

**VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV**

Ing. Antonín Tetiva

**Vymezení aplikačních oblastí metod CFD ve
vývojovém procesu letounu a jejich použití při
návrhu vztlakové klapky**

**Application of CFD Methods at Aircraft
Development, Design of Flaps**

Teze doktorské disertační práce

PhD Thesis

Obor:

Konstrukční a procesní inženýrství

Oponenti:

Prof. Ing. Václav Brož, CSc.

Doc. Ing. Josef Florián, CSc.

Prof. Ing. Jaroslav Salga, CSc.

Školitel:

Prof. Ing. Karol Filakovský, CSc.

Datum obhajoby: 13.6.2001

© 2001 Antonín Tetiva
ISBN 80-214-1919-9
ISSN 1213-4198

Obsah

| | |
|---|----|
| Seznam symbolů..... | 4 |
| Úvod..... | 5 |
| Cíle disertační práce | 6 |
| Přehled používaných metod CFD..... | 7 |
| Výpočet tlakového rozložení na leteckém profilu panelovou metodou..... | 9 |
| Modelový výpočet | 13 |
| Závěr | 18 |
| Summary | 20 |
| Literatura..... | 21 |
| Odborný životopis | 23 |

Seznam symbolů

| | |
|---------------------|--|
| \vec{n} | jednotkový vektor normály k ploše |
| p | tlak [N m^{-2}] |
| \vec{r} | průvodič (radiusvektor) [m] |
| v | rychlost [ms^{-1}] |
| v_n | normálová složka rychlosti [ms^{-1}] |
| v_s | tangenciální složka rychlosti [ms^{-1}] |
| S | délka panelu [m] |
| s | souřadnice měřená podél panelu [m] |
| X, Y | souřadnice uzlového bodu |
| x_i, y_i | souřadnice kontrolního bodu |
| v_∞ | rychlost nerušeného proudu [ms^{-1}] |
| v_i | místní bezrozměrná tečná rychlost [-] |
| β | úhel mezi normálou panelu a nabíhajícím proudem [$^\circ$] |
| γ | cirkulace vztažená na jednotku délky [m^2s^{-1}] |
| γ'_i | místní bezrozměrná cirkulace [-] |
| Γ | cirkulace [m^3s^{-1}] |
| δ_{kl} | úhel výchylky vztlakové klapky [$^\circ$] |
| ρ | hustota [kg m^{-3}] |
| π | Ludolfovo číslo |
| Φ | potenciál rychlosti [m^2s^{-1}] |
| C_{p_i} | tlakový součinitel [-] |

Úvod

Křídlo letounu jako hlavní zdroj vztlakové síly, musí bezpečně pokrýt nároky na produkovaný vztlak v širokém rozsahu letových režimů. Ze známé inverzní závislosti mezi rychlostí letu a hodnotou součinitele vztlaku potřebnou pro vodorovný ustálený let plyne, že pro dosažení vyšší rychlosti, požadujeme nízké hodnoty součinitele vztlaku a naopak. Praxe ukazuje, že minimální rychlost bez použití vztlakové mechanizace u subsonických letounů odpovídá přibližně třetině rychlosti maximální. Je zřejmé, že bez použití prostředků pro zvýšení vztlaku nelze dodržet předepsanou hodnotu přistávací rychlosti.

Snížení minimální rychlosti letounu lze dosáhnout snížením hmotnosti letounu, zvětšením plochy křídla a zvýšením hodnoty maximálního součinitele vztlaku. Nejčastěji používaným prostředkem zvyšujícím hodnotu maximálního součinitele vztlaku jsou vztlakové klapky. Při jejich návrhu vycházíme ze znalostí tlakového rozložení po profilu. Zdrojem těchto dat jsou především tunelová měření a v poslední době také matematické modelování proudění.

Tunelová měření poskytují poměrně přesná data. Často jsme však omezeni velikostí a výkonem dostupného aerodynamického tunelu. Moderní metody matematického modelování proudění (computational fluid dynamics – dále jen CFD) poskytují spojitý obraz proudového pole na rozdíl od měření, kde získáváme diskrétní hodnoty měřené veličiny. CFD tak umožňuje lépe pochopit a analyzovat řešený problém. Tyto metody jsou však náročnější na kvalitu vstupních dat a na výkon použitého počítače, ve srovnání s metodami vycházejícími z jednodušších modelů potenciálního proudění. V počátečních fázích vývoje letounu se často spokojíme jen s kvalitativním porovnáním aerodynamických parametrů. V tomto případě je výhodné využít jednodušších, na čas a výkon počítače méně náročných metod. Získáme tak informace s postačující přesností daleko levněji.

Přesnější metody CFD reprezentované metodou konečných objemů (resp. metodou konečných prvků) nacházejí své uplatnění v pozdějších fázích vývoje při výběru konečné varianty.

Cíle disertační práce

Navrhnout postup použití metod CFD při aerodynamickém návrhu vztlakové mechanizace křídla. Použité výpočtové metody volit s ohledem na požadovanou přesnost výpočtu v dané vývojové fázi.

Za tímto účelem:

- 1) Zpracovat přehled metod výpočtové aerodynamiky (CFD) používaných v současné době v leteckém průmyslu.
- 2) Vypracovat počítačový program pro výpočet tlakového rozložení po těživě leteckého profilu s dvoušterbinovou klapkou, založený na panelové metodě.
- 3) Ověřit funkčnost programu a navrženého postupu modelovým výpočtem při úpravě tvaru kanálu mezi hlavním tělesem profilu a předklapkou. Získané výsledky porovnat s tlakovým rozložením vypočteným metodou konečných objemů reprezentovanou komerčním programem FLUENT 5.

Přehled používaných metod CFD

V této kapitole je uveden stručný přehled metod CFD používaných v současné době v leteckém průmyslu.

V dnešní době výkonných počítačů by se mohlo zdát, že použití metod vycházejících z předpokladu potenciálního proudění, již ztratilo své opodstatnění. I když mají svůj zenit za sebou, zůstávají stále v raných fázích vývojového procesu jedním z hlavních výpočtových nástrojů. K jejich přednostem patří nenáročnost na vstupní data (stačí pouze geometrické charakteristiky), snadná adaptabilita na měnící se geometrii a nízké nároky na kapacitu paměti a výkon počítače. Vzhledem k tomu, že v etapě předprojektu (resp. projektu) často nemáme k dispozici data v kvalitě a množství potřebném pro programy řešící proudění reálného plynu, představují tyto metody společně s poloempirickými metodami jeden z prostředků pro stanovení základních aerodynamických charakteristik. Použití panelových metod navíc umožňuje získat podklady pro předběžné pevnostní výpočty. Z názoru je zřejmé, že přesnost získaných výsledků odpovídá výchozímu předpokladu proudění ideálního plynu a kvalitě vstupních dat. Tyto metody lze tedy použít převážně pro kvalitativní odhad základních aerodynamických parametrů letounu nebo jeho komponent.

Druhou skupinu metod používaných v CFD představují techniky numerického řešení parciálních diferenciálních rovnic a jejich soustav, tedy metody pro řešení soustav rovnic vystupujících v úlohách mechaniky tekutin.

Jako jedna z nejdéle používaných metod je zde uvedena metoda konečných diferencí (dále jen MKD). V současné době sice není používaná v komerčních programech, ale častěji se s ní můžeme setkat ve „firemních“ programech, tedy v nekomerčních aplikacích vytvořených podniky pro vlastní potřebu. Je oblíbená pro svoji jednoduchost a názornost. Z historického hlediska tato metoda představuje výchozí základnu pro moderní numerické metody používané v CFD.

Metoda konečných prvků (dále jen MKP) vznikla původně pro potřeby pevnostních výpočtů. Do oblasti CFD pronikla až koncem sedmdesátých let. V současné době tvoří jádro mnoha komerčních

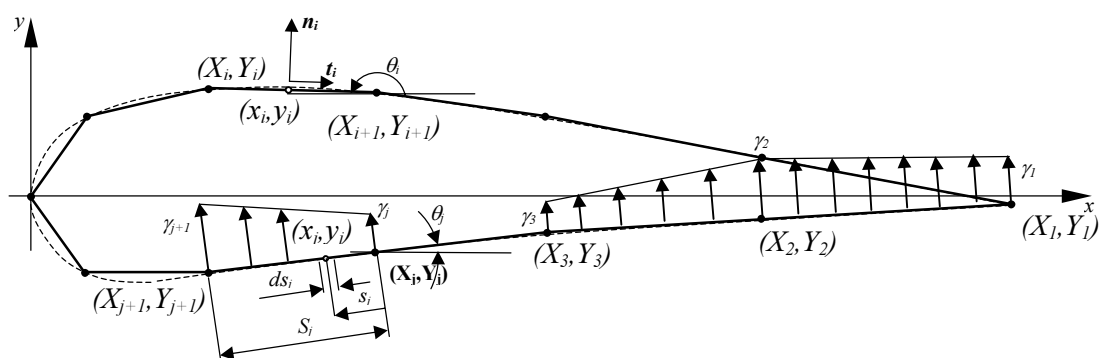
programů jako např. PAM-FLUID, PAM-FLOW, FIDAP a POLYFLOW. Nachází uplatnění zejména při řešení nízkorychlostního proudění, případně proudění nelineárních kapalin.

V dnešní době nejčastěji používanou metodou je metoda konečných objemů (dále jen MKO). Tato metoda řešení parciálních diferenciálních rovnic se začala v CFD více prosazovat začátkem devadesátých let. Z počátku byla její aplikace výrazně omezena požadavkem na strukturovanost výpočtové sítě. Po vyřešení tohoto problému se stala nejčastěji používanou metodou v komerčních programech pro simulaci proudění. Pro svou přímou vazbu mezi algoritmem a fyzikálními principy našla široké uplatnění v technické praxi. Její vlastnosti ji předurčují zejména k řešení problémů z oblasti aerodynamiky vysokých rychlostí.

Výpočet tlakového rozložení na leteckém profilu panelovou metodou

Pro výpočet tlakového rozložení na profilu křídla byla zvolena panelová metoda, která nahrazuje řešený profil uzavřeným polygonem tvořeným vírovými panely.

V tomto případě byla použita panelová metoda druhého řádu, kdy průběh cirkulace po panelech předpokládáme lineární, spojitý v uzlových bodech viz obr. 1. Uzlovými body zde označujeme body ležící na povrchu profilu, které jsou zároveň průsečíky dvou sousedních panelů.



Obr. 1 Náhrada profilu vírovými panely (metoda druhého řádu)

Při použití panelové metody druhého řádu můžeme bez problémů aplikovat Kuttovu podmínku přímo na odtokovou hranu.

Číslování panelů a uzlových bodů začíná od odtokové hrany a probíhá ve směru hodinových ručiček přes náběžnou hranu zpět. Při tomto postupu jsou počáteční bod prvního panelu a koncový bod posledního panelu totožné. Uprostřed panelů jsou definovány kontrolní body. V kontrolních bodech pak požadujeme splnění okrajové podmínky nulové rychlosti ve směru vnější normály k příslušnému panelu. Tato podmínka zajišťuje, že cirkulace γ vypočtené v uzlových bodech společně s paralelním proudem vytvářejí proudové pole jehož proudnice splývají s povrchem řešeného tělesa.

Rychlostní potenciál indukovaný infinitesimální částí j -tého vírového panelu o intenzitě γds v kontrolním bodě i -tého panelu o souřadnicích (x_i, y_i) viz obr.1 můžeme vyjádřit jako

$$d\phi(x_i, y_i) = -\frac{\gamma(s_j) ds_j}{2\pi} \Theta(s_j)$$

kde $\Theta_{i,j}$ je úhel, který svírá spojnice kontrolního bodu (x_i, y_i) a bodu na panelu j o souřadnicích (x_j, y_j) s osou x (viz obr. 1). Potom rychlostní potenciál indukovaný ve stejném bodě celým panelem j je dán výrazem

$$\phi(x_i, y_i) = -\int_{s_j} \frac{\gamma(s_j)}{2\pi} \Theta(s_j) ds_j$$

Úhel $\Theta(s_j)$ pak můžeme vyjádřit jako

$$\Theta(s_j) = \operatorname{arctg}\left(\frac{Y_i - y_j}{X_i - x_j}\right)$$

Označíme-li počet všech panelů polygonu, kterým nahrazujeme profil m , pak rychlost indukovaná všemi panely v kontrolním bodě (x_i, y_i) je

$$\phi(x_i, y_i) = -\sum_{j=1}^m \int_0^{s_j} \frac{\gamma(s_j)}{2\pi} \operatorname{arctg}\left(\frac{Y_i - y_j}{X_i - x_j}\right) ds_j$$

Je-li velikost rychlosti nerušeného proudu v_∞ a její vektor svírá s osou x úhel náběhu α , pak celková rychlost v kontrolním bodě (x_i, y_i) je dána výrazem

$$\phi(x_i, y_i) = v_\infty (x_i \cos \alpha + y_i \sin \alpha) - \sum_{j=1}^m \frac{\gamma(s_j)}{2\pi} \operatorname{arctg}\left(\frac{Y_i - y_j}{X_i - x_j}\right) ds_j$$

Protože předpokládáme lineární průběh cirkulace γ po panelu, lze $\gamma(s_j)$ rozepsat jako

$$\gamma(s_j) = \gamma_j + \frac{\gamma_{j+1} - \gamma_j}{S_j} s_j$$

Okrajovou podmínku v kontrolním bodě (x_i, y_i) , která předepisuje nulovou hodnotu rychlosti ve směru vnější normály pak můžeme vyjádřit ve tvaru

$$\frac{\partial}{\partial n_i} \phi(x_i, y_i) = 0; \quad i = 1, 2, \dots, m$$

Dosazením dříve uvedených vztahů do rovnice okrajové podmínky dostáváme

$$\frac{\partial}{\partial n_i} \left[\sum_{j=1}^m \frac{\gamma(s_j)}{2\pi} \operatorname{arctg} \left(\frac{Y_i - y_j}{X_i - x_j} \right) ds_j \right] = \sin(\theta_i - \alpha)$$

pro $i = 1, 2, \dots, m$

Výše uvedený vztah představuje soustavu m rovnic pro $m + 1$ hodnot γ_j v uzlových bodech (resp. ve vrcholech náhradního polygonu). Hodnoty γ_j stanovíme numericky po zavedení Kuttovy podmínky na odtokové hraně

$$\gamma'_1 + \gamma'_{m+1} = 0$$

Připojením k výše uvedené soustavě rovnic dostáváme soustavu $m + 1$ lineárních algebraických rovnic o $m + 1$ neznámých γ_j .

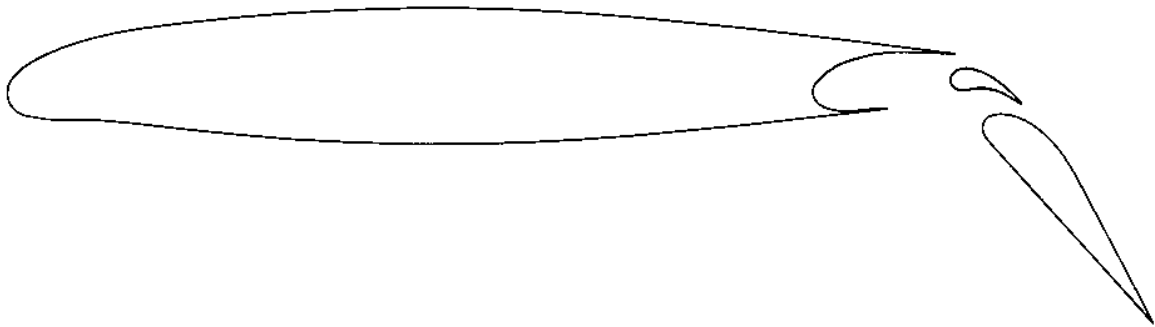
Po výpočtu neznámé intenzity cirkulace přikročíme k výpočtu rychlosti a tlaku v kontrolních bodech. Jak bylo uvedeno výše, v těchto bodech má rychlost pouze tangenciální složku. Označíme-li \mathbf{t}_i jednotkový tečný vektor i -tého panelu (viz obr.1), je místní bezrozměrná rychlost definovaná jako

$$v_i = \frac{\frac{\partial \phi_i}{\partial \mathbf{t}_i}}{v_\infty}$$

Tlakový součinitel vypočítáme ze vztahu odvozeného z Bernouliovy rovnice

$$C_{pi} = 1 - v_i^2$$

Výše uvedený postup ukazuje způsob výpočtu na profilu bez vztlakové mechanizace. Stejný postup byl aplikován při sestavování



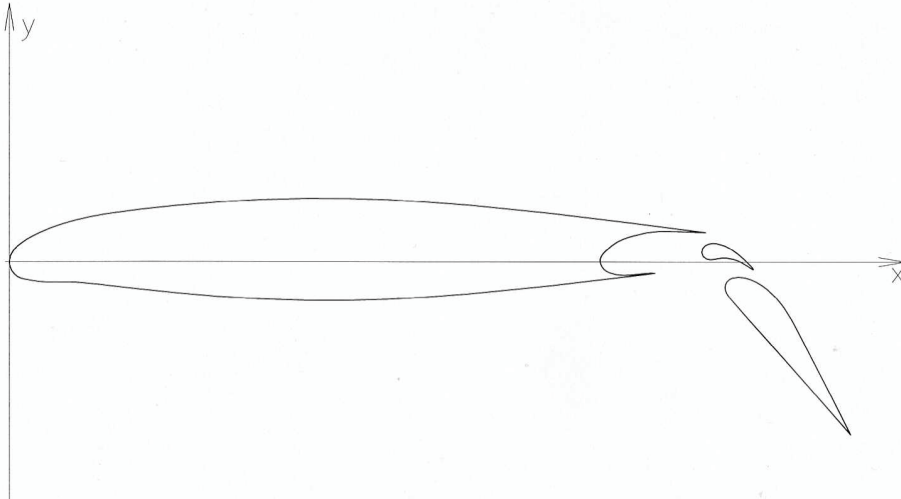
Obr.2 Profil s dvoušterbinovou klapkou

počítačového programu pro profil s dvoušterbinovou klapkou obr.2. Každý segment pokryjeme vřovými panely viz. obr.1. Začínáme od odtokové hrany hlavního segmentu po spodní straně profilu přes náběžnou hranu zpět. Analogicky postupujeme u předklapky a vlastní vztlakové klapky. Panely číslováme tak, že skládá-li se první segment z m panelů, na předklapce začínáme číslovat opět od odtokové hrany po spodní straně profilu panelem číslo $m + 1$.

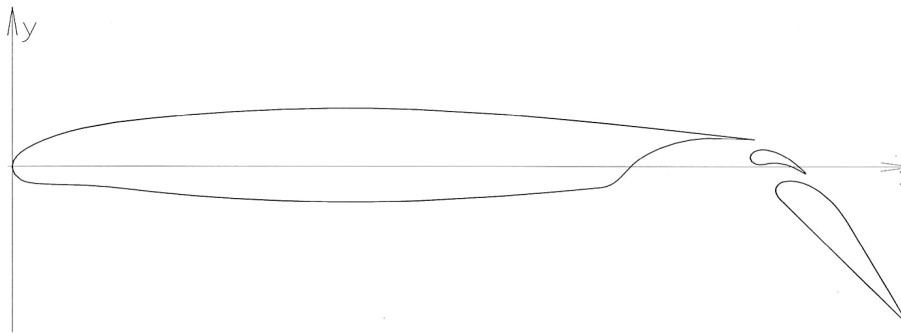
Díky tomu, že panely tvoří tři uzavřené mnohoúhelníky, posouvá se číslování uzlových bodů proti číslování panelů.

Modelový výpočet

Funkčnost počítačového programu popsaného v předchozí kapitole byla ověřována při návrhu modifikace vztlakové mechanizace profilu NACA 64 A012 M5. Předmětem úprav byl tvar kanálu mezi hlavním tělesem profilu a předklapkou. Porovnávané varianty řešení jsou uvedeny na obr.3



a) varianta A

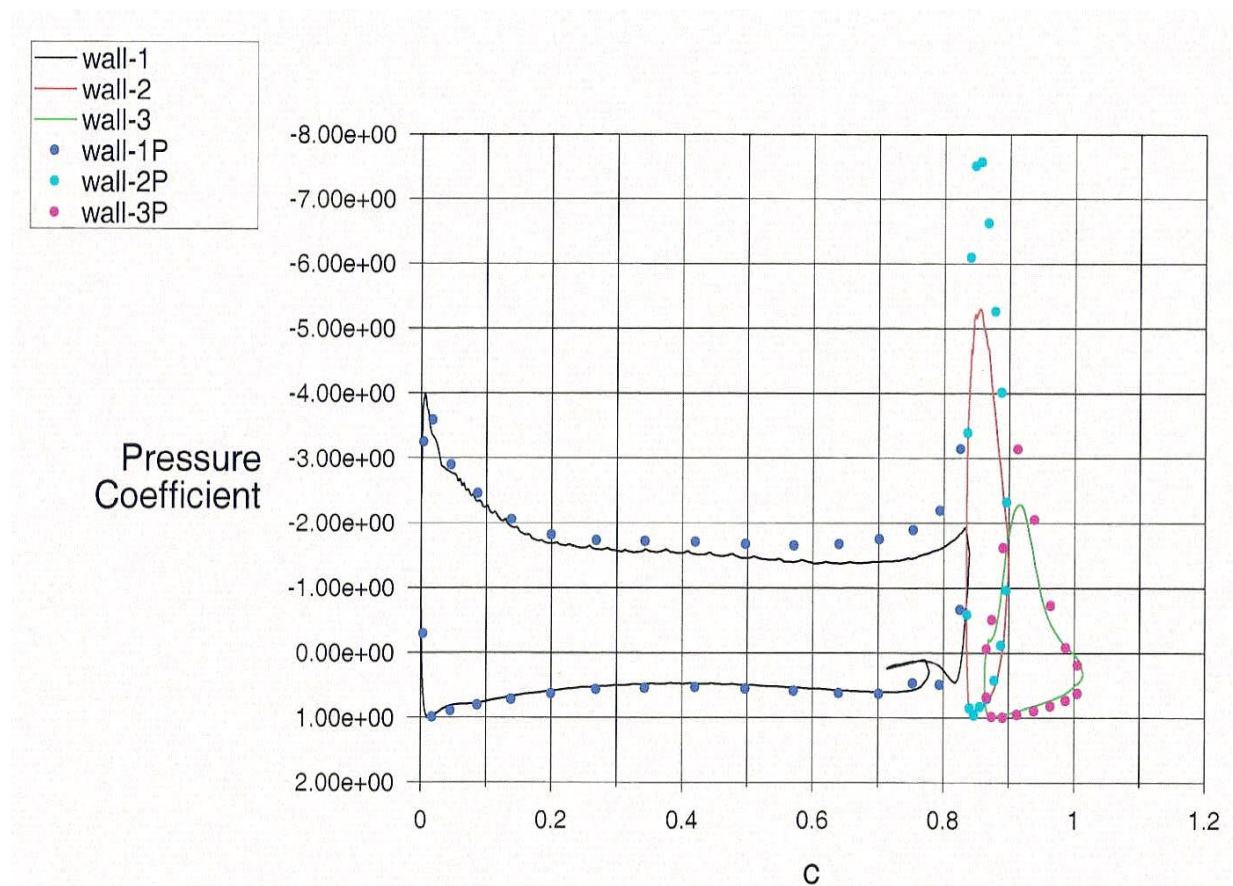


b) varianta B

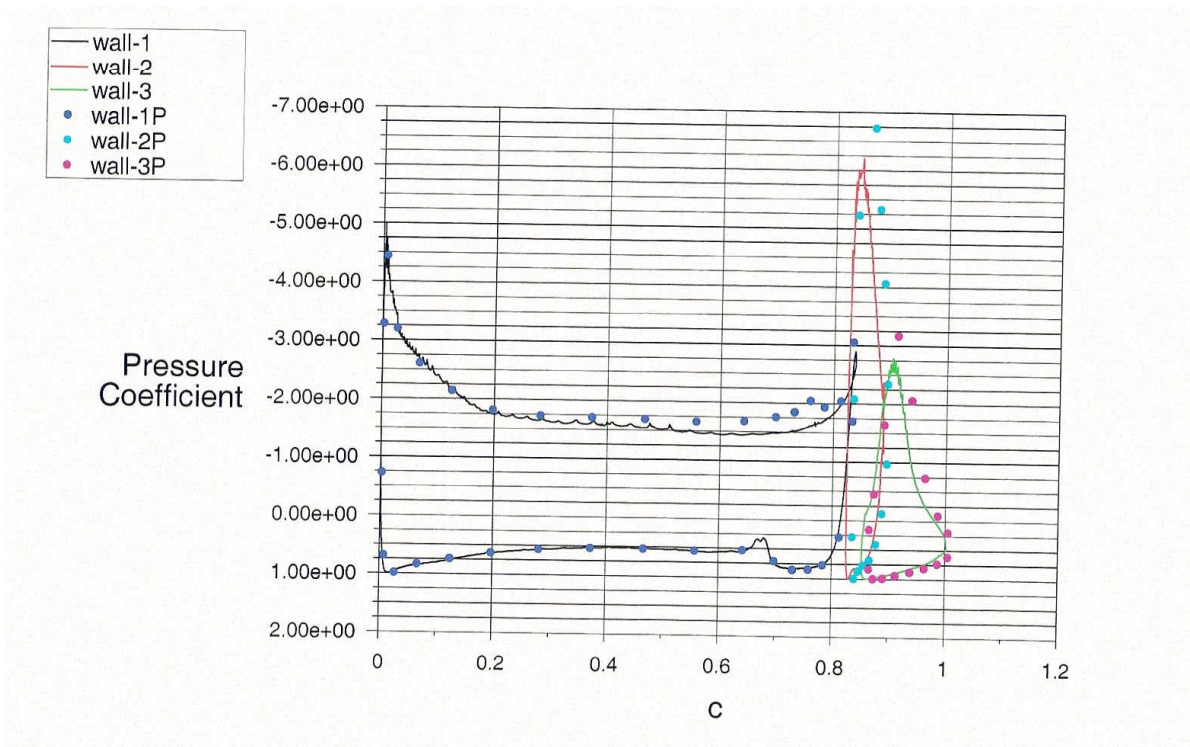
obr.3 Řešené varianty úpravy tvaru zadní části hlavního tělesa profilu NACA 64 A012 M5

Hlavním cílem výpočtu bylo ověření vlivu úpravy na vztlakovou křivku při výchylce klapky $\delta_{kl} = 52^\circ$. Současně s panelovou metodou, byla řešena stejná úloha programem FLUENT 5. Na obr. 4 - 7 jsou porovnávána tlaková rozložení vypočtená oběma metodami (hodnoty v grafech označené P jsou hodnoty vypočtené panelovou metodou). Jak se dalo očekávat, při vyšších úhlech náběhu se hodnoty c_p zjištěné panelovou metodou výrazně liší od výsledků získaných metodou konečných objemů. Při větších úhlech náběhu se výrazně projevují vlivy vazkosti. Pak je charakter proudění dosti vzdálen proudění potenciálnímu, což vede k selhání panelové metody.

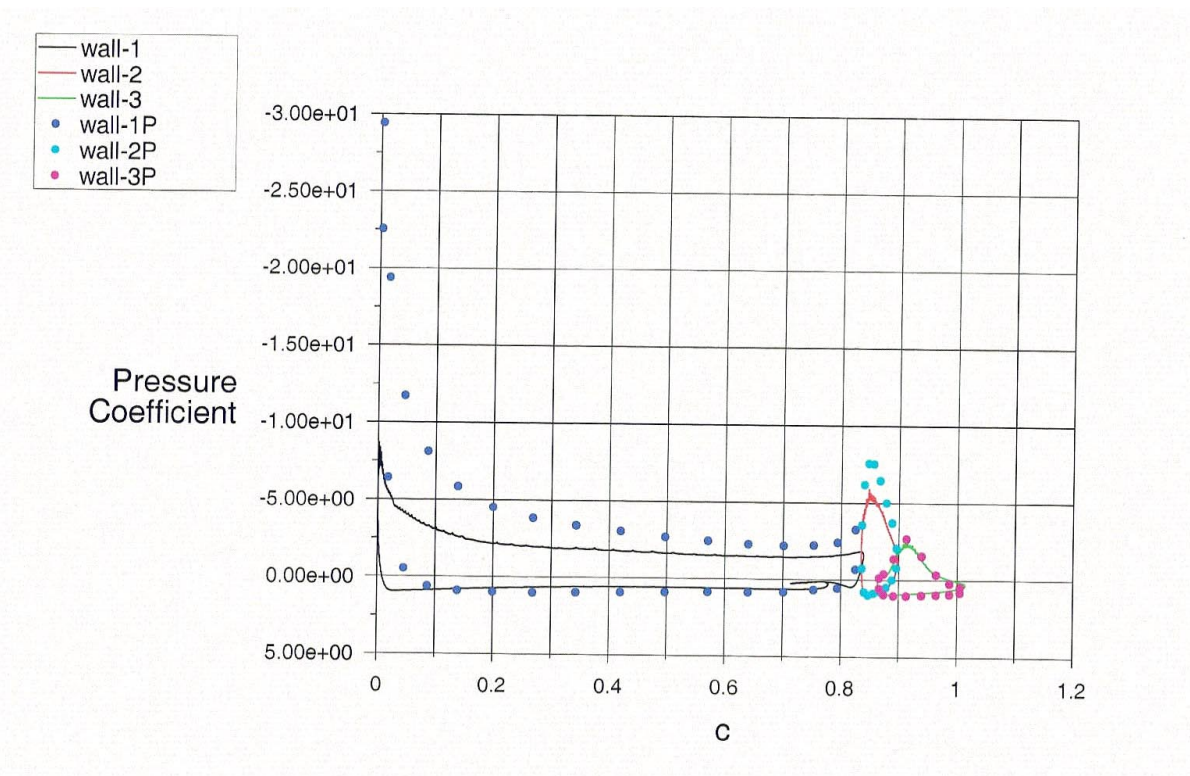
Z porovnání vztlakových křivek na obr.8 je vidět nadhodnocení součinitele vztlaku panelovou metodou. Při porovnání s experimentem vykazuje lepší shodu program FLUENT 5. Panelová metoda dobře vystihuje sklon vztlakové čáry.



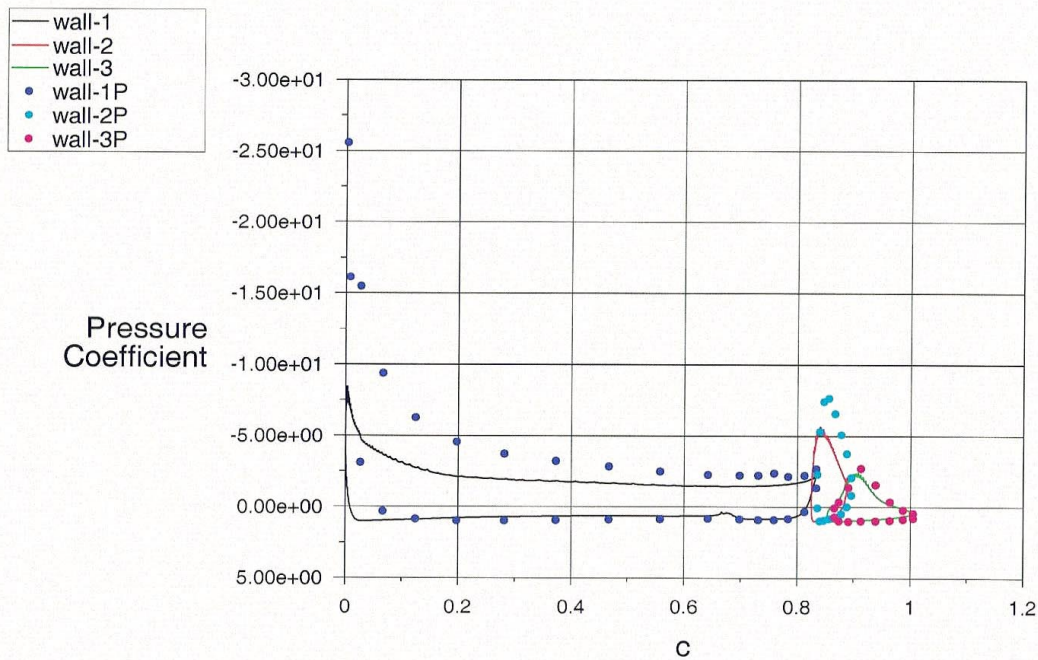
obr.4 Tlakové rozložení na profilu NACA 64 A012 M5 varianta A, $\alpha = -5,0^\circ$



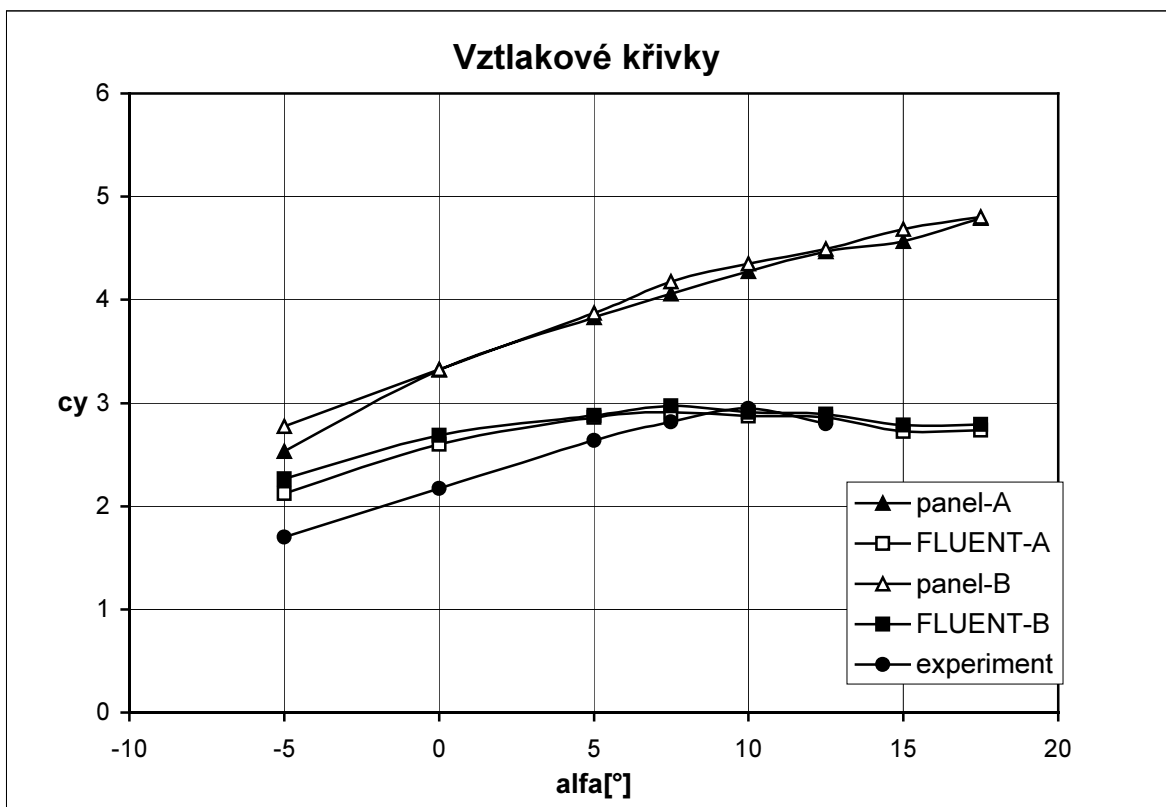
obr.5 Tlakové rozložení na profilu NACA 64 A012 M5 varianta B $\alpha = -5,0^\circ$



obr.6 Tlakové rozložení na profilu NACA 64 A012 M5 varianta A, $\alpha = 15,0^\circ$



obr.7 Tlakové rozložení na profilu NACA 64 A012 M5 varianta B, $\alpha = 15,0^\circ$



Obr.8 Porovnání vztlakových křivek

panel-A panelová metoda, varianta A
panel-B panelová metoda, varianta B
FLUENT-A FLUENT 5, varianta A
FLUENT-B..... FLUENT 5, varianta B
experiment..... tunel.měř., varianta B

Doba potřebná pro výpočet vztlakové křivky jedné tvarové varianty kanálu, tj. výpočet tlakového rozložení pro osm úhlů náběhu, se u panelové metody pohybovala v průměru okolo jedné minuty. Výpočet probíhal na PC s procesorem Intel Pentium 75Mhz, 16MB RAM. Řešení obtékání profilu pro jeden úhel náběhu programem FLUENT 5 trvalo na pracovní stanici SGI INDIGO IMPACT 2 s procesorem R 10000, 256 MB RAM v průměru třicet až čtyřicet minut.

Výše uvedené skutečnosti nemají být chápány jako porovnání obou metod. Stejně jako je neporovnatelná doba trvání výpočtu, nelze ani srovnávat množství a kvalitu informací, které získáme použitím zmíněných metod. Každá z nich má své místo a účel ve vývojovém procesu letounu. Z předchozího plyne, že uživatel by si měl vždy uvědomit co od výpočtu očekává, jak přesné řešení opravdu potřebuje a podle toho volit příslušný postup.

Závěr

Cílem disertační práce bylo navrhnout postup použití metod CFD v procesu vývoje letounu, se zaměřením na vztlakovou mechanizaci křídla. Za tímto účelem byl nejprve zpracován přehled základních výpočtových metod používaných v současné době v leteckém průmyslu.

Tento přehled ukazuje u každé uvedené výpočtové metody její základní principy přístupu k řešení proudění. Tímto jsou vymezeny oblasti použitelnosti příslušné metody, její přesnost, náročnost na kvalitu a množství vstupních dat a v neposlední řadě i požadavky na paměť a výkon počítače.

Znalost předchozího pak umožňuje v dané etapě vývojového procesu volit výpočtovou metodu tak, aby odpovídala kvalitativní úrovni dostupných vstupních dat a při tom poskytovala v rámci svých možností co nejpřesnější výsledky.

Pro výpočet tlakového rozložení a vztlakové křivky profilu s dvoušterbinovou vztlakovou klapkou byla zvolena panelová metoda, která nahrazuje počítaný profil přímkovými panely, s lineárním rozložením cirkulace podél panelu. Základní vztahy byly odvozeny pro čistý profil, ale lze je použít prakticky na jakémkoliv vztlakové těleso. Odvozené vztahy pak byly aplikovány při sestavení počítačového programu pro výpočet tlakového rozložení na profilu tvořeného třemi segmenty.

Funkčnost programu byla ověřena výpočtem rozložení tlakového součinitele na dvou modifikacích geometrie vztlakové mechanizace profilu NACA 64 A012 M5. Vypočítaná tlaková rozložení jsou porovnána s tlakovým rozložením získaným pomocí komerčního programu FLUENT 5, který danou úlohu řešil jako vazké turbulentní proudění metodou konečných objemů. Porovnání prokázalo velmi dobrou shodu obou metod z hlediska průběhu tlakového součinitele v případech s malým úhlem náběhu, tj. v případech kdy charakter proudění se blížil potenciálnímu proudění.

Následně vypočítané vztlakové čáry ukazují u panelové metody na velké nadhodnocení součinitele vztlaku ve srovnání s výsledky tunelových měření. To je dáno tím, že metoda vychází z předpokladu nevazkého a nevířivého proudění. V poměrně dobré shodě s experimentem je sklon vypočítané vztlakové křivky. To ukazuje na

možnosti využití panelové metody při odhadu trendu vývoje vztlakových charakteristik v závislosti na změnách geometrie vztlakové mechanizace (resp. celého profilu).

Z výše uvedeného vyplývá, že metody založené na řešení potenciálního proudění jsou jednoduchým, levným ale účinným nástrojem při odhadu aerodynamických charakteristik v počátečních fázích vývoje letounu. S jejich pomocí lze v krátké době analyzovat velké množství možných variant řešení. Zejména v těch případech, kdy provádíme pouze kvalitativní porovnání jednotlivých návrhů, se jeví jejich aplikace z hlediska času a nároků na použitý hardware efektivnější, než použití pokročilejších výpočtových metod.

Summary

At the initial stage of aircraft development the designer teams have, often in very short time, to analyse a large number of variants of the aerodynamic solution of the aircraft and its main parts. The choice of the optimum solution is related to an uncertainty depending on the designer's experience. A wrong decision at this stage can have significant influence on expenses of the new aircraft development and preparation of its production. The risk level can be essentially decreased if there is enough of serious data available for making the decision. As the source of these data aerodynamic tunnel tests as well as numerical flow simulation being quickly developed in recent years can serve.

Modern commercial programs provide the user with maximum comfort during preparation of the calculation as well as result evaluation. They make possible to find a detailed solution on complex geometries. But volume and quality of the received information is, on the other hand, counterbalanced by a longer time needed for preparation and realization of the calculations. Such programs also require more powerful hardware.

The aim of the present thesis is to show that beside the programs allowing a detailed solution of real fluid flows the aerodynamic workplace should be equipped with far simpler computational tools for a fast qualitative estimate. Such software comes in useful especially at the early stages of aircraft development or during fast comparison of several solution variants. At these stages of development process the high accuracy of the obtained results is not required; they are tendencies to study quantity behaviour caused by the proposed changes of appropriate parameters that presents the greatest interest for us.

The present thesis brings a brief review of computational methods used at present time in the field of external aerodynamics. Simplicity and plasticity of methods solving potential flows is demonstrated on an algorithm for calculation of pressure distribution on an airfoil with a double-slotted flap by means of a panel method. It results in a computer program, functionality of which is shown on a model calculation. The obtained data are compared with the solution of the same problem in FLUENT 5 commercial code.

The objective of the thesis is to supply designers with a kind of manual for more effective application of CFD within the framework of the design process.

Literatura

- [1] John F. Wendt: Computational Fluid Dynamics; Springer-Verlag 1992
- [2] Rudolf Dvořák, Karel Kozel: Matematické modelování v aerodynamice; Vydavatelství ČVUT, Praha 1996
- [3] Václav Brož: Aerodynamika nízkých rychlostí; Ediční středisko ČVUT, Praha 1981
- [4] Václav Brož: Aerodynamika vysokých rychlostí; Ediční středisko ČVUT, Praha 1984
- [5] N. F. Krasnov: Aerodynamika vyššaja škola; Moskva 1971
- [6] N. D. Halsey: Potential Flow Analysis of Multielement Airfoils Using Conformal Mapping; AIAA Journal, Vol.17, No.12, Article No 79-0271R, December 1979
- [7] P. A. Henne: Applied Computational Aerodynamics, Volume 125, Progress in Astronautics and Aeronautics; AIAA, Washington 1990
- [8] Z. Kopřiva, V. Ferencey: Základy metody konečných prvků; VAAZ Brno 1986
- [9] V. Tesař: Mezní vrstvy a turbulence; Ediční středisko ČVUT, Praha 1986
- [10] H. K. Versteeg, W. Malalasekera; An Introduction to Computational Fluid Dynamics, The Finite Volume Method; Longman Group Ltd. 1995
- [11] Chow C.-Y.: An Introduction to Computational Fluid Mechanics, Wily, New York, 1979

- [12] Anthony Ralstone: *Základy numerické matematiky*, Academia Praha 1978
- [13] D.R. Bristow: *Development of Panel Methods for Subsonic Analysis and Design*, NASA-CR-3234, Scientific and Technical Information Office, 1980
- [14] D.R. Bristow: *A New Surface Singularity Method for Multi-Elemental Airfoil Analysis and Design*, AIAA Paper 76-20, 1976
- [15] Stevens, W.A., Goradia, S.H., and Braden, J.A., : *Mathematical Model for Two-Dimensional Multi-Component Airfoils in Viscous Flow*, NASA CR-1843, July 1971
- [16] Karel Rektorys a spolupracovníci: *Přehled užití matematiky*, SNTL, Praha 1981
- [17] S.M. Belocerkovskij, B.K. Skripač: *Aerodinamičeskije proizvodnye letatělnovo apparata i krilja pri dozvukovyh skorost'jach*, Izdatělstvo NAUKA, Moskva 1975
- [18] D.R. Bristow: *Recent Improvments in Surface Singularity Methods for the Flow Field Analysis About Two-Dimensional Airfoils*. AIAA Paper 77-641, June 1977

Odborný životopis

- 1965-74 ZDŠ Černovice u Tábora
- 1974-78 Gymnasium Pelhřimov
- 1978-83 ČVUT Praha – FSI obor letadlová technika, stavba letadel
Diplomová práce: Optimalizace aerodynamických parametrů letounu M-1 se zaměřením na podélnou stabilitu
Státní závěrečná zkouška: Mechanika tekutin
Pružnost a pevnost
Ekonomika letecké výroby
- 1983-2000 Zaměstnání AERO Vodochody**
- 1983-84 Asistent (konstruktér) ve skupině drak letounu
- 1984-87 Skupina letového provozu
- Zpracování konstrukční dokumentace palubního registračního systému (PARES – havarijní zapisovač)
 - Vypracování algoritmů pro automatizované vyhodnocení činnosti pilota ze záznamu palubního registračního systému
- 1987-88 Návrhová skupina letounu L-19T pro základní výcvik
- Výpočet základních aerodynamických charakteristik letounu L-19T
 - Výpočet základních výkonů
 - Kontrola parametrů stability a říditelnosti letounu L-19T
- 1988-89 Skupina podvozku a řízení
- Spolupráce na programu pro automatizovaný návrh nelineárních mechanismů
 - Konstrukční práce na systémech podvozku a řízení
- 1989-99 Skupina automatizace inženýrských prací
- vývoj programu pro automatizovaný výpočet základních aerodynamických charakteristik letounu

- tj. zpracování poloempirické metody DATCOM do formy počítačového programu a její propojení s numerickými metodami.
- Program pro výpočet tlakového rozložení po rozpětí křídla libovolného tvaru panelovou metodou (Bělocerkovský)
- Vývoj programů pro podporu automatizovaného výpočtu motorových charakteristik.
- Spolupráce na studii zavádění komplexního informačního systému podniku
- Správce systému CAD programů se zaměřením na software pro aerodynamické výpočty pod operačním systémem UNIX
- Řešení úloh vnější a vnitřní aerodynamiky pomocí programových produktů firmy FLUENT
- Vývoj programu pro výpočet pohybu letounu z parametrů zaznamenaných havarijním zapisovačem.
- Vývoj programů pro usnadnění správy počítačové sítě s operačním systémem UNIX.

1999-02 Aerodynamika

- Numerická simulace proudění