

# **Presnosť výpočtov nestlačiteľného prúdu okolo profilu krídla pomocou CFD softvéru FLUENT.**

**Ing. Peter Gašparovič**

**Katedra leteckého inžinierstva,**

**Vojenská letecká akadémia gen. M. R. Štefánika v Košiciach**

## **Abstrakt:**

*Veľmi dobrým meradlom presnosti konkrétneho CFD softvéru môže slúžiť výpočet nestlačiteľného prúdenia okolo profilu krídla v oblasti okolo kritického Reynoldsovho čísla. Článok sa zaoberá hodnotením softvéru FLUENT 5 pri výpočte charakteristík profilu UA2-(180).*

## **Úvod**

V posledných desiatich rokoch sa veľmi rozšírilo praktické používanie numerických metód v aerodynamických výpočtoch pri návrhu rôznych zariadení. Najvýraznejšie postavenie v tomto smere získali metódy výpočtovej dynamiky plynov, označované skratkou CFD (z anglického "Computational Fluid Dynamics"). Zložitá povaha javu, ktorý sa týmito metódami modeluje, sa odráža aj v teoretickej náročnosti týchto metód pre obsluhu. Od obsluhy sa požaduje kvalifikovaná interpretácia výsledkov a správne formulovanie úloh. Kvalifikované používanie týchto metód je možné len na základe určitých skúseností. Aj preto vystupuje v praxi do popredia potreba objektívneho hodnotenia presnosti týchto metód.

## **Výber úlohy pre hodnotenie presnosti**

Spoločlivé hodnotenie presnosti konkrétneho výpočtu je možné získať až pri porovnaní s výsledkami experimentu. Výsledok tohoto porovnania však možno úspešne aplikovať na celú triedu podobných úloh. Niektoré triedy úloh sú z hľadiska komplexnosti javov prítomných pri prúdení náročnejšie na presnosť výpočtu a aj ich využitie pri hodnotení CFD softvéru bude mať vyššiu hodnotu. Z tohoto pohľadu patrí medzi vhodné úlohy výpočet charakteristík profilu krídla. Pre porovnanie presnosti je však potrebné mať aj experimentálne výsledky. Tu sa takisto javí obtokanie profilu krídla ako vhodná úloha. Riešenie tohoto problému v leteckom priemysle vždy prinášalo výhody a tak máme dnes obrovské množstvo profilov odskúšaných za rôznych podmienok a v rôznych na sebe navzájom nezávislých aerodynamických laboratóriách. Prevažná väčšina voľne dostupných údajov sa vzťahuje k podzvukovým profilom.

### ***Výber vhodného profilu***

Obtiažnosť výpočtu odporových, vztlakových a momentových charakteristík profilu je spôsobená fyzikálne a numericky. Z hľadiska fyzikálneho dochádza v oblasti kritických Reynoldsových čísiel k zložitým javom sprevádzajúcim prechod laminárnej medznej vrstvy do turbulentnej, pričom obtekanie profilu na vysokých uhloch nábehu je citlivé aj na tu najmenšiu zmenu podmienok. Z hľadiska numerického robí najväčší problém stanovenie aerodynamického odporu. Výsledný odpor (resp. jeho tlaková zložka) býva pomerne malé číslo, ktoré vzniká ako rozdiel pri integrovaní pomerne veľkých hodnôt miestneho statického tlaku po celom povrchu. Ako vhodný profil bol vybratý profil UA(2)-180 vyvinutý na Albertskej univerzite (Kanada). Profil má pri Reynoldsovom čísle 2 200 000 maximálny súčiniteľ vztlaku 1,67. Tvar profilu bol navrhnutý tak aby na hornom povrchu prechádzala laminárna medzná vrstva do turbulentnej bez veľkej oblasti separácie medznej vrstvy. Charakteristiky profilu boli získané meraním v aerodynamickom tuneli s nízkou intenzitou vlastnej turbulencie a boli potvrdené výpočtom pomocou špecializovaného softvéru využívajúceho na tieto účely vyvinutú integrálnu metódu.

### ***Popis programového systému FLUENT***

FLUENT je univerzálny CFD výpočtový systém. Škála dostupných fyzikálnych modelov umožňuje riešiť väčšinu vyskytujúcich sa režimov prúdenia. Vo verzii číslo 5 umožňuje tento systém výpočty aj na neštruktúrovaných a hybridných sieťach, ako aj použitie vzájomne sa pohybujúcich sietí. FLUENT 5 umožňuje riešiť prúdenie na základe zonálneho prístupu - niektoré zóny prúdenia sú riešené ako čisto laminárne a iné môžu byť súčasne modelované ako turbulentné. Použitý riešič využíva metódu konečných objemov - FVM (Finite Volume Method). Konečný objem je definovaný pomocou elementárnych prvkov - buniek. Počet buniek v modele je obmedzený iba možnosťami hardvéru.

### ***Výpočtový model***

Výpočtový model je reprezentovaný výpočtovou sieťou a okrajovými podmienkami. Výpočtová sieť je vytvorená na základe geometrického modelu tvaru profilu a výpočtovej oblasti. Tvar profilu bol rekonštruovaný z publikovaných súradníc [4] aproximáciou pomocou NURBS krivky 4. rádu so spojitosťou G2. Vonkajšia hranica prúdu (výpočtová oblasť) bola definovaná kruhom s polomerom rovným dvadsaťnásobku hĺbky profilu. Pre výpočet bola zvolená hybridná sieť. Medzná vrstva je výhodne diskretizovaná pomocou štvoruholníkových prvkov s veľkou hustotou a zvyšok prúdového poľa je vyplnený trojuholníkovými prvkami s plynulým prechodom hustoty medzi profilom a hranicou oblasti. Kvôli presnému výpočtu odporu na nízkych uhloch nábehu bol modelovaný prechod medznej vrstvy. Za tým účelom bola sieť v 40% hĺbky profilu rozdelená na laminárnu a turbulentnú zónu. Celkovo bolo použitých 39474 buniek, 72356 plošiek a 32882 uzlov. Hranica výpočtovej oblasti bola definovaná ako rýchlostný vstup, teda ako okrajové podmienky boli zvolené rýchlosť vzduchu a pomer turbulentnej a laminárnej viskozity. Rýchlosť zodpovedá Reynoldsovmu číslu 2 200 000, a pomer viskozity bol zvolený s ohľadom na nízkou

intenzitu turbulencie pri experimente. Jeho hodnota sa preto rovná jednej. Pretože ide o hlboko podzvukové prúdenie, parametre vzduchu boli definované ako konštantné. Na výpočet turbulencie v turbulentnej zóne bol použitý jednoduchý model turbulencie Spalart-Allmaras. Tlaková podmienka je definovaná pomocou normálneho atmosférického tlaku  $p=101\,325$  Pa v mieste na okraji výpočtovej oblasti. Prúdenie bolo uvažované ako stacionárne, pričom bolo nutné postupne spočítať niekoľko uhlov nábehu pre získanie úplných charakteristík. Zmena uhla nábehu sa definovala zmenou vektora rýchlosti na okraji výpočtovej oblasti.

### ***Interpretácia vypočítaných výsledkov***

Získané integrálne hodnoty (odpor a vztlak) boli vyjadrené v podobe bezrozmerných súčiniteľov a pre porovnanie vynesené v podobe poláry aj s publikovanými hodnotami získanými meraním. Súčiniteľ odporu je značne vzdialený od nameranej hodnoty, ale súčiniteľ vztlaku a klopivého momentu sleduje celkom verne namerané charakteristiky. Rozdiel je zreteľný až pri vyšších uhloch nábehu, kde sa prejavuje posun bodu prechodu medznej vrstvy a objavenie sa oblasti spätného prúdenia. Preto bola vykonaná ešte jedna séria výpočtov, pri ktorých bola laminárna zóna zmenená na turbulentnú. Táto séria výpočtov slúžila k výpočtu charakteristík na vyšších uhloch nábehu. Experiment potvrdzuje hodnotu maximálneho súčiniteľa vztlaku vypočítanú vo FLUENT-e, aj keď sklon vztlakovej krivky je o niečo menší. Porovnanie grafov na ktorých je znázornené rozdelenie súčiniteľa statického tlaku po hĺbke profilu dáva tušiť, že pri rekonštruovaní tvaru profilu v hornej časti došlo k nedokonalému prenosu. Je to spôsobené veľkým rozptylom publikovaných súradníc a ich malou hustotou. Nepatrná zmena tvaru v tejto citlivej časti zrejme spôsobila nedostatočnú destabilizáciu laminárnej medznej vrstvy a tým aj nepriaznivý posun bodu prechodu. Z tlakového rozloženia je zreteľné, že v tých oblastiach kde dochádza k prechodu sa stáva výpočet laminárneho prúdenia nestabilný. Výpočet laminárnej medznej vrstvy sa nezlepšil ani zhustením siete tesne pri povrchu. Na stabilitu výpočtu laminárnej medznej vrstvy má pravdepodobne najväčší vplyv štvorok použitých konečných prvkov, ktorá v tomto prípade dosahuje hodnotu 5. Rozdiel medzi zmeraným a vypočítaným priebehom tlaku je zrejme spôsobený systémovou chybou publikovaných výsledkov, pretože integrálne hodnoty vztlaku a klopiv. momentu sú v zhode, a na druhej strane by mal byť na odtokovej hrane vyšší tlak.

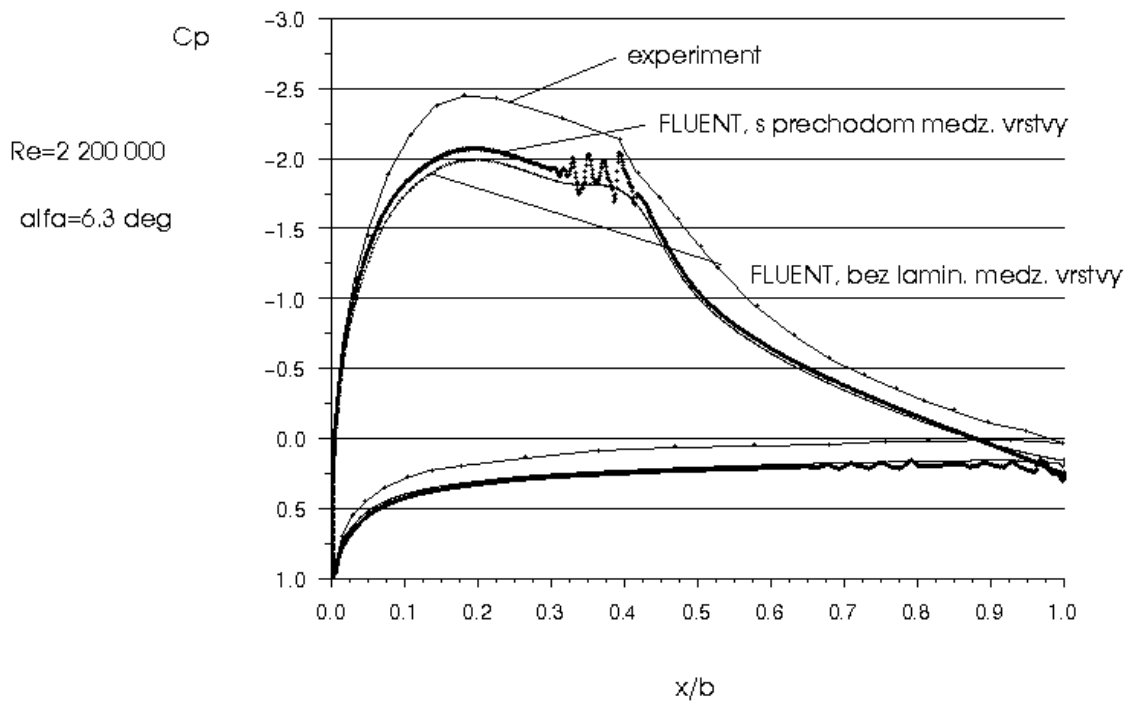
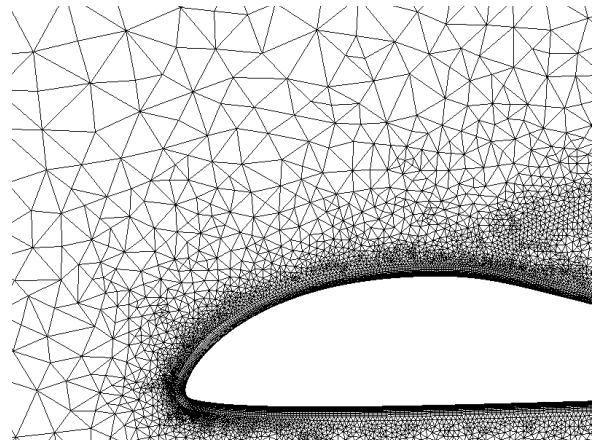
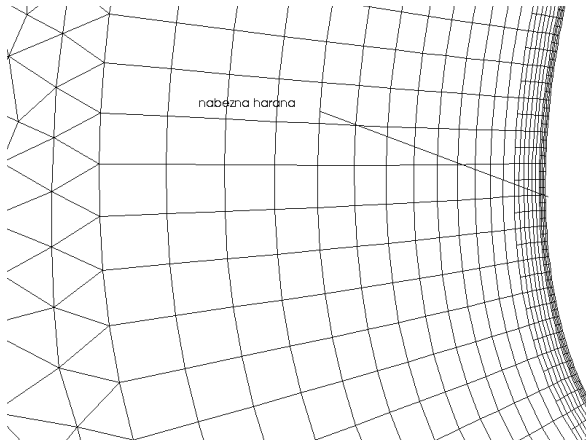
### ***Záver***

Systém FLUENT 5 je dostatočne presný pri výpočte turbulentného prúdenia a umožňuje presne spočítať vztlakové a momentové charakteristiky profilu. Presnosť výpočtu odporových charakteristík možno do značnej miery ovplyvniť hustotou siete a jej kvalitou tesne pri povrchu krídla. Začínajú tomu naznačovať aj ďalšie medzitým započaté výpočty. Ukázalo sa že pri podobných profiloch je najdôležitejšia presná rekonštrukcia tvaru profilu v strednej časti horného povrchu. Ďalšie spresnenie je možné pri modelovaní prechodu medznej vrstvy na hornom povrchu. Prekážkou je však náchylnosť FLUENT-u k nestabilite výpočtu laminárnej medznej

vrstvy v prechodnej oblasti a malé možnosti pri úprave bodu prechodu. Tu sa prejavuje malá špecializácia systému FLUENT na podobnú triedu úloh. Bod prechodu je totiž nutné poznať ešte pred samotným výpočtom, pričom výhodné by bolo spočítať najprv plne turbulentnú medznú vrstvu a na základe získaného rozdelenia statického tlaku určiť bod prechodu a dodatočne určiť oddelenú zónu turbulentného prúdenia. Tento problém je však možné riešiť algoritmicky.

### **Literatúra**

- [1] W. H. Mason: *Computational Aerodynamics*, 1997,  
[http://www.aoe.vt.edu/aoe/faculty/Mason\\_f/MRsoft.html](http://www.aoe.vt.edu/aoe/faculty/Mason_f/MRsoft.html)
- [2] J. J. Bertin, M. L. Smith: *Aerodynamics for Engineers*, New Jersey 1989.
- [3] Fluent, Inc., Lebanon: *FLUENT 5. User's Guide*, Volume 1-4, 1998.
- [4] J. Marsden: *A High-lift wing section for light aircraft*. Canadian Aeronautics and Space Journal, vol. 34, 1998, č. 1, s. 55-60.



Rozloženie tlak. sucinitela, uhol nabehu= 6.3 stup.

Jul 18, 2000  
 FLUENT 5.1 (2d, coupled exp, S-A)

