VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

VÝPOČET ZATÍŽENÍ VZTLAKOVÝCH KLAPEK LETOUNU L410NG A POROVNÁNÍ S LETOVÝM MĚŘENÍM

COMPUTATIONAL ANALYSIS OF HIGH LIFT DEVICES LOADS FOR L410 AIRCRAFT AND ITS COMPARISON TO EXPERIMENTAL DATA

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE — Bc. MARTIN FLORIÁN
AUTHOR

VEDOUCÍ PRÁCE — Ing. PETR DOUPNÍK
SUPERVISOR

BRNO 2015

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav
Akademický rok: 2014/2015

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

student(ka): Bc. Martin Florián

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

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

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

Výpočet zatížení vztlakových klapek letounu L410NG a porovnání s letovým měřením

v anglickém jazyce:

Computational analysis of high lift devides loads for L410 aircraft and its comparison to experimental data

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Pro návrh, vývoj, zkoušky a certifikaci letounu je nutno určit aerostatické zatížení působící na konstrukci. Zvýšení přesnosti vede k významnému sníženi hmotnosti a tím k zvýšení celkové efektivity letounu. Pro efektivní konstrukční návrh a průkazy odolnosti je nezbytné určit nejen celkové hodnoty zatížení ale i rozložení zatížení. Evaluace možností CFD metod pro určení rozložení zatížení na vztlakové mechanizaci dvoumotorového turbovrtulového letounu typu commuter je předmětem práce.

Cíle diplomové práce:

Vytvoření CFD výpočetního modelu letounu L410NG v přistávací konfiguraci. Provedení analýzy pro zadané režimy a vyhodnocení globálních aerodynamických veličin. Detailní vyhodnocení rozložení zatížení vztlakových klapek. Srovnání výsledků s dostupnými experimentálními daty.

Seznam odborné literatury:

Ansys Fluent v14 Users Guide
Hoerner, S., Fluid Dynamic Lift, Hoerner publishing
NACA report No.824

Vedoucí diplomové práce: Ing. Petr Doupník

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2014/2015.

V Brně, dne 24.11.2014

L.S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D. Ředitel ústavu	doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D. Děkan fakulty

ABSTRAKT:

Předmětem diplomové práce je tvorba výpočetního modelu dvoumotorového, turbovrtulového letounu typu commuter a následná analýza dvou přistávacích režimů. Řešení obsahuje kalibraci úlohy, tvorbu výpočetní sítě, určení globálních aerodynamických charakteristik a detailní rozložení zatížení vztlakové mechanizace letounu L410 NG. Získaná data jsou porovnána s tunelovým měřením. Srovnání přesnosti a výhod CFD je rovněž zahrnuto.

Klíčová slova: CFD, L410 NG, aerodynamika, vztlaková mechanizace, vizualizace

ABSTRACT:

The computational model design of a twin-engine, turbo-propeller, commuter aircraft and its two landing configuration analysis is the subject of the Master‘s thesis. The solution contents calibration part, creation of a computational mesh, global aerodynamics characteristics definition and detailed high lift devices load of L410 NG aircraft. The acquired results are compared to wind tunnel data. The comparison of accuracy and advantages of CFD is involved as well.

Keywords: CFD, L410 NG, Aerodynamics, High lift device, visualization

FLORIÁN, M. *Výpočet zatížení vztlakových klapek letounu L410NG a porovnání s letovým měřením.* Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2015. 53 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Petr Doupník.

PROHLÁŠENÍ AUTORA O PŮVODU PRÁCE

Prohlašuji, že jsem byl seznámen s předpisy pro vypracování diplomové práce, a že jsem celou diplomovou práci vypracoval samostatně s použitím uvedené literatury.

V Brně dne 29. května 2015

Podpis

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji především své rodině za vytvoření ideálního studijního prostředí a bezmeznou podporu, panu Ing. Petru Doupníkovi za pomoc při zpracování diplomové práce, panu Ing. Pavlu Pištěckému za spolupráci a v neposlední řadě také panu Ing. Robertu Popelovi, Ph.D. za cenné rady ohledně vedení diplomového projektu.

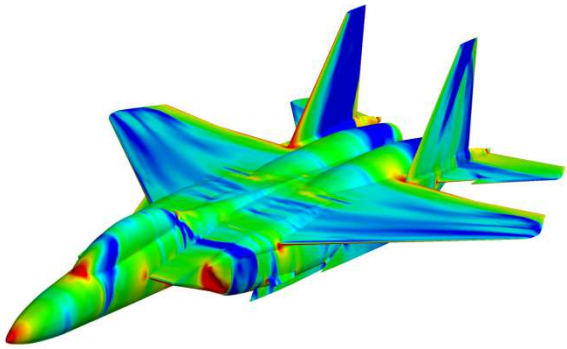
OBSAH

1 Úvod 9
2 Cíle práce 10
2.1 Vstupní podmínky 10
3 Charakteristika letounu L410 NG 11
3.1 Technická data letounu L410 12
3.2 Třípohledový výkres letounu L410 NG 13
4 Kalibrační úloha 14
4.1 Parametry modelu DLR-F4 15
4.2 Geometrie modelu DLR-F4 15
4.3 Výpočetní síť 16
4.4 Výpočet úlohy 18
4.5 Vyhodnocení aerodynamických veličin 19
4.6 Závěr 21
5 Aerodynamická analýza 23
5.1 Geometrie modelu 23
5.2 Výpočetní síť 26
5.2.1 Základní síť 26
5.2.2 Prismatická síť 28
5.3 Výpočet 30
5.3.1 Tah vrtule 30
5.3.2 Parametry nabíhajícího proudu 32
5.3.3 Okrajové podmínky výpočtu 33
5.4 Vyhodnocení aerodynamických veličin 35
5.4.1 Integrální charakteristiky 35
5.4.2 Vizualizace letounu 39
5.5 Závěr 46
6 Srovnání CFD s letovým měřením 47
6.1 Přesnost 47
6.2 Komentář 50
7 Závěr 51
Literatura 52
Seznam použitých symbolů 53

1 ÚVOD

Proudění tekutin má významný vliv v mnoha inženýrských odvětvích. Znalost charakteru proudění šetří čas i náklady ve fázi vývoje, výroby i provozu. Odhalení kritických míst proudění umožňuje provést patřičné konstrukční úpravy ke zvýšení efektivity výsledného produktu. Existují tři přístupy, kterými lze proudění zkoumat. Prvním postupem jsou letové zkoušky. Druhým měření v aerodynamickém tunelu na prototypu zkoumaného letounu nebo na jeho vhodně zmenšeném modelu (obr. 1.1, http://www.airforce-technology.com/news/newsboeing-wind-cwb/). Značně pokročilá výpočetní technika pak umožňuje využít CFD metody, tedy simulaci proudění ve virtuálním prostředí (obr. 1.2, http://www.iscfdc.co.il/?q=media-gallery-F15).
Computational Fluid Dynamics neboli výpočetní mechanika tekutin je nástroj pro teoretické řešení Navier-Stokesových rovnic. Kromě letectví se CFD metody používají v dalších odvětvích průmyslu (automobilním, energetickém, elektrotechnickém, …). V případě, že je metoda ověřena experimenty, lze ji dále využít k řešení problémů, jejichž realizace by byla v praxi značně komplikovaná (např. experimentální měření hypersonického letu, simulace podnebí, atd.).
Vedle úspory času a financí investovaných do vývoje je ovšem nutné zohlednit přesnost, s jakou CFD metody pracují. Ta je velmi závislá na kvalitě vstupní geometrie, hustotě výpočetní sítě, použitém matematicko-fyzikálním modelu a softwarových či hardwarových možnostech. Představuje hlavní úskalí v použití numerického modelování. Z toho důvodu se v praxi konfrontují výsledky CFD analýz a experimentálních měření, aby se zvýšila věrohodnost výsledků. [1]

Obr. 1.1 Model letounu F-15 Silent Eagle při testování v aerodynamickém tunelu společnosti Boeing



Obr. 1.2 Numerický model letounu F-15 Silent Eagle vytvořený společností Israeli CFD Center

2 CÍLE PRÁCE

Dle požadavků firmy Aircraft Industries má být vytvořen výpočetní model letounu L410 NG v přistávací konfiguraci (tab. 2.1). Pro zadané režimy má být provedena aerodynamická analýza a vyhodnocení globálních aerodynamických veličin. Dále má být zpracováno detailní rozložení zatížení vztlakových klapek. Výsledky pak budou porovnány s experimentálními daty získanými z tunelových měření.

2.1 Vstupní podmínky

Tab. 2.1 Podmínky výpočtu vztlakových klapek letounu L410NG

Případ č.	výchylka klapek [°]	hmotnost letounu [kg]	rychlost EAS [km/h]
1	18	6 600	261
2	42	6 400	231

Oba případy se řeší s uvážením vlivu vrtulového proudu a jsou počítány v atmosférických podmínkách 0m MSA (tab. 2.2). Pro úhel náběhu 0° jsou též vyhodnoceny součinitele pro případ bez ovlivnění vrtulovým proudem.

Tab. 2.2 Parametry 0m MSA

H [m]	p [kPa]	ρ [kg/m3]	T [K]	μ [kg/ms]	a [m/s]
0	101 325	1,225	288,15	1,714E-5	340

3 CHARAKTERISTIKA LETOUNU L410 NG

Jedná se o modernizovanou verzi letounu L410 UVP-E20, spadající do kategorie „commuter“, tedy letoun určený k přepravě dvou členů posádky a 19 cestujících nebo nákladu.
L410 UVP-E20 (obr. 3.1) je celokovový hornoplošník poháněný dvěma turbovrtulovými motory GE H80-200 schopný vzlétat a přistávat na krátkých drahách (STOL), nezpevněných plochách a s možností letu ve vysokých nadmořských výškách v rozsahu teplot +50°C až -50°C. Letoun je vyráběn ve standardní sedadlové variantě, dále nákladní, VIP, ambulantní, výsadkové, fotogrammetrické a patrolovací.
S cílem zvýšit efektivitu a ekonomii provozu L410 byly ve verzi „New Generation“ provedeny tyto úpravy:

- zvýšení MTOW
- zvýšení platícího zatížení
- zdvojnásobení předního zavazadlového prostoru
- úprava konstrukce křídla s využitím integrálního panelu
- instalace pohonné jednotky GE H85-200 s vrtulí AV 725
- implementace „Full Glass Cockpit“
- kompozitová konstrukce dveří a motorových gondol

[2]

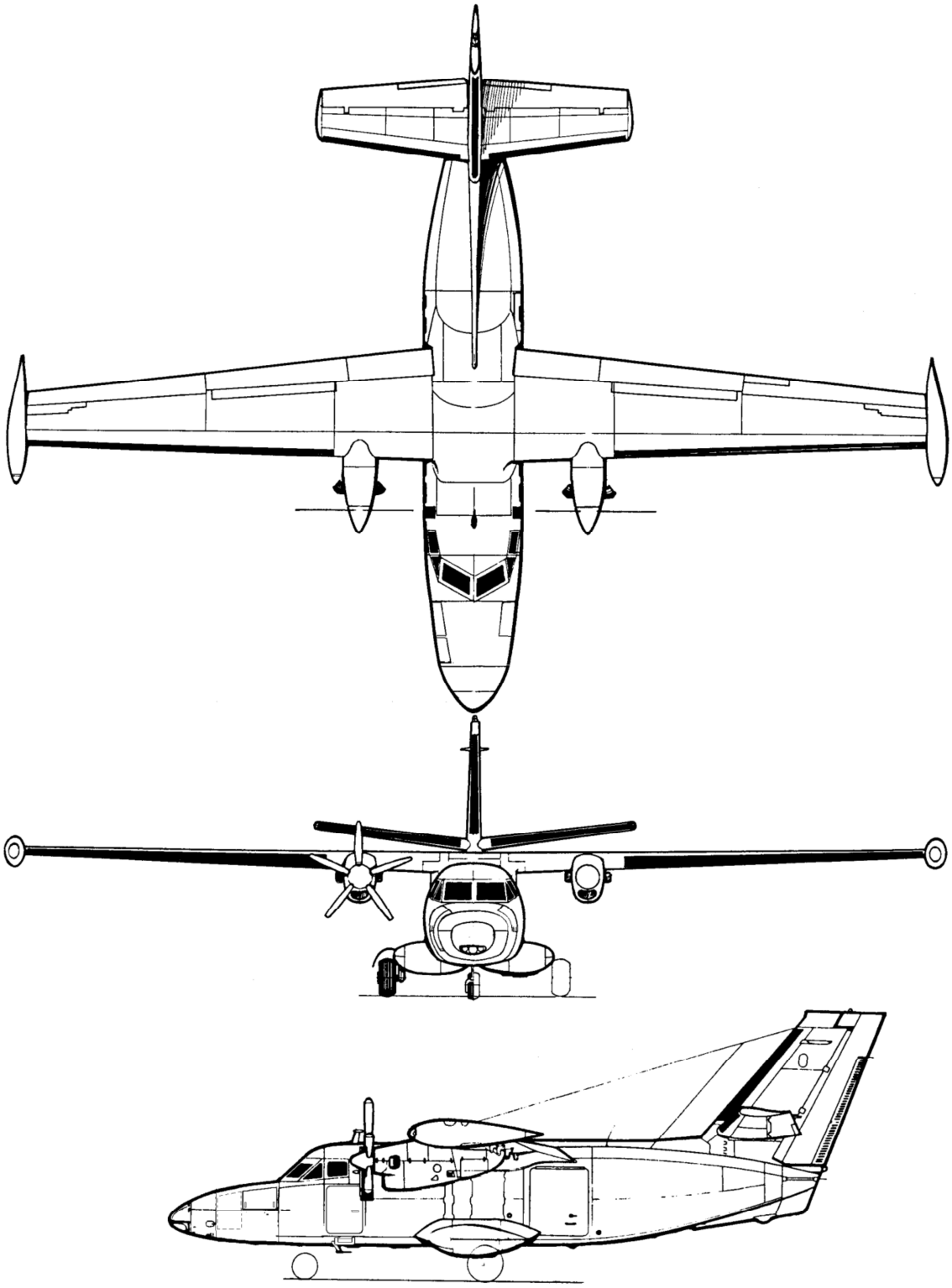
Obr. 3.1 Letoun L410 UVP-E20 expedovaný do ruského Orenburgu

3.1 Technická data letounu L410

	L410 UVP-E20	L410 NG
Rozměry:		
Rozpětí křídel (bez koncových nádrží)	19,48 m	19,48 m
Délka	14,42 m	15,10 m
Plocha křídla	34,88 m^2	34,86 m^2
Hmotnosti:		
Max. vzletová hmotnost	6 600 kg	7 000 kg
Prázdná hmotnost	4 200 kg	~4 280 kg[1)]
Max. platící zatížení	1 800 kg	2 175 kg
Max. hmotnost nákladu	2 200 kg	2 335 kg
Pohonná jednotka:		
Motory	GE H80-200	GE H85-200
Vrtule	AV 725	AV 725
Výkony:		
Max. rychlost letu	398 km/h TAS	390 km/h TAS
Max. dolet (MSA, rezerva na 45min)	1 520 km	2 200 km
Operační výška	4 200 m	6 096 m
Max. výška letu	6 100 m	6 096 m
Max. vzletový výkon	597 kW	634 kW
Max. kontinuální výkon	522 kW	634 kW

[1)] *Prázdná hmotnost letounu je přibližná, protože zatím neproběhlo vážení.*

3.2 Třípohledový výkres letounu L410 NG

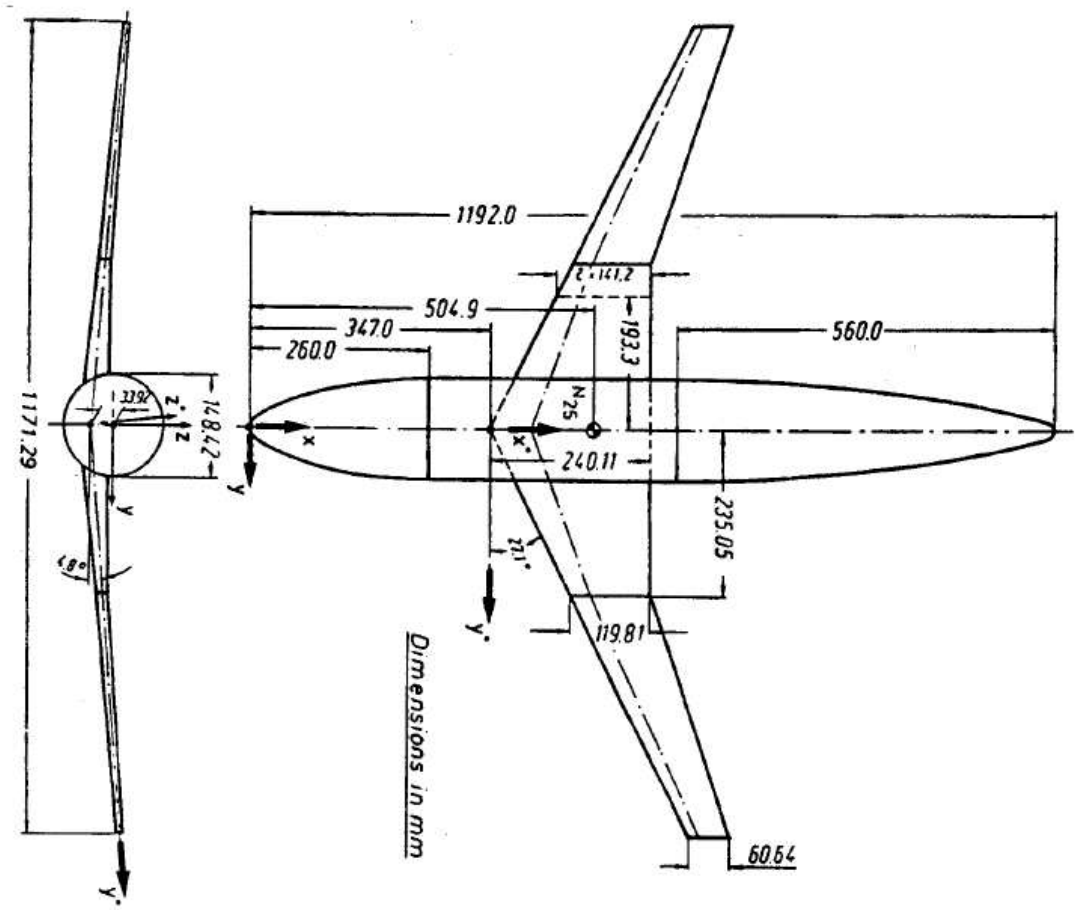


Obr. 3.2 „Muška“ letounu L410 NG

4 KALIBRAČNÍ ÚLOHA

Před vytvořením a analýzou CFD modelu letounu L410 NG, což je hlavním předmětem práce, je třeba otestovat identický postup na jednodušší úloze. Hlavním důvodem takového kroku je příprava metodiky, která bude později aplikována na případ L410 NG. Dalším je pak získání odhadu přesnosti výpočtového modelu, který se používá při analýze.

Jako výchozí testovací úloha byl zvolen model DLR-F4. Jedná se o subsonický dopravní letoun v konfiguraci křídlo-trup (obr. 4.1) s šípovým křídlem obtékaným transsonickým proudem vzduchu s oblastmi slabých rázových vln na horním povrchu křídla. Výhodou použití modelu Pracovní skupiny 14[1)] je dobrá dostupnost výsledků měření v aerodynamickém tunelu. Soubor dat je volně k dispozici pod názvem AGARD AR 303.



Obr. 4.1 Výkres modelu DLR-F4

1) Pracovní skupina 14 byla v 90. letech ustanovena, aby vytvořila dostupný a detailní soubor experimentálních dat pro validaci CFD metod.

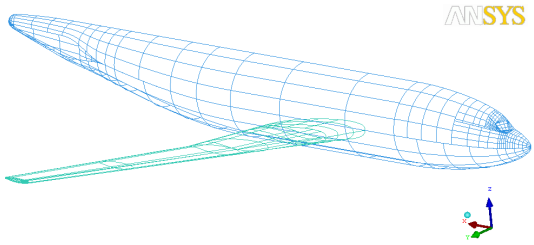
4.1 Parametry modelu DLR-F4

Rozpětí křídel	1,1713 m
Délka trupu	1,1920 m
Plocha křídla	0,1454 m^2
Úhel šípu náběžné hrany	27,1°
Úhel vzepětí	4,8°
Střední aerodynamická tětiva	0,1412 m

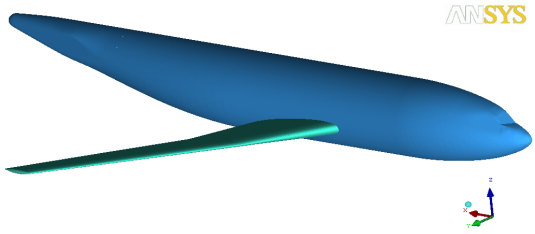
[3]

4.2 Geometrie modelu DLR-F4

Podobně jako soubor výsledků tunelových měření DLR-F4 je volně dostupný i samotný model a to ve formátu *„iges“*. Geometrie modelu ovšem obsahuje několik chyb, které je nutno před tvorbou výpočetní sítě odstranit. Jedná se zejména o vady typu: otevřená odtoková hrana, trhliny v přední a zadní části trupu, popřípadě přesahující křídlo do prostoru trupu. Poslední zmíněná chyba však nemá na samotný výpočet vliv, protože se řeší proudění ve vnější části letounu, a proto nebylo nutno ji opravovat. Odtoková hrana byla přidána a trhliny v trupu opraveny (obr. 4.2, obr. 4.3).



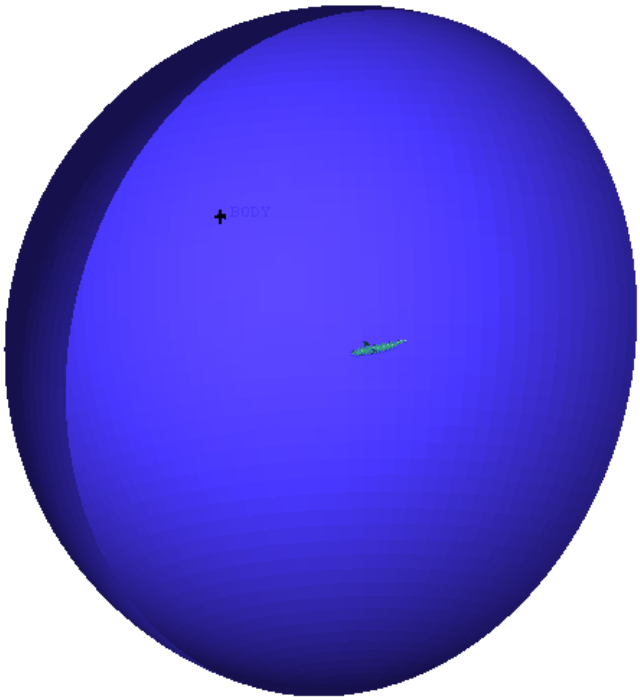
Obr. 4.2 Obrys modelu DLR-F4



Obr. 4.3 Povrch modelu DLR-F4

Při řešení úlohy je nutné zadávat okrajové podmínky proudění, které jsou vázány na předem určenou geometrii. Celek pojmenovaný „okolí“ plní tuto funkci z hlediska povrchového vymezení výpočetního prostoru. Celek „body“ pak tvoří její objemovou část. Jedná se o půlkulový objekt s poloměrem 10x větším, než je délka modelu DLR-F4. Model je umístěný ve středu kulového prostoru (obr. 4.4). Vzdálenost modelu od okraje „okolí“ vymezuje dostatečný prostor, na jehož hranicích již proudění není ovlivněno přítomností modelu. Zároveň je úloha symetrická podle roviny XZ. Rovinu symetrie určuje celek pojmenovaný „symetrie“.
Po provedení úprav se z pracovní verze modelu odstranily pomocné body, křivky a plochy. Vznikl tak jednoduchý základ, složený pouze z elementárních částí:

- trup
- křídlo
- okolí
- symetrie
- body



Obr. 4.4 Výpočetní oblast s letounem

4.3 Výpočetní síť

Síť byla na modelu vytvořena v několika krocích. Prvním z nich bylo nastavení globálních parametrů sítě a sice:

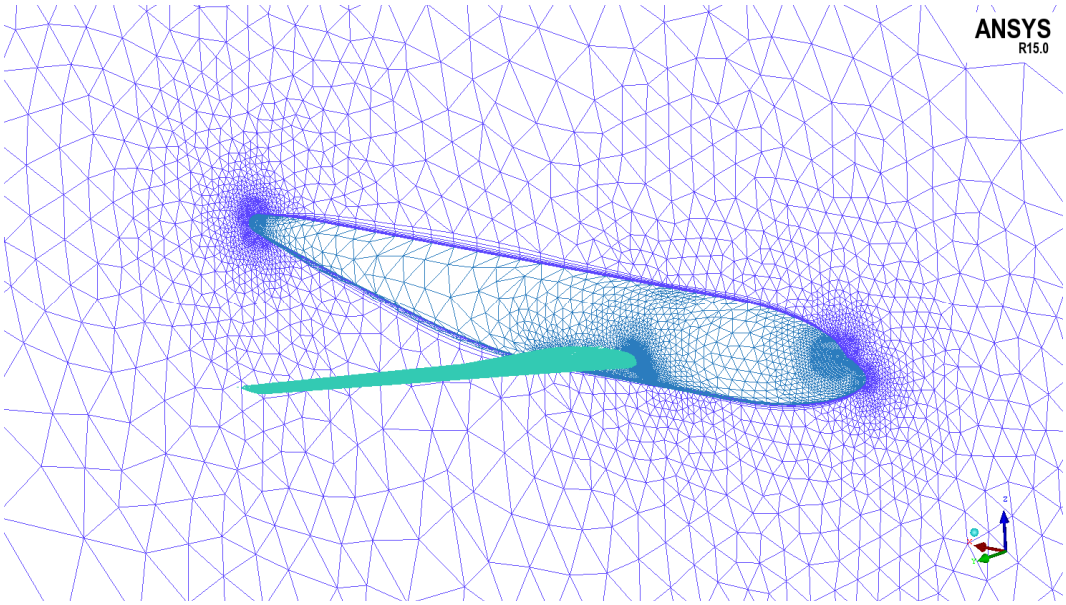
scale factor: *1*
max. element: *2048*

Poté se omezila maximální velikost elementů na křídle a trupu. Následovalo lokální zhuštění sítě v exponovaných místech (obr. 4.5) tak, aby se dosáhlo dostatečné přesnosti výpočtu, ale zároveň se příliš časově nezatížil jeho průběh vlivem velmi husté sítě.
Objemová síť je tvořena čtyřstěnnými prvky a rovněž pro ni platí uvedené zhuštění - viz tabulka č. 3.

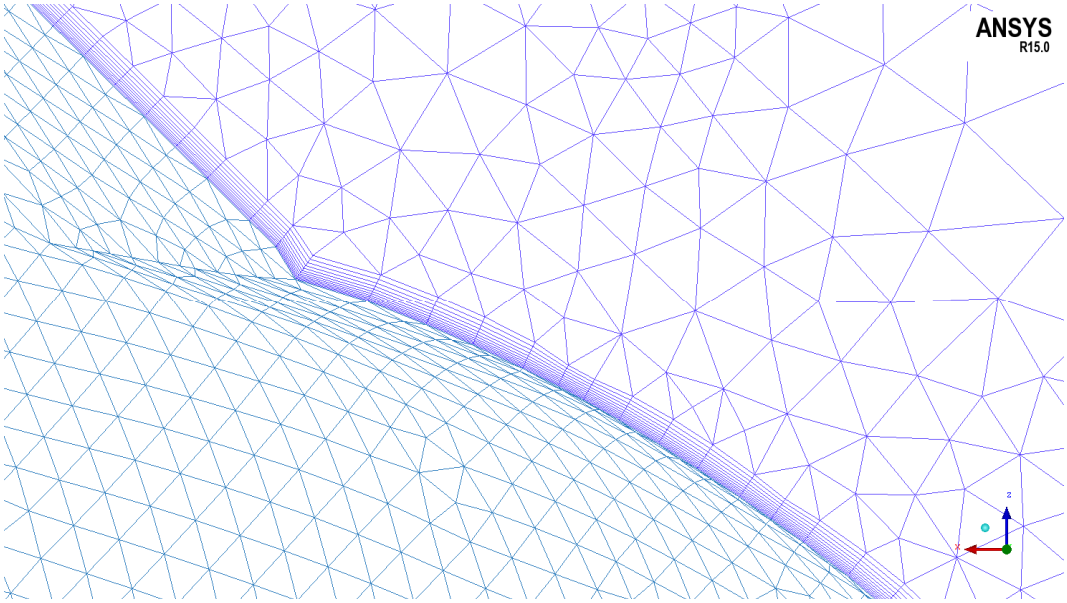
Tab. 4.1 Elementy výpočetní sítě

Část	Max. velikost elementu
Trup	10
Křídlo	7
Kokpit	3
Koncová část trupu	4
Náběžná hrana křídla	1,5

Předposlední úpravou sítě je vytvoření prismatických vrstev. Nejprve byly vytvořeny dvě vrstvy o celkové tloušťce 200 mm. Každá ze dvou původních vrstev byla poté rozdělena na 6 dalších. Celkem tedy síť obsahuje 12 prismatických vrstev vytvořených a podle tloušťky seřazených na trupu a křídle letounu (obr. 4.6). Tloušťka první prismatické vrstvy činí 0,05 mm. Dále se tloušťka exponenciálně zvětšuje směrem od povrchu. Na závěr byla síť globálně v 5 iteracích vyhlazena pro zvýšení kvality.
Celkový počet elementů činí 4 929 393.



Obr. 4.5 Výpočetní síť modelu letounu DLR-F4 v prostředí ANSYS ICEM



Obr. 4.6 Detail prismatických vrstev na trupu letounu

4.4 Výpočet úlohy

Pomocí softwaru ANSYS FLUENT byla provedena analýza proudění okolo modelu DLR-F4 při úhlu náběhu 0°.
Síť ve formátu „*msh*“ byla importována do řešiče. Po jejím načtení bylo nutné sjednotit měřítko a zvolit následující parametry výpočtu.

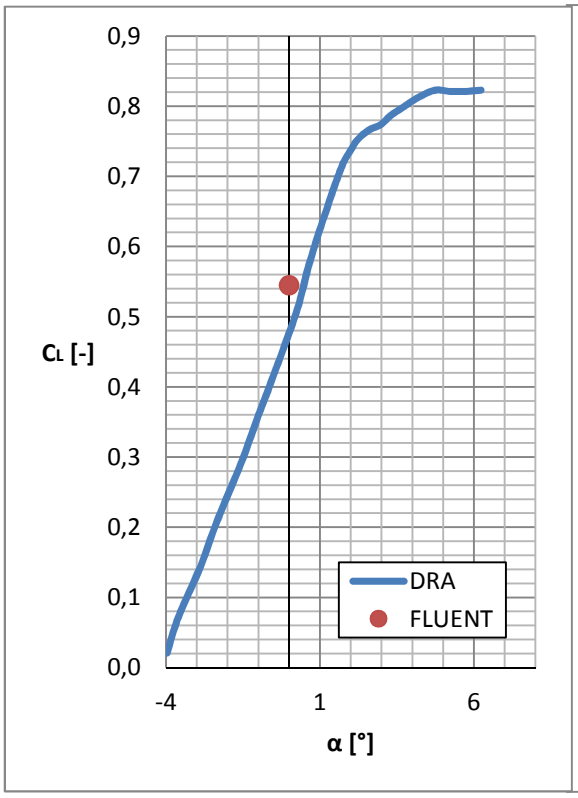
Tab. 4.2 Vstupní data

Nastavení výpočtu	
Solver	Density-based
Model	Spalart-Allmaras
Energy	on
Material	Ideal gas
Solution method	Implicit
Courant number	5
Parametry proudění	
Tlak	101 325 hPa
Teplota	288,15 K
Rychlost	255 m/s
Machovo číslo	0,75
Turbulent Intensity	0,2 %
Turbulent Length Scale	20 mm
Úhel náběhu	0°
Okrajové podmínky	
Trup	wall
Křídlo	wall
Okolí	pressure far-field
Symetrie	symmetry
Body	fluid

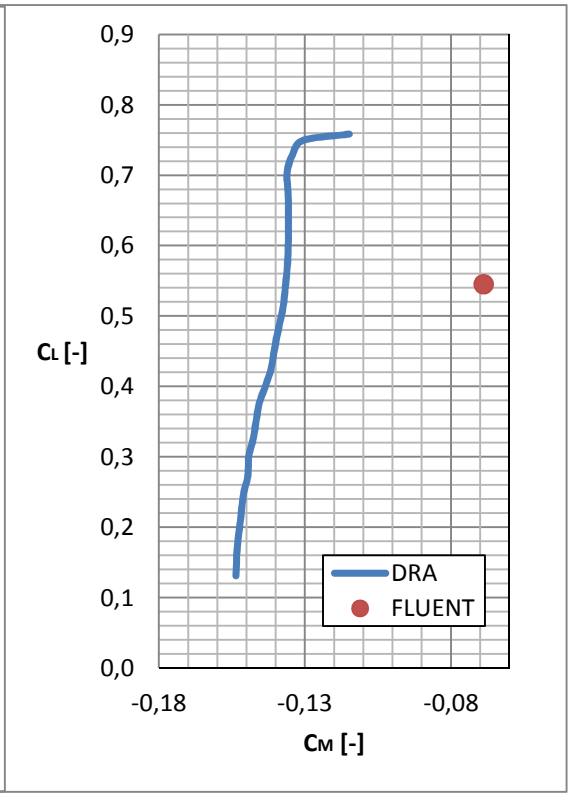
Řešení úlohy trvalo přibližně 11 hodin při 4000 iteracích. V této fázi byl výpočet ukončen, protože hodnoty součinitele vztlaku, odporu a momentu konvergovaly s přesností na setiny a dále se neměnily.

4.5 Vyhodnocení aerodynamických veličin

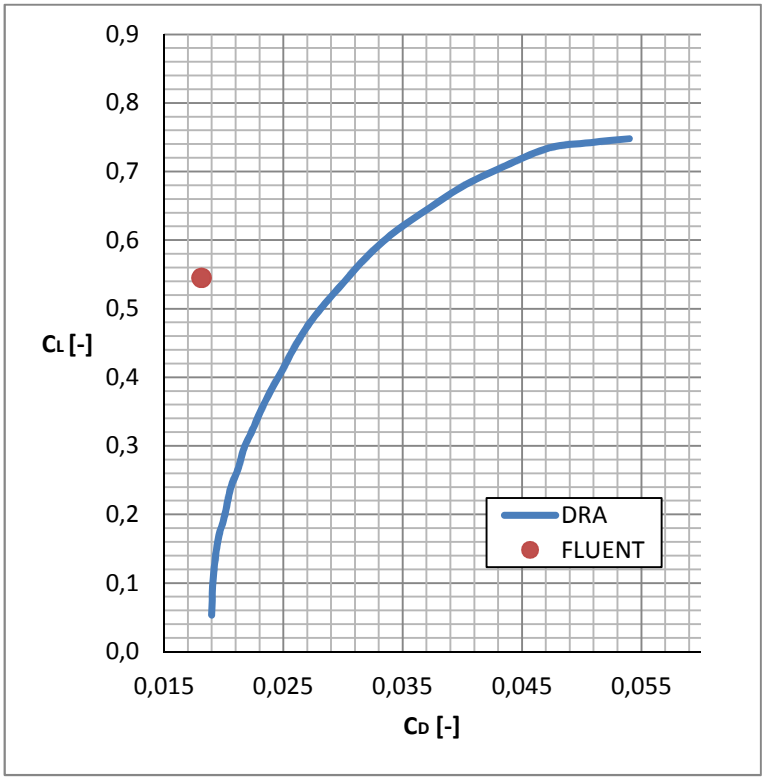
V 90. letech byly provedeny měření ve třech aerodynamických tunelech v Evropě (NLR, ONERA, DRA). Data z jednotlivých tunelů byla poté vzájemně konfrontována, přičemž hodnoty vztlaku a odporu se příliš neliší. Nepatrný rozdíl vznikl v momentových křivkách.
Pro srovnání CFD s tunelovým měřením byla vybrána data z anglického DRA.



Graf 4.1 Vztlaková čára



Graf 4.2 Momentová čára



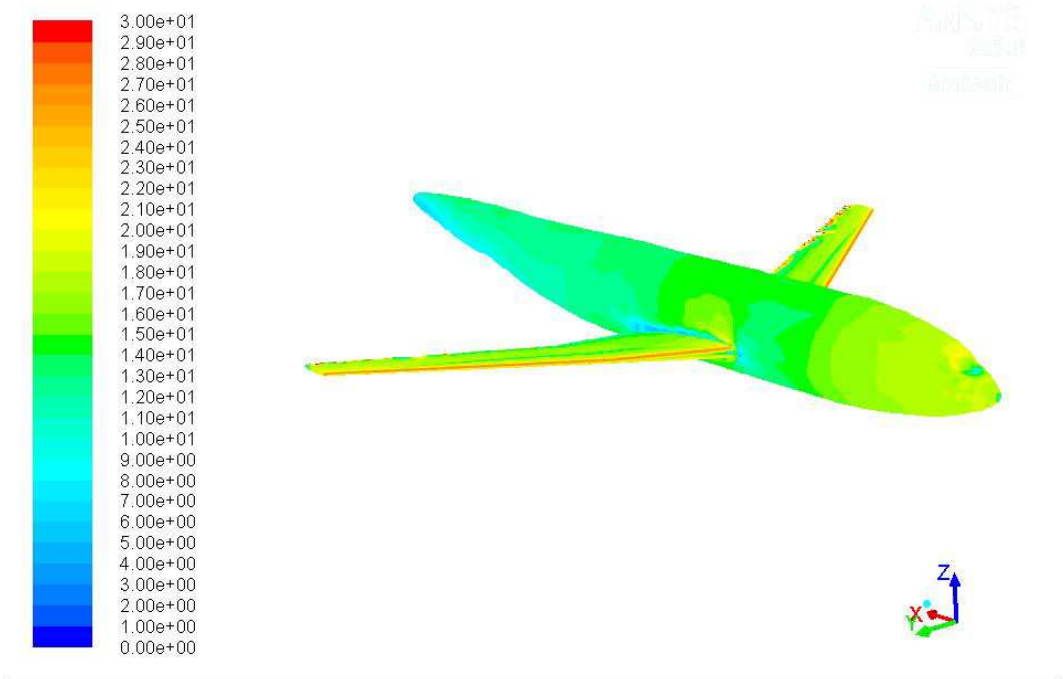
Graf 4.3 Polára

V závislosti na volbě výpočetního modelu, kvalitě výpočetní sítě, přesnosti digitalizace dat a dalších faktorech byly získány výsledky zobrazené v grafech 4.1-4.3. Hodnota součinitele vztlaku získaného z CFD poměrně přesně kopíruje experimentální výsledky, zatímco odpor je podhodnocen a moment značně převyšuje naměřenou hodnotu. Důvody jsou v podstatě dva. První souvisí s výše zmíněnou kvalitou výpočetního modelu a sítě. Druhý pak s lokálními rázovými vlnami vznikajícími na horním povrchu křídla. Procentuální odchylky experimentálních a virtuálních dat jsou uvedeny v tabulce 4.3.

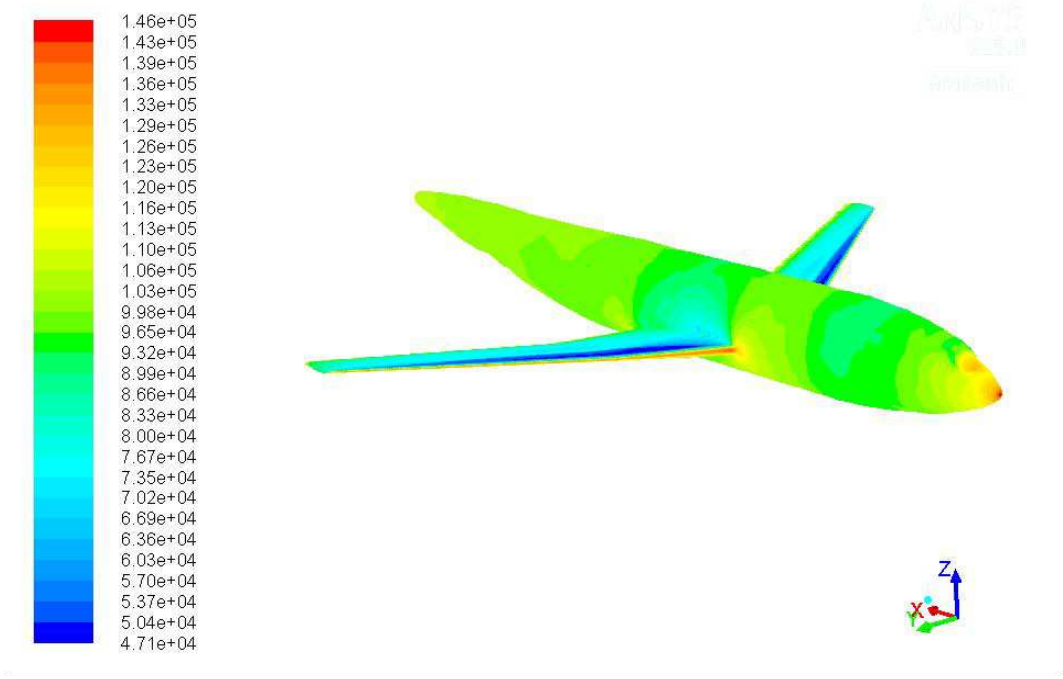
Tab. 4.3 Srovnání experimentálních dat s CFD

	C_L	C_D	C_M
Fluent	0,5453	0,0181	-0,0688
DRA	0,5201	0,0291	-0,1368
Odchylka	4,85 %	37,80 %	49,71 %

Součástí vyhodnocení je rovněž kvalita prismatických vrstev vyjádřená bezrozměrným parametrem wall y+. Jeho rozložení na modelu je patrné z obrázku 12. Hodnoty wall y+ kolísají v rozmezí 1 až 30, přičemž pro zvolený výpočtový model odpovídá nejvyšší kvalitě hodnota blízká 1. Kritickou část modelu tvoří náběžné hrany křídla a přední část trupu. V těchto místech mezní vrstva značně vybíhá nad prismatické vrstvy. Při dalším výpočtu by proto bylo nutné optimalizovat výšku první prismatické vrstvy na povrchu letounu, a sice jejím zmenšením přibližně na 1,13 . 10^{-3} mm. Počet vrstev je dostačující.



Obr. 4.8 Rozložení bezrozměrného parametru wall y+



Obr. 4.9 Rozložení statického tlaku

4.6 Závěr

Kalibrací byla zpracována metodika pro použití CFD na případu zatížení typického transsonického letounu. Skládá se z několika základních částí – přípravy geometrie, vytvoření sítě, nastavení řešiče, výpočtu a následného vyhodnocení dat. V této podobě bude principiálně použita pro řešení zatížení letounu L410NG. V dalším textu proto již nebude podrobně popsána.
K validaci CFD byla použita experimentální data z aerodynamického tunelu DRA. Více či méně přesné výsledky pak reflektují kvalitu zpracování modelu a především dávají odhad časové náročnosti výpočtu při dostupném hardwarovém a softwarovém vybavení. Parametry výpočetní sítě, její kvalita, počet uzlů clusteru[1)] zapojených do řešení a volba modelu jsou rozhodující při následném zpracování hlavního tématu diplomové práce.

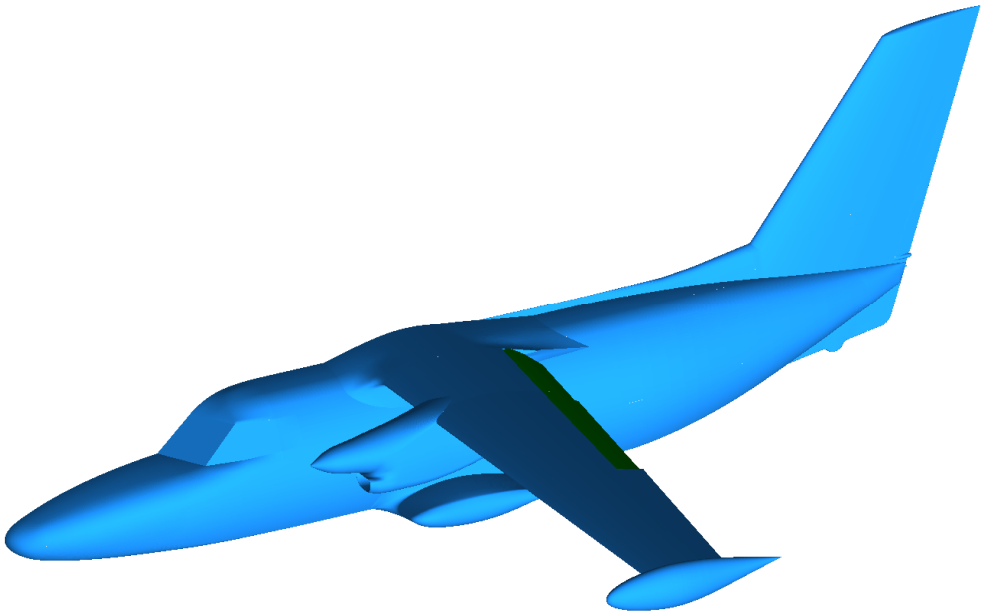
[1)] *Výpočetní cluster Leteckého ústavu, Chronos, se skládá z celkem 32 uzlů. Na každém uzlu je k dispozici 12 jader procesoru.*

5 AERODYNAMICKÁ ANALÝZA

5.1 Geometrie modelu

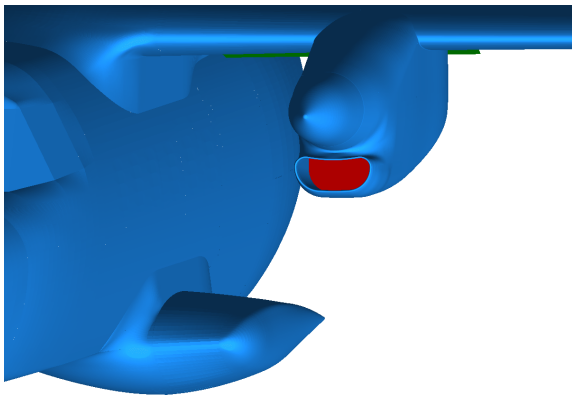
Pro potřeby výpočtu byl výchozí model letounu L410NG upraven tak, aby co nejlépe odpovídal zadaným podmínkám, ale zároveň neobsahoval konstrukční prvky, které nejsou předmětem zkoumání. Rozsáhlou úpravou prošla téměř každá hlavní část letounu s cílem vyhladit povrch a zamezit tak vzniku lokálních vířivých proudů znehodnocujících výpočet. Dále se v rámci zjednodušení pracovalo pouze s polovinou letounu, který je symetrický podle podélné roviny (obr. 5.1). Větší zásahy do geometrie představují:

- nastavení vztlakových klapek
- nahrazení vrtulových listů výpočetním diskem
- spojení vrtulového kužele s motorovou gondolou
- uzavření vstupu do motoru
- odstranění podvozkového kola
- odstranění VOP
- ztupení odtokových hran slotů, klapek, křídla, zavětrání a SOP

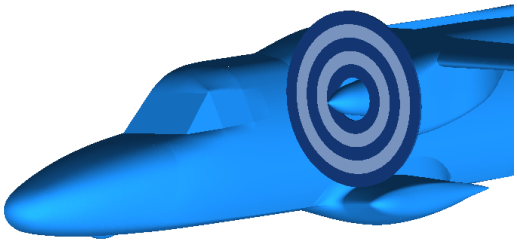


Obr. 5.1 Upravený model letounu L410NG

Jedním z požadavků zadavatele je i vyhodnocení detailního zatížení vztlakové mechanizace, která je ovlivněna vrtulovým proudem. Z toho důvodu byl importován výpočetní disk složený z 5 segmentů (obr. 5.3), kdy každému z nich bude později přiřazeno přirychlení proudu dle výkonových parametrů motoru. Rozdělení disku na více částí umožňuje reálněji simulovat nelinearitu proudu generovaného vrtulí.



Obr. 5.2 Vstup do motoru



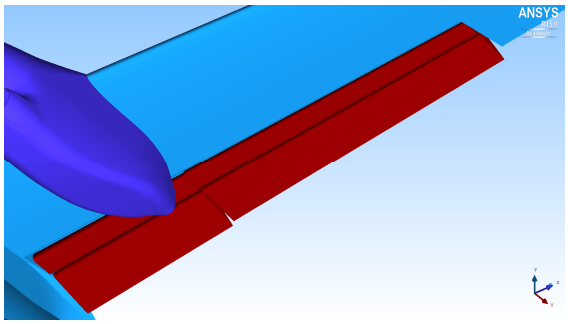
Obr. 5.3 Segmentovaný výpočetní disk

Uzavřením vstupu do motoru by vznikla kolmá plocha, která by byla výrazným zdrojem odporu a turbulentního víření. Z toho důvodu byl vytvořen další samostatný prvek geometrie pojmenovaný „vstup“, kterému budou podobně jako vrtulovému disku importovány vlastnosti sání (obr. 5.2).
Vzhledem k tématu diplomové práce tvoří nejdůležitější část geometrie vztlaková mechanizace, která rovněž prošla významnými úpravami: nastavením jednotlivých slotů a klapek dle jmenovité výchylky (tab. 5.1), dále uzavřením a ztupením odtokových hran a vyplněním bočních otvorů vznikl aerodynamicky co možná nejčistší model vhodný pro tvorbu výpočetní sítě a následnou analýzu (obr. 5.4, obr. 5.5). Přičemž šířka klapek byla zmenšena. Vznikl tak prostor, ve kterém lze bez deformací vytvořit základní síť a poté pohodlně umístit prismatické vrstvy.

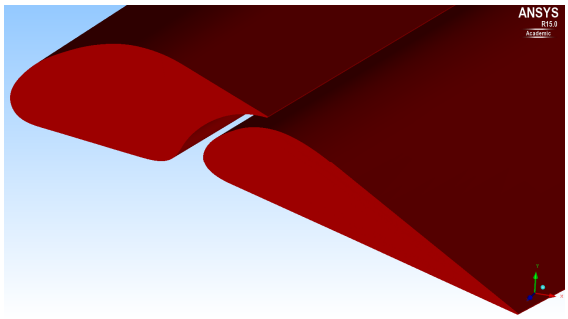
Tab. 5.1 Výchylky vztlakové mechanizace

δ_K = 18°	SLOT	KLAPKA
vnitřní sekce	13,1°	24,0°
vnější sekce	9,8°	18,0°
δ_K = 42°	SLOT	KLAPKA
vnitřní sekce	28,4°	52,0°
vnější sekce	23,1°	42,0°

Pozn.: Všechny úhly jsou měřeny od ZRK.

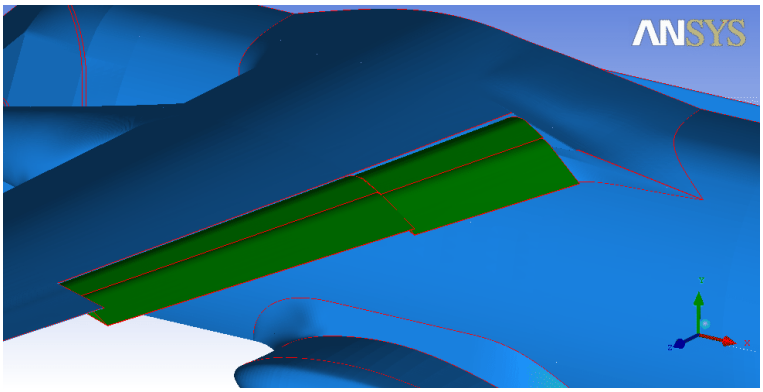


Obr. 5.4 Klapky nastavené na δ_K = 18°

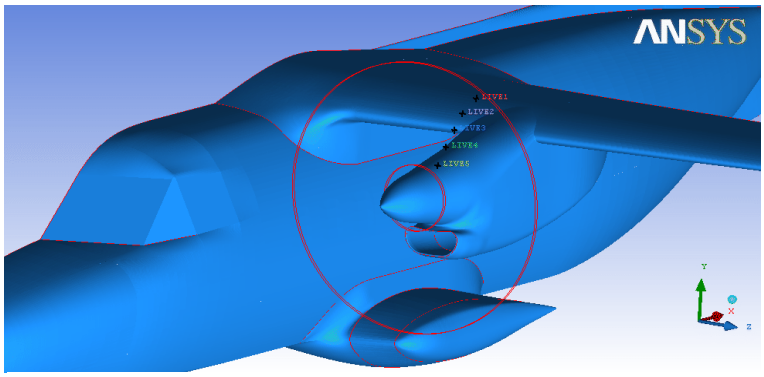


Obr. 5.5 Detail vztlakových klapek

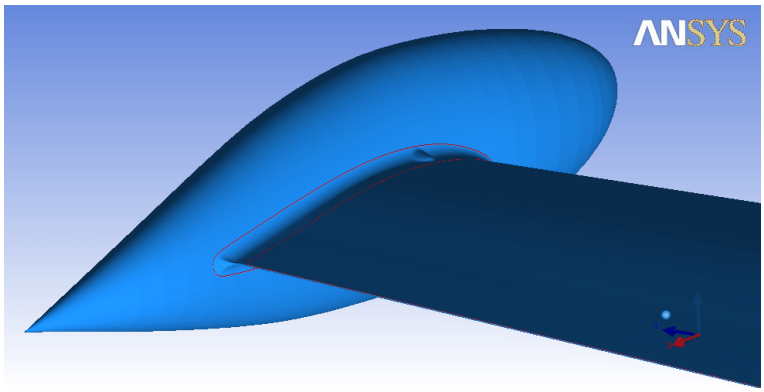
Tvorbou základních obrysů v hlavních částech letounu se zajistí, že síť lépe přilne v místech ostrých přechodů geometrie a na složitých tvarových celcích. V připravené geometrii byl vytvořen půdorys trupu (včetně SOP) na ploše symetrie, obrys klapek (obr. 5.6), vrtulového disku a podvozkové gondoly. U prvních dvou vygenerovaných sítí se však ukázalo, že tato topologie je nedostatečná a je nutno ji doplnit o jasně definovanou odtokovou hranu křídla, obrys zavětrání klapek a sání motoru (obr. 5.7). V těchto místech se totiž tvořily defekty v podobě děr či nadpočetných elementů, které navíc nedokonale přiléhaly k výchozímu povrchu. Dále byl vytvořen obrys kýlu SOP a zvýrazněn přechod křídlo-nádrž na konci křídla (obr. 5.8).



Obr. 5.6 Topologie vztlakové mechanizace



Obr. 5.7 Topologie sání motoru a vrtulového disku



Obr. 5.8 Přechod křídlo-nádrž

Pozn.: Topologie jednotlivých dílů je zvýrazněna červeně.

Pozn.: Stejná úprava geometrie provázela i druhý přistávací režim (klapky 42°). Pro názornost je uveden pouze režim první, tj. se jmenovitou výchylkou klapek 18°. V kapitole 5.2 se postupuje stejným způsobem.

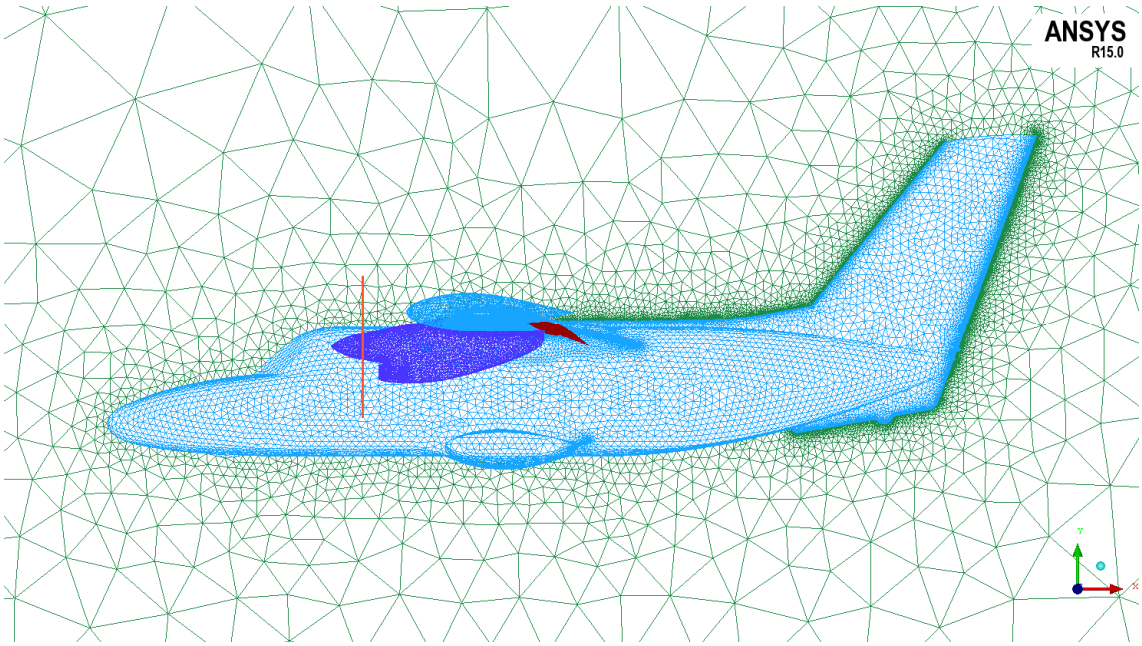
5.2 Výpočetní síť

5.2.1 Základní síť

Známým postupem byly vytvořeny dvě základní výpočetní sítě o stejných parametrech (tab. 5.2) – pro každý přistávací režim jedna. Maximální velikosti elementů se řádově liší v porovnání s kalibrační úlohou, protože charakteristický rozměr modelu DLR-F4 odpovídá 1,19 m, zatímco délka L410 NG činí 15,1 m. Prvky sítě by měly být úměrné velikosti modelu, aby se dosáhlo požadované přesnosti výpočtu v rozumném časovém intervalu. Umístění letounu v rovině symetrie je patrné z obrázku 5.9.

Tab. 5.2 Parametry sítě

Část	Max. velikost elementu	Počet elementů
Body	12 000	16 992 191
Symetrie	12 000	18 487
Okolí	12 000	1 762
Trup	100	82 672
Křídlo	100	209 718
Motor	70	12 666
Klapky	20	529 357
Vrtule	50	71 290
Vstup do motoru	20	1 000
		Celkem 17 919 143

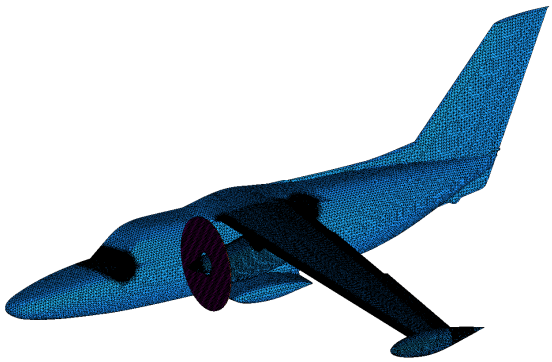


Obr. 5.9 Umístění letounu v rovině symetrie

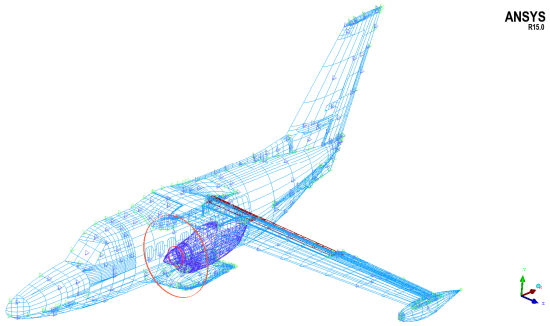
Byla též provedena úprava hustoty elementů v zájmových oblastech, popřípadě v místech předpokládaného vzniku odtržení proudu. Jedná se zejména o náběžnou a odtokovou hranu křídla, klapek a podvozkové gondoly, hrany spojení křídlo-trup, oblast okolo sání motoru, dále kýl svislých ocasních ploch a rovněž úplav za vrtulí.
Nejdříve byla síť upravována pomocí vytváření hustotních oblastí okolo výše zmíněných prvků (obr. 5.10). Postup měl ovšem za následek extrémní zvýšení počtu elementů sítě a tudíž výrazné prodloužení výpočtu, přičemž efektivita metody byla vzhledem k vynaloženému úsilí velmi nízká. Důvodem bylo zahrnutí čtyřstěnných prvků prostoru do každé lokální změny hustoty na ploše letounu. Tento způsob je vhodný spíše pro oblasti, ve kterých je třeba sledovat prostorové průběhy proudění (např. odtržení proudu na odtokové hraně křídla).
Ke snížení celkového počtu elementů sítě byla použita metoda zhuštění, kdy se maximální velikosti prvků přiřazovaly přímo jednotlivým plochám povrchu (obr. 5.11). Nedochází tak k ovlivnění okolí, tudíž se zvyšuje přesnost při zachování relevantního počtu elementů. Hustotní oblasti byly ponechány pouze pro úplav za vrtulí, náběžné hrany křídla a vztlakové mechanizace (tab. 5.3).

Tab. 5.3 Hustota sítě

Prostorové hustoty	Max. velikost elementu
Náběžná hrana křídla	20
Náběžná hrana slotů a klapek	5
Úplav za vrtulí	100
Plošné hustoty	**Max. velikost elementu**
Odtoková hrana křídla	4
Odtoková hrana zavětrání	3
Odtoková hrana SOP	5
Odtoková hrana slotů a klapek	2
Odtoková hrana podvozkové gondoly	20
Odtoková hrana spojení křídlo-trup	1
Náběžná hrana spojení křídlo-trup	30
Spojení křídlo-koncová nádrž	30
Kýl SOP + SOP	20
Vstup do motoru	10
Vrtulový kužel	20



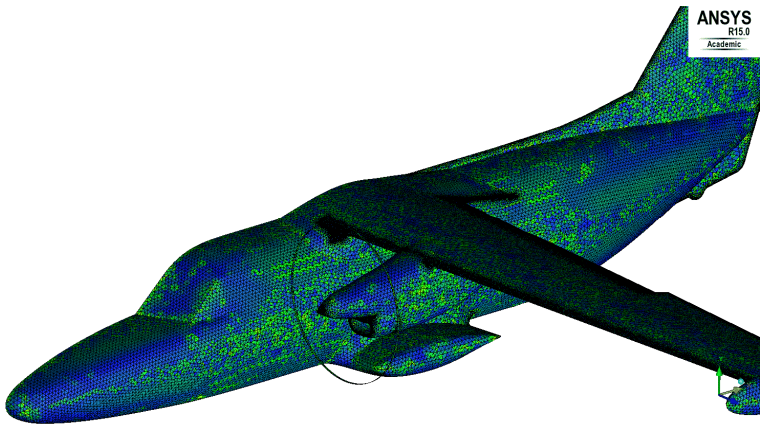
Obr. 5.10 Hustotní oblasti sítě



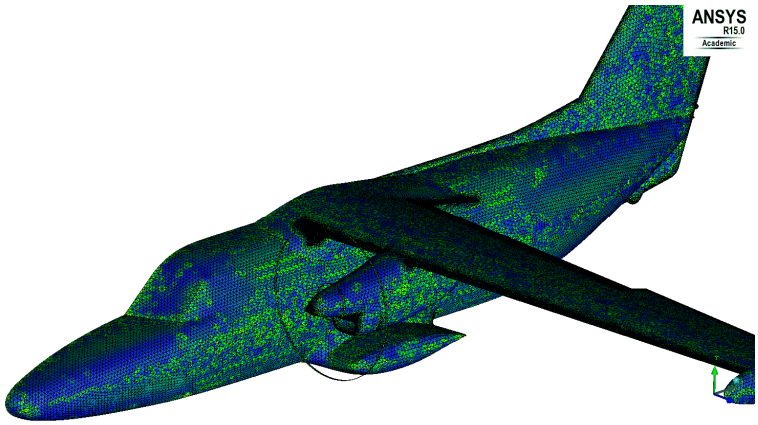
Obr. 5.11 Plošná hustota sítě

5.2.2 Prismatická síť

Před vytvořením prismatických vrstev byla základní síť globálně vyhlazena. V sedmi iteracích se zvýšila kvalita trojúhelníkových povrchových a čtyřúhelníkových objemových elementů. Na obrázku 5.12 je zobrazena kvalita sítě před úpravou a na následujícím obrázku (obr. 5.13) po úpravě.



Obr. 5.12 Kvalita sítě před vyhlazením



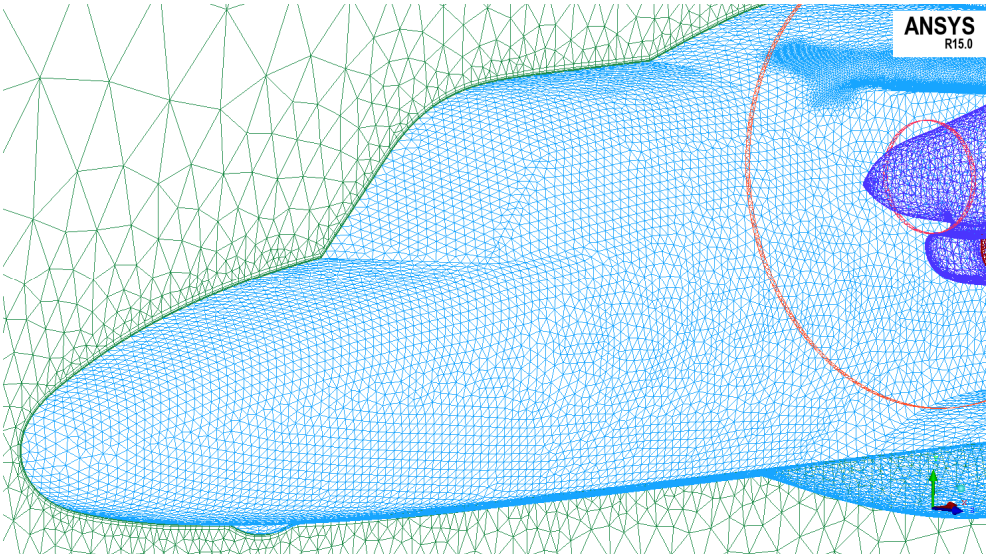
Obr. 5.13 Kvalita sítě po vyhlazení

Pozn.: Modrá barva značí nejvyšší kvalitu (na stupnici 0-1 hodnota blízká 1), žlutá určuje kvalitu nižší. Průměrná kvalita sítě činí 0,83.

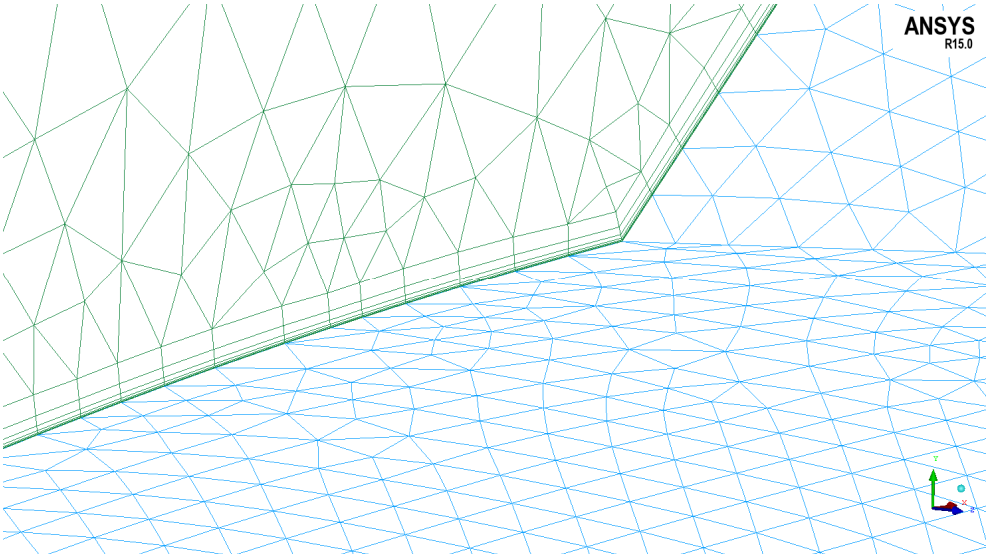
Prismatické vrstvy byly vytvořeny stejným způsobem jako v případě kalibrační úlohy. Rozdíl spočívá ve výšce první vrstvy na povrchu letounu. Tu je nutné určit pro každou úlohu zvlášť podle okrajových podmínek výpočtu. Pro odhad optimální výšky počáteční vrstvy byl v případě L410 NG použit freeware Wall Y+ Calculator. Kromě atmosférických podmínek a rychlosti letu vstup programu vyžaduje také cílenou hodnotu wall y+. Zvolenému výpočetnímu modelu nejlépe odpovídá hodnota rovna 1.

Tab. 5.4 Výška počáteční prismatické vrstvy

	Rychlost [m/s]	Wall y+	Initial height [mm]
1. přistávací režim	72,50	1	0,004354
2. přistávací režim	64,16	1	0,004877



Obr. 5.14 Prismatické vrstvy na povrchu letounu v rovině symetrie



Obr. 5.15 Detail prismatických vrstev v oblasti kabiny letounu

Na závěr byla již kompletní výpočetní síť analogickým způsobem vyhlazena. Bylo provedeno celkem 5 iterací úpravy s cílem zvýšit kvalitu elementů před výpočtem. Celkový počet elementů finální sítě je 30 385 922 při průměrné kvalitě 0,84.

5.3 Výpočet

Výpočet L410 NG byl principiálně stejný jako výpočet kalibrační úlohy. V nastavení řešiče se změnil přístup k definici viskozity, která je v tomto podzvukovém případě konstantní.

5.3.1 Tah vrtule

Zásadní změnu představoval tah vrtule, který bylo třeba simulovat. Údaje o rozložení tahu po průměru vrtule nebyly z praktických důvodů k dispozici (pro výrobce je důležitá hodnota absolutního tahu, ne jeho průběh). Řešením byla aproximace známých dat typově podobné vrtule Avia na vrtuli AV 725 použitou na L410 NG. Průběh tahu po průměru obou vrtulí je přibližně stejný. Lze tedy s jistou odchylkou při stejné referenční rychlosti přepočítat lokální hodnoty rychlostí za vrtulí v poměru tahů „Z“. Referenční rychlost v tomto případě udávají zadané přistávací režimy (tj, 261 km/h a 231 km/h). Průměr vrtule AV 725 činí 2,30 m.

$$T_0 = 6\,911\ [N]^{1)}$$

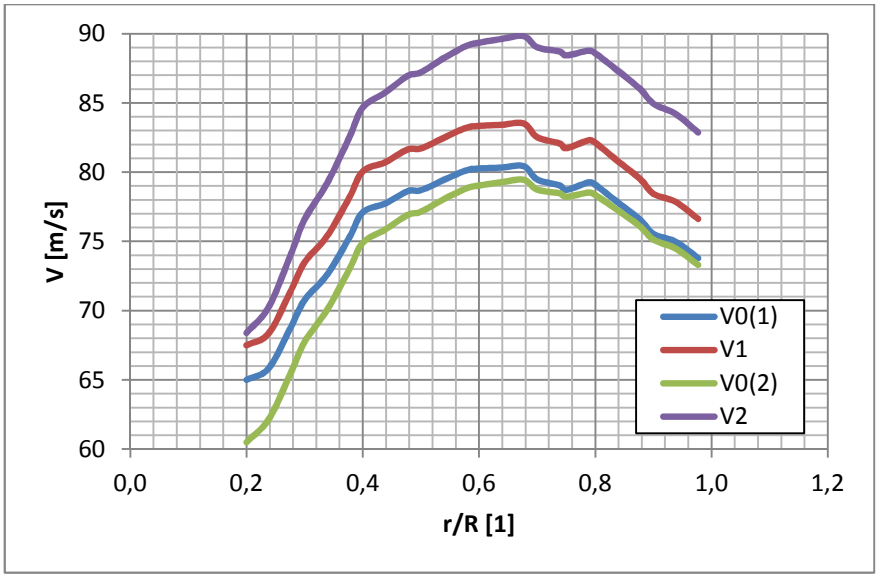
$$T_{725}(1) = 7\,176\ [N]$$

$$T_{725}(2) = 7\,813\ [N]$$

$$Z_1 = \frac{T_{725}(1)}{T_0} = 1{,}0383\ [1]$$

$$Z_2 = \frac{T_{725}(1)}{T_0} = 1{,}1305\ [1]$$

[1)] Při aproximaci se z důvodu nedostatku informací vychází z jednoho referenčního tahu pro obě přistávací rychlosti. Jejich rozdíl není velký, tudíž je chyba přijatelná.



Graf 5.1 Rozložení rychlostí proudu za vrtulí

Tab. 5.5 Aproximace rychlostí vrtulového proudu

r/R [1]	r [m]	$V_0(1)$ [m/s]	V_1 [m/s]	$V_0(2)$ [m/s]	V_2 [m/s]
0,200	0,230	65,00	67,49	60,50	68,39
0,239	0,274	65,85	68,38	62,17	70,28
0,277	0,318	68,86	71,50	65,58	74,14
0,300	0,345	70,78	73,49	67,75	76,59
0,339	0,389	72,59	75,37	70,05	79,19
0,377	0,433	75,28	78,16	72,99	82,51
0,400	0,460	77,10	80,06	74,89	84,67
0,439	0,504	77,73	80,71	75,85	85,75
0,477	0,548	78,62	81,63	76,90	86,94
0,500	0,575	78,69	81,71	77,14	87,21
0,539	0,619	79,42	82,46	78,03	88,21
0,577	0,663	80,11	83,19	78,80	89,09
0,600	0,690	80,26	83,34	79,03	89,35
0,639	0,734	80,33	83,41	79,27	89,62
0,677	0,778	80,43	83,51	79,45	89,82
0,700	0,805	79,47	82,52	78,74	89,02
0,739	0,849	79,05	82,08	78,47	88,71
0,750	0,863	78,71	81,73	78,22	88,43
0,789	0,907	79,26	82,30	78,52	88,77
0,800	0,920	79,09	82,12	78,35	88,58
0,839	0,964	77,82	80,81	77,25	87,33
0,877	1,008	76,58	79,51	76,08	86,01
0,900	1,035	75,54	78,44	75,14	84,94
0,939	1,079	74,97	77,84	74,48	84,20
0,977	1,123	73,79	76,62	73,30	82,87

Vrtulový disk je složený z několika částí, z nichž šířka každé představuje pětinu délky listu vrtule (viz kapitola 5.1). Data axiálních rychlostí proudu za vrtulí byla analogicky rozdělena na pět částí (tab. 5.5) a dále byl určen aritmetický průměr jednotlivých skupin. Výsledkem jsou pak absolutní hodnoty rychlostí pro jednotlivé segmenty výpočetního disku, které byly importovány formou přirychlení proudu (tab 5.6).

Tab. 5.6 Absolutní rychlost v segmentech vrtule

Segment	Δr [1]	$\overline{V_1}$ [m/s]	$\overline{V_2}$ [m/s]
1	0,20 – 0,34	71,24	73,72
2	0,38 – 0,50	80,46	85,41
3	0,54 – 0,68	83,18	89,22
4	0,70 – 0,84	82,15	88,70
5	0,88 – 1,00	78,64	85,07

Sání motoru bylo jednoduše vyřešeno přidáním měrné spotřeby vzduchu do geometrického prvku „vstup“. Nyní již bez dělení vstupního prostoru na více částí. Průtok vzduchu motorem činí 3 kg/s.

5.3.2 Parametry nabíhajícího proudu

Součástí analýzy je i vyhodnocení integrálních aerodynamických veličin – vztlaku, odporu a momentu. K vykreslení charakteristik je nutné spočítat několik úhlů náběhu. Pro oba přistávací režimy byl zvolen rozsah úhlů náběhu -4° ÷ 16° s krokem 4° (tab. 5.7, tab. 5.8). Do řešiče byly postupně zadávány složky jednotkového vektoru rychlosti. Obdobně byl upraven vektor vztlakové a odporové síly.

1. *přistávací režim*
   $\delta_K = 18°$
   EAS = 261 km/h = 72,50 m/s
   M = 0,21 [1]

Tab. 5.7 Složky rychlostí nabíhajícího proudu v 1. režimu letu

α	α	X	Y	V_X		V_Y	
[°]	[rad]	[-]	[-]	[km/h]	[m/s]	[km/h]	[m/s]
-4	-0,0698	0,997564	-0,06976	260,364	72,323	-18,206	-5,057
0	0,0000	1	0	261,000	72,500	0,000	0,000
4	0,0698	0,997564	0,069756	260,364	72,323	18,206	5,057
8	0,1396	0,990268	0,139173	258,460	71,794	36,324	10,090
12	0,2094	0,978148	0,207912	255,297	70,916	54,265	15,074
16	0,2793	0,961262	0,275637	250,889	69,691	71,941	19,984

2. *přistávací režim*
   $\delta_K = 42°$
   EAS = 231 km/h = 64,17 m/s
   M = 0,18 [1]

Tab. 5.8 Složky rychlostí nabíhajícího proudu ve 2. režimu letu

α	α	X	Y	V_X		V_Y	
[°]	[rad]	[-]	[-]	[km/h]	[m/s]	[km/h]	[m/s]
-4	-0,0698	0,997564	-0,06976	230,437	64,010	-16,114	-4,476
0	0,0000	1	0	231,000	64,167	0,000	0,000
4	0,0698	0,997564	0,069756	230,437	64,010	16,114	4,476
8	0,1396	0,990268	0,139173	228,752	63,542	32,149	8,930
12	0,2094	0,978148	0,207912	225,952	62,764	48,028	13,341
16	0,2793	0,961262	0,275637	222,051	61,681	63,672	17,687

5.3.3 Okrajové podmínky výpočtu

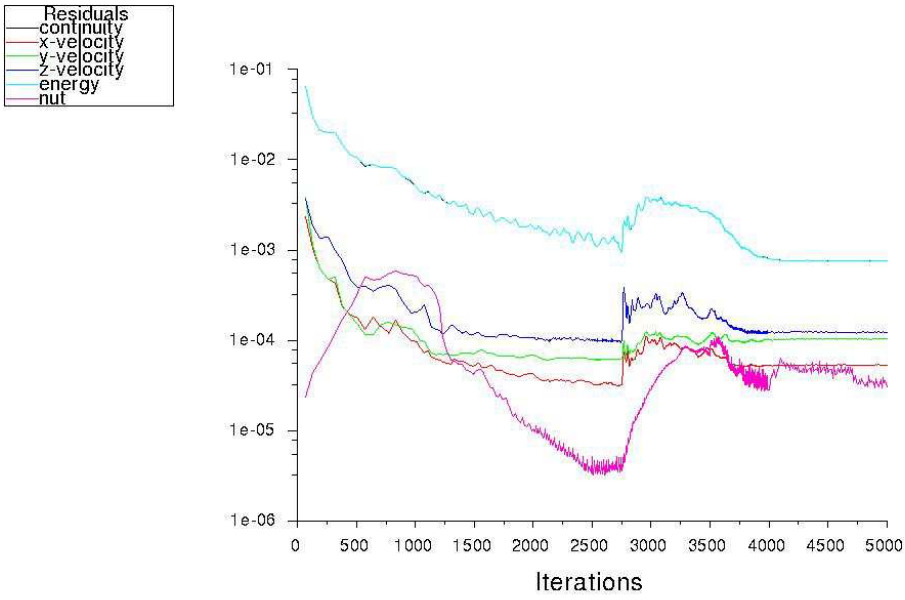
Pro výpočet úlohy byl použit stejný výpočetní model jako v případě kalibrační úlohy (tab. 5.9). Rozšíření vstupních údajů představuje definice okrajových podmínek pro jednotlivé části geometrie (tab. 5.10).

Tab. 5.9 Vstupní data

Nastavení výpočtu	
Solver	Density-based
Model	Spalart-Allmaras
Energy	on
Material	Ideal gas
Solution method	Implicit
Courant number	5[1)]
Parametry proudění	
Tlak	101 325 hPa
Teplota	288,15 K
Rychlost	72,5 m/s (64,16 m/s)
Machovo číslo	0,21 (0,18)[2)]
Turbulent Intensity	0,2 %
Turbulent Length Scale	20 mm

[1)] *Platí pouze pro zahájení výpočtu, dále se hodnota upravovala dle potřeby konvergence.*
[2)] *Hodnota M = 0,21 odpovídá rychlosti 261 km/h, hodnota M = 0,18 rychlosti 231 km/h.*

Výpočet byl ve všech případech řízen přímo, z důvodu možné okamžité kontroly průběžných výsledků. Proudění generované vrtulí se v průběhu řešení chovalo značně nestabilně, a proto bylo nutné upravovat Courantovo číslo a vstupní podmínky proudu. Počáteční hodnota Courantova čísla byla nastavena na hodnotu 5, přičemž výsledky konvergovaly bez větších problémů, tudíž se jeho hodnota dále zvyšovala.
První výpočet pro oba letové režimy byl spuštěn bez vlivu vrtulového proudu při úhlu náběhu 0°. Po následném ustálení hodnot vztlaku, odporu a momentu (okolo 2 750 iterací) bylo přirychlení proudu zapnuto (obr. 5.16) a dopočítány i další úhly náběhu. Sání motoru bylo aktivované od začátku výpočtu.
Vzhledem k velikosti úlohy bylo do řešení zapojeno 11 uzlů clusteru, tj. 132 jader procesorů. Dostatečně přesné hodnoty byly získány v průběhu 2500-5000 iterací na jeden úhel náběhu. Časová náročnost počátečního výpočtu činila přibližně 7 hodin a v dalších se snižovala až k 3 hodinám.



Obr. 5.16 Hodnoty reziduí 1. letového režimu při α = 0°

Pozn.: Na obrázku 5.16 je patrná konvergence reziduí bez vlivu vrtulového proudu (0-2750 iterací), jeho aktivace (skoková změna průběhu) a následná konvergence kompletního režimu.

Tab. 5.10 Okrajové podmínky výpočtu

Okrajové podmínky	
Trup	wall
Křídlo	wall
Klapky	wall
Motor	wall
Okolí	pressure far-field
Symetrie	symmetry
Body	fluid
Live1	fluid
Live2	fluid
Live3	fluid
Live4	fluid
Live5	fluid
Vrtule_vstup	interior
Vrtule_výstup	interior
Vrtule_bok_1	interior
Vrtule_bok_2	interior
Vrtule_bok_3	interior
Vrtule_bok_4	interior
Vrtule_bok_vnější	interior
Vrtule_bok_vnitřní	interior
Sání motoru	pressure-outlet

Pozn.:

Body	…	*objem vnitřního výpočetního prostoru, ve kterém je letoun umístěný*
Live1-5	…	*objemy segmentů vrtulového disku*
Vrtule_bok_1-4	…	*soustředné plochy ohraničující segmenty vrtulového disku*
Vrtule_bok_vnější	…	*vnější hraniční plocha vrtulového disku*
Vrtule_bok_vnitřní	…	*vnitřní hraniční plocha vrtulového disku*

5.4 Vyhodnocení aerodynamických veličin

5.4.1 Integrální charakteristiky

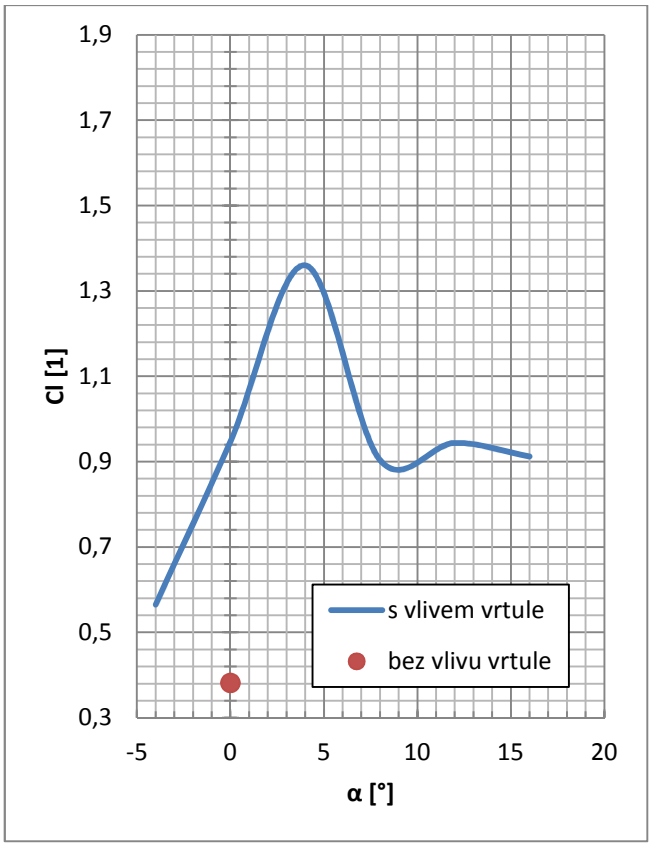
Tab. 5.11 Globální aerodynamické charakteristiky v 1. přistávacím režimu

α	s vlivem vrtule			bez vlivu vrtule		
	C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M
-4°	0,5652	0,0262	0,1798	-	-	-
0°	0,9468	0,0358	0,1598	0,3814	0,0261	0,1283
4°	1,36	0,1091	0,2792	-	-	-
8°	0,9037	0,0824	0,111	-	-	-
12°	0,9438	0,1268	0,0779	-	-	-
16°	0,9122	0,1867	0,0514	-	-	-

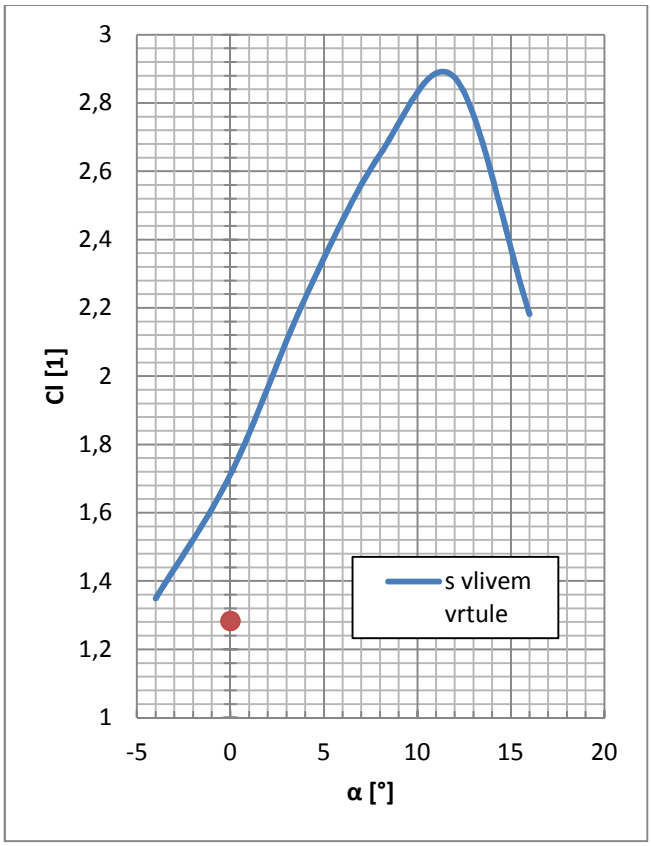
Tab. 5.12 Globální aerodynamické charakteristiky ve 2. přistávacím režimu

α	s vlivem vrtule			bez vlivu vrtule		
	C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M
-4°	1,3488	0,1819	0,6695	-	-	-
0°	1,7119	0,2362	0,6499	1,2828	0,1361	0,4355
4°	2,2286	0,3184	0,6199	-	-	-
8°	2,6492	0,4099	0,5563	-	-	-
12°	2,8739	0,5043	0,4614	-	-	-
16°	2,1814	0,6063	0,3069	-	-	-

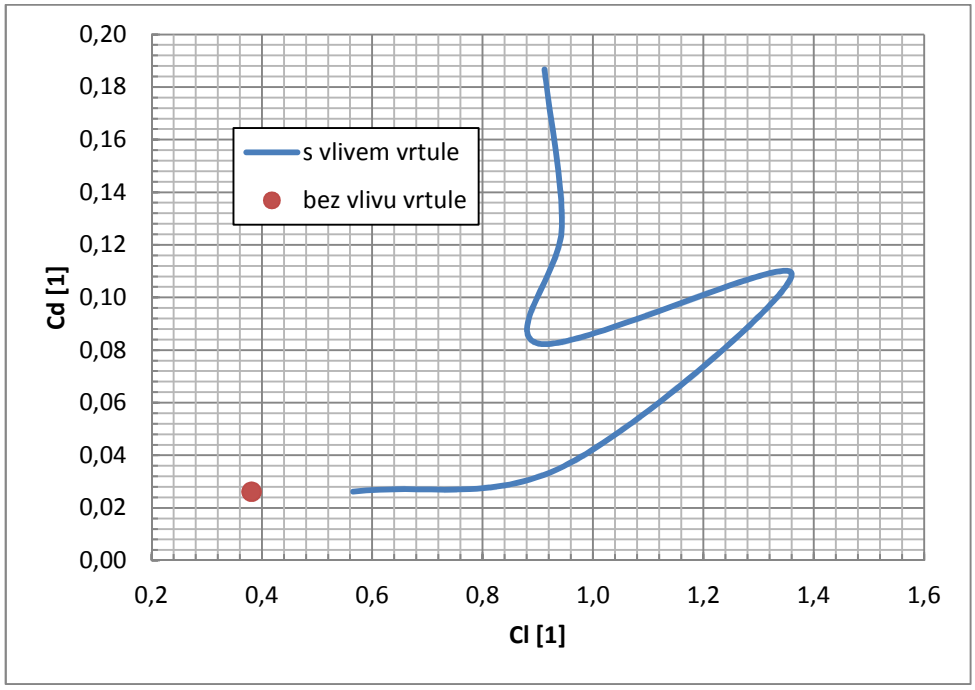
Červeně vyznačené hodnoty v prvním režimu označují odtržené proudění. Nejedná se o chybu výpočetního modelu nebo špatně navrženou aerodynamiku letadla. Důvod spočívá v postupu, kterým byla úloha počítána.
Výchozí výpočet byl proveden pro α = 0° a při řešení každého následujícího případu se vycházelo z předcházejících dat, přičemž úlohy byly inicializovány. Tento postup má většinou v případě modelování proudění okolo klapek za následek odtržení proudu na vyšších úhlech náběhu.
Pro druhý přistávací režim byl postup upraven a inicializován byl pouze vstupní případ (α = 0°). Při nastavení každého dalšího případu byly upraveny vstupní hodnoty řešiče dle kapitoly 5.3, tentokrát bez inicializace.



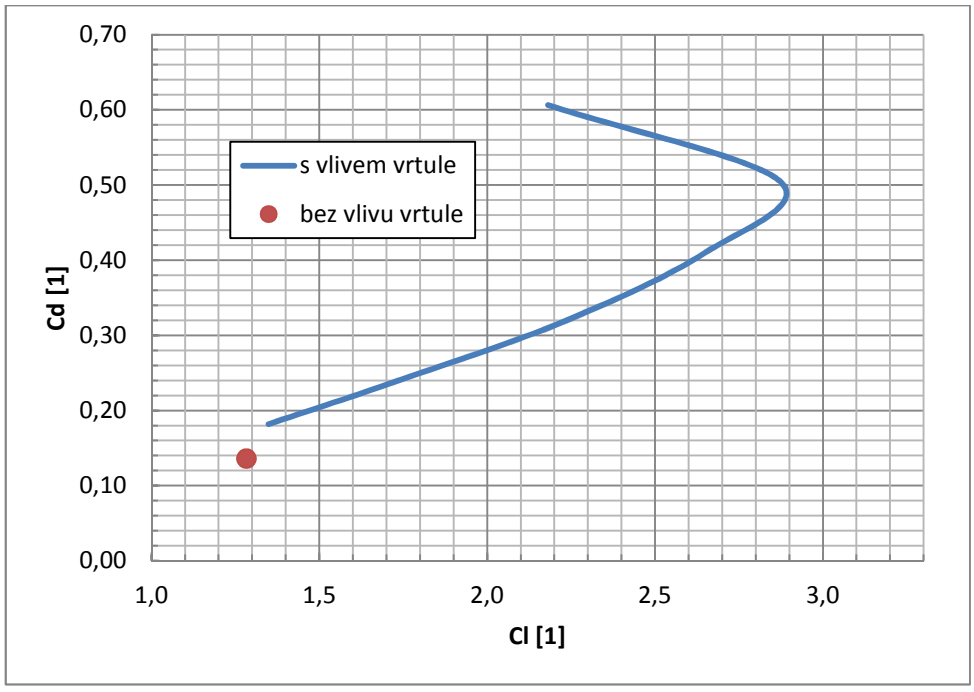
Graf 5.2 Vztlaková čára, klapky 18°, rychlost 261 km/h



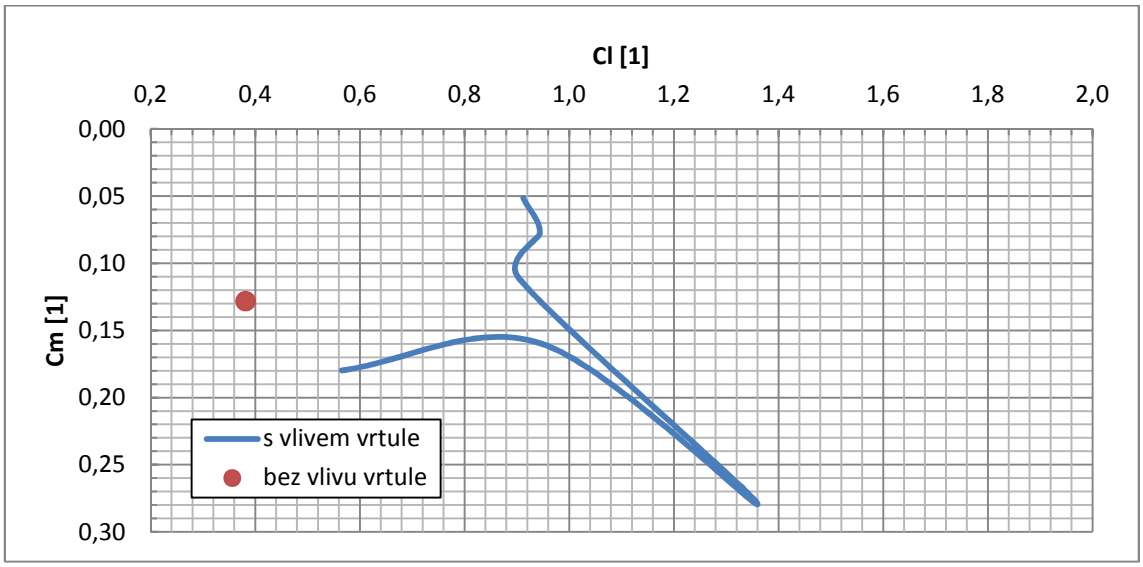
Graf 5.3 Vztlaková čára, klapky 42°, rychlost 231 km/h



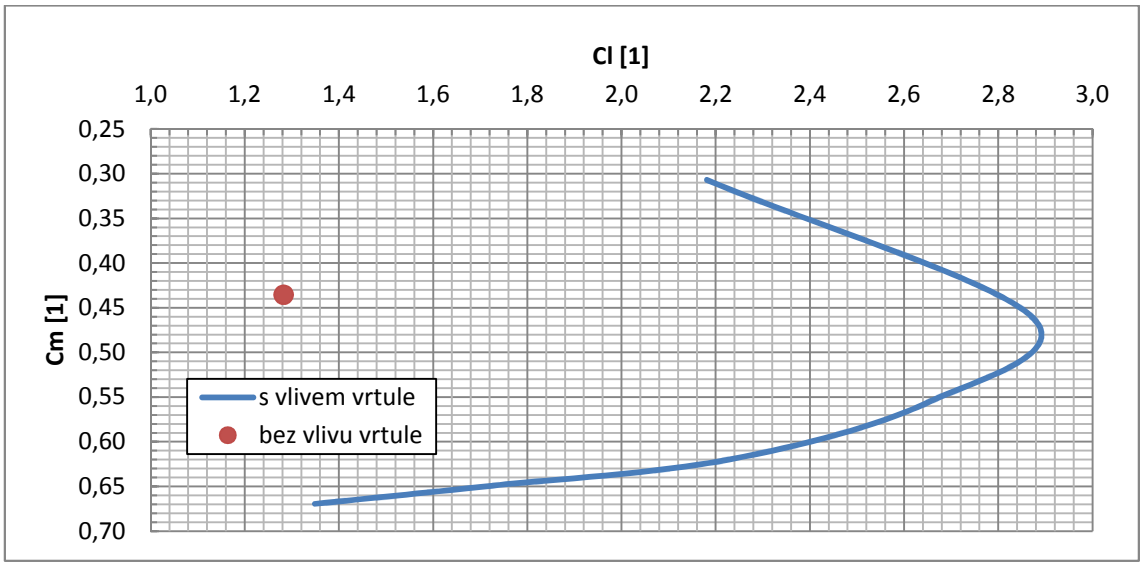
Graf 5.4 Odporová polára, klapky 18°, rychlost 261 km/h



Graf 5.5 Odporová polára, klapky 42°, rychlost 231 km/h



Graf 5.6 Momentová čára, klapky 18°, rychlost 261 km/h

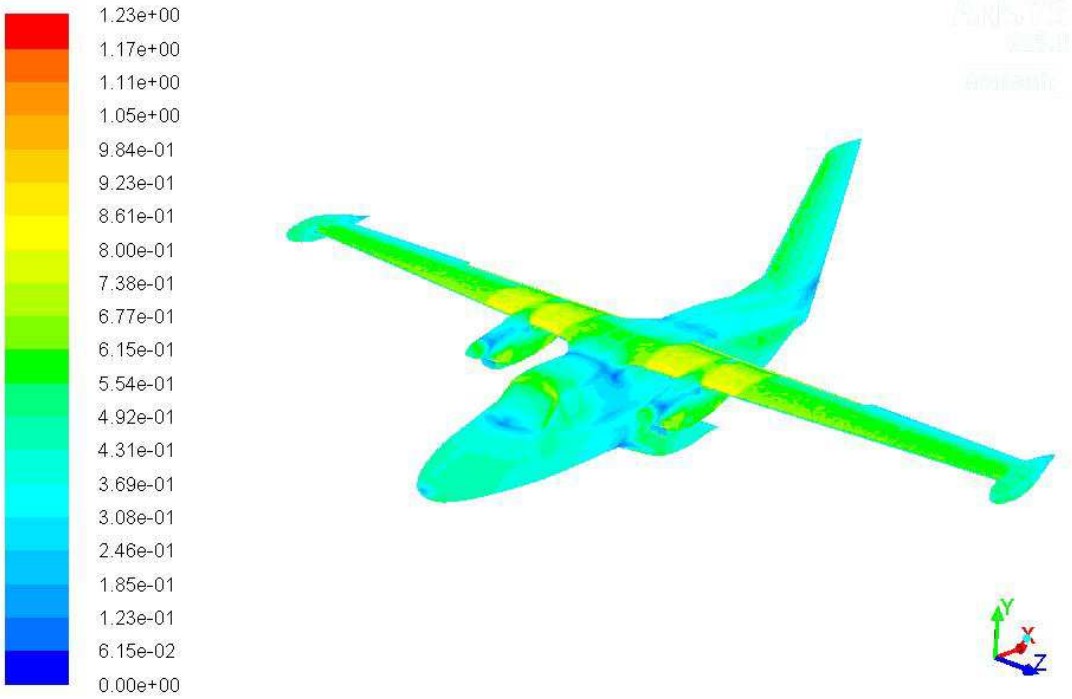


Graf 5.7 Momentová čára, klapky 42°, rychlost 231 km/h

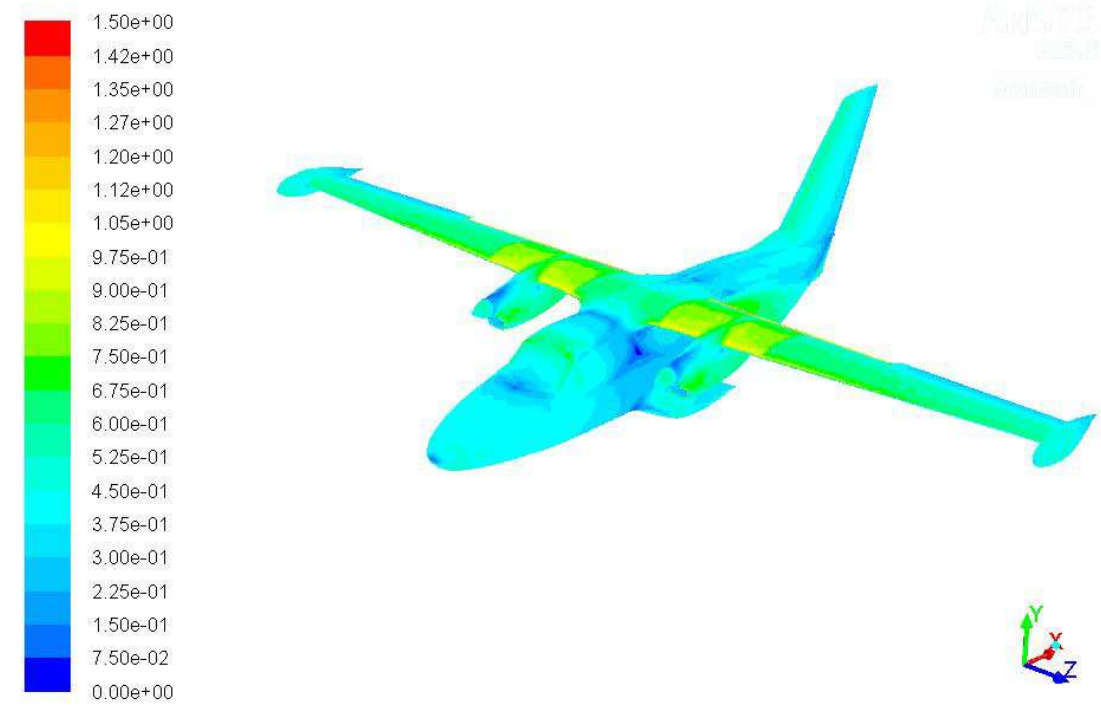
5.4.2 Vizualizace letounu

Obr. 5.17 Rozložení statického tlaku na letounu, α = 0°, klapky 18°, 261 km/h

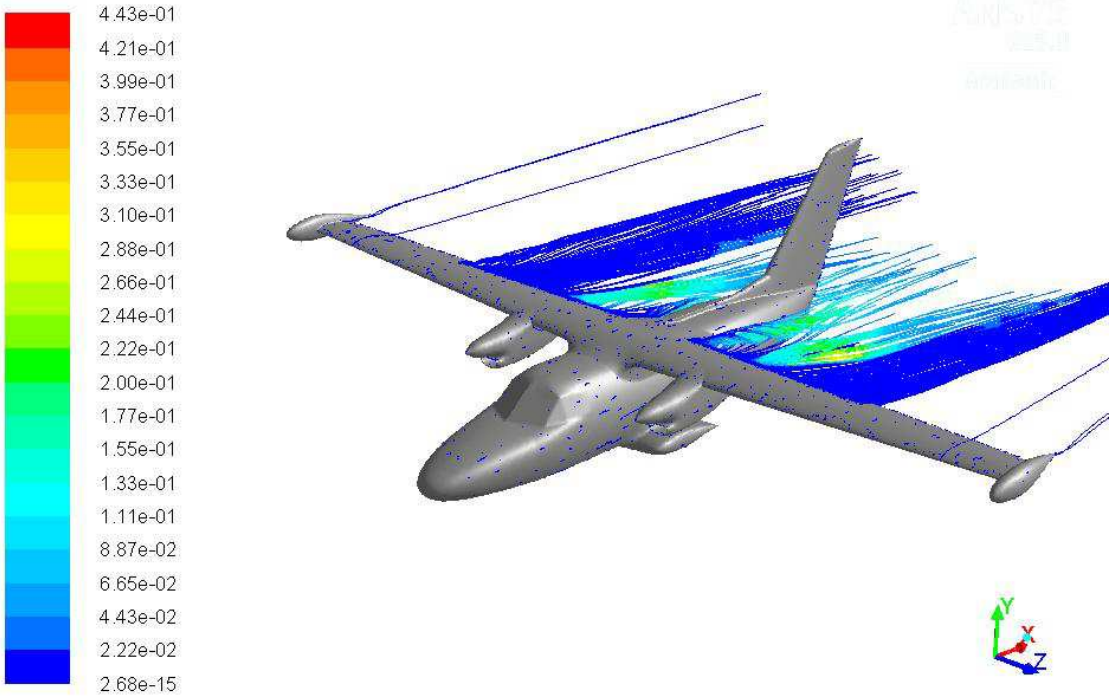
Obr. 5.18 Rozložení statického tlaku na letounu, α = 0°, klapky 42°, 231 km/h



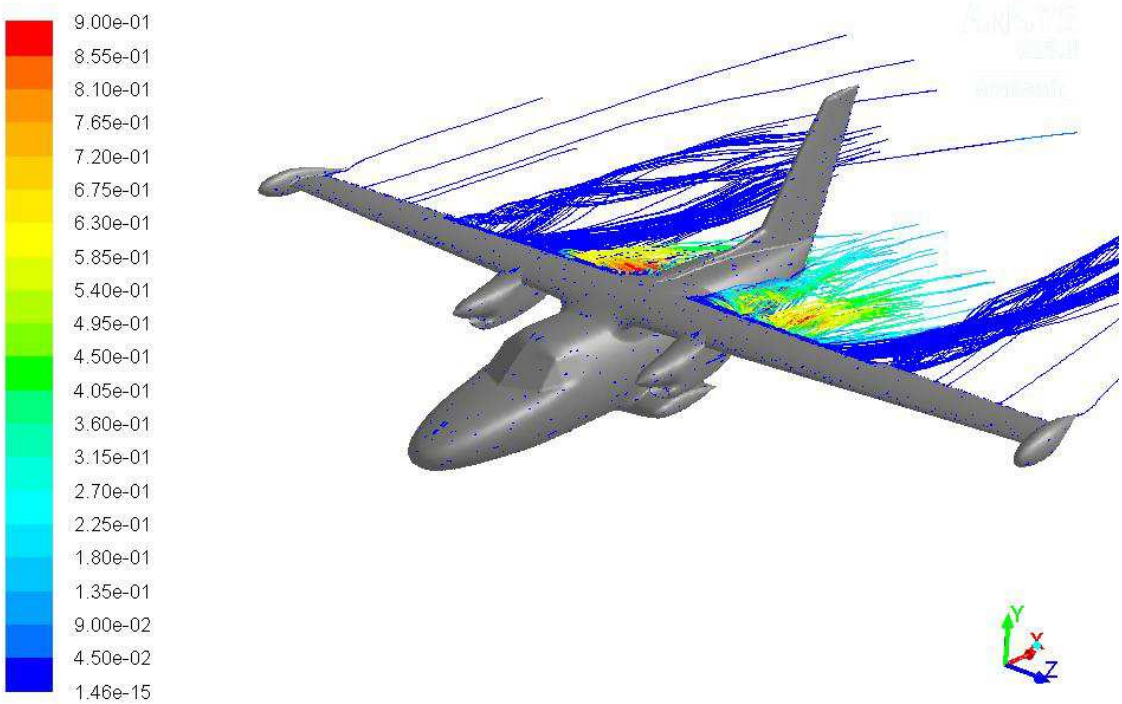
Obr. 5.19 Rozložení wall y+ na letounu, α = 0°, klapky 18°, 261 km/h



Obr. 5.20 Rozložení wall y+ na letounu, α = 0°, klapky 42°, 231 km/h

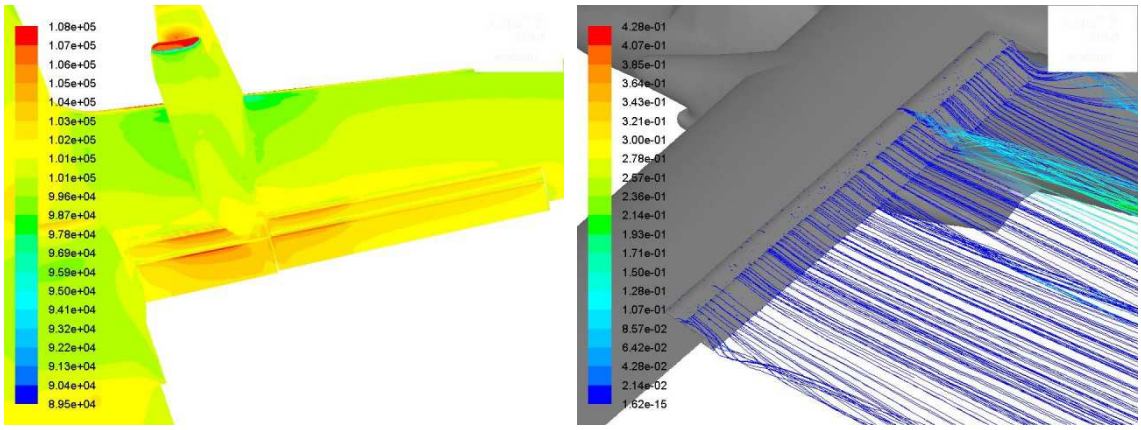


Obr. 5.21 Vizualizace proudnic turbulentní viskozity, α = 0°, klapky 18°, 261 km/h

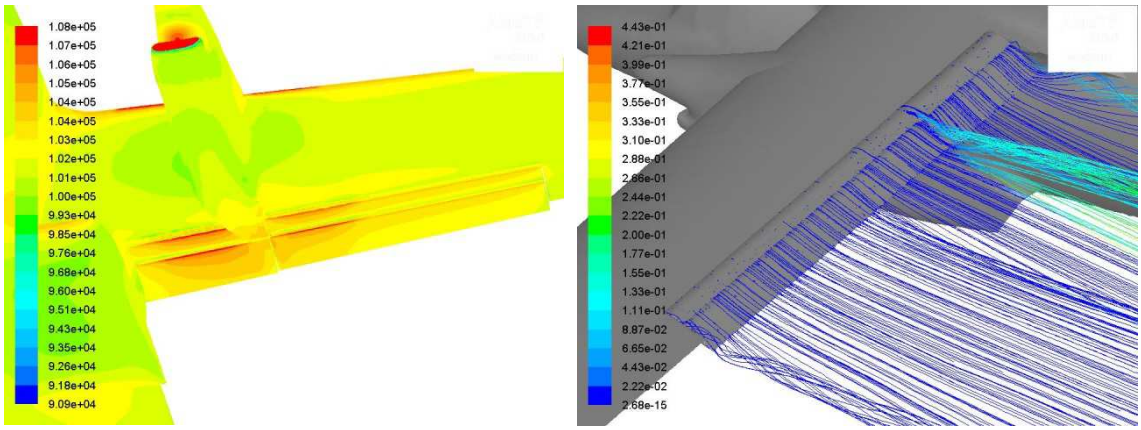


Obr. 5.22 Vizualizace proudnic turbulentní viskozity, α = 0°, klapky 42°, 231 km/h

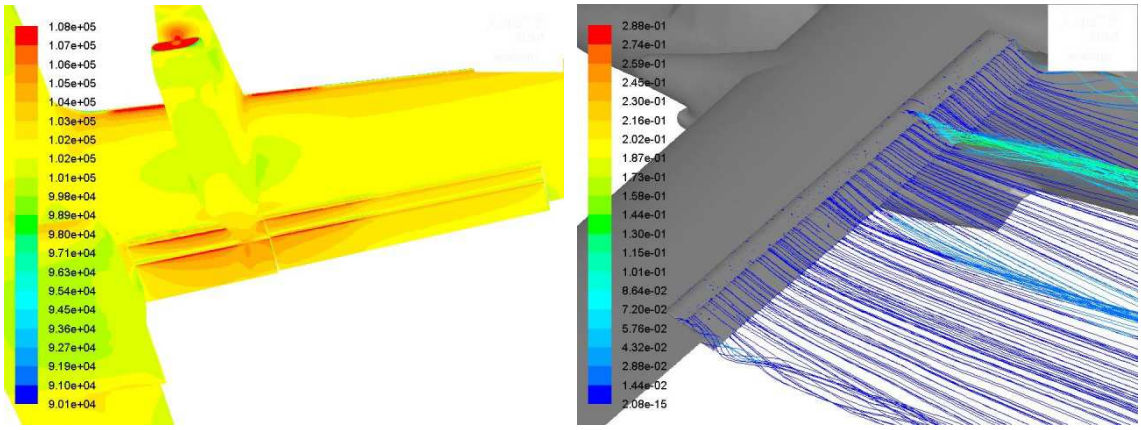
Rozložení statického tlaku a turbulentní viskozity – 1. přistávací režim



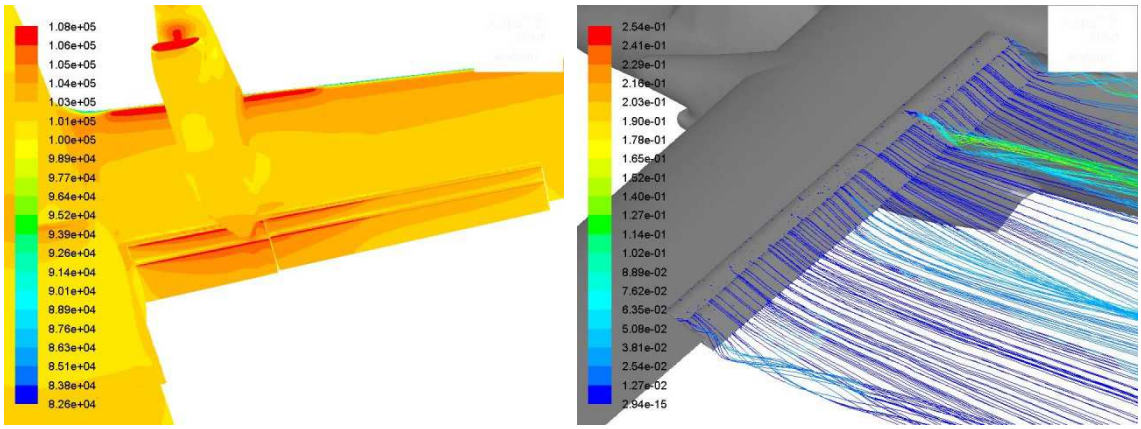
Obr. 5.23 α = -4°, klapky 18°, rychlost 261 km/h



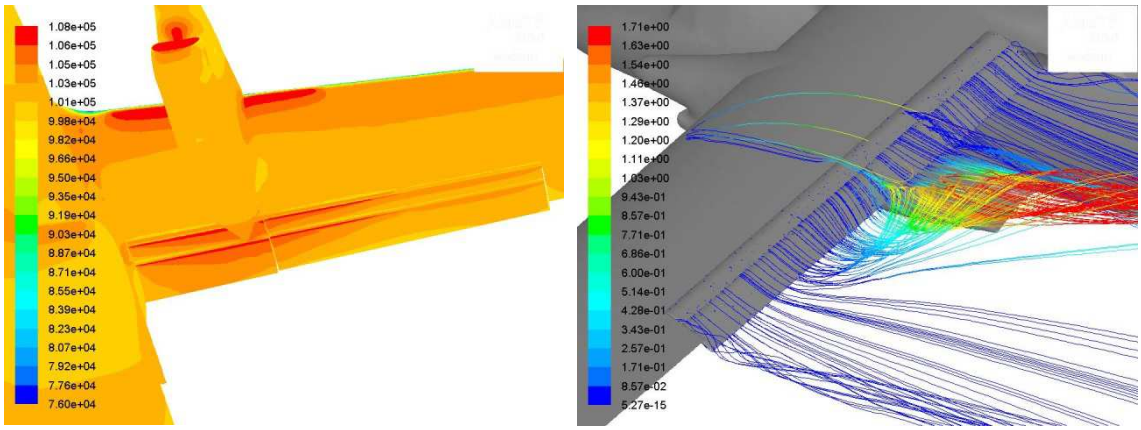
Obr. 5.24 α = 0°, klapky 18°, rychlost 261 km/h



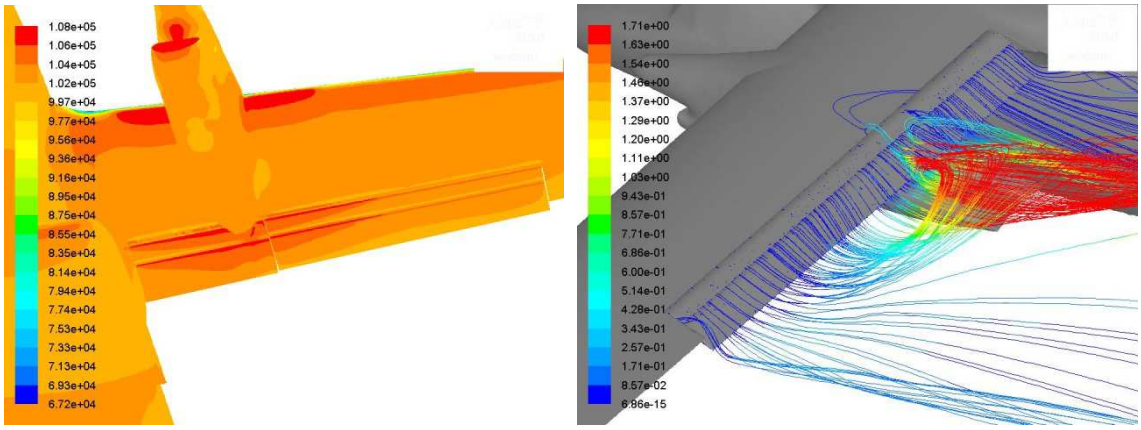
Obr. 5.25 α = 4°, klapky 18°, rychlost 261 km/h



Obr. 5.26 α = 8°, klapky 18°, rychlost 261 km/h

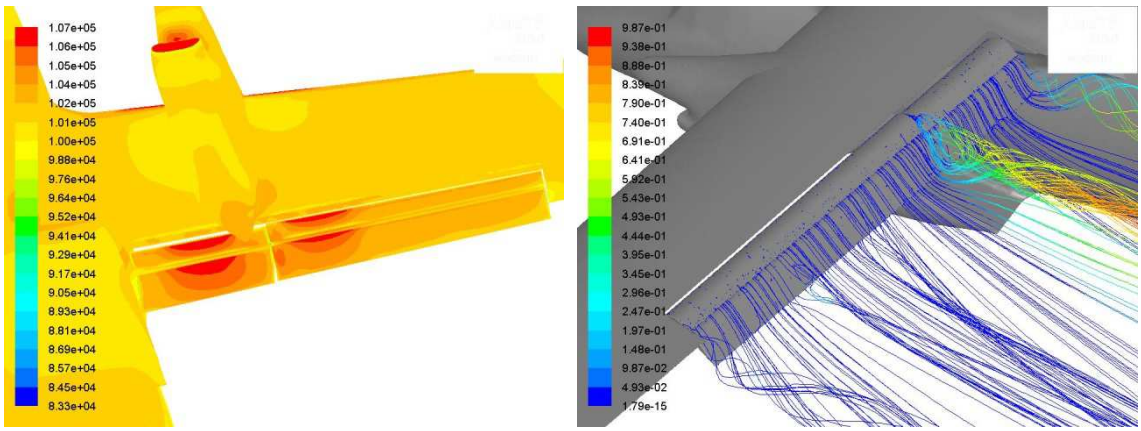


Obr. 5.27 α = 12°, klapky 18°, rychlost 261 km/h

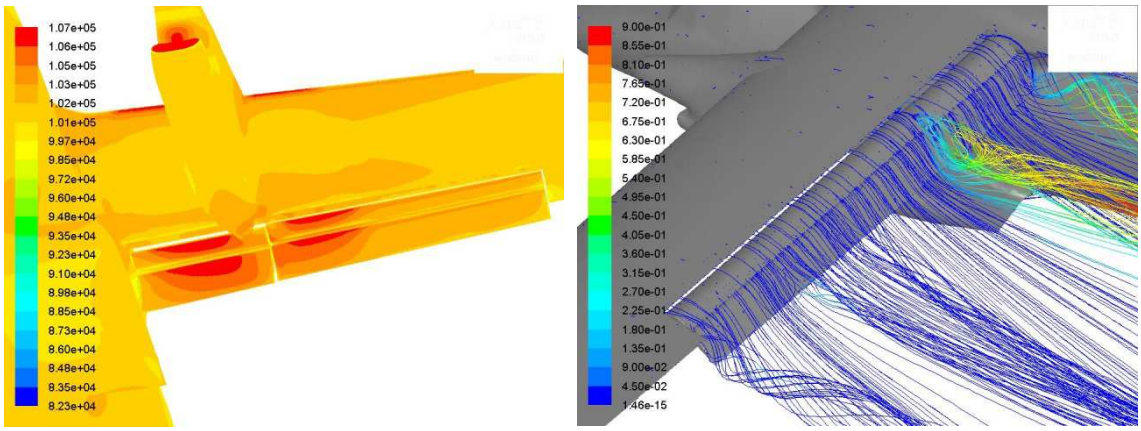


Obr. 5.28 α = 16°, klapky 18°, rychlost 261 km/h

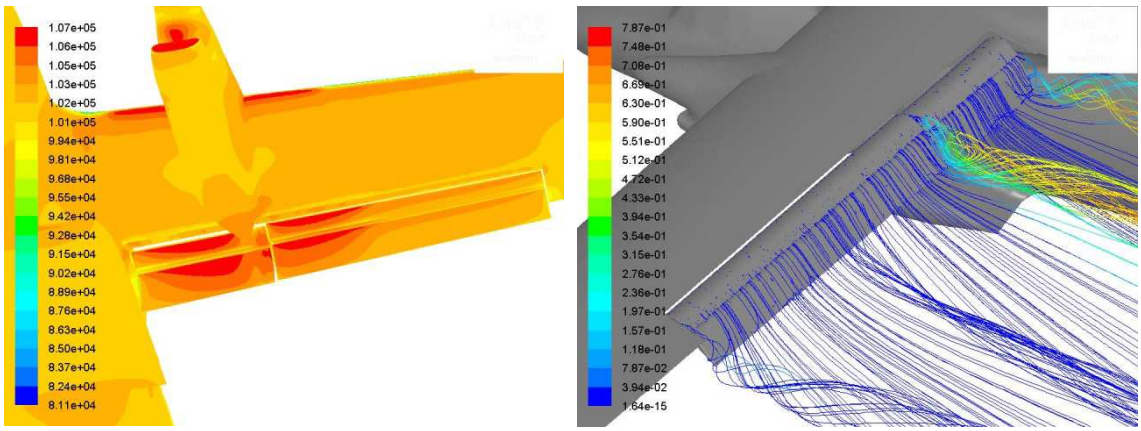
Rozložení statického tlaku a turbulentní viskozity – 2. přistávací režim



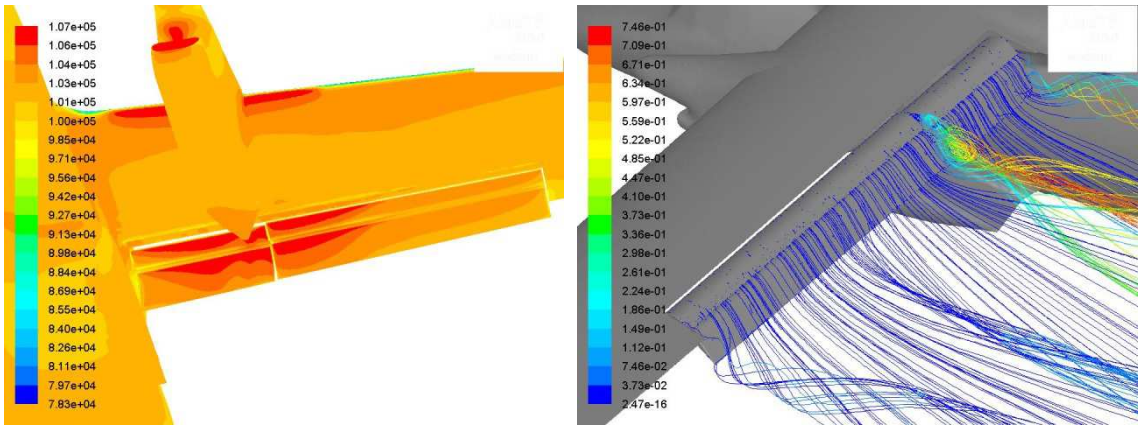
Obr. 5.29 α = -4°, klapky 42°, rychlost 231 km/h



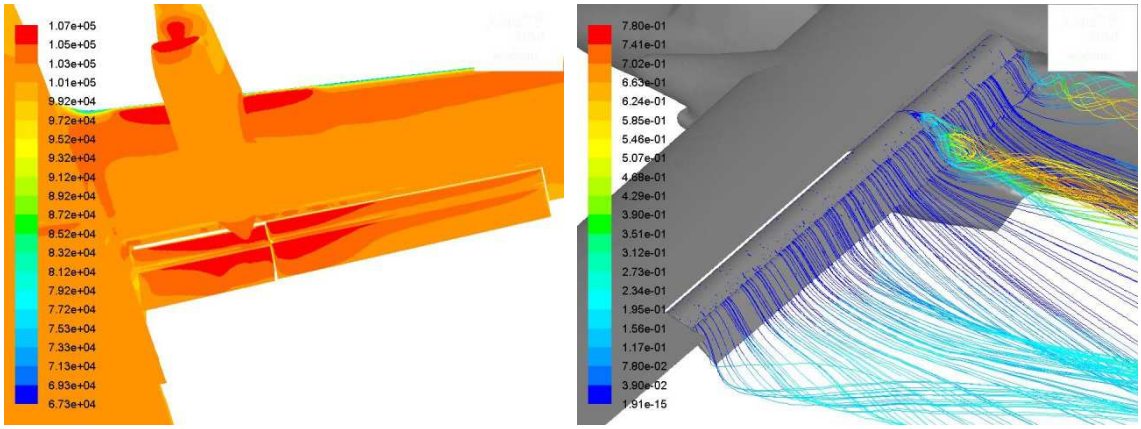
Obr. 5.30 α = 0°, klapky 42°, rychlost 231 km/h



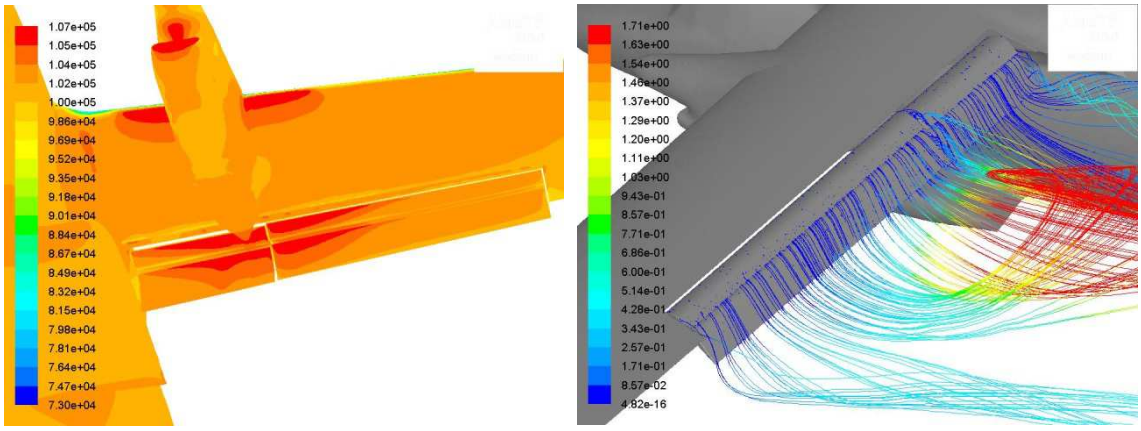
Obr. 5.31 α = 4°, klapky 42°, rychlost 231 km/h



Obr. 5.32 α = 8°, klapky 42°, rychlost 231 km/h



Obr. 5.33 α = 12°, klapky 42°, rychlost 231 km/h



Obr. 5.34 α = 16°, klapky 42°, rychlost 231 km/h

5.5 Závěr

Kvalita výsledků se odvíjí mimojiné od správně zvolené výšky první prismatické vrstvy. V případě obou výpočetních režimů L410 NG byla výška zvolena dobře, protože cílená hodnota bezrozměrného parametru wall y+ se pohybuje okolo 1, která je pro daný výpočetní model žádoucí (obr. 5.19, obr. 5.20). Dále je možné pozorovat ovlivnění křídla se vztlakovou mechanizací vrtulovým proudem (obr. 5.17-5.20).
Vizualizace odhalila příčinu poklesu vztlaku a následné odtržení proudu na vnější části klapek v prvním přistávacím režimu (obr. 5.27, obr. 5.28). Zároveň je patrný jev, který odtržení proudu předchází – výrazný růst odporu se současným poklesem vztlaku (tab. 5.11, graf 5.4). K odtržení došlo vlivem výpočtu a ne vlivem špatně navržené aerodynamiky stroje. Ta se naopak ukázala jako velmi kvalitní, což je patrné zejména ve druhém přistávacím režimu, kde byl výpočetní postup upraven a výsledky pak dávají přesnější představu o celkové situaci na klapkách letounu. K víření zde dochází pouze na okrajích klapek a na rozhraní vnitřní a vnější části vztlakové mechanizace (obr. 5.29-5.33). Při velkém úhlu náběhu pak vzniká turbulentní víření proudu za křídlem (obr. 5.34).
Představu o detailním rozložení zatížení klapek poskytuje vizualizace statického tlaku. Na náběžné hraně křídla je patrný vliv vrtulového proudu. Statický tlak je uveden v jednotkách [Pa] a turbulentní viskozita v [kg/ms].

6 SROVNÁNÍ CFD S LETOVÝM MĚŘENÍM

Společností Aircraft Industries byly poskytnuté výsledky tunelového měření profilu použitého na L410 NG. Získaná data byla konfrontována s CFD výpočtem a posloužila k jeho validaci.
Experimentální měření probíhalo za následujících podmínek:

- měřený profil: NACA 63_2 A415
- klapka: dvouštěrbinová dělená
- Reynoldsovo číslo: $Re = 1{,}67 \cdot 10^{-6}$
- osa otáčení slotu: 3
- osa otáčení klapky: 0,4

[4]

6.1 Přesnost

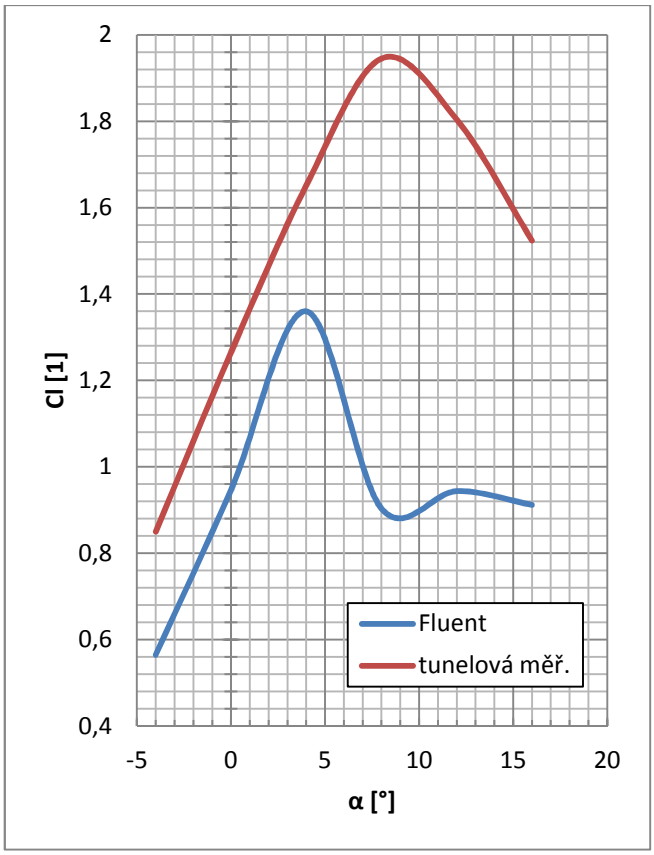
Data byla srovnána pro případ s vlivem vrtulového proudu. Procentuální odchylka tunelového měření a CFD výpočtu je patrná z následujících tabulek a grafů (tab. 6.2, tab. 6.3, graf 6.1, graf 6.2, graf 6.3, graf 6.4)

Tab. 6.2 Obtékání přistávací konfigurace 1 (261 km/h, $\delta_K = 18°$)

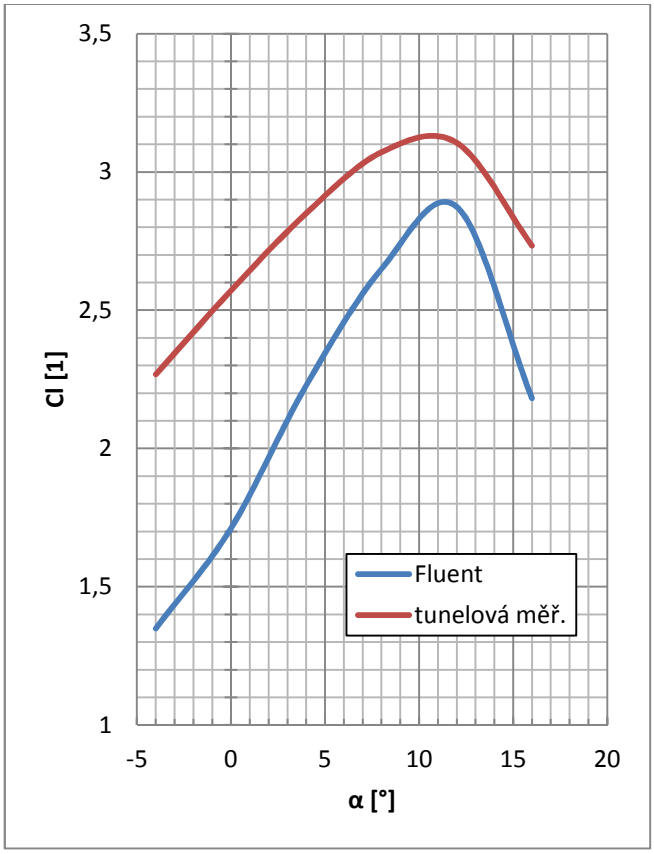
α	Výpočet		Tunelová měření		Odchylka v %	
	C_L	C_D	C_L	C_D	C_L	C_D
-4°	0,5652	0,0262	0,8501	0,0185	33,51	29,39
0°	0,9468	0,0358	1,2650	0,0210	25,15	41,34
4°	1,36	0,1091	1,6511	0,0211	17,63	80,66
8°	0,9037	0,0824	1,9450	0,0273	53,54	66,87
12°	0,9438	0,1268	1,8038	0,0934	47,68	26,34
16°	0,9122	0,1867	1,5238	0,1698	40,14	9,05

Tab. 6.3 Obtékání přistávací konfigurace 2 (231 km/h, $\delta_K = 42°$)

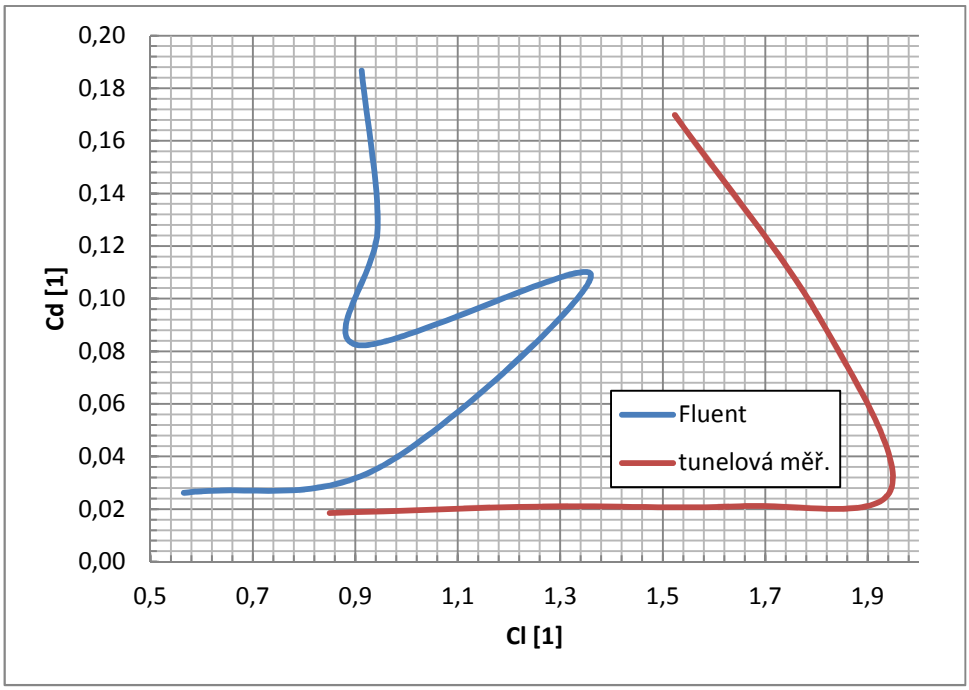
α	Výpočet		Tunelová měření		Odchylka v %	
	C_L	C_D	C_L	C_D	C_L	C_D
-4°	1,3488	0,1819	2,2684	0,0912	40,54	49,86
0°	1,7119	0,2362	2,5710	0,1134	33,42	51,99
4°	2,2286	0,3184	2,8503	0,1140	21,81	64,20
8°	2,6492	0,4099	3,0710	0,1568	13,73	61,75
12°	2,8739	0,5043	3,1052	0,1669	7,45	66,90
16°	2,1814	0,6063	2,7335	0,1264	20,20	79,15



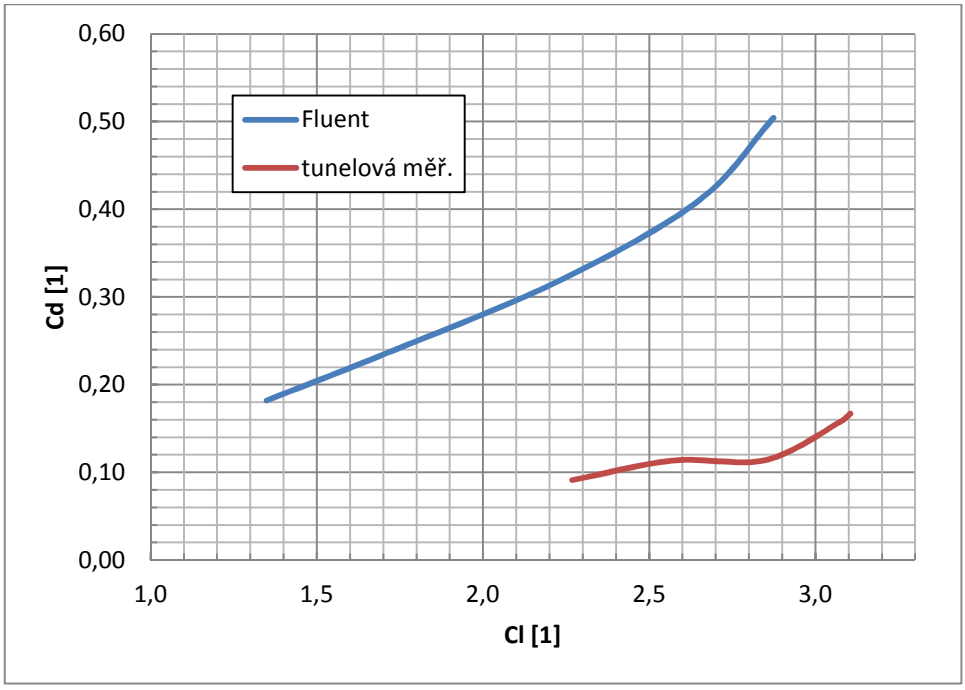
Graf 6.1 Vztlaková čára, 1. přistávací režim



Graf 6.2 Vztlaková čára, 2. přistávací režim



Graf 6.3 Odporová polára, 1. přistávací režim



Graf 6.4 Odporová polára, 2. přistávací režim

6.2 Komentář

Srovnání virtuálních a experimentálních dat potvrzuje obecně známé informace ohledně nadhodnocování odporu při využití CFD. Viditelné rozdíly v odporu vypočítaném a určeném měřením se pak zvyšují s rostoucím úhlem náběhu (graf. 6.4). Z grafu 6.3 je patrný extrémní růst odporu a následné odtrhnutí proudu od profilu, doprovázené skokovým poklesem vztlaku.
Vztlak vypočtený programem Fluent se v obou letových režimech liší od tunelového měření přibližně o stejnou hodnotu, která činí průměrně 28%. Trend vztlakových čar zůstává ovšem shodný. Důvodem je skutečnost, že do výpočtu L410 NG v diplomové práci byl zahrnut celý letoun, ale srovnání proběhlo s daty platnými pro profil NACA 63_2 A415. Profilové charakteristiky vykazují vyšší hodnoty vztlaku, protože jsou aerodynamicky „čistší“. Do srovnání vztlaku není zahrnuta odtržená část proudění v prvním přistávacím režimu. Lze ovšem odhadnout předpokládaný průběh vztlakové čáry na základě předchozího trendu křivky (graf. 6.1).

7 ZÁVĚR

V diplomové práci byl vytvořen výpočetní model letounu L410 NG v přistávací konfiguraci. Dodaná geometrie byla značně nekvalitní, a proto bylo velké úsilí věnováno opravám ploch a tvorbě vhodné topologie. Proces byl časově náročný, protože mikroskopické chyby geometrie se projevily až po vygenerování sítě a její následné vizuální kontrole. Proces tvorby sítě se pak musel opakovat. Tímto postupem byla získána optimálně kvalitní síť, použitelná pro výpočet. Kvalitě sítě byl úměrný celkový počet elementů a tím i čas potřebný k řešení.
Komplexnost úlohy zajistila podrobnější přístup k okrajovým podmínkám výpočtu. Konkrétně řešení vrtulového proudu představovalo syntézu inženýrských dovedností, kdy byly k dispozici neúplné vstupní informace, ovšem dopad na kvalitu výsledku musel být minimální. Aproximací dat dle známých údajů bylo dosaženo vhodné simulace proudu, který měl nezanedbatelný vliv na zatížení vztlakové mechanizace. Bylo provedeno modelování letu na několika úhlech náběhu. Výsledkem byly integrální veličiny letounu. To vše pro dva přistávací režimy. Vizualizace odhalila odtržené proudění, které způsobilo nepříznivý pokles vztlaku.
Na závěr práce došlo k validaci CFD prostřednictvím dat poskytnutých společností Aircraft Industries. Možnost srovnání dat značně zkomplikovalo odtržené proudění v prvním přistávacím režimu. Další rozdíly byly způsobeny zejména skutečností, že profilové charakteristiky bývají logicky vyšší než stejné závislosti pro letoun.

Výpočetní mechanika tekutin je cenným nástrojem pro určování charakteristik proudění, přičemž z jednoho výpočtu lze získat globální i lokální veličiny. Nespornou výhodou CFD simulace je časová a finanční úspora oproti nákladným experimentům. Kombinace těchto faktorů potom vede k větší konkurenceschopnosti, protože se rapidně zkracuje doba od zahájení vývoje po uvedení výsledného produktu na trh. Zároveň je možné optimalizovat řešení již ve fázi koncepčního návrhu a tím dále zvyšovat efektivitu výroby. A to platí i pro případy, které se dají jen těžko technicky realizovat v praxi, protože neexistuje ucelená metodika (například analýza proudění kolem krytu motorů, zatížení wingletů, apod.).
Numerické modelování je vždy pouze přibližná náhrada reality. Z toho důvodu se zvyšuje věrohodnost metody konfrontací CFD výsledků s tunelovým měřením či letovými zkouškami. Proces tvorby výpočetního modelu a následná analýza je rovněž velmi náročná na zkušenosti obsluhy.

+ časová a finanční úspora	- validace CFD
+ optimalizace	- zkušenost obsluhy
+ globální i lokální veličiny v jednom řešení	- nelze jednoduše přepočítat hodnoty z jednoho režimu na druhý

LITERATURA

[1] SOUČKOVÁ, Natálie, Petr KOLÁŘ a Antonín TUČEK. CAD: Simulace proudění tekutin pomocí CFD. In: *CAD: Strojírenství* [online]. 2012 [cit. 2015-03-31]. Dostupné z: http://www.cad.cz/strojirenstvi/38-strojirenstvi/3604-simulace-proudeni-tekutin-pomoci-cfd.html

[2] *Aircraft Industries* [online]. 2015 [cit. 2015-04-01]. Dostupné z: http://www.let.cz

[3] AGARD-AR-303 Volume II: A Selection of Experimental Test Cases for the Validation of CFD Codes. In: *A Selection of Experimental Test Cases for the Validation of CFD Codes: Volume II. AGARD Advisory Report no 303* [online]. Washington D.C.: NASA, 1994 [cit. 2015-04-01]. ISBN 92-836-1003-2. Dostupné z: http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop1/files/agard-ar-303.pdf

[4] MAREK, Jiří. *Měření profilu NACA 63(2) A415 a=0,4 s dvouštěrbinovou dělenou klapkou.* Praha – Letňany, 1967.

SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ

CFD	-	Výpočetní mechanika tekutin
MSA	-	Mezinárodní standardní atmosféra
EAS	[km/h]	Ekvivalentní vzdušná rychlost
TAS	[km/h]	Pravá vzdušná rychlost
H	[m]	Nadmořská výška
p	[kPa]	Tlak
ρ	[kg/m^3]	Hustota
T	[K]	Teplota
μ	[kg/ms]	Kinematická viskozita
a	[m/s]	Rychlost zvuku
STOL	-	Krátký vzlet a přistání
MTOW	[kg]	Max. vzletová hmotnost
α	[°]	Úhel nabíhajícího proudu
C_L	[1]	Součinitel vztlaku
C_D	[1]	Součinitel odporu
C_M	[1]	Součinitel momentu
C_P	[1]	Součinitel tlaku
VOP	-	Vodorovné ocasní plochy
SOP	-	Svislé ocasní plochy
δ_K	[°]	Výchylka klapek
ZRK	-	Základní rovina křídla
T_0	[N]	Tah výchozí vrtule Avia
$T_{725}(1)$	[N]	Tah vrtule AV 725 při rychlosti 261 km/h
$T_{725}(2)$	[N]	Tah vrtule AV 725 při rychlosti 231 km/h
Z_1	[1]	Poměr vrtulových tahů v 1. přistávacím režimu
Z_2	[1]	Poměr vrtulových tahů ve 2. přistávacím režimu
R	[m]	Poloměr vrtule AV 725
r/R	[1]	Místní poloměr vrtule vztažený na celkový poloměr
X	[1]	„x“ složka jednotkového směrového vektoru nabíhajícího proudu
Y	[1]	„y“ složka jednotkového směrového vektoru nabíhajícího proudu
$V_0(1)$	[m/s]	Axiální složka rychlosti za výchozí vrtulí, 1. režim
$V_0(2)$	[m/s]	Axiální složka rychlosti za výchozí vrtulí, 2. režim
$V_{725}(1)$	[m/s]	Axiální složka rychlosti za vrtulí AV 725, 1. režim
$V_{725}(2)$	[m/s]	Axiální složka rychlosti za vrtulí AV 725, 2. režim
$\overline{V_1}$	[m/s]	Průměrná rychlost proudu za vrtulí v 1. režimu
$\overline{V_2}$	[m/s]	Průměrná rychlost proudu za vrtulí v 2. režimu
Δr	[1]	Rozsah segmentu po poloměru vrtule vztažený na R
V_X	[m/s]	Rychlost proudu rovnoběžná s podélnou osou letounu
V_Y	[m/s]	Rychlost proudu kolmá na podélnou osu letounu
M	[1]	Machovo číslo