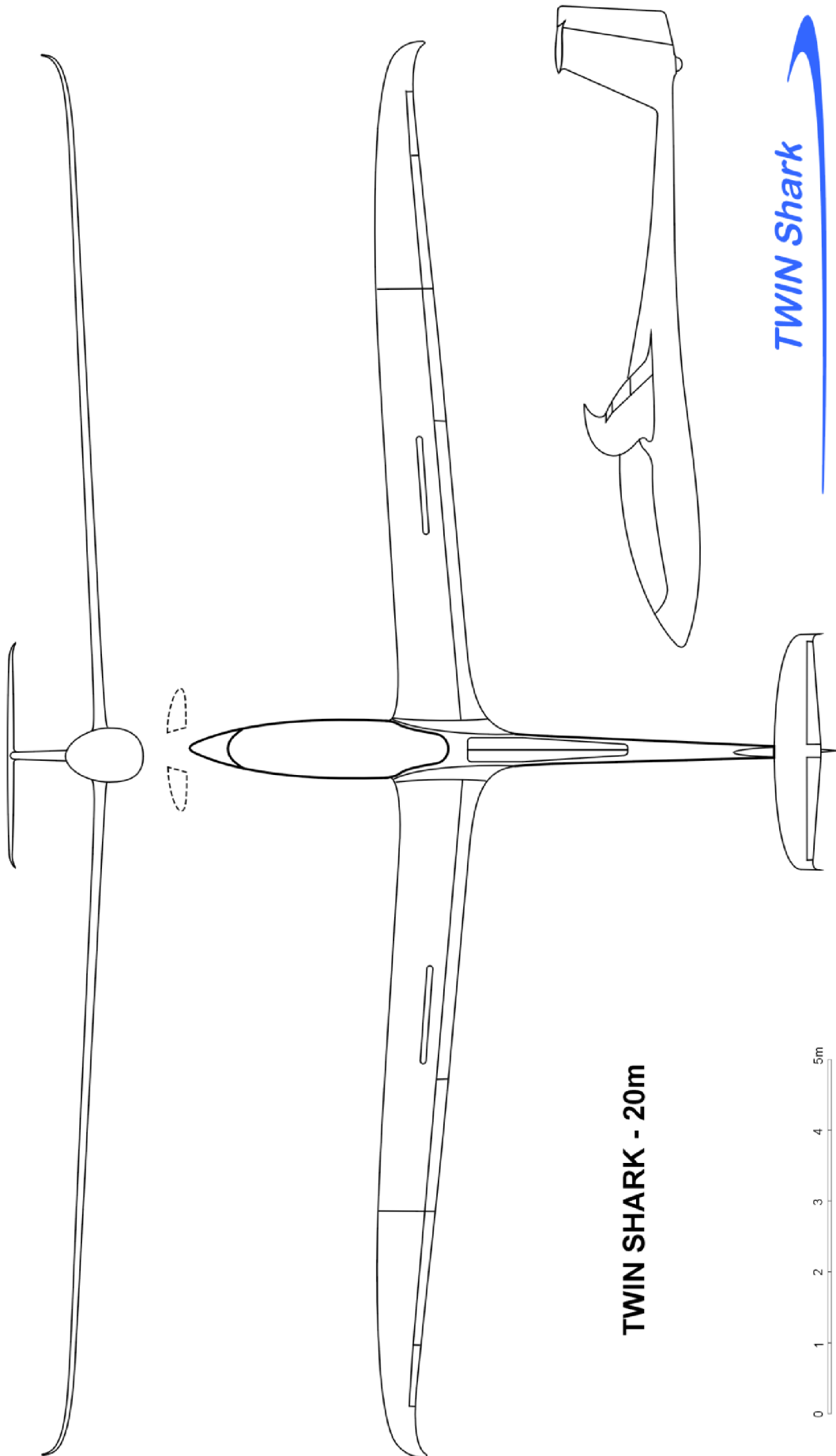
Tvar trupu je vhodně navržen tak, aby svou funkcí, propojení křídla, ocasních ploch, pojmutí dvou pilotů a motoru, plnil s co nejmenším odporem. Pilotní kabina je navržena pro dva piloty, kteří sedí stupňovitě za sebou, aby i zadní pilot měl dobrý výhled. Zadní sedadlo je co nejbližší těžišti tak, aby mohl být kluzák bez problému provozován v obsazení sólo. Trup musí být uzpůsoben pro umístění motoru k samostatnému startu.



TWIN SHARK - Trainer

17,5 m

0 1 2 3 4 5m



Obr.: 2.1-2, Zdroj HPH dokument TWIN SHARK, 2009

- **Ocasní plochy**

Kýl je integrální součástí trupu s tím, že bude obsahovat vyrovnávací vodní nádrž. VOP je klasická s ovládaným kormidlem. Stabilizátor je nastavitelný ve funkci vyvážení i pro kompenzování změny tíživosti, která vzniká použitím flaperonů, případně motoru.

2.2. Zadavatelem preferované oblasti zkoumání v aerodynamice

- **Návrh křídla**

Určení tvaru křídla, profilu, změny profilu po rozpětí u sportovní verze. Zakončením křídla minimalizovat indukovaný odpor volbou vhodného tvarování a profilem wingletů. Zhodnotit vhodnost použití přídavných kachních ploch v přední části trupu.

- **Návrh trupu**

Nalezení optimálního tvaru zúžení za křídlem za účelem minimalizace odporu samotného trupu. Omezení negativní interakce jednotlivých částí kluzáku, především interakce křídlo-trup a ocasních ploch. Prozkoumání podkovovitého víru v kořenové části křídla a jeho potlačení. Vybrat vhodnou pohonnou jednotku pro samostatný start.

V této práci je z toho řešeno:

- Nalezení optimálního tvaru trupu
- Minimalizace odporu
- Omezení interakce křídlo-trup

3. Hardwarové a softwarové prostředky

- **Hardware**

Šest PC se čtyř-jádrovým procesorem:

- Procesor: Intel (R) Core(TM)2 Quad CPU Q9550 @ 2.83GHz
- Paměť RAM: 3.25GB RAM

Šest PC s dvou-jádrovým procesorem:

- Procesor: Intel (R) Core(TM)2 Duo CPU E6850 @ 3.00GHz
- Paměť RAM: 2.00GB RAM

- **Software**

- Operační systém: Microsoft Windows XP Professional, 32 - bit, Version 2002, Service Pack 3
- 3D modelář: Dassault Systemes Catia.V5R18.B18, Non commercial version
- Program pro tvorbu sítě: ANSYS ICEM CFD 12.1, Non commercial version
- Řešič: ANSYS Fluent 12.1.4, Non commercial version

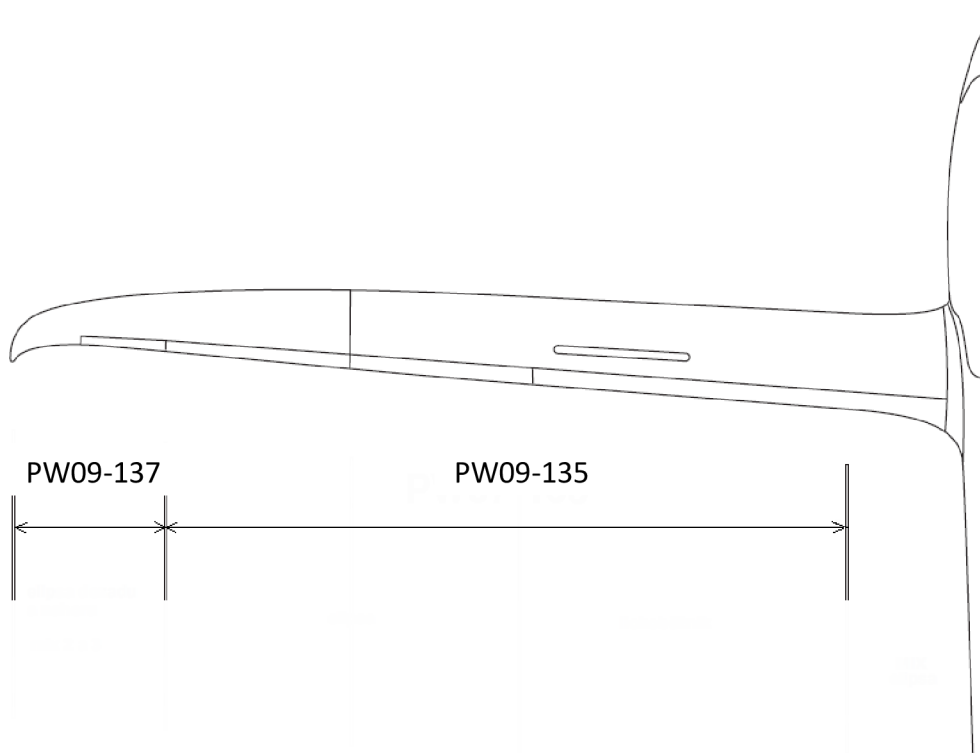
4. Profil křídla PW09-135

Profily křídla a ocasních ploch jsou navrženy v: *Popelka, Lukáš, Zpráva VSP 1107, Klapkové profily PW HPH09-135 a PW HPH09-137, studie Shark2, Praha 2009*. Výsledkem této zprávy jsou optimalizované klapkové profily PW09-137 a PW09-135 navržené pro výkonnostní kluzák Twin Shark 20m. Pro optimalizaci těchto profilů je použit výpočetní software xFoil, program založený na 2D panelové metodě. Dosahovaná predikce součinitele odporu je velice přesná a sklon vztlakové čáry taktéž velice dobře odpovídá skutečnému průběhu. Problém nastává při určení maximálního součinitele vztlaku C_{Lmax} , který bývá často až o 30% nadhodnocen oproti reálnému C_{Lmax} .

K účelu potvrzení, či vyvrácení dosavadních výsledků je proto v této práci použita principiálně odlišná metoda řešení, CFD, což nám dává další náhled na reálné hodnoty charakteristik.



Obr.: 4-1, PW09-135

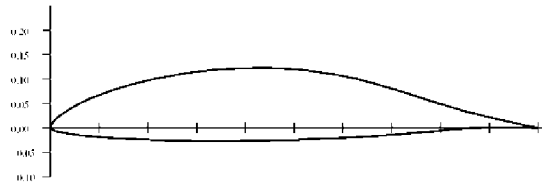


Obr.: 4-2, Rozdělení profilů po rozpětí

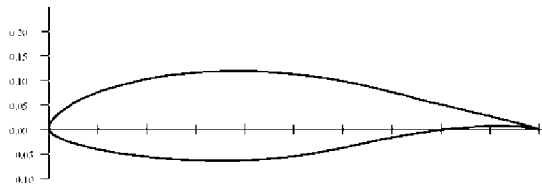
Profil PW09-135 (Obr.: 4-1), jenž je uplatněn po většině rozpětí křídla (Obr.: 4-2), byl zvolen jako referenční pro kalibrační výpočet charakteristik. Vzhledem k tomu, že tento profil nebyl měřen v aerodynamickém tunelu, bylo nutné porovnat měřené a vypočtené charakteristiky jiných, tvarem nebo průběhem charakteristik, podobných profilů, u kterých jsou tato měření známa. Z porovnání měření a výpočtu těchto profilů jsme schopni předpovědět reálné hodnoty parametrů pro i profil PW09-135.

Pro kalibrační výpočet byly vybrány tyto profily:

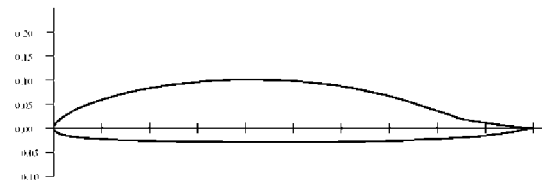
- FX67-K-150/7



- FX61-184

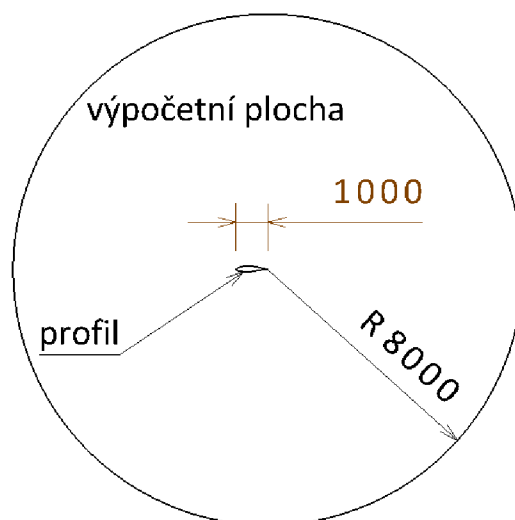


- AH93-K-131/15



4.1. 2D model výpočetní oblasti

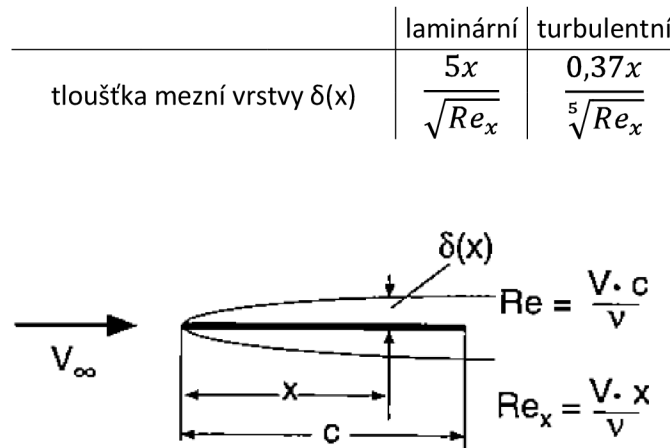
Soubor souřadnic v obvyklém formátu byl načten do programu Catia V5. Následným proložením těchto bodů křivkou „*spline*“ dostáváme obrys profilu, kolem kterého je vytvořena plocha - oblast pro tvorbu výpočetní sítě. Kruhová plocha má poloměr osminásobku hloubky profilu, což je dostatečné k omezení vzájemné interakce profilu a okrajové podmínky okolí, Obr.: 4.1-1.



Obr.: 4.1-1, CAD model pro tvorbu sítě

4.2. Výpočetní síť

U výpočetní sítě se snažíme především zajistit dostatečnou kvalitu v oblasti mezní vrstvy profilu, znalost jejích parametrů je proto zásadní. Tloušťka mezní vrstvy je dána empirickým vztahem:



Obr.: 4.2-1, Zdroj: *Fundamentals of Sailplane Design*, Fred Thomas

Oblast rychlostí, pro kterou bude daná úloha prioritně řešena, je popsána v: *Popelka, Lukáš, Zpráva VSP R0110, HPH TwinShark 17.5m: optimization criteria, design constraints and initial aerodynamic data, Praha 2009*. Pro přeletovou část mise kluzáku je zvolena rychlost $V=130\text{km/h}=36,1\text{m/s}$.

Výpočet tloušťky turbulentní mezní vrstvy pro polovinu hloubky střední aerodynamické tětiny

$$x = \frac{C_{SAT}}{2} = \frac{0,8\text{m}}{2} = 0,4\text{m}$$

Pozn.: C_{SAT} viz. kap.6

Reynoldsovo číslo pro hloubku $x=0,4\text{m}$

$$Re_x = \frac{V \cdot c}{\nu} = \frac{36,1\text{m/s} \cdot 0,4\text{m}}{1,78 \cdot 10^{-5}\text{m}^2/\text{s}} = 0,811 \cdot 10^{-6}$$

a tloušťka mezní vrstvy je

$$\delta(x) = \frac{0,37x}{\sqrt[5]{Re_x}} = \frac{0,37 \cdot 0,4\text{m}}{\sqrt[5]{0,811 \cdot 10^{-6}}} = 9,73 \cdot 10^{-3}\text{m}$$

Pro tuto tloušťku jsou elementy orientovány podél stěny profilu. Vhodnost takové orientace elementů tkví v tom, že jsou maximálně potlačeny disipativní toky kolmé na stěnu profilu, které způsobují „rozmazání“ mezní vrstvy. V opačném případě je nutné použít mnohem hustší síť pro dosažení stejně přesných výsledků.

Sít v mezní vrstvě musí být taktéž dostatečně hustá ve směru kolmém na plochu, to proto, aby byla schopna dobře zachytit velký gradient růstu rychlosti v mezní vrstvě. K ověření kvality sítě v programu Fluent lze použít parametr y^+ [ypsilon plus], daný vztahem

$$y^+ = \frac{y}{\mu} \sqrt{\rho \cdot \tau_w}$$

, kde y je vzdálenost od hrany elementu k jeho středu, μ dynamická viskozita, ρ hustota média a τ_w je smykové napětí na stěně elementu. Parametr y^+ dává do poměru vlastnosti média, gradientu růstu rychlosti v mezní vrstvě a velikost elementu.

Je-li hodnota $y^+ < 1$, znamená to, že síť je dostatečně hustá pro zachycení rychlostního gradientu, je-li nad 30, pak program použije pro gradient rychlosti předem určený poloempirický průběh. Hodnotu y^+ je tedy nutné ověřit na několika předvýpočtech s různou hustotou sítě a tloušťkou první vrstvy.

Pro předvýpočet byly vytvořeny tři sítě, lišících se hustotou elementů v mezní vrstvě, Tab.: 4.2-1.

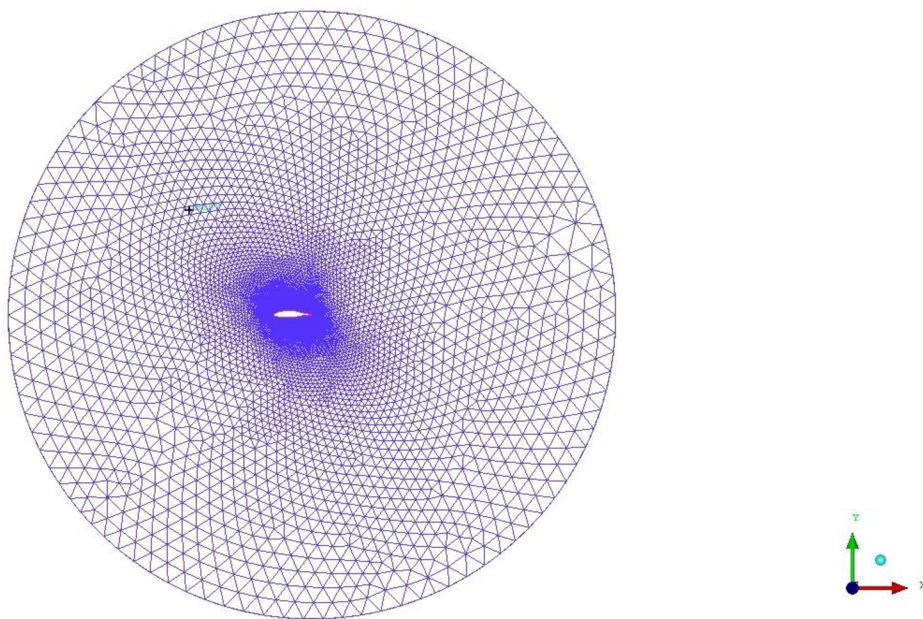
sít č.	tloušťka první vrstvy t_1 [m]	přibližný počet elementů N[-]
1	1.00E-04	7.00E+04
2	1.00E-05	8.50E+04
3	1.00E-06	9.00E+04

Tab.: 4.2-1

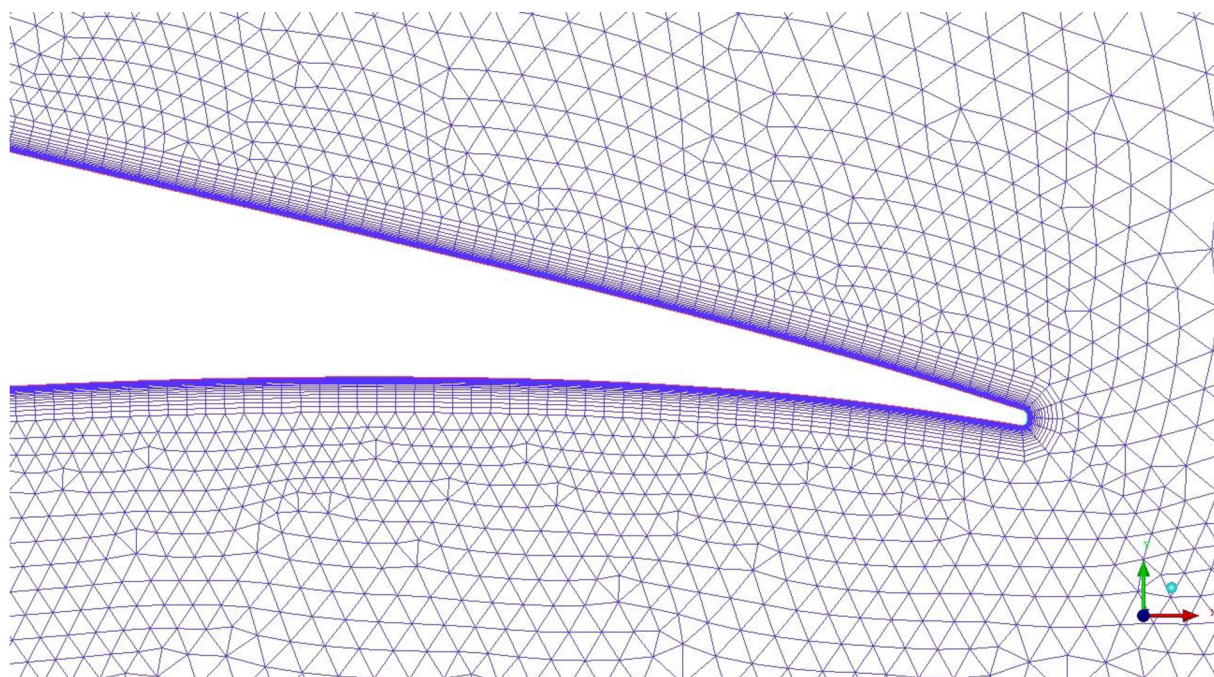
Podmínce $y^+ < 1$ na drtivě většině povrchu profilu vyhovovala síť č. 2. Stejně tak vyhovuje celková tloušťka kvadratických elementů mezní vrstvy. Použití jemnější sítě č. 3 je zbytečné. Výsledné parametry výpočetní sítě č. 2 jsou:

- Tloušťka první vrstvy $t_1 = 1e-5m = 0,01mm$
- Celkem 25 vrstev s exponenciálním koeficientem růstu tloušťky 1,2
- Celková tloušťka kvadratické vrstvy $t = 1 \cdot 10^{-2}m = 10mm$
- Velikost elementu je na náběžné hraně 1mm, na profilu 2mm a na odtokové hraně 0,4mm
- Velikost elementu na kružnici ohraničující prostor je 512mm

Vykreslení sítě je na Obr.: 4.2-2, Obr.: 4.2-3.



Obr.: 4.2-2, Celkový pohled



Obr.: 4.2-3, Detail odtokové hrany

4.3. Výpočet a nastavení programu Fluent

Jako program pro řešení CFD byl použit program ANSYS Fluent 12.1.4 v módu pro 2D výpočet s následujícím nastavením:

- **Řešič**

Byl zvolen typ *Pressure-Based*, tedy řešič založený na získání tlakového pole řešením rovnice tlaku, které dostane odvozením z rovnice kontinuity a rovnice hybnosti. Navíc, tento řešič byl primárně vyvinut pro nízkorychlostní úlohy, kde je $Ma < 0,1$.

Při pokusu s modely *Pressure* a *Density - Based* se ukázalo, že pro danou skupinu úloh vychází *Pressure-Based* model jako mnohem rychleji konvergující, až dvojnásobně, oproti *Density-Based*.

- **Turbulentní model**

Na pokusech provedených bez turbulentního modelu, tzn. s laminárním modelem, se ukázala jako velice přesná predikce odporu, která je tak problematická u CFD výpočtu. Bohužel, vzhledem v nulové dodávané disipaci, tedy nulovému tlumení, se výpočty ukázaly, zejména při větších úhlech náběhu, jako divergentní.

To také odpovídá skutečnosti. Pro malé úhly náběhu, $\alpha < 3$, je na většině profilu laminární mezní vrstva, a proto také laminární model dobře popisuje proudové pole kolem profilu. S rostoucím úhlem náběhu, $\alpha > 6$, roste podíl turbulentní mezní vrstvy, tento stav však již laminární model není schopen popsat a nemá tak stabilní řešení. Musíme proto použít turbulentní model, tím však předpokládáme turbulentní mezní vrstvu po celé hloubce profilu a tím pádem je informace o odporu zkreslená, až dvojnásobně větší. Avšak, chceme-li mít stabilní řešení, je použití turbulentního modelu pro všechny úhly náběhu nevyhnutelné

Dobrý kalibrační výpočet vyžadoval použití alespoň dvou turbulentních modelů pro lepší zhodnocení výsledků a vzájemné porovnání. Zvoleny byly turbulentní modely *Spalart-Allmaras* s jednou přídatnou rovnicí a *Transition k-kl-omega* se třemi rovnicemi.

- **Parametry média**

Plynné prostředí odpovídá standardnímu nastavení vzduchu v programu:

- Hustota vychází ze stavové rovnice ideálního plynu
- Dynamická viskozita $\mu = 1.7894e-05$ kg/m.s

- **Okrajové podmínky**

Výpočetní doména je dělena na následující zóny:

- Okrajová podmínka *Wall* předepisuje nulovou rychlost na povrchu stěny (profilu).
- *Pressure Far Field* nastavuje parametry okolí odpovídající atmosférickým podmínkám

- **Machovo číslo**

Machovo číslo vychází z Reynoldsových čísel pro které byly profily počítány: *Popelka*, *Lukáš*, *Zpráva VSP 1107*, *Klapkové profily PW HPH09-135 a PW HPH09-137*, *studie Shark2*, *Praha 2009*, tedy $Re = 1,26 \cdot 10^6$.

$$Re = \frac{V \cdot c_{SAT}}{\nu}$$

$$V = \frac{Re \cdot \nu}{c_{SAT}} = \frac{1,26 \cdot 10^6 \cdot 1,78 \cdot 10^{-5} \text{m}^2/\text{s}}{0,801 \text{m}} = 28,0 \text{m/s}$$

$$Ma = \frac{V}{c} = \frac{28,0 \text{m/s}}{340,6 \text{m/s}} = 0,822$$

- **Velikost turbulence**

Poměrná velikost turbulence je stanovena na 0,02m, což představuje víry o velmi malých rozměrech. Intenzita turbulence 0,2% odpovídá běžným atmosférickým podmínkám i laminárnímu aerodynamickému tunelu, ve kterém byly měřeny profily řady Wortmann, Wortmann, Xaver Franz, Stuttgarter Profilkatalog I, Braunschweig/Wiesbaden 1979.

- **Teplota**

Odpovídá podmínkám 0m MSA.

- $T=288,15\text{K}$

- **Referenční tlak**

Hodnota referenčního tlaku odpovídá podmínkám 0m MSA, $p=101325\text{Pa}$. Jestliže je pracovní tlak nastaven na hodnotu odpovídající 0m MSA, pak program tuto hodnotu bere jako referenční a další výpočty provádí pouze s odchylkami od toho tlaku. Je to výhodné zejména pro nízkorychlostní výpočty s $Ma < 0,1$, kde jsou změny tlaku relativně malé a mohlo by pak docházet k zaokrouhlovacím chybám.

- **Metoda řešení**

Pro řešení tlakově-rychlostního provázání je zvoleno schéma SIMPLE. Algoritmus SIMPLE řeší rovnice odděleně, takže potřebuje méně paměti ke svému výpočtu. Právě pro jeho menší náročnost byl zvolen, byť konverguje pomaleji než schéma COUPLED, které řeší rovnice provázaně.

Přesnost druhého řádu je použita pro všechny neznámé. Dosahuje dobré přesnosti řešení, vzhledem k tomu, že hodnoty aproximuje ze dvou sousedních buněk v každém směru, na rozdíl od řešení prvního řádu využívající jen jednu buňku. Protože řešení neobsahuje žádná místa s extrémním gradientem vlastních proměnných, jako je rázová vlna, kde by mohlo docházet k problémům se stabilitou metody druhého řádu, je vhodnost tohoto použití přesnosti namístě.

Použití přesnosti třetího řádu bylo shledáno jako zbytečně náročné na výpočetní výkon, a proto nebylo použito.

- **Under relaxation factors**

Under relaxation factors jsou nastaveny standardně. Jejich hodnoty jsou sníženy pouze pro větší úhly náběhu ($\alpha > 9^\circ$) tak, aby omezovaly příliš velký „skok do budoucna“ a tím nestabilitu řešení.

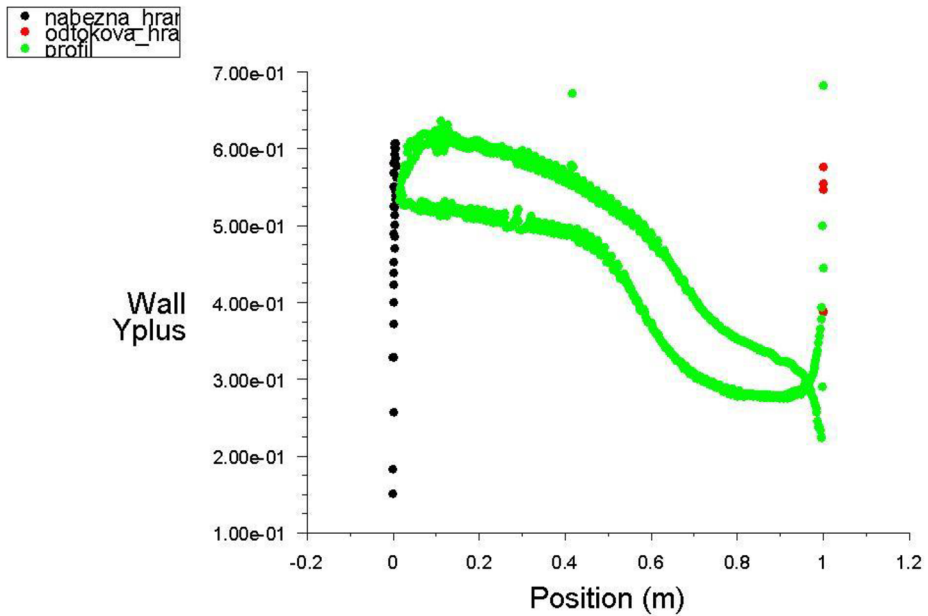
• **Shrnutí nejdůležitějších nastavení**

Solver	Type Formulation Time	Pressure-Based Absolute Steady	
Turbulent Model	Spalart-Allmaras k-kl-omega	Default Default	
Material	Air	Default	
Boundary Conditions	Náběžná hrana Profil Odtoková hrana Okolí	Wall Wall Wall Pressure far field Mach Number Turbulent intensity Turbulent length scale Temperature	0.0822 0.2 % 0.02 m 288.15 K
Operating Conditions	Pressure	Operatin pressure	101325 Pa
Solution Method	Under-Relaxation Factors	Gradient Pressure Density Monetum Modified Turbulent viscosity Energy	Least Squares Cell Based Standard Second Order Upwind Second Order Upwind Second Order Upwind Second Order Upwind
Solution Controls	Spatial Discretization alfa<9°	Pressure Density Body Forces Momentum Modified Turbulent viscosity Trubulent viscosity Energy	0.3 1 1 0.7 0.8 1 1
	Spatial Discretization alfa>9°	Pressure Density Body Forces Momentum Modified Turbulent viscosity Trubulent viscosity Energy	0.3 0.8 0.8 0.5 0.6 0.8 0.8

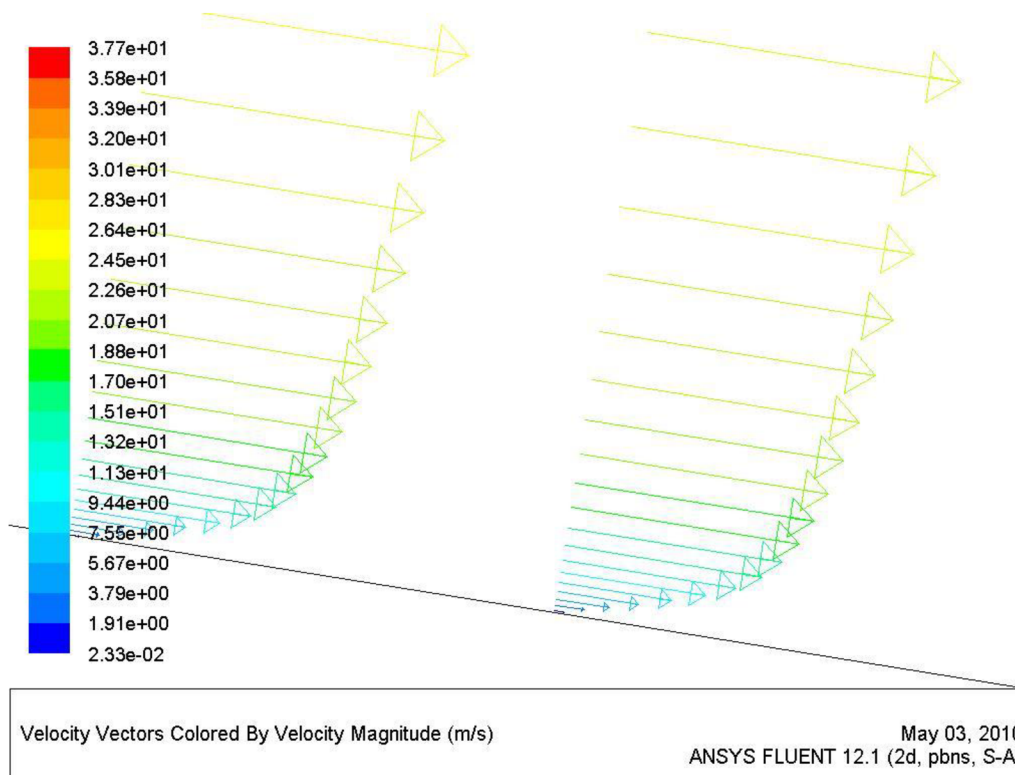
Tab.: 4.3-1, Nastavení parametrů výpočtu

4.4. Výsledky

Vzhledem k časové náročnosti CFD výpočtu bylo nutné zvolit jistý krok pro výpočet charakteristik profilu. Rozumná hodnota kroku pro úhel náběhu se ukázala $\Delta\alpha=3^\circ$. Výpočet u všech profilů začíná od hodnoty $\alpha=0^\circ$ až do $\alpha=15^\circ$, pokud bylo řešení stabilní.



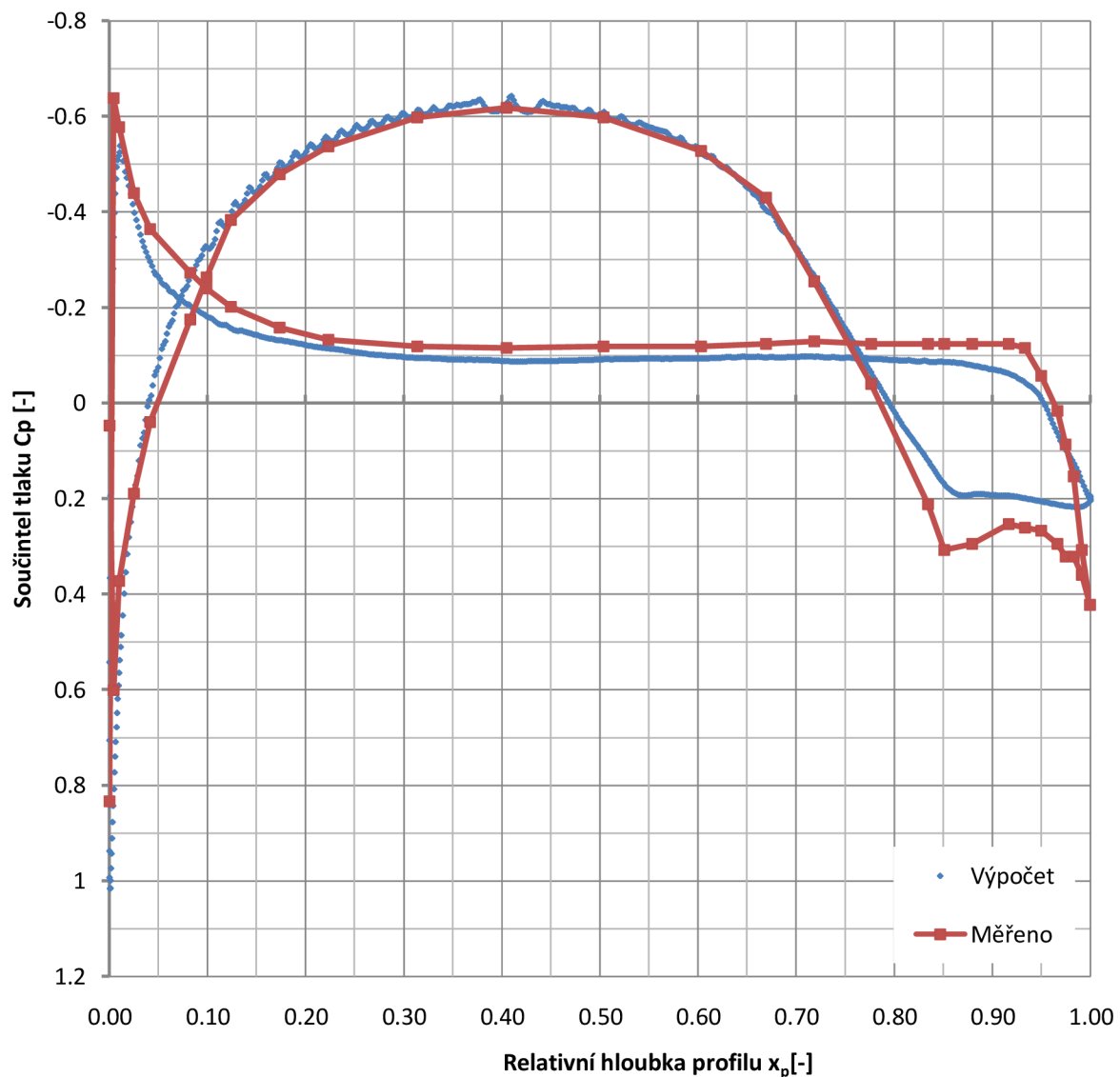
Obr.: 4.4-1, Průběh y^+ po hloubce profilu AH 93-K-131/K, $\alpha=0^\circ$



Obr.: 4.4-2, Průběh rychlosti v mezní vrstvě profilu AH 93-K-131/K, $\alpha=0^\circ$

Obr.: 4.4-1 ukazuje rozložení y^+ po hloubce. Jeho hodnota vyhovuje podmínce dobré kvality sítě, tedy $y^+ < 1$. Na následujícím Obr.:4.4-2 je zobrazen gradient rychlosti v turbulentní mezní vrstvě. Strmý gradient skutečně odpovídá všeobecnému předpokladu pro turbulentní mezní vrstvu.

Základem CFD simulací je maximálně možně dobré popsání skutečných fyzikálních podmínek proudícího média, je proto nutné se přesvědčit, zda rozložení veličin odpovídá reálnému (měřenému) průběhu. Nejjednodušším způsobem je porovnání průběhu součinitele tlaku C_p po hloubce vybraného profilu. Z Obr.: 4.4-3 je patrné, že průběh C_p po hloubce docela dobře odpovídá měření, můžeme tak způsob simulace považovat za použitelný pro další výpočty.



Obr.: 4.4-3, Průběh součinitel tlaku po hloubce, profil AH 93-K-131/K, $\alpha=0^\circ$

Získané výsledky vztakových čar všech tří kalibračních profilů jsou na Obr.: 4.4-4, Obr.: 4.4-5, Obr.: 4.4-6. Je patrné, že ve všech případech, a to jak pro S-A i K-KL-omega turbulentní model, jsou všechny hodnoty součinitele vztaku u vyšších úhlů náběhu nadhodnoceny.

Vypočítané (nadhodnocené) charakteristiky jsou dány do poměru s jejich měřeními (reálnými) charakteristikami, tím dostáváme poměr

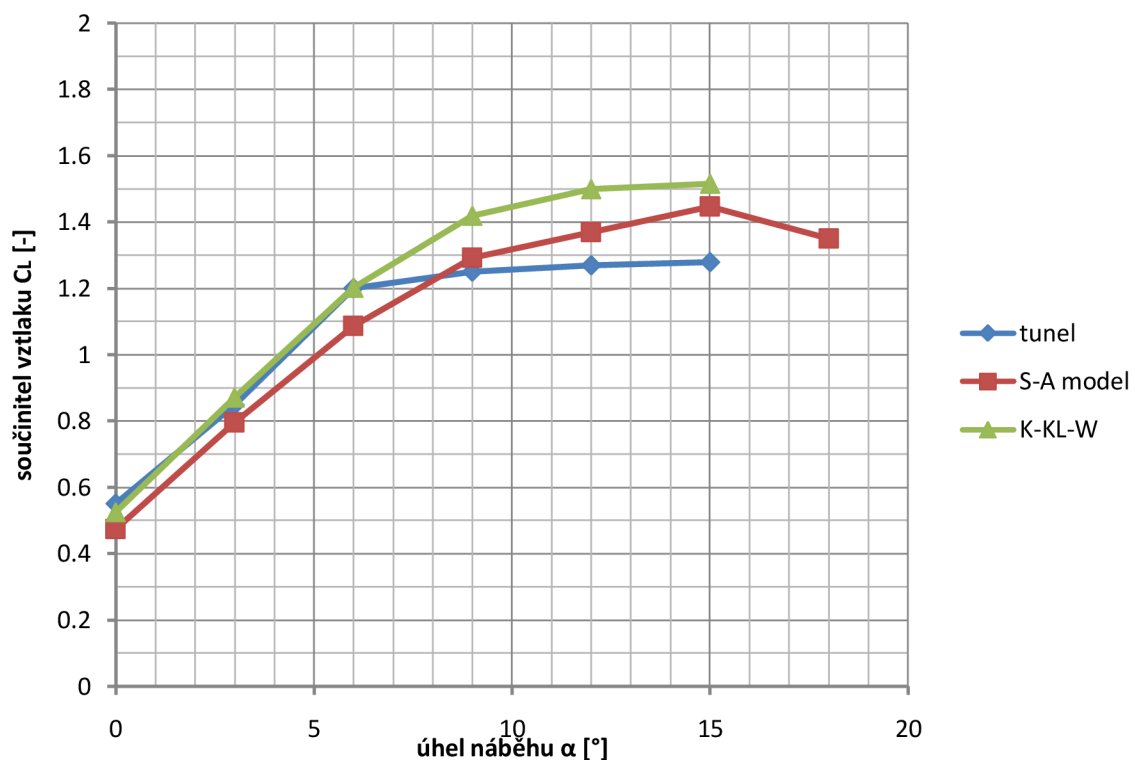
$$R = \frac{\text{měřená}}{\text{vypočtená}}$$

Příklad měřených a vypočtených charakteristik, s jedním turbulentním modelem a s poměrem R , je uveden pro profil FX 67-K-150/7, $Re=1,5e6$ v Tab.: 4.4-1.

Měřené hodnoty				CFD výpočet, S-A model				Měřeno/Vypočteno		
α [°]	c_l [-]	c_D [-]	$c_{m0.25}$ [-]	α [°]	c_l [-]	c_D [-]	$c_{m0.25}$ [-]	R_{c_l} [-]	R_{c_D} [-]	$R_{c_{m0.25}}$ [-]
0	0.55	0.01	-0.09	0	0.47	0.01	-0.10	1.16	0.56	0.92
3	0.85	0.01	-0.10	3	0.80	0.01	-0.10	1.07	0.63	0.98
6	1.20	0.01	-0.10	6	1.09	0.02	-0.10	1.11	0.41	0.98
9	1.25	0.01	-0.09	9	1.29	0.03	-0.10	0.97	0.45	0.94
12	1.27	0.02	-0.08	12	1.37	0.01	-0.09	0.93	2.91	0.86
15	1.28	0.04	-	15	1.45	0.12	-0.08	0.89	0.34	-
18	-	-	-	18	1.35	0.17	-0.09	-	-	-

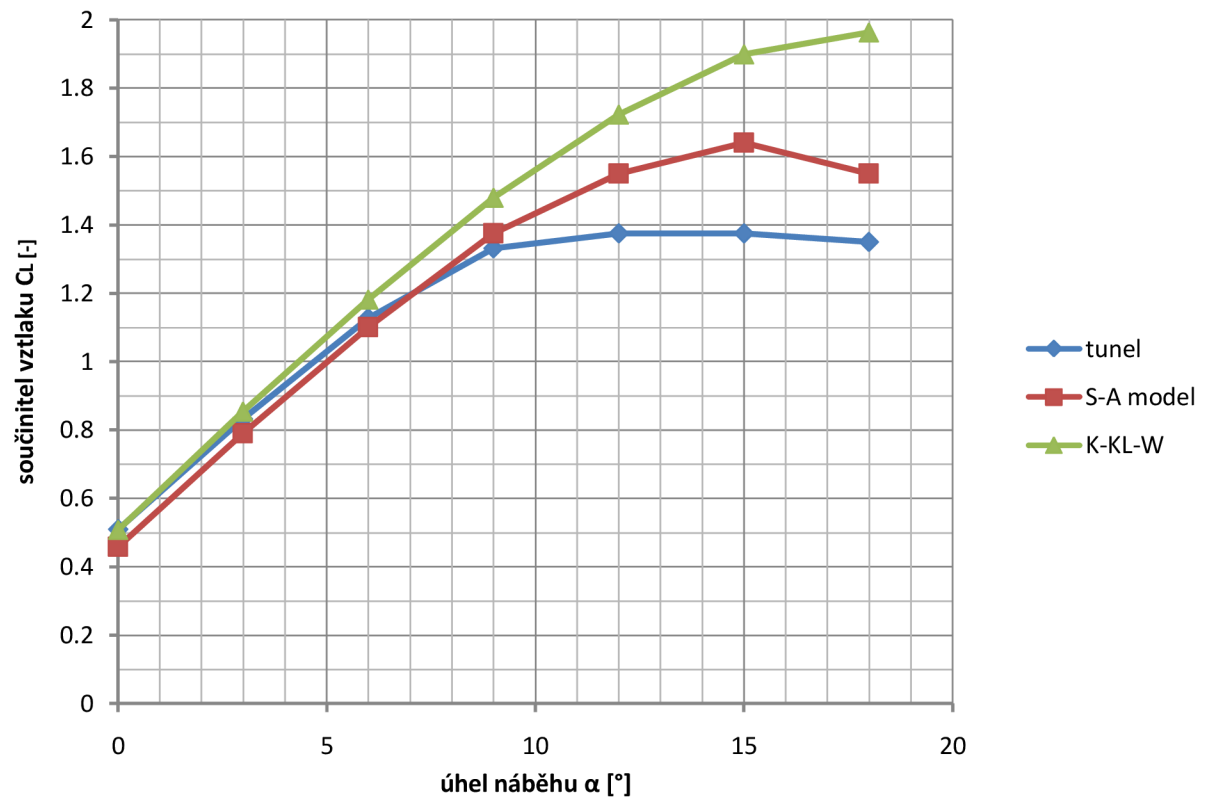
Tab.: 4.4-1, FX 67-K-150/7, $Re=1,5e6$

• Profil FX 67-K-150/7, $Re=1,5e6$



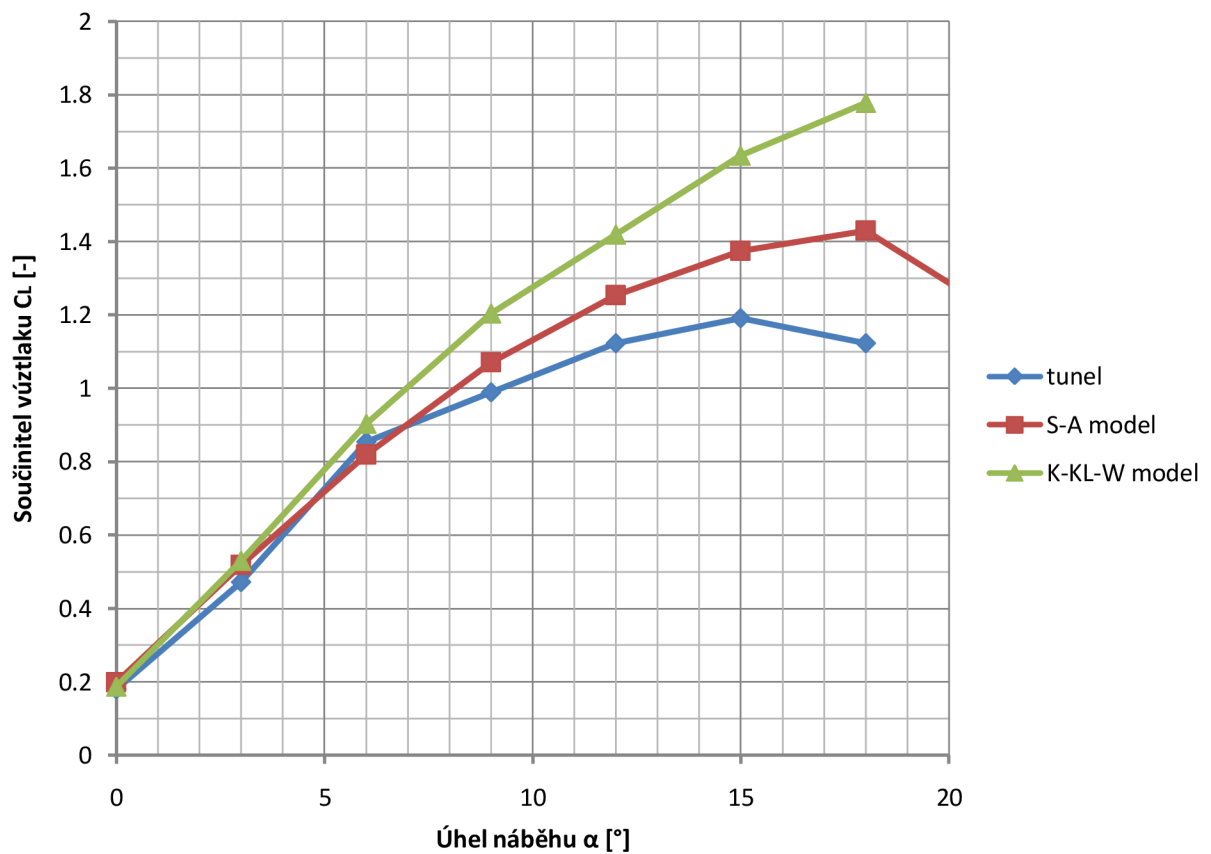
Obr.: 4.4-4

• Profil FX61-184, $Re=1,5e6$



Obr.: 4.4-5

• Profil AH 93-131/15, $Re=1,5e6$

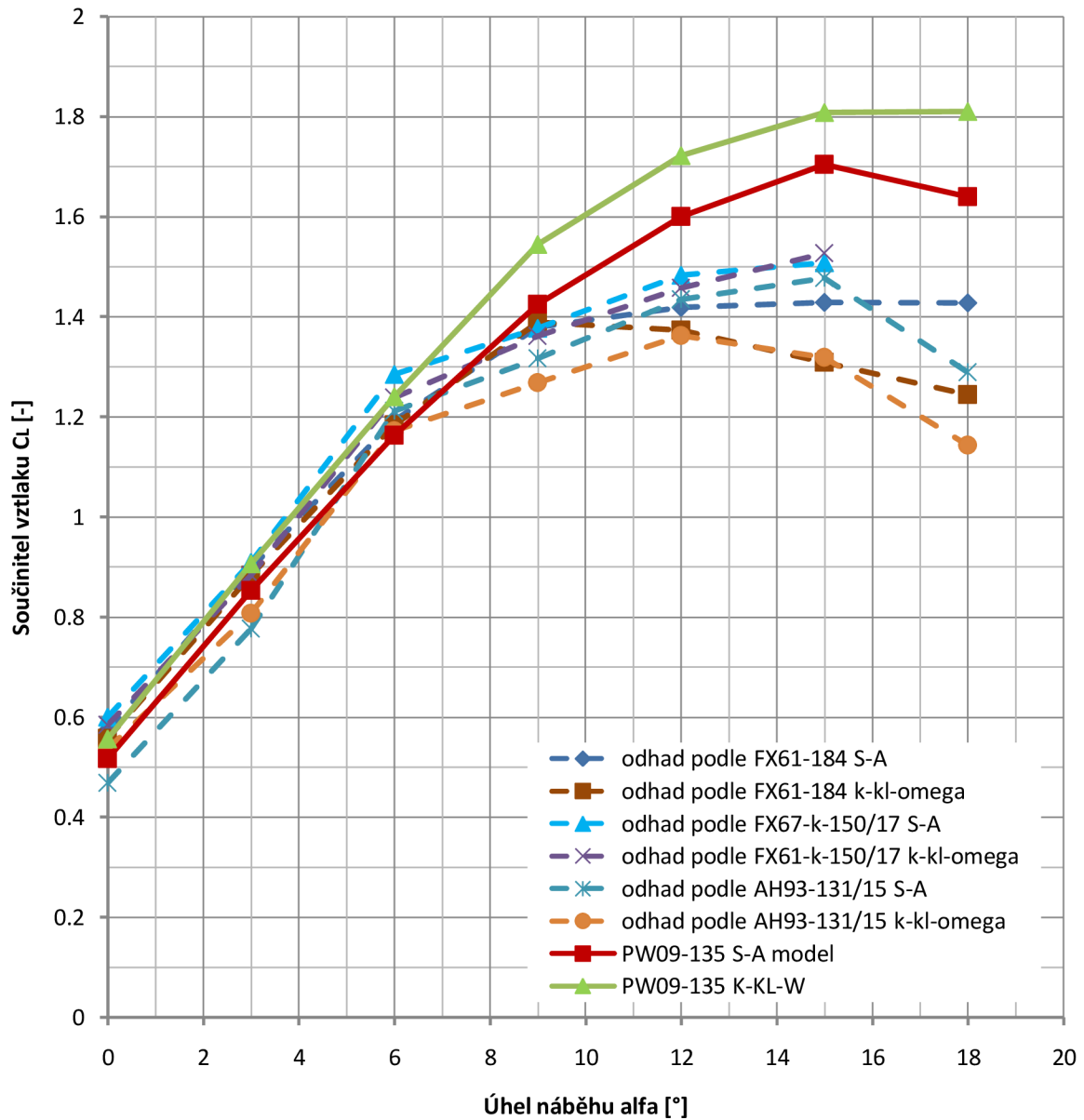


Obr.: 4.4-6

S pomocí předešlých výpočtů jsme schopni odhadnout charakteristiky nového profilu PW09-135. Odhad skutečných hodnot je získán přenásobením charakteristik kalibračních profilů poměrem R .

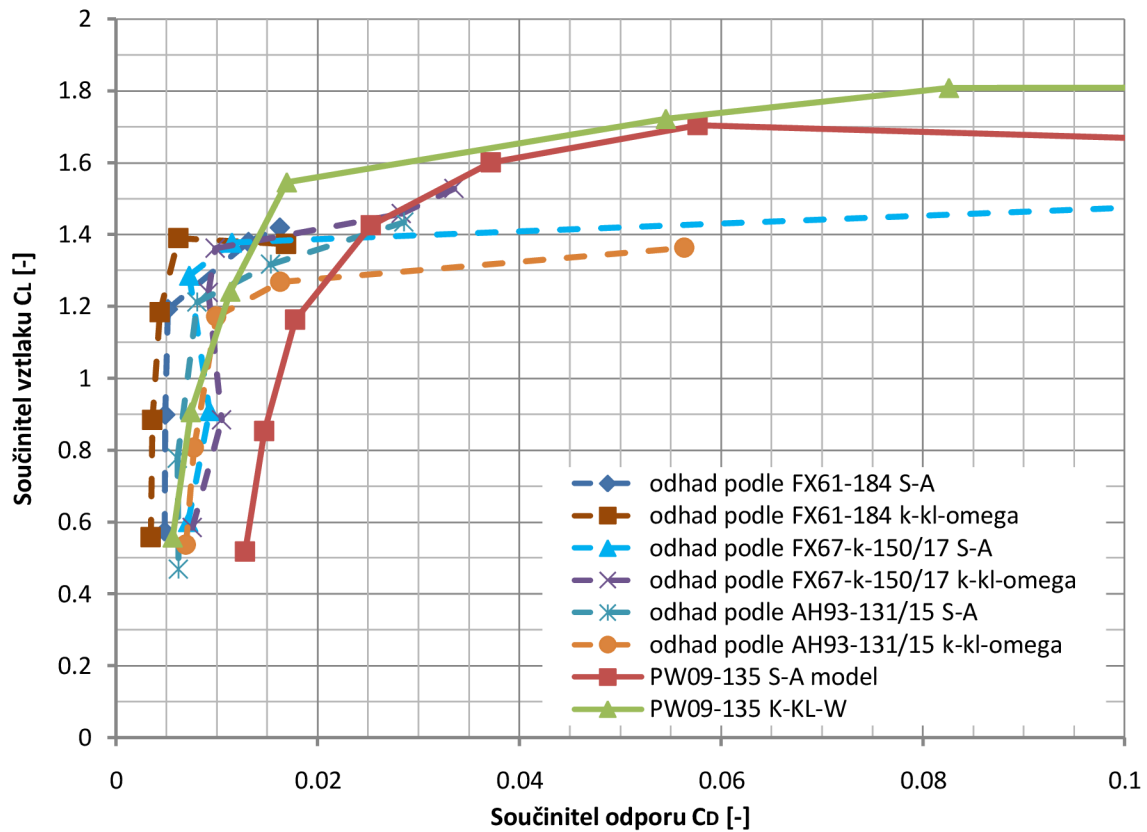
Odhady charakteristik PW09-135 jsou vykresleny na Obr.: 4.4-7, Obr.: 4.4-8, Obr.: 4.4-9.

- **Odhad vztlakové čáry profilu PW09-135, $Re=1,5e6$**



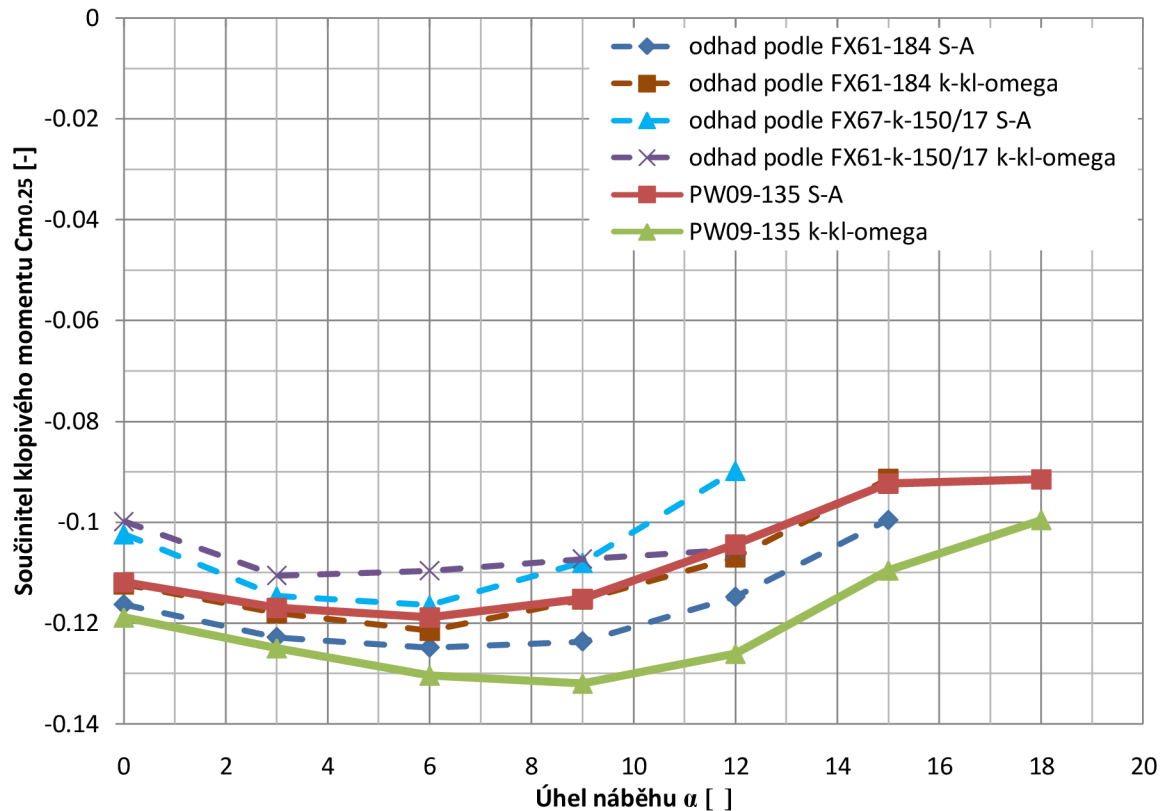
Obr.: 4.4-7

• Odhad poláry profilu PW09-135, $Re=1,5e6$



Obr.: 4.4-8

• Odhad momentové čáry PW09-135, $Re=1,5e6$



Obr.: 4.4-9

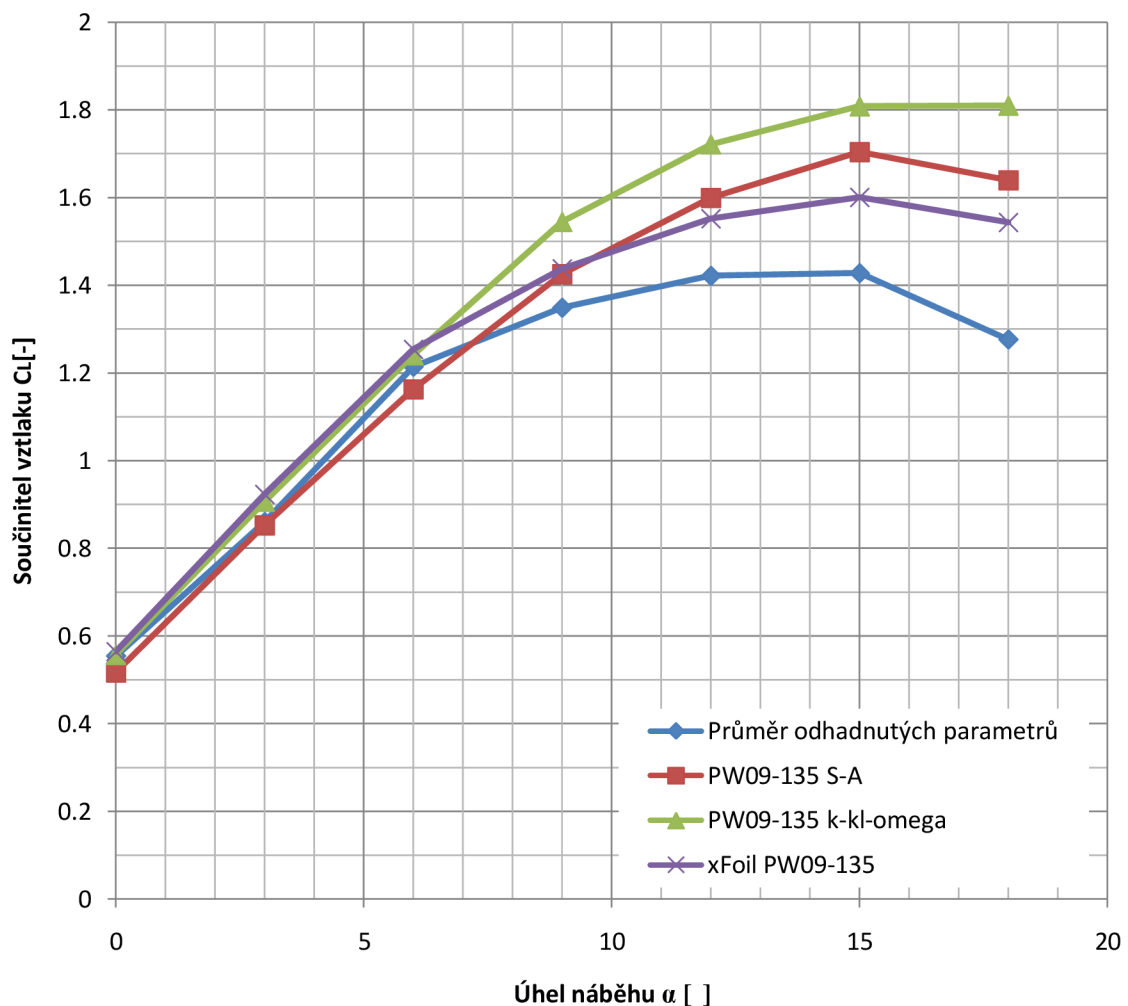
Odhad vztlakové čáry PW09-135, Obr.: 4.4-7 ukazuje, že v oblasti lineárního průběhu jsou velice dobře odhadnuty velikosti součinitelů vztlaku a z toho vyplívající sklon vztlakové čáry. Rozdíly se pohybují okolo 5% pro oba turbulentní modely. Znatelně větší odchylky se vyskytují pro větší úhly náběhu $\alpha < 12$ v oblasti nelineárního průběhu. Zde jsou hodnoty nadhodnoceny přibližně o 15%.

Nadhodnocené výsledky součinitele vztlaku se projevují i pro poláru, navíc je zde vidět výrazné nadhodnocení pro součinitel odporu. Zejména pro S-A turbulentní model je nadhodnocení tak výrazné, že jej v podstatě není možné brát jako relevantní výsledek. Odhad momentové čáry profilu se zdá být jako docela bezproblémový, odchylka v celém rozsahu je přibližně 7%, a její rozptyl nepřekročuje 5%.

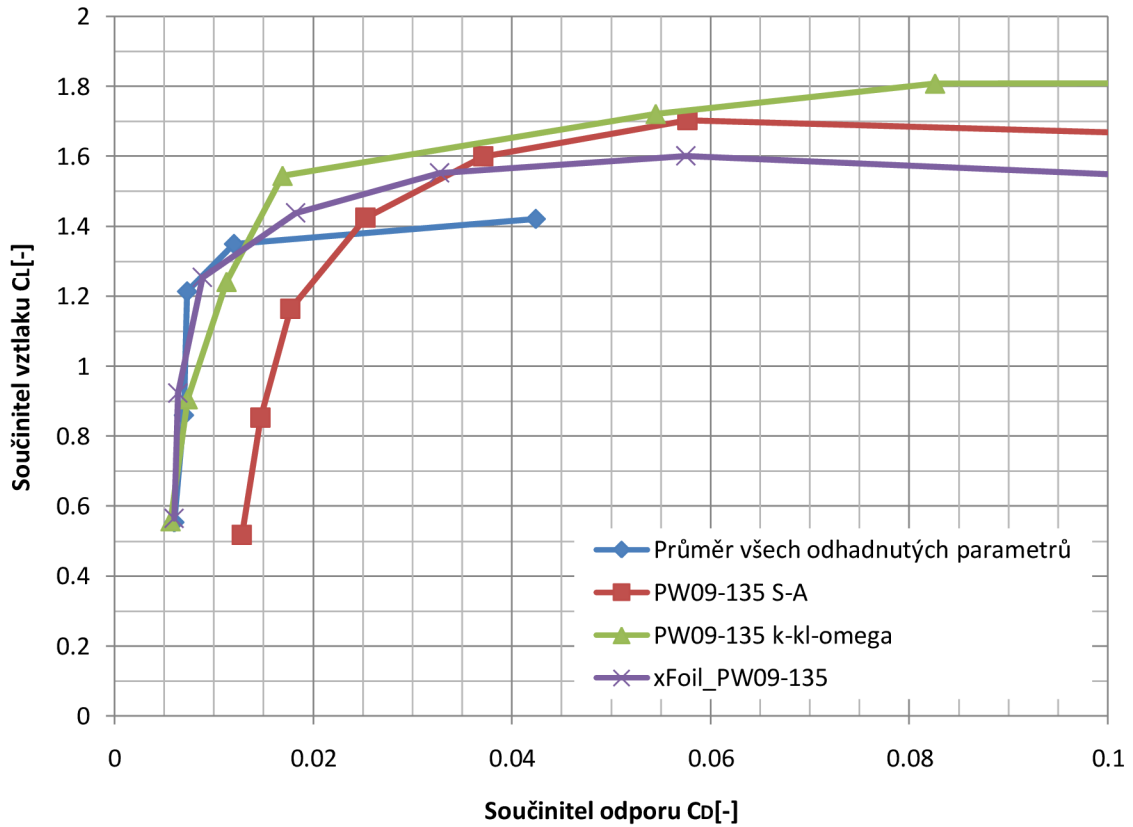
Zpracovaná statistika, viz.: Příloha I.

- **Srovnání xFoil, Fluent a odhadnuté charakteristiky**

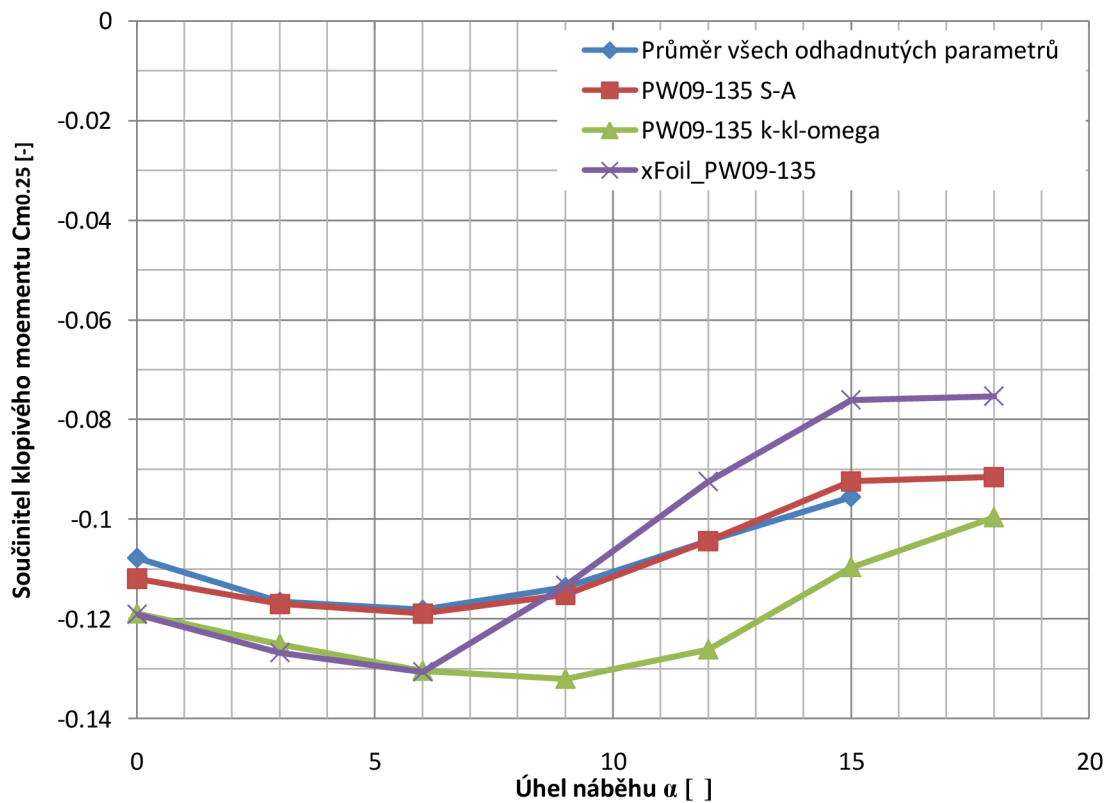
Výpočet profilu v xFoil provedl *Ing. Lukáš Popelka Ph. D., Ústav termomechaniky AV ČR, 2009.* Obr.: 4.4-10



Obr.: 4.4-10



Obr.: 4.4-11



Obr.: 4.4-12

4.5. Závěr z výsledků

Závěrem jsou srovnány všechny dostupné výpočty, CFD, xFoil a předpoklad vycházející z poměru CFD výpočtu a měřených charakteristik.

Predikce součinitele vztlaku i odporu z programu xFoil se jeví jako velice dobrá. Pro úhly náběhu z lineární oblasti vztlakové čáry je vidět velice dobrá predikce jak součinitele vztlaku, tak i odporu. V nelineární oblasti je nadhodnocení součinitele vztlaku dokonce menší než u CFD výpočtu. Výraznější odchylka se projevuje pouze u průběhu součinitele klopivého momentu. Kvalita dosažení přesného výsledku je hodnocena za předpokladu, že průměr odhadovaných charakteristik je brán jako reálný správný výsledek.

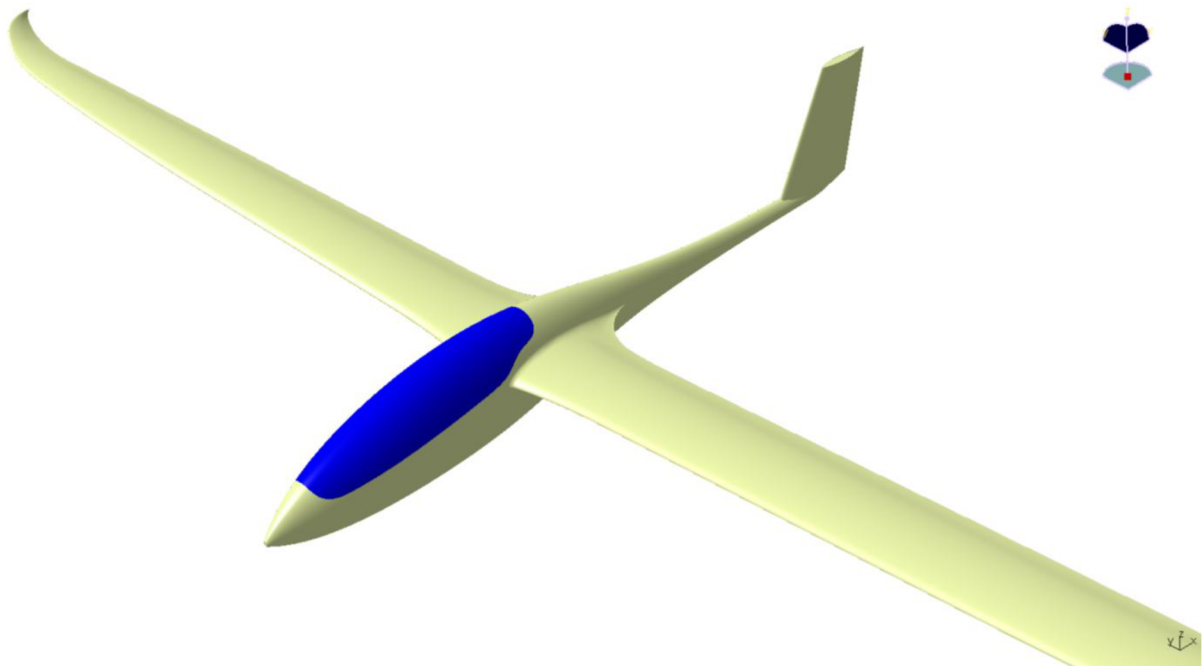
Srovnání výsledků bylo důležitým krokem pro určení skutečných vlastností profilu, bez nichž by nebylo možné dále postupovat ve vývoji kluzáku. Zejména znalost maximálního součinitele vztlaku je klíčová pro určení pádové rychlosti a z ní se odvíjejících parametrů.

5. Změna trupu, modifikace vzájemné polohy křídlo-trup

Další kapitolou, o které již bylo zmíněno v úvodu, je vyšetření obtékání trupu a přechodu křídlo-trup. Na rozdíl od předešlé kapitoly, kde se jednalo o získání konkrétních výsledků je zde kladen důraz na kvalitu proudění. Kluzáky posledních generací s velice propracovanou aerodynamikou posouvají své výkony jen velmi málo dopředu, je proto třeba brát důraz na dříve neřešené a často odhadované tvary letounu, které mohou být jen nepatrně posunout kluzák k lepší klouzavosti.

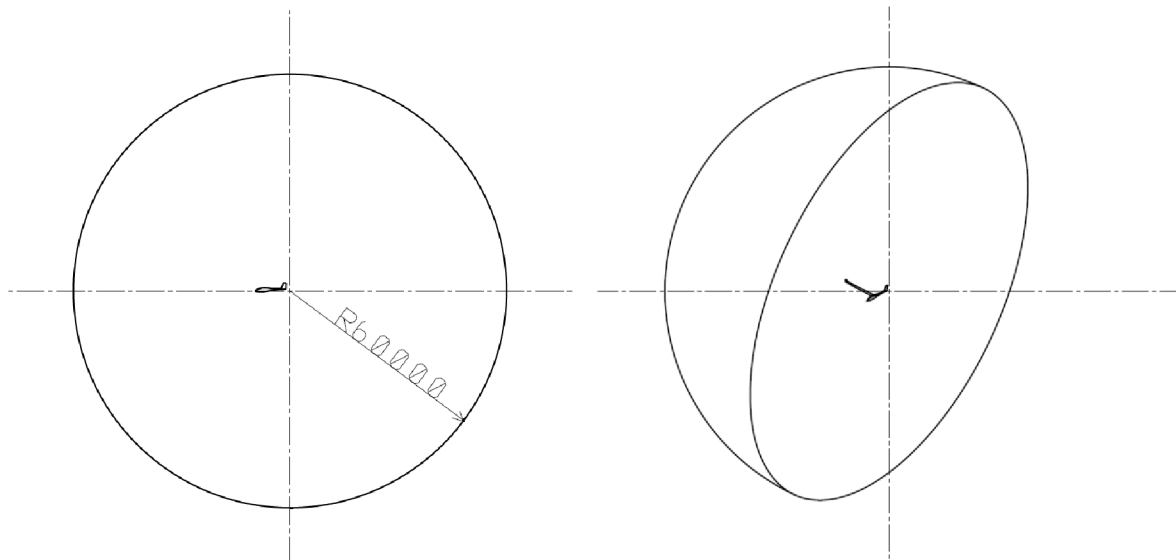
Konfigurace křídlo-trup je v tomto případě vyšetřována bez VOP, je to z důvodu ušetření výpočetního času a také pro pozdější využití výsledků k určení statické zásoby, kde v rovnici rovnováhy pro křídlo-trup připočítáme příspěvek VOP samostatně. Řešení proudění kolem VOP v tomto případě není nutné.

5.1. Model konfigurace křídlo-trup



Obr.: 5.1-1

Kolem základního modelu je vytvořena polosféra o poloměru $r=60\text{m}$, uvnitř které budou následně vytvořeny 3D elementy výpočetní sítě, Obr.: 5.1-2.



Obr.: 5.1-2

5.2. Výpočetní síť

Výpočetní síť byla vytvořena v programu ANSYS ICEM CFD 12.1. Základním prvkem v objemu polosféry jsou tetraedrické elementy. Po vytvoření základní sítě je z ploch kluzáku vytažena prismatická síť, která zajišťuje lepší výpočetní podmínky obtékání v mezní vrstvě. Stejně jako u profilu, tento typ sítě dodatečně potlačuje disipativní toky ve směru kolmém na plochy letounu.

Model kluzáku s polosférou je v prvním kroku tvorby sítě rozdělen na následující zóny.

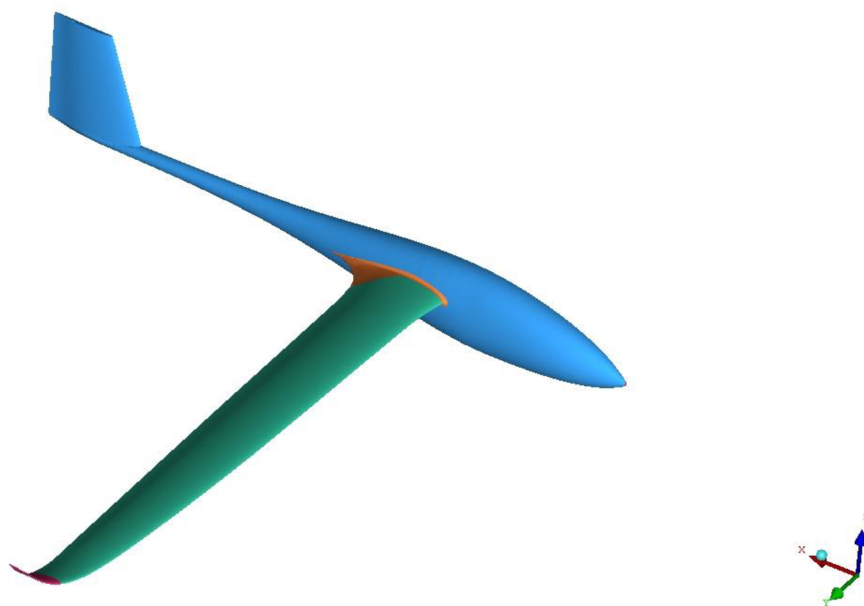
- FUSELAGE (modrá)
 - NOSE (červená)
 - WING-ROOT (oranžová)
 - WING (zelená)
 - WINGLET (fialovo-červená)
 - TRAILING EDGE (oranžová)
 - LEADING EDGES (náběžné hrany křídla a SOP)
 - SPHERE (polosféra)
 - SYMMETRY (stěna symetrie sítě)
 - BODY (objem uvnitř polosféry)
- } Obr.: 5.2-1

Velikost elementů v jednotlivých zónách je v Tab.: 5.2-1. Důraz je kladen na zvýšení hustoty především kolem zakřivených ploch a míst s předpokladem většího gradientu vlastních proměnných, jako jsou náběžné hrany, nos letounu a odtoková hrana.

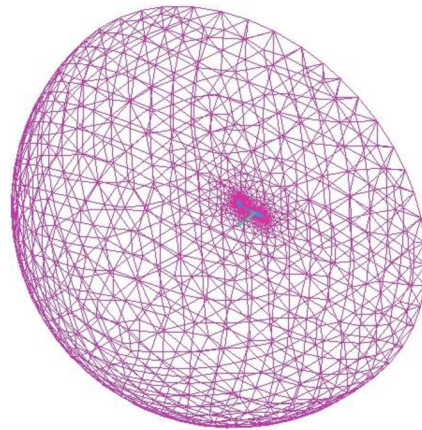
Síť celé výpočetní domény je zobrazena na Obr.: 5.2-2, detail letounu a plochy symetrie je na Obr.: 5.2-3.

Zóna	Velikost elementu v [mm]
FUSELAGE	32
NOSE	8
WING-ROOT	16
WING	32
WINGLET	32
TRAILING-EDGE	4
LEADING-EDGE	4
SPHERE	(8192) Nastaveno jako "Global element seed size"
SYMMETRY	(8192) Nastaveno jako "Global element seed size"
BODY	-

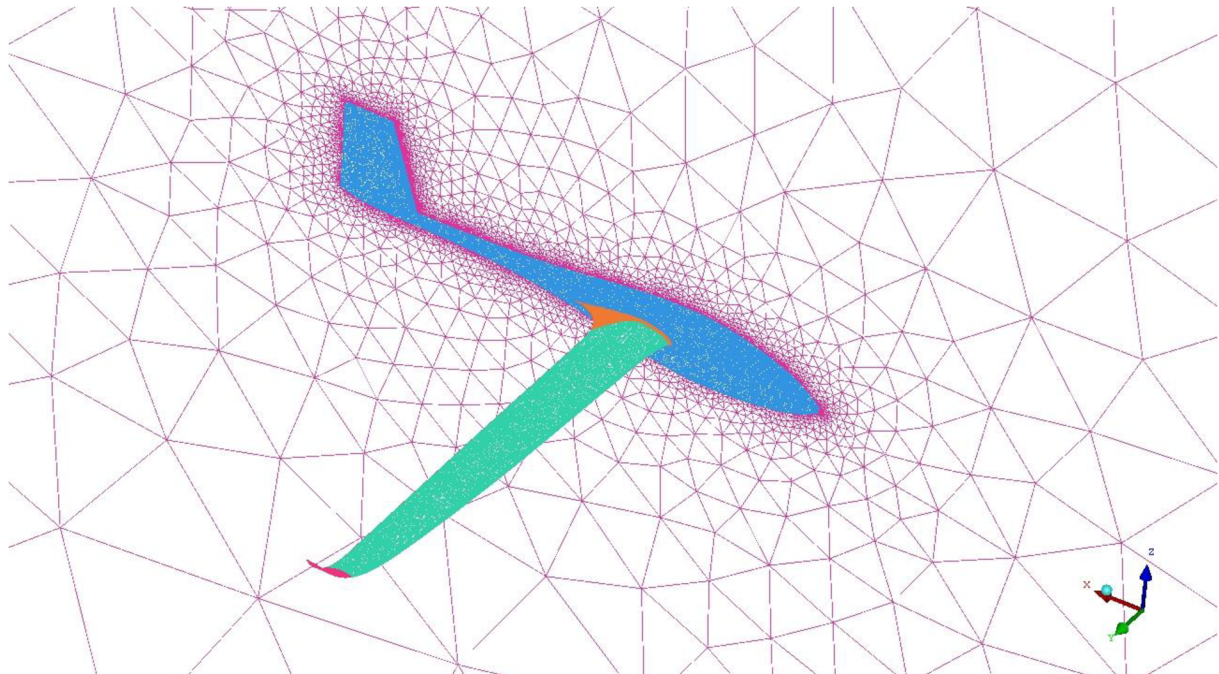
Tab.: 5.2-1



Obr.: 5.2-1 Rozdělení zón



Obr.: 5.2-2 Výpočetní doména

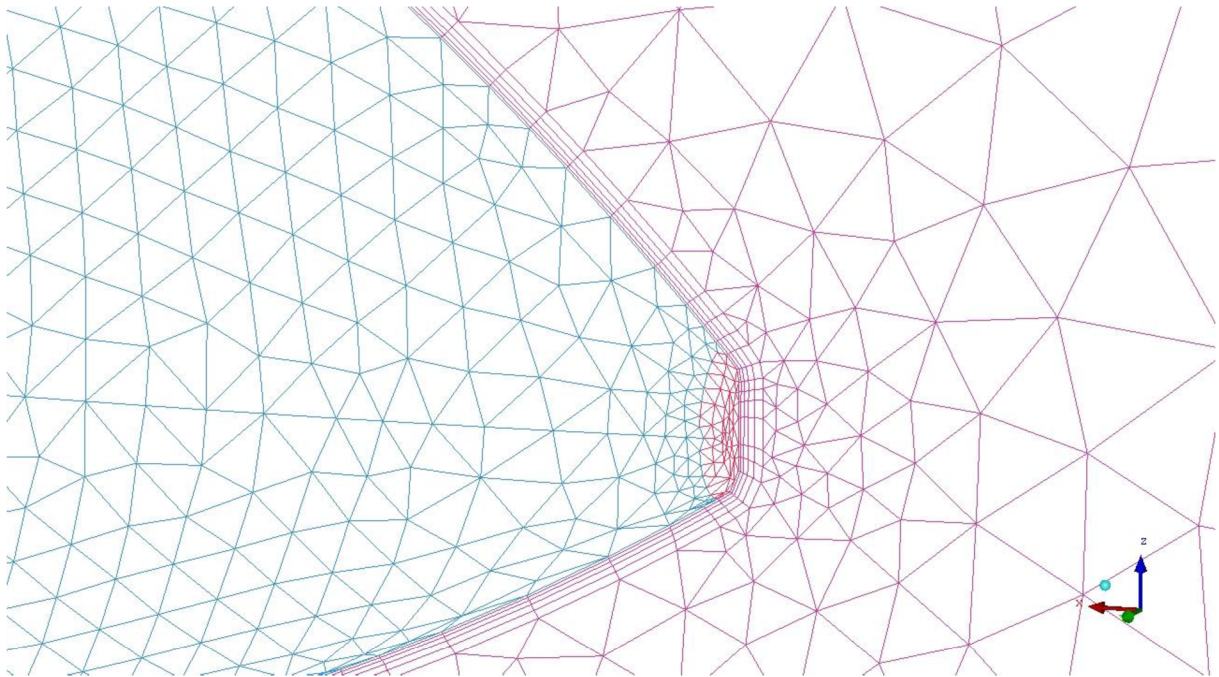


Obr.: 5.2-3 Detail letounu a plochy symetrie (SYMMETRY)

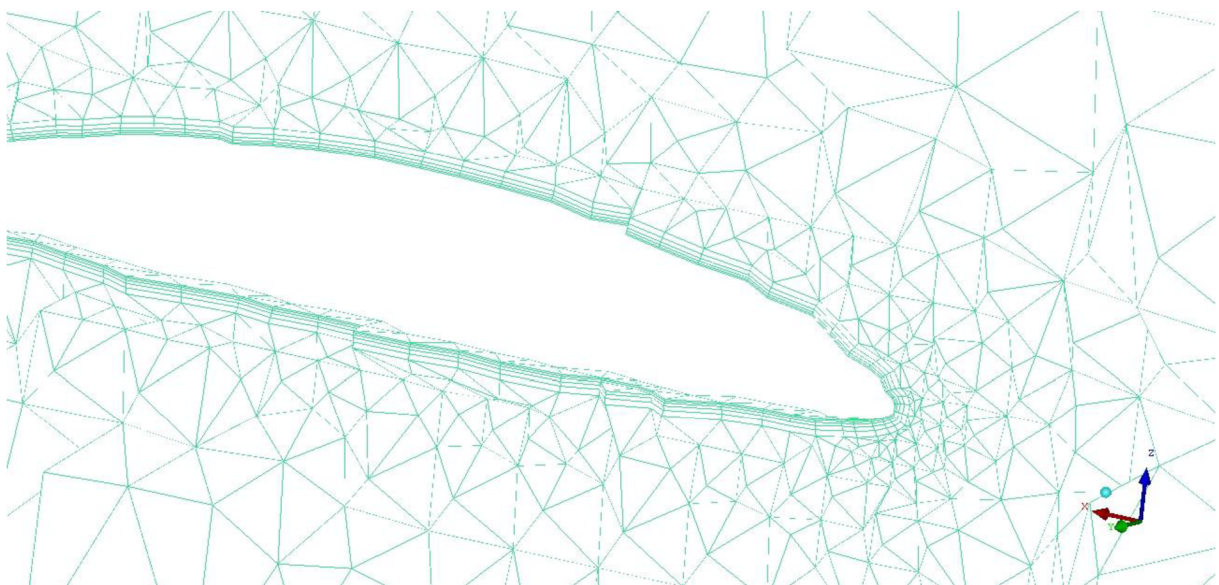
Až po vytvoření základní tetraedrické sítě je možné z ploch letounu vytáhnout prismatické elementy s následujícími parametry:

- Tloušťka první vrstvy $t_1=1\text{mm}$
- Celkem 5 vrstev s exponenciálním růstem, kde exponent $e=1,5$
- Celková tloušťka $t=13,2\text{mm}$
- Celkový počet elementů: $2,57e6$

Tloušťka první vrstvy je zvolena dostatečně velká na to, aby se hodnota $y+$ pohybovala nad 30 v opačném případě ($y+<1$) by síť byla neúměrně náročná výkon PC k jejímu vytvoření a výpočet samotný. V případě $y+>30$ je gradient v mezní vrstvě popsán poloempirickým vztahem integrovaným do ANSYS Fluent 12.1.4.



Obr.: 5.2-4 Detail prismatické sítě



Obr.: 5.2-5 Detail objemových elementů kolem náběžné hrany křídla

5.3. Výpočet a nastavení programu

Pro řešení CFD byl použit softwarový balík ANSYS Fluent 12.1.4 v módu 3D. Nastavení programu jsou obdobná jako pro 2D řešení profilu v kap. 4.3. Rozdíly jsou v:

- **Turbulentní model**

Vzhledem k větší náročnosti výpočtů je použit použitý pouze jeden turbulentní model a to *Spalar-Allmaras* s jednou přidavnou rovnicí.

- **Okrajové podmínky**

Rozdělení výpočetní domény je podle 5.2,

- Všechny plochy letounu mají přiřazenu okrajovou podmínku *Wall*, která předepisuje nulovou rychlost na povrchu stěny.

- Rovině symetrie je přiřazena podmínka *Symmetry*, která předepisuje nulové tření na povrchu.
- Polosféra obsahuje podmínku *Pressure Far Field*, tato podmínka předepisuje parametry okolního vzduchu

Vstupní hodnoty okrajové podmínky *Pressure Far Field*:

- Machovo číslo odpovídá přeletové rychlosti $v_c=130\text{km/h}=36,1\text{m/s}$,

$$Ma = \frac{V}{c} = \frac{36,1\text{m/s}}{340,6\text{m/s}} = 0,106$$

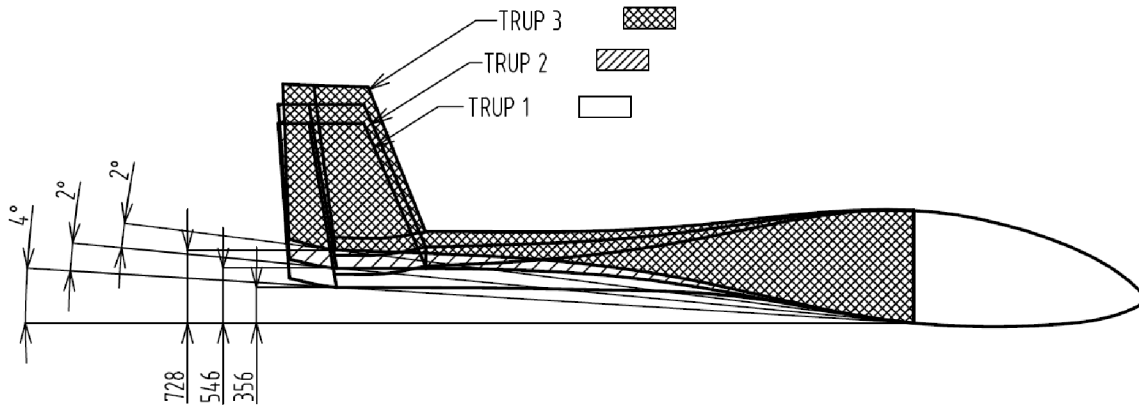
• **Shrnutí nejdůležitějších parametrů nastavení pro 3D**

Solver	Type Formulation Time	Pressure-Based Absolute Steady	
Turbulent Model	Spalart-Allmaras	Default	
Material	Air	Default	
Boundary Conditions	Náběžná hrana	Wall	
	Profil	Wall	
	Odtoková hrana	Wall	
	Okolí	Pressure far field	
		Mach Number	0.106
		Turbulent intensity	0.2 %
		Turbulent length scale	0.02 m
Operating Conditions	Pressure	Operatin pressure	101325 Pa
		Temperature	288.15 K
Solution Method	Under-Relaxation Factors	Gradient	Least Squares Cell Based
		Pressure	Standard
		Density	Second Order Upwind
		Monetum	Second Order Upwind
		Modified Turbulent viscosity	Second Order Upwind
Solution Controls	Spatial Discretization alfa>9°	Energy	Second Order Upwind
		Pressure	0.3
		Density	0.8
		Body Forces	0.8
		Momentum	0.5
		Modified Turbulent viscosity	0.6
		Trubulent viscosity	0.8
Energy	0.8		

Tab.: 5.3-1

5.4. Vývoj tvaru trupu

Původní konfigurace trupu (*TRUP 1*) byla postupně změněna (*obr.: 5.4-1*) na základě potencionálního problému při podrovnání během přistávacího manévru. Problém původního trupu spočíval v příliš nízko posazené ocasní části trupu, což by patrně způsobilo kontakt ostruhové kolečka s dráhou ještě před dosednutím. Důsledkem toho by bylo jednak nepříjemné chování letounu, ale především nemožnost dosáhnout dostatečného úhlu náběhu, a tak nedostatečně snížit přistávací rychlost.

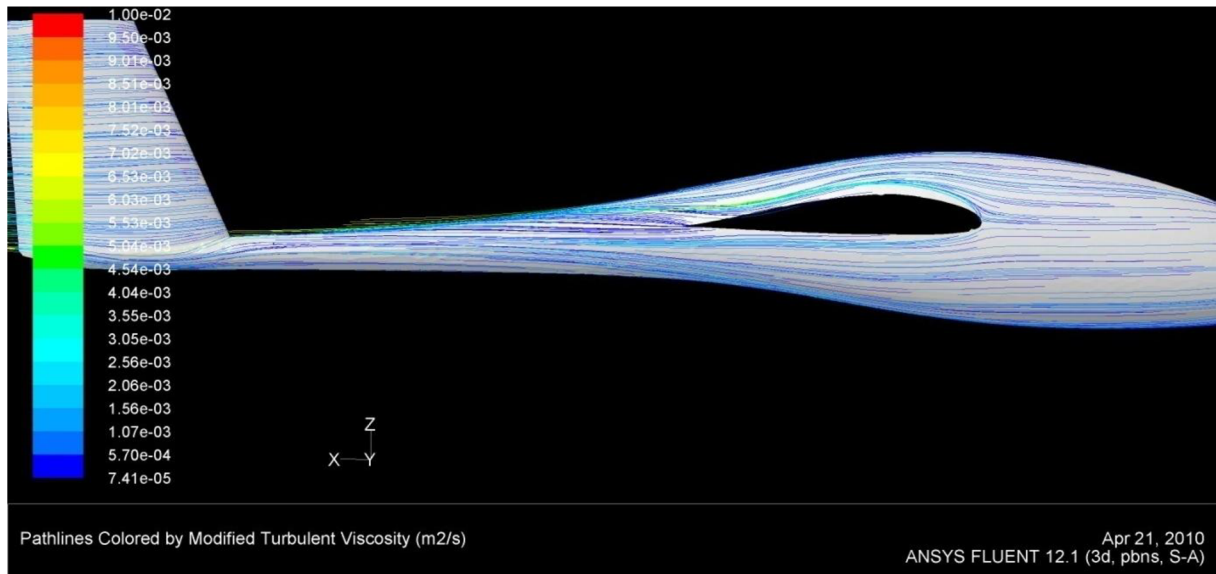


obr.: 5.4-1

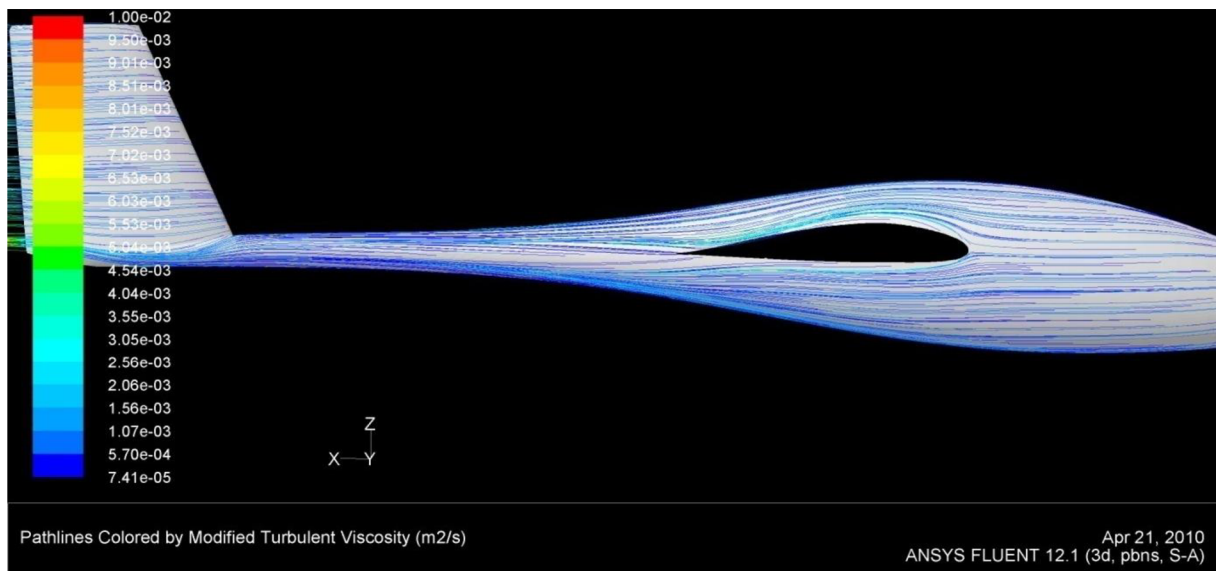
Byly vytvořeny dvě varianty trupu (*TRUP 2*, *TRUP 3*). Přední část zůstala beze změny. Ocasní část trupu *TRUP 2* byla zvednuta o 190mm, aby přírůstek úhlu náběhu byl cca 2°. Zvednutí trupu u varianty *TRUP 3* bylo vytvořeno otočením ocasní části kolem aerodynamického středu o další 2°. Důvodem pro tuto „komplikovanou“ operaci se stalo zachování plynulosti křivek mezi ocasem a přední částí trupu a v neposlední řadě respektování průběhu proudnic na základě proudového pole u varianty *TRUP 2*.

5.5. Analýza proudového pole kolem trupu

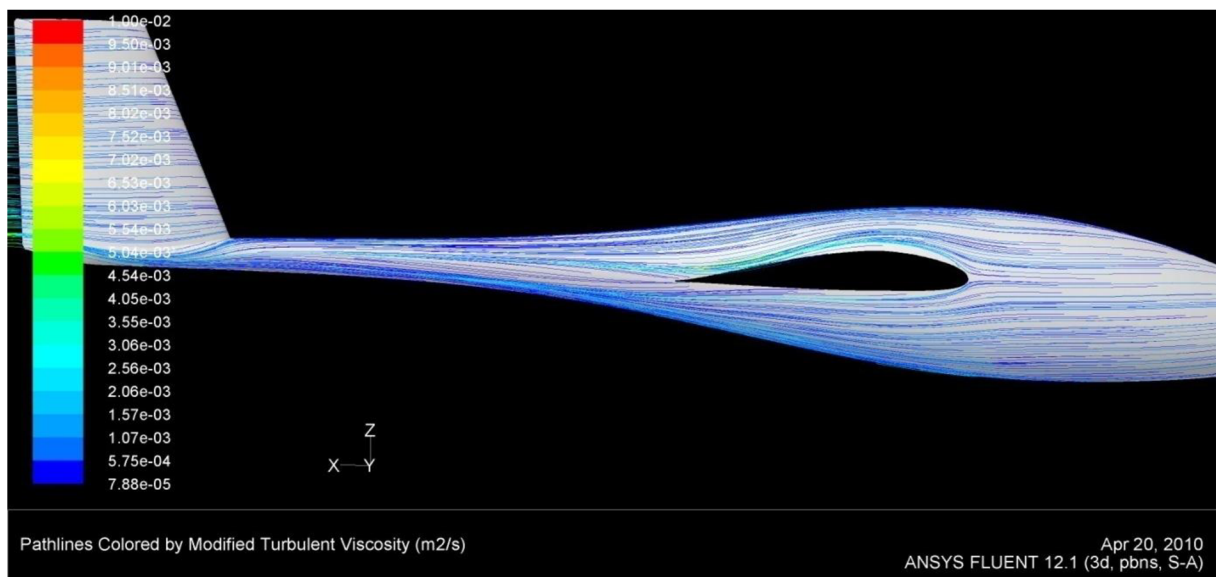
Spolu se změnou trupu je nutné zachovat dobré aerodynamické vlastnosti. Především na spodní části trupu by mohlo hrozit, díky zvětšenému prohnutí, odtržení proudu. To se nepotvrdilo, naopak, došlo ke zlepšení podmínek obtékání za odtokovou hranou křídla. Změna je vidět postupně od varianty *TRUP 1*, *obr.: 5.5-1* po variantu *TRUP 3*, *obr.: 5.5-3*. Poslední varianta byla vyhodnocena jako výchozí díky zlepšení podmínek obtékání a také pro maximálně zvýšený úhel náběhu při přistání.



obr.: 5.5-1 TRUP 1, alfa=0°



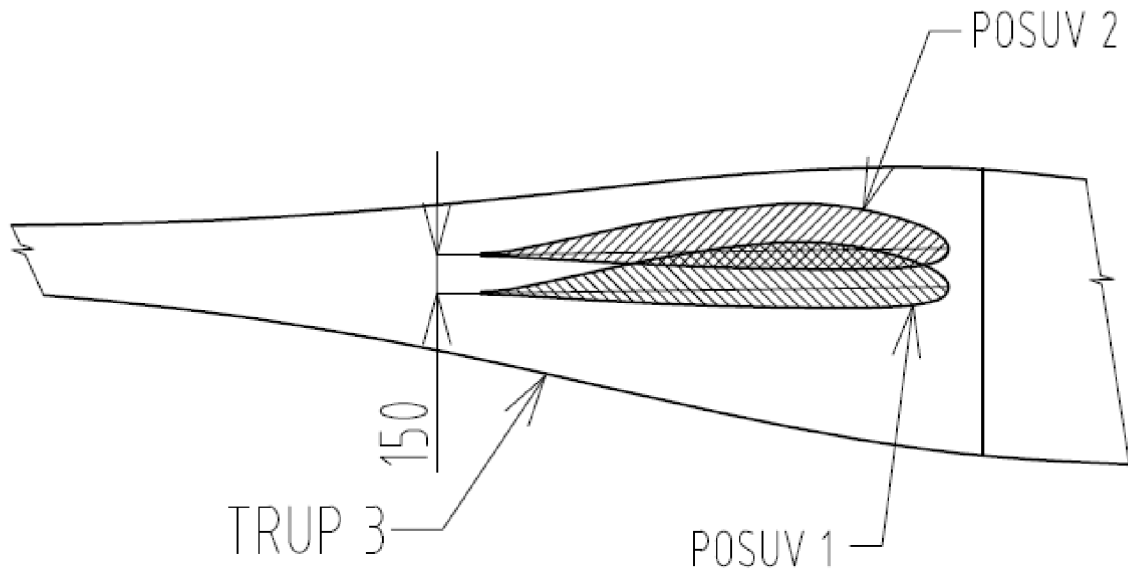
obr.: 5.5-2 TRUP 2, alfa =0°



obr.: 5.5-3 TRUP 3, alfa=0°

5.6. Změna vertikální polohy křídlo-trup

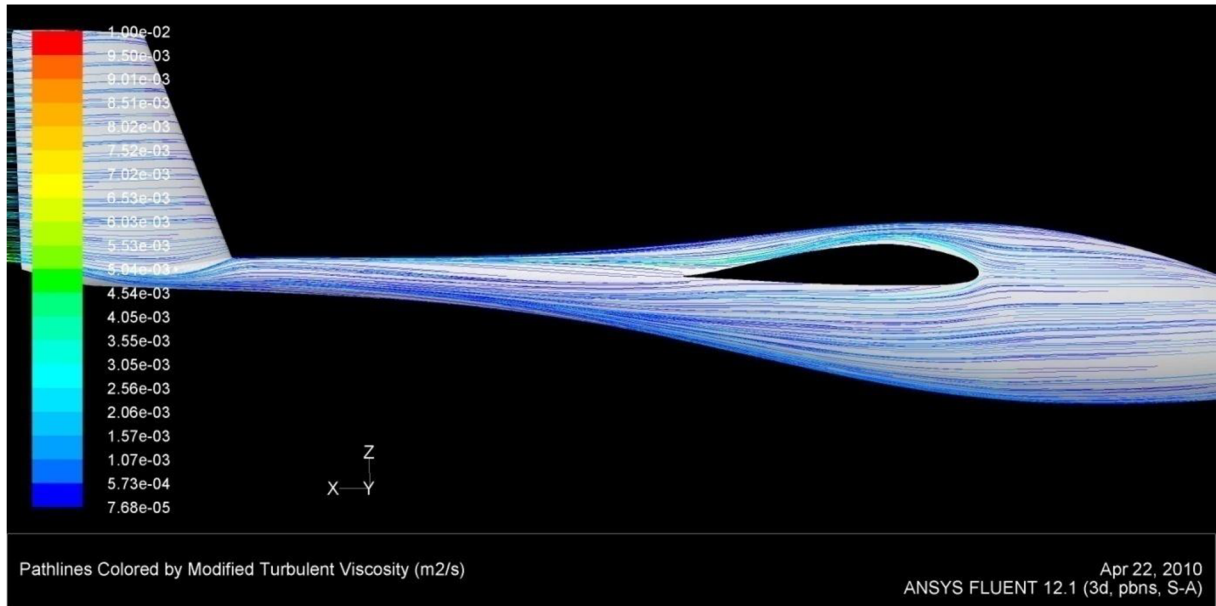
Zvednutím ocasní části trupu u varianty TRUP 3 se změnila relativní poloha křídla vůči trupu. Proto bylo nutné posunout křídlo směrem nahoru tak, aby koncepce odpovídala původní představě, to především z pevnostních důvodů a vnitřního uspořádání. Taktéž je z *obr.: 5.5-3* TRUP 3, $\alpha=0^\circ$ vidět, že se kříží proudové pole trupu a křídla. Na základě tohoto pozorování bylo uváženo o vhodnosti posuvu křídla směrem nahoru, *obr.: 5.6-1*.



obr.: 5.6-1

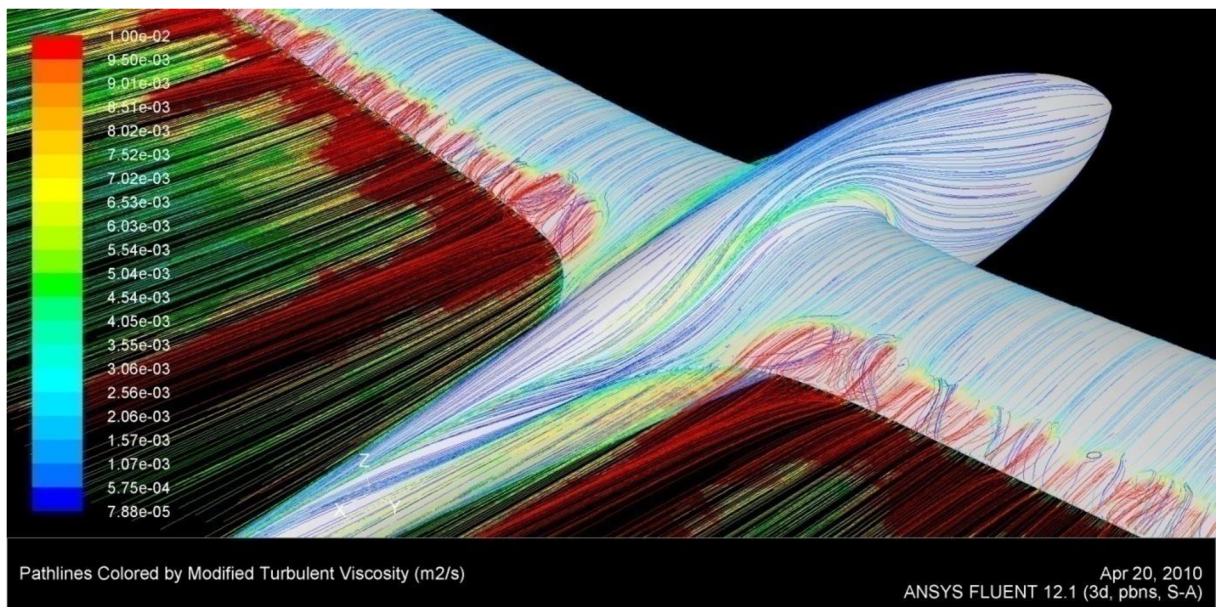
Varianta *TRUP 3, POSUV 1* odpovídá variantě trupu *TRUP 3* s nulovým posuvem směrem nahoru.

Varianta *TRUP 3, POSUV 2* se oproti předcházející liší pouze v posunutí křídla směrem nahoru o 150mm, jak již zmíněno, v důsledku toho, aby odpovídala původní představě uspořádání. Tvar přechodu je zachován. Průběh proudnic barevně odstupňovaných podle velikosti turbulence na *obr.: 5.6-2* *TRUP 3, POSUV 2, $\alpha=0^\circ$* ukazuje „hladší“ obtékání trupu za křídlem.



obr.: 5.6-2 TRUP 3, POSUV 2, alfa=0°

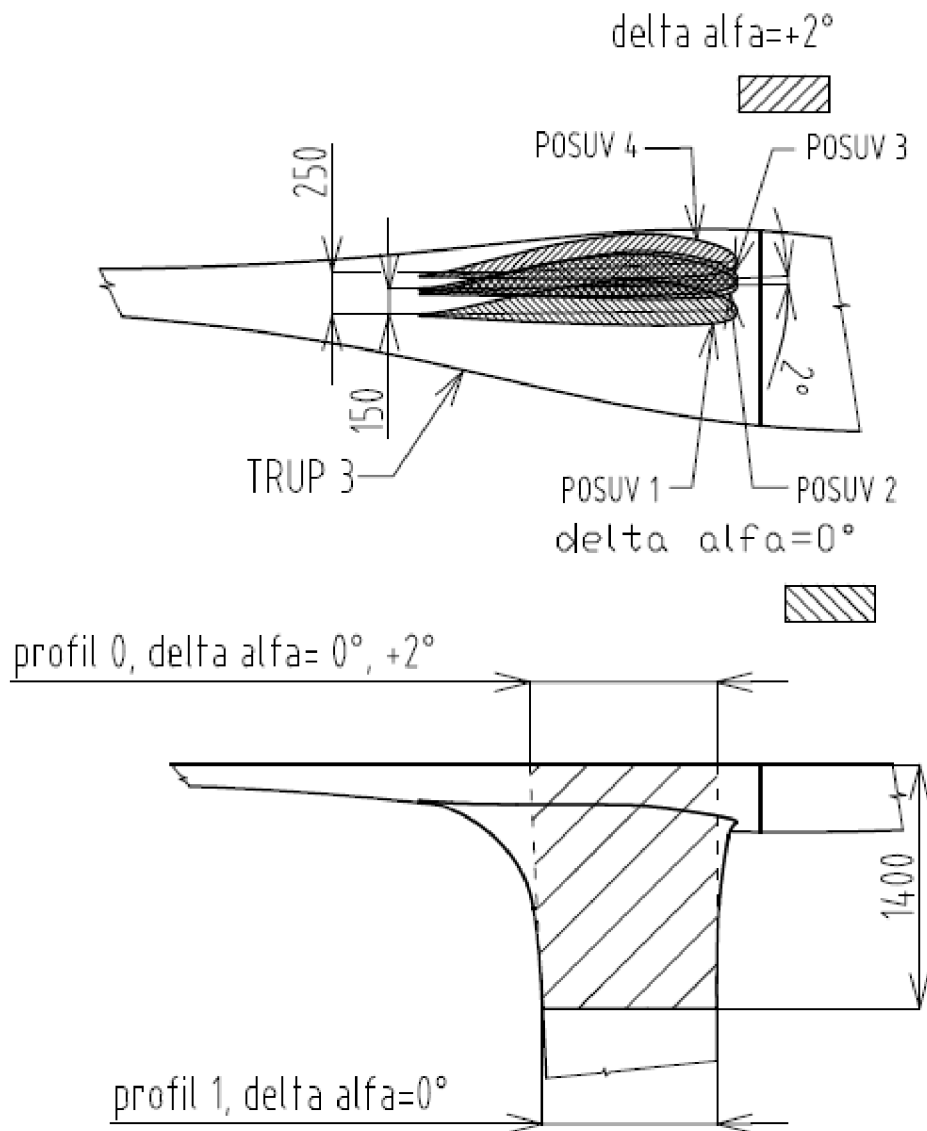
Tato varianta by z hlediska obtékání trupu byla akceptovatelná. Bohužel, dalším zkoumáním při velkých úhlech náběhu ($\alpha > 12^\circ$) byla zjištěna nepříjemná vlastnost křídla, kdy se odtržení proudu na odtokové hraně šíří směrem k náběžné hraně konstantně po celém rozpětí, takže by se proud na horní straně křídla mohl odtrhnout po celém rozpětí současně bez varování. Na obr.: 5.6-3 TRUP 3, POSUV 1, $\alpha = 12^\circ$ je zřetelně vidět oblast odtržení proudu na horní straně křídla, proudnice nemají přímý průběh a oblast má výrazně zvýšenou hodnotu turbulence.



obr.: 5.6-3 TRUP 3, POSUV 1, alfa=12°

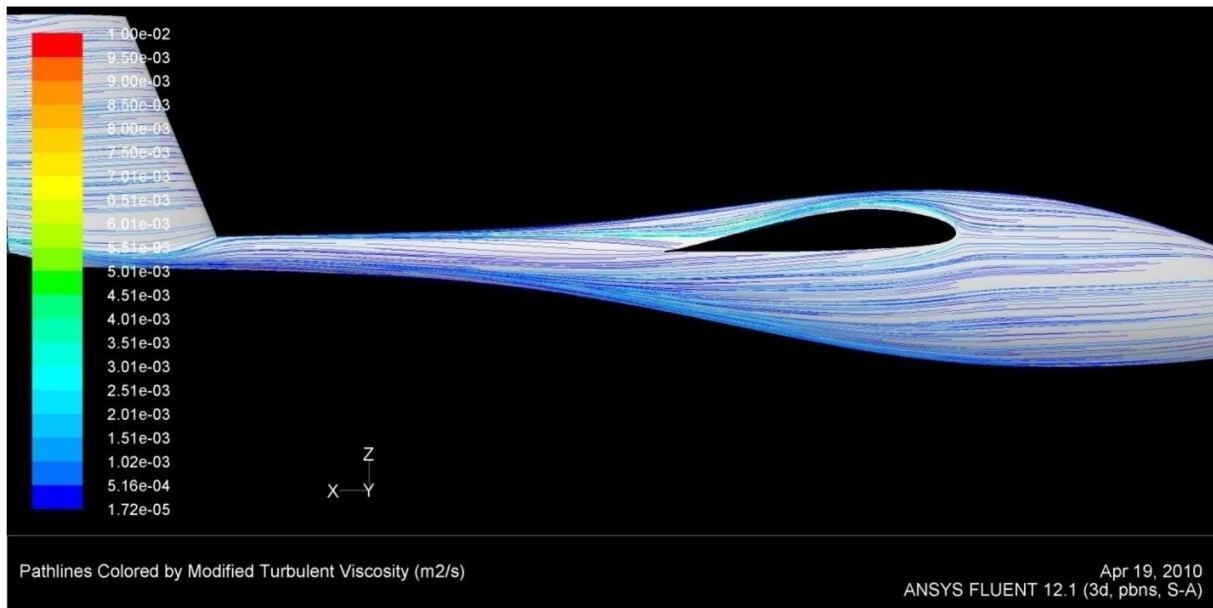
5.7. Zkroucení křídla výchozí varianty TRUP 3, POSUV 2

Za účelem vyřešit tuto nepříjemnou vlastnost v průběhu odtržení bylo vyzkoušeno zkroutit křídlo v blízkosti jeho kořene o $\Delta\alpha = +2^\circ$ čemuž odpovídá varianta TRUP 3, POSUV 3, obr.: 5.7-1.

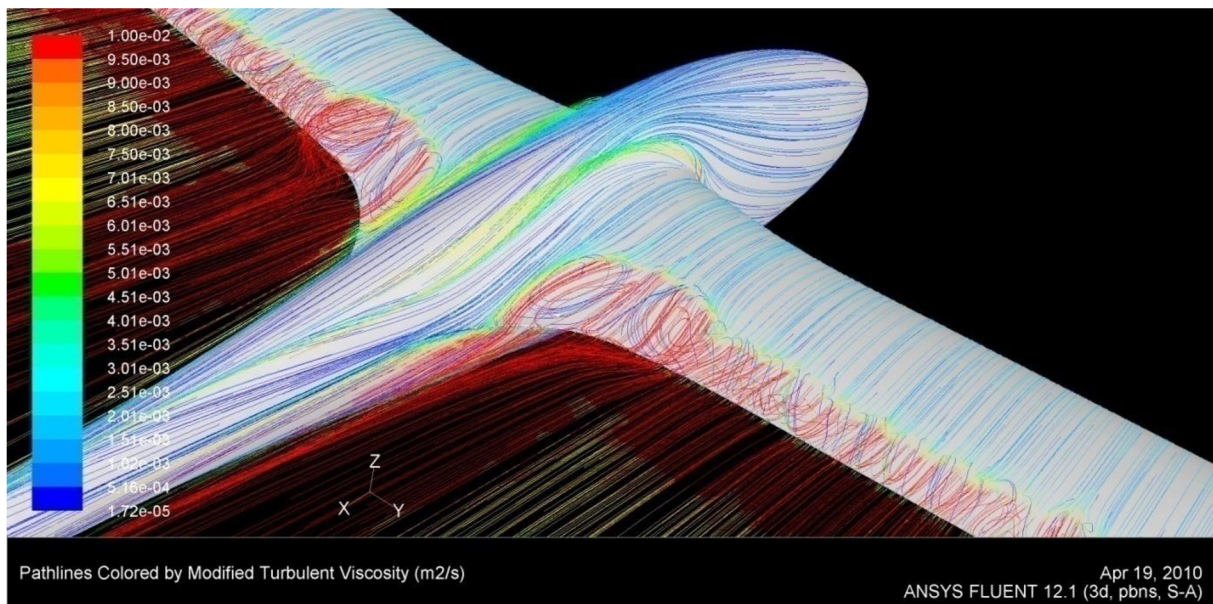


obr.: 5.7-1

Rozdíl v průběhu odtržení proudu mezi TRUP 3, POSUV 2, $\alpha = 12^\circ$ a TRUP 3, POSUV 3, $\alpha = 12^\circ$ je zřejmý z obr.: 5.7-3. Varianta se zkroucením profilu 0 vykazuje zvětšení odtržení v oblasti blízké trupu, což má pozitivní vliv na předvídaní pádu letounu.



obr.: 5.7-2 TRUP 3, POSUV 3, alfa=0°



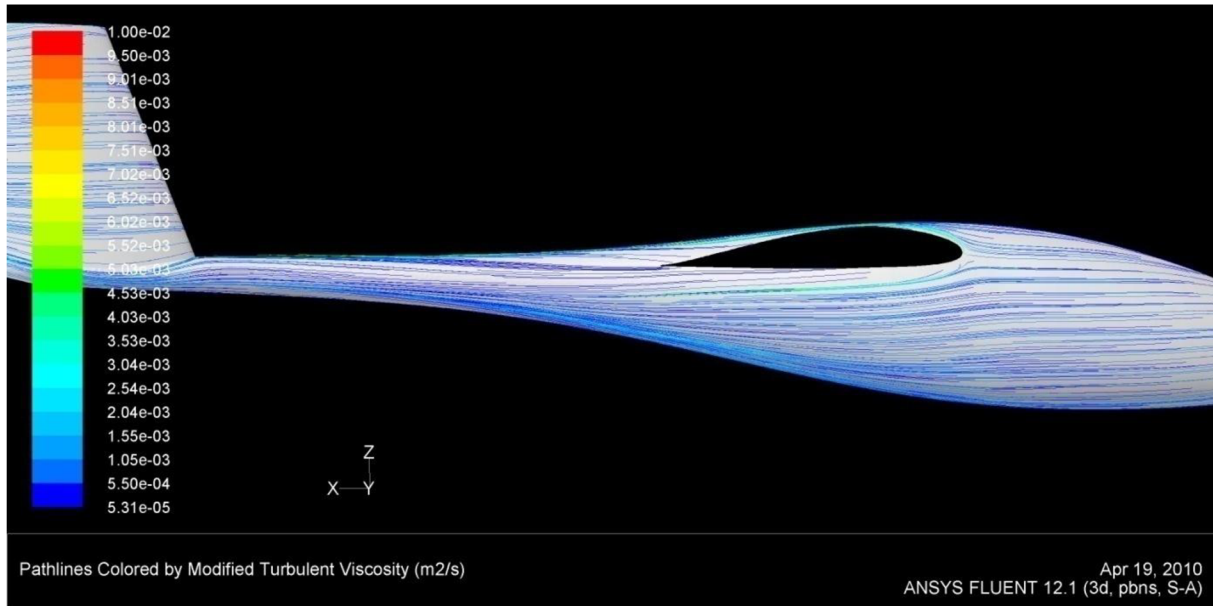
obr.: 5.7-3 TRUP 3, POSUV 3, alfa=12°

Na obr.: 5.7-1 je taktéž znázorněna varianta *TRUP 3, POSUV 4*. Tato varianta má shodnou velikost i průběh zkroucení jako *POSUV 3*, ale je navíc posunuta o dalších 100m směrem nahoru. Celkový posuv je tedy 250mm oproti původní variantě, tak aby se letoun co nejvíce blížil hornoplošné konfiguraci.

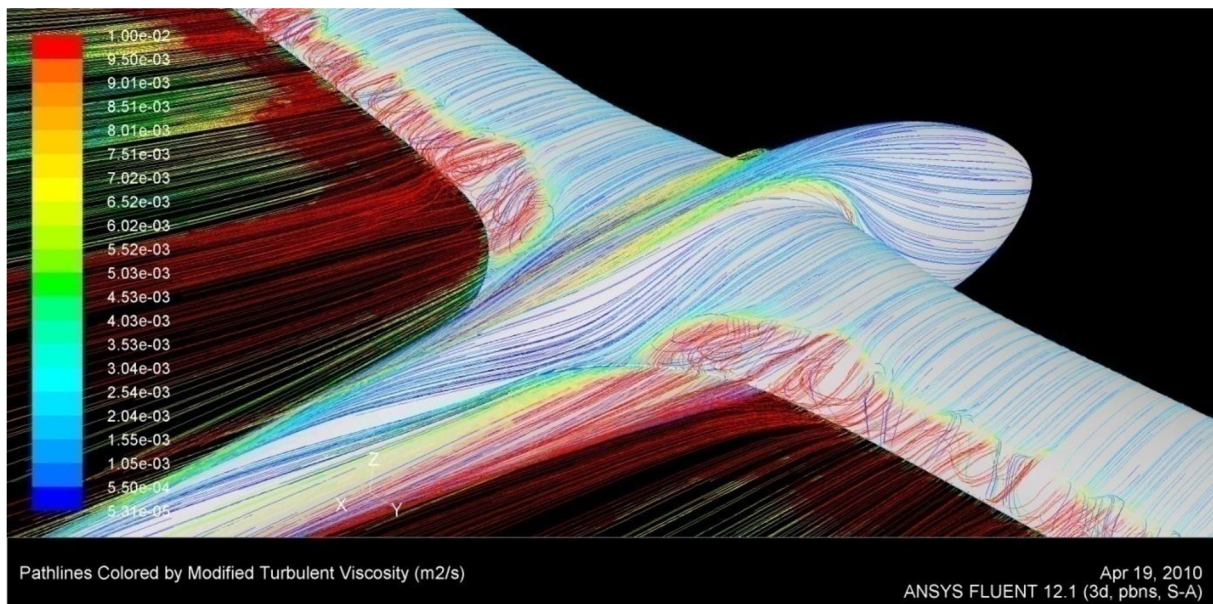
Pozitivní vliv na letové výkony takové konfigurace, především při vyšších úhlech náběhu a ještě více s klapkami vysunutými na maximum, bylo popsáno v *Berger, Rolf, Diploma thesis, Analysis and design of wing-fuselage junction for the high performance sailplane Mü-31, Delft 2003*.

Vhodnost takovéto konfigurace je vidět na obr.: 5.7-4 *TRUP 3, POSUV 4, alfa=0°*, obtékání trupu se oproti variantě *TRUP 3, POSUV 3* kvalitativně zlepšilo. Průběh proudnic za křídlem dobře respektuje jejich průběh na trupu a nedochází ke křížení jejich drah.

Bohužel, takováto konfigurace neodpovídá původní představě zadavatele z hlediska pevnostního a vnitřního uspořádání kluzáku.



obr.: 5.7-4 TRUP 3, POSUV 4, alfa=0°



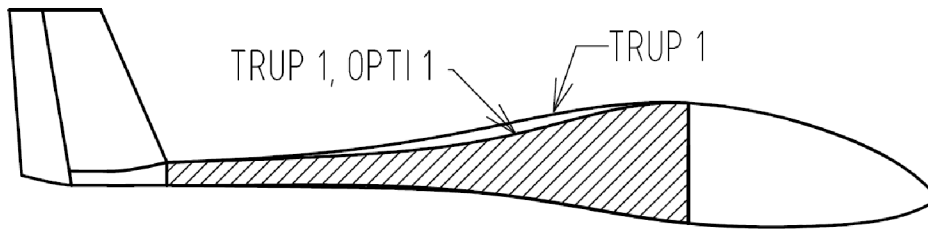
obr.: 5.7-5 TRUP3, POSUV 4, alfa=12°

5.8. Optimalizace tvaru trupu

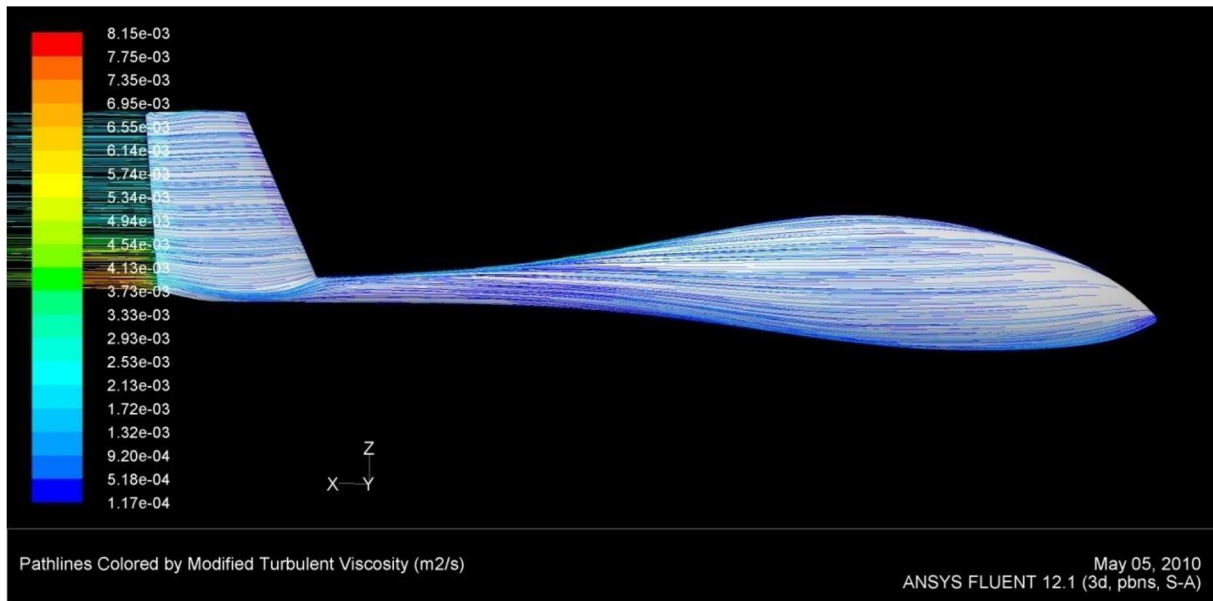
Původní trup docela dobře odpovídá ideálnímu tvaru s minimálním odporem, přesto však existují rezervy, které mohou přispět k dalšímu snížení odporu.

U dvou variant trupů (*TRUP1* a *TRUP2*) byla snížena omočená plocha za největším průřezem trupu, Obr.: 5.8-1, *TRUP1* /*OPTI1*, Obr.: 5.8-4, *TRUP2* /*OPTI1*. Přední část byla zachována, nemá smysl zmenšovat příčný průřez trupu na úkor pilotního prostoru.

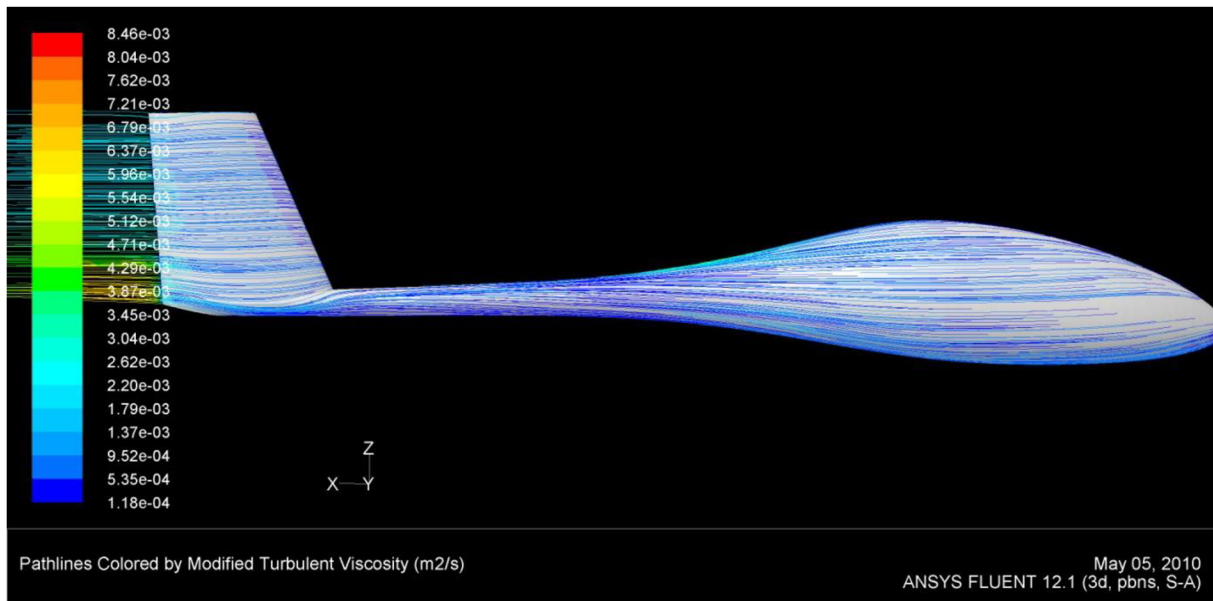
V případě *TRUP1*, *OPTI1* se jedná o zmenšení plochy především na úkor horní části, trup pak připomíná hornoplošnou konfiguraci, zmíněnou v kap. 5.7. Jedná se spíše o pokusnou verzi. Optimalizovaná varianta *TRUP2*, *OPTI1* ukazuje symetrické zmenšení omočené plochy horní i spodní části trupu. Tento trup je určitě více akceptovatelný pro dané zadání. Ani v případě této verze by nebyl problém se zástavbou motoru pro samostatný start.



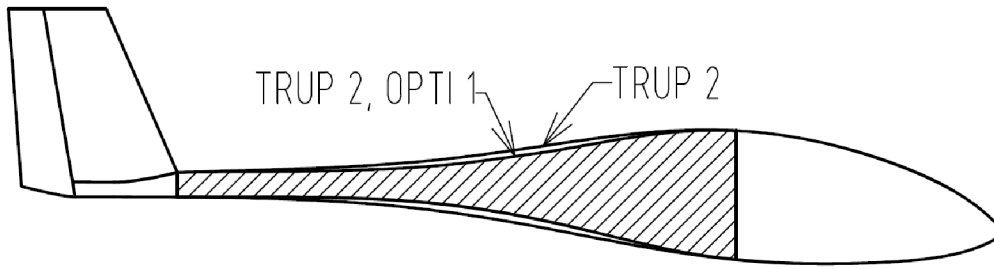
Obr.: 5.8-1, TRUP1 /OPTI1



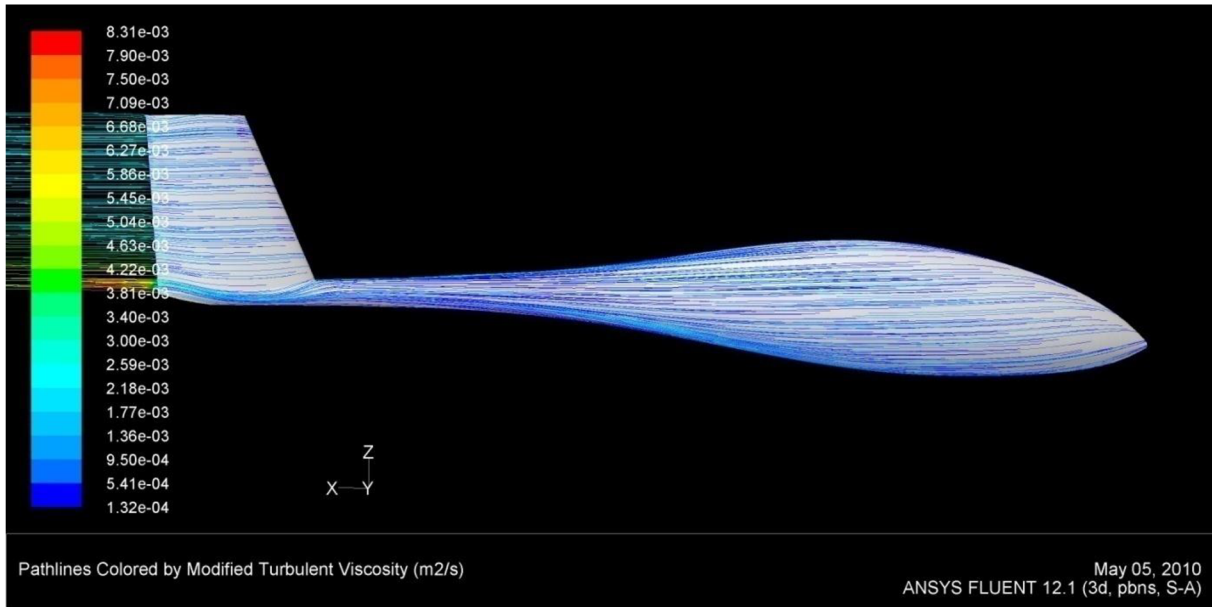
Obr.: 5.8-2



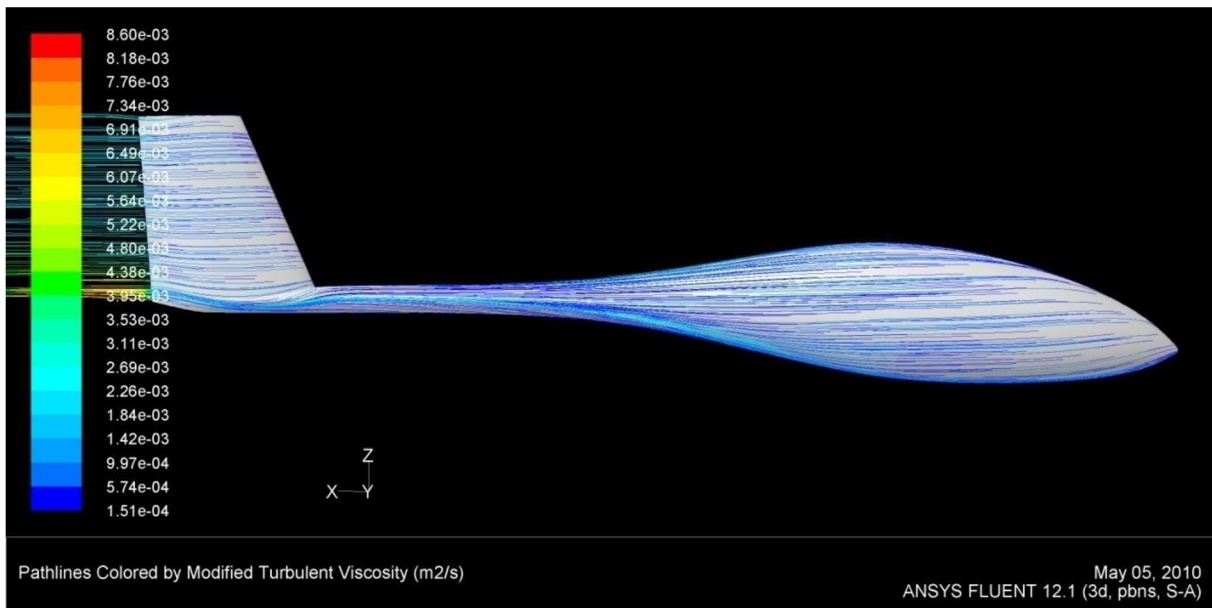
Obr.: 5.8-3



Obr.: 5.8-4, TRUP2 /OPTI1



Obr.: 5.8-5



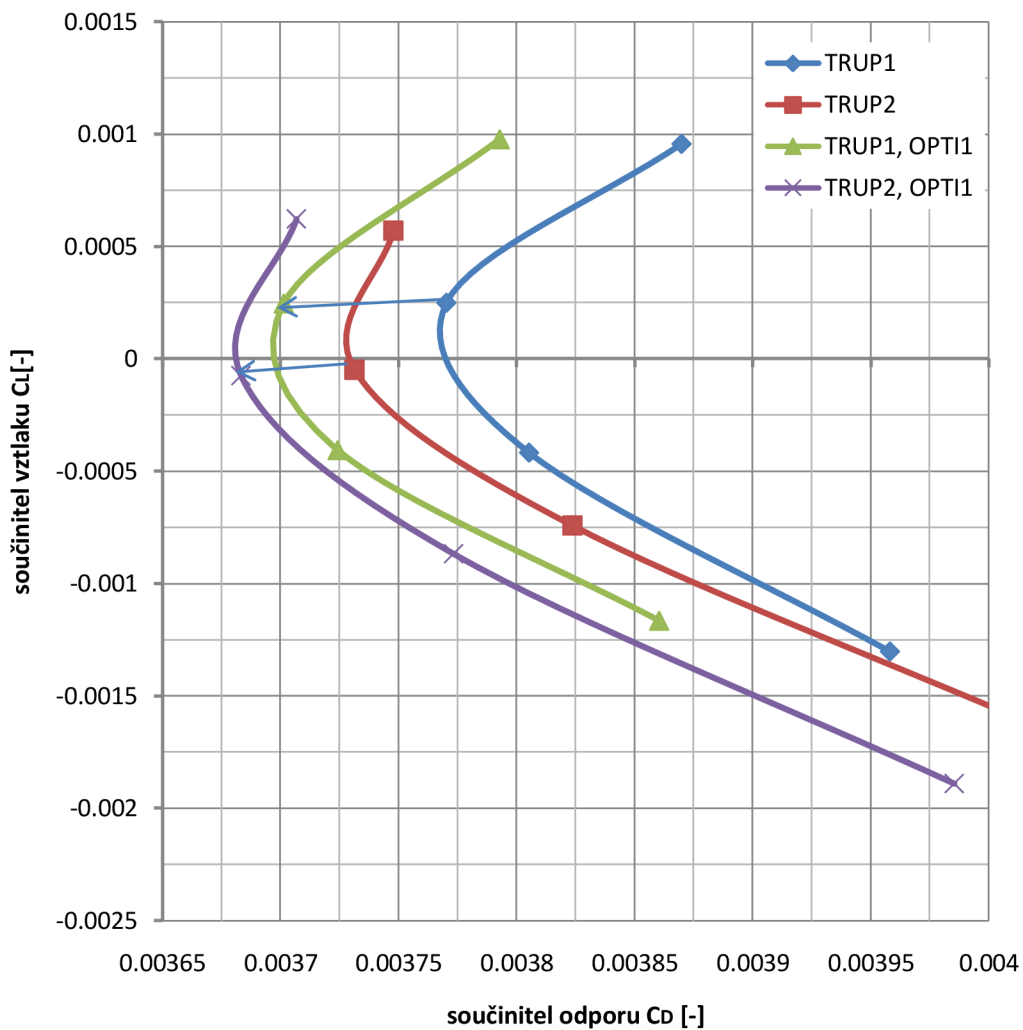
Obr.: 5.8-6

Ze všech obrázků, zobrazujících proudnice na povrchu trupu, barevně odlišených podle velikosti turbulence, je vidět, že se proudění v žádné optimalizované variantě kvalitativně nezhoršilo, byť by větší křivost mohla vyvolat místní odtržení proudu. Hodnoty součinitelů odporu pro obě optimalizované varianty v porovnání s původní konfigurací jsou v Tab.: 5.8-1 a průběhy polár pak na Obr.: 5.8-7.

Varianta	$C_{D_{press}}$ [-]	$C_{D_{visc}}$ [-]	C_D [-]	A_{Fus} [m ²]
TRUP1, $\alpha=0^\circ$	0.00082	0.00298	0.00381	8.473
TRUP1, OPTI1, $\alpha=0^\circ$	0.00085	0.00287	0.00372	8.082
Rozdíl v %	4.0	-3.8	-2.1	-4.6

Varianta	$C_{D_{press}}$ [-]	$C_{D_{visc}}$ [-]	C_D [-]	A_{Fus} [m ²]
TRUP2, $\alpha=0^\circ$	0.00083	0.00300	0.00382	8.502
TRUP2, OPTI1, $\alpha=0^\circ$	0.00086	0.00291	0.00377	8.191
Rozdíl v %	4.0	-2.8	-1.3	-3.7

Tab.: 5.8-1



Obr.: 5.8-7

Faktem zůstává, že snížení odporu trupu je sice patrné, ale z hlediska celkového odporu letounu jen velmi malé, obzvláště uvážíme-li to, že snížení odporu se především projevilo ve třecím odporu, který je při použití turbulentního modelu výrazně nadhodnocen.

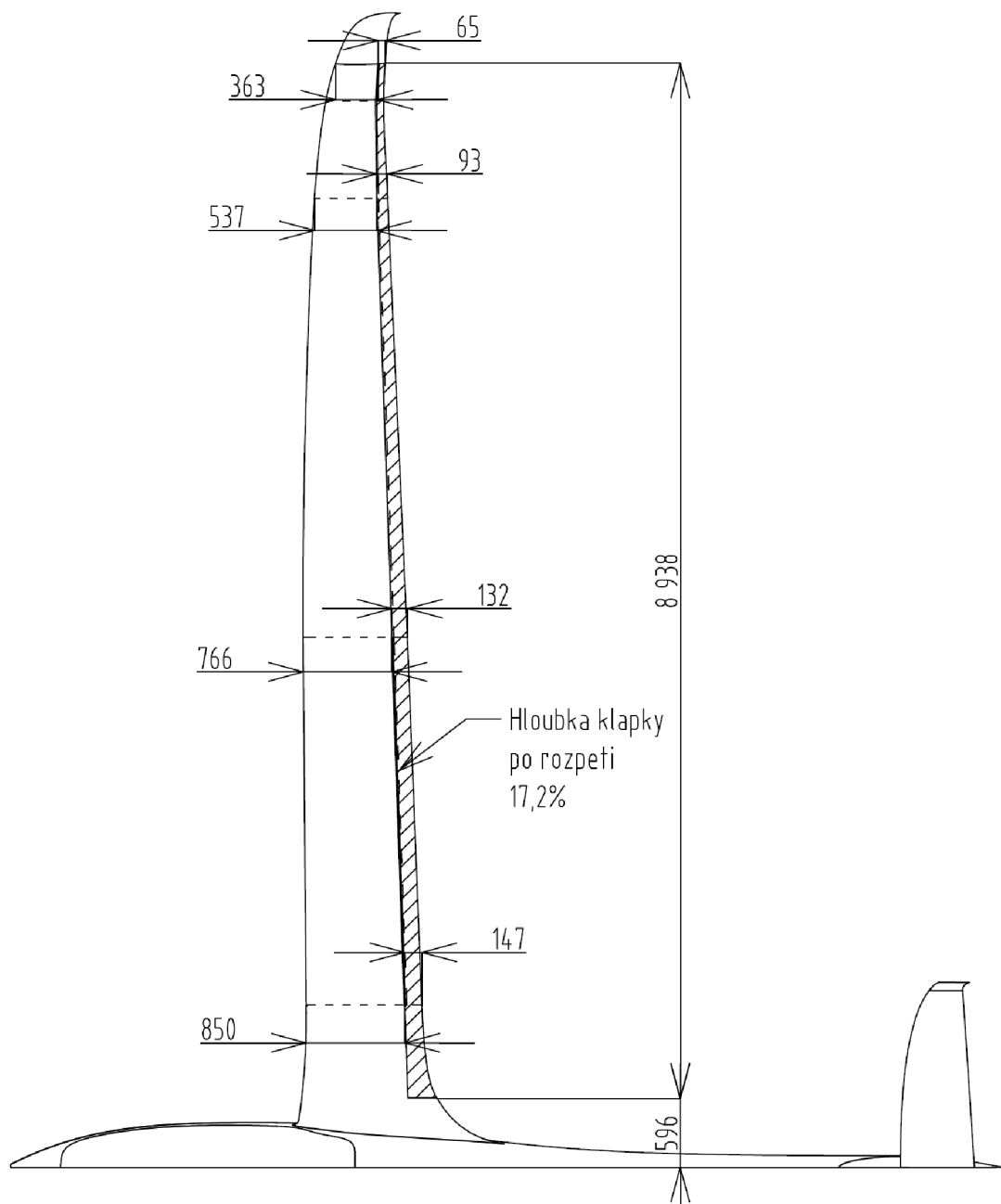
Budeme-li předpokládat skutečný třecí odpor menší, pak snížení celkového odporu není tak výrazné jak vyplývá z Tab.: 5.8-1. Z tohoto plyne, že snižování odporu tímto způsobem je neefektivní.

Nicméně není k nepovšimnutí, že pouhá změna trupu z varianty TRUP1 na TRUP2 vede nejen ke zlepšení přistávacích podmínek, ale i ke snížení odporu. Což je další pozitivum hovořící pro zvednutí ocasní části kluzáku.

6. Úhel nastavení VOP

Podle přání zadavatele, posunout projekt od řešení aerodynamických charakteristik k řešení základních letových vlastností a z důvodu využití předchozích výsledků, byla práce zaměřena na určení statické zásoby a z toho plynoucího úhlu nastavení VOP. Pro letoun využívající flaperon po celém rozpětí křídla jde o zásadní věc, změna součinitele klopivého momentu mezi záporným a kladným nastavením flaperonu je velice výrazná.

Zásadní roli při určení úhlu nastavení VOP hraje nastavení klapky, v tomto případě flaperonů, od kterých se odvíjí součinitel klopivého momentu letounu. Uvažované výchylky flaperonů jsou $\delta_K = -10^\circ$ nahoru a $\delta_K = +12^\circ$ dolů. Provedení (rozsah po rozpětí a hloubka) je navrženo v *Ing. Lukáš Popelka Ph.D., HPH Twin Shark, High Lift Configuration: Passive Flow Control, VSP 2010, Obr.: 6-1.*



Obr.: 6-1, Návrh konstrukce flaperonu

- Model

3D model, výpočetní síť a stejně tak i výpočet byly vytvořeny shodným způsobem jako v kap. 5. Jediný rozdíl je v namodelování flaperonů. První model (Obr.:6-2) představuje výchylku flaperonů s maximální kladnou výchylkou $\delta_K=+12^\circ$ a druhý (Obr.:6-6) s maximální zápornou výchylkou $\delta=-10^\circ$.

Model trupu pro obě klapkové verze vychází z původní varianty, tzn. bez optimalizace trupu a změněného posazení křídla vůči trupu. Jde především o možnost srovnání výsledků pro požadovaný součinitel vztlaku (úhel nastavení) VOP s cvičnou verzí. Jak už bylo zmíněno, u cvičné a závodní verze bude použit shodný trup i ocasní plochy.

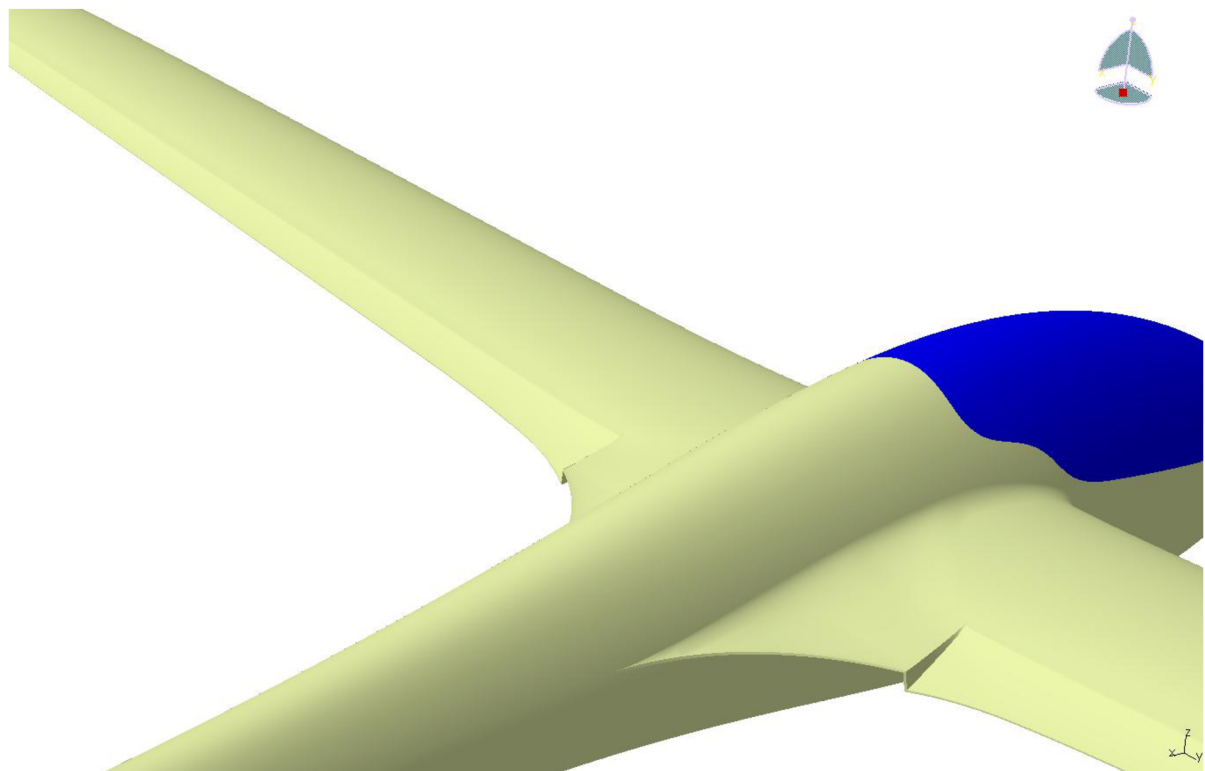
- Výpočetní síť

Výpočetní síť byla vytvořena se stejnými parametry jako v kap. 5.2. Pouze v místech přechodu křídlo-flaperon je zhuštěna kvůli většímu zakřivení plochy (přechodu).

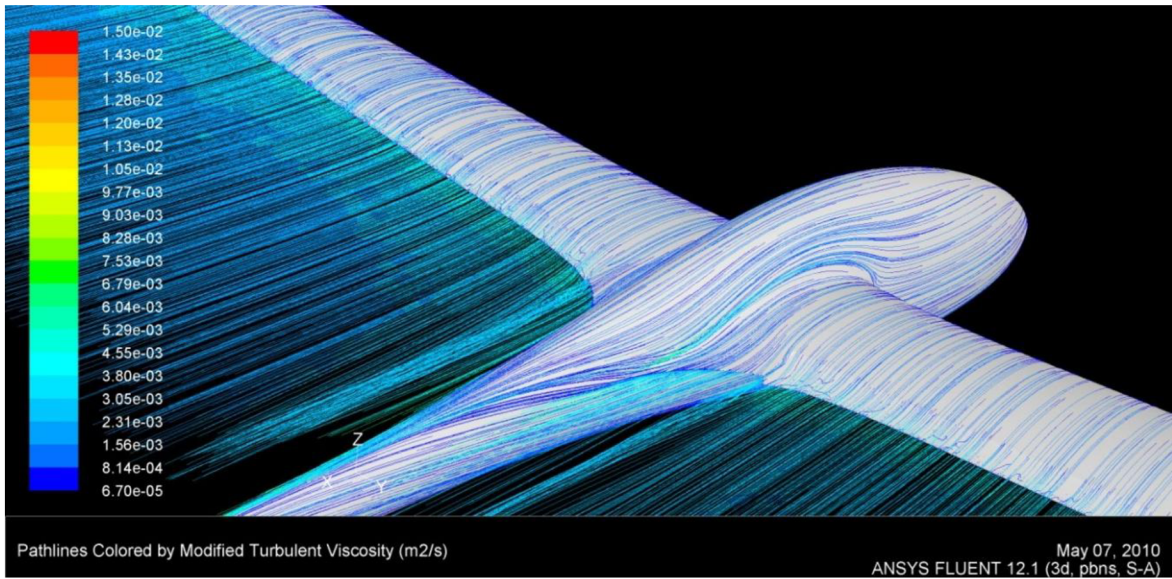
- Výpočet

Nastavení programu je shodné jako v kap. 5.3. Pouze počítaný rozsah úhlů náběhů je omezen na lineární oblast vztlakové čáry, tzn. od úhlu náběhu $\alpha=-3^\circ$ po $\alpha=+6^\circ$ s krokem $\Delta\alpha=3^\circ$.

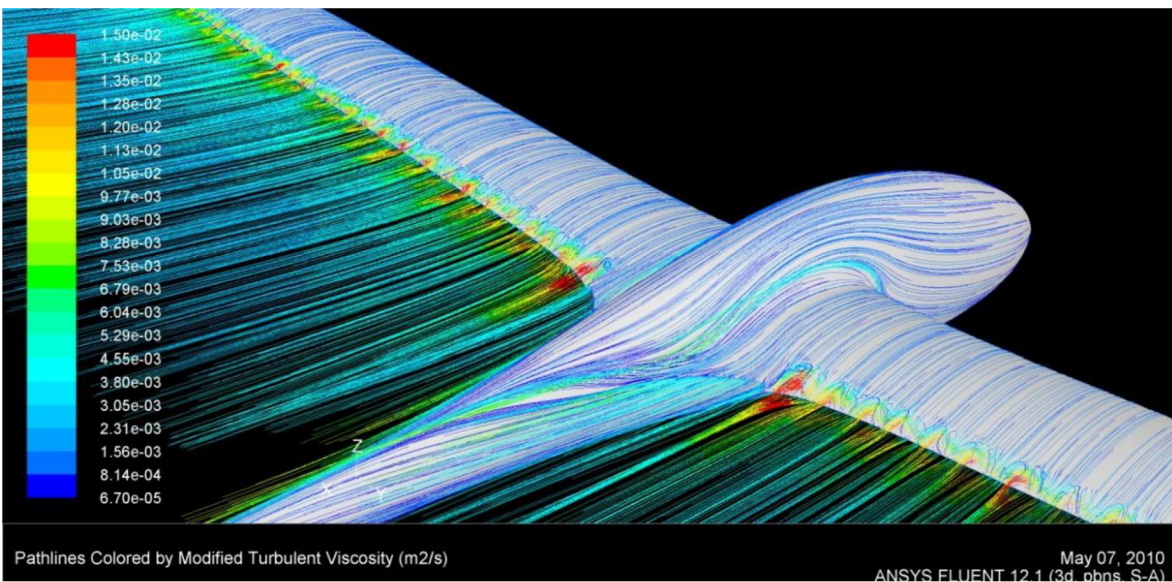
- Zobrazení modelu a řešení obtékání pro výchylku klapky $\delta_K=+12^\circ$



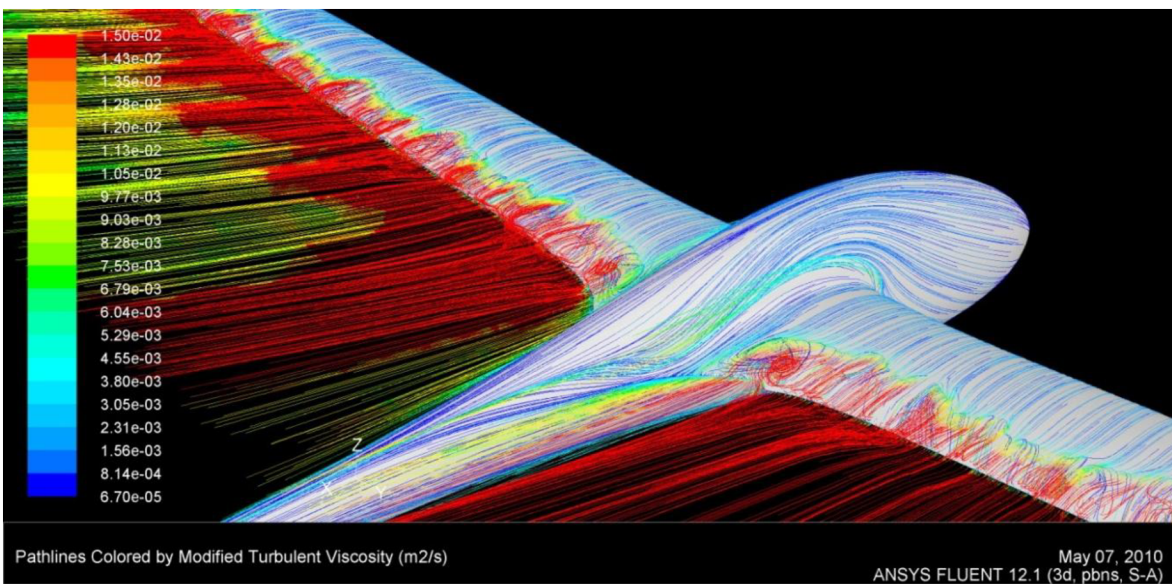
Obr.: 6-2, 3D model FLAP=+12°



Obr.: 6-3, FLAP=+12°, alfa=0°

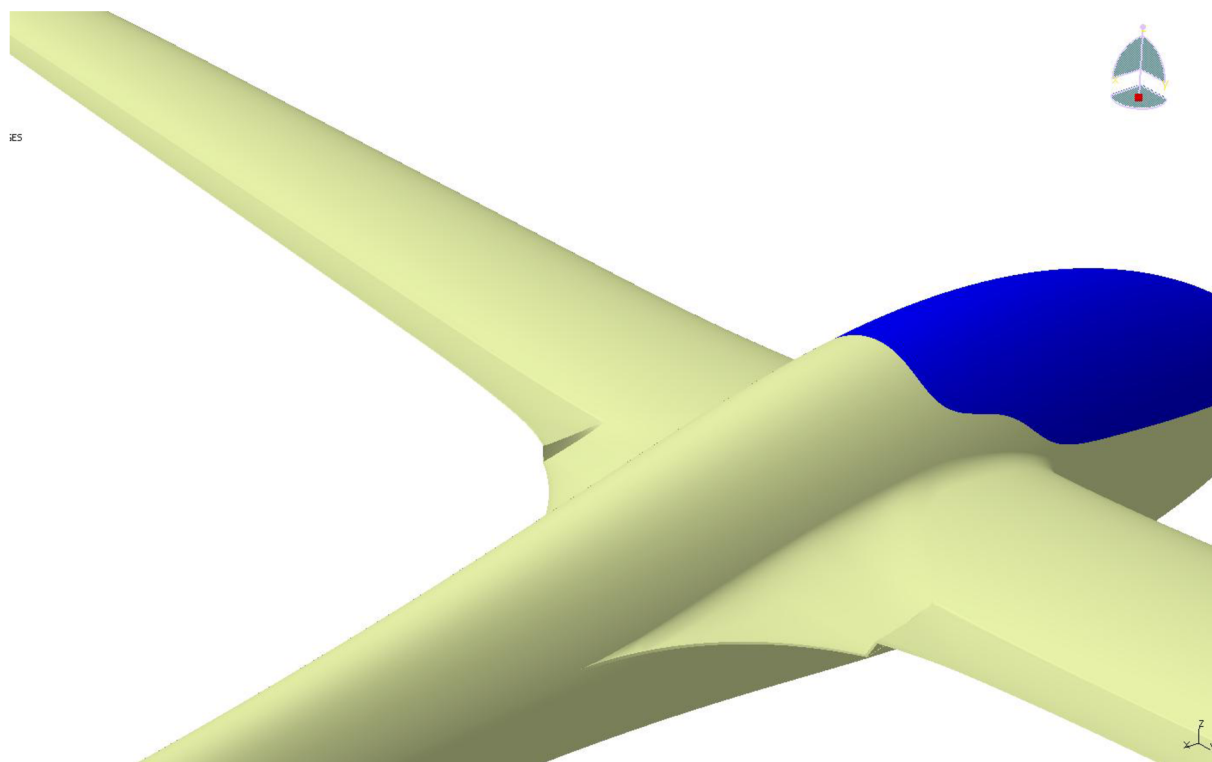


Obr.: 6-4, FLAP=+12°, alfa=6°

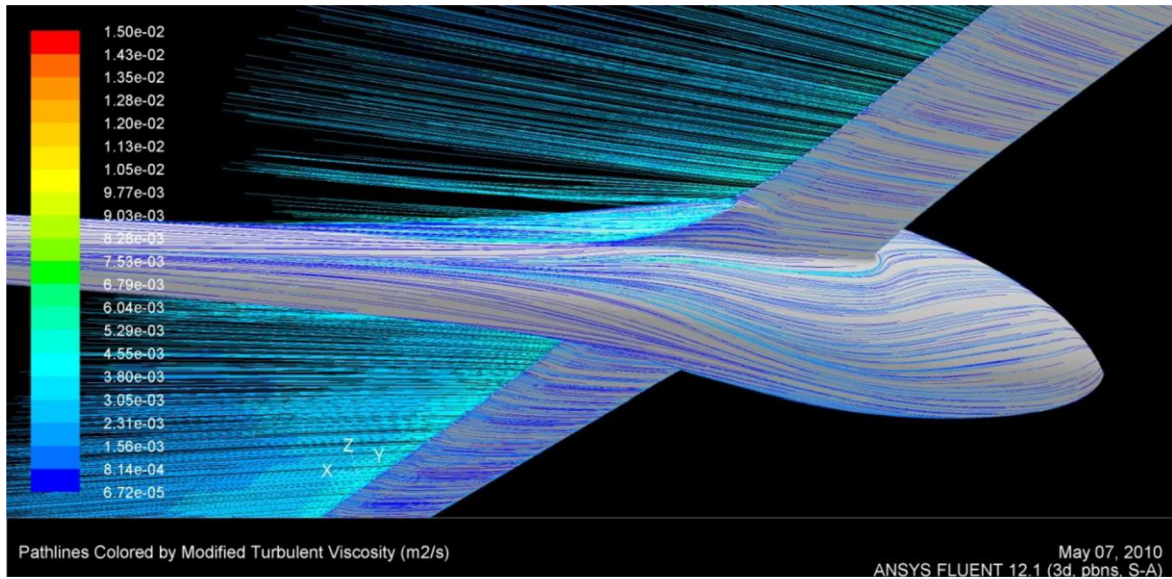


Obr.: 6-5, FLAP=+12°, alfa=12°

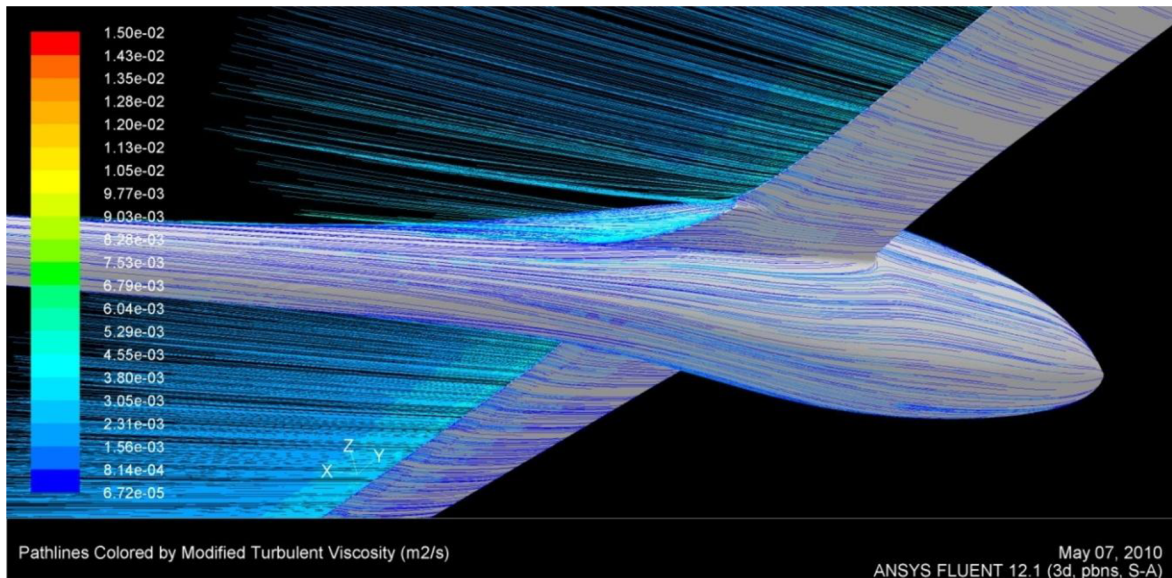
- Zobrazení modelu a řešení obtékání pro výchylku klapky $\delta_{\kappa} = -10^{\circ}$



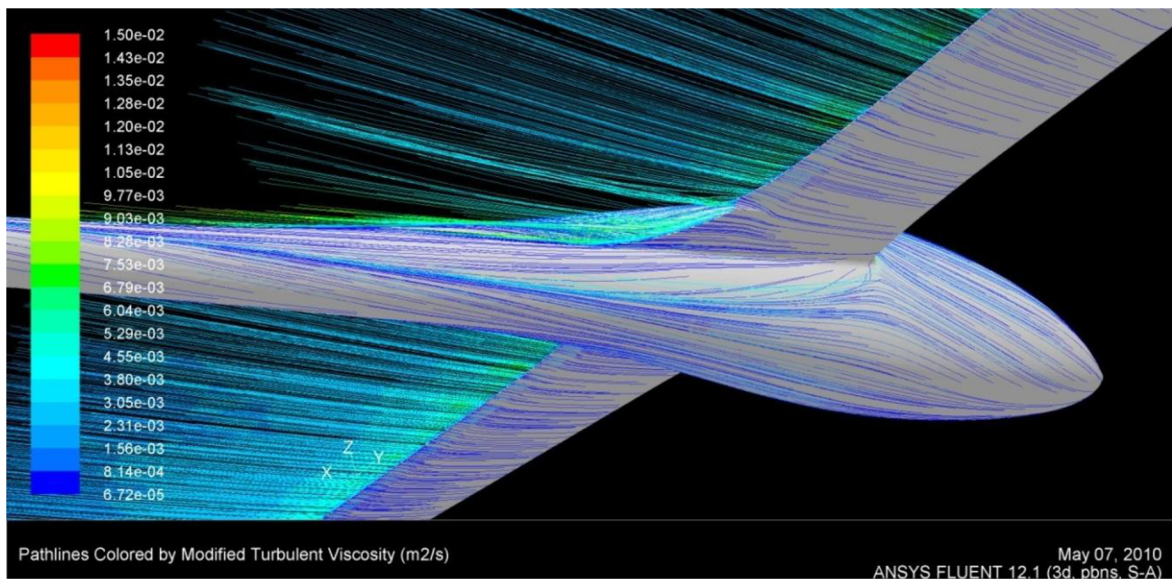
Obr.: 6-6, 3D model FLAP=-10°



Obr.: 6-7, FLAP=-10°, alfa=-3°

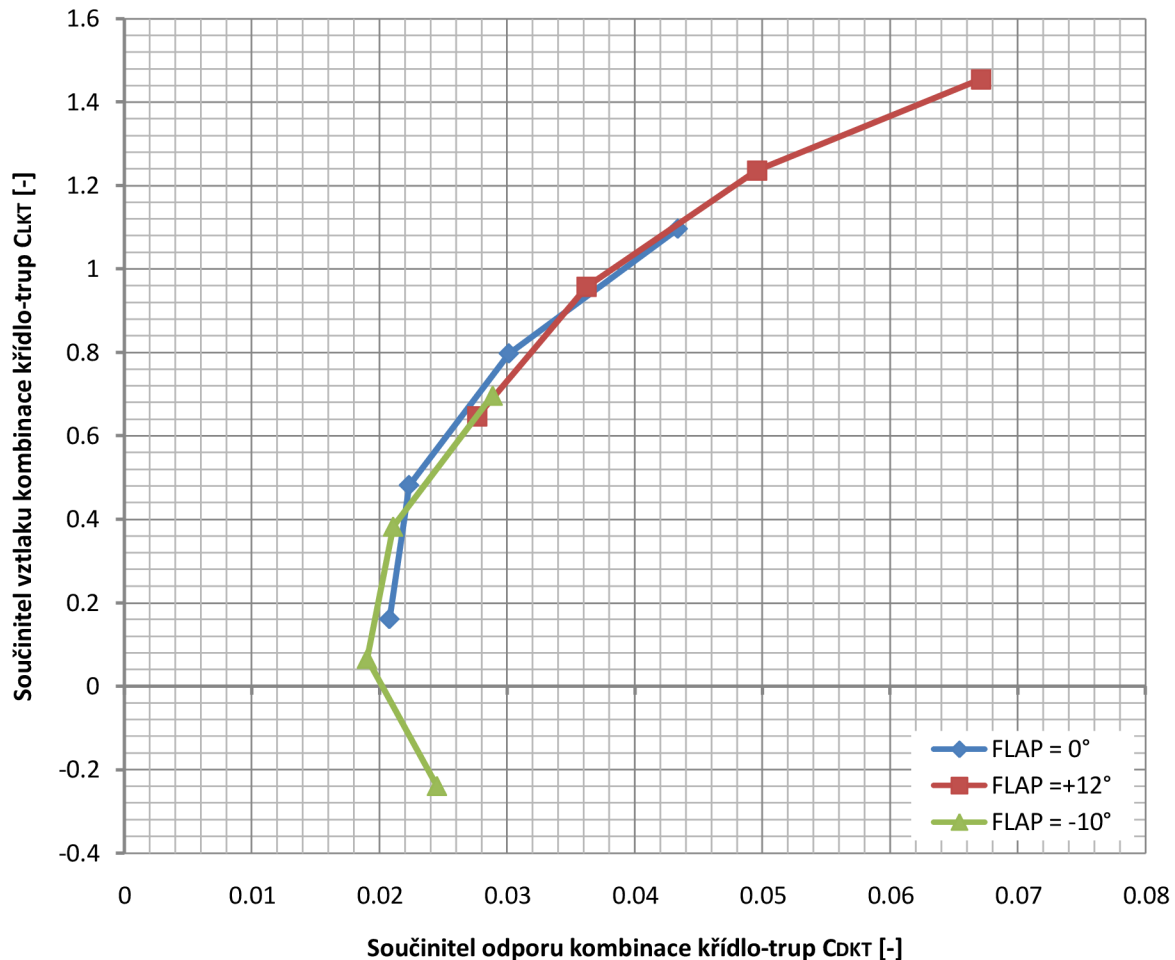


Obr.: 6-8, FLAP=-10°, alfa=3°



Obr.: 6-9, FLAP=-10°, alfa=9°

Průběhy polár všech tří kombinací jsou vidět na Obr.: 6-10.



Obr.: 6-10, Polára kombinace křídlo-trup

6.1. Určení statické zásoby letounu

Předchozích výsledků řešení obtékání pozitivního a negativního nastavení klapek bylo využito při určení statické zásoby letounu, která je definována jako rozdíl relativní polohy aerodynamického středu a relativní polohy těžiště

$$\sigma_A = \bar{x}_{A_{LET}} - \bar{x}_T$$

Její všeobecně doporučené hodnoty se pohybují od minimálně 0,05 C_{SAT} až do hodnoty dané rozsahem centráže. Na základě znalosti aerodynamického středu letounu a velikosti rozsahu centráže jsme proto schopni určit statickou zásobu a tím i polohu těžiště, což je nepostradatelné při určení úhlu nastavení VOP.

Aerodynamický střed letounu je definován vztahem

$$\bar{x}_{A_{LET}} = \bar{x}_{AK} + \Delta\bar{x}_{ATR} + \frac{C_{L\alpha_{VOP}}}{C_{L\alpha}} \cdot k_{VOP} \cdot \bar{V}_{VOP} \cdot \left(1 - \frac{\delta\varepsilon}{\delta\alpha}\right)$$

, kde

$$\bar{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot l_{VOP}}{S \cdot c_{SAT}}$$

značí mohutnost VOP a

$$\bar{x}_{AK} + \Delta\bar{x}_{ATR} = \bar{x}_{AKT}$$

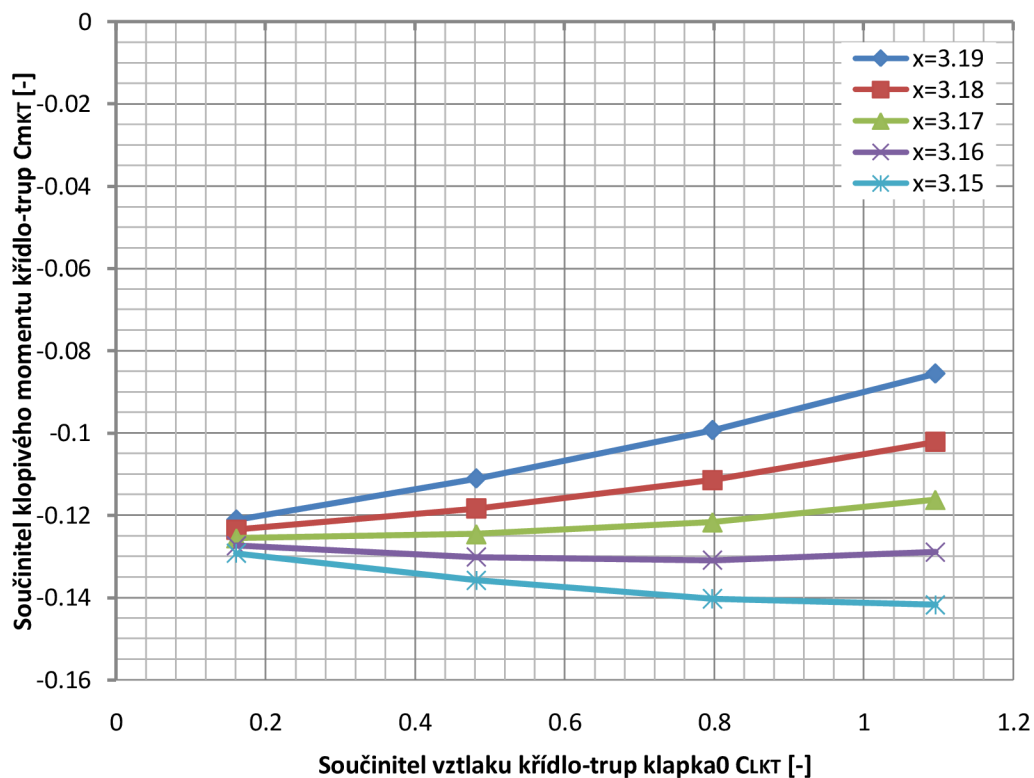
je aerodynamický střed kombinace křídlo-trup.

Aerodynamický střed kombinace křídlo-trup je takový bod, k němuž je-li vztážen součinitel klopivého momentu, je jeho změna podle součinitele vztlaku nulová, nebo-li

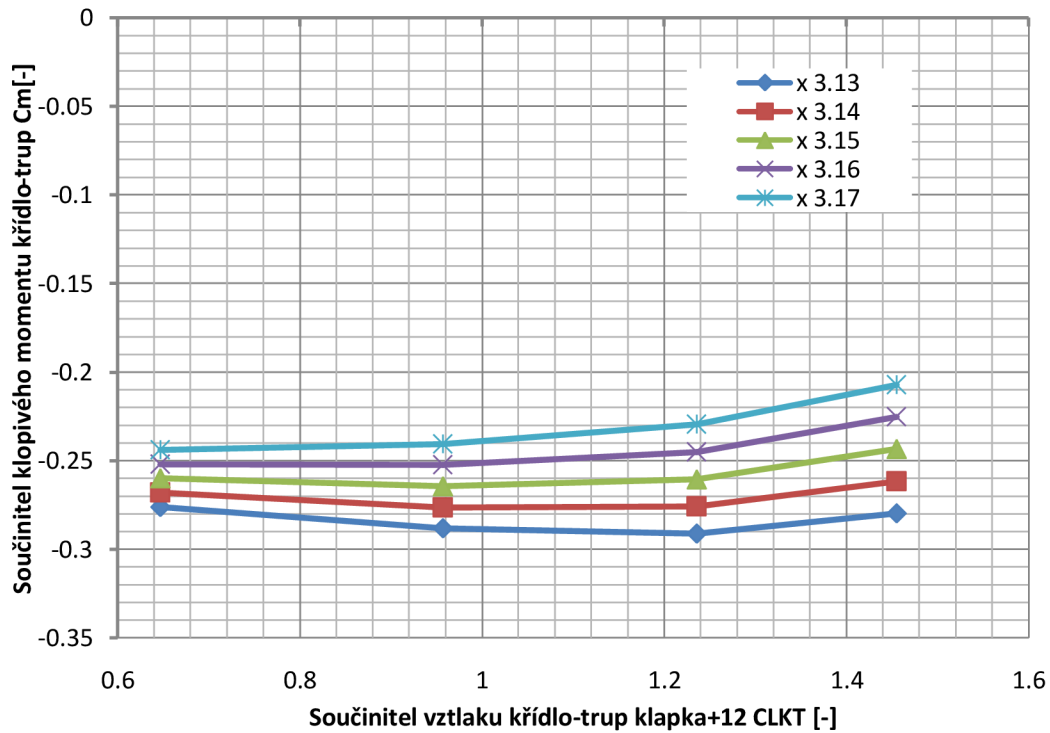
$$\left(\frac{\delta C_{m_{KT}}}{\delta C_{L_{KT}}} \right)_{pro x_{AKT}} = 0$$

Aerodynamický střed je možné najít iteračním způsobem tak, že vhodně měníme polohu bodu, ke kterému vztahujeme klopivý moment. V okamžiku, kdy je pro určitý bod změna klopivého momentu podle součinitele vztlaku nulová, považujeme tento bod za aerodynamický střed kombinace křídlo-trup.

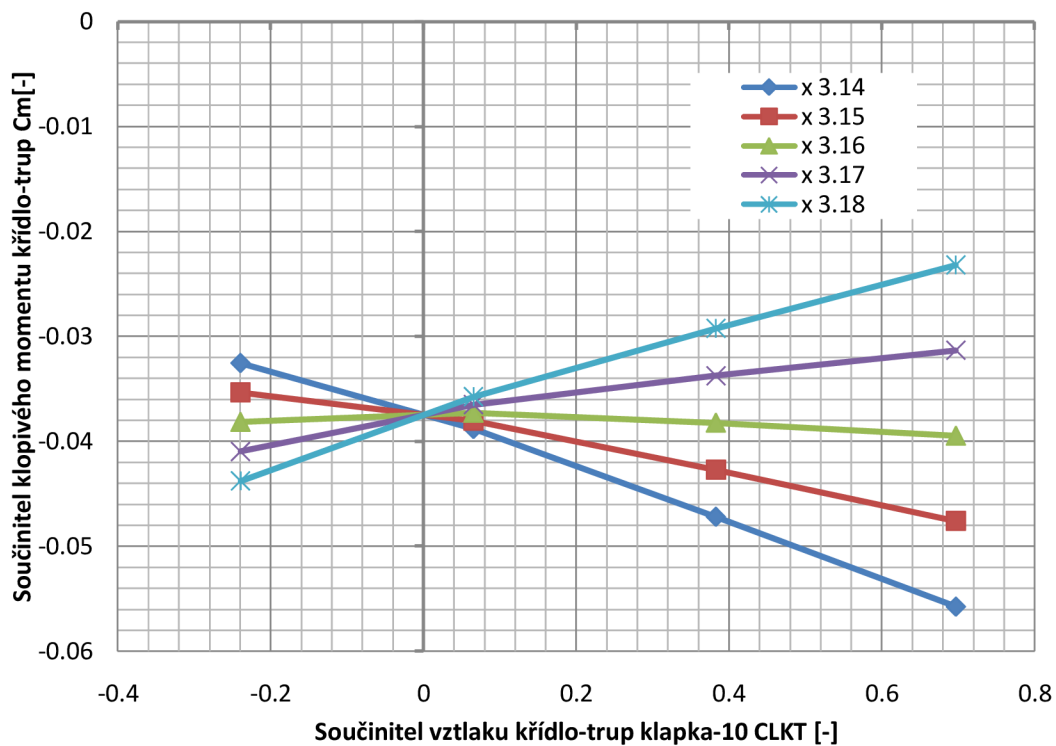
Variací absolutní souřadnice x bodu, ke kterému vztahujeme průběh součinitele klopivého momentu je pro všechny tři nastavení na Obr.: 6.1-1, Obr.: 6.1-2, Obr.: 6.1-3.



Obr.: 6.1-1, FLAP=0°

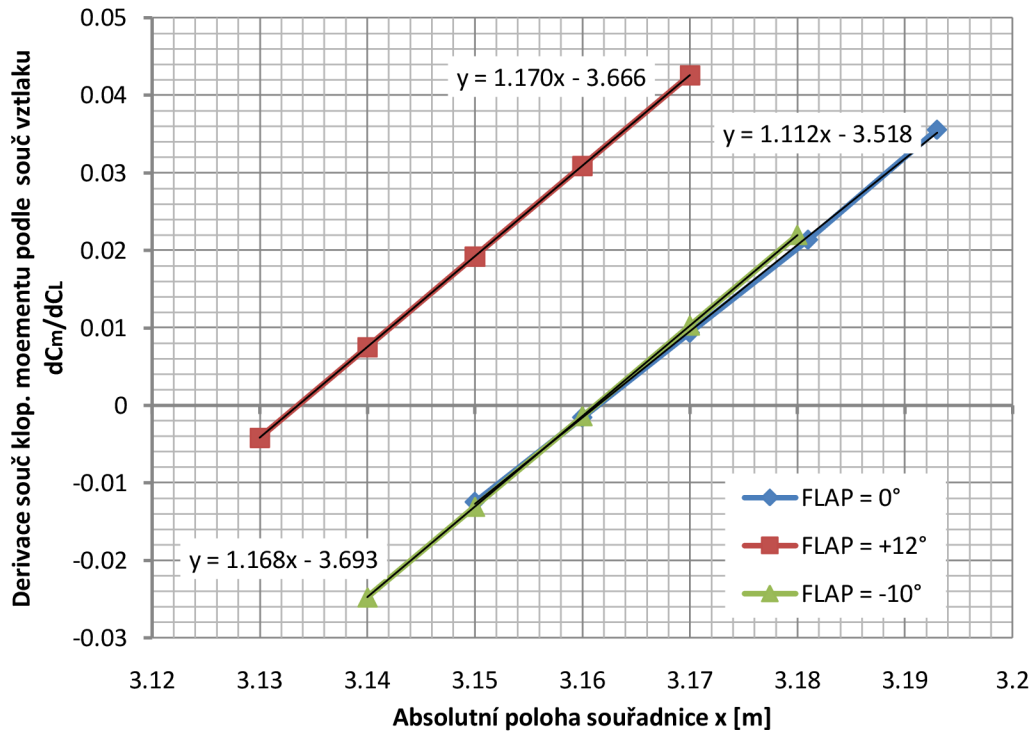


Obr.: 6.1-2, FLAP=+12°



Obr.: 6.1-3, FLAP=-10°

Je vidět, že průběhy nejsou vždy plně přímkové, to je způsobeno tím, že spojením trupu a křídla se mění jednak poloha souřadnice x , ale i y aerodynamického středu křídlo-trup. Budeme-li variovat i souřadnici y , pak dostaneme plně přímkový průběh. V tomto případě stačí dané průběhy proložit přímkami a z nich vyjádřit jejich gradienty. Průběhy gradientů v závislosti na souřadnici x , absolutní polohy aerodynamického středu křídlo-trup, je zobrazena Obr.: 6.1-4.



Obr.: 6.1-4

Jiný průběh gradientu pro výchylku klapky $\delta_k=12^\circ$ (Obr.: 6.1-4) je způsoben tím, že se křídlo pohybuje v nelineární oblasti vztahové čáry. Vzhledem k tomu, že při této výchylce klapky bude letounu běžně na vysokých součinitelích vztahu letat, pak je nutné uvažovat tuto hodnotu gradientu.

Souřadnici x polohy aerodynamického středu kombinace křídlo-trup určíme z podmínky

$$\left(\frac{\delta C_{m_{KT}}}{\delta C_{L_{KT}}} \right) = 0$$

Jednotlivé polohy aerodynamických středů křídlo-trup jsou v Tab.: 6.1-1.

Klapka δ_k [°]	-10	0	12
Poloha X_{AK-T} [m]	3.161	3.161	3.133
Rel. poloha X_{AK-T} [%CSAT]	21.3	21.3	18.0

 Tab.: 6.1-1, Polohy X_{AKT} pro FLAP=-10°, 0°, +12°

- Mohutnost VOP

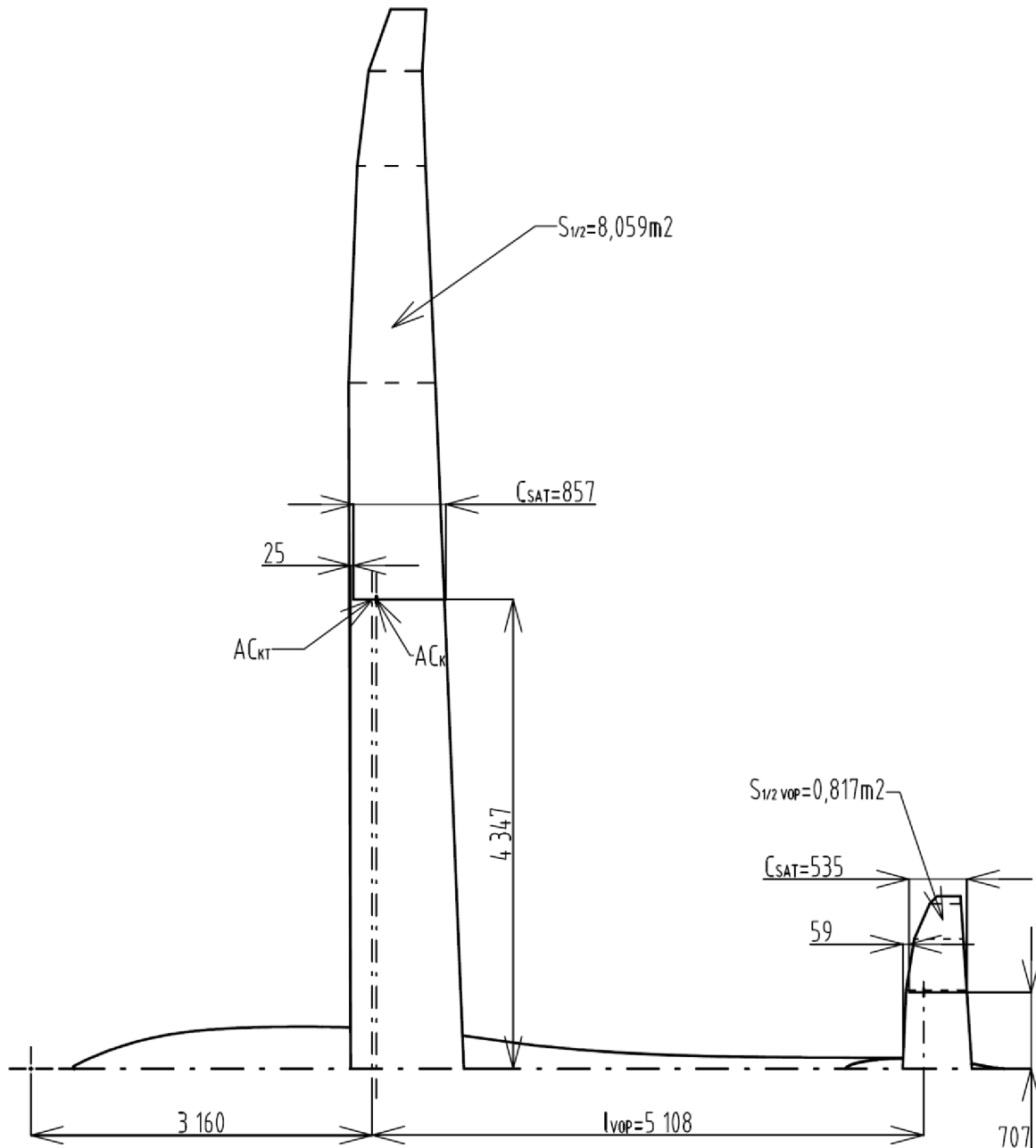
Mohutnost VOP vztažená k \bar{x}_{AKT} je definována vztahem

$$\bar{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot l_{VOP}}{S \cdot c_{SAT}}$$

, kde

$$l_{VOP} = x_{AVOP} - x_{AKT}$$

Podle zjednodušeného modelu křídla a VOP, Obr.: 6.1-5, jsou určeny aerodynamické středy jednotlivých lichoběžníků.



Obr.: 6.1-5, Zjednodušený model křídla a VOP, rameno VOP pro FLAP=0°

Parametry c_{SAT} jsou určeny podle

$$c_{SAT} = \frac{2}{3} \cdot \frac{c_0^2 + c_0 \cdot c_k + c_k^2}{c_0 + c_k}$$

$$x = \frac{b_c}{6} \cdot \frac{c_0 + 2c_k}{c_0 + c_k}$$

a následně aerodynamický střed celého křídla a VOP

$$c_{SAT} = \frac{\sum_{i=1}^n c_{SAT_i} \cdot S_i}{\sum_{i=1}^n S_i}$$

$$x_{SAT} = \frac{\sum_{i=1}^n x_{SAT_i} \cdot S_i}{\sum_{i=1}^n S_i}$$

Všechny velikosti ploch jsou výstupem z programu CATIA V5. Plocha křidel

$$S = 16,118m^2$$

a plocha VOP

$$S_{VOP} = 1,634m^2$$

Pak velikost mohutnosti VOP je

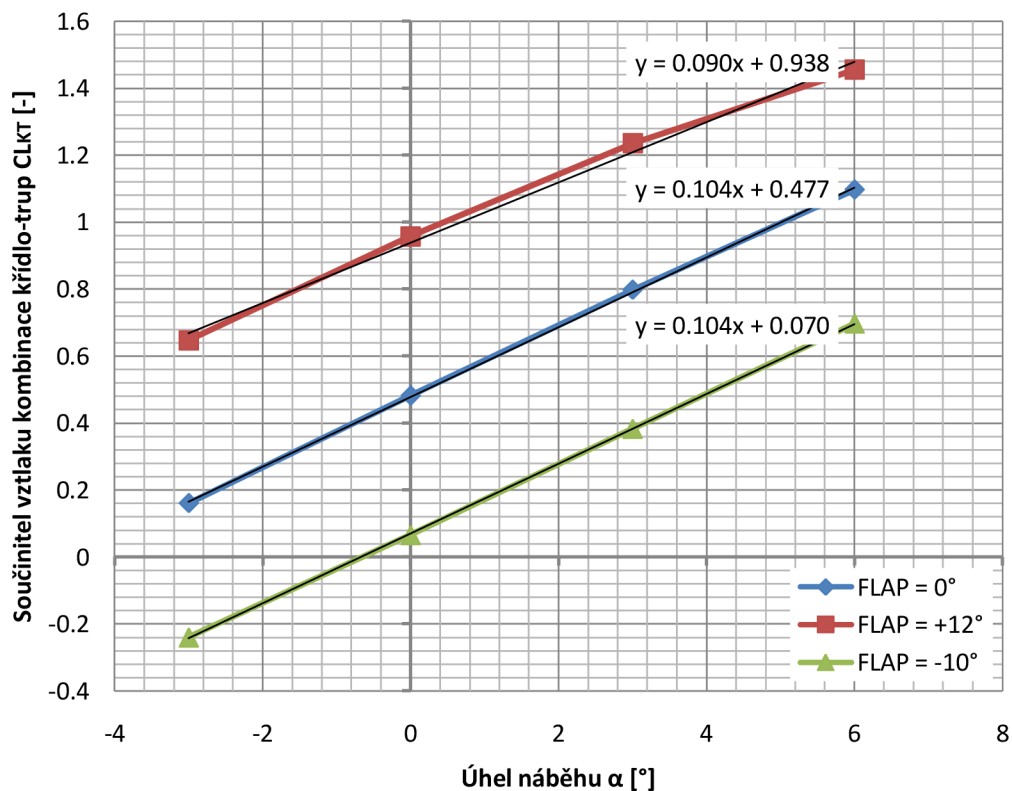
$$\bar{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot l_{VOP}}{S \cdot c_{SAT}}$$

, vyjádřeno číselně pro jednotlivá nastavení klapek

Klapka δ_K [°]	-10	0	12
V_{VOP} [-]	0.604	0.604	0.607

Tab.: 6.1-2, Mohutnosti VOP

- Sklon vztakové čáry křídla a VOP



Obr.: 6.1-6, Vztakové čáry spolu s vyjádřením rovnic jimi proložených přímk

Sklon vztakové čáry je definován podle

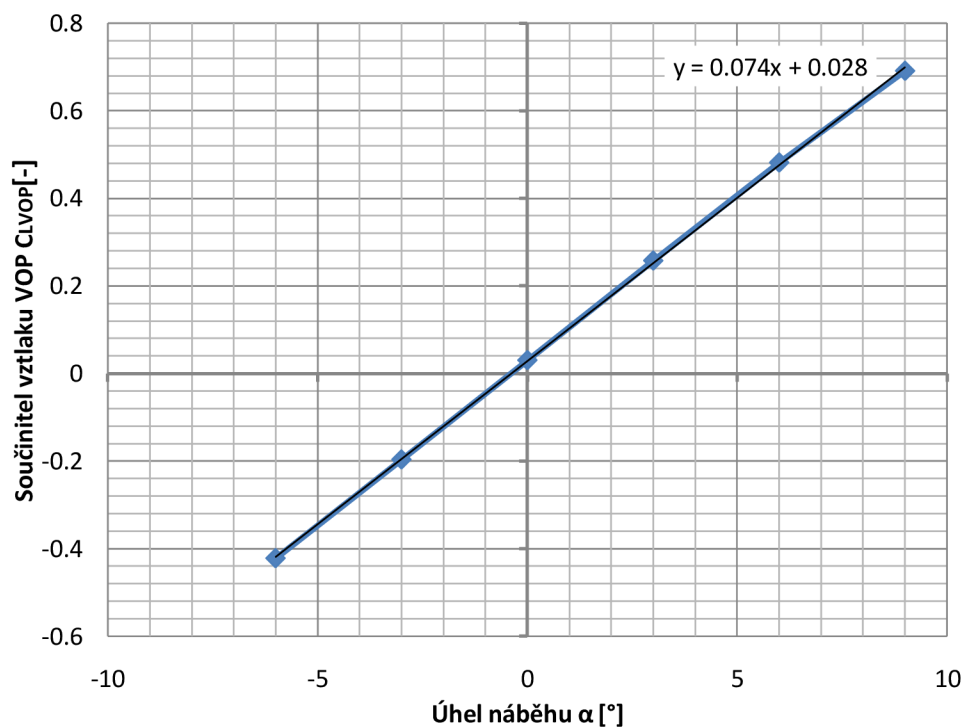
$$C_{L\alpha} = \frac{dC_L}{d\alpha}$$

, hodnoty pro jednotlivá nastavení klapky jsou v Tab.: 6.1-3.

Klapka δ_k [°]	-10	0	12
Sklon $C_{L\alpha}$	5.961	5.953	5.162

Tab.: 6.1-3, Sklony vztakových čar křídla pro FLAP=-10°, 0°, +12°

Průběh vztakové čáry samostatné VOP, tzn. neovlivněné kombinací křídlo-trup je na Obr.: 6.1-7.



Obr.: 6.1-7, Vztaková čára neovlivněné VOP

Sklon vztakové čáry VOP je v tom případě

$$C_{L\alpha VOP} = 4,252$$

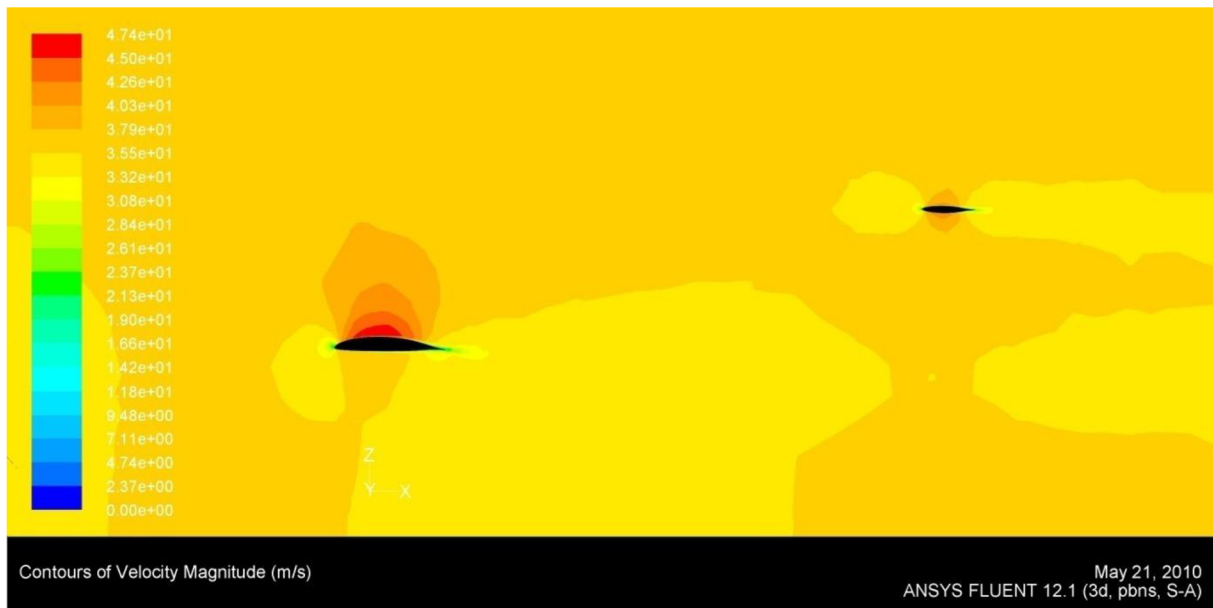
- Koeficient snížení aerodynamického vztaku k_{VOP}

Koeficient k_{VOP} vyjadřuje poměr dynamického tlaku na VOP a křídlu

$$k_{VOP} = \frac{q_{VOP}}{q} = \left(\frac{v_{VOP}}{v}\right)^2$$

, z Obr.: 6.1-8 je patrné, že velikost rychlosti nabíhajícího proudu na VOP i křídlo jsou shodné. Proto můžeme psát, že

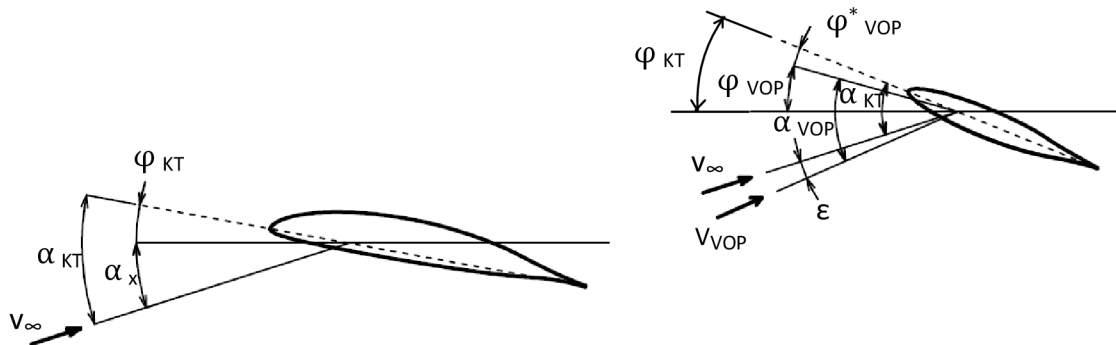
$$k_{VOP} = 1$$



Obr.: 6.1-8, Rychlostní pole v rovině symetrie posunutá do y=1,2m, FLAP=0°, alfa=0°

- Derivace úhlu zešikmení podle úhlu náběhu $\frac{\delta \varepsilon}{\delta \alpha}$

Pro určení aerodynamického středu celého letounu je třeba taktéž určit změnu úhlu zešikmení ε v závislosti na úhlu náběhu letounu α



Obr.: 6.1-9, Úhly náběhu, nastavení a zešikmení

Úhel zešikmení vyjadřuje rozdíl mezi úhlem náběhu křídla a úhlem náběhu VOP. Tento rozdíl je způsobený cirkulací kolem křídla. Pro kladné součinitele vzlaku křídla je úhel zešikmení záporný.

$$\alpha_{VOP} = \alpha_{KT} + \varphi^*_{VOP} - \varepsilon$$

, kde

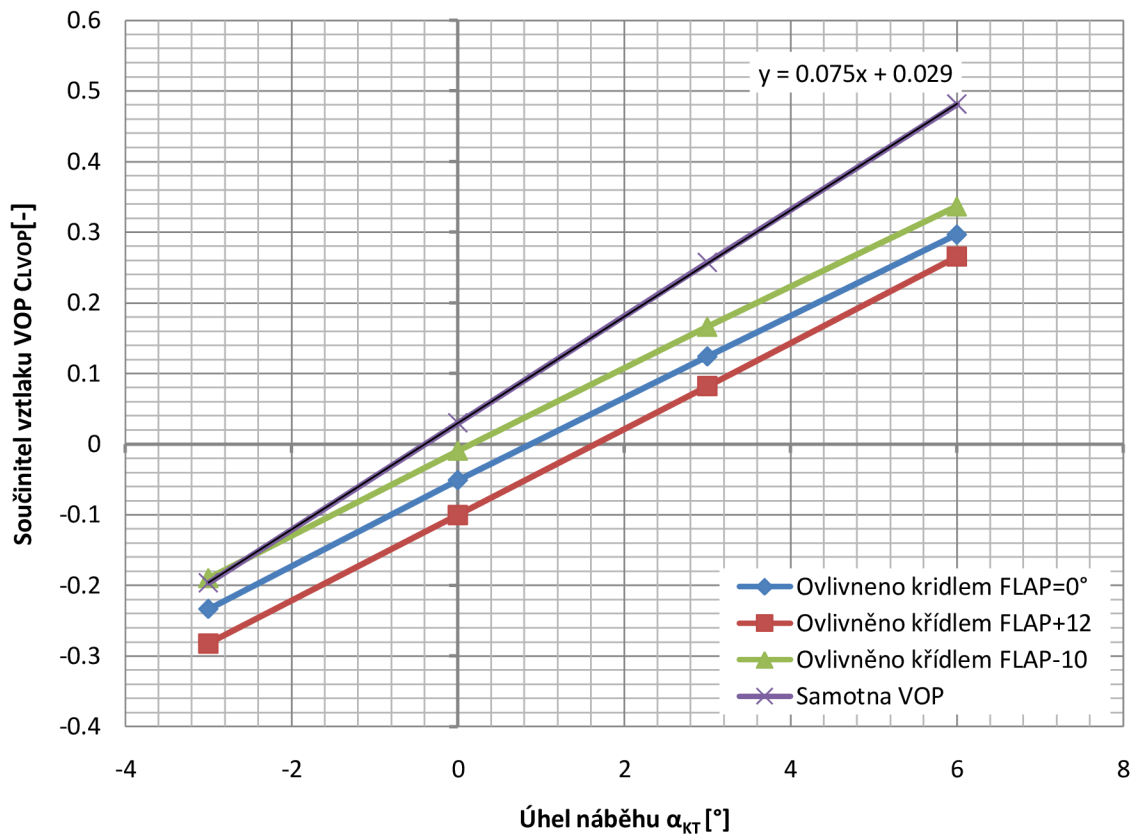
$$\varphi^*_{VOP} < 0$$

$$\varepsilon < 0$$

a

$$\alpha_{KT} = \alpha$$

Úhel zešikmení určíme tak, že porovnáme vztlakovou čáru pro samostatnou VOP a VOP ovlivněnou kombinací křídlo-trup, tzn. výpočetní model obsahuje celý letoun včetně ocasních ploch. Následně z rozdílu součinitele vztlaku ovlivněné a neovlivněné VOP pro jeden úhel náběhu jsme schopni podle rovnice vztlakové čáry neovlivněné VOP určit rozdíl v úhlu náběhu, tzn. ε .



Obr.: 6.1-10, Sklony vztlakových čar VOP

Rozdíl součinitele vztlaku VOP je

$$\Delta C_{LVOP} = C_{LVOP_{neovlivněno}} - C_{LVOP_{ovlivněno}}$$

a podle rovnice neovlivněné vztlakové čáry VOP, Obr.: 6.1-10

$$\varepsilon = \frac{(\Delta C_{LVOP} - 0,299)}{0,0754}$$

, z čehož následně určíme derivaci

$$\frac{\delta\varepsilon}{\delta\alpha} = \frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{\varepsilon_{\alpha=6^\circ} - \varepsilon_{\alpha=-3^\circ}}{\alpha_{6^\circ} - \alpha_{-3^\circ}}$$

Vyčíslené hodnoty jsou v Tab.: 6.1-4.

	Samotná VOP	FLAP=0°	FLAP=+12°	FLAP=-10°
α [°]	CLVOP [-]	CLVOP [-]	CLVOP [-]	CLVOP [-]
-3	-0.197	-0.234	-0.282	-0.190
0	0.030	-0.051	-0.100	-0.009
3	0.257	0.124	0.082	0.166
6	0.481	0.297	0.265	0.337
α [°]		Δ CLVOP [-]	Δ CLVOP [-]	Δ CLVOP [-]
-3		0.037	0.085	-0.007
0		0.081	0.130	0.039
3		0.133	0.175	0.091
6		0.185	0.216	0.144
α [°]		ε [°]	ε [°]	ε [°]
-3		-0.118	-0.768	0.471
0		-0.713	-1.368	-0.149
3		-1.411	-1.977	-0.845
6		-2.098	-2.519	-1.561
		$d\varepsilon/d\alpha$	$d\varepsilon/d\alpha$	$d\varepsilon/d\alpha$
		0.220	0.195	0.226

Tab.: 6.1-4 derivace $d\varepsilon/d\alpha$

- Aerodynamický střed celého letounu

Dosazením vypočtených hodnot do rovnice

$$\bar{x}_{ALET} = \bar{x}_{AKT} + \frac{C_{L\alpha VOP}}{C_{L\alpha}} \cdot k_{VOP} \cdot \bar{V}_{VOP} \cdot \left(1 - \frac{\delta\varepsilon}{\delta\alpha}\right)$$

dostáváme

Klapka δ_K [°]	-10	0	12
Poloha X_{ALET} [-]	0.546	0.550	0.583
Rel. poloha X_{ALET} [%CSAT]	54.6	55.0	58.3

Tab.: 6.1-5, poloha X_{ALET} pro jednotlivá nastavení klapek

- Určení statické zásoby

Před řešením samotné rovnice rovnováhy letounu je nutné znát alespoň rozsah centráže. Z hmotnostního rozboru zpracovaného pro cvičnou verzi s rozpětím 17,5m vyplývá, že rozsah centráže je 19.85% $c_{SAT_{17,5}}$, kde hloubka $c_{SAT_{17,5}} = 910mm$. Rozsah centráže můžeme prakticky považovat za totožný pro obě verze, s tím rozdílem, že rozsah je přepočítán v poměru k rozdílným hloubkám střední aerodynamické tělivy. Pro závodní verzi s 20m rozpětí pak platí:

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{c_{SAT_{17,5}}}{c_{SAT}} \cdot \Delta \bar{x}_{T_{17,5}} = \frac{910mm}{856mm} \cdot 19.85\% = 21.1\%$$

Z všeobecného požadavku minimální statické zásoby letounu 5% c_{SAT} určíme rozsah polohy těžiště letounu. Jako referenční konfiguraci letounu, pro určení těžiště, bereme tu se zápornou výchylkou klapek,

Tab.: 6.1-5. Při výchylce klapek $\delta_F = +12^\circ$ a $\delta_F = 0^\circ$ je aerodynamický střed letounu posunut více vzadu, statická zásoba je proto větší a výpočet se pohybuje na bezpečné straně.

$$\sigma_A = \bar{x}_{A_{LET}} - \bar{x}_T$$

Statická zásoba při zadní a přední centráži

$$\sigma_{A_{zad}} = 5\%$$

$$\sigma_{A_{před}} = 5\% + 21,1\% = 26,1\%$$

- Relativní poloha přední a zadní centráže

$$\bar{x}_T = \bar{x}_{A_{LET}} - \sigma_A$$

$$\bar{x}_{T_{zad}} = 0,546 - 0,05 = 0,496 = 49,6\%$$

$$\bar{x}_{T_{před}} = 0,546 - 0,261 = 0,285 = 28,5\%$$

- Absolutní poloha přední a zadní centráže

$$x_T = x_{A_{LET}} + (\bar{x}_T - \bar{x}_{A_{KT}}) \cdot c_{SAT}$$

$$x_{T_{zad}} = 3,161m + (0,496 - 0,213) \cdot 0,856m = 3,404m$$

$$x_{T_{před}} = 3,161m + (0,285 - 0,213) \cdot 0,856m = 3,224m$$

6.2. Úhel nastavení VOP

Výpočtu úhlu nastavení VOP předchází určení potřebného součinitele vztlaku VOP. Vycházíme tak z momentové rovnice rovnováhy v bezrozměrovém tvaru

$$C_{m_{LET}} = C_{m_{KT}} + C_{m_{VOP}}$$

$$C_{m_{LET}} = C_{L_{KT}} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_{AKT}) + C_{m_0} - C_{L_{VOP}} \cdot k_{VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP}$$

, kde

$$\tilde{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot \tilde{l}_{VOP}}{S \cdot c_{SAT}}$$

- Mohutnost VOP vztažená k \bar{x}_T

Rameno VOP vztažené k těžišti při přední a zadní centráži je

$$\tilde{l}_{VOP_{zad}} = x_{AVOP} - x_{T_{zad}} = 8,268m - 3,404m = 4,864m$$

$$\tilde{l}_{VOP_{pred}} = x_{AVOP} - x_{T_{pred}} = 8,268m - 3,224m = 5,044m$$

Plocha VOP, plocha křídla a střední aerodynamická tětva jsou určeny v předchozím výpočtu, kap. 6.2, pak

$$\tilde{V}_{VOP_{zad}} = \frac{1,634m^2 \cdot 4,864m}{16,118m^2 \cdot 0,856m} = 0,575$$

$$\tilde{V}_{VOP_{pred}} = \frac{1,634m^2 \cdot 5,044m}{16,118m^2 \cdot 0,856m} = 0,597$$

- Součinitel vztlaku VOP

Požadovaný součinitel vztlaku VOP se určí z rovnice momentové rovnováhy podle podmínky $C_{m_{LET}} = 0$, tzn.:

$$0 = C_{L_{KT}} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_{AKT}) + C_{m_0} - C_{L_{VOP}} \cdot k_{VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP}$$

$$C_{L_{VOP}} = \frac{C_{L_{KT}} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_{AKT}) + C_{m_0}}{k_{VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP}}$$

$\alpha_{KT} [^\circ]$	FLAP=-10°		FLAP=0°		FLAP=+12°	
	$C_{L_{VOP}} [-]$ přední	$C_{L_{VOP}} [-]$ zadní	$C_{L_{VOP}} [-]$ přední	$C_{L_{VOP}} [-]$ zadní	$C_{L_{VOP}} [-]$ přední	$C_{L_{VOP}} [-]$ zadní
-3	-0.093	-0.185	-0.197	-0.146	-0.339	-0.115
0	-0.056	-0.034	-0.158	0.012	-0.285	0.056
3	-0.018	0.122	-0.120	0.168	-0.236	0.208
6	0.021	0.277	-0.084	0.315	-0.197	0.329

Tab.: 6.2-1, Potřebný součinitel vztlaku VOP

- Úhel náběhu VOP

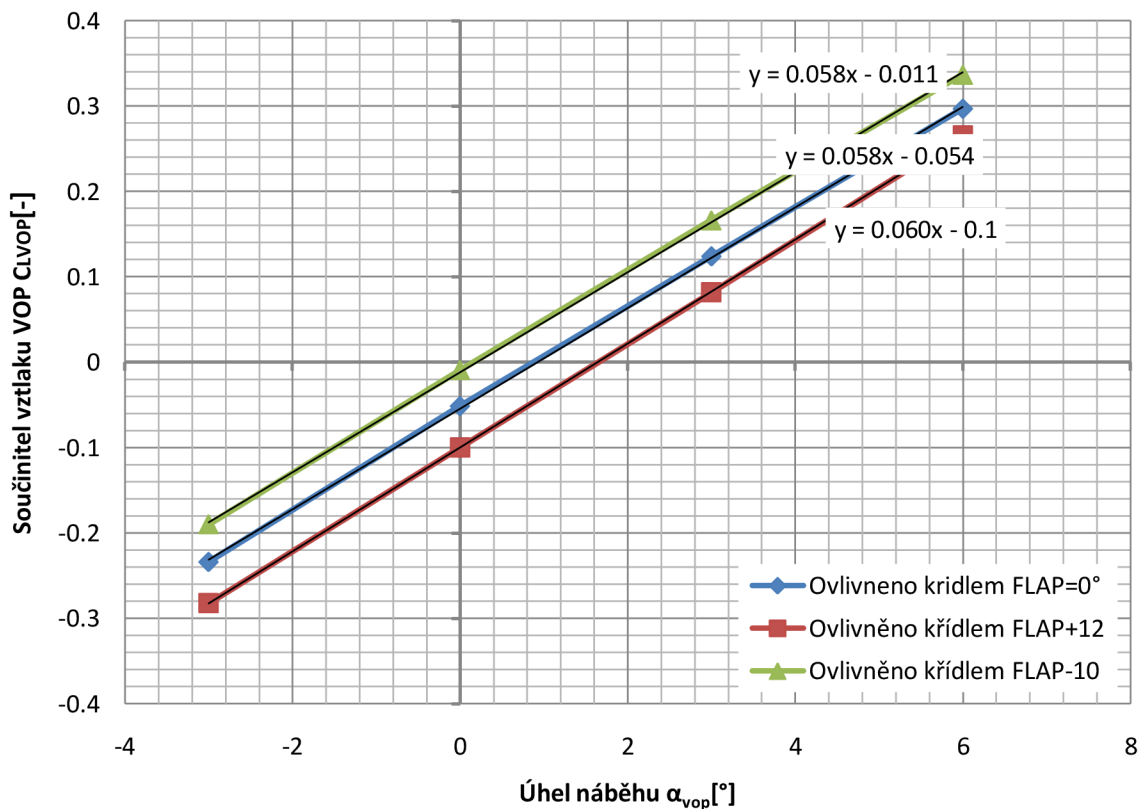
Pro určení skutečného úhlu nastavení α_{VOP} použijeme vztakové čáry ovlivněné trupem, Obr.: 6.2-1, kde je zahrnut rozdíl o srázový úhel ε

$$\alpha_{VOP} = \frac{(C_{L_{VOP}} - a)}{b}$$

, kde a , b jsou koeficienty rovnice přímky vztakové čáry. Číselné hodnoty jsou v Tab.: 6.2-2.

α [°]	FLAP=-10°		FLAP=0°		FLAP=+12°	
	α_{VOP} [-] přední	α_{VOP} [-] zadní	α_{VOP} [-] přední	α_{VOP} [-] zadní	α_{VOP} [-] přední	α_{VOP} [-] zadní
-3	-1.80	-2.49	-4.27	-3.40	-7.23	-3.53
0	-1.16	-0.46	-3.61	-0.71	-6.33	-0.73
3	-0.50	1.65	-2.96	1.93	-5.52	1.78
6	0.15	3.73	-2.35	4.42	-4.89	3.76

Tab.: 6.2-2, Úhly náběhu VOP



Obr.: 6.2-1, Sklony ovlivněných vztakových čar

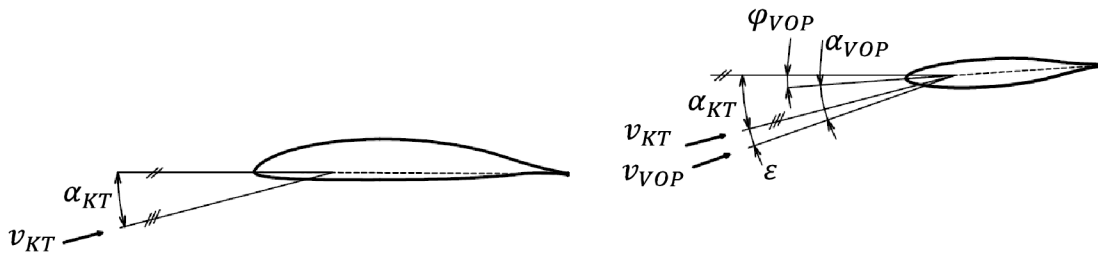
- Relativní úhel nastavení VOP

Relativní úhel nastavení VOP je definován jako rozdíl nastavení křídla a VOP

$$\varphi_{VOP}^* = \varphi_{VOP} - \varphi_{KT}$$

V tomto případě je situace jednodušší, jelikož úhel nastavení $\varphi_{KT} = 0^\circ$, takže $\varphi_{VOP}^* = \varphi_{VOP}$. Obr.: 6.2-2.

- Úhel nastavení VOP



Obr.: 6.2-2, Úhel nastavení VOP

Z rovnice úhlu nastavení VOP

$$\alpha_{VOP} = \alpha_{KT} + \varphi_{VOP}^* - \varepsilon$$

odvodíme, za předpokladu $\varphi_{VOP}^* = \varphi_{VOP}$, úhel nastavení VOP

$$\varphi_{VOP} = \alpha_{VOP} - \alpha_{KT} + \varepsilon$$

Hodnoty ε jsou v Tab.: 6.1-4, hodnoty α_{VOP} v Tab.: 6.2-2 a $\alpha_{KT} = \alpha$.

α [°]	FLAP=-10°		FLAP=0°		FLAP=+12°	
	φ_{VOP} [-] přední	φ_{VOP} [-] zadní	φ_{VOP} [-] přední	φ_{VOP} [-] zadní	φ_{VOP} [-] přední	φ_{VOP} [-] zadní
-3	0.73	0.04	-1.15	-0.28	-3.46	0.24
0	-1.01	-0.31	-2.90	0.00	-4.96	0.64
3	-2.66	-0.51	-4.55	0.34	-6.55	0.76
6	-4.29	-0.71	-6.25	0.52	-8.37	0.28

Tab.: 6.2-3, Úhly nastavení VOP

Minimální a maximální hodnota nastavení je

$$\varphi_{VOP_{MIN}} = -8,37^\circ$$

$$\varphi_{VOP_{MAX}} = +0,76^\circ$$

Základní nastavení VOP, ve smyslu vyvážení, je pak aritmetický průměr všech uvažovaných nastavení VOP

$$\varphi_{VOP_{zákl.}} = -1,85^\circ$$

6.3. Závěr výsledků

Statická zásoba, podle níž se posuzují základní letové vlastnosti, byla určena pomocí výsledků z CFD. Vždy musíme být obezřetní při použití hodnot z CFD, obzvláště není-li možnost srovnání s měřením. V tomto případě se však všechny výpočty pohybují kolem úhlů náběhu z oblasti lineární vztlakové čáry nebo mírně nad ní, kde se výsledky velice blíží reálným hodnotám. Z tohoto důvodu lze řešení považovat velice dobře odpovídající skutečnosti.

Rozsah přední a zadní centráže určené podle polohy aerodynamického středu letounu odpovídá všeobecným předpokladům rozsahu centráží.

Úhly náběhu VOP pro krajní polohy centráže a výchylky klapek se pohybují v lineární oblasti vztlakové čáry VOP s dostatečnou rezervou, takže nemůže docházet k překročení maximálního možného součinitele vztlaku VOP. Úhlům náběhu odpovídají taktéž úhly nastavení VOP. Zde je třeba připomenout, že stabilizátor bude nastavitelný ve smyslu vyvážení letounu, pak rozsah maximálního a minimálního úhlu nastavení je taktéž rozsah pro vyvážení letounu. Z toho plyne jednoznačná výhoda, že k vyvážení letounu není třeba vychylovat kormidlo VOP, které by muselo být dováženo vyvažovací ploškou nebo pružinou v soustavě řízení. Výchylka kormidla je tak v každém režimu letu v nulová.

7. Závěr

Tato práce byla jednou částí řešení průmyslového projektu, dvousedadlového kluzáku nové generace, Twin Shark. Oblast aerodynamiky u takovýchto menších firem, jako HPH, je především odkázána na klasické empiricko-analytické metody. Možnost použít měření v aerodynamickém tunelu je příliš nákladná a s moderním softwarem, pro řešení CFD, nemá v takovéto firmě často nikdo mnoho zkušeností, natož, aby si podobná firma mohla tento software koupit a vyškolit inženýry. Řešení aerodynamiky proto nechávají na spolupráci s jinými vědecko-technickými ústavy.

Na základě takové spolupráce vzniklo i téma této diplomové práce. Jednou z výhod je výborná provázanost řešení a praktického využití výsledků, avšak nutnou daní za to je jistá podřízenost požadavkům zadavatele. Stejně tak to bylo i v tomto případě. Téma zadání se částečně změnilo, jednoduše proto, že bylo nutno reagovat na konkrétní požadavky, zprostředkované v mém případě vedoucím diplomové práce.

Bylo třeba řešit několik základních výpočetních, ale i výzkumných úkolů. Prvním z nich se stalo určení, reálných charakteristik použitého profilu. S pomocí kalibračního výpočtu byly dostatečně přesně odhadnuty základní vlastnosti profilu, které pomohly k upevnění původní představy dobrých výkonů nejen v oblasti maximálního klouzání, ale i v doposud přehlížených oblastech, jako je vlétnutí do stoupavého proudu.

Oblast zkoumání zaměřená na trup a přechod křídlo-trup vyžadovala jednoznačné použití řešení kompletního proudového pole pomocí CFD. Byly identifikovány problematické oblasti v proudění, které se podařilo napravit navržením změny tvaru trupu a vzájemné polohy křídlo-trup. Také byla prozkoumána možnost dalšího snížení odporu trupu. Výsledkem je mírné snížení odporu v jednotkách procent, avšak při porovnání velikosti podílu trupu na celkovém odporu byla tato výhoda značně potlačena. Snažit se tímto způsobem snížit odpor celého letounu je proto vyhodnoceno jako málo efektivní.

V závěrečné části je využito poznatků a výsledků z řešení proudového pole k získání základních znalostí o letových vlastnostech. Z již dříve vyřešeného rozsahu centrází byla, podle všeobecných předpokladů o velikosti statické zásoby, určena poloha těžiště přední a zadní centráže letounu. Tohoto bylo využito k poměrně důležité analýze rozsahu úhlu nastavení VOP. U letounů využívajících flaperonů ke změně tvaru profilu pro jednotlivé režimy letu dochází k výrazné změně součinitele klopivého momentu, na VOP jsou tak kladeny mnohem větší nároky k dostatečně velkému klopivému momentu kompenzující tuto vlastnost. Dobré dimenzování mohutnosti VOP se tímto výpočtem potvrdilo a kluzák je tak schopen, pro daný rozsah centrází a výchylky flaperonů, bezpečně létat.

8. Seznam použité literatury

- 1) Thomas F., Fundamentals of Sailplane Design, Colege Park Press, USA, 1999
- 2) RAYMER, D. P.: Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Inc., Reston, Virginia, 1999
- 3) WORTMANN, F. X.; ALTHAUS D.: Stuttgarter Profilkatalog I, Stuttgart, 1979
- 4) PROJEKT MPO ČR č. FR-TI1/326 FTG – Celokompozitový dvousedadlový větroň nové generace
- 5) Daněk, Vladimír, Zápisy z přednášky: Mechanika letu II, letové vlastnosti, VUT v Brně, Brno 2009
- 6) Slavětínský, Dušan, Internetové stránky: <http://www.slavetind.cz/Stavbaletadel.aspx>
- 7) ANSYS FLUENT 12.0/12.1 Documentation
- 8) ANSYS ICEM CFD 12.0/12.1 Documentation
- 9) Rossow, C., C., Přednášky: Einführung in die numerischen Methoden in der Aerodynamik, TU-Braunschweig, 2009
- 10) Rossow, C., C., Přednášky: Numerische Analysis in der Aerodynamik, TU-Braunschweig, 2010
- 11) Boermans, L.M.M. , Research on sailplane aerodynamics at Delft University of Technology, Recent and present developments, TU Delft, 2006
- 12) Berger, Rolf, Diploma thesis: Analysis and design of the wing-fuselage junction for the high-wing sailplane Mü-31, Delft, 2003
- 13) Popelka, Lukáš, HPH TwinShark 17.5m: optimization criteria, design constraints and initial aerodynamic data, Praha, 2010
- 14) Boermans, L.M.M., Nicolosi, F., SAILPLANE FUSELAGE AND WING-FUSELAGE JUNCTION DESIGN, 1997
- 15) Popelka, Lukáš, Zpráva VSP1109, Design of Two Flapped Wing Sections for the High-Performance Two Seat Sailplane, Praha, 2009
- 16) Simons, Martin, Glasflügel H-303 Mosquito 1976, 2003
- 17) Letecký ústav VUT v Brně, Hmotnostní rozbor Twin Shark, VUT v Brně, Brno, 2010

9. Seznam zkratek a indexů

Zkratka/index	Popis
CFD	Computed Fluid Dynamics
MSA	Mezinárodní standardní atmosféra
VOP	Vodorovné ocasní plochy
LET	Letoun
KT	Křídlo-trup
K	Křídlo
TR	Trup
A	Aerodynamický střed

10. Seznam symbolů

Označení	Jednotka	Popis
Re	[-]	Reynoldsovo číslo
x	[m]	Vzdálenost od náběžné hrany
v	[m/s]	Rychlost nabíhajícího proudu
$\delta(x)$	[m]	Tloušťka mezní vrstvy
ν	[kg/m.s]	Dynamická viskozita
t_I	[mm]	Tloušťka první vrstvy sítě v mezní vrstvě
N	[-]	Počet elementů
M	[-]	Machovo číslo
c	[m/s]	Rychlost zvuku
p	[Pa]	Statický tlak
R	[-]	Poměr naměřené a vypočtené hodnoty
C_L	[-]	Součinitel vztlaku
C_D	[-]	Součinitel odporu
$C_{m0.25}$	[-]	Součinitel klopivého momentu k 0.25 CSAT
C_{Dpress}	[-]	Součinitel odporu vyvolaný rozdílem tlaku
C_{Dvisc}	[-]	Součinitel odporu vyvolaný třecí silou
A_{FV}	[m ²]	Plocha trupu
δ_K	[°]	Výchylka klapky (flaperonu)
σ_A	[-]	Statická zásoba
x_A	[m]	Absolutní poloha těžiště
x_t	[m]	Absolutní poloha aerodynamického středu
\bar{x}_A	[-]	Relativní poloha těžiště
\bar{x}_t	[-]	Relativní poloha aerodynamického středu
$C_{L\alpha}$	[-]	Sklon vztlakové čáry
K_{VOP}	[-]	Účinnost VOP
\bar{V}_{VOP}	[-]	Mohutnost VOP vztažená aerodyn. středu křídlo-trup
\tilde{V}_{VOP}	[-]	Mohutnost VOP vztažená k těžišti
ε	[°]	Srázový úhel
α	[°]	Úhel náběhu
S	[m ²]	Plocha
l_{VOP}	[m]	Rameno VOP vztažené k aerodyn. středu křídlo-trup
\tilde{l}_{VOP}	[m]	Rameno VOP vztažené k těžišti
c_o	[m]	Hloubka kořenového profilu lichoběžníku
c_k	[m]	Hloubka koncového profilu lichoběžníku
b_c	[m]	Rozpětí lichoběžníku
q	[Pa]	Dynamický tlak
φ	[°]	Úhel nastavení

11. Seznam příloh

Příloha 1	Statistické vyhodnocení výpočtu k profilu PW09-135
Příloha 2	Měřené a vypočtené hodnoty profilů použitých pro kalibrační výpočet
Příloha3	Charakteristiky optimalizace trupu a přechodu křídlo-trup

PŘÍLOHA 1: Statistické vyhodnocení výpočtů k profilu PW09-135

PW09-135, Re 1.5e6, FLAP=0°

Výpočet				Odhadované parametry								
S-A model				FX 61-184 S-A			FX 67-K-15/17 S-A			AH93-131/15 S-A		
α [°]	Cl	Cd	Cm0.25	Cl	Cd	Cm0.25	Cl	Cd	Cm0.25	Cl	Cd	Cm0.25
0	0.517	0.013	-0.112	0.575	0.005	-0.116	0.601	0.007	-0.102	0.469	0.006	-
3	0.853	0.015	-0.117	0.898	0.005	-0.123	0.910	0.009	-0.115	0.777	0.006	-
6	1.163	0.018	-0.119	1.192	0.005	-0.125	1.286	0.007	-0.116	1.212	0.008	-
9	1.425	0.025	-0.115	1.379	0.013	-0.124	1.378	0.011	-0.108	1.317	0.015	-
12	1.600	0.037	-0.104	1.419	0.016	-0.115	1.483	0.108	-0.090	1.435	0.029	-
15	1.704	0.058	-0.092	1.428	-	-0.100	1.508	0.020	-	1.477	-	-
18	1.640	0.137	-0.092	1.428	-	-	-	-	-	1.289	-	-
K-KL-W model				FX61-184 K-KL-W			FX 67-K-15/17K-KL-W			AH93-131/15 K-KL-W		
α [°]	cl	cd	cm0.25	Cl	Cd	Cm0.25	Cl	Cd	Cm0.25	Cl	Cd	Cm0.25
0	0.557	0.006	-0.119	0.558	0.003	-0.112	0.585	0.008	-0.100	0.537	0.007	-
3	0.907	0.007	-0.125	0.884	0.004	-0.118	0.884	0.011	-0.111	0.807	0.008	-
6	1.241	0.011	-0.130	1.184	0.004	-0.122	1.239	0.009	-0.110	1.172	0.010	-
9	1.545	0.017	-0.132	1.389	0.006	-0.115	1.361	0.010	-0.107	1.269	0.016	-
12	1.722	0.055	-0.126	1.373	0.017	-0.107	1.458	0.028	-0.105	1.362	0.056	-
15	1.809	0.083	-0.110	1.309	-	-0.091	1.527	0.034	-	1.318	-	-
18	1.810	0.124	-0.100	1.245	-	-	-	-	-	1.144	-	-

PW09-135, Re 1.5e6, FLAP=0°

Aritmetický průměr
odhadnutých parametrů

α [°]	C _L	C _D	C _{m0.25}
0	0.554	0.006	-0.108
3	0.860	0.007	-0.117
6	1.214	0.007	-0.118
9	1.349	0.012	-0.114
12	1.422	0.042	-0.104
15	1.428	0.027	-0.096
18	1.277	-	-

Odchylka S-A modelu
od aritmetického průměru v %

α [°]	C _L	C _D	C _{m0.25}
0	6.66	-112.88	-3.85
3	0.81	-109.67	-0.39
6	4.22	-142.62	-0.64
9	-5.64	-109.95	-1.40
12	-12.54	12.34	-0.09
15	-19.33	-116.61	3.27
18	-28.44	-	-

Odchylka k-kl-omega modelu
od aritmetického průměru v %

α [°]	C _L	C _D	C _{m0.25}
0	-0.56	6.51	-10.35
3	-5.42	-5.40	-7.25
6	-2.19	-54.46	-10.37
9	-14.53	-40.41	-16.18
12	-21.10	-28.56	-20.91
15	-26.64	-210.14	-14.73
18	-41.79	-	-

PŘÍLOHA 2: Měřené a vypočtené hodnoty profilů použitých pro kalibrační výpočet

TUNELOVÉ MĚŘENÍ

FX 67-K-150/17		Re=1.5e6	
α [°]	CL	CD	Cm0.25
0	0.551	0.007	-0.090
3	0.849	0.009	-0.100
6	1.200	0.008	-0.100
9	1.250	0.013	-0.090
12	1.270	0.020	-0.077
15	1.280	0.040	-
18	-	-	-

VÝPOČET CFD

FX 67-K-150/17		Re=1.5e6		Měřeno/vypočteno		
S-A model				CL	CD	Cm0.25
α [°]	CL	CD	Cm0.25	CL	CD	Cm0.25
0	0.474	0.013	-0.098	1.162	0.557	0.915
3	0.796	0.015	-0.102	1.067	0.631	0.980
6	1.086	0.019	-0.102	1.105	0.409	0.979
9	1.293	0.028	-0.096	0.967	0.454	0.938
12	1.370	0.007	-0.089	0.927	2.907	0.861
15	1.446	0.117	-0.084	0.885	0.342	-
18	1.350	0.172	-0.086	-	-	-
K-KL-W model				Měřeno/vypočteno		
α [°]	CL	CD	Cm0.25	CL	CD	Cm0.25
0	0.525	0.005	-0.107	1.050	1.344	0.840
3	0.871	0.006	-0.113	0.975	1.421	0.885
6	1.202	0.009	-0.119	0.998	0.808	0.841
9	1.419	0.022	-0.111	0.881	0.583	0.813
12	1.500	0.039	-0.091	0.847	0.519	0.837
15	1.516	0.099	-0.086	0.844	0.406	-
18		DIVERGUJE		-	-	-

TUNELOVÉ MĚŘENÍ

FX 61-184		Re=1.5e6	
α [°]	CL	CD	Cm0.25
0	0.509	0.007	-0.115
3	0.833	0.007	-0.122
6	1.128	0.009	-0.125
9	1.331	0.012	-0.118
12	1.375	0.016	-0.110
15	1.375	-	-0.100
18	1.350	-	-

VÝPOČET CFD

FX_61-184		Re=1.5e6		Měřeno/vypočteno		
S-A model				CL	CD	Cm0.25
α [°]	CL	CD	Cm0.25	CL	CD	Cm0.25
0	0.458	0.018	-0.111	1.111	0.375	1.040
3	0.791	0.022	-0.116	1.053	0.332	1.050
6	1.100	0.030	-0.119	1.025	0.289	1.050
9	1.375	0.024	-0.110	0.968	0.518	1.074
12	1.550	0.036	-0.100	0.887	0.437	1.100
15	1.640	0.062	-0.093	0.838	-	1.078
18	1.550	0.097	-0.090	0.871	-	-
K-KL-W model				Měřeno/vypočteno		
α [°]	CL	CD	Cm0.25	CL	CD	Cm0.25
0	0.508	0.011	-0.122	1.002	0.611	0.945
3	0.854	0.015	-0.129	0.975	0.487	0.944
6	1.182	0.023	-0.134	0.954	0.385	0.932
9	1.480	0.034	-0.135	0.899	0.365	0.874
12	1.724	0.051	-0.130	0.798	0.309	0.849
15	1.900	0.072	-0.120	0.724	-	0.835
18	1.963	0.112	-0.105	0.688	-	-

TUNELOVÉ MĚŘENÍ

AH93-131/15		Re=1.5e6	
α [°]	CL	CD	Cm0.25
0	0.180	0.006	-
3	0.472	0.005	-
6	0.854	0.007	-
9	0.989	0.013	-
12	1.124	0.024	-
15	1.191	-	-
18	1.124	-	-

VÝPOČET CFD

AH93-131/15		Re=1.5e6		Měřeno/vypočteno		
α [°]	CL	CD	Cm0.25	CL	CD	Cm0.25
0	0.198	0.012	-0.015	0.906	0.485	-
3	0.518	0.013	-0.027	0.911	0.415	-
6	0.819	0.016	-0.027	1.042	0.455	-
9	1.070	0.022	-0.024	0.924	0.607	-
12	1.253	0.031	-0.016	0.897	0.768	-
15	1.374	0.046	-0.006	0.867	-	-
18	1.429	0.071	-0.002	0.786	-	-

AH93-131/15		Re=1.5e6		Měřeno/vypočteno		
α [°]	CL	CD	Cm0.25	CL	CD	Cm0.25
0	0.187	0.005	-0.019	0.964	1.236	-
3	0.530	0.005	-0.024	0.890	1.044	-
6	0.904	0.008	-0.004	0.945	0.882	-
9	1.204	0.014	-0.039	0.821	0.964	-
12	1.420	0.023	-0.035	0.791	1.034	-
15	1.634	0.033	-0.029	0.729	-	-
18	1.778	0.047	-0.021	0.632	-	-

- Výpočet v xFoil provedl: Ing.Lukáš Popelka Ph.D.,AV ČR , 2009

Výpočet Xfoil

PW09-135		Re=1.5e6	
α [°]	CL	CD	Cm0.25
0	0.564	0.006	-0.119
3	0.923	0.006	-0.127
6	1.254	0.009	-0.131
9	1.438	0.018	-0.113
12	1.552	0.033	-0.092
15	1.601	0.058	-0.076
18	1.544	0.104	-0.075

PŘÍLOHA 3: Charakteristiky optimalizace trupu a přechodu křídlo-trup

Hodnoty součinitel klopivého momentu nejsou vztaženy k aerodynamickému středu, proto, jejich průběh není konstantní se změnou součinitele vztlaku.

NO FLAP							x	y	z
ORIGINAL							3.215	4.79	0.687
alfa	CL _{press}	CL _{visc}	CL	CD _{press}	CD _{visc}	CD	C _m _{press}	C _m _{visc}	C _m
-3	0.160	4.13E-04	0.161	0.011	0.010	0.021	-0.127	-5.38E-04	-0.128
0	0.481	2.54E-04	0.482	0.012	0.011	0.022	-0.107	-5.07E-04	-0.108
3	0.797	7.27E-05	0.798	0.019	0.011	0.030	-0.084	-4.51E-04	-0.084
6	1.096	4.21E-04	1.096	0.033	0.010	0.043	-0.057	-4.04E-04	-0.058
9	1.350	-2.94E-04	1.350	0.053	0.010	0.063	-0.027	-4.11E-04	-0.027
12	1.475	-3.31E-04	1.475	0.083	0.008	0.091	0.005	-4.87E-04	0.005

OCAS O 200mm NAHORU							x	y	z
PLANE-RUDDER-UP							3.215	4.79	0.687
alfa	Cl _{press}	Cl _{visc}	Cl	Cd _{press}	Cd _{visc}	Cd	C _m _{press}	C _m _{visc}	C _m
-3	0.157	4.18E-04	0.158	0.011	0.010	0.021	-0.129	-3.29E-04	-0.129
0	0.476	2.56E-04	0.476	0.011	0.011	0.022	-0.109	-3.11E-04	-0.109
3	0.800	8.28E-05	0.800	0.018	0.011	0.029	-0.086	-2.66E-04	-0.086
6	1.097	-1.13E-04	1.097	0.032	0.011	0.043	-0.060	-2.43E-04	-0.060
9	1.358	-2.72E-04	1.357	0.052	0.010	0.062	-0.030	-2.58E-04	-0.030

OCAS O 350mm NAHORU							x	y	z
PLANE-RUDDER-UP_ROTATE							3.215	4.79	0.687
alfa	Cl _{press}	Cl _{visc}	Cl	Cd _{press}	Cd _{visc}	Cd	C _m _{press}	C _m _{visc}	C _m
-3	0.151	4.23E-04	0.152	0.011	0.010	0.021	-0.132	-1.15E-04	-0.132
0	0.470	2.64E-04	0.470	0.011	0.011	0.022	-0.112	-1.20E-04	-0.112
3	0.787	8.60E-05	0.787	0.019	0.011	0.030	-0.090	-9.29E-05	-0.090
6	1.090	-1.02E-04	1.090	0.032	0.011	0.043	-0.063	-8.54E-05	-0.063
9	1.349	-2.64E-04	1.349	0.052	0.010	0.062	-0.034	-7.59E-05	-0.034
12	1.459	-3.07E-04	1.459	0.079	0.008	0.087	0.004	-1.76E-04	0.004

OCAS O 350mm NAHORU+KRIDL O 150mm NAHORU							x	y	z
PLANE-RUDDER-UP_ROTATE_V2							3.215	4.79	0.687
alfa	Cl _{press}	Cl _{visc}	Cl	Cd _{press}	Cd _{visc}	Cd	C _m _{press}	C _m _{visc}	C _m
-3	0.143	4.35E-04	0.144	0.011	0.010	0.021	-0.126	1.12E-03	-0.125
0	0.460	2.74E-04	0.460	0.011	0.011	0.022	-0.108	-1.08E-01	-0.107
3	0.776	9.19E-05	0.776	0.018	0.011	0.029	-0.092	1.32E-03	-0.090
6	1.078	-9.95E-05	1.078	0.032	0.011	0.042	-0.077	1.27E-03	-0.075
9	1.341	-2.68E-04	1.341	0.051	0.010	0.061	-0.062	1.11E-03	0.001
12	1.458	-3.31E-04	1.457	0.078	0.008	0.087	-0.038	7.94E-04	-0.037

OCAS O 350mm NAHORU+KRIDL O 150mm NAHORU+KOREN_ALFA2							x	y	z
PLANE-RUDDER-UP_ROTATE_V2_SHOULDER							3.215	4.79	0.687
alfa	Cl_press	Cl_visc	Cl	Cd_press	Cd_visc	Cd	Cm_press	Cm_visc	Cm
-3	0.162	4.11E-04	0.162	0.011	0.010	0.021	-0.126	1.19E-03	-0.125
0	0.480	2.49E-04	0.480	0.011	0.011	0.022	-0.108	1.35E-03	-0.107
3	0.796	6.80E-05	0.796	0.019	0.011	0.030	-0.092	1.39E-03	-0.091
6	1.097	-1.22E-04	1.097	0.032	0.011	0.043	-0.077	1.34E-03	-0.076
9	1.358	-2.93E-04	1.357	0.053	0.010	0.062	-0.062	1.15E-03	-0.061
12	1.458	-3.40E-04	1.457	0.080	0.008	0.089	-0.039	8.70E-04	-0.038

OCAS O 350mm NAHORU+KRIDL O 250mm NAHORU+KOREN_ALFA2							x	y	z
PLANE-RUDDER-UP_ROTATE_V1_SHOULDER							3.215	4.79	0.687
alfa	Cl_press	Cl_visc	Cl	Cd_press	Cd_visc	Cd	Cm_press	Cm_visc	Cm
-3	-	-	-	-	-	-	-	-	-
0	0.479	2.50E-04	0.479	0.012	0.011	0.023	-0.108	2.29E-03	-0.106
3	0.794	6.53E-05	0.794	0.019	0.011	0.030	-0.096	2.36E-03	-0.094
6	1.093	-1.35E-04	1.093	0.033	0.011	0.043	-0.089	2.27E-03	-0.087
9	1.352	-3.00E-04	1.352	0.053	0.010	0.062	-0.084	2.00E-03	-0.082
12	1.461	-3.63E-04	1.461	0.080	0.008	0.088	-0.068	1.52E-03	-0.066