

České vysoké učení technické v Praze

Fakulta strojní

Ústav letadlové techniky

Srovnání modelových výpočtů v různých cfd systémech

**Comparison of model calculations in different cfd
systems**

Diplomová práce

2020

Ondřej Štrobl

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

Studijní program: NLAK Letectví a kosmonautika

Studijní obor: 3906T008 Letadlová a kosmická technika

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Štrobl** Jméno: **Ondřej** Osobní číslo: **456389**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Srovnání modelových výpočtů v různých cfd systémech

Název diplomové práce anglicky:

Comparison of model calculations in different cfd systems

Pokyny pro vypracování:

Výpočet aerodynamických charakteristik typického 2D a 3D případu pomocí různých CFD programů

- Pomocí programů FLUENT, CFX a SU2 proveďte validační výpočet 2D leteckého profilu
- Pomocí programů FLUENT, CFX a SU2 proveďte výpočet typického 3D validačního případu
- Proveďte vyhodnocení 2D a 3D proudového pole a získané výsledky porovnejte s experimentálními daty a předchozími CFD výpočty
- Porovnejte získané výsledky a vyhodnoťte jednotlivé CFD programy

Seznam doporučené literatury:

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

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

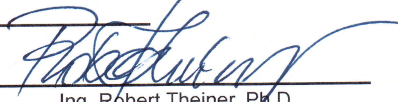
Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) diplomové práce:

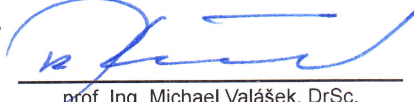
Datum zadání diplomové práce: **24.04.2020**

Termín odevzdání diplomové práce: **07.08.2020**

Platnost zadání diplomové práce:


Ing. Tomáš Čenský, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce


Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry


prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

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

Dne

Bc. Ondřej Štrobl

Rád bych poděkoval vedoucímu práce panu Ing. Tomáši Čenskému, Ph. D. zejména za ochotu poradit během tvorby práce a dále mé mamince za podporu během mého studia a mé přítelkyni za trpělivost během tvorby této diplomové práce.

Autor práce:	Bc. Ondřej Štrobl
Název práce (česky):	Srovnání modelových výpočtů v různých cfd systémech
Název práce (anglicky):	Comparison of model calculations in different cfd systems
Rok:	2020
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí práce:	Ing. Tomáš Čenský, Ph.D.
Počet stran:	85
Počet obrázků:	41
Počet tabulek:	19
Počet příloh:	3

Abstrakt:

Diplomová práce se zabývá srovnáním 2D výpočtu profilu NACA 0012 a 3D výpočtu NASA Common Research Modelu v konfiguraci křídlo-trup ve třech různých CFD systémech – Ansys Fluent, Ansys CFX a SU2. Celkem bylo provedeno 41 CFD výpočtů. Jsou uvedeny tabulky výsledných součinitelů vztlaku, odporu a klopivého momentu. Pro 2D výpočet jsou zobrazeny grafy porovnání konvergence součinitelů na výpočtových sítích s různou jemností a grafy porovnání rozložení součinitele tlaku na horní a spodní straně profilu. Pro 3D výpočet jsou zobrazeny vztlkové čáry, odporové čáry a momentové křivky. Také je v grafech zobrazeno porovnání rozložení součinitele tlaku v řezech křídla pro výpočet při úhlech náběhu 2,5°, 3,5° a 4° s experimentálními hodnotami. Obecně je dosaženo poměrně dobré shody s experimentálními hodnotami a hodnotami z jiných CFD výpočtů.

Klíčová slova:

CFD, validace, porovnání, NACA 0012, NASA Common Research Model, SU2, Ansys Fluent, Ansys CFX

Abstract:

The diploma thesis deals with the comparison of 2D calculation of NACA 0012 airfoil and 3D calculation of NASA Common Research Model in wing-body configuration in three different CFD systems – Ansys Fluent, Ansys CFX and SU2. A total of 41 CFD calculations were performed. Tables of the resulting lift, drag and pitching moment coefficients are given. For 2D calculation, graphs comparing the convergence of coefficients on computational grids with different fineness and graphs comparing the distribution of the pressure coefficient on the upper and lower airfoil surface are shown. Lift, drag and pitching moment curves are displayed for 3D calculation. Also, the graphs show a comparison of the pressure coefficient distribution in the wing sections for calculation at angles of attack 2,5°, 3,5° and 4° with experimental values. In general, relatively good agreement is obtained with experimental values and values from other CFD calculations.

Keywords:

CFD, validation, comparison, NACA 0012, NASA Common Research Model, SU2, Ansys Fluent, Ansys CFX

Obsah

1	Úvod	7
2	Teoretická část	8
2.1	Metoda CFD	8
2.2	Řešiče	9
2.2.1	ANSYS Fluent	9
2.2.2	ANSYS CFX	9
2.2.3	SU2	10
2.3	6th AIAA CFD Drag Prediction Workshop	10
2.3.1	Popis	10
2.3.2	Výsledky	12
2.4	NASA Common Research Model	17
2.5	Rešerše – elektronické články	18
2.5.1	2D výpočet – Talluri Srinivasa Rao, Trilochan Mahapatra a Sai Chaitanya Mangavelli	18
2.5.2	2D výpočet – Jacob A. Freeman a Chrostopher J. Roy	19
2.5.3	3D výpočet – Melisa Rivers, Craig Hunter a Veer Vatsa	24
2.5.4	3D výpočet – Pan Du a Ramesh K. Agarwal	25
2.5.5	3D výpočet – Petr Vrchota a Aleš Prachař	27
3	Vlastní práce	28
3.1	Dvourozměrný výpočet	28
3.1.1	Výpočet pomocí SU2	29
3.1.2	Výpočet pomocí Ansys Fluent	31
3.1.3	Výpočet pomocí Ansys CFX	33
3.1.4	Výsledky	37
3.1.5	Porovnání – 2D výpočet	44
3.2	Třírozměrný výpočet	44
3.2.1	Výpočet pomocí SU2	45
3.2.2	Výpočet pomocí Ansys Fluent	46
3.2.3	Výpočet pomocí Ansys CFX	47
3.2.4	Výsledky	48
3.2.5	Porovnání – 3D výpočet	57
4	Závěr	59
5	Seznam použité literatury	60
6	Seznam příloh	63
7	Přílohy	64

1 Úvod

Metody modelování proudění pomocí různých CFD programů jsou ve srovnání s experimentem levné a jsou velice výkonným nástrojem, kterým lze modelovat proudění i kolem složitých tvarů těles. Existuje celá řada CFD programů ať už komerčních řešení, jako je např. Ansys Fluent či Ansys CFX, tak i řešení s otevřeným zdrojovým kódem jako je např. SU2 či OpenFOAM. Bohužel, jak jsem během mého studia na Ústavu letadlové techniky zjistil, existence a jednoznačnost řešení Navier-Stokesových rovnic je problém. Z toho důvodu je nutné stále výsledky experimentálně ověřovat a nelze se na ně spolehnout jako na metody se vždy správným řešením.

Validace a verifikace CFD výpočtů je důležitá věc. Je potřebné vědět, že v daných modelovaných případech správně modelují skutečnost, že nejsou v softwaru programátorské chyby a zda jsou např. správně implementovány modely turbulence. Proto téma mé závěrečné práce má význam a výsledky by mohli říci, jak si obstojí dané CFD programy v porovnání mezi sebou, v porovnání s experimentálními výsledky a dále v porovnání s předchozími CFD výpočty v rámci modelování typických leteckých případů.

Metodu CFD jsem využíval již v rámci své bakalářské práce. Téma této diplomové práce bylo pro mne zajímavé jak seznámením se s výpočtem ve více CFD programech a trojrozměrným výpočtem, tak i zvědavostí jak dopadne výsledné porovnání výsledků z jednotlivých CFD programů.

Cílem této závěrečné práce je porovnat výsledky z 2D a 3D validačního případu vypočítané ve třech různých CFD systémech, a to v Ansys Fluent, Ansys CFX a SU2. Vypočítané výsledky pro daný případ jsou porovnány mezi sebou, s experimentálními výsledky a také s předchozími CFD výpočty. Pro 2D případ je provedena i analýza konvergence sítě a ta je porovnávána mezi jednotlivými výpočty.

Jako 2D i 3D validační výpočet jsou počítány případy z 6th AIAA CFD Drag Prediction Workshopu (6th AIAA CFD Drag Prediction Workshop, 2016), a to výpočet proudění při sedmi úhlech náběhu kolem NASA Common Research Modelu v konfiguraci křídlo-trup s aeroelastickými výchylkami a výpočet proudění kolem profilu NACA 0012, což je případ odpovídající případu 2D NACA 0012 Airfoil Validation Case z webu NASA Langley Research Center Turbulence Modeling Resource (2D NACA 0012 Airfoil Validation for Turbulence Model Numerical Analysis, 2019). Všechny výpočty jsem počítal s použitím modelu turbulence Spalart-Allmaras. Ansys Fluent a Ansys CFX jsem používal ve verzi 19.2 a SU2 ve verzi 7.0.3.

Práce je rozdělena na teoretickou část a část vlastní práce. V rámci teoretické části je uveden stručný popis metody CFD a použitých řešičů. Dále je část práce věnována 6th AIAA Drag Prediction Workshopu. Také jsem se věnoval NASA Common Research Modelu a popisu vybraných elektronických článků na podobné nebo související téma.

2 Teoretická část

2.1 Metoda CFD

CFD (Computational Fluid Dynamics), do češtiny lze přeložit jako numerická dynamika tekutin je dle Versteeg a Malalasekera (2007):

“...analýza systémů zahrnující proudění tekutin, přenos tepla a související jevy, jako jsou chemické reakce, pomocí počítačové simulace.”

Použití metod CFD v letectví je z hlediska nákladů výhodnější oproti experimentu, ale ten však stále plní důležitou roli. Pomocí experimentu dochází k ověření výsledků CFD simulace.

Simulace metodou CFD jsou prováděny jak pro dvojrozměrné případy, tak pro případy trojrozměrné.

Použití CFD je možné v základu rozdělit do několika kroků (popis je náhledem a nemusí platit vždy):

- **Příprava geometrie**

Geometrie je ve většině případů vytvořena v některém z CAD softwarů. Ten je buď externí nebo je součástí komerčního řešení jako je například řešení ANSYS. Je možné mít geometrie ve 2D i ve 3D. Plošně nebo objemově se modeluje prostředí na straně tekutiny, ne uvnitř objektu, který je obtékán.

- **Tvorba výpočtové sítě**

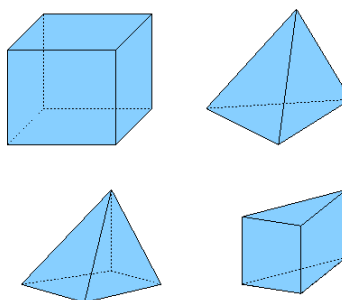
Výpočtová síť je vytvořena s pomocí geometrie z předchozího kroku v některém ze softwarů k tomu určených jako je např. ANSYS Meshing či ANSYS ICEM CFD.

Výpočtové sítě lze v základu rozdělit na:

- Strukturované
- Nestrukturované
- Hybridní – obsahují strukturované i nestrukturované části (Jasond, 2005)
- Dvourozměrné
- Třírozměrné

Výpočtové sítě mohou obsahovat různé druhy elementů:

- 2D síť – čtyřúhelníkové a trojúhelníkové elementy
- 3D síť – šestistěny, čtyřstěny, čtyřboké jehľany, trojúhelníkové hranoly, popř. mnohostěny (Jasond, 2005)



Obr. 1 Příklad 3D elementů výpočtové sítě (Sharma, 2005)

- **Vlastní výpočet**

Provádí se v řešiči (solveru). Je proveden numericky, nejčastěji metodou konečných objemů (FVM – Finite Volume Method). Příklady řešičů: ANSYS Fluent, ANSYS CFX, SU2, OpenFOAM.

Základní rovnice, pro přenos hybnosti, které jsou diskretizovány jsou:

- Rovnice kontinuity
- Navier-Stokesova rovnice (Eulerova rovnice)

- **Zpracování výsledků (Post-procesing)**

Výsledky jsou vizualizovány, např. je možné vytvořit rozložení vektorů rychlosti, rozložení teploty či tlaku. Také je možné vytvořit grafy veličin.

Výpočet integrálních charakteristik, např. vztlaku nebo odporu.

Příklady softwaru pro post-procesing: ANSYS CFD-Post, ParaView, Tecplot.

2.2 Řešiče

Zde jsou uvedeny informace o řešičích, používaných v rámci diplomové práce.

2.2.1 ANSYS Fluent

Komerční software napsaný v jazyce C, který používá architekturu klient/server. Program má dva režimy – režim síťování (meshing mode) a režim řešení (solution mode). V režimu síťování je možné vytvořit nestrukturovanou síť pro 3D geometrie. Režim řešení zahrnuje i postprocessing a možnost vizualizace řešení. Software je schopný provádět adaptaci sítě na základě řešení. Podporuje 2D i 3D výpočtové sítě, řešení stacionárních i nestacionárních problémů. Dále mnoho typů řešení od stlačitelného, nestlačitelného proudění přes mísení a reakce chemických látek, porézní prostředí, akustické modely po simulace dynamického modelu sítě a změnu nebo optimalizaci designu. Software podporuje paralelní výpočet. (ANSYS Fluent Getting Started Guide, 2018)

Používá nestrukturovanou reprezentaci sítě. Program má grafické uživatelské rozhraní a také textové uživatelské rozhraní. Z modelů turbulence je podporován např. model „Spalart-Allmaras“, který je v diplomové práci používán. Jako další podporované modely turbulence mohou uvést např. „Transition SST“ dále „Detached eddy simulation“ či „Large eddy simulation“. Do programu v režimu síťování je možné importovat síť např. ve formátu CGNS. (ANSYS Fluent User's Guide, 2018)

2.2.2 ANSYS CFX

Komerční software skládající se ze čtyř modulů – ANSYS CFX-Pre, ANSYS CFX-Solver, ANSYS CFX-Solver Manager a ANSYS CFD-Post. CFX-Pre slouží pro definování simulací, CFX-Solver je řešič proměnných, CFX-Solver Manager slouží např. ke spuštění a zastavení CFX-Solveru a k monitorování průběhu řešení a CFD-Post je nástroj pro postprocessing. ANSYS CFX využívá „coupled solver“, který je rychlejší a potřebuje méně iterací než tradiční „segregated solver“. (ANSYS CFX Introduction, 2018)

CFX-Pre podporuje mnoho formátů výpočtové sítě, např. soubory ICFM CFD, soubory PATRAN Neutral a i soubory CGNS (ANSYS CFX-Pre User's Guide, 2018).

Je možné modelovat stacionární i nestacionární problémy, deformaci sítě, sdílení tepla, stlačitelné proudění a další. Implementované modely turbulence jsou např. „Standart k- ϵ “ či „Standart k- ω “. Dále je možné použít modely turbulence „Large Eddy Simlation“ a „Detached Eddy Simulation“. CFX-Solver umožňuje paralelní výpočet. Jako síť pro plošné 2D problémy by v CFX měla být použita 3D síť s tloušťkou jednoho elementu a na přední a zadní plochu by měla být použita podmínka symetrie. (ANSYS CFX-Solver Modeling Guide, 2018)

K ovládání CFX-Solveru je možné použít grafického uživatelského rozhraní CFX-Solver Manager či je možné k ovládání využít příkazovou řádku (ANSYS CFX-Solver Manager User's Guide, 2018).

Model turbulence použitý v diplomové práci, model Spalart-Allmaras, je bohužel v beta verzi (lostking18, 2018).

2.2.3 SU2

Jedná se o open-source software, založený na C++ modulech doplněných scripty v jazce Python, schopný paralelního výpočtu (Execution, b. r.). Software je pro multifyzikální analýzu a optimalizaci designu (SU2 | Multiphysics Simulation and Design Software, b. r.).

Je možné ho použít pro řešení Eulerovy rovnice (FVM, Discontinuous Galerkin FEM), Navier-Stokesovy rovnice (FVM, Discontinuous Galerkin FEM), Reynolds-averaged Navier-Stokesovy rovnice (FVM), všechny tři i v nestlačitelné formě (FVM). Dále pro řešení rovnice vedení tepla (FVM), rovnici elasticity (FEM) a vícezónové problémy, kde je použit různý řešič v každé ze zón. FVM u dané rovnice znamená řešení metodou konečných objemů, FEM znamená řešení metodou konečných prvků. Je možné řešit jak stacionární problémy, tak nestacionární. (Solver Setup, b. r.)

Je možné použít modely turbulence Spalart-Allmaras a SST v několika variantách (Governing Equations in SU2, b. r.).

Pro diskretizaci Eulerovy, Navier-Stokesovy a Reynolds-averaged Navier-Stokesovy rovnice (i v nestlačitelných formách) metodou konečných objemů je možné použít jak centrální, tak Upwind konvektivní schéma. Pro rovnice turbulence je dostupná metoda „SCALAR_UPWIND“. (Convective Schemes, b. r.)

SU2 podporuje nestruturované výpočtové sítě. Podporuje svůj vlastní formát .su2 (čitelné ASCII) a nestruturované jednozónové sítě ve formátu CGNS (ADF formát). Jsou podporovány jak 2D, tak 3D sítě. (Mesh File, b. r.)

Program nemá grafické rozhraní, základem je konfigurační soubor, ve kterém je definované uživatelské nastavení (Configuration File, b. r.). Spuštění a výpočet probíhá přes příkazovou řádku (Execution, b. r.). Vizualizovat řešení lze např. v programech Tecplot či Paraview, do jejichž formátů může být řešení uloženo (History and Solution Output, b. r.).

2.3 6th AIAA CFD Drag Prediction Workshop

2.3.1 Popis

(6th AIAA CFD Drag Prediction Workshop, 2016)

Workshop proběhl ve dnech 16. a 17. června ve Washingtonu, D. C. ve Spojených státech amerických.

Cíle workshopu:

- „*Stavět na úspěchu minulých AIAA Drag prediction Workshopů.*“
- *Posoudit nejmodernější výpočetní metody jako praktické aerodynamické nástroje k předpovědi síly a momentu letadla které má relevantní průmyslové geometrie.*
- *Poskytnout nestranné fórum pro hodnocení účinnosti stávajících počítačových kódů a technik modelování používající řešiče Navier-Stokesových rovnic.*
- *Identifikovat oblasti, které vyžadují další výzkum a vývoj.*“

(6th AIAA CFD Drag Prediction Workshop, 2016)

V rámci workshopu bylo stanoveno 5 testovacích případů, z čehož byli dva poslední případy volitelné.

První případ („Verification Study“), ověřovací studie, v rámci které se měl provést 2D výpočet kolem profilu NACA 0012 z „Turbulence Modeling Resource“. Model turbulence se měl použít stejný jako pro další případy a pokud je to možné, tak i model Spartan-Allmaras (SA). Bylo možné použít poskytnuté výpočtové sítě s tím, že by měla být použita rodina „Family II“.

Podmínky pro první případ:

$$M = 0,15$$

$$Re = 6 \cdot 10^6$$

$$AoA = 10^\circ \dots \text{úhel náběhu}$$

$$T_{ref} = 100 \text{ }^\circ\text{F} \dots \text{referenční teplota}$$

Okrajová podmínka – *Farfield boundary* ve vzdálenosti 500 tětív

Ve **druhém případě („CRM Nacelle-Pylon Drag Increment“)** se jednalo o výpočet přírůstku odporu mezi CRM (NASA Common Research Model) v konfiguraci křídlo-trup a v konfiguraci křídlo-trup-gondola-pylon. Také se měla provést analýza konvergence sítě.

Podmínky pro druhý případ:

$$M = 0,85$$

$$Re = 5 \cdot 10^6$$

$$C_L = 0,5 \pm 0,0001 \dots \text{pevný součinitel vztlaku}$$

$$T_{ref} = 100 \text{ }^\circ\text{F} \dots \text{referenční teplota}$$

Geometrie s aeeroelastickými výchylkami při úhlu náběhu $2,75^\circ$

Třetí případ („CRM WB Static Aero-Elastic Effect“) je výpočet při kterém se mají použít geometrie NASA Common Research Modelu, v konfiguraci křídlo-trup, s aeeroelastickými výchylkami naměřenými v rámci „ETW Wind Tunnel Test“. Sítě se mají použít „Medium Baseline“.

Podmínky pro třetí případ:

$$M = 0,85$$

$$Re = 5 \cdot 10^6$$

$$T_{ref} = 100 \text{ }^\circ\text{F} \dots \text{referenční teplota}$$

$$AoA = [2,5 \ 2,75 \ 3,00 \ 3,25 \ 3,50 \ 3,75 \ 4,00]^\circ \dots \text{úhly náběhu}$$

Ve **čtvrtém případě („CRM WB Grid Adaptation“)** se má použít vlastní adaptovaná síť pro CRM v konfiguraci křídlo-trup, adaptace se má začít od sítě „Tiny Baseline“ nebo „Coarse Baseline“ s tím, že se má proces adaptace dokumentovat.

Podmínky pro čtvrtý případ:

$$M = 0,85$$

$$Re = 5 \cdot 10^6$$

$$C_L = 0,5 \pm 0,0001 \dots \text{pevný součinitel vztlaku}$$

$$T_{ref} = 100 \text{ }^\circ\text{F} \dots \text{referenční teplota}$$

Geometrie s aeeroelastickými výchylkami při úhlu náběhu $2,75^\circ$

V **pátém případě („CRM WB Coupled Aero-Structural Simulation“)** se jedná o výpočet s použitím strukturální analýzy, při které se počítají statické aeeroelastické výchylky. Počáteční stav je nedeformovaný CRM v konfiguraci křídlo-trup. Síť se má použít

„Medium Baseline“. Měl být dodán strukturální FEM od NASY a měli být k dispozici modální tvary.

Podmínky pro pátý případ:

$$M = 0,85$$

$$Re = 5 \cdot 10^6$$

$$C_L = 0,5 \pm 0,000 \text{ 1 ... pevný součinitel vztlaku}$$

$$T_{ref} = 100 \text{ °F ... referenční teplota}$$

2.3.2 Výsledky

Případ 1 („Verification Study“)

(Roy, 2016)

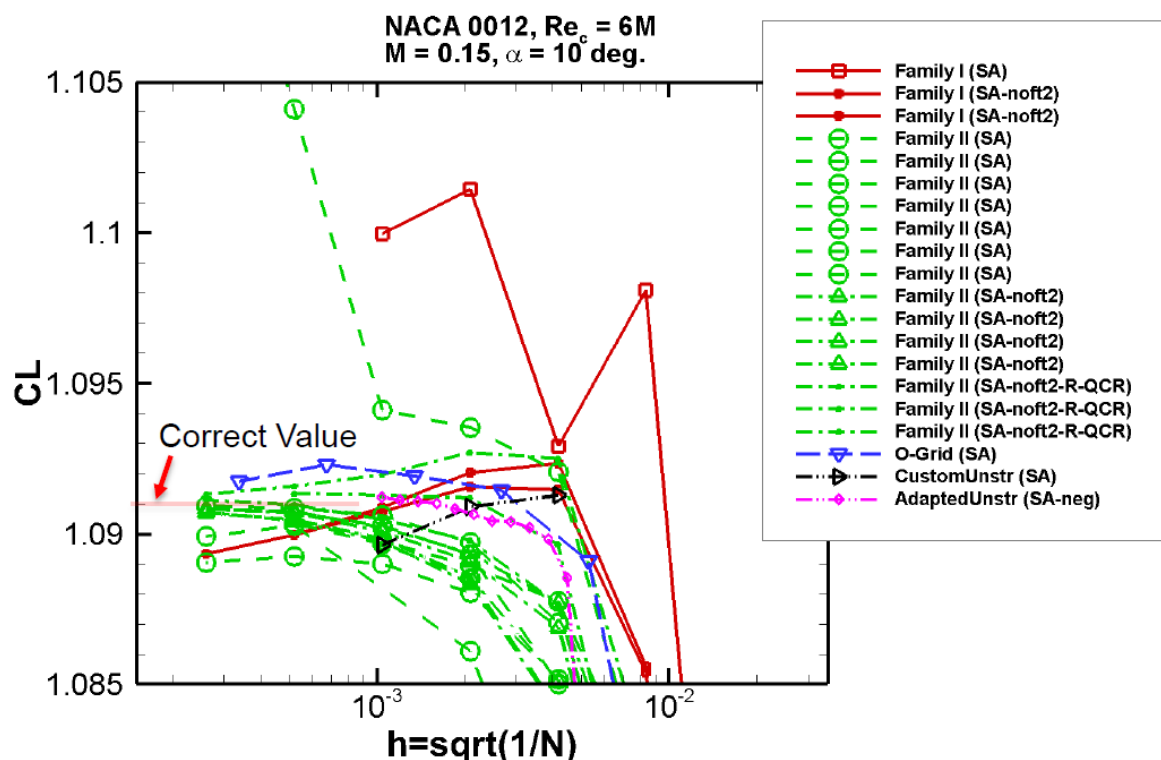
Případu 1 se zúčastnilo 15 týmů s celkovým počtem 30 odeslaných výsledků. 22 výsledků je s modelem turbulence Spartan-Allmaras. Dále byly použity modely: SST, k-kl, k-e Lam, EARSM a LBM-VLES. Ve 21 případech byla použita strukturovaná síť rodiny „Family II“.

Závěr je, že stále mají na výsledky vliv efekty sítě a další numerické problémy, že je důležitý typ sítě a adaptace sítě pomáhá – menší počet elementů pro konvergované řešení. Dále, že stále nebylo provedeno adekvátní ověření kódů. Také, že by před použitím kódu např. k analýze měla být provedena jeho verifikace. Také se očekává zvětšení chyb pro komplexnější 3D případy. Výsledky vlivu použité sítě, s modelem turbulence SA jsou pro součinitel vztlaku, součinitel odporu a součinitel klopivého momentu na Obr. 2 až Obr. 4.

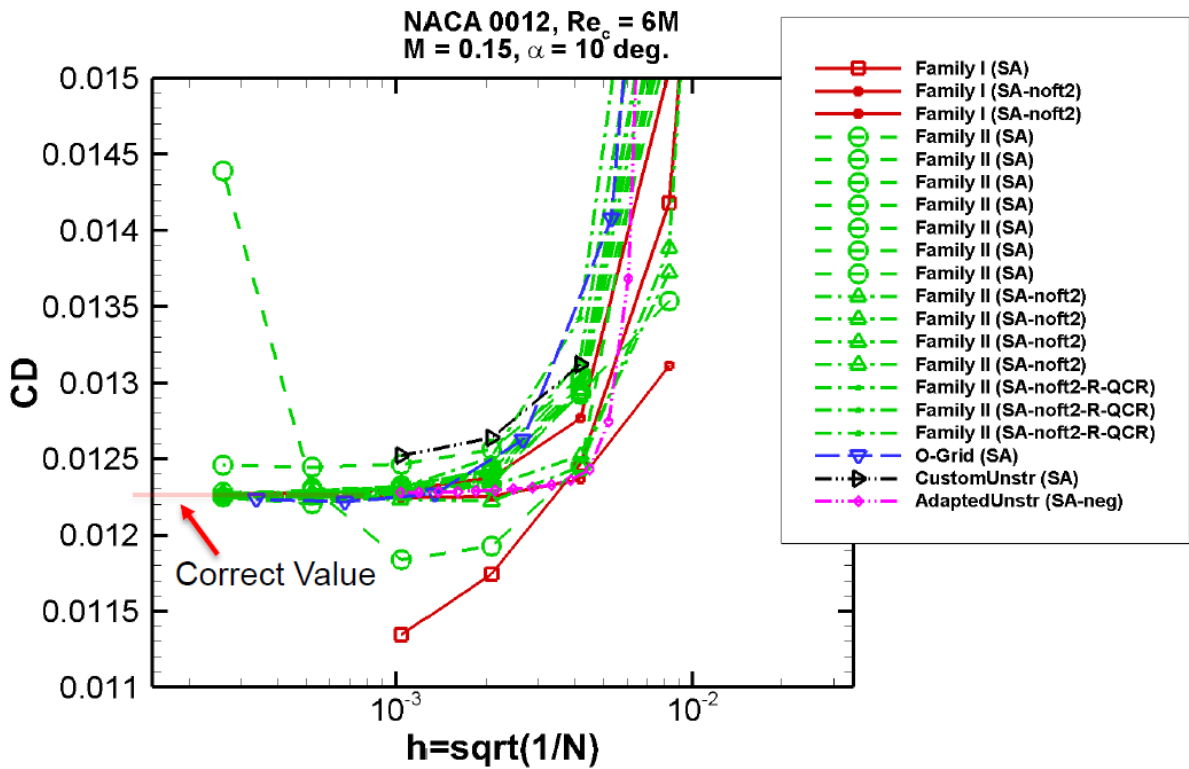
„ N = počet neznámých (např., 2-D velikost sítě)

h = přibližná míra průměrné rozteče sítě ($= \sqrt{1/N}$)“

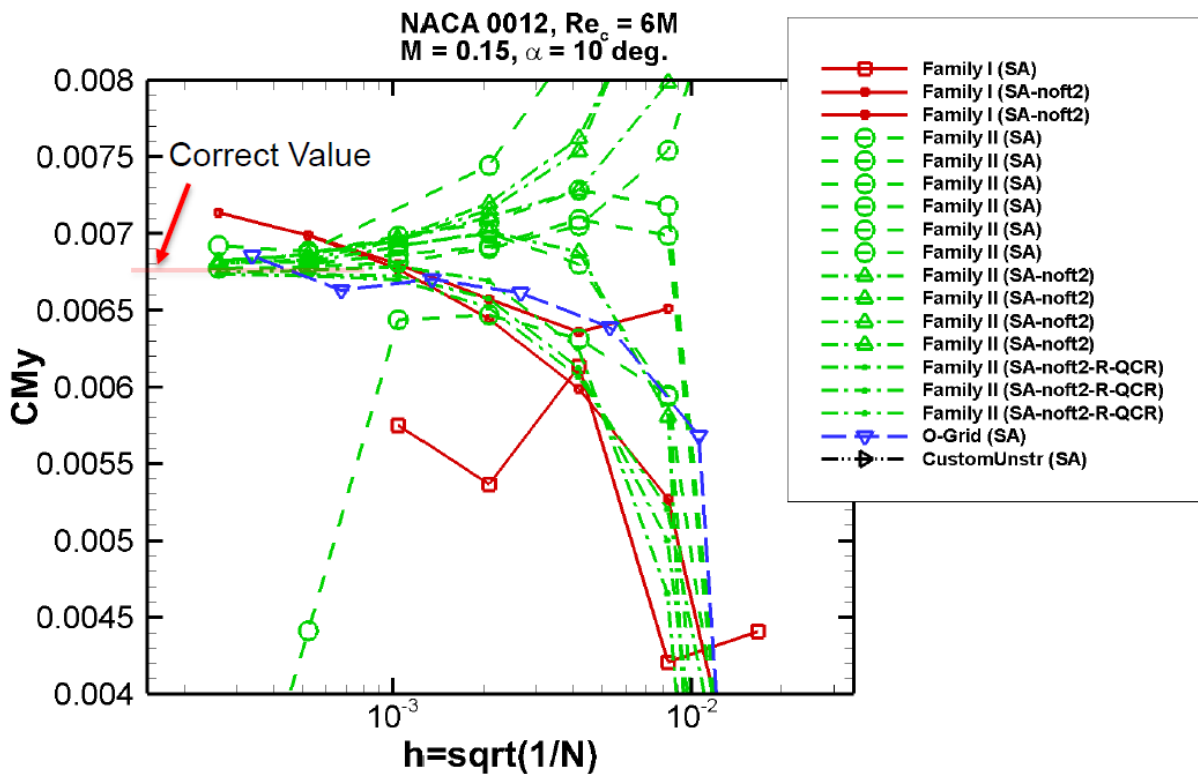
(DPW-VI FORCES AND MOMENTS - TURBULENCE MODEL, 2016)



Obr. 2 Případ 1 – součinitel vztlaku v závislosti na hrubosti sítě, vliv použité sítě, pouze model turbulence SA (Roy, 2016)



Obr. 3 Příklad 1 – součinitel odporu v závislosti na hrubosti sítě, vliv použité sítě, pouze model turbulence SA (Roy, 2016)



Obr. 4 Příklad 1 – součinitel klopivého momentu v závislosti na hrubosti sítě, vliv použité sítě, pouze model turbulence SA (Roy, 2016)

Případy 2 až 5 (Tinoco, 2016)

Zúčastnilo se celkem 25 týmů s celkem 48 odeslanými výsledky. V 17 případech byla použita běžná nestruturovaná síť a v 15 případech vlastní nestruturovaná síť. Použité modely turbulence byli: SA (ve všech typech 36 krát), SST, k-kLe, k-e Lam, EARSM, LBM-VLES a RSM- ω .

Data z tunelových měření jsou vzhledem k rozdílnostem mezi tunelovým měřením a CFD simulací jen pro referenci.

Případ 2 (Tinoco, 2016)

$$GRIDFAC = \frac{1}{GRIDSIZE^{2/3}}$$

GRIDSIZE ... počet uzlů nebo buněk sítě (DPW-VI FORCE & MOMENT DATA, 2016)

Pro CRM v konfiguraci křídlo-trup byli porovnávány: celkový odporový součinitel, součinitel tlakového odporu, součinitel třecího odporu a součinitel celkového momentu, to vše v závislosti na „GRIDFAC“. Dále rozložení součinitelů tlaku pro různé řezy po rozpětí a rozložení součinitele vztlaku a klopivého momentu po rozpětí.

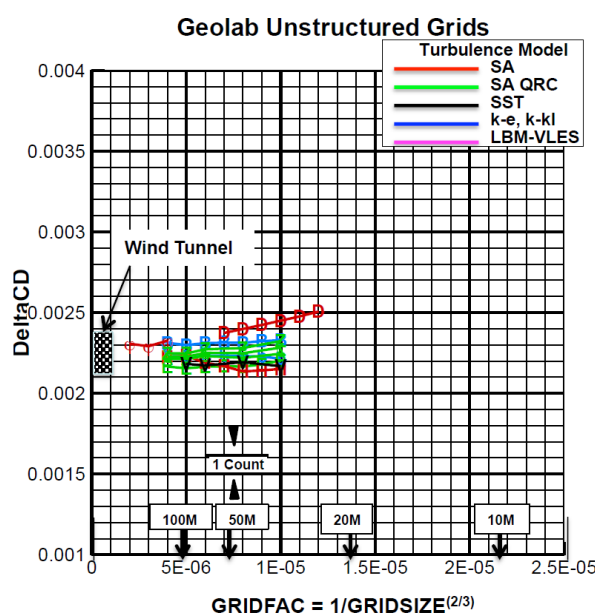
Pro CRM v konfiguraci křídlo-trup-gondola-pylon byli porovnávány: celkový odporový součinitel, to vše v závislosti na „GRIDFAC“. Dále rozložení součinitele tlaku pro různé řezy po rozpětí, rozložení součinitele tlaku v řezech po obvodu gondoly a rozložení součinitele vztlaku a klopivého momentu po rozpětí.

Dále byl porovnáván přírůstek celkového součinitele odporu mezi oběma konfiguracemi v závislosti na „GRIDFAC“, příklady viz Obr. 5 a Obr. 6, kde je možné výsledky porovnat i s tunelovým měřením.

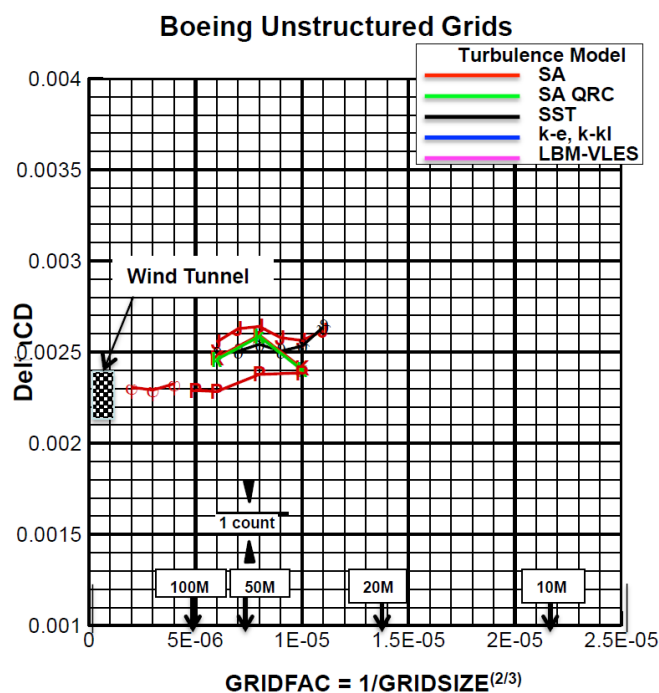
Dva z postřehů z výsledků:

„Předpověď přírůstku odporu gondola-pylon v experimentálním rozmezí.“ (Tinoco, 2016)

„S výjimkou jedné sady výsledků pro kartézskou síť jsou vidět velmi malé rozdíly v rozložení tlaku na křídle nebo gondole nebo ve vztlaku a klopivém momentu v řezu křídla z důvodu typu sítě, modelu turbulence nebo úrovně konvergence.“ (Tinoco, 2016)



Obr. 5 Případ 2 – výsledky změny součinitele odporu v závislosti na „GRIDFAC“ (velikosti sítě) pro Geolab nestruturované sítě a různé modely turbulence (Tinoco, 2016)



Obr. 6 Příklad 2 – výsledky změny součinitele odporu v závislosti na „GRIDFAC“ (velikosti sítě) pro Boeing nestruturované sítě a různé modely turbulence (Tinoco, 2016)

Příklad 3

(Tinoco, 2016)

Pro CRM v konfiguraci křídlo-trup byli porovnávány závislosti: součinitele vztlaku na úhlu náběhu, součinitele vztlaku na součiniteli klopivého momentu, součinitele vztlaku na součiniteli odporu a součinitele vztlaku na součiniteli odporu s odečtením idealizovaného indukovaného odporu. Také bylo porovnáváno rozložení součinitele tlaku v řezech po rozpětí křídla při různých úhlech náběhu. Dále závislosti součinitele vztlaku a součinitele klopivého momentu na určitém řezu po rozpětí křídla na úhlu náběhu. V grafech jsou vyneseny i experimentální hodnoty. Vztlakové čáry v závislosti na modelu turbulence jsou na Obr. 7 a momentové křivky pro jednotlivá řešení na Obr. 8.

Vybrané z postřehů z výsledků:

„Žádné jasné utečení s typem sítě nebo modelem turbulence (až na některé odlehlé)“
(Tinoco, 2016)

„Pro všechna řešení bez odlehlých hodnot

- Bližší síly a momenty při $\alpha = 2,5^\circ$
- Významné rozpětí síly a momentu při $\alpha = 4^\circ$ $\Delta CL = 0,043$, $\Delta CM = 0,044$ ”

(Tinoco, 2016)

„Statické aeroelastické účinky jsou významné

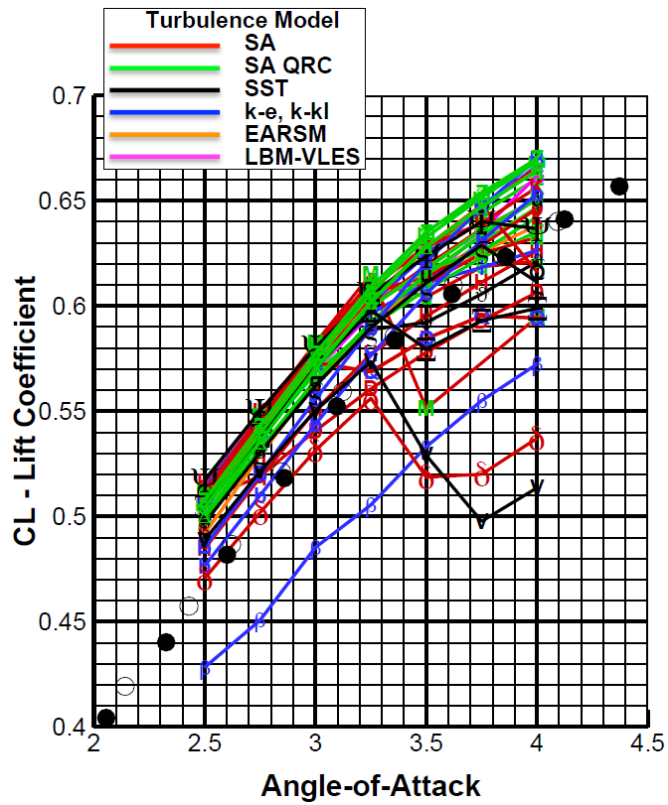
- Začlenění výrazně zlepšilo shodu s aerodynamickým tunelem”

(Tinoco, 2016)

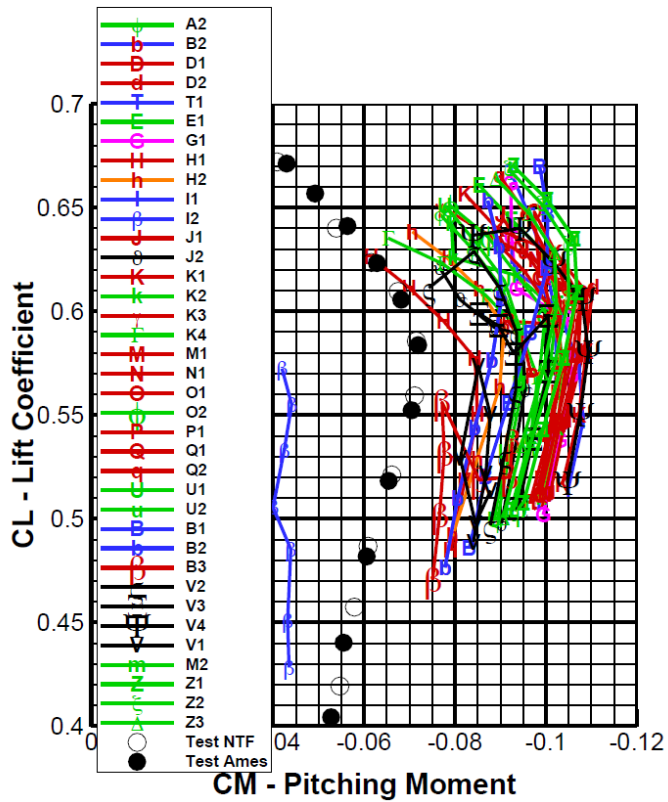
„Vysoké úhly náběhu charakterizované výraznou separací způsobenou rázovou vlnou

- Jak ustálený je skutečný tok při těchto podmínkách? Jsou potřebná dynamická data z experimentu?
- Pokud je zde výrazné množství nestálosti toku při vysokých úhlech náběhu je RANS adekvátní nebo potřebujeme URANS nebo DES?”

(Tinoco, 2016)



Obr. 7 Příklad 3 – vztahové čáry v závislosti na modelu turbulence (Tinoco, 2016)



Obr. 8 Příklad 3 – momentové křivky (jednotlivá řešení) (Tinoco, 2016)

2.4 NASA Common Research Model

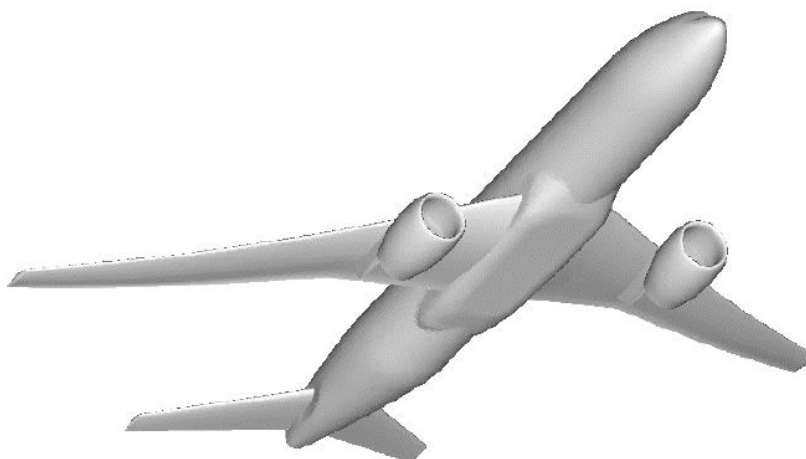
(Vassberg, 2008)

Jedná se o model dolnoplošníku s moderním superkritickým transonickým křídlem, s trupem komerčního širokotrupého letadla, s kapotáží přechodu křídlo-trup, pylony, gondolami motoru a vodorovnou ocasní plochou s těsněními. Geometrie modelu je otevřená. Referenční hodnoty je možné vidět v Tab. 1. „*Gondola je velkopřůměrové jednoplošné průtočné konstrukce s výstupní plochou dimenzovanou k dosažení přirozeného nevynuceného poměru hmotnostního toku typického pro motory komerčních letadel při cestovním letu.*“ (Vassberg, 2008)

Tab. 1 Referenční hodnoty (NASA Common Research Model) (Vassberg, 2008)

Referenční plocha (Wimpress area), S_{ref}	594 720 in ²	383,689 555 2 m ²
Střední aerodynamická tětíva, b_{SAT}	275,8 in	7,005 32 m
Rozpětí l	2 313,5 in	58,762 9 m
X_{ref}	1 325,9 in	33,677 86 m
Y_{ref}	468,75 in	11,906 25 m
Z_{ref}	177,95 in	4,519 93 m
Zúžení, η	0,275	
Úhel šípu ke čtvrtinové čáře, $\chi_{b/4}$	35°	
Štíhlost, λ	9	

Návrh je proveden na následující podmínky cestovního letu: Machovo číslo $M = 0,85$, součinitel vztlaku $c_L = 0,5$ a Reynoldsovo číslo vztažené na střední aerodynamickou tětívu $Re = 40 \cdot 10^6$. „... *návrh křídla je docela robustní pro široký rozsah podmínek proudění.*“ (Vassberg, 2008) Z důvodu požadavku na dobré chování aerodynamických charakteristik bez pylonů a gondol a s nimi je návrh je proveden tak, že nejprve je pro konfiguraci křídlo-trup navrhnuo křídlo a poté jsou tam integrovány pylony a gondoly. „*Vodorovná ocasní plocha je robustně navržena pro podmínky Machova čísla při střemhlavém letu a vhodně dimenzována pro typické požadavky na stabilitu a ovladatelnost.*“ (Vassberg, 2008)



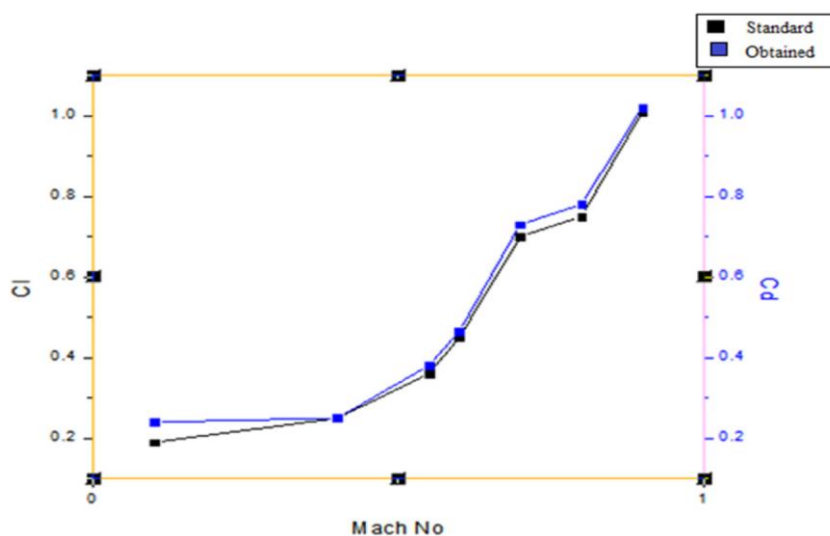
Obr. 9 Pohled na NASA Common Research Model v konfigurace křídlo/trup/gondola/pylon/vodorovná ocasní plocha (Vassberg, 2008)

2.5 Rešerše – elektronické články

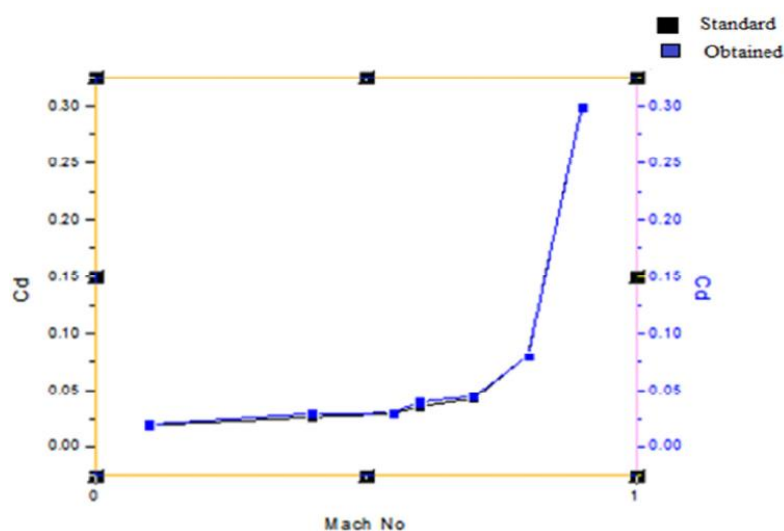
2.5.1 2D výpočet – Talluri Srinivasa Rao, Trilochan Mahapatra a Sai Chaitanya Mangavelli

Talluri Srinivasa Rao, Trilochan Mahapatra a Sai Chaitanya Mangavelli (2018) provedli CFD analýzu profilu NACA 0012 při různých Machových číslech a výsledky součinitele odporu a součinitele vztlaku v závislosti na Machově čísle porovnali se standardními výsledky (web NASA Turbulence Modelling Resources spolu s NACA airfoil database). Porovnání viz Obr. 10 a Obr. 11. Použitá výpočtová síť byla s celkovým počtem elementů 63 968. Při výpočtu byli použity dvě skupiny okrajových podmínek vzhledem k Machovu číslu. V práci se následně snažili o zvýšení součinitele vztlaku. Nejprve s použitím „klapky“ úhlu 15° (jednalo se spíše o zahnutí odtokové hrany). Následně této „klapky“ se slotem na odtokové hraně, patrně z Obr. 12, pro snížení odporu a nakonec s použitím Gurneyho klapky a Gurneyho klapky s podporujícím klínem. Vyššího přírůstku součinitele vztlaku bylo dosaženo s „klapkou“ a slotem na odtokové hraně, ale s poměrně velkým přírůstkem odporu oproti Gurneyho klapce s podporujícím klínem u níž nebyl přírůstek vztlaku o moc rozdílný.

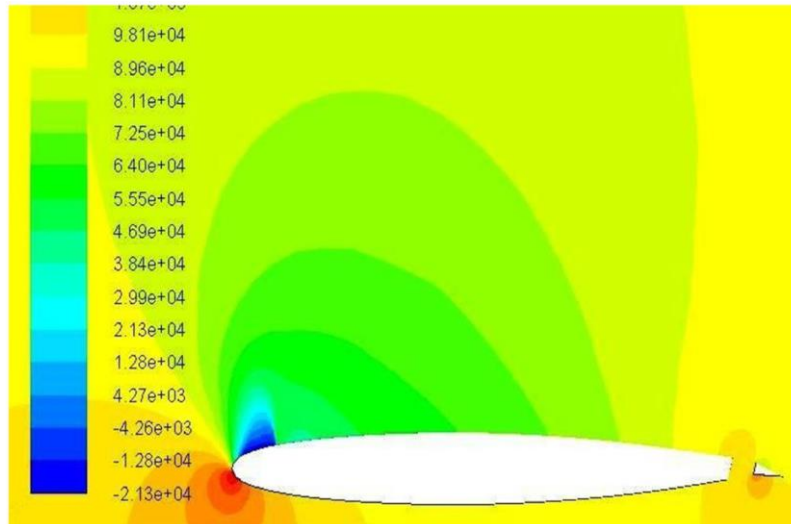
Použitý software byl ANSYS Fluent, dále Origin pro tvorbu grafů a síť byla vytvořena pomocí ANSYS mesh.



Obr. 10 Závislost součinitele vztlaku na Machovo čísle, porovnání (Srinivasa Rao, 2018)



Obr. 11 Závislost součinitele odporu na Machovo čísle, porovnání (Srinivasa Rao, 2018)



Obr. 12 Rozložení tlaku na profilu NACA 0012 s „klapkou“ a slotem na odtokové hraně ($M = 0,5$) (Srinivasa Rao, 2018)

2.5.2 2D výpočet – Jacob A. Freeman a Chrostopher J. Roy

Jacob A. Freeman a Chrostopher J. Roy (2014) se ve své studii zaměřili zejména na verifikaci modelů turbulence u komerčních řešičů Cobalt a RavenCFD. Dle popisu v článku jsou oba řešiče schopny metodou konečných objemů trojrozměrně řešit nestacionární Eulerovy rovnice, Eulerovy rovnice pro stlačitelné proudění a Navier-Stokesovy rovnice v centrech buněk. Dále jsou oba řešiče schopny řešit paralelně a je u nich možné použít strukturovanou i nestrukturovanou topologii sítě. V úvodu autoři uvádí, že se provádí regresní testy počátečních a dalších verzí řešičů a upozorňují, že často je malá pozornost věnovaná verifikaci kódu a verifikaci řešení.

Dále uvádí:

„Bez přístupu ke zdrojovému kódu v případě komerčních řešičů proudění může uživatel provést verifikaci kódu opatrným porovnáním výsledků s těmi z řešiče proudění, který byl pečlivě verifikován.“ (Freeman, 2014)

Dále také píší, že verifikaci řešení je možné provést výpočtem různých případů pomocí verifikovaného kódu a odhadu numerické chyby

Ve své práci provádí verifikaci RANS modelů turbulence (S-A, SARC, k- ω , SST) pomocí porovnání výsledků a chování řešičů s výsledky z verifikovaných řešičů CFL3D a FUN3D. Řešič Cobalt má implementovány všechny 4 uvedené modely turbulence, naproti tomu RavenCFD nemá implementován model SARC, oba řešiče mají modely implementovány s 2. řádem přesnosti, který může přejít k 1. řádu.

Jako případy jsou zvoleny 2D **obtékání rovné desky** ($M_\infty = 0,2$; Reynoldsovo číslo na jednotku délky $Re_{/x} = 5 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1}$; délka $L = 2 \text{ m}$; nulová tloušťka; okrajové podmínky na vstupu: celkový tlak $p_0 = 117\,684,9 \text{ Pa}$, celková teplota $T_0 = 302,4 \text{ K}$, obojí na základě teploty $T_{ref} = 300 \text{ K}$ a tlaku p_{ref} ; okrajové podmínky na výstupu: tlak $p = p_{ref} = 114\,448,3 \text{ Pa}$, spočítán z M_∞ a $Re_{/x}$) a 2D **obtékání profilu NACA 0012** ($M_\infty = 0,15$; Reynoldsovo číslo na délku těhivy $Re_{/c} = 6 \cdot 10^6 \text{ c}^{-1}$; délka těhivy $c = 1 \text{ m}$; okrajové podmínky na okraji výpočtové domény: „Riemann farfield boundary“ – $T_{ref} = 300 \text{ K}$, $p_{ref} = 183\,117,4 \text{ Pa}$) při nulovém úhlu náběhu $\alpha = 0$. Případy jsou zvoleny proto, že „... kombinace jejich vlastností může reprezentovat více komplexní 3-D subsonické proudové pole“ (Freeman, 2014).

V článku také autoři uvádějí:

„Jednotkové testy zahrnují 2-D rovnou desku k verifikaci a validaci modelování mezní vrstvy a 2-D profil k modelování nepříznivého nebo nenulového gradientu tlaku.“ (Freeman, 2014)

Pro řešení ploché desky i profilu NACA 0012 je využito 5 systematicky zjemněných strukturovaných sítí získané od NASA-Langley.

Součinitele tření c_f a součinitele odporu c_D byli pro rovnou desku i profil NACA 0012 při úhlu náběhu $\alpha = 0^\circ$ spočítány podle následujících vztahů:

$$c_f = \frac{2 \tau_w}{\rho u^2} \quad (1)$$

$$c_D = \frac{2 F_{x,avg}}{\gamma p_{ref} M_\infty^2 L} \quad (2)$$

τ_w [N/m²] ... smykové napětí na stěně

ρ [kg/m³] ... hustota

u [m/s] ... lokální velikost rychlosti

γ [1] ... poměr měrných tepelných kapacit

$F_{x,avg}$ [N] ... průměrná síla v axiálním směru

Pro profil NACA 0012 platí $L = c$.

Verifikace kódu byla provedena pomocí porovnání řádu přesnosti \hat{p} pro integrální charakteristiky, součinitel odporu c_D a třecí součinitel c_f . Např pro c_D :

$$\hat{p} = \frac{\ln \left| \frac{c_{D,3} - c_{D,2}}{c_{D,2} - c_{D,1}} \right|}{\ln(r)} \quad (3)$$

Číselné indexy znamenají hodnoty charakteristiky získané pro určitou úroveň sítě, 1 znamená nejjemnější. r je faktor zjemnění sítě, který se pro použité sítě od NASA-Langley rovná dva.

$$r = \sqrt{\frac{N_{cells,1}}{N_{cells,2}}} \quad (4)$$

Jak je v článku uvedeno, pokud je řád přesnosti v nějaké akceptovatelné hranici od formálního řádu nebo pokud se chová stejně jako z verifikovaného kódu, tak je model pravděpodobně implementován správně.

Vzhledem k tomu, že každé řešení bylo zkonvergováno jak schéma dovolilo (zmenšení velikosti residuálu pro rovnici continuity o 6 až 10 řádů), tak byly, při **verifikace řešení**, uvažovány nulové odhady iterativní chyby.

Pro odhad diskretizační chyby $\bar{\epsilon}_{DE,RE}$ bylo využito Richardsonovy extrapolace:

$$\bar{\epsilon}_{DE,RE} = |c_{D,i} - \bar{c}_{D,RE}| \quad (5)$$

kde $\bar{c}_{D,RE}$ je hodnota získaná pomocí Richardsonovy extrapolace a i je úroveň sítě.

Nejistota díky numerické chybě $U_{Numerical}$ byla aproximována („Roache’s Grid Convergence Index” s modifikovanou implementací pro součinitel bezpečnosti od Oberkampfa a Roye, použití řešení na třech a více systematicky zjemněných sítích):

$$U_{Numerical} = U_{Discratization Error} + U_{Iterative Error} + U_{Round-off Error} \quad (6)$$

$$U_{Iterative Error} = |c_{D,iter level} - c_{D,machine zero}| = 0 \quad (7)$$

$$U_{\text{Round-off Error}} \approx 0,01 \bar{\epsilon}_{DE.RE} \quad (8)$$

$$U_{\text{Discretization Error}} = \frac{F_S}{r^p - 1} |c_{D,i} - c_{D,i+1}| \quad (9)$$

$$\chi = \left| \frac{\hat{p} - p_f}{p_f} \right| \leq 0,1 \rightarrow F_S = 1,25 \quad (10)$$

$$\chi = \left| \frac{\hat{p} - p_f}{p_f} \right| > 0,1 \rightarrow F_S = 3 \quad (11)$$

kde F_S je součinitel bezpečnosti, p_f je formální řád přesnosti (u desky, pro výpočty chyby a nejistoty integrovaného součinitele odporu, uvažován jako 1). „K vyhnutí se dvojitě penalizaci odhadu diskretizační chyby, $p = \hat{p}$ když $F_S = 1,25$ a $p = p_f$ když $F_S = 3$.“ (Freeman, 2014)

V rámci verifikace kódu byli do grafů vyneseny závislosti součinitele odporu a třecího součinitele, v určitém místě na desce nebo na horní straně profilu, na parametru zjemnění sítě h . (viz Obr. 13)

$$h = \Delta x / \Delta x_{ref} \quad (12)$$

Δx_{ref} je rozestup uzlů prostorové sítě v nejjemnější síti.

Do grafů byly také vyneseny závislosti lokálního třecí součinitele podél desky a na horní straně profilu. Závislosti byly vyneseny pro jednotlivé modely turbulence a řešiče. V případě lokálního třecího součinitele u ploché desky byly pro **validaci** do grafů také vyneseny experimentální hodnoty (experiment Wiegardta a Tillmanna). U ploché desky byli také do grafů vyneseny hodnoty poměru turbulentní viskozity k viskozitě volného proudu v závislosti na bezrozměrné poloze podél desky a bezrozměrné poloze nad deskou pro různé řešiče a modely turbulence. U profilu NACA 0012 byly pro **validaci** výsledky porovnávány s experimentálními hodnotami (experiment Ladsona), viz Tab. 2.

Tab. 2 Porovnání s experimentálními daty – profil NACA 0012 (Freeman, 2014)

Table 3

NACA 0012 at $\alpha = 0^\circ$ RANS turbulence models vs. experiment [17].

NACA 0012 airfoil, $\alpha = 0^\circ$, $M = 0.15$, $Re_c = 6 \times 10^6$				
Turbulence model	Flow solver	Grid	C_d	Diff (%)
Experiment, Ladson (1988)		–	0.008092	–
S-A	Cobalt	h_1	0.008137	0.55
	RavenCFD	h_1	0.008143	0.63
	CFL3D	h_2	0.008190	1.21
	FUN3D	h_2	0.008120	0.35
	NTS	h_2	0.008130	0.47
SST	Cobalt	h_1	0.008099	0.09
	RavenCFD	h_1	0.008096	0.05
	CFL3D	h_2	0.008090	–0.02
	FUN3D	h_2	0.008160	0.84
	NTS	h_2	0.008090	–0.02
k- ω	Cobalt	h_1	0.008414	3.98
	RavenCFD	h_1	0.008374	3.48
SARC	Cobalt	h_1	0.007927	–2.04

V rámci verifikace kódu a verifikaci řešení byly hodnoty řádu přesnosti a celkové předpokládané nejistoty zobrazeny v tabulkách. Viz Tab. 3 a Tab. 4. V článku je uvedeno, že NASA-Langley poskytla, pro profil NACA 0012, výsledky součinitele odporu

z CFL3D a FUN3D pouze pro druhou nejjemnější síť a třetího součinitele z CFL3D pro druhou nejjemnější síť. Také nebyli data o řádu přesnosti a nejistotě.

Tab. 3 Hodnoty řádu přesnosti (na základě řešení na třech nejjemnějších sítích s dvěma výjimkami) a celkové předpokládané nejistoty díky numerické chybě, pro jednotlivé modely turbulence a řešiče – rovná deska (Freeman, 2014)

Table 1

Turbulent flat plate observed order of accuracy and total numerical uncertainty.

Turbulent flat plate, $M = 0.2$, $Re_L = 10 \times 10^6$ ($L = 2$ m)					
Turbulence model	Flow solver	C_d		C_f at $x/L = 0.48504$	
		\hat{p}	$U_{Tot,Num}$	\hat{p}	$U_{Tot,Num}$
S-A	CFL3D	1.75	0.03%	1.98	0.02%
	FUN3D	0.80	0.48%	1.34	0.03%
	Cobalt	0.83	0.15%	<0	0.03%
	RavenCFD	1.00	0.06%	<0	0.03%
SST-V	CFL3D	1.34	0.22%	1.21	0.28%
	FUN3D	1.07	0.92%	1.39	0.26%
SST	Cobalt	1.75 ^a	0.08% ^a	1.84	0.04%
	RavenCFD	0.93	0.04%	1.60	0.13%
k- ω	Cobalt	1.87 ^a	0.08% ^a	1.65	0.05%
	RavenCFD	1.63	0.19%	1.50	0.26%
SARC	Cobalt	0.93	0.08%	2.17	0.001%

^a Results taken from coarser level of grids due to oscillatory behavior on finest level.

Tab. 4 Hodnoty řádu přesnosti a celkové předpokládané nejistoty díky numerické chybě, pro jednotlivé modely turbulence a řešiče – profil NACA 0012 (Freeman, 2014)

Table 2

NACA 0012 at $\alpha = 0^\circ$ observed order of accuracy and total numerical uncertainty.

NACA 0012 airfoil, $\alpha = 0^\circ$, $M = 0.15$, $Re_c = 6 \times 10^6$					
Turbulence model	Flow solver	C_d		C_f at $x/c = 0.51$, $y/c = 0.051$	
		\hat{p}	$U_{Tot,Num}$	\hat{p}	$U_{Tot,Num}$
S-A	Cobalt	3.55	0.03%	2.25	0.02%
	RavenCFD	5.78	0.02%	1.35	0.02%
SST	Cobalt	2.14	0.11%	1.70	0.28%
	RavenCFD	3.43	0.16%	1.33	0.02%
k- ω	Cobalt	1.94	0.10%	2.00	0.06%
	RavenCFD	1.59	0.52%	1.74	0.50%
SARC	Cobalt	6.84	0.004%	0.99	0.02%

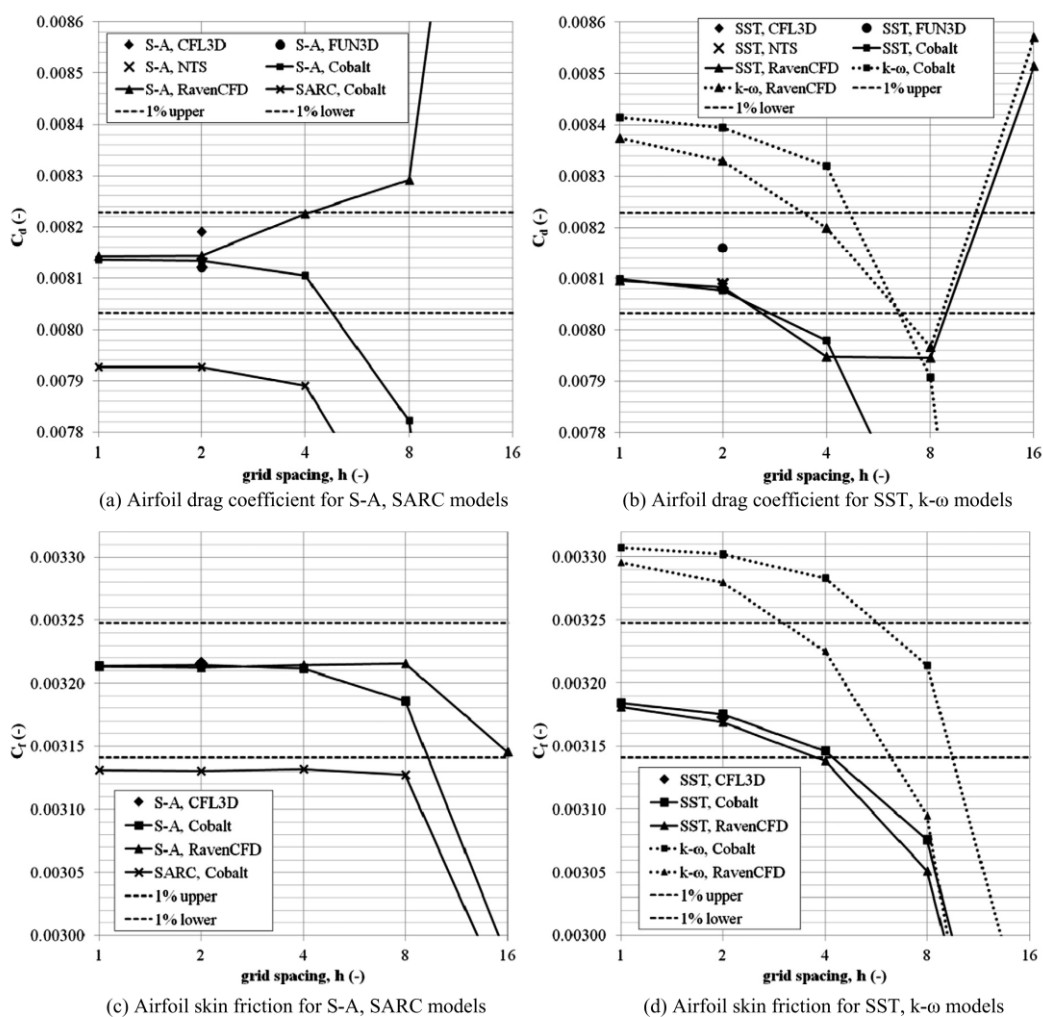


Fig. 6. NACA 0012, $\alpha = 0^\circ$, C_d and C_f from RANS turbulence models, $M_\infty = 0.15$, $Re_c = 6 \times 10^6$ ($c = 1$ m), $T_{ref} = 300$ K. Skin friction coefficient at $x/c = 0.51$, $y/c = 0.051$.

Obr. 13 Závislosti součinitele odporu a třecího součinitele, v určitém místě na horní straně profilu ($x/c = 0,51; y/c = 0,051$), na parametru zjemnění sítě h , pro různé řešiče a modely turbulence – profil NACA 0012 (Freeman, 2014)

Jak je v článku uvedeno, druhého řádu přesnosti, tj. $1,8 \leq \hat{p} \leq 2,2$ bylo dosaženo u těchto případů: pro třecí součinitel – CFL3D S-A (deska), Cobalt SST (deska), Cobalt SARC (deska), Cobalt k- ω (NACA 0012); pro součinitel odporu – Cobalt k- ω (deska), Cobalt SST (NACA 0012), Cobalt k- ω (NACA 0012). Druhého řádu přesnosti tedy bylo dosaženo u 7 případů z celkem 36 vyhodnocovaných případů. U 27 dalších případů bylo dosaženo mezi prvním a druhým řádem přesnosti, tj. $0,9 \leq \hat{p} \leq 2,2$. Co se týče numerické nejistoty, tak je pro 61% případů odhadována menší než 0,1%, pro 94% menší než 0,5% a pro všechny případy menší než 1%. V textu je dále uvedeno:

„Tudíž, poněvadž turbulentní modely Cobalt a RavenCFD fungují srovnatelně s ověřenými modely NASA a poněvadž většina vyhodnocení demonstruje rozumné asymptotické chování, je navrženo, že tyto turbulentní modely jsou implementovány správně (nebo jsou „pseudo-verifikovány“) pro tyto nebo stejné podmínky proudění a konfigurace.“ (Freeman, 2014)

Co se týká výsledků validace modelů turbulence (porovnání s experimentem), tak pro plochou desku nejsou pro všechny modely turbulence rozdíly pro součinitel tření větší než 4,8% pro bezrozměrnou vzdálenost podél desky $x/L > 0,05$. Pro součinitel odporu jsou pro profil NACA 0012 tyto rozdíly: S-A, SST do 1,2%, SARC do 2%, k- ω do 4%.

2.5.3 3D výpočet – Melisa Rivers, Craig Hunter a Veer Vatsa

Melisa Rivers, Craig Hunter a Veer Vatsa (2017) provedli CFD analýzu High-Lift Common Research Modelu ve dvou řešičích – USM3D a FUN3D. Analýzu provedli pro 3 konfigurace – „Cruise“, „Landing“ a „Takeoff“ pro letové podmínky „Flight“ a pro podmínky v aerodynamickém tunelu „Tunnel“, viz Tab. 5. Pro analýzu bylo vytvořeno celkem 12 nestrukturovaných výpočtových sítí (čtyřstěnných) pomocí softwarového systému „GridTool/VGRID“. Velikost sítí je možné vidět v Tab. 6. Pro analýzu pomocí „cell based“ řešiče USM3D byl použit model turbulence Spalart-Allmaras a schéma „Roe’s flux difference splitting“. Omezovač řešení nebyl použit. Řešič využíval přímo čtyřstěnné sítě. Pro analýzu pomocí „node-based“ řešiče FUN3D bylo použito schéma „Roe’s flux-difference splitting“ bez omezovače toku a také model turbulence Spalart-Allmaras. FUN3D konvertoval sítě na sítě se smíšenými elementy (pomocí preprocesoru).

V práci jsou, pro oba řešiče a pro dané konfigurace a podmínky zobrazeny vztlkové čáry, odporové čáry a poláry. Také je v práci zobrazeno rozložení součinitele tlaku na horní a spodní straně povrchu pro oba řešiče pro dané konfigurace a podmínky vždy pro vybrané úhly náběhu. Grafy a obrázky jsou v práci komentovány.

“Výsledky ukazují, že pro konfiguraci cestovního letu se jak pro podmínky aerodynamického tunelu, tak pro letové podmínky vztlak, odpor a odporová polára všechny dobře rovnaly až do ~10° úhlu náběhu. Pro konfigurace přistání a vzletu se jak při letových podmínkách, tak i při podmínkách aerodynamického tunelu, vztlak a odpor nerovnal tak dobře mezi kódy, ale odporové poláry se rovnaly dobře, což naznačuje, že nedostatek shody je závislý na úhlu náběhu.” (Rivers, 2017)

Tab. 5 Konfigurace a podmínky pro analýzu (Rivers, 2017)

Table 2: Flow Conditions

Configuration	Condition	Reynolds Number	Mach Number	Static Temperature
Cruise	Flight	24.60×10^6	0.2	483°R
Cruise	Tunnel	3.27×10^6	0.2	519°R
Landing	Flight	24.60×10^6	0.2	483°R
Landing	Tunnel	3.27×10^6	0.2	519°R
Takeoff	Flight	31.98×10^6	0.26	483°R
Takeoff	Tunnel	4.24×10^6	0.26	519°R

Tab. 6 Vytvořené výpočtové sítě (Rivers, 2017)

Table 1: Grid Size Summary

* Denotes the degrees of freedom relevant to each flow solver

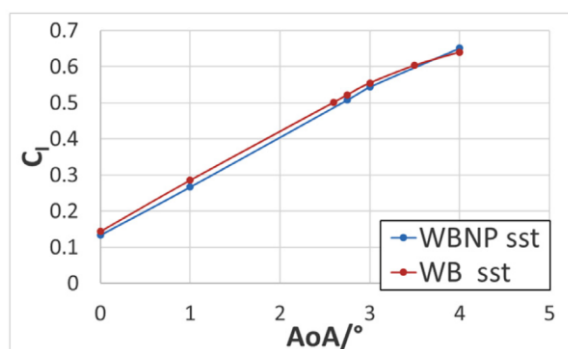
Configuration	Condition	USM3D Grid		FUN3D Grid	
		Cells*	Nodes	Cells	Nodes*
Cruise	Flight	32,295,003	5,484,396	188,746,683	31,931,493
Cruise	Tunnel	32,303,982	5,485,050	187,695,535	31,751,576
Landing	Flight	79,629,043	13,498,605	478,521,805	80,846,771
Landing	Tunnel	95,162,152	16,134,442	544,895,268	92,079,063
Takeoff	Flight	92,644,673	15,705,965	548,333,761	92,644,541
Takeoff	Tunnel	90,906,833	15,413,005	534,035,588	90,234,771

2.5.4 3D výpočet – Pan Du a Ramesh K. Agarwal

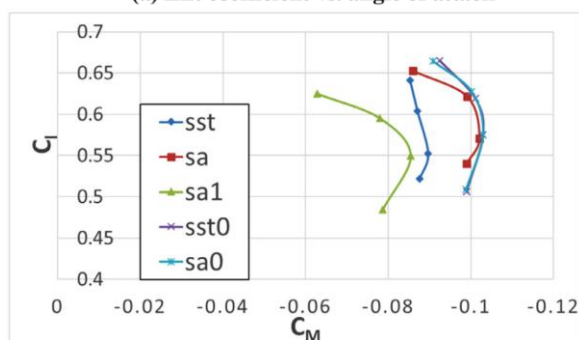
Pan Du a Ramesh K. Agarwal (2019) provedli výpočty na NASA Common Research Modelech v konfiguracích křídlo-trup-ocas, křídlo-trup-gondola-pylon a křídlo-trup ae2.75. Pro výpočty použili strukturované výpočtové sítě generované pomocí ICEM CFD. Pro konfiguraci křídlo-trup-gondola-pylon a model turbulence k- ω SST provedli studii nezávislosti sítě na řešení s pomocí tří jemností sítě a porovnali hodnoty součinitele vztlaku a odporu. Parametry střední jemnosti sítě byli považováni jako dostatečné pro predikci přesného součinitele vztlaku a odporu pro všechny konfigurace. Pro výpočty byl použit Ansys Fluent 17.1, modely turbulence Spalart-Allmaras (SA) a k- ω SST, „upwind scheme“ druhého řádu pro konvekční podmínky, „central difference scheme“ druhého řádu pro difúzní podmínky a dále SIMPLE algoritmus.

Autoři provedli analýzu konfigurace křídlo-trup-ocas z 4th AIAA Drag Prediction Workshopu, analýzu konfigurace křídlo-trup-gondola-pylon z 6th AIAA Drag Prediction Workshopu (DPW6) a pro konfiguraci křídlo-trup ae2.75 analýzu přírůstku odporu při přidání gondoly a pylonu.

V práci jsou uvedeny výsledné vztlakové čáry, odporové čáry, poláry a momentové křivky. Také jsou v práci uvedeny rozložení součinitele tlaku v řezech křídla, v řezu vodorovné ocasní plochy a v řezech gondoly. Výsledky jsou v grafech porovnávány s experimentálními hodnotami a dalšími hodnotami. Výsledné vztlakové čáry pro konfiguraci křídlo-trup ae2.75 (WB) a konfiguraci křídlo-trup-gondola-pylon (WBNP) a model turbulence k- ω SST jsou na Obr. 14. Na stejném obrázku jsou zobrazeny i výsledné momentové křivky pro modely turbulence SA a k- ω SST (sst, sa). Data ostatních křivek (sa1, sst0, sa0) jsou sesbírána z DPW6.



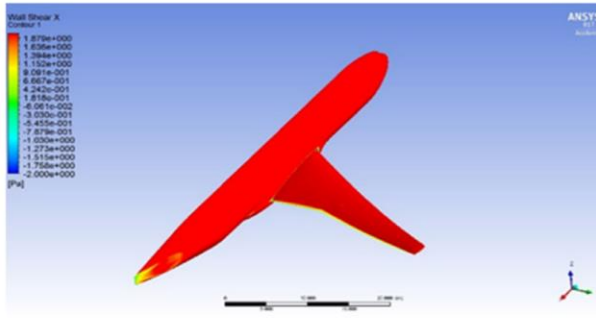
(a) Lift coefficient vs. angle of attack



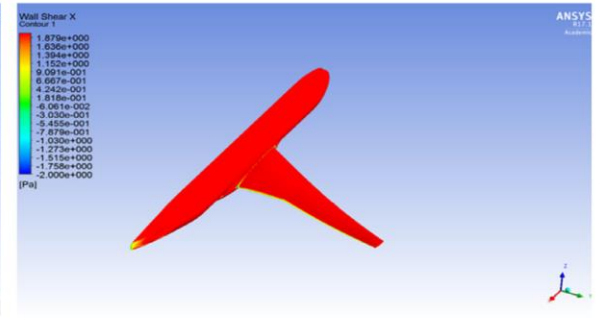
(d) Lift coefficient vs. pitching moment coefficient

Obr. 14 Vztlakové čáry a momentové křivky, viz text (Du, 2019)

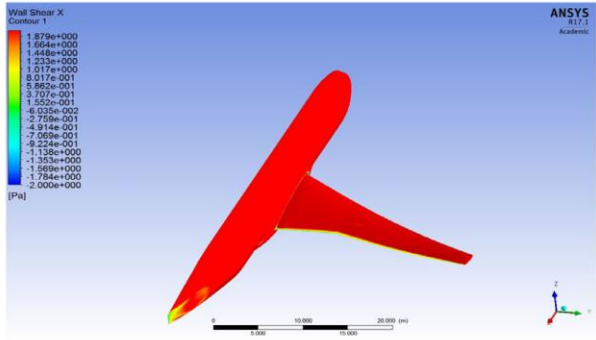
Dále také autoři v práci zobrazují tlakové kontury na konfiguraci křídlo-trup-ocas a na konfiguraci křídlo-trup-gondola-pylon. Také je v práci zobrazeno rozložení smykového napětí na stěně ve směru osy x pro konfiguraci křídlo-trup ae2.75 pro čtyři úhly náběhu a modely turbulence SA a k- ω SST (viz Obr. 15). V práci se autoři věnují odtržení proudu u konfigurace křídlo-trup-ocas a odtržení proudu u konfigurace křídlo-trup ae2.75.



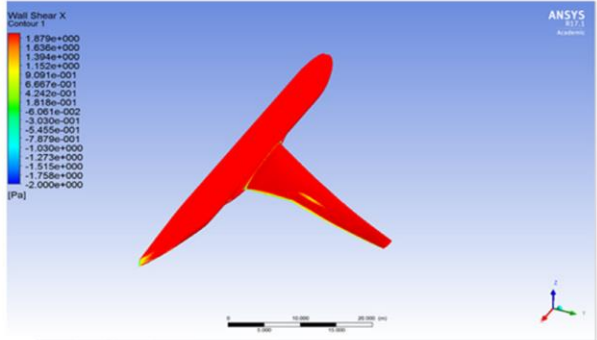
(a) AoA = 2.75° (SST)



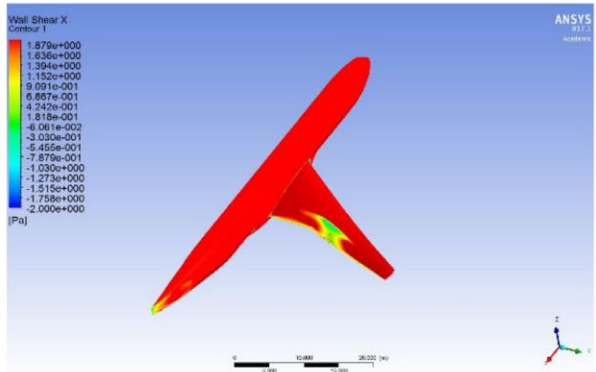
(b) AoA = 2.75° (SA)



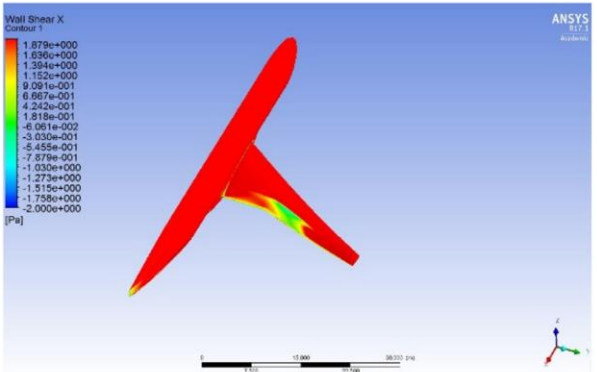
(c) AoA = 3.00° (SST)



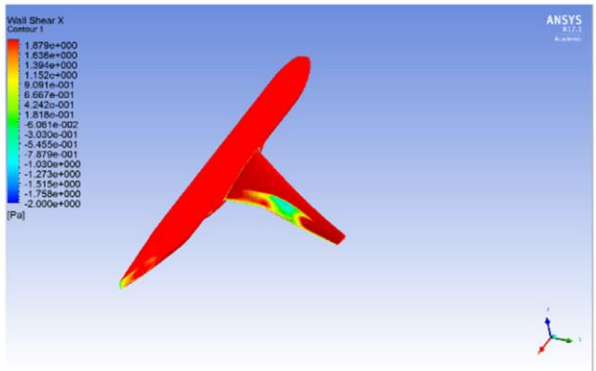
(d) AoA = 3.00° (SA)



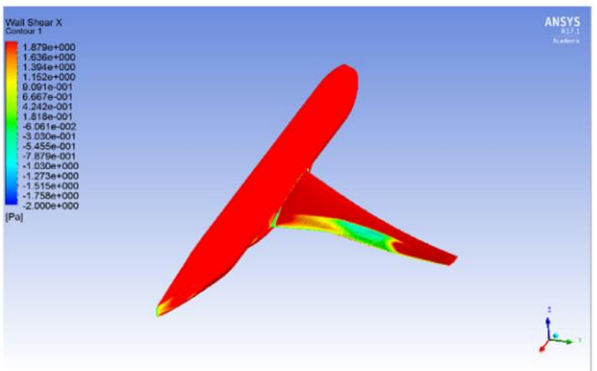
(e) AoA = 3.50° (SST)



(f) AoA = 3.50° (SA)



(g) AoA = 4.00° (SST)



(h) AoA = 4.00° (SA)

Fig. 27. $C_{f,x}$ for wing-body configuration for various angles of attack using the SST $k-\omega$ and SA model.

Obr. 15 Rozložení smykového napětí na stěně, ve směru osy x, pro konfiguraci křídlo-trup ae2.75 (Du, 2019)

2.5.5 3D výpočet – Petr Vrchota a Aleš Prachař

Petr Vrchota a Aleš Prachař (2018) provedli CFD analýzu NASA Common Research Modelu v konfiguraci křídlo/trup bez gondoly a pylonu (s vodorovnou ocasní plochou) s online deformací sítě s použitím modální analýzy. Machovo číslo volného proudu bylo 0,85 a Reynoldsovo číslo vztážené na střední aerodynamickou těživu se rovnalo $5 \cdot 10^6$ a $30 \cdot 10^6$.

Modální analýza byla provedena v MSC Nastran, interpolace deformací na hranici CFD sítě pomocí programu z balíku Edge a CFD výpočet spolu s rozšířením deformací do objemu pomocí řešiče Edge. Použity byly dvě výpočtové sítě, jedna generovaná pomocí ICEM-CFD a řešičů Tritet a druhá síť, poskytnutá od DLR, která byla stažena z webu Drag Prediction Workshopu. Pro analýzu byla použita geometrie polovičního rozpětí a prvních 20 módů křídla.

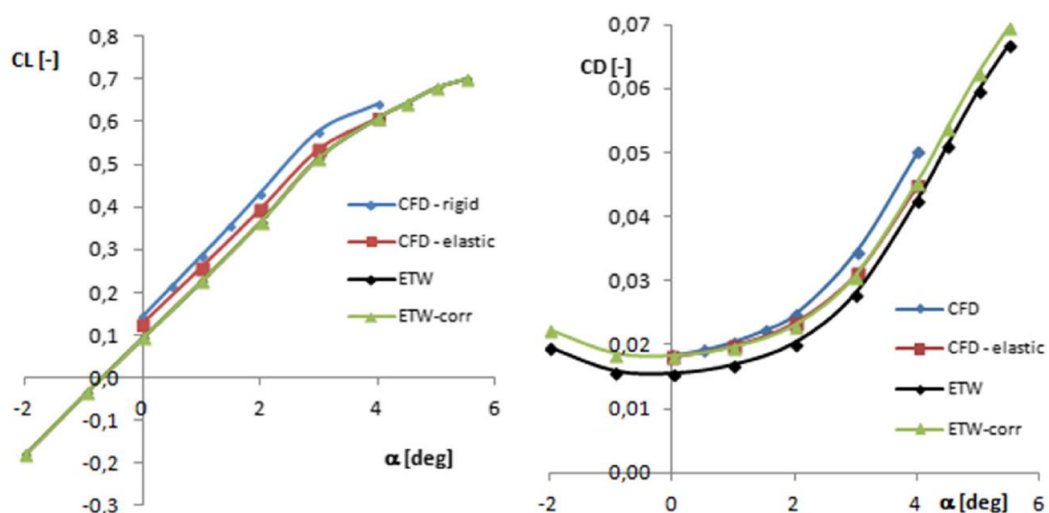


Fig. 4 Comparison of CFD results with experimental data, $Re = 5 \times 10^6$

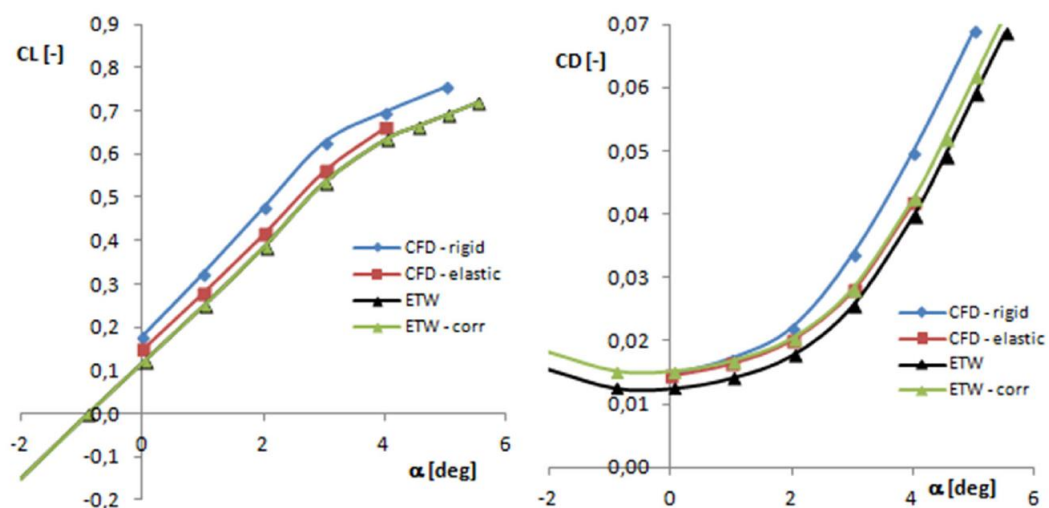


Fig. 5 Comparison of CFD results with experimental data, $Re = 30 \times 10^6$

Obr. 16 Porovnání spočítaných (CFD) a experimentálních (ETW) vztlakových a odporových čar (Vrchota, 2018)

V práci jsou porovnávány spočítané vztlakové a odporové čáry pro tuhý a elastický model s experimentálními hodnotami (nekorigovanými a s korekcemi trnu). Dále jsou v práci zobrazeny spočítané a experimentální momentové křivky. Porovnávány s experimentálními hodnotami jsou i deformace křídla po rozpětí (ohyb, zkroucení) pro vybrané úhly náběhu. Dále je také v práci zobrazeno porovnávání rozložení součinitele tlaku v řezech vnější části

křídla pro tuhý a elastický model a vybrané úhly náběhu s experimentálními hodnotami. Zobrazení vztlakových a odporových čar je na Obr. 16.

“Tato metoda může být použita v případě, kde metody vysoké věrnosti, jako plně spojená FSI, nemohou být použity. Ukázalo se, že docela malý počet módů je dostačující k navýšení přesnosti CFD výsledků. ... Bylo prokázáno, že tato poměrně jednoduchá metoda může být použita k zahrnutí deformace modelu a tím ke zlepšení přesnosti výsledků.” (Vrchota, 2018) (FSI – Fluid-Structure Interaction)

3 Vlastní práce

3.1 Dvourozměrný výpočet

Jako případ pro dvourozměrný výpočet jsem počítal případ **1 z 6th AIAA CFD Drag Prediction Workshop (DPW-6)** (viz 2.3.1), což odpovídá případu „**2D NACA 0012 Airfoil Validation Case**” z webu NASA Langley Research Center Turbulence Modeling Resource (2D NACA 0012 Airfoil Validation for Turbulence Model Numerical Analysis, 2019). Podmínky pro počítaný případ jsou:

$$M = 0,15$$

$$Re = 6 \cdot 10^6$$

$AoA = 10^\circ$... úhel náběhu

$T_{ref} = 540 \text{ R} = 300 \text{ K}$... referenční teplota (statická); uvažována z definice případu dle NASA Langley, mírně se liší od teploty v případě 1 z DPW-6

Okrajová podmínka – *Farfield boundary* ve vzdálenosti 500 tětív

Pro výpočet dynamické viskozity jsem dle NASA Langley použil **Sutherlandův vzorec**:

$$\mu = \mu_{ref} \left(\frac{T}{T_{ref}} \right)^{3/2} \left(\frac{T_{ref} + S}{T + S} \right) \quad (13)$$

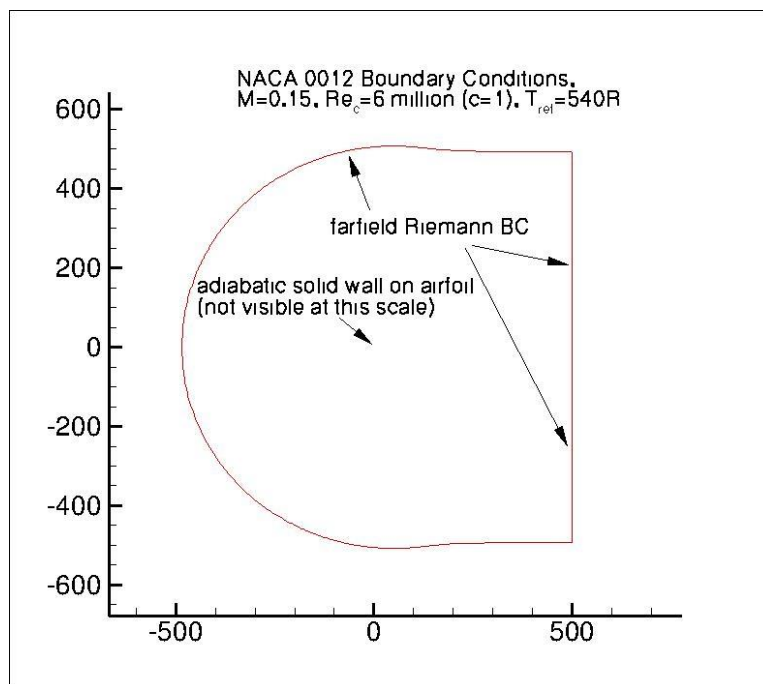
$S = 110,333$... Sutherlandova konstanta

$T_{ref} = 300 \text{ K}$... referenční teplota

$\mu_{ref} = 1,849 2 \cdot 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$... referenční viskozita odpovídající referenční teplotě; hodnotu jsem pro vzduch získal pomocí E-tabulek (Jahoda, c2012-2020)

Dle NASA Langley má být konstantní Prandtlovo číslo $Pr = 0,72$, konstantní turbulentní Prandtlovo číslo $Pr_t = 0,92$ a poměr měrných tepelných konstant $\kappa = 1,4$.

Pro výpočet jsem použil **nestrukturované výpočtové sítě dostupné od NASA Langley** (Grids - NACA 0012 Airfoil for Turbulence Model Numerical Analysis, 2019) a to rodinu „**Family II**“, jak je požadováno v zadání případu z DPW-6. Jedná se celkem o **7 úrovní jemnosti sítě**. Velikosti jsou od 113 x 33 u nejhrubší sítě do 7 169 x 2 049 u nejjemnější sítě. Profil má **ostrou odtokovou hranu** a velikost **tětivy $b = 1$** . Výpočtové sítě jsem upravoval pomocí programu CGNSview ve verzi 3.2 (CGNSLibrary verze 3.4). Pro výpočet v SU2 a Ansys Fluentu jsem stažené 3D verze výpočtových sítí ve formátu CGNS upravil na dvourozměrné (plošné) a používal jsem je ve formátu CGNS. Pro výpočet v Ansys CFX jsem použil přímo stažené 3D verze sítí ve formátu CGNS (**hloubka = 1**), které jsem v CFX-Pre transformoval do roviny x-y, kde je jednotková hloubka v ose z.



Obr. 17 Definice případu dle NASA Langley Research Center (NACA 0012 Grid layout & BCs, b. r.)

3.1.1 Výpočet pomocí SU2

Nastavení SU2 jsem použil následující:

Tab. 7 Nastavení SU2 (2D výpočet)

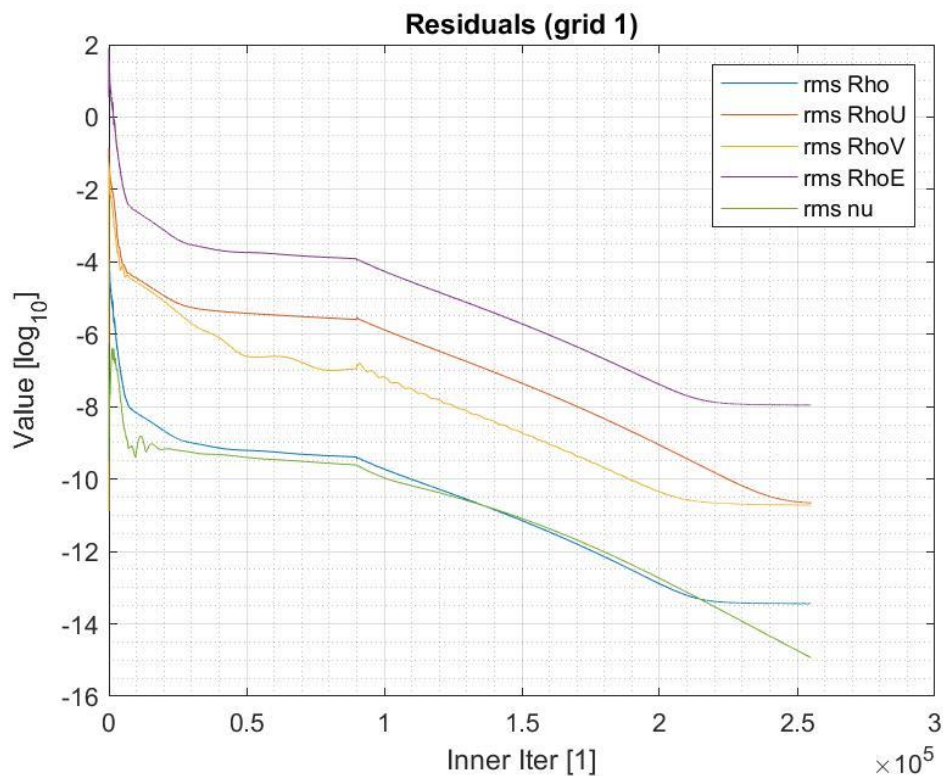
Typ řešiče	RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes)
Model turbulence	SA (Spalart-Allmaras)
Okrajové podmínky	Farfield No-slip wall, constant heatflux = 0 W/m ²
Konvektivní schéma	JST (Jameson-Schmidt-Turkel) – centální schéma 2. řádu
Řád konvektivního turbulentního toku	1. řád
Numerická metoda pro prostorové gradienty	Green-Gaussova
Časová diskretizace	Eulerova implicitní
Lineární řešič	FGMRES; ILU „preconditioner“
Model tekutiny	Ideální plyn ($\kappa = 1,4$, $r = 287,058 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)
Inicializace	Reynoldsovo číslo, teplota volného proudu
Model tepelné vodivosti	Konstantní laminární a turbulentní Prandtlovo číslo

Příklad konfiguračního souboru, který jsem použil pro výpočet na nejhrubší síti, je uveden v příloze č. 1.

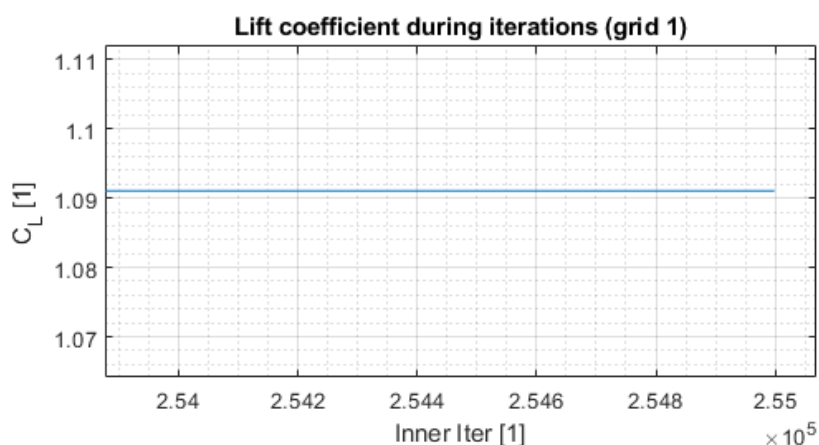
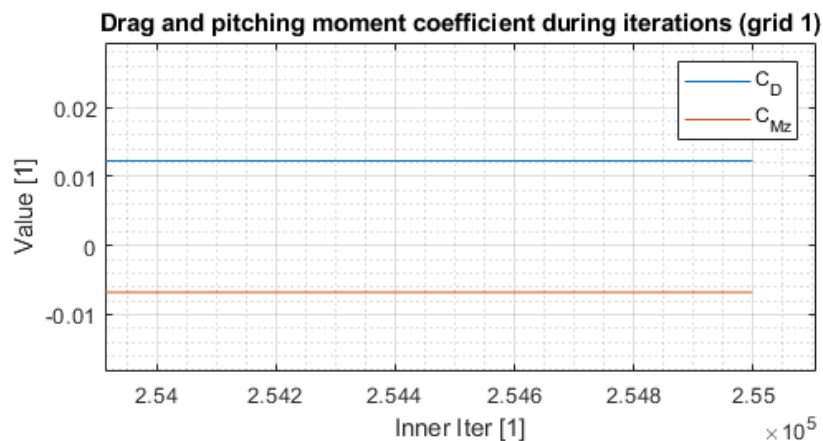
Při inicializaci pomocí Reynoldsova čísla a teploty volného proudu se nejprve spočítá pomocí poměru měrných tepelných konstant κ , měrné plynové konstanty r a teploty

volného proudu $T_\infty = T_{ref}$ rychlost zvuku volného proudu a_∞ . Následně se z Machova čísla M , úhlu náběhu AoA a úhlu vybočení spočítá vektor rychlosti nerušeného proudu v_∞ . Dále se následně spočítá dynamická viskozita nerušeného proudu μ_∞ ze zvoleného modelu (v mém případě Sutherlandův model) a poté se z Reynoldsova čísla určí hustota volného proudu ρ_∞ . Tlak volného proudu p_∞ je následně spočítán z rovnice ideálního plynu. (Economon, b. r.)

Pro **sledování konvergence** jsem zvolil hodnotu RMS (Root mean square) reziduí hustoty (rms Rho v grafu na Obr. 18), \log_{10} této hodnoty je pro všechny sítě menší než -11 . Maximální hodnota \log_{10} ze všech RMS reziduí pro všechny sítě není větší než -6 . Po výpočtu jsem kontroloval i změnu součinitele odporu na konci iterací. Ten se maximálně mění jen nepatrně. Hodnoty RMS reziduí a průběh integrálních součinitelů jsou pro výpočet na nejjemnější síti zobrazeny na Obr. 18 a Obr. 19.



Obr. 18 Hodnoty RMS reziduí v závislosti na počtu iterací, pro nejjemnější síť



Obr. 19 Hodnoty integrálních koeficientů v závislosti na počtu iterací, pro nejjemnější síť

3.1.2 Výpočet pomocí Ansys Fluent

Nastavení výpočtu jsem použil následující:

Tab. 8 Nastavení Ansys Fluent (2D výpočet)

Řešič	Pressure-Based Steady Energy Equation Pressure-Velocity Coupling Scheme: SIMPLE
Model turbulence	Spalart-Allmaras (Spalart-Allmaras Production: Vorticity-Based; Prandtl Number: 0,72; Energy Prandtl Number: 0,9; Wall Prandtl Number: 0,9)
Okrajové podmínky	Pressure Far-Field (Gauge Pressure: 0 Pa; Mach Number: 0,15; Turbulent Viscosity Ratio: 10; Temperature: 300 K) Wall (Stationary Wall; No Slip; Standard Roughness Models; Roughness Height: 0 m; Heat Flux: 0 W/m ² ; Heat Generation Rate: 0 W/m ³) Operating Pressure: 183 453,2 Pa

Materiál (vzduch)	Density: ideal-gas $c_p = 1\,004,703 \text{ J}/(\text{Kg} \cdot \text{K})$ Thermal Conductivity: pomocí UDF z laminární viskozity, měrné tepelné kapacity c_p a Prandtlova čísla $Pr = 0,72$ dle vztahu: $\lambda = \frac{c_p \cdot \mu}{Pr}$ Viscosity: sutherland, Three Coefficient Method Molecular Weight: 28,964 kg/kmol
Prostorová diskretizace	Gradient: Least Squares Cell Based Pressure: Second Order Density: Second Order Upwind Momentum: Second Order Upwind Modified Turbulent Viscosity: Second Order Upwind Energy: Second Order Upwind
Metody Inicializace (inicializace byla provedena jen na nejhrubší síti; výpočet na jemnějších sítích – viz text)	Hybrid Initialization

Do zadání okrajové podmínky „Pressure Far-Field” jsem ještě nastavil parametry „X-Component of Flow Direction” a „Y-Component of Flow Direction” jako složky x a y jednotkového vektoru rychlosti pro úhel náběhu $AoA = 10^\circ$.

Absolutní tlak 183 453,2 Pa na okrajové podmínce „Pressure Far-Field” jsem spočítal způsobem, jak je spočítán tlak volného proudu při inicializaci pomocí Reynoldsova čísla a teploty volného proudu v SU2, viz 3.1.1.

Výpočet absolutního tlaku na okrajové podmínce „Pressure Far-Field”:

$$a_\infty = \sqrt{\kappa \cdot r \cdot T_\infty} = \sqrt{1,4 \cdot 287,058 \cdot 300} = 347,223\,789\,5 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (14)$$

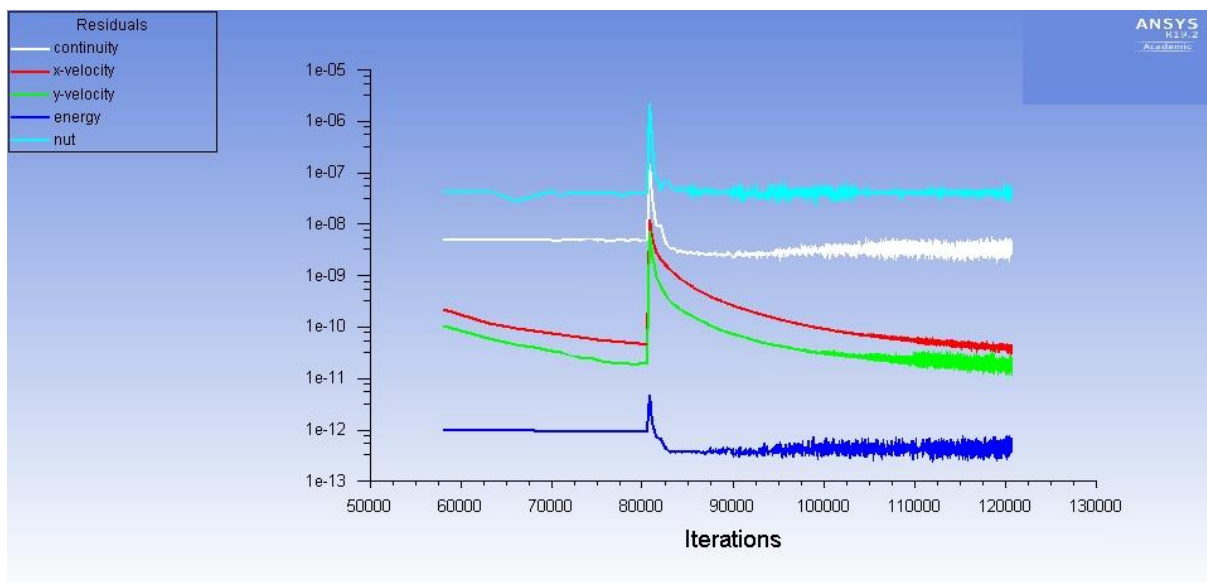
$$M = 0,15 \rightarrow v_\infty = M \cdot a_\infty = 0,15 \cdot 347,223\,789\,5 = 52,083\,568\,43 \text{ m/s} \quad (15)$$

$$\mu_\infty = 1,849\,2 \cdot 10^{-5} \cdot \left(\frac{300}{300}\right)^{1,5} \frac{300 + 110,333}{300 + 110,333} = 1,849\,2 \cdot 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s} \quad (16)$$

$$\rho_\infty = \frac{Re \cdot \mu_\infty}{v_\infty \cdot b} = \frac{6 \cdot 10^6 \cdot 1,849\,2 \cdot 10^{-5}}{52,083\,568\,43 \cdot 1} = 2,130\,268\,784 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \quad (17)$$

$$p_\infty = r \cdot T_\infty \cdot \rho_\infty = 287,058 \cdot 300 \cdot 2,130\,268\,784 = \mathbf{183\,453,209 \text{ Pa}} \quad (18)$$

Konvergenci jsem se snažil zajistit tím, že jsem nechal výpočet běžet do přibližného ustálení „globally scaled” reziduí. Pro výpočet na jemnější síti jsem po provedení výpočtu na hrubší síti použil funkci „Replace Mesh...”. U všech výpočtů jsem končil výpočet na hodnotě „globally scaled” reziduí menších než 10^{-6} . Na Obr. 20 je možné vidět průběh „globally scaled” reziduí po skončení výpočtu v závislosti na počtu iterací pro nejjemnější síť a částečně i pro druhou nejjemnější síť.



Obr. 20 Průběh „global scaled“ reziduí v závislosti na počtu iterací (pro nejjemnější síť a částečně i pro druhou nejjemnější síť)

3.1.3 Výpočet pomocí Ansys CFX

Výpočet jsem provedl pro 6 nejjemnějších sítí, pro nejhrubší síť jsem měl s výpočtem problémy.

Pro výpočet pomocí Ansys CFX jsem použil následující nastavení (popis je proveden z pohledu CFX-Pre):

Tab. 9 Nastavení Ansys CFX (2D výpočet)

Sdílení tepla	Total Energy; Incl. Viscous Work Term
Model turbulence*	Spalart Allmaras (Beta) (Wall Function: Default; High Speed (compressible) Wall Heat Transfer Model; Turbulent Flux Closure for Heat Transfer: Option – Eddy Diffusivity, Turb. Prandtl Num. – 0,9
Referenční tlak	183 453,2 Pa
Materiál (definován vlastní)	<p>Thermodynamic State: Gas</p> <p>Material Properties Option: General Material</p> <p>Equation of State: Option – Ideal Gas, Molar Mass – 28,964 kg/kmol</p> <p>Specific Heat Capacity (Type: Constant Pressure): 1 004,703 J/(kg · K)</p> <p>Dynamic Viscosity Option: Sutherlands Formula</p> <p>Thermal Conductivity: Hodnota definována pomocí „Expressions“. Výpočet pomocí měrné tepelné kapacity za konstantního tlaku c_p, dynamické viskozity μ a Prandtlova čísla $Pr = 0,72$ dle vztahu:</p> $\lambda = \frac{c_p \cdot \mu}{Pr}$

Okrajové podmínky	<p>Inlet – pro „farfield Riemann BC” z Obr. 17, bez svislé zadní části (Flow Regime: Subsonic; Mass and Momentum: Option: Cart. Vel. Components; Turbulence: Option – Intensity and Eddy Viscosity Ratio, Fractional Intensity – 0,05, Eddy Viscosity Ratio – 10; Heat Transfer: Static Temperature – 300 K)</p> <p>Outlet – pro svislou zadní část „farfield Riemann BC” z Obr. 17 (Flow Regime: Subsonic; Mass And Momentum: Option – Static Pressure, Relative Pressure – 0 Pa)</p> <p>Wall (Mass And Momentum: No Slip Wall; Wall Roughness: Smooth Wall; Heat Transfer: Adiabatic)</p> <p>Symmetry – pro přední a zadní plochu (trojrozměrný model pro dvourozměrný případ)</p>
Nastavení řešiče	<p>Advection Scheme: Specified Blend Factor – 1 (diferencování 2. řádu pro podmínky advekce (ANSYS CFX-Solver Modeling Guide, 2018))</p> <p>Turbulence Numerics: High Resolution</p>
Globální inicializace (pro výpočty na jiné než druhé nejhrubší síti, tj. nejhrubší síti na které byly získány výsledky, jsem použit výsledky z výpočtu na hrubší síti jako inicializační hodnoty)	<p>Cartesian Velocity Components: Automatic with Value</p> <p>Static Pressure: Automatic</p> <p>Temperature: Automatic with Value</p> <p>Turbulence Fractional Intensity: Automatic with Value</p> <p>Turbulence Eddy Viscosity Ratio: Automatic with Value</p> <p><i>Hodnoty u „Automatic with Value” odpovídají hodnotám z okrajové podmínky „Inlet”.</i></p>
*Model turbulence Spalart Allmaras (Beta) je dostupný po zapnutí volby „Enable Beta Features“	

Použitá hodnota referenčního tlaku, tedy absolutního tlaku na okrajové podmínce „Outlet“ je stejná, jako vypočtený absolutní tlak na okrajové podmínce „Pressure Far-Field” použitý při výpočtu v Ansys Fluent, viz 3.1.2.

Pro okrajovou podmínku „Inlet“ jsem použil hodnoty „U“, „V“ a „W“ „Cart. Vel. Components“ pro úhel náběhu 10° (2D případ):

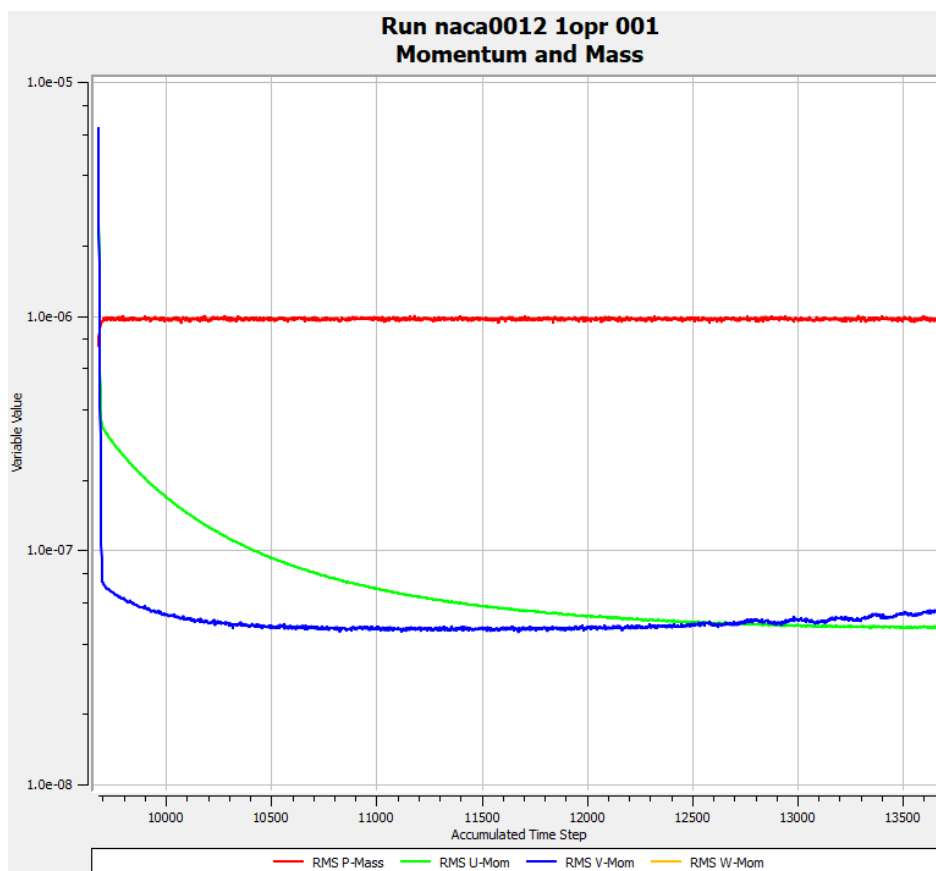
$$U = v \cdot \cos 10 = 52,083\ 568\ 43 \cdot \cos 10 = 51,292\ 302\ \text{m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (19)$$

$$V = v \cdot \sin 10 = 52,083\ 568\ 43 \cdot \sin 10 = 9,044\ 217\ \text{m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (20)$$

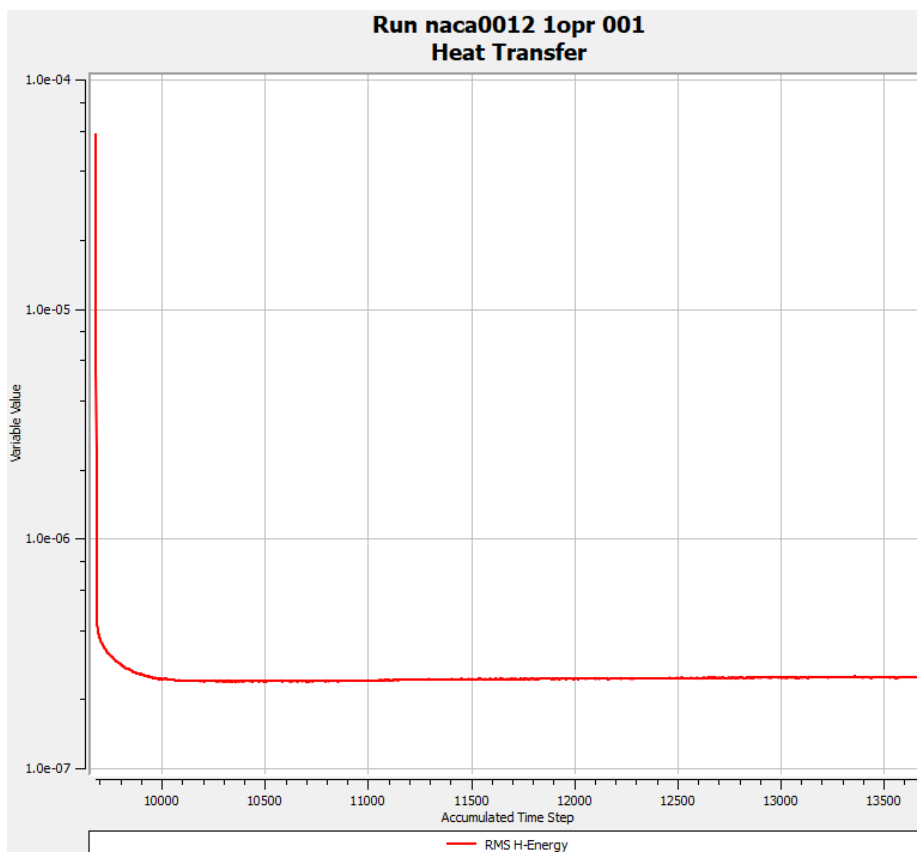
$$W = 0\ \text{m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (21)$$

Výpočty jsem se snažil nechat počítat do ustálení hodnot zejména následujících RMS reziduí: „RMS P-Mass“, „RMS U-Mom“, „RMS V-Mom“. Pro všechny výpočty byla výsledná hodnota všech těchto RMS reziduí menší než 10^{-4} . Graf průběhu hodnot těchto RMS reziduí a dále průběhu „RMS H-Energy“ a průběhu „RMS Eddy Viscosity“ je pro výpočet na nejjemnější síti je zobrazen na Obr. 21, Obr. 22 a Obr. 23.

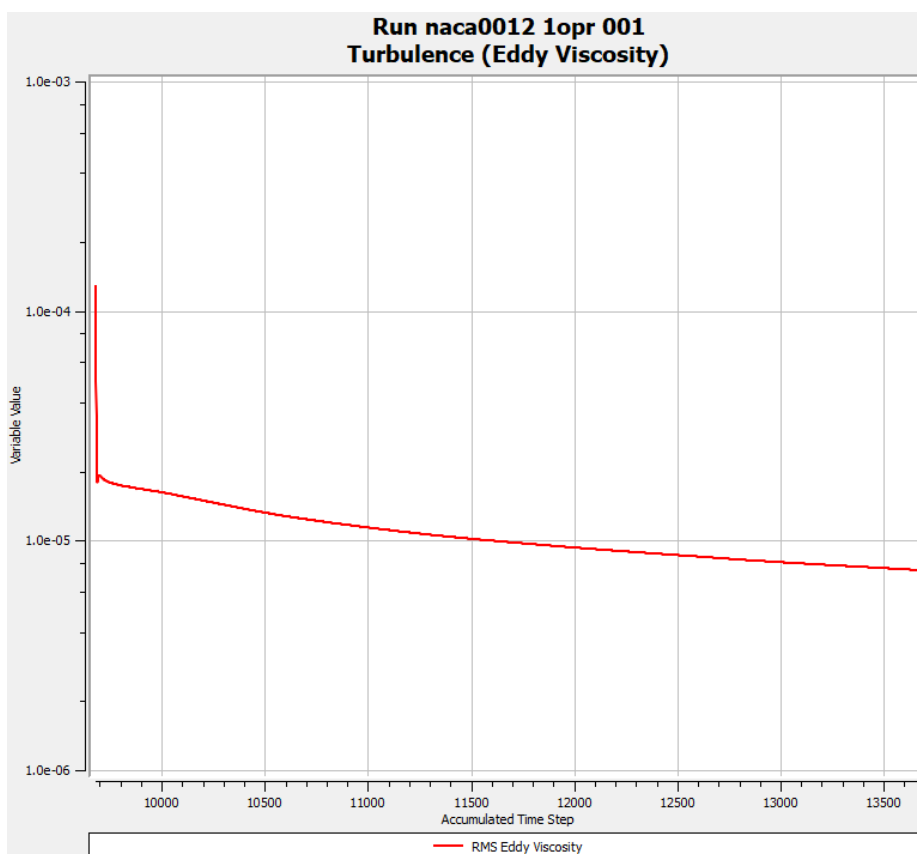
Pohledem do grafu jsem také, u všech šesti provedených výpočtů, zkontroloval stálost složek normálové síly na profil v průběhu iterací, viz Obr. 24, kde je zobrazen tento graf pro výpočet na nejmenější síti.



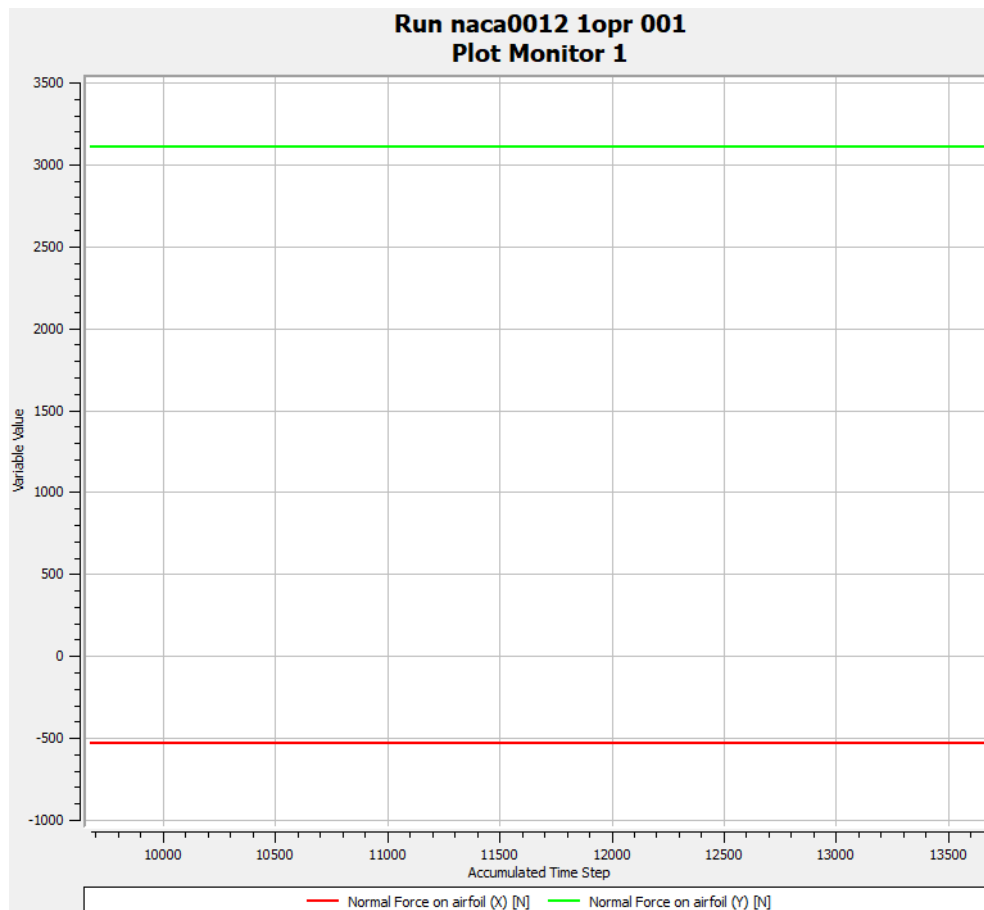
Obr. 21 Průběh hodnot RMS reziduí („RMS P-Mass“, „RMS U-Mom“, „RMS V-Mom“) v závislosti na průběhu iterací, zobrazené hodnoty jsou pro výpočet na nejmenější síti



Obr. 22 Průběh hodnoty RMS reziduí („RMS H-Energy“) v závislosti na průběhu iterací, zobrazené hodnoty jsou pro výpočet na nejjemnější síti



Obr. 23 Průběh hodnoty RMS reziduí („RMS Eddy Viscosity“) v závislosti na průběhu iterací, zobrazené hodnoty jsou pro výpočet na nejjemnější síti



Obr. 24 Průběh složek normálové síly na profil v průběhu iterací, zobrazené hodnoty jsou pro výpočet na nejjemnější síti

3.1.4 Výsledky

Tab. 10 Výsledné hodnoty součinitele vzlaku c_L pro jednotlivé úrovně sítě

Úroveň sítě	Počet elementů sítě N	SU2	Ansyes Fluent	Ansyes CFX
		c_L [1]		
1	146 800 64	1,091 038 387	1,088 603 652	1,091 819 796
2	367 001 6	1,090 807 922	1,088 191 849	1,091 845 337
3	917 504	1,090 372 171	1,089 157 666	1,091 779 797
4	229 376	1,089 576 935	1,088 691 241	1,091 157 869
5	573 44	1,085 570 247	1,087 024 647	1,087 264 530
6	143 36	1,073 827 169	1,081 794 290	1,064 194 594
7	358 4	1,062 586 2	1,045 563 455	/

Tab. 11 Výsledné hodnoty součinitele odporu c_D pro jednotlivé úrovně sítě

		SU2	Ansyes Fluent	Ansyes CFX
Úroveň sítě	Počet elementů sítě N	c_D [1]		
1	146 800 64	0,012 266 170 66	0,012 666 386	0,011 910 192
2	367 001 6	0,012 273 053 28	0,012 706 812	0,011 904 856
3	917 504	0,012 328 026 1	0,012 729 281	0,011 897 868
4	229 376	0,012 603 776 47	0,012 817 195	0,011 917 181
5	573 44	0,013 775 568 25	0,013 191 653	0,012 173 224
6	143 36	0,017 003 172 12	0,014 824 259	0,014 416 056
7	358 4	0,024 663 094 34	0,022 848 862	/

Tab. 12 Výsledné hodnoty součinitele klopivého momentu c_{Mz} pro jednotlivé úrovně sítě

		SU2	Ansyes Fluent	Ansyes CFX
Úroveň sítě	Počet elementů sítě N	c_{Mz} [1]		
1	146 800 64	0,006 767 460 619	0,006 981 353 044	0,006 756 621 027
2	367 001 6	0,006 815 232 781	0,007 047 894 469	0,006 754 198 369
3	917 504	0,006 898 792 772	0,006 879 494 797	0,006 768 768 928
4	229 376	0,006 997 470 877	0,006 912 574 120	0,006 864 913 855
5	573 44	0,007 432 626 207	0,006 982 669 931	0,007 396 375 873
6	143 36	0,007 850 142 237	0,006 786 419 033	0,010 014 888 821
7	358 4	0,004 090 383 483	0,007 227 233 482	/

Hodnoty součinitelů v Tab. 10 až Tab. 12 jsou pro SU2 až na znaménko u součinitelů klopivého momentu přímo z „history“ souborů (v konfiguračním souboru jsem měl specifikovanou referenční plochu 1 m², referenční počátek pro výpočet momentu $x = 0,25$ a referenční délku 1 m). Hodnoty součinitelů pro Ansyes Fluent a Ansyes CFX jsem počítal dle klasických vztahů:

$$c_L = \frac{2 \cdot L}{\rho_\infty \cdot v_\infty^2 \cdot S} \quad c_D = \frac{2 \cdot D}{\rho_\infty \cdot v_\infty^2 \cdot S} \quad c_{Mz} = \frac{2 \cdot Mz}{\rho_\infty \cdot v_\infty^2 \cdot S \cdot b} \quad (22)$$

$$\rho_\infty = 2,130\,268\,784 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \dots \text{viz rovnice (17)}$$

$$v_\infty = 52,083\,568\,43 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \dots \text{viz rovnice (15)}$$

$$b = 1 \text{ m} \dots \text{velikost tětivy profilu (viz 3.1)}$$

$$S = 1 \text{ m}^2 \text{ (} b \cdot \text{hloubka) } \dots \text{hodnoty } L, D, Mz \text{ pro hloubku profilu 1 m}$$

Do výpočtů jsem po změně znaménka použil hodnoty klopivého momentu Mz , vztaženého ke čtvrtinovému bodu ($x = 0,25$), z provedených výpočtů. Hodnoty vztlaku L a odporu D jsem počítal z výsledných hodnot sil ve vodorovné a svislé ose, sil X a Y , dle následujících vztahů:

$$D = Y \cdot \sin A\theta A + X \cdot \cos A\theta A = Y \cdot \sin 10^\circ + X \cdot \cos 10^\circ \quad (23)$$

$$L = Y \cdot \cos AoA - X \cdot \sin AoA = Y \cdot \cos 10^\circ - X \cdot \sin 10^\circ \quad (24)$$

Grafy výsledných integrálních hodnot a jejich konvergence v závislosti na jemnosti sítě je na Obr. 25 až Obr. 30. Na obrázcích je zobrazena závislost integrálních součinitelů na parametru $h = \sqrt{1/N}$, viz 2.3.2, jako N je uvažován počet elementů sítě dané úrovně (viz např. Tab. 10). V Grafech jsou zobrazeny i výsledky dostupné od NASA Langley Research Center (2D NACA 0012 Airfoil Validation for Turbulence Model Numerical Analysis - SA Model Results without Point Vortex BC, 2019) pro řešiče CFL3D, FUN3D a TAU. V daných grafech jsou zahrnuty i experimentální data Charlese L. Ladsona (1988), doporučené k porovnání na webu NASA Langley Research Center (2D NACA 0012 Airfoil Validation, 2019). Pro pevný přechod mezní vrstvy byly, v případě zobrazených dat, použity carborundumové pásky, široké okolo 1% tělivy modelu, umístěné na obou stranách modelu v 5% tělivy modelu. (Ladson, 1988) Použitá zrnitost pro zobrazené hodnoty je v grafech uvedena (No. 80 grit, No. 120 grit, No. 180 grit).

Rozložení součinitele tlaku c_p podél profilu je pro nejjemnější síť na Obr. 31 a detailní pohled na „peak“ na sací straně profilu je na Obr. 32. Do obrázků jsou zahrnuty i data pro řešiče CFL3D, FUN3D a TAU, které jsou dostupné od NASA Langley Research Center (2D NACA 0012 Airfoil Validation for Turbulence Model Numerical Analysis - SA Model Results without Point Vortex BC, 2019). Na Obr. 31 jsou zobrazeny i experimentální hodnoty N. Gregoryho a C.L. O'reillyho (1970), které jsou digitalizované k dispozici ke stažení na webu NASA Langley Research Center (2D NACA 0012 Airfoil Validation, 2019).

Součinitel tlaku zobrazený na Obr. 31 a Obr. 32 je pro SU2 součinitel tlaku získaný z výsledků výpočtů na jednotlivých sítích. Součinitel tlaku pro Ansys Fluent a Ansys CFX jsem spočítal dle vztahu:

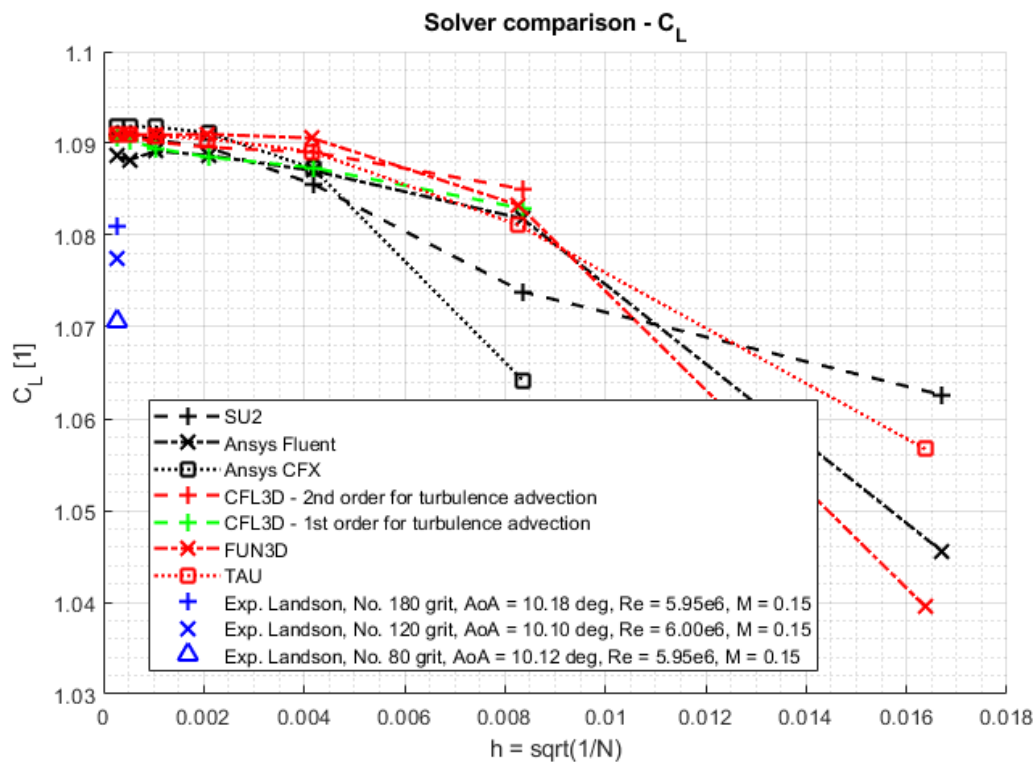
$$c_p = \frac{2 \cdot (p - p_\infty)}{\rho_\infty \cdot v_\infty^2} \quad (25)$$

$p_\infty = 183\,453,209 \text{ Pa}$... viz rovnice (18)

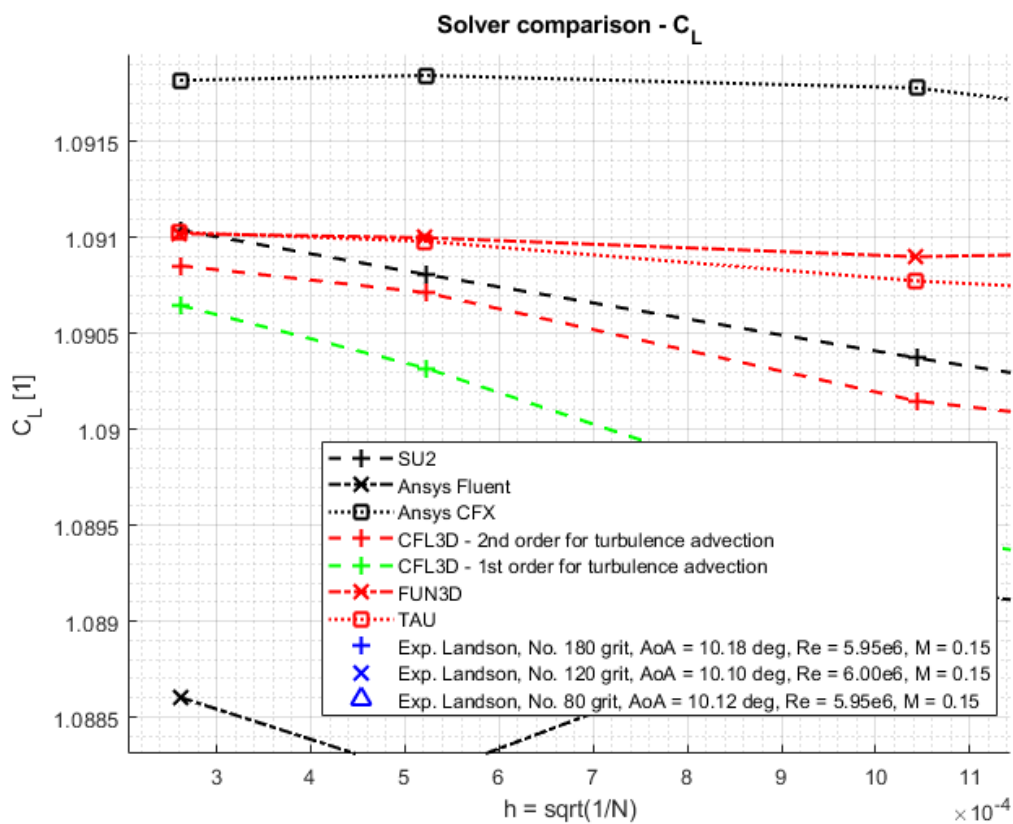
$\rho_\infty = 2,130\,268\,784 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$... viz rovnice (17)

$v_\infty = 52,083\,568\,43 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$... viz rovnice (15)

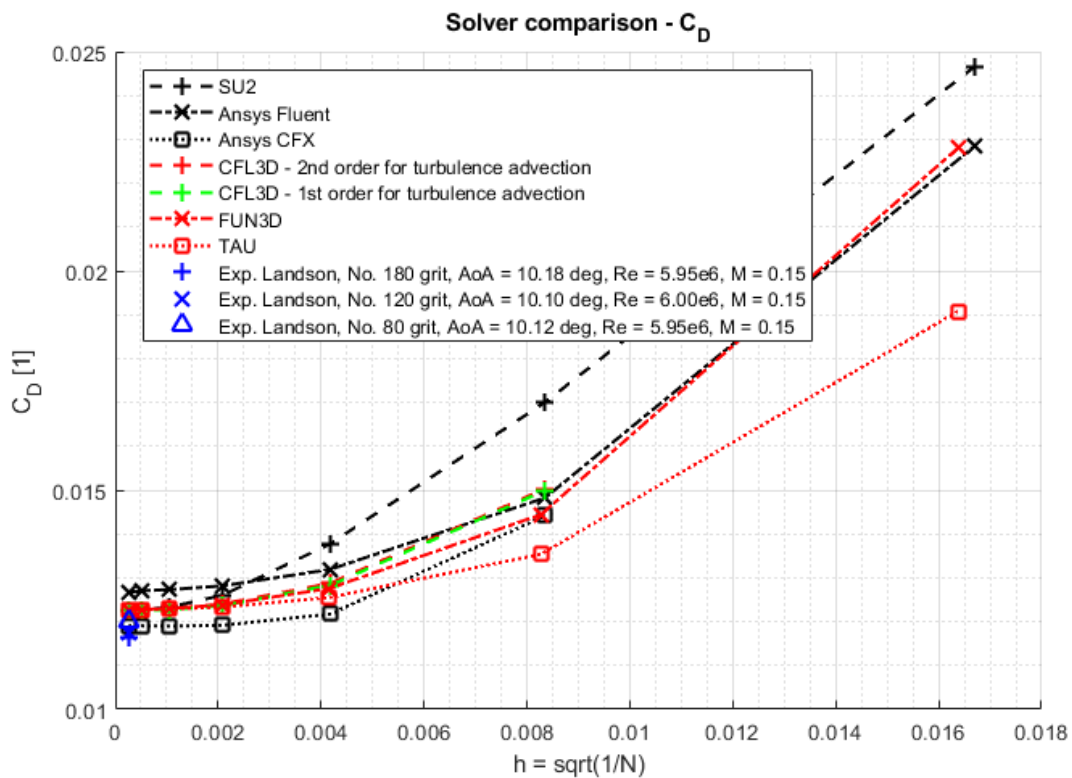
p ... absolutní tlak získaný z výsledků výpočtů na jednotlivých sítích



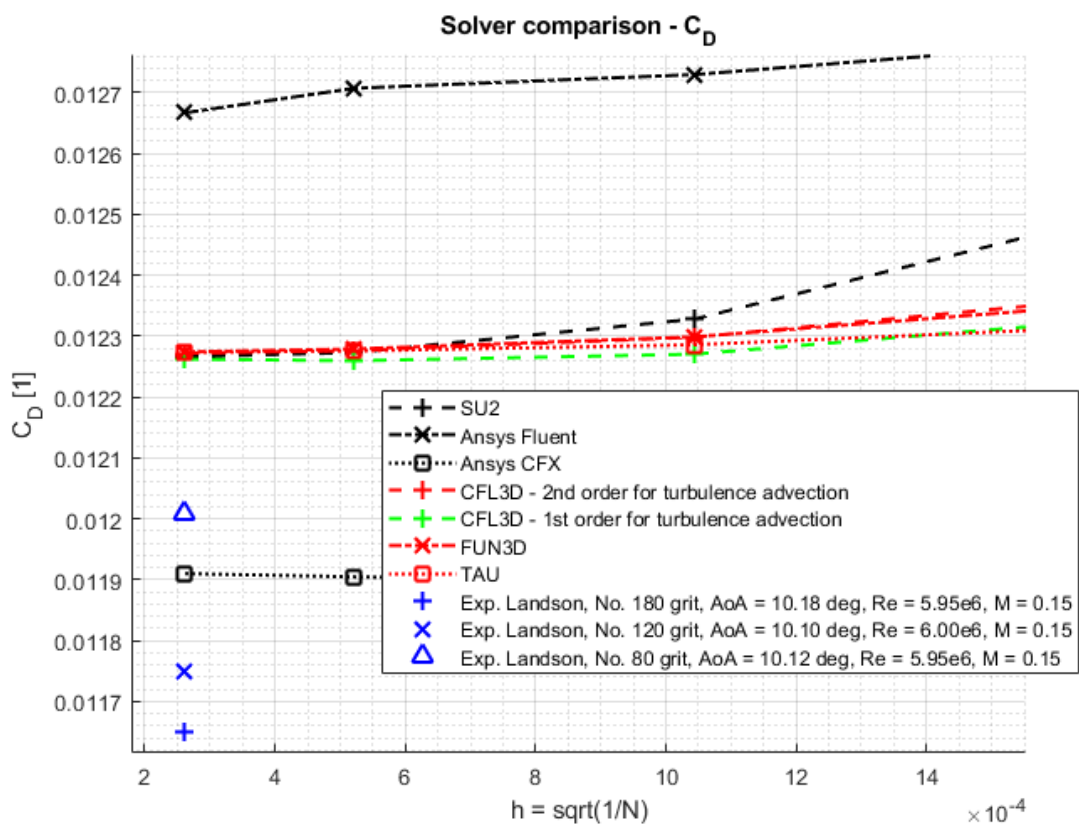
Obr. 25 Konvergence sítě, porovnání výsledků – c_L



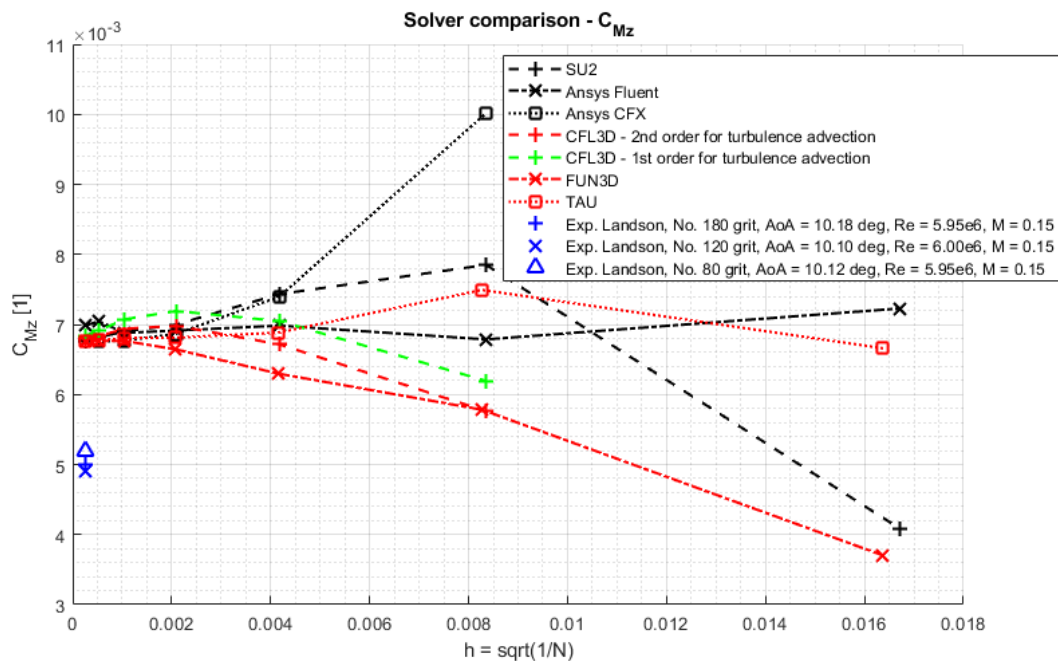
Obr. 26 Konvergence sítě, porovnání výsledků – c_L (detail)



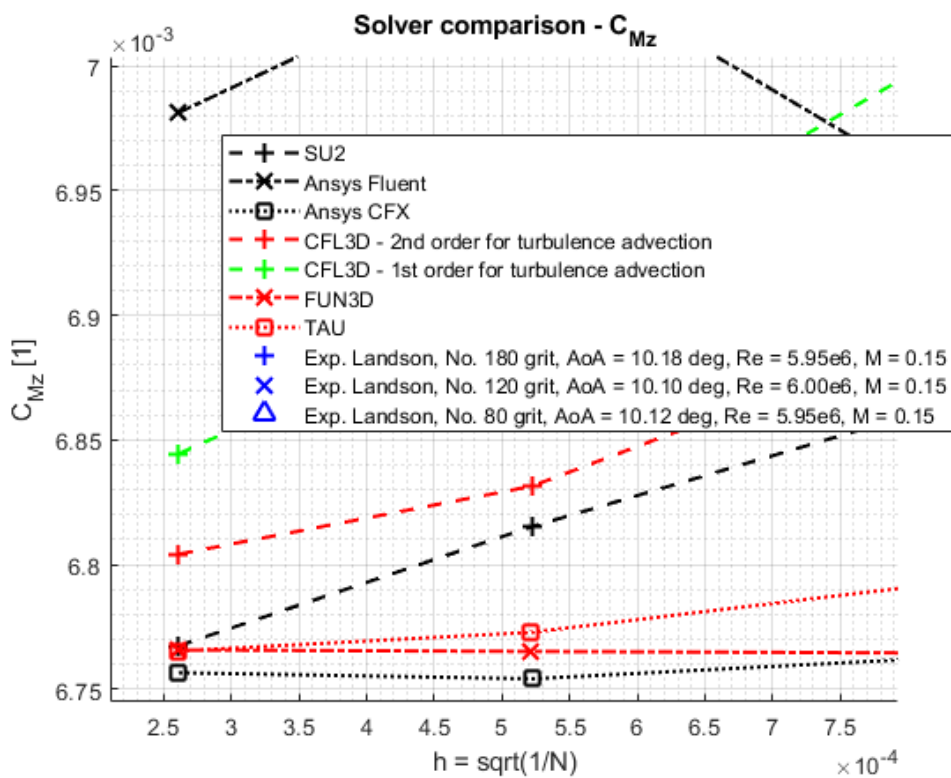
Obr. 27 Konvergence sítě, porovnání výsledků – C_D



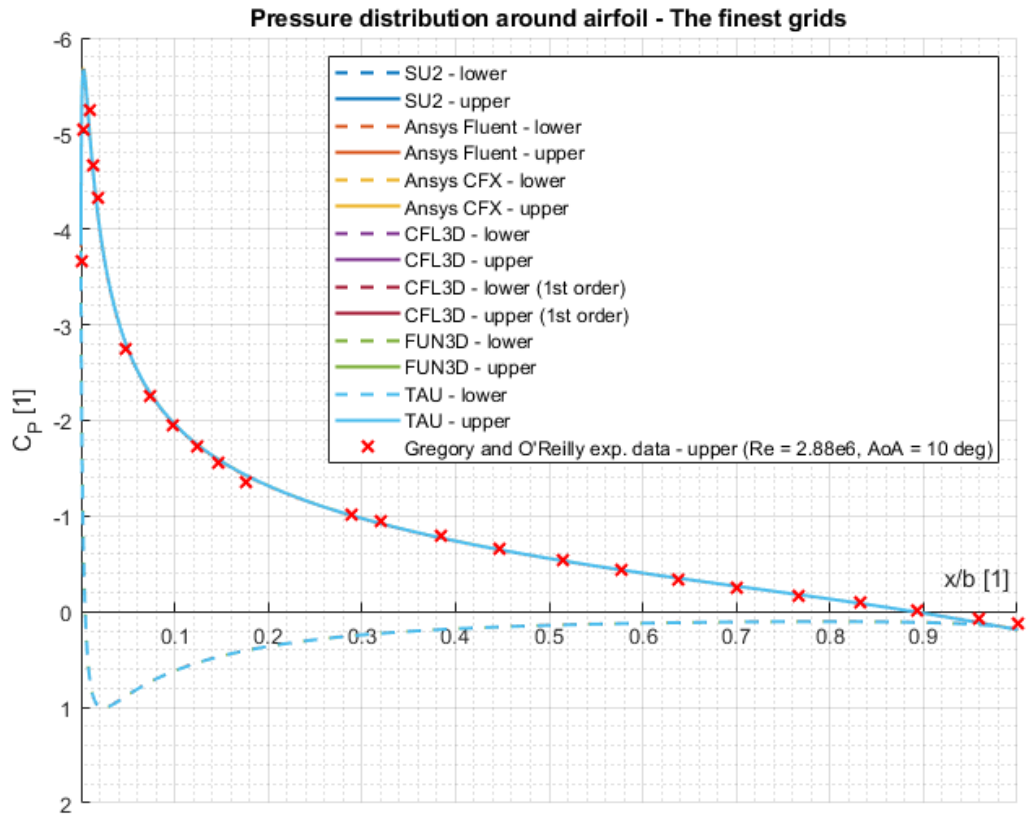
Obr. 28 Konvergence sítě, porovnání výsledků – C_D (detail)



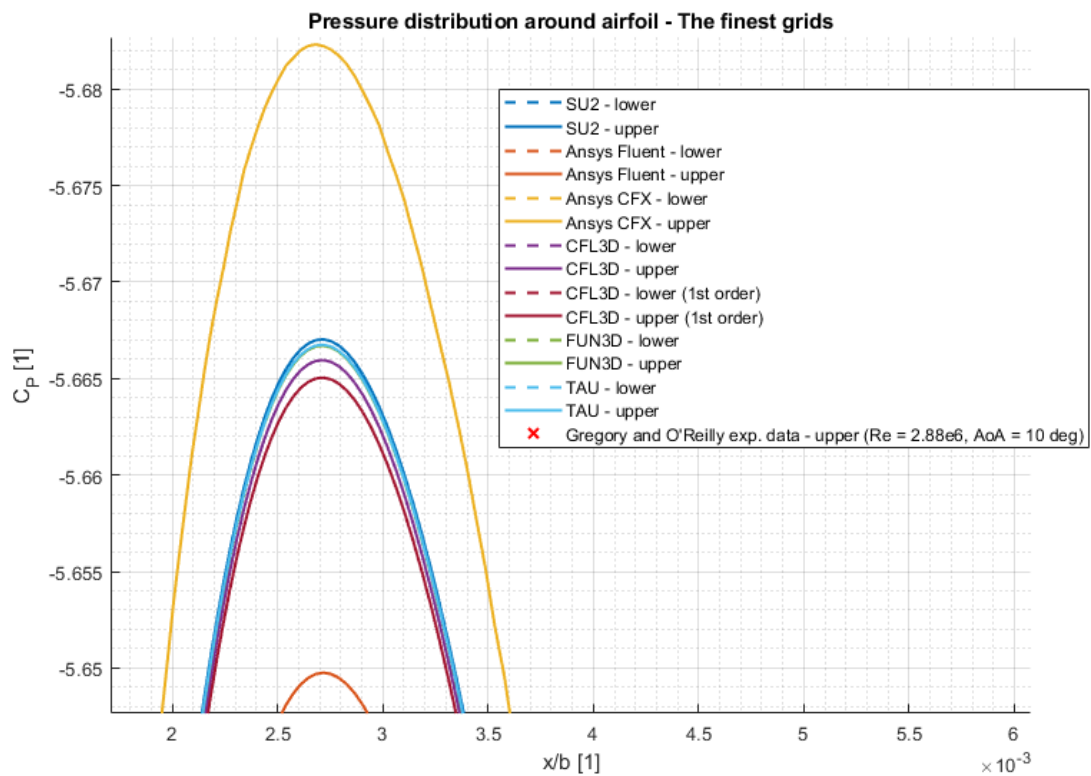
Obr. 29 Konvergence sítě, porovnání výsledků – C_{Mz}



Obr. 30 Konvergence sítě, porovnání výsledků – C_{Mz} (detail)



Obr. 31 Rozložení součinitele tlaku c_p podél profilu (nejjemnější síť), porovnání s experimentem



Obr. 32 Rozložení součinitele tlaku c_p podél profilu (nejjemnější síť), porovnání s experimentem (detail)

3.1.5 Porovnání – 2D výpočet

Při pohledu do Tab. 10 až Tab. 12 a na Obr. 25 Konvergence sítě, porovnání výsledků – c_L Obr. 25 až Obr. 32 je vidět dobrá shoda mezi jednotlivými výsledky. Z Obr. 25, Obr. 27 a Obr. 29 je vidět, že výsledky při různě jemných sítích konvergují k téměř stejnému řešení. Při uvažování součinitele vzlaku, odporu a klopivého momentu je při porovnání výsledků na nejjemnější síti s výsledky z řešičů CFL3D, FUN3D a TAU vidět nejlepší shoda u řešiče SU2. Např. u součinitele odporu na Obr. 28, je vidět téměř perfektní shoda. Naopak nejhorší shoda s výsledky z CFL3D, FUN3D a TAU je vidět u Ansys Fluentu. Experimentální hodnoty součinitele vzlaku, odporu a klopivého momentu jsou vesměs nižší než hodnoty vypočtené. To může být způsobeno rozdílnými podmínkami mezi experimentem a CFD výpočtem, např. u CFD výpočtu bylo uvažováno plně turbulentní proudění s okrajovou podmínkou ve velké vzdálenosti od profilu a naproti tomu při experimentu byl model připevněn ke kruhovým koncovým deskám ve stěnách aerodynamického tunelu (data jsou korigovány na standardní okrajové efekty nízkorychlostního aerodynamického tunelu) (Ladson, 1988). Nejlepší shoda s experimentem je u součinitele odporu. V Tab. 13 jsou uvedené relativní odchylky součinitelů vzlaku, odporu a klopivého momentu získané z výpočtů na nejjemnější síti v SU2, Ansys Fluentu a Ansys CFX vůči součinitelům z SU2. Odchylky jsou počítány z hodnot v Tab. 10 až Tab. 12.

Tab. 13 Relativní odchylky součinitelů vzlaku c_L , odporu c_D a klopivého momentu c_{Mz} , pro provedené výpočty na nejjemnější síti

	SU2	Ansys Fluent	Ansys CFX
	Relativní odchylka [%] $\left(\frac{c - c_{SU2}}{c_{SU2}} \right) \cdot 100$		
c_L	0	-0,223 2	0,071 6
c_D	0	3,262 8	-2,902 1
c_{Mz}	0	3,160 6	-0,160 2

Na Obr. 31 a Obr. 32 je vidět rozložení součinitele tlaku podél profilu (pro nejjemnější síť). Všechny vypočítané výsledky ukazují dobrou shodu, jak mezi sebou, tak i s výsledky z CFL3D, FUN3D a TAU. Z Obr. 31 je také vidět velice slušná shoda s experimentem. Na Obr. 32 je vidět porovnání „peaku“ na sací straně profilu. V tomto místě je patrný největší rozdíl mezi jednotlivými CFD výsledky. Nejlepší shodu s výsledky z CFL3D, FUN3D a TAU ukazuje opět výsledek z SU2.

3.2 Třírozměrný výpočet

Případ, který jsem v rámci třírozměrného výpočtu počítal byl **třetí případ z 6th AIAA CFD Drag Prediction Workshopu (DPW-6)**, popsáný v 2.3.1. Jedná se celkem o sedm výpočtů při sedmi úhlech náběhu na sedmi středně velkých výpočtových sítích. Vzhledem k výpočtu ve třech různých řešičích se jednalo celkem o 21 výpočtů. Podmínky pro tento případ jsou, viz 2.3.1:

$$M = 0,85$$

$$Re = 5 \cdot 10^6$$

$$T_{ref} = 100 \text{ °F} = 310,928 \text{ K} \dots \text{ referenční teplota}$$

$$AoA = [2,5 \ 2,75 \ 3,00 \ 3,25 \ 3,50 \ 3,75 \ 4,00]^\circ \dots \text{ úhly náběhu}$$

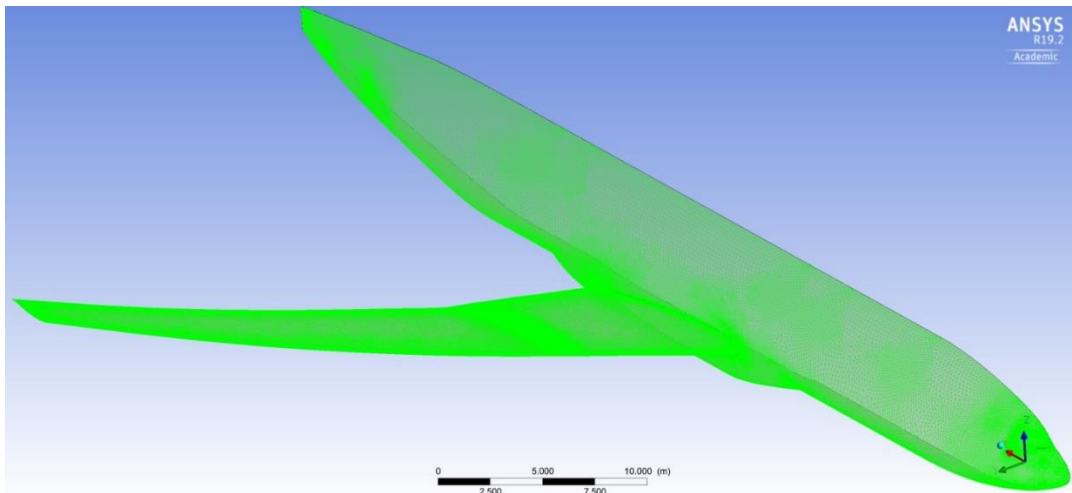
Požadavky na **Prandtlovo číslo**, **turbulentní Prandtlovo číslo** a **poměr měrných tepelných konstant** jsem uvažoval stejné, jako mělo být uvažováno v případě 2D výpočtu, viz 3.1. Stejně tak jsem pro výpočet dynamické viskozity opět použil **Sutherlandův vzorec**, rovnice (13), s následujícími hodnotami konstant:

$$S = 110,333$$

$$T_{ref} = 310,928 \text{ K}$$

$\mu_{ref} = 1,8987 \cdot 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$... odpovídá referenční teplotě; hodnotu jsem opět pro vzduch získal pomocí E-tabulek (Jahoda, c2012-2020)

Pro výpočty jsem vzhledem k jejich menší velikosti a tím i menší náročnosti výpočtů použil **nestrukturované výpočtové sítě se smíšenými elementy „Boeing Babcock”**, k jejichž odkazům ke stažení se bylo možné dostat z webové stránky (Index of /DPW6/Boeing_Babcock_Unstructured_CC.REV00, 2020). Výpočtové sítě jsou dostupné s příponou .b8.ugrid. Sítě jsem po stažení, pomocí programu CGNSview ve verzi 3.2 (CGNSLibrary verze 3.4) převedl do formátu CGNS a upravoval (okrajové podmínky, část vnitřních pojmenování). Pohled na výpočtovou síť na povrchu modelu s aeroelastickými vychýlkami při úhlu náběhu $3,25^\circ$ je možné vidět na Obr. 33. U výpočtových sítí jsem měnil měřítko z palců na metry ($\cdot 0,0254$). To jsem pro výpočty v SU2 provedl pomocí SU2_DEF, čímž jsem převedl sítě ve formátu CGNS na sítě ve formátu SU2. Pro výpočty v Ansys Fluent jsem CGNS sítě importoval do režimu síťování, kde jsem pomocí Mesh > Manage... změnil měřítko. Následně jsem sítě uložil s příponou .msh. Ty jsem poté načítal do režimu řešení. Pro výpočty v Ansys CFX jsem importoval síť ve formátu CGNS, kde jsem ve volbách zvolil jednotky sítě jako palce.



Obr. 33 Výpočtová síť na povrchu modelu s aeroelastickými vychýlkami při úhlu náběhu $3,25^\circ$; z CFX-Pre

3.2.1 Výpočet pomocí SU2

Pro výpočet 3D případu, pomocí SU2, jsem použil stejné nastavení jako je v Tab. 7 s následující změnou:

Tab. 14 Změna nastavení SU2 (3D výpočet)

Okrajové podmínky	Farfield No-slip wall, constant heatflux = 0 W/m^2 Symmetry
-------------------	---

Příklad konfiguračního souboru použitého pro část výpočtu s úhlem náběhu $2,5^\circ$ je přiložen jako příloha č. 2.

Konvergenci jsem, opět jako v případě 2D výpočtu, sledoval pomocí hodnoty RMS reziduí hustoty, \log_{10} hodnoty RMS reziduí hustoty je pro všechny provedené výpočty menší než -10 . \log_{10} konečných hodnot všech RMS reziduí je pro všechny výpočty menší než -5 . Po výpočtu jsem kontroloval i změnu součinitele odporu v rámci posledních pětiset iterací. Ten se pro všechny výpočty na prvních osmi desetinných místech nezměnil.

3.2.2 Výpočet pomocí Ansys Fluent

Výpočet 3D případu v Ansys Fluent jsem provedl s nastavení uvedeným v Tab. 8 s následujícími změnami:

Tab. 15 Změny v nastavení Ansys Fluent (3D výpočet)

Řešič	Density-Based Steady Energy Equation
Okrajové podmínky	Pressure Far-Field (Gauge Pressure: 4 025,596 Pa; Mach Number: 0,85; Turbulent Viscosity Ratio: 10; Temperature: 310,928 K) Wall (Stationary Wall; No Slip; Standard Roughness Models; Roughness Height: 0 m; Heat Flux: 0 W/m ² ; Heat Generation Rate: 0 W/m ³) Symmetry Interior Operating Pressure: 0 Pa
Metody řešení	Formulation: Implicit Flux Type: Roe-FDS Prostorová diskretizace: Gradient: Green-Gauss Node Based (Green-Gauss Cell Based – u výpočtu pro úhel náběhu 3,75° a 4°) Flow: Second Order Upwind (First Order Upwind – u výpočtu pro úhel náběhu 3,75° a 4°) Modified Turbulent Viscosity: Second Order Upwind (First Order Upwind – u výpočtu pro úhel náběhu 3,75° a 4°)
Metody Inicializace (inicializace byla prováděna pro část výpočtů v první zjednodušené fázi, pro ostatní výpočty jsem využil interpolace, viz dále)	Hybrid Initialization

Hodnoty složek směru proudění v nastavení okrajové podmínky „Pressure Far-Field“ jsem spočítal a vložil jako složky jednotkového vektoru rychlosti pro úhly náběhu dle podmínek pro případ.

Absolutní tlak na okrajové podmínce „Pressure Far-Field“ jsem počítal stejně jako v případě 2D výpočtu, viz 3.1.2:

$$a_{\infty} = \sqrt{\kappa \cdot r \cdot T_{\infty}} = \sqrt{1,4 \cdot 287,058 \cdot 310,928} = 353,491\ 326\ 3\ \text{m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (26)$$

$$M = 0,85 \rightarrow v_{\infty} = M \cdot a_{\infty} = 0,85 \cdot 353,491\ 326\ 3 = 300,467\ 627\ 4\ \text{m/s} \quad (27)$$

$$\mu_{\infty} = 1,898\ 7 \cdot 10^{-5} \cdot \left(\frac{310,928}{310,928}\right)^{1,5} \frac{310,928 + 110,333}{310,928 + 110,333} = 1,898\ 7 \cdot 10^{-5}\ \text{Pa} \cdot \text{s} \quad (28)$$

$$\rho_{\infty} = \frac{Re \cdot \mu_{\infty}}{v_{\infty} \cdot b_{SAT}} = \frac{5 \cdot 10^6 \cdot 1,8987 \cdot 10^{-5}}{300,4676274 \cdot 7,00532} = 0,04510250763 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \quad (29)$$

$$p_{\infty} = r \cdot T_{\infty} \cdot \rho_{\infty} = 287,058 \cdot 310,928 \cdot 0,04510250763 = 4025,595896 \text{ Pa} \quad (30)$$

→ **4 025,596 Pa**

b_{SAT} ... viz Tab. 1

Hodnoty všech „globally scaled“ reziduí jsou pro všechny výpočty nižší než $1 \cdot 10^{-5}$. Součinitel odporu v ose x se pro všechny výpočty v rámci posledních padesáti iterací na šestém desetinném místě nezměnil.

Pro část výpočtů jsem před zahájením výpočtu využil funkci „Interpolate...“ a interpoloval jsem hodnoty z již spočítaného výpočtu při jiném úhlu náběhu a na jiné síti.

3.2.3 Výpočet pomocí Ansys CFX

Nastavení použité pro třírozměrný výpočet je v Tab. 9 **Chyba! Nenalezen zdroj odkazů.** s následujícími změnami:

Tab. 16 Změny v nastavení Ansys CFX (3D výpočet)

Referenční tlak	0 Pa
Materiál (definován vlastní)	<p>Material Properties Option: General Material</p> <p>Equation of State: Option – Ideal Gas, Molar Mass – 28,964 kg/kmol</p> <p>Specific Heat Capacity (Type: Constant Pressure): 1 004,703 J/(kg · K)</p> <p>Dynamic Viscosity Option: Sutherlands Formula</p> <p>Thermal Conductivity: Hodnota definována pomocí „Expressions“. Výpočet pomocí měrné tepelné kapacity za konstantního tlaku c_p, dynamické viskozity μ a Prandtlova čísla $Pr = 0,72$ dle vztahu:</p> $\lambda = \frac{c_p \cdot \mu}{Pr}$
Okrajové podmínky	<p>Inlet – okraje domény bez zadní (výstupní) plochy a plochy v rovině symetrie (Flow Regime: Subsonic; Mass and Momentum: Option: Cart. Vel. Components; Turbulence: Option – Intensity and Eddy Viscosity Ratio, Fractional Intensity – 0,05, Eddy Viscosity Ratio – 10; Heat Transfer: Static Temperature – 310,928 K)</p> <p>Outlet – pro zadní (výstupní) plochu okraje domény (Flow Regime: Subsonic; Mass And Momentum: Option – Static Pressure, Relative Pressure – 4 025,596 Pa)</p> <p>Wall (Mass, And Momentum: No Slip Wall; Wall Roughness: Smooth Wall; Heat Transfer: Adiabatic)</p> <p>Symmetry</p>

Nastavení řešiče	Advection Scheme: Specified Blend Factor – 0,3 Turbulence Numerics: High Resolution
Globální inicializace (mimo první zjednodušené fáze výpočtu na dané síti jsem v dalších fázích výpočtu, na téže síti, pokud bylo potřebné přerušit výpočet, využíval výsledky z předchozí fáze výpočtu jako inicializační hodnoty)	Cartesian Velocity Components: Automatic with Value Static Pressure: Automatic (mimo první zjednodušenou fázi výpočtu u výpočtu při úhlu náběhu 2,75°, tam Automatic with Value) Temperature: Automatic with Value Turbulence Fractional Intensity: Automatic with Value Turbulence Eddy Viscosity Ratio: Automatic with Value <i>Hodnoty u „Automatic with Value“ odpovídají hodnotám z okrajové podmínky „Inlet“.</i>

Hodnota absolutního tlaku na okrajové podmínce „Outlet“ 4 025,596 Pa je stejná jako hodnota při 3D výpočtu v Ansys Fluent na okrajové podmínce „Pressure Far-Field“.

Do nastavení okrajové podmínky „Inlet“ jsem zadal složky vektoru rychlosti pro úhly náběhu dle podmínek pro případ.

V rámci všech výpočtů bylo dosaženo hodnot RMS reziduí „RMS P-Mass“, „RMS U-Mom“, „RMS V-Mom“ a „RMS W-Mom“ menších než $1 \cdot 10^{-5}$. Hodnoty RMS reziduí „RMS H-Energy“ byly v poslední iteraci všech výpočtů menší než $1 \cdot 10^{-5}$ a hodnoty RMS reziduí „RMS Eddy Viscosity“ byly v poslední iteraci všech výpočtů menší než $1 \cdot 10^{-3}$.

Složky normálových sil na křídlo a trup ve směrech X a Z byly dle grafů u všech výpočtů v konečné části iterací bez patrných změn.

3.2.4 Výsledky

Vypočtené výsledky jsem porovnal s experimentálními hodnotami získanými na webu NASA Common Research Modelu (NASA Common Research Model, b. r.) vyhledanými pomocí Experiment Results Search. Jedná se o výsledky High Speed Common Research Modelu v konfiguraci křídlo-trup naměřené v Ames 11-ft Wind Tunnel, číslo testu 216 a číslo běhu 130 (v grafech označené jako exp. Ames, t216R130) a v Langley National Transonic Facility, číslo testu 197 a číslo běhu 51 (v grafech označené jako exp. NTF, t197R51 a jako exp. NTF, t197R51p). Výsledné součinitele vztlaku, odporu a klopivého momentu i k nim přiřazené úhly náběhu jsou korigované. Součinitele tlaku spolu s uvedenými úhly náběhu α jsou ze staženého souboru.

Dále jsem výsledky porovnával s některými výsledky spočítanými v rámci 6th AIAA CFD Drag Prediction Workshopu. A to z HPCMP CREATETM-AV COFEE s použitým modelem turbulence SA-neg QCR-2000 (Glasby, 2016) (v grafech označené jako DPW6 COFEE, SA-neg QCR-2000), z FUN3D s použitým modelem turbulence k-kL-MEAH2015 a žádným limiterem (Abdol-hamid, 2016) (v grafech označené jako DPW6 FUN3D, k-kL-MEAH2015 (no limiter)) a z CFD++ s použitým modelem turbulence SA (Edge, 2016) (v grafech označené jako DPW6 CFD++, SA). Výsledky jsou s použitými nestrukturovanými sítěmi a to Geolab pro FUN3D, Boeing pro CFD++ a vlastní pro HPCMP CREATETM-AV COFEE (Tinoco, 2016). Hodnoty z grafů jsem „digitalizoval“ pomocí programu WebPlotDigitizer ve verzi 4.1. Úhly náběhu, použité následně v grafech, jsou přesné úhly náběhu dle podmínek pro případ. Digitalizované výsledky je nutno brát jako přibližné.

Porovnání vztlakových čar je na Obr. 34, odporové čáry na Obr. 35 a momentové křivky na Obr. 36. Výsledné hodnoty součinitelů vztlaku, odporu a klopivého momentu (c_L , c_D a c_{My}) jsou v Tab. 17, Tab. 18 a Tab. 19.

Rozložení součinitele tlaku v řezech křídla po rozpětí (bezrozměrná vzdálenost $\eta = y/(l/2) = 0,131; 0,201; 0,283; 0,397; 0,502; 0,603; 0,727; 0,846; 0,950$), pro vybrané úhly náběhu jsou zobrazena na Obr. 37, Obr. 38 a Obr. 39. Ukázka rozložení součinitele tlaku na povrchu křídla a trupu je pro úhel náběhu $3,5^\circ$ a pro výpočet v SU2 zobrazeno na Obr. 40 a Obr. 41.

Součinitele tlaku pro Ansys Fluent a Ansys CFX jsem stejně, jako v případě 2D výpočtu počítal dle vztahu (25), kde:

$$p_\infty = 4\,025,595\,896 \text{ Pa ... viz rovnice (30)}$$

$$\rho_\infty = 0,045\,102\,507\,63 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \text{ ... viz rovnice (29)}$$

$$v_\infty = 300,467\,627\,4 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \text{ ... viz rovnice (27)}$$

p ... absolutní tlak získaný z výsledků výpočtů pro jednotlivé úhly náběhu

Pro SU2 byly vzaty hodnoty součinitelů tlaku přímo z výsledků.

Tab. 17 Výsledné hodnoty součinitelů vztlaku c_L pro počítané úhly náběhu α

	SU2	Ansys Fluent	Ansys CFX
α [°]	c_L [1]		
2,5	0,506 802 089 7	0,511 871 061	0,463 890 128
2,75	0,539 999 985 1	0,545 964 157	0,470 159 083
3	0,573 737 438 5	0,579 284 949	0,499 383 495
3,25	0,604 617 468 2	0,609 374 623	0,530 499 835
3,5	0,628 916 375	0,599 409 341	0,559 868 720
3,75	0,645 272 514 5	0,630 005 647	0,585 358 331
4	0,625 747 947 7	0,657 204 635	0,614 239 052

Tab. 18 Výsledné hodnoty součinitelů odporu c_D pro počítané úhly náběhu α

	SU2	Ansys Fluent	Ansys CFX
α [°]	c_D [1]		
2,5	0,026 327 407 34	0,027 612 183	0,046 586 603
2,75	0,028 392 561 25	0,029 762 239	0,047 646 025
3	0,030 831 876 44	0,032 274 715	0,051 594 000
3,25	0,033 909 274 07	0,035 345 569	0,052 517 698
3,5	0,037 361 542 82	0,036 325 253	0,055 810 384
3,75	0,041 013 207 69	0,053 672 275	0,057 350 645
4	0,040 893 841 16	0,058 467 730	0,062 007 840

Tab. 19 Výsledné hodnoty součinitelů klopivého momentu c_{My} pro počítané úhly náběhu α

	SU2	Ansyes Fluent	Ansyes CFX
α [°]	c_{My} [1]		
2,5	-0,096 286 846 45	-0,101 942 429	-0,094 288 515
2,75	-0,099 349 569 83	-0,105 298 942	-0,091 449 151
3	-0,103 183 248	-0,108 032 296	-0,095 223 761
3,25	-0,104 785 702 4	-0,109 921 988	-0,098 165 092
3,5	-0,102 684 824 8	-0,106 588 628	-0,100 492 428
3,75	-0,093 852 333 93	-0,108 298 346	-0,103 104 467
4	-0,087 537 313	-0,111 073 562	-0,107 563 609

Obdobně jako v případě dvourozměrného výpočtu jsou hodnoty součinitelů pro SU2 v Tab. 17, Tab. 18, Tab. 19, Obr. 34, Obr. 35 a Obr. 36 přímo hodnoty z „history“ souborů, ale v tom případě jsou bez změněného znaménka pro součinitel klopivého momentu. Pro Ansyes Fluent a Ansyes CFX jsem opět součinitele počítal dle vztahů (22), kde:

$$M_z = M_y$$

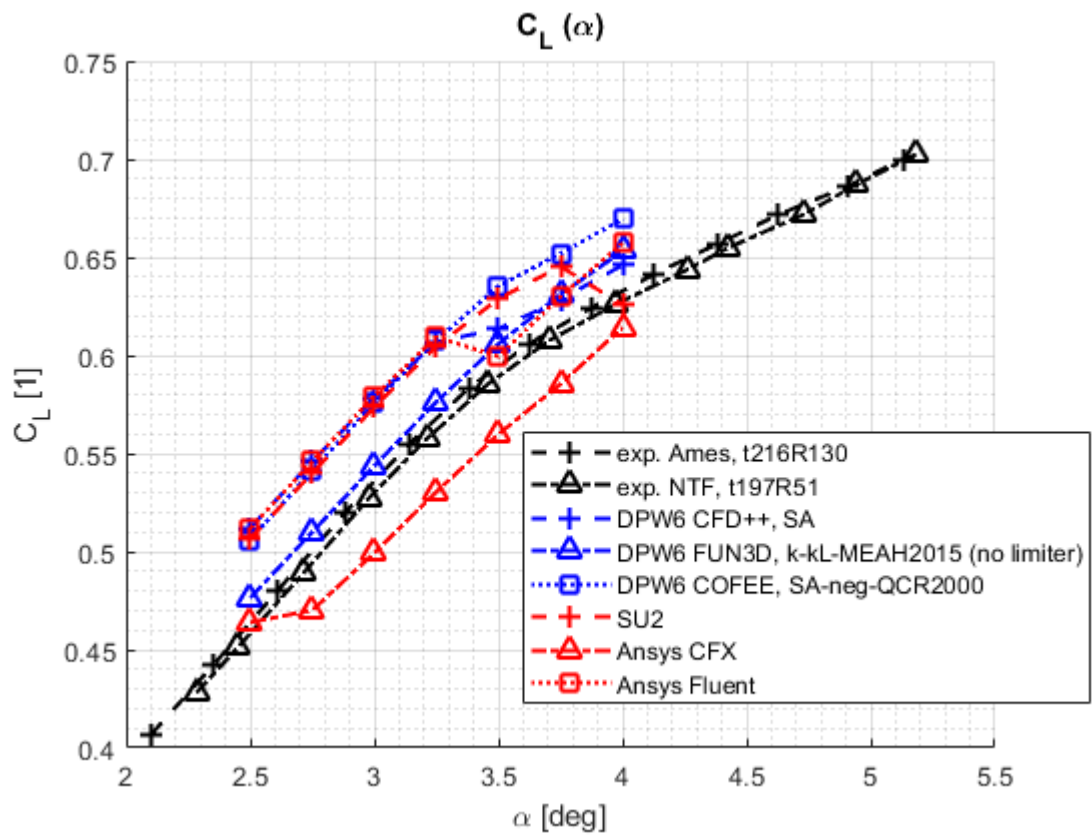
$$\rho_\infty = 0,045\ 102\ 507\ 63\ \text{kg} \cdot \text{m}^{-3} \dots \text{viz rovnice (29)}$$

$$v_\infty = 300,467\ 627\ 4\ \text{m} \cdot \text{s}^{-1} \dots \text{viz rovnice (27)}$$

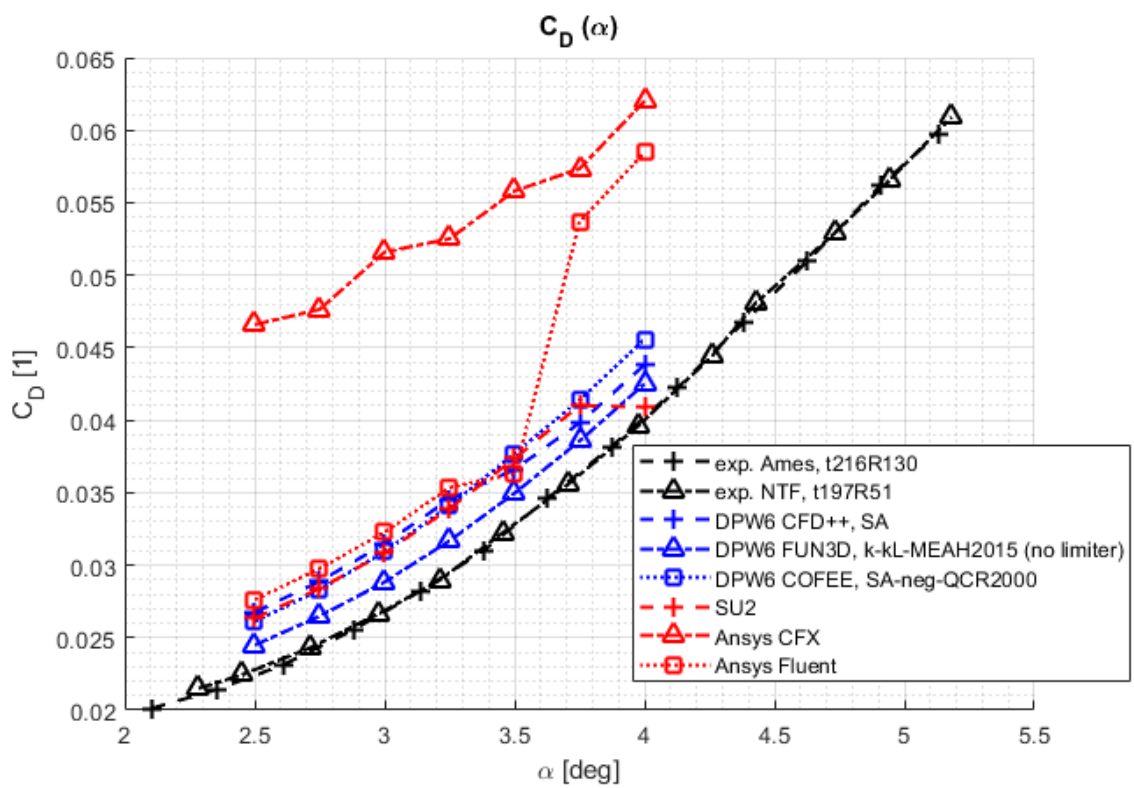
$$b = b_{SAT} = 7,005\ 32\ \text{m} \dots \text{viz Tab. 1}$$

$$S = S_{ref}/2 = 383,689\ 555\ 2/2 = 191,844\ 8\ \text{m}^2 \dots S_{ref} - \text{viz Tab. 1}$$

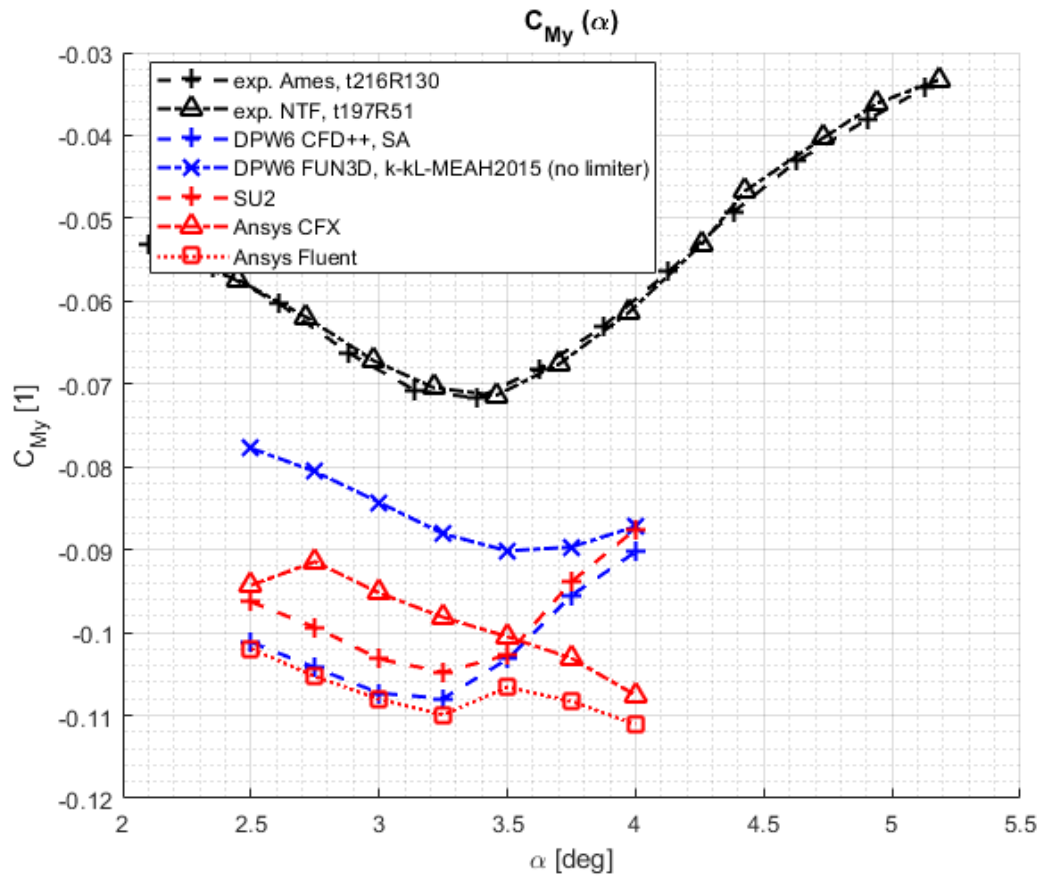
A obdobně, jako v případě dvourozměrného výpočtu, jsem hodnoty vztlaku L a odporu D , použité ve výpočtu součinitelů, počítal z výsledných sil ve vodorovné a svislé ose, tentokrát sil X a Z , s pomocí úhlů náběhu. Hodnoty klopivých momentů ve směru osy y , M_y , v souřadném systému posunutém do souřadnic X_{ref} , Y_{ref} a Z_{ref} , viz Tab. 1, jsou hodnoty získané z provedených výpočtů.



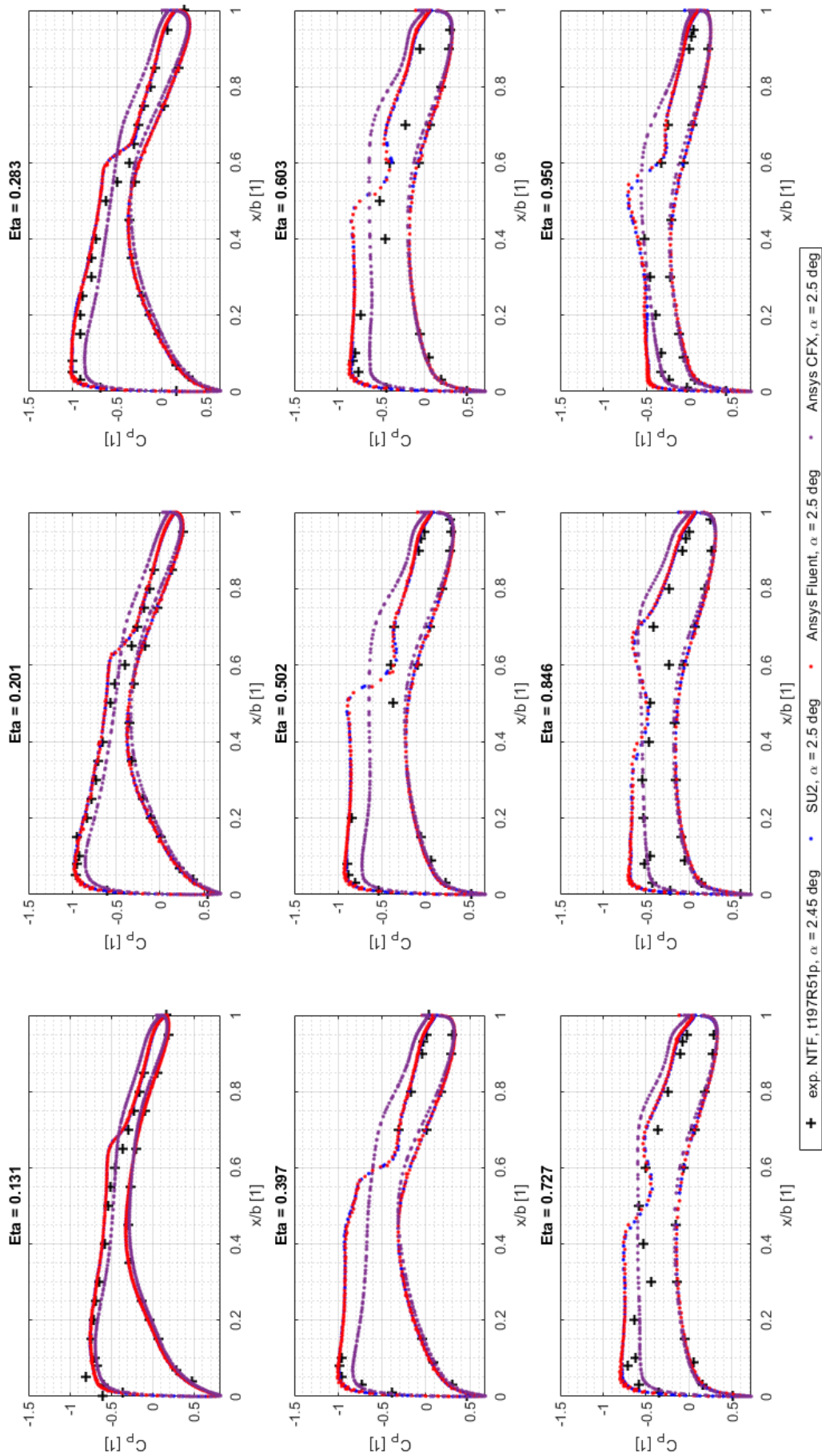
Obr. 34 Vztlakové čáry



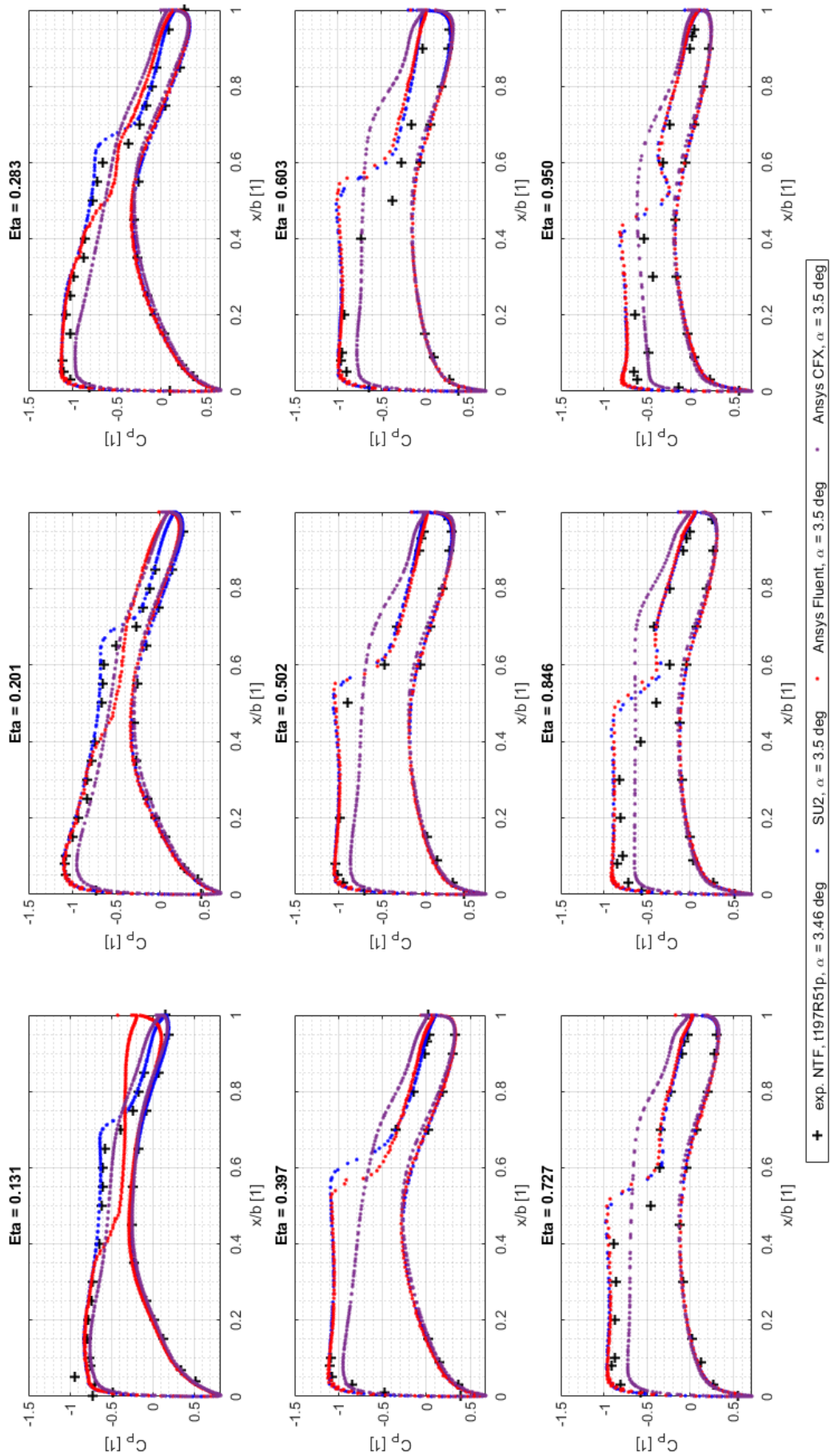
Obr. 35 Odporové čáry



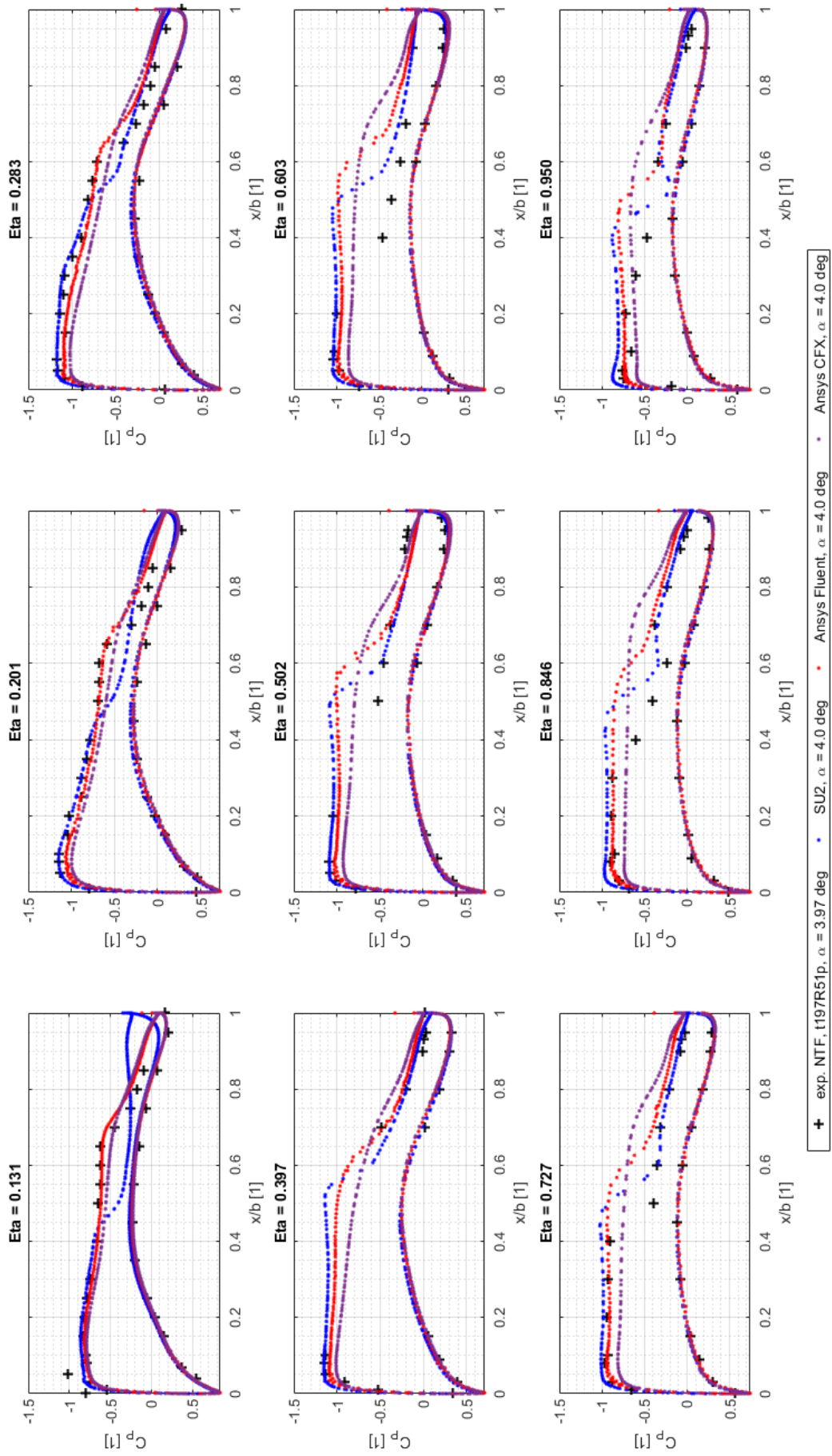
Obr. 36 Momentové křivky



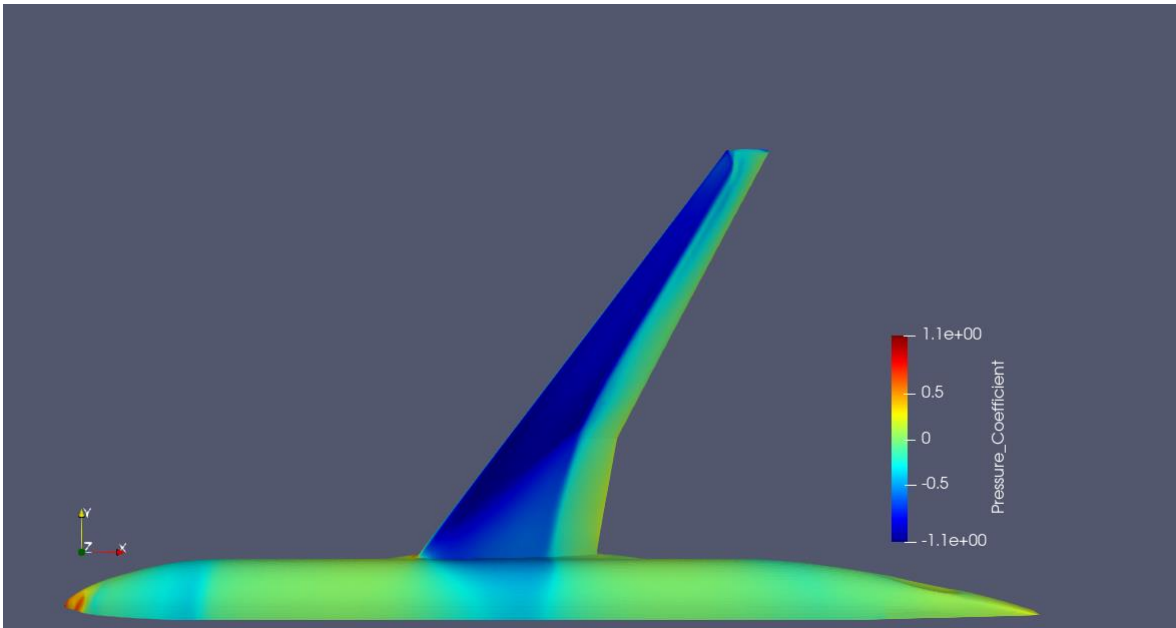
Obr. 37 Rozložení součinitele tlaku v řezech křídla, $\alpha = 2,5^\circ$



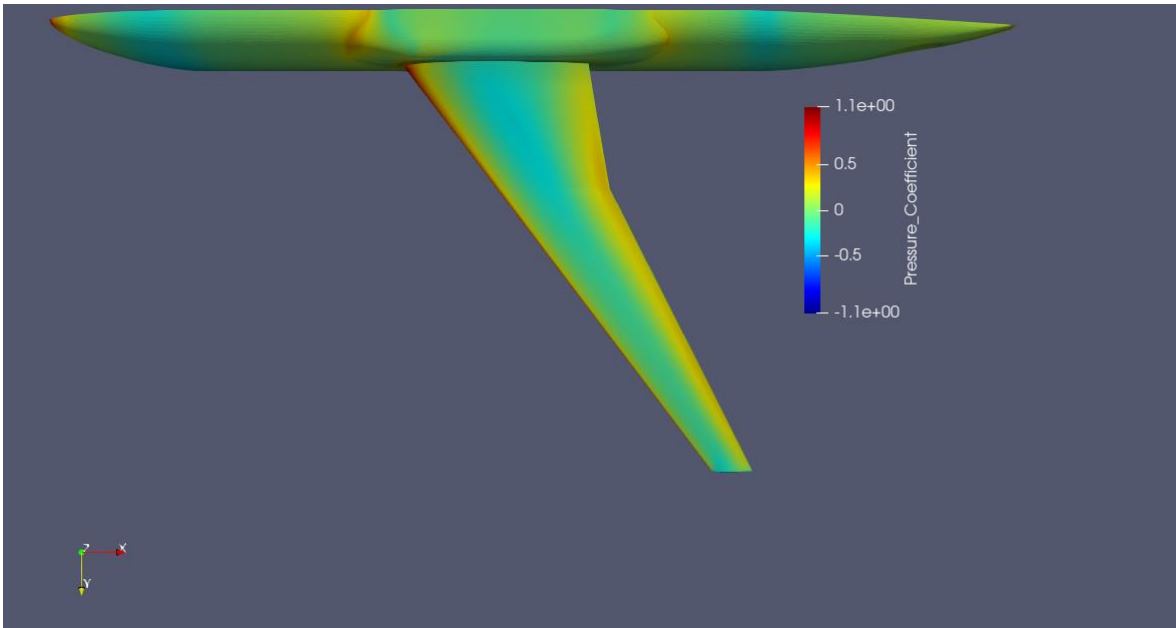
Obr. 38 Rozložení součinitele tlaku v řezech křídla, $\alpha = 3,5^\circ$



Obr. 39 Rozložení součinitele tlaku v řezech křídla, $\alpha = 4^\circ$



Obr. 40 Rozložení součinitele tlaku na povrchu modelu; úhel náběhu 3,5°; výpočet v SU2; pohled shora



Obr. 41 Rozložení součinitele tlaku na povrchu modelu; úhel náběhu 3,5°; výpočet v SU2; pohled zdola

3.2.5 Porovnání – 3D výpočet

Ze vztlkových čar, odporových čar a momentových křivek na Obr. 34, Obr. 35 a Obr. 36, je vidět následující:

Součinitel vztlaku je pro výpočet v Ansys CFX vzhledem k experimentu a ostatním CFD výsledkům nižší. To neplatí pro hodnotu při úhlu náběhu $2,5^\circ$, kde odpovídá experimentálním výsledkům.

Vztlková čára pro výpočty v Ansys Fluent a SU2 do úhlu náběhu $3,25^\circ$ odpovídá vztlkovým čarám pro COFEE a CFD++.

Z výsledků výpočtu pro Ansys Fluent je vidět, že pro úhel náběhu $3,5^\circ$ se součinitel vztlaku snížil. Z toho lze usuzovat, že mezi úhly náběhu $3,25^\circ$ a $3,5^\circ$ dochází nejspíše k odtržení mezní vrstvy. Snížení součinitele vztlaku ukazuje i výsledek pro úhel náběhu 4° z výpočtu pro SU2. Tento pokles v součiniteli vztlaku však experimentální hodnoty neukazují.

Součinitele vztlaku jsou pro výpočty v Ansys Fluent a SU2 vyšší než experimentální hodnoty. Mimo hodnotu pro výpočet v SU2 při úhlu náběhu 4° . Vyšší hodnoty součinitelů vztlaku jsou ale vidět i pro všechny zobrazené výsledky z DPW6.

Součinitele odporu, pro výpočty v Ansys CFX jsou výrazně vyšší než ostatní hodnoty zobrazené v grafu. To by mohlo být vzhledem k nižším hodnotám součinitelů vztlaku způsobeno nedostatečnou konvergencí.

Pro výpočet v Ansys Fluentu jsou hodnoty součinitele odporu do úhlu náběhu $3,5^\circ$ v blízkosti zobrazených hodnot z DPW6 a hodnot z výpočtu v SU2. Pro úhel náběhu $3,75^\circ$ a 4° se hodnoty blíží hodnotám z výpočtu v Ansys CFX.

Odporová čára pro výpočet v SU2 nejlépe odpovídá výsledkům z DPW6 a experimentálním hodnotám. Pro úhel náběhu 4° je viditelná odchylka od tvaru odporových čar z DPW6 a experimentů.

Všechny zobrazené součinitele odporu z CFD výpočtů jsou vyšší než experimentální hodnoty.

Momentová křivka pro výpočet v SU2 má obdobnou křivost jako experimentální hodnoty a zobrazené hodnoty z DPW6, naopak momentová křivka pro Ansys CFX má spíše konkávní charakter. Hodnoty součinitele klopivého momentu pro výpočet v SU2 jsou blízko hodnot pro CFD++.

Momentová křivka pro Ansys Fluent do úhlu náběhu $3,5^\circ$ včetně poměrně hezky kopíruje momentovou křivku pro CFD++. Poté je vidět odklon a přiblížení hodnot k hodnotám z výpočtu v Ansys CFX.

Všechny zobrazené součinitele klopivého momentu získané pomocí CFD výpočtů jsou nižší než experimentální hodnoty.

Z porovnání rozložení součinitelů tlaku v řezech křídla (Obr. 37, Obr. 38 a Obr. 39) je vidět:

Při úhlu náběhu $2,5^\circ$ vypadají rozložení tlaku pro výpočet v SU2 stejně jako pro výpočet v Ansys Fluentu. Od experimentálních hodnot se hodnoty rozložení tlaku na sací straně křídla pro výpočet v Ansys Fluentu a SU2 v určitých řezech mírně liší.

Při úhlu náběhu $3,5^\circ$ již lze na sací straně křídla vidět mírné odlišnosti v rozložení součinitele tlaku pro výpočty v Ansys Fluentu a SU2, a to v řezech $\eta = 0,131$, $\eta = 0,201$, $\eta = 0,283$ a $\eta = 0,397$. V řezech $\eta = 0,131$, $\eta = 0,201$ a $\eta = 0,283$ je pro hodnoty z výpočtu v SU2 vidět zřetelná rázová vlna oproti hodnotám z výpočtu v Ansys Fluentu. Hodnoty z výpočtu v SU2 ukazují v těchto případech lepší shodu s experimentálními hodnotami. Obecně je z hodnot pro výpočet v Ansys Fluentu a

SU2 pro úhel náběhu $3,5^\circ$ vidět posunutí rázové vlny k odtokové hraně ve srovnání s experimentálními hodnotami.

Při úhlu náběhu 4° jsou ve vzdálenosti zhruba $x/b = 0,6$ vidět mírné odlišnosti v rozložení tlaku pro výpočet v Ansys Fluentu a SU2. Při porovnání rozložení pro výpočet v Ansys Fluentu a SU2 s experimentálními hodnotami v řezech $\eta = 0,131$, $\eta = 0,201$ a $\eta = 0,283$ je vidět, že rozložení pro výpočet v Ansys Fluentu lépe kopíruje rozložení experimentálních hodnot. To je v ostatních řezech opačně. Opět je při úhlu náběhu 4° možné vidět jiné polohy snížení součinitele tlaku.

Nejvíce znatelná odlišnost pro rozložení součinitele tlaku pro výpočet v Ansys CFX při porovnání s hodnotami z Ansys Fluentu, SU2 a s experimentálními hodnotami je v tom, že při úhlech náběhu $2,5^\circ$, $3,5^\circ$ a 4° nevykazuje na sací straně křídla v žádném ze zobrazených řezů výrazný skok.

4 Závěr

V rámci diplomové práce jsem provedl celkem 41 CFD výpočtů ve třech různých řešičích, a to v Ansys Fluentu, Ansys CFX a SU2. V rámci práce jsem výpočet provedl jak pro dvourozměrný případ – profil NACA 0012, tak pro trojrozměrný případ – NASA Common Research Model v konfiguraci křídlo-trup.

Výsledné součinitele vztlaku, odporu a klopivého momentu jsou v práci uvedeny celkem v šesti tabulkách. Pro porovnání výsledků s experimentálními hodnotami a ostatními CFD výpočty jsou výsledky vyneseny do grafů.

Pro dvourozměrný případ konvergovali výsledky součinitelů vztlaku, odporu a klopivého momentu z výpočtů na jednotlivých jemnostech sítě k téměř stejnému řešení. Maximální relativní chyba vůči výsledkům z SU2 v absolutní hodnotě se rovná 3,26%. Tato chyba je pro součinitel odporu z výpočtu v Ansys Fluentu. Nejlepší shoda s experimentálními hodnotami je ze všech zobrazených dvourozměrných CFD výpočtů vidět u součinitele odporu. Rozložení tlaku na horní a spodní straně profilu NACA 0012 vykazuje dobrou shodu mezi výsledky z mnoha počítaných výpočtů, experimentem a ostatními CFD výsledky. Obecně u dvourozměrného případu dosahují nejlepší shody s ostatními CFD výpočty výsledky z výpočtů v SU2, naopak nejhorší shodu ukazují výsledky z výpočtů v Ansys Fluentu.

Pro třírozměrný případ nejsou ze vztlakových, odporových a momentových čar, až na část hodnot součinitele odporu a součinitele klopivého momentu, vidět velké rozdíly v hodnotách jednotlivých součinitelů při porovnání s ostatními CFD výpočty a experimentálními hodnotami. Při úhlech náběhu 2,5°, 3,5° a 4° experimentálními hodnotám nejlépe odpovídají hodnoty rozložení součinitele tlaku z výpočtů v Ansys Fluentu a SU2. Pro zobrazená rozložení součinitele tlaku není v hodnotách pro výpočet v Ansys CFX vidět výrazný skok, tedy výrazná rázová vlna.

Z výsledků předložených v práci je vidět, že CFD řešič s otevřeným zdrojovým kódem (SU2) dokáže velice dobře predikovat proudění kolem profilu a modelu letadla. Obecně všechny porovnávané výsledky ukazují poměrně dobrou shodu s experimentálními hodnotami a výsledky z jiných CFD výpočtů.

Při dalším porovnání CFD řešičů, s kterými jsem pracoval v této práci, bych uvažoval o změně výpočtových sítí a změně modelů turbulence a zaměřil bych se hlavně na zajištění lepšího zkonvergování výpočtů.

5 Seznam použité literatury

2D NACA 0012 Airfoil Validation. *Turbulence Modeling Resource* [online]. NASA Langley Research Center, 08/01/2019 (Last Updated) [cit. 2020-06-29]. Dostupné z: https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html

2D NACA 0012 Airfoil Validation for Turbulence Model Numerical Analysis. *Turbulence Modeling Resource* [online]. NASA Langley Research Center, 11/08/2019 (Last Updated) [cit. 2020-03-17]. Dostupné z: https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012numerics_val.html

2D NACA 0012 Airfoil Validation for Turbulence Model Numerical Analysis - SA Model Results without Point Vortex BC. *Turbulence Modeling Resource* [online]. NASA Langley Research Center, 11/08/2019 (Last Updated) [cit. 2020-06-28]. Dostupné z: https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012numerics_val_sa_withoutpv.html

6th AIAA CFD Drag Prediction Workshop [online]. NASA, 3 August 2016 (Last Updated) [cit. 2020-03-01]. Dostupné z: <https://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/>

ABDOL-HAMID, Khaled S., Chris RUMSEY, Jan CARLSON a Mike PARK. DPW-6 Results Using FUN3D: With Focus on k-kL-MEAH2015 Turbulence Model. In: *6th AIAA CFD Drag Prediction Workshop* [online]. NASA, June 2016 [cit. 2020-03-01]. Dostupné z: https://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/Workshop6/presentations/2_02_DPW6_Pres_CLR8.pdf

ANSYS CFX Introduction [PDF dokumentace], August 2018. Release 19.2. Canonsburg (Pennsylvania): ANSYS [cit. 2020-03-17].

ANSYS CFX-Pre User's Guide [PDF dokumentace], August 2018. Release 19.2. Canonsburg (Pennsylvania): ANSYS [cit. 2020-03-17].

ANSYS CFX-Solver Manager User's Guide [PDF dokumentace], August 2018. Release 19.2. Canonsburg (Pennsylvania): ANSYS [cit. 2020-03-17].

ANSYS CFX-Solver Modeling Guide [PDF dokumentace], August 2018. Release 19.2. Canonsburg (Pennsylvania): ANSYS [cit. 2020-03-17].

ANSYS Fluent Getting Started Guide [PDF dokumentace], August 2018. Release 19.2. Canonsburg (Pennsylvania): ANSYS [cit. 2020-03-17].

ANSYS Fluent User's Guide [PDF dokumentace], August 2018. Release 19.2. Canonsburg (Pennsylvania): ANSYS [cit. 2020-03-17].

Configuration File. *SU2 | Multiphysics Simulation and Design Software* [online]. [cit. 2020-02-10]. Dostupné z: https://su2code.github.io/docs_v7/Configuration-File/

Convective Schemes. *SU2 | Multiphysics Simulation and Design Software* [online]. [cit. 2020-02-10]. Dostupné z: https://su2code.github.io/docs_v7/Convective-Schemes/

DPW-VI FORCE & MOMENT DATA SUBMITTAL FORM. In: *6th AIAA CFD Drag Prediction Workshop* [online]. NASA, Version 4 - 22 April 2016 [cit. 2020-03-02]. Dostupné z: https://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/Workshop6/forms/DPW-VI.DataForm_ForceMoment_v4.dat

DPW-VI FORCES AND MOMENTS - TURBULENCE MODEL VERIFICATION DATA SUBMITTAL FORM. In: *6th AIAA CFD Drag Prediction Workshop* [online]. NASA, Version 4 - 22 April 2016 [cit. 2020-03-02]. Dostupné z: https://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/Workshop6/forms/DPW-VI.DataForm_Case1_ForceMoment_Turbulence_v4.dat

DU, Pan a Ramesh K. AGARWAL, 2019. Numerical drag prediction of NASA Common Research Models using different turbulence models. *Computers & Fluids* [online]. **191** [cit. 2019-11-23]. DOI: 10.1016/j.compfluid.2019.104238. ISSN 00457930. Dostupné z: <https://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0045793018309113>

ECONOMON, Thomas D. Turbulent ONERA M6. In: *SU2 | Multiphysics Simulation and Design Software* [online]. [cit. 2020-07-01]. Dostupné z: https://su2code.github.io/tutorials/Turbulent_ONERAM6/

EDGE, Brian A. 6th AIAA CFD Drag Prediction Workshop: Summary of results from the CFD++ software suite. In: *6th AIAA CFD Drag Prediction Workshop* [online]. NASA, June 2016 [cit. 2020-03-01]. Dostupné z: https://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/Workshop6/presentations/1_12_MetacompTechnologies.pdf

Execution. *SU2 | Multiphysics Simulation and Design Software* [online]. [cit. 2020-02-10]. Dostupné z: https://su2code.github.io/docs_v7/Execution/

FREEMAN, Jacob A. a Christopher J. ROY, 2014. Verification and validation of Reynolds-averaged Navier–Stokes turbulence models for external flow. *Aerospace Science and Technology* [online]. **32**(1), 84-93 [cit. 2020-02-26]. DOI: 10.1016/j.ast.2013.11.004. ISSN 12709638. Dostupné z: <https://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S1270963813002022>

GLASBY, Ryan S., J. Taylor ERWIN, Douglas L. STEFANSKI, Steve L. KARMAN a W. Kyle ANDERSON. Results from HPCMP CREATETM-AV COFFE for Tasks 1-3 for DPW6. In: *6th AIAA CFD Drag Prediction Workshop* [online]. NASA, 16-17 June 2016 [cit. 2020-03-01]. Dostupné z: https://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/Workshop6/presentations/1_16_COFFE_DPW6.pdf

Governing Equations in SU2. *SU2 | Multiphysics Simulation and Design Software* [online]. [cit. 2020-02-10]. Dostupné z: https://su2code.github.io/docs_v7/Theory/

GREGORY, N. a C. L. O'REILLY, January, 1970. Low-Speed Aerodynamic Characteristics of NACA 0012 Aerofoil Section, including the Effects of Upper-Surface Roughness Simulating Hoar Frost [online]. [cit. 2020-07-14]. R. & M. No. 3726. Dostupné z: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.227.696&rep=rep1&type=pdf>

Grids - NACA 0012 Airfoil for Turbulence Model Numerical Analysis. Turbulence Modeling Resource [online]. NASA Langley Research Center, 11/26/2019 (Last Updated) [cit. 2020-03-17]. Dostupné z: https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012numerics_grids.html

History and Solution Output. *SU2 | Multiphysics Simulation and Design Software* [online]. [cit. 2020-02-10]. Dostupné z: https://su2code.github.io/docs_v7/Custom-Output/

Index of /DPW6/Boeing_Babcock_Unstructured_CC.REV00 [online], Last modified 03/06/2020. NASA [cit. 2020-04-28]. Dostupné z: https://dpw.larc.nasa.gov/DPW6/Boeing_Babcock_Unstructured_CC.REV00/

JAHODA, M., O. HOLEČEK a L. SCHREIBEROVÁ, c2012-2020. E-tabulky. In: ÚSTAV CHEMICKÉHO INŽENÝRSTVÍ [online]. Praha: VŠCHT, Ústav chemického inženýrství [cit. 2020-07-21]. Dostupné z: <http://uchi-old.vscht.cz/index.php?page=e-tabulky>

JASOND, 2005. Mesh classification. In: CFD-Wiki [online]. CFD Online, 15 May 2007 (last modified) [cit. 2020-02-29]. Dostupné z: https://www.cfd-online.com/Wiki/Mesh_classification

LADSON, Charles L., October 1988. Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section [online]. NASA [cit. 2020-07-14]. NASA TM-4074. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19880019495.pdf>

LOSTKING18. In: CFD Online [online]. CFD Online, August 26, 2018, 6:40 [cit. 2020-04-14]. Dostupné z: <https://www.cfd-online.com/Forums/cfx/205688-sa-model-cfx.html>

Mesh File. *SU2 | Multiphysics Simulation and Design Software* [online]. [cit. 2020-02-10]. Dostupné z: https://su2code.github.io/docs_v7/Mesh-File/

NACA 0012 Grid layout & BCs. In: Turbulence Modeling Resource [online]. NASA Langley Research Center [cit. 2020-07-01]. Dostupné z: https://turbmodels.larc.nasa.gov/NACA0012_grids/grid_bcs.jpg

NASA Common Research Model: providing data worldwide [online]. NASA [cit. 2020-07-23]. Dostupné z: <https://commonresearchmodel.larc.nasa.gov/>

RIVERS, Melissa, Craig HUNTER a Veer VATSA, 2017. Computational Fluid Dynamic Analyses for the High-Lift Common Research Model Using the USM3D and FUN3D Flow Solvers. In: *SciTech Forum* [online]. Grapevin (Texas) [cit. 2019-11-23]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170001225.pdf>

ROY, Chris a DPW ORGANIZING COMMITTEE. DPW 6 Summary of Participant Data Case 1: Code Verification. In: *6th AIAA CFD Drag Prediction Workshop* [online]. NASA, June 2016 [cit. 2020-03-01]. Dostupné z: https://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/Workshop6/presentations/2_09_DPW6-Case1-Summary-v5.pdf

SHARMA, Anurag, 2005. 3d elements. In: *CFD-Wiki* [online]. CFD Online, 22 September 2005 [cit. 2020-02-29]. Dostupné z: https://www.cfd-online.com/W/images/7/70/3d_elements.png

Solver Setup. *SU2 | Multiphysics Simulation and Design Software* [online]. [cit. 2020-02-10]. Dostupné z: https://su2code.github.io/docs_v7/Solver-Setup/

SRINIVASA RAO, Talluri, Trilochan MAHAPATRA a Sai CHAITANYA MANGAVELLI, 2018. Enhancement of Lift-Drag characteristics of NACA 0012. *Materials Today: Proceedings* [online]. 5(2), 5328-5337 [cit. 2019-11-23]. DOI: 10.1016/j.matpr.2017.12.117. ISSN 22147853. Dostupné z: <https://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S2214785317330961>

SU2 | Multiphysics Simulation and Design Software [online]. [cit. 2020-04-13]. Dostupné z: <https://su2code.github.io/>. Domovská stránka.

TINOCO, Ed, Olaf BRODERSEN a DPW ORGANIZING COMMITTEE. DPW 6 Summary of Participant Data CRM Cases 2-5. In: *6th AIAA CFD Drag Prediction Workshop* [online]. NASA, June 2016 [cit. 2020-03-01]. Dostupné z: https://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/Workshop6/presentations/2_10_DPW6_Summary-Draft-ET.pdf

VASSBERG, John, Mark DEHAAN, Melissa RIVERS a Richard WAHLS, 2008. Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies. In: *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference* [online]. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008-08-18, s. - [cit. 2019-11-23]. DOI: 10.2514/6.2008-6919. ISBN 978-1-60086-987-7. Dostupné z: <https://www.researchgate.net/publication/236888812>

VERSTEEG, H K a W MALALASEKERA, 2007. *An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method*. 2nd ed. New York: Pearson Education. ISBN 978-0-13-127498-3.

VRCHOTA, Petr a Aleš PRACHAŘ, 2018. Using wing model deformation for improvement of CFD results of ESWIRP project. *CEAS Aeronautical Journal* [online]. 9(2), 361-372 [cit. 2019-11-23]. DOI: 10.1007/s13272-018-0286-3. ISSN 1869-5582. Dostupné z: <http://link.springer.com/10.1007/s13272-018-0286-3>

6 Seznam příloh

Příloha č. 1 – Příklad konfiguračního souboru pro dvourozměrný výpočet v SU2 (konfigurační soubor použitý pro výpočet na nejhrubší síti)

Příloha č. 2 – Příklad konfiguračního souboru pro třírozměrný výpočet v SU2 (konfigurační soubor použitý pro část výpočtu při úhlu náběhu $2,5^\circ$)

Příloha č. 3 – CD s elektronickou verzí práce

7 Přílohy

Příloha č. 1


```

1  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2  %                                                                 %
3  % SU2 configuration file                                         %
4  % Case description: _____ %
5  % Author: _____ %
6  % Institution: _____ %
7  % Date: _____ %
8  % File Version 7.0.3 "Blackbird"                                %
9  %                                                                 %
10 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
11
12 % ----- DIRECT, ADJOINT, AND LINEARIZED PROBLEM DEFINITION -----%
13 %
14 % Solver type (EULER, NAVIER_STOKES, RANS,
15 %             INC_EULER, INC_NAVIER_STOKES, INC_RANS
16 %             FEM_EULER, FEM_NAVIER_STOKES, FEM_RANS, FEM_LES,
17 %             HEAT_EQUATION_FVM, ELASTICITY)
18 SOLVER= RANS
19 %
20 % Specify turbulence model (NONE, SA, SA_NEG, SST, SA_E, SA_COMP, SA_E_COMP,
21 SST_SUST)
22 KIND_TURB_MODEL= SA
23 % Specify subgrid scale model (NONE, IMPLICIT_LES, SMAGORINSKY, WALE, VREMAN)
24 KIND_SGS_MODEL= NONE
25 %
26 % Specify the verification solution (NO_VERIFICATION_SOLUTION, INVISCID_VORTEX,
27 %             RINGLEB, NS_UNIT_QUAD, TAYLOR_GREEN_VORTEX,
28 %             MMS_NS_UNIT_QUAD, MMS_NS_UNIT_QUAD_WALL_BC,
29 %             MMS_NS_TWO_HALF_CIRCLES, MMS_NS_TWO_HALF_SPHERES,
30 %             MMS_INC_EULER, MMS_INC_NS,
31 %             INC_TAYLOR_GREEN_VORTEX,
32 %             USER_DEFINED_SOLUTION)
33 KIND_VERIFICATION_SOLUTION= NO_VERIFICATION_SOLUTION
34 %
35 % Mathematical problem (DIRECT, CONTINUOUS_ADJOINT, DISCRETE_ADJOINT)
36 MATH_PROBLEM= DIRECT
37 %
38 % Axisymmetric simulation, only compressible flows (NO, YES)
39 AXISYMMETRIC= NO
40 %
41 % Restart solution (NO, YES)
42 RESTART_SOL= NO
43 %
44 % Discard the data stored in the solution and geometry files
45 % e.g. AOA, dCL/dAoA, dCD/dCL, iter, etc.
46 % Note that AoA in the solution and geometry files is critical
47 % to aero design using AoA as a variable. (NO, YES)
48 DISCARD_INFILES= NO
49 %
50 % System of measurements (SI, US)
51 % International system of units (SI): ( meters, kilograms, Kelvins,
52 %             Newtons = kg m/s^2, Pascals = N/m^2,
53 %             Density = kg/m^3, Speed = m/s,
54 %             Equiv. Area = m^2 )
55 % United States customary units (US): ( inches, slug, Rankines, lbf = slug ft/s^2,
56 %             psf = lbf/ft^2, Density = slug/ft^3,
57 %             Speed = ft/s, Equiv. Area = ft^2 )
58 SYSTEM_MEASUREMENTS= SI
59 %
60 % ----- SOLVER CONTROL -----%

```

```
61 %
62 % Maximum number of inner iterations
63 INNER_ITER= 10000
64 %
65 % Maximum number of outer iterations (only for multizone problems)
66 OUTER_ITER= 1
67 %
68 % Maximum number of time iterations
69 TIME_ITER= 1
70 %
71 % Convergence field
72 CONV_FIELD= RMS_DENSITY
73 %
74 % Min value of the residual (log10 of the residual)
75 CONV_RESIDUAL_MINVAL= -16
76 %
77 % Start convergence criteria at iteration number
78 CONV_STARTITER= 10
79 %
80 % Number of elements to apply the criteria
81 CONV_CAUCHY_ELEMS= 100
82 %
83 % Epsilon to control the series convergence
84 CONV_CAUCHY_EPS= 1E-6
85 %
86 %% Time convergence monitoring
87 WINDOW_CAUCHY_CRIT = YES
88 %
89 % List of time convergence fields
90 CONV_WINDOW_FIELD = (TAVG_DRAG, TAVG_LIFT)
91 %
92 % Time Convergence Monitoring starts at Iteration WINDOW_START_ITER +
93 CONV_WINDOW_STARTITER
94 %
95 % Epsilon to control the series convergence
96 CONV_WINDOW_CAUCHY_EPS = 1E-3
97 %
98 % Number of elements to apply the criteria
99 CONV_WINDOW_CAUCHY_ELEMS = 10
100 %
101 % ----- TIME-DEPENDENT SIMULATION -----%
102 %
103 % Time domain simulation
104 TIME_DOMAIN= NO
105 %
106 % Unsteady simulation (NO, TIME_STEPPING, DUAL_TIME_STEPPING-1ST_ORDER,
107 % DUAL_TIME_STEPPING-2ND_ORDER, HARMONIC_BALANCE)
108 TIME_MARCHING= NO
109 % ----- COMPRESSIBLE FREE-STREAM DEFINITION -----%
110 %
111 % Mach number (non-dimensional, based on the free-stream values)
112 MACH_NUMBER= 0.15
113 %
114 % Angle of attack (degrees, only for compressible flows)
115 AOA= 10
116 %
117 % Side-slip angle (degrees, only for compressible flows)
118 SIDESLIP_ANGLE= 0.0
119 %
120 % Init option to choose between Reynolds (default) or thermodynamics quantities
```

```
121 % for initializing the solution (REYNOLDS, TD_CONDITIONS)
122 INIT_OPTION= REYNOLDS
123 %
124 % Free-stream option to choose between density and temperature (default) for
125 % initializing the solution (TEMPERATURE_FS, DENSITY_FS)
126 FREESTREAM_OPTION= TEMPERATURE_FS
127 %
128 % Free-stream pressure (101325.0 N/m^2, 2116.216 psf by default)
129 FREESTREAM_PRESSURE= 101325.0
130 %
131 % Free-stream temperature (288.15 K, 518.67 R by default)
132 FREESTREAM_TEMPERATURE= 300
133 %
134 % Reynolds number (non-dimensional, based on the free-stream values)
135 REYNOLDS_NUMBER= 6E6
136 %
137 % Reynolds length (1 m, 1 inch by default)
138 REYNOLDS_LENGTH= 1.0
139 % Compressible flow non-dimensionalization (DIMENSIONAL, FREESTREAM_PRESS_EQ_ONE,
140 %                                     FREESTREAM_VEL_EQ_MACH, FREESTREAM_VEL_EQ_ONE)
141 REF_DIMENSIONALIZATION= DIMENSIONAL
142 % ----- CL DRIVER DEFINITION -----%
143 %
144 % Activate fixed lift mode (specify a CL instead of AoA, NO/YES)
145 FIXED_CL_MODE= NO
146 %
147 % Target coefficient of lift for fixed lift mode (0.80 by default)
148 % TARGET_CL= 0.80
149 %
150 % Estimation of dCL/dAlpha (0.2 per degree by default)
151 % DCL_DALPHA= 0.2
152 %
153 % Maximum number of iterations between AoA updates
154 % UPDATE_AOA_ITER_LIMIT= 100
155 %
156 % Number of iterations to evaluate dCL_dAlpha by using finite differences (500 by
157 % default)
158 % ITER_DCL_DALPHA= 500
159 % ----- REFERENCE VALUE DEFINITION -----%
160 %
161 % Reference origin for moment computation (m or in)
162 REF_ORIGIN_MOMENT_X = 0.25
163 REF_ORIGIN_MOMENT_Y = 0.00
164 REF_ORIGIN_MOMENT_Z = 0.00
165 %
166 % Reference length for moment non-dimensional coefficients (m or in)
167 REF_LENGTH= 1.0
168 %
169 % Reference area for non-dimensional force coefficients (0 implies automatic
170 % calculation) (m^2 or in^2)
171 REF_AREA= 1.0
172 %
173 % Aircraft semi-span (0 implies automatic calculation) (m or in)
174 % SEMI_SPAN= 0.0
175 %
176 % ---- IDEAL GAS, POLYTROPIC, VAN DER WAALS AND PENG ROBINSON CONSTANTS -----%
177 %
178 % Fluid model (STANDARD_AIR, IDEAL_GAS, VW_GAS, PR_GAS,
179 %             CONSTANT_DENSITY, INC_IDEAL_GAS, INC_IDEAL_GAS_POLY)
180 FLUID_MODEL= IDEAL_GAS
181 %
```

```
182 % Ratio of specific heats (1.4 default and the value is hardcoded
183 %           for the model STANDARD_AIR, compressible only)
184 GAMMA_VALUE= 1.4
185 %
186 % Specific gas constant (287.058 J/kg*K default and this value is hardcoded
187 %           for the model STANDARD_AIR, compressible only)
188 GAS_CONSTANT= 287.058
189 % ----- VISCOSITY MODEL -----%
190 %
191 % Viscosity model (SUTHERLAND, CONSTANT_VISCOSITY, POLYNOMIAL_VISCOSITY).
192 VISCOSITY_MODEL= SUTHERLAND
193 %
194 % Sutherland Viscosity Ref (1.716E-5 default value for AIR SI)
195 MU_REF= 1.8492E-5
196 % e-tabulky VSCHT http://uchi-old.vscht.cz/uploads/etabulky/dynvisplyn.html
197 %
198 % Sutherland Temperature Ref (273.15 K default value for AIR SI)
199 MU_T_REF= 300
200 %
201 % Sutherland constant (110.4 default value for AIR SI)
202 SUTHERLAND_CONSTANT= 110.333
203 % ----- THERMAL CONDUCTIVITY MODEL -----%
204 %
205 % Laminar Conductivity model (CONSTANT_CONDUCTIVITY, CONSTANT_PRANDTL,
206 % POLYNOMIAL_CONDUCTIVITY).
207 CONDUCTIVITY_MODEL= CONSTANT_PRANDTL
208 %
209 % Laminar Prandtl number (0.72 (air), only for CONSTANT_PRANDTL)
210 PRANDTL_LAM= 0.72
211 %
212 % Definition of the turbulent thermal conductivity model for RANS
213 % (CONSTANT_PRANDTL_TURB by default, NONE).
214 TURBULENT_CONDUCTIVITY_MODEL= CONSTANT_PRANDTL_TURB
215 %
216 % Turbulent Prandtl number (0.9 (air) by default)
217 PRANDTL_TURB= 0.90
218 % ----- DYNAMIC MESH DEFINITION -----%
219 %
220 % Type of dynamic mesh (NONE, RIGID_MOTION, ROTATING_FRAME,
221 % STEADY_TRANSLATION,
222 % ELASTICITY, GUST)
223 GRID_MOVEMENT= NONE
224 %
225 SURFACE_MOVEMENT= NONE
226 %
227 % ----- GUST SIMULATION -----%
228 %
229 % Apply a wind gust (NO, YES)
230 WIND_GUST = NO
231 %
232 % Type of gust (NONE, TOP_HAT, SINE, ONE_M_COSINE, VORTEX, EOG)
233 GUST_TYPE = NONE
234 % ----- RADIATIVE HEAT TRANSFER SIMULATION -----%
235 %
236 % Type of radiation model (NONE, P1)
237 RADIATION_MODEL = NONE
238 % ----- INVERSE DESIGN SIMULATION -----%
239 %
240 % Evaluate an inverse design problem using Cp (NO, YES)
241 INV_DESIGN_CP= NO
242 %
243 % Evaluate an inverse design problem using heat flux (NO, YES)
```

```

244 INV_DESIGN_HEATFLUX= NO
245 % ----- BODY FORCE DEFINITION -----%
246 %
247 % Apply a body force as a source term (NO, YES)
248 BODY_FORCE= NO
249 % ----- BOUNDARY CONDITION DEFINITION -----%
250 %
251 % Navier-Stokes (no-slip), constant heat flux wall marker(s) (NONE = no marker)
252 % Format: ( marker name, constant heat flux (J/m^2), ... )
253 MARKER_HEATFLUX= ( airfoil,0 )
254 %
255 % Far-field boundary marker(s) (NONE = no marker)
256 MARKER_FAR= ( farfield )
257 %
258 % Internal boundary marker(s) e.g. no boundary condition (NONE = no marker)
259 MARKER_INTERNAL= ( NONE )
260 %
261 % ----- SURFACES IDENTIFICATION -----%
262 %
263 % Marker(s) of the surface in the surface flow solution file
264 MARKER_PLOTTING = ( airfoil )
265 %
266 % Marker(s) of the surface where the non-dimensional coefficients are evaluated.
267 MARKER_MONITORING = ( airfoil )
268 %
269 % Marker(s) of the surface that is going to be analyzed in detail (massflow,
average pressure, distortion, etc)
270 % MARKER_ANALYZE = ( airfoil )
271 %
272 % Method to compute the average value in MARKER_ANALYZE (AREA, MASSFLUX).
273 % MARKER_ANALYZE_AVERAGE = MASSFLUX
274 %
275 % ----- COMMON PARAMETERS DEFINING THE NUMERICAL METHOD -----%
276 %
277 % Numerical method for spatial gradients (GREEN_GAUSS, WEIGHTED_LEAST_SQUARES)
278 NUM_METHOD_GRAD= GREEN_GAUSS
279 %
280 % CFL number (initial value for the adaptive CFL number)
281 CFL_NUMBER= 50
282 %
283 % Adaptive CFL number (NO, YES)
284 CFL_ADAPT= YES
285 %
286 % Parameters of the adaptive CFL number (factor down, factor up, CFL min value,
287 % CFL max value )
288 CFL_ADAPT_PARAM= ( 0.1, 2.0, 50, 100 )
289 %CFL_ADAPT_PARAM= ( 0.1, 2.0, 10.0, 1e10 )
290 %
291 % Maximum Delta Time in local time stepping simulations
292 % MAX_DELTA_TIME= 1E6
293 %
294 % Runge-Kutta alpha coefficients
295 RK_ALPHA_COEFF= ( 0.66667, 0.66667, 1.000000 )
296 %
297 % Objective function in gradient evaluation (DRAG, LIFT, SIDEFORCE, MOMENT_X,
298 % MOMENT_Y, MOMENT_Z, EFFICIENCY, BUFFET,
299 % EQUIVALENT_AREA, NEARFIELD_PRESSURE,
300 % FORCE_X, FORCE_Y, FORCE_Z, THRUST,
301 % TORQUE, TOTAL_HEATFLUX,
302 % MAXIMUM_HEATFLUX,
INVERSE_DESIGN_PRESSURE,
303 % INVERSE_DESIGN_HEATFLUX,

```

```
304 SURFACE_TOTAL_PRESSURE,  
% SURFACE_MASSFLOW,  
SURFACE_STATIC_PRESSURE, SURFACE_MACH)  
305 % For a weighted sum of objectives: separate by commas, add OBJECTIVE_WEIGHT and  
MARKER_MONITORING in matching order.  
306 % OBJECTIVE_FUNCTION= DRAG  
307 %  
308 % List of weighting values when using more than one OBJECTIVE_FUNCTION. Separate  
by commas and match with MARKER_MONITORING.  
309 % OBJECTIVE_WEIGHT = 1.0  
310  
311 % ----- SLOPE LIMITER AND DISSIPATION SENSOR DEFINITION -----%  
312 %  
313 % Monotonic Upwind Scheme for Conservation Laws (TVD) in the flow equations.  
314 % Required for 2nd order upwind schemes (NO, YES)  
315 MUSCL_FLOW= YES  
316 %  
317 % Slope limiter (NONE, VENKATAKRISHNAN, VENKATAKRISHNAN_WANG,  
318 % BARTH_JESPERSEN, VAN_ALBADA_EDGE)  
319 SLOPE_LIMITER_FLOW= VENKATAKRISHNAN  
320 %  
321 % Monotonic Upwind Scheme for Conservation Laws (TVD) in the turbulence equations.  
322 % Required for 2nd order upwind schemes (NO, YES)  
323 MUSCL_TURB= NO  
324 %  
325 % Slope limiter (NONE, VENKATAKRISHNAN, VENKATAKRISHNAN_WANG,  
326 % BARTH_JESPERSEN, VAN_ALBADA_EDGE)  
327 SLOPE_LIMITER_TURB= VENKATAKRISHNAN  
328 %  
329 % Coefficient for the Venkat's limiter (upwind scheme). A larger values decrease  
330 % the extent of limiting, values approaching zero cause  
331 % lower-order approximation to the solution (0.05 by default)  
332 VENKAT_LIMITER_COEFF= 0.05  
333 %  
334 % Freeze the value of the limiter after a number of iterations  
335 % LIMITER_ITER= 999999  
336 %  
337 % 1st order artificial dissipation coefficients for  
338 % the Lax-Friedrichs method ( 0.15 by default )  
339 % LAX_SENSOR_COEFF= 0.15  
340 %  
341 % 2nd and 4th order artificial dissipation coefficients for  
342 % the JST method ( 0.5, 0.02 by default )  
343 JST_SENSOR_COEFF= ( 0.5, 0.02 )  
344  
345 % ----- LINEAR SOLVER DEFINITION -----%  
346 %  
347 % Linear solver or smoother for implicit formulations:  
348 % BCGSTAB, FGMRES, RESTARTED_FGMRES, CONJUGATE_GRADIENT (self-adjoint problems  
only), SMOOTHER.  
349 LINEAR_SOLVER= FGMRES  
350 %  
351 % Preconditioner of the Krylov linear solver or type of smoother (ILU, LU_SGS,  
LINELET, JACOBI)  
352 LINEAR_SOLVER_PREC= ILU  
353 %  
354 % Linael solver ILU preconditioner fill-in level (0 by default)  
355 LINEAR_SOLVER_ILU_FILL_IN= 0  
356 %  
357 % Minimum error of the linear solver for implicit formulations  
358 LINEAR_SOLVER_ERROR= 1E-10  
359 %
```

```

360 % Max number of iterations of the linear solver for the implicit formulation
361 LINEAR_SOLVER_ITER= 10
362 %
363 % Restart frequency for RESTARTED_FGMRES
364 LINEAR_SOLVER_RESTART_FREQUENCY= 10
365 %
366 % Relaxation factor for smoother-type solvers (LINEAR_SOLVER= SMOOTHER)
367 % LINEAR_SOLVER_SMOOTHER_RELAXATION= 1.0
368
369 % ----- MULTIGRID PARAMETERS -----%
370 %
371 % Multi-grid levels (0 = no multi-grid)
372 MGLEVEL= 0
373
374 % ----- FLOW NUMERICAL METHOD DEFINITION -----%
375 %
376 % Convective numerical method (JST, LAX-FRIEDRICH, CUSP, ROE, AUSM, AUSMPLUSUP,
377 %                               AUSMPLUSUP2, HLLC, TURKEL_PREC, MSW, FDS, SLAU, SLAU2)
378 CONV_NUM_METHOD_FLOW= JST
379 %
380 % Post-reconstruction correction for low Mach number flows (NO, YES)
381 LOW_MACH_CORR= NO
382 %
383 % Roe-Turkel preconditioning for low Mach number flows (NO, YES)
384 LOW_MACH_PREC= NO
385 %
386 % Use numerically computed Jacobians for AUSM+up(2) and SLAU(2)
387 % Slower per iteration but potentially more stable and capable of higher CFL
388 USE_ACCURATE_FLUX_JACOBIANS= NO
389 %
390 % Entropy fix coefficient (0.0 implies no entropy fixing, 1.0 implies scalar
391 %                               artificial dissipation)
392 ENTROPY_FIX_COEFF= 0.0
393 %
394 % Higher values than 1 (3 to 4) make the global Jacobian of central schemes
395 % only) more diagonal dominant (but mathematically incorrect) so that higher CFL
396 % CENTRAL_JACOBIAN_FIX_FACTOR= 4.0
397 %
398 % Time discretization (RUNGE-KUTTA_EXPLICIT, EULER_IMPLICIT, EULER_EXPLICIT)
399 TIME_DISCRE_FLOW= EULER_IMPLICIT
400
401 % ----- TURBULENT NUMERICAL METHOD DEFINITION -----%
402 %
403 % Convective numerical method (SCALAR_UPWIND)
404 CONV_NUM_METHOD_TURB= SCALAR_UPWIND
405 %
406 % Time discretization (EULER_IMPLICIT)
407 TIME_DISCRE_TURB= EULER_IMPLICIT
408 %
409 % Reduction factor of the CFL coefficient in the turbulence problem
410 CFL_REDUCTION_TURB= 1.0
411
412 % ----- GRID ADAPTATION STRATEGY -----%
413 %
414 % Kind of grid adaptation (NONE, PERIODIC, FULL, FULL_FLOW, GRAD_FLOW,
415 %                               FULL_ADJOINT, GRAD_ADJOINT, GRAD_FLOW_ADJ, ROBUST,
416 %                               FULL_LINEAR, COMPUTABLE, COMPUTABLE_ROBUST,
417 %                               REMAINING, WAKE, SMOOTHING, SUPERSONIC_SHOCK)
418 KIND_ADAPT= NONE
419

```

```
420 % ----- DESIGN VARIABLE PARAMETERS -----%
421 %
422 % Kind of deformation (NO_DEFORMATION, SCALE_GRID, TRANSLATE_GRID, ROTATE_GRID,
423 % FFD_SETTING, FFD_NACELLE,
424 % FFD_CONTROL_POINT, FFD_CAMBER, FFD_THICKNESS, FFD_TWIST
425 % FFD_CONTROL_POINT_2D, FFD_CAMBER_2D, FFD_THICKNESS_2D,
426 % FFD_TWIST_2D, HICKS_HENNE, SURFACE_BUMP, SURFACE_FILE)
427 DV_KIND= NO_DEFORMATION
428 %
429 % ----- UNCERTAINTY QUANTIFICATION DEFINITION -----%
430 %
431 % Using uncertainty quantification module (YES, NO). Only available with SST
432 USING_UQ= NO
433
434 % ----- HYBRID PARALLEL (MPI+OpenMP) OPTIONS -----%
435 %
436 % An advanced performance parameter for FVM solvers, a large-ish value should be best
437 % when relatively few threads per MPI rank are in use (~4). However, maximum
438 % parallelism
439 % is obtained with EDGE_COLORING_GROUP_SIZE=1, consider using this value only if SU2
440 % warns about low coloring efficiency during preprocessing (performance is usually
441 % worse).
442 % Setting the option to 0 disables coloring and a different strategy is used instead,
443 % that strategy is automatically used when the coloring efficiency is less than
444 % 0.875.
445 % The optimum value/strategy is case-dependent.
446 % EDGE_COLORING_GROUP_SIZE= 512
447 %
448 % Independent "threads per MPI rank" setting for LU-SGS and ILU preconditioners.
449 % For problems where time is spend mostly in the solution of linear systems (e.g.
450 % elasticity,
451 % very high CFL central schemes), AND, if the memory bandwidth of the machine is
452 % saturated
453 % (4 or more cores per memory channel) better performance (via a reduction in
454 % linear iterations)
455 % may be possible by using a smaller value than that defined by the system or in
456 % the call to
457 % SU2_CFD (via the -t/--threads option).
458 % The default (0) means "same number of threads as for all else".
459 % LINEAR_SOLVER_PREC_THREADS= 0
460 %
461 % ----- SCREEN/HISTORY VOLUME OUTPUT -----%
462 %
463 % Screen output fields (use 'SU2_CFD -d <config_file>' to view list of available
464 % fields)
465 SCREEN_OUTPUT= (INNER_ITER, WALL_TIME, RMS_DENSITY, RMS_MOMENTUM-X,
466 RMS_MOMENTUM-Y, RMS_ENERGY, DRAG)
467 %
468 % History output groups (use 'SU2_CFD -d <config_file>' to view list of available
469 % fields)
470 HISTORY_OUTPUT= (ITER, RMS_RES, AERO_COEFF)
471 %
472 % Volume output fields/groups (use 'SU2_CFD -d <config_file>' to view list of
473 % available fields)
474 VOLUME_OUTPUT= (COORDINATES, SOLUTION, PRIMITIVE)
475 %
476 % Writing frequency for screen output
477 SCREEN_WRT_FREQ_INNER= 1
478 %
479 SCREEN_WRT_FREQ_OUTER= 1
480 %
481 SCREEN_WRT_FREQ_TIME= 1
```



```
471 %
472 % Writing frequency for history output
473 HISTORY_WRT_FREQ_INNER= 1
474 %
475 HISTORY_WRT_FREQ_OUTER= 1
476 %
477 HISTORY_WRT_FREQ_TIME= 1
478 %
479 % Writing frequency for volume/surface output
480 OUTPUT_WRT_FREQ= 1000
481 %
482 % ----- INPUT/OUTPUT FILE INFORMATION -----%
483 %
484 % Mesh input file
485 MESH_FILENAME= 2DXyn0012familyII.7.hex.cgns
486 %
487 % Mesh input file format (SU2, CGNS)
488 MESH_FORMAT= CGNS
489 %
490 % Mesh output file
491 MESH_OUT_FILENAME= mesh_out.su2
492 %
493 % Restart flow input file
494 SOLUTION_FILENAME= solution_flow.dat
495 %
496 % Restart adjoint input file
497 SOLUTION_ADJ_FILENAME= solution_adj.dat
498 %
499 % Output tabular file format (TECPLOT, CSV)
500 TABULAR_FORMAT= CSV
501 %
502 % Files to output
503 % Possible formats : (TECPLOT, TECPLOT_BINARY, SURFACE_TECPLT,
504 % SURFACE_TECPLT_BINARY, CSV, SURFACE_CSV, PARAVIEW, PARAVIEW_BINARY,
505 % SURFACE_PARAVIEW_BINARY, MESH, RESTART_BINARY, RESTART_ASCII, CGNS, STL)
506 % default : (RESTART, PARAVIEW, SURFACE_PARAVIEW)
507 OUTPUT_FILES= (RESTART, PARAVIEW, SURFACE_PARAVIEW)
508 %
509 % Output file convergence history (w/o extension)
510 CONV_FILENAME= history
511 %
512 % Output file with the forces breakdown
513 BREAKDOWN_FILENAME= forces_breakdown.dat
514 %
515 % Output file restart flow
516 RESTART_FILENAME= restart_flow.dat
517 %
518 % Output file restart adjoint
519 RESTART_ADJ_FILENAME= restart_adj.dat
520 %
521 % Output file flow (w/o extension) variables
522 VOLUME_FILENAME= flow
523 %
524 % Output file adjoint (w/o extension) variables
525 VOLUME_ADJ_FILENAME= adjoint
526 %
527 % Output Objective function
528 VALUE_OBJFUNC_FILENAME= of_eval.dat
529 %
530 % Output objective function gradient (using continuous adjoint)
531 GRAD_OBJFUNC_FILENAME= of_grad.dat
```

```
532 %  
533 % Output file surface flow coefficient (w/o extension)  
534 SURFACE_FILENAME= surface_flow  
535 %  
536 % Output file surface adjoint coefficient (w/o extension)  
537 SURFACE_ADJ_FILENAME= surface_adjoint  
538 %  
539 % Read binary restart files (YES, NO)  
540 READ_BINARY_RESTART= YES  
541 %  
542 % Reorient elements based on potential negative volumes (YES/NO)  
543 % REORIENT_ELEMENTS= YES  
544
```

Příloha č. 2

```
1  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2  %                                                                                               %
3  % SU2 configuration file                                                                                   %
4  % Case description: _____                                                                                   %
5  % Author: _____                                                                                       %
6  % Institution: _____                                                                                   %
7  % Date: _____                                                                                         %
8  % File Version 7.0.3 "Blackbird"                                                                                   %
9  %                                                                                               %
10 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
11
12 % ----- DIRECT, ADJOINT, AND LINEARIZED PROBLEM DEFINITION -----%
13 %
14 % Solver type (EULER, NAVIER_STOKES, RANS,
15 %             INC_EULER, INC_NAVIER_STOKES, INC_RANS
16 %             FEM_EULER, FEM_NAVIER_STOKES, FEM_RANS, FEM_LES,
17 %             HEAT_EQUATION_FVM, ELASTICITY)
18 SOLVER= RANS
19 %
20 % Specify turbulence model (NONE, SA, SA_NEG, SST, SA_E, SA_COMP, SA_E_COMP,
21 % SST_SUST)
22 KIND_TURB_MODEL= SA
23 % Specify subgrid scale model (NONE, IMPLICIT_LES, SMAGORINSKY, WALE, VREMAN)
24 KIND_SGS_MODEL= NONE
25 %
26 % Specify the verification solution (NO_VERIFICATION_SOLUTION, INVISCID_VORTEX,
27 % RINGLEB, NS_UNIT_QUAD, TAYLOR_GREEN_VORTEX,
28 % MMS_NS_UNIT_QUAD, MMS_NS_UNIT_QUAD_WALL_BC,
29 % MMS_NS_TWO_HALF_CIRCLES, MMS_NS_TWO_HALF_SPHERES,
30 % MMS_INC_EULER, MMS_INC_NS,
31 % INC_TAYLOR_GREEN_VORTEX,
32 % USER_DEFINED_SOLUTION)
33 KIND_VERIFICATION_SOLUTION= NO_VERIFICATION_SOLUTION
34 % Mathematical problem (DIRECT, CONTINUOUS_ADJOINT, DISCRETE_ADJOINT)
35 MATH_PROBLEM= DIRECT
36 %
37 % Axisymmetric simulation, only compressible flows (NO, YES)
38 AXISYMMETRIC= NO
39 %
40 % Restart solution (NO, YES)
41 RESTART_SOL= NO
42 %
43 % Discard the data stored in the solution and geometry files
44 % e.g. AOA, dCL/dAoA, dCD/dCL, iter, etc.
45 % Note that AoA in the solution and geometry files is critical
46 % to aero design using AoA as a variable. (NO, YES)
47 DISCARD_INFILES= NO
48 %
49 % System of measurements (SI, US)
50 % International system of units (SI): ( meters, kilograms, Kelvins,
51 % Newtons = kg m/s^2, Pascals = N/m^2,
52 % Density = kg/m^3, Speed = m/s,
53 % Equiv. Area = m^2 )
54 % United States customary units (US): ( inches, slug, Rankines, lbf = slug ft/s^2,
55 % psf = lbf/ft^2, Density = slug/ft^3,
56 % Speed = ft/s, Equiv. Area = ft^2 )
57 SYSTEM_MEASUREMENTS= SI
58 %
59 %
60 % ----- SOLVER CONTROL -----%
```

```
61 %
62 % Maximum number of inner iterations
63 INNER_ITER= 9000
64 %
65 % Maximum number of outer iterations (only for multizone problems)
66 OUTER_ITER= 1
67 %
68 % Maximum number of time iterations
69 TIME_ITER= 1
70 %
71 % Convergence field
72 CONV_FIELD= RMS_DENSITY
73 %
74 % Min value of the residual (log10 of the residual)
75 CONV_RESIDUAL_MINVAL= -16
76 %
77 % Start convergence criteria at iteration number
78 CONV_STARTITER= 10
79 %
80 % Number of elements to apply the criteria
81 CONV_CAUCHY_ELEMS= 100
82 %
83 % Epsilon to control the series convergence
84 CONV_CAUCHY_EPS= 1E-6
85 %
86 %% Time convergence monitoring
87 WINDOW_CAUCHY_CRIT = YES
88 %
89 % List of time convergence fields
90 CONV_WINDOW_FIELD = (TAVG_DRAG, TAVG_LIFT)
91 %
92 % Time Convergence Monitoring starts at Iteration WINDOW_START_ITER +
93 CONV_WINDOW_STARTITER
94 %
95 % Epsilon to control the series convergence
96 CONV_WINDOW_CAUCHY_EPS = 1E-3
97 %
98 % Number of elements to apply the criteria
99 CONV_WINDOW_CAUCHY_ELEMS = 10
100 %
101 % ----- TIME-DEPENDENT SIMULATION -----%
102 %
103 % Time domain simulation
104 TIME_DOMAIN= NO
105 %
106 % Unsteady simulation (NO, TIME_STEPPING, DUAL_TIME_STEPPING-1ST_ORDER,
107 % DUAL_TIME_STEPPING-2ND_ORDER, HARMONIC_BALANCE)
108 TIME_MARCHING= NO
109 % ----- COMPRESSIBLE FREE-STREAM DEFINITION -----%
110 %
111 % Mach number (non-dimensional, based on the free-stream values)
112 MACH_NUMBER= 0.85
113 %
114 % Angle of attack (degrees, only for compressible flows)
115 AOA= 2.50
116 %
117 % Side-slip angle (degrees, only for compressible flows)
118 SIDESLIP_ANGLE= 0.0
119 %
120 % Init option to choose between Reynolds (default) or thermodynamics quantities
```

```
121 % for initializing the solution (REYNOLDS, TD_CONDITIONS)
122 INIT_OPTION= REYNOLDS
123 %
124 % Free-stream option to choose between density and temperature (default) for
125 % initializing the solution (TEMPERATURE_FS, DENSITY_FS)
126 FREESTREAM_OPTION= TEMPERATURE_FS
127 %
128 % Free-stream pressure (101325.0 N/m^2, 2116.216 psf by default)
129 FREESTREAM_PRESSURE= 101325.0
130 %
131 % Free-stream temperature (288.15 K, 518.67 R by default)
132 FREESTREAM_TEMPERATURE= 310.928
133 %
134 % Reynolds number (non-dimensional, based on the free-stream values)
135 REYNOLDS_NUMBER= 5E6
136 %
137 % Reynolds length (1 m, 1 inch by default)
138 REYNOLDS_LENGTH= 7.00532
139 % Compressible flow non-dimensionalization (DIMENSIONAL, FREESTREAM_PRESS_EQ_ONE,
140 % FREESTREAM_VEL_EQ_MACH, FREESTREAM_VEL_EQ_ONE)
141 REF_DIMENSIONALIZATION= DIMENSIONAL
142 % ----- CL DRIVER DEFINITION -----%
143 %
144 % Activate fixed lift mode (specify a CL instead of AoA, NO/YES)
145 FIXED_CL_MODE= NO
146 %
147 % Target coefficient of lift for fixed lift mode (0.80 by default)
148 TARGET_CL= 0.50
149 %
150 % Estimation of dCL/dAlpha (0.2 per degree by default)
151 DCL_DALPHA= 0.2
152 %
153 % Maximum number of iterations between AoA updates
154 UPDATE_AOA_ITER_LIMIT= 100
155 %
156 % Number of iterations to evaluate dCL_dAlpha by using finite differences (500 by
157 % default)
157 ITER_DCL_DALPHA= 500
158
159 % ----- REFERENCE VALUE DEFINITION -----%
160 %
161 % Reference origin for moment computation (m or in)
162 REF_ORIGIN_MOMENT_X = 33.67786
163 REF_ORIGIN_MOMENT_Y = 11.90625
164 REF_ORIGIN_MOMENT_Z = 4.51993
165 %
166 % Reference length for moment non-dimensional coefficients (m or in)
167 REF_LENGTH= 7.00532
168 %
169 % Reference area for non-dimensional force coefficients (0 implies automatic
170 % calculation) (m^2 or in^2)
171 %REF_AREA= 383.6896
172 REF_AREA= 191.8448
173 %
174 % Aircraft semi-span (0 implies automatic calculation) (m or in)
175 SEMI_SPAN= 29.38145
176
177 % ---- IDEAL GAS, POLYTROPIC, VAN DER WAALS AND PENG ROBINSON CONSTANTS -----%
178 %
179 % Fluid model (STANDARD_AIR, IDEAL_GAS, VW_GAS, PR_GAS,
180 % CONSTANT_DENSITY, INC IDEAL_GAS, INC IDEAL_GAS_POLY)
181 FLUID_MODEL= IDEAL_GAS
```

```
182 %  
183 % Ratio of specific heats (1.4 default and the value is hardcoded  
184 % for the model STANDARD_AIR, compressible only)  
185 GAMMA_VALUE= 1.4  
186 %  
187 % Specific gas constant (287.058 J/kg*K default and this value is hardcoded  
188 % for the model STANDARD_AIR, compressible only)  
189 GAS_CONSTANT= 287.058  
190 % ----- VISCOSITY MODEL -----%  
191 %  
192 % Viscosity model (SUTHERLAND, CONSTANT_VISCOSITY, POLYNOMIAL_VISCOSITY).  
193 VISCOSITY_MODEL= SUTHERLAND  
194 %  
195 % Sutherland Viscosity Ref (1.716E-5 default value for AIR SI)  
196 MU_REF= 1.8987E-5  
197 % e-tabulky VSCHT http://uchi-old.vscht.cz/uploads/etabulky/dynvisplyn.html 2  
198 % (37.778degC)  
199 % Sutherland Temperature Ref (273.15 K default value for AIR SI)  
200 MU_T_REF= 310.928  
201 %  
202 % Sutherland constant (110.4 default value for AIR SI)  
203 SUTHERLAND_CONSTANT= 110.333  
204 % ----- THERMAL CONDUCTIVITY MODEL -----%  
205 %  
206 % Laminar Conductivity model (CONSTANT_CONDUCTIVITY, CONSTANT_PRANDTL,  
207 % POLYNOMIAL_CONDUCTIVITY).  
208 CONDUCTIVITY_MODEL= CONSTANT_PRANDTL  
209 %  
210 % Laminar Prandtl number (0.72 (air), only for CONSTANT_PRANDTL)  
211 PRANDTL_LAM= 0.72  
212 %  
213 % Definition of the turbulent thermal conductivity model for RANS  
214 % (CONSTANT_PRANDTL_TURB by default, NONE).  
215 TURBULENT_CONDUCTIVITY_MODEL= CONSTANT_PRANDTL_TURB  
216 %  
217 % Turbulent Prandtl number (0.9 (air) by default)  
218 PRANDTL_TURB= 0.90  
219 % ----- DYNAMIC MESH DEFINITION -----%  
220 %  
221 % Type of dynamic mesh (NONE, RIGID_MOTION, ROTATING_FRAME,  
222 % STEADY_TRANSLATION,  
223 % ELASTICITY, GUST)  
224 GRID_MOVEMENT= NONE  
225 %  
226 SURFACE_MOVEMENT= NONE  
227 %  
228 % ----- GUST SIMULATION -----%  
229 %  
230 % Apply a wind gust (NO, YES)  
231 WIND_GUST = NO  
232 %  
233 % Type of gust (NONE, TOP_HAT, SINE, ONE_M_COSINE, VORTEX, EOG)  
234 GUST_TYPE = NONE  
235 % ----- RADIATIVE HEAT TRANSFER SIMULATION -----%  
236 %  
237 % Type of radiation model (NONE, P1)  
238 RADIATION_MODEL = NONE  
239 % ----- INVERSE DESIGN SIMULATION -----%  
240 %  
241 % Evaluate an inverse design problem using Cp (NO, YES)  
242 INV_DESIGN_CP= NO
```

```
243 %
244 % Evaluate an inverse design problem using heat flux (NO, YES)
245 INV_DESIGN_HEATFLUX= NO
246 % ----- BODY FORCE DEFINITION -----%
247 %
248 % Apply a body force as a source term (NO, YES)
249 BODY_FORCE= NO
250 % ----- BOUNDARY CONDITION DEFINITION -----%
251 %
252 % Navier-Stokes (no-slip), constant heat flux wall marker(s) (NONE = no marker)
253 % Format: ( marker name, constant heat flux (J/m^2), ... )
254 MARKER_HEATFLUX= ( fuselage, 0, wing, 0)
255 %
256 % Far-field boundary marker(s) (NONE = no marker)
257 MARKER_FAR= ( farfield, farfieldOutlet)
258 %
259 % Symmetry boundary marker(s) (NONE = no marker)
260 % Implementation identical to MARKER_EULER.
261 MARKER_SYM= ( symmetry, symQuad4)
262 %
263 % Internal boundary marker(s) e.g. no boundary condition (NONE = no marker)
264 MARKER_INTERNAL= ( NONE )
265 %
266 % ----- SURFACES IDENTIFICATION -----%
267 %
268 % Marker(s) of the surface in the surface flow solution file
269 MARKER_PLOTTING = ( wing, fuselage )
270 %
271 % Marker(s) of the surface where the non-dimensional coefficients are evaluated.
272 MARKER_MONITORING = ( wing, fuselage )
273 %
274 % Marker(s) of the surface that is going to be analyzed in detail (massflow,
275 average pressure, distortion, etc)
276 % MARKER_ANALYZE = ( airfoil )
277 %
277 % Method to compute the average value in MARKER_ANALYZE (AREA, MASSFLUX).
278 % MARKER_ANALYZE_AVERAGE = MASSFLUX
279 %
280 % ----- COMMON PARAMETERS DEFINING THE NUMERICAL METHOD -----%
281 %
282 % Numerical method for spatial gradients (GREEN_GAUSS, WEIGHTED_LEAST_SQUARES)
283 NUM_METHOD_GRAD= GREEN_GAUSS
284 %
285 % CFL number (initial value for the adaptive CFL number)
286 CFL_NUMBER= 50
287 %
288 % Adaptive CFL number (NO, YES)
289 CFL_ADAPT= NO
290 %
291 % Parameters of the adaptive CFL number (factor down, factor up, CFL min value,
292 CFL max value )
293 CFL_ADAPT_PARAM= ( 0.1, 1.0, 5, 1000 )
294 %CFL_ADAPT_PARAM= ( 0.1, 2.0, 10.0, 1e10 )
295 %
296 % Maximum Delta Time in local time stepping simulations
297 % MAX_DELTA_TIME= 1E6
298 %
299 % Runge-Kutta alpha coefficients
300 RK_ALPHA_COEFF= ( 0.66667, 0.66667, 1.000000 )
301 %
302 % Objective function in gradient evaluation (DRAG, LIFT, SIDEFORCE, MOMENT_X,
303 MOMENT_Y, MOMENT_Z, EFFICIENCY, BUFFET,
```



```

304 % EQUIVALENT_AREA, NEARFIELD_PRESSURE,
305 % FORCE_X, FORCE_Y, FORCE_Z, THRUST,
306 % TORQUE, TOTAL_HEATFLUX,
307 % MAXIMUM_HEATFLUX,
INVERSE_DESIGN_PRESSURE,
308 % INVERSE_DESIGN_HEATFLUX,
SURFACE_TOTAL_PRESSURE,
309 % SURFACE_MASSFLOW,
SURFACE_STATIC_PRESSURE, SURFACE_MACH)
310 % For a weighted sum of objectives: separate by commas, add OBJECTIVE_WEIGHT and
MARKER_MONITORING in matching order.
311 % OBJECTIVE_FUNCTION= DRAG
312 %
313 % List of weighting values when using more than one OBJECTIVE_FUNCTION. Separate
by commas and match with MARKER_MONITORING.
314 % OBJECTIVE_WEIGHT = 1.0
315
316 % ----- SLOPE LIMITER AND DISSIPATION SENSOR DEFINITION -----%
317 %
318 % Monotonic Upwind Scheme for Conservation Laws (TVD) in the flow equations.
319 % Required for 2nd order upwind schemes (NO, YES)
320 MUSCL_FLOW= YES
321 %
322 % Slope limiter (NONE, VENKATAKRISHNAN, VENKATAKRISHNAN_WANG,
323 % BARTH_JESPERSEN, VAN_ALBADA_EDGE)
324 SLOPE_LIMITER_FLOW= VENKATAKRISHNAN
325 %
326 % Monotonic Upwind Scheme for Conservation Laws (TVD) in the turbulence equations.
327 % Required for 2nd order upwind schemes (NO, YES)
328 MUSCL_TURB= NO
329 %
330 % Slope limiter (NONE, VENKATAKRISHNAN, VENKATAKRISHNAN_WANG,
331 % BARTH_JESPERSEN, VAN_ALBADA_EDGE)
332 SLOPE_LIMITER_TURB= VENKATAKRISHNAN
333 %
334 % Coefficient for the Venkat's limiter (upwind scheme). A larger values decrease
335 % the extent of limiting, values approaching zero cause
336 % lower-order approximation to the solution (0.05 by default)
337 VENKAT_LIMITER_COEFF= 0.05
338 %
339 % Freeze the value of the limiter after a number of iterations
340 % LIMITER_ITER= 999999
341 %
342 % 1st order artificial dissipation coefficients for
343 % the Lax-Friedrichs method ( 0.15 by default )
344 %LAX_SENSOR_COEFF= 0.15
345 %
346 % 2nd and 4th order artificial dissipation coefficients for
347 % the JST method ( 0.5, 0.02 by default )
348 JST_SENSOR_COEFF= ( 0.5, 0.02 )
349
350 % ----- LINEAR SOLVER DEFINITION -----%
351 %
352 % Linear solver or smoother for implicit formulations:
353 % BCGSTAB, FGMRES, RESTARTED_FGMRES, CONJUGATE_GRADIENT (self-adjoint problems
only), SMOOTHER.
354 LINEAR_SOLVER= FGMRES
355 %
356 % Preconditioner of the Krylov linear solver or type of smoother (ILU, LU_SGS,
LINELET, JACOBI)
357 LINEAR_SOLVER_PREC= ILU
358 %

```

```
359 % Linael solver ILU preconditioner fill-in level (0 by default)
360 LINEAR_SOLVER_ILU_FILL_IN= 0
361 %
362 % Minimum error of the linear solver for implicit formulations
363 LINEAR_SOLVER_ERROR= 1E-10
364 %
365 % Max number of iterations of the linear solver for the implicit formulation
366 LINEAR_SOLVER_ITER= 10
367 %
368 % Restart frequency for RESTARTED_FGMRES
369 LINEAR_SOLVER_RESTART_FREQUENCY= 10
370 %
371 % Relaxation factor for smoother-type solvers (LINEAR_SOLVER= SMOOTHER)
372 % LINEAR_SOLVER_SMOOTHER_RELAXATION= 1.0
373
374 % ----- MULTIGRID PARAMETERS -----%
375 %
376 % Multi-grid levels (0 = no multi-grid)
377 MGLEVEL= 0
378 %
379 % Multi-grid cycle (V_CYCLE, W_CYCLE, FULLMG_CYCLE)
380 MGCYCLE= W_CYCLE
381 %
382 % Multi-grid pre-smoothing level
383 MG_PRE_SMOOTH= ( 1, 2, 3, 3 )
384 %
385 % Multi-grid post-smoothing level
386 MG_POST_SMOOTH= ( 0, 0, 0, 0 )
387 %
388 % Jacobi implicit smoothing of the correction
389 MG_CORRECTION_SMOOTH= ( 0, 0, 0, 0 )
390 %
391 % Damping factor for the residual restriction
392 MG_DAMP_RESTRICTION= 0.9
393 %
394 % Damping factor for the correction prolongation
395 MG_DAMP_PROLONGATION= 0.9
396
397 % ----- FLOW NUMERICAL METHOD DEFINITION -----%
398 %
399 % Convective numerical method (JST, LAX-FRIEDRICH, CUSP, ROE, AUSM, AUSMPLUSUP,
400 %                               AUSMPLUSUP2, HLLC, TURKEL_PREC, MSW, FDS, SLAU, SLAU2)
401 CONV_NUM_METHOD_FLOW= JST
402 %
403 % Post-reconstruction correction for low Mach number flows (NO, YES)
404 LOW_MACH_CORR= NO
405 %
406 % Roe-Turkel preconditioning for low Mach number flows (NO, YES)
407 LOW_MACH_PREC= NO
408 %
409 % Use numerically computed Jacobians for AUSM+up(2) and SLAU(2)
410 % Slower per iteration but potentially more stable and capable of higher CFL
411 USE_ACCURATE_FLUX_JACOBIANS= NO
412 %
413 % Entropy fix coefficient (0.0 implies no entropy fixing, 1.0 implies scalar
414 %                               artificial dissipation)
415 ENTROPY_FIX_COEFF= 0.001
416 %
417 % Higher values than 1 (3 to 4) make the global Jacobian of central schemes
418 % only) more diagonal dominant (but mathematically incorrect) so that higher CFL
419 % can be used.
```

```

419 % CENTRAL_JACOBIAN_FIX_FACTOR= 4.0
420 %
421 % Time discretization (RUNGE-KUTTA_EXPLICIT, EULER_IMPLICIT, EULER_EXPLICIT)
422 TIME_DISCRE_FLOW= EULER_IMPLICIT
423
424 % ----- TURBULENT NUMERICAL METHOD DEFINITION -----%
425 %
426 % Convective numerical method (SCALAR_UPWIND)
427 CONV_NUM_METHOD_TURB= SCALAR_UPWIND
428 %
429 % Time discretization (EULER_IMPLICIT)
430 TIME_DISCRE_TURB= EULER_IMPLICIT
431 %
432 % Reduction factor of the CFL coefficient in the turbulence problem
433 CFL_REDUCTION_TURB= 1.0
434
435 % ----- GRID ADAPTATION STRATEGY -----%
436 %
437 % Kind of grid adaptation (NONE, PERIODIC, FULL, FULL_FLOW, GRAD_FLOW,
438 %                          FULL_ADJOINT, GRAD_ADJOINT, GRAD_FLOW_ADJ, ROBUST,
439 %                          FULL_LINEAR, COMPUTABLE, COMPUTABLE_ROBUST,
440 %                          REMAINING, WAKE, SMOOTHING, SUPERSONIC_SHOCK)
441 KIND_ADAPT= NONE
442
443 % ----- DESIGN VARIABLE PARAMETERS -----%
444 %
445 % Kind of deformation (NO_DEFORMATION, SCALE_GRID, TRANSLATE_GRID, ROTATE_GRID,
446 %                      FFD_SETTING, FFD_NACELLE,
447 %                      FFD_CONTROL_POINT, FFD_CAMBER, FFD_THICKNESS, FFD_TWIST
448 %                      FFD_CONTROL_POINT_2D, FFD_CAMBER_2D, FFD_THICKNESS_2D,
449 %                      FFD_TWIST_2D, HICKS_HENNE, SURFACE_BUMP, SURFACE_FILE)
450 DV_KIND= NO_DEFORMATION
451 %
452 %
453 %DV_KIND= SCALE_GRID
454 %DV_PARAM= ( 1.0 )
455 %DV_VALUE= 0.0254
456 %
457 %
458 % ----- UNCERTAINTY QUANTIFICATION DEFINITION -----%
459 %
460 % Using uncertainty quantification module (YES, NO). Only available with SST
461 USING_UQ= NO
462
463 % ----- HYBRID PARALLEL (MPI+OpenMP) OPTIONS -----%
464 %
465 % An advanced performance parameter for FVM solvers, a large-ish value should be best
466 % when relatively few threads per MPI rank are in use (~4). However, maximum
467 % parallelism
468 % is obtained with EDGE_COLORING_GROUP_SIZE=1, consider using this value only if SU2
469 % warns about low coloring efficiency during preprocessing (performance is usually
470 % worse).
471 % Setting the option to 0 disables coloring and a different strategy is used instead,
472 % that strategy is automatically used when the coloring efficiency is less than
473 % 0.875.
474 % The optimum value/strategy is case-dependent.
475 % EDGE_COLORING_GROUP_SIZE= 512
476 %
477 % Independent "threads per MPI rank" setting for LU-SGS and ILU preconditioners.
478 % For problems where time is spend mostly in the solution of linear systems (e.g.
479 % elasticity,
480 % very high CFL central schemes), AND, if the memory bandwidth of the machine is

```

```
saturated
477 % (4 or more cores per memory channel) better performance (via a reduction in
linear iterations)
478 % may be possible by using a smaller value than that defined by the system or in
the call to
479 % SU2_CFD (via the -t/--threads option).
480 % The default (0) means "same number of threads as for all else".
481 % LINEAR_SOLVER_PREC_THREADS= 0
482 %
483 % ----- SCREEN/HISTORY VOLUME OUTPUT -----%
484 %
485 % Screen output fields (use 'SU2_CFD -d <config_file>' to view list of available
fields)
486 SCREEN_OUTPUT= (INNER_ITER, WALL_TIME, RMS_DENSITY, RMS_MOMENTUM-X,
RMS_MOMENTUM-Y, RMS_ENERGY, DRAG, LIFT, FORCE_Z, FORCE_X AOA, AVG_CFL)
487 %
488 % History output groups (use 'SU2_CFD -d <config_file>' to view list of available
fields)
489 HISTORY_OUTPUT= (ITER, RMS_RES, AERO_COEFF, AOA, CFL_NUMBER)
490 %
491 % Volume output fields/groups (use 'SU2_CFD -d <config_file>' to view list of
available fields)
492 VOLUME_OUTPUT= (COORDINATES, SOLUTION, PRIMITIVE)
493 %
494 % Writing frequency for screen output
495 SCREEN_WRT_FREQ_INNER= 1
496 %
497 SCREEN_WRT_FREQ_OUTER= 1
498 %
499 SCREEN_WRT_FREQ_TIME= 1
500 %
501 % Writing frequency for history output
502 HISTORY_WRT_FREQ_INNER= 1
503 %
504 HISTORY_WRT_FREQ_OUTER= 1
505 %
506 HISTORY_WRT_FREQ_TIME= 1
507 %
508 % Writing frequency for volume/surface output
509 OUTPUT_WRT_FREQ= 1000
510 %
511 % ----- INPUT/OUTPUT FILE INFORMATION -----%
512 %
513 % Mesh input file
514 MESH_FILENAME= mesh_out.su2
515 %MESH_FILENAME= Boeing.Babcock.WB.ae2.50deg.UnstrMixedElement.M.b8.cgns
516 %
517 % Mesh input file format (SU2, CGNS)
518 MESH_FORMAT= SU2
519 %
520 % Mesh output file
521 MESH_OUT_FILENAME= mesh_out.su2
522 %
523 % Restart flow input file
524 SOLUTION_FILENAME= solution_flow.dat
525 %
526 % Restart adjoint input file
527 SOLUTION_ADJ_FILENAME= solution_adj.dat
528 %
529 % Output tabular file format (TECPLOT, CSV)
530 TABULAR_FORMAT= CSV
531 %
```

```
532 % Files to output
533 % Possible formats : (TECPLOT, TECPLOT_BINARY, SURFACE_TECPLOT,
534 % SURFACE_TECPLOT_BINARY, CSV, SURFACE_CSV, PARAVIEW, PARAVIEW_BINARY,
SURFACE_PARAVIEW,
535 % SURFACE_PARAVIEW_BINARY, MESH, RESTART_BINARY, RESTART_ASCII, CGNS, STL)
536 % default : (RESTART, PARAVIEW, SURFACE_PARAVIEW)
537 OUTPUT_FILES= (RESTART, PARAVIEW, SURFACE_PARAVIEW, SURFACE_CSV)
538 %
539 % Output file convergence history (w/o extension)
540 CONV_FILENAME= history
541 %
542 % Output file with the forces breakdown
543 BREAKDOWN_FILENAME= forces_breakdown.dat
544 %
545 % Output file restart flow
546 RESTART_FILENAME= restart_flow.dat
547 %
548 % Output file restart adjoint
549 RESTART_ADJ_FILENAME= restart_adj.dat
550 %
551 % Output file flow (w/o extension) variables
552 VOLUME_FILENAME= flow
553 %
554 % Output file adjoint (w/o extension) variables
555 VOLUME_ADJ_FILENAME= adjoint
556 %
557 % Output Objective function
558 VALUE_OBJFUNC_FILENAME= of_eval.dat
559 %
560 % Output objective function gradient (using continuous adjoint)
561 GRAD_OBJFUNC_FILENAME= of_grad.dat
562 %
563 % Output file surface flow coefficient (w/o extension)
564 SURFACE_FILENAME= surface_flow
565 %
566 % Output file surface adjoint coefficient (w/o extension)
567 SURFACE_ADJ_FILENAME= surface_adjoint
568 %
569 % Read binary restart files (YES, NO)
570 READ_BINARY_RESTART= YES
571 %
572 % Reorient elements based on potential negative volumes (YES/NO)
573 % REORIENT_ELEMENTS= YES
574
```