

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

**Ing. Bohumír Strnad**

**2D ŘEŠENÍ AERODYNAMICKÝCH CHARAKTERISTIK  
VZTLAKOVÉ MECHANIZACE PANELOVOU METODOU  
DRUHÉHO ŘÁDU**

**2D SOLUTION OF THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE  
HIGH-LIFT DEVICES USING SECOND-ORDER PANEL METHOD**

ZKRÁCENÁ VERZE PH.D. THESIS

Obor: Konstrukční a procesní inženýrství

Školitel: Prof. Ing. Karol Fil'akovský, CSc.

Oponenti: Prof. Ing. Jaroslav Slaga, CSc.

Ing. Antonín Tetiva, Ph.D.

Ing. Pavel Růžička, Ph.D.

Datum obhajoby: 6. 11. 2003

## **KLÍČOVÁ SLOVA**

panelová metoda, vztlaková mechanizace

## **KEYWORDS**

panel method, high-lift devices

## **MÍSTO ULOŽENÍ PRÁCE**

Letecký ústav FSI VUT v Brně

© Bohumír Strnad, 2003

ISBN 80-214-2525-3

ISSN 1213-4198

## Obsah

1 Úvod	5
2 Obsah práce	6
2.1 Přehled uvedených CFD metod	6
2.2 Panelová metoda druhého řádu	6
2.3 Vliv pošinovací tloušťky mezní vrstvy	10
2.4 Počítačové zpracování – program ProfiDAT3	11
Databáze profilů	11
Správce projektů	12
Prohlížeč rozložení součinitele tlaku	12
Databáze polár	12
Pomocné součásti	13
3 Výsledky práce	14
3.1 Některé vlastnosti a požadavky na použitelnost uvedené panelové metody	14
3.2 Rychlost výpočtu	14
3.3 Srovnání výsledků s měřenými daty a s daty z programu XFOIL	15
Seznam použité literatury	17
Autorovo CV	18
Abstract	20



# 1 ÚVOD

Při vývoji a konstrukci letounu je jedním ze základních parametrů způsob zajištění potřebného vztlaku pro vzlet, let a přistání. U konvenčních letounů je hlavním zdrojem vztlakové síly křídlo. Potřebná vztlaková síla závisí na hmotnosti letounu, hustotě vzduchu, čtverci rychlosti, ploše křídla a součiniteli vztlaku. U klasických koncepcí je nejdůležitějším parametrem součinitel vztlaku.

Nejnižší součinitel vztlaku potřebuje letoun při cestovním režimu. Protože navíc i rychlost bývá vyšší než při startu a přistání, není potřeba ani vysoký součinitel vztlaku ani velká plocha křídla. Naopak při vzletu a přistání je potřeba snížit rychlost z důvodu ovladatelnosti letounu, technickým omezením a bezpečnosti. Vztlaková síla ale musí být přibližně stejná, proto je třeba zvýšit součinitel vztlaku nebo zvětšit plochu křídla, popřípadě obojí.

Nejčastější a v praxi také nejpoužívanější je použití vztlakové mechanizace. Ta pracuje na principu změny zakřivení profilu, popřípadě zvětšení plochy křídla nebo využití reakční síly vznikající při vyfukování. Jedná se o různé typy klapek a slotů.

Při návrhu letounu je konstruktér většinou odkázán na známá data již používaných systémů pro zvýšení vztlaku, na tunelová měření nebo na výpočetní metody.

Nejméně spolehlivá je metoda první. Využití podobného systému na obdobném stroji může skončit s naprosto jiným výsledkem. Tento postup využívají většinou malé společnosti, případně stavitelé ultraligtů.

Tunelová měření jsou velmi spolehlivá, ale také velmi náročná jak na čas, tak na finanční prostředky. Pokud konstruktér hledá optimální řešení a předpokládá se velké množství modifikací, může se jednat o nepřipustně náročnou záležitost i pro velké firmy. Protože je třeba zachovat podobnostní charakteristiky modelu a reálného letounu, může se stát, že parametry dostupného aerodynamického tunelu jsou nevyhovující. Optimální je využít tunelové zkoušky až jako ověření systému navrženého a „ověřeného“ pomocí nějaké výpočetní metody.

Obzvláště v posledních dvaceti letech s rozvojem výpočetní techniky došlo k velkému rozvoji programů modelujících proudění a také k zpřesňování výsledků výpočtů. Toho je dosaženo využitím složitějších a přesnějších modelů, ale také díky zrychlení samotných výpočtů. Dostupnost jak hardwarového tak softwarového vybavení v poslední době způsobila rozšíření výpočetních metod z uzavřených, vysoce specializovaných pracovišť do leteckých podniků a škol, tedy blíže praxi.

Prvními používané metody se omezovaly na výpočet dvourozměrného nestlačitelného potenciálního proudění. Postupem doby se od těchto jednoduchých úloh, mnohdy řešitelných i ručně přešlo až k výpočtům třírozměrného vazkého stlačitelného časově proměnného proudění. Jedná se o řešení zjednodušených Navier-Stokesových rovnic. Komerční produkty jako FLUENT, RAMPANT, PHOENICS a podobně jsou využívány například k výpočtu tlakového pole kolem celého letounu s vlivem země.

Zadání takové úlohy není zrovna jednoduché. To si tvůrci těchto komerčních systémů uvědomují a většinou dodávají také pre a post-procesory usnadňující přípravu modelu a vyhodnocení spočtených dat. Jedná se mnohdy o náročnější a složitější systémy než samotné „řešiče“.

I přesto, že tyto systémy jsou natolik komplexní a jejich omezení jsou malá, nemohou uspokojit všechny. Stále je zde prostor pro jednodušší, jednoúčelové metody dávající někdy méně přesné výsledky, ale při nepoměrně menších nárocích na obsluhu, použitý hardware a v neposlední řadě také na cenu. Komerční produkty jako XFOIL (pro školy volně použitelný) a MSES dávají velmi rychle natolik spolehlivé výsledky, že mnohdy jsou pro návrh letounu, nebo alespoň pro počáteční stádia návrhu, naprosto dostačující.

Je však třeba zdůraznit, že při konstrukci letounu ani ty nejdokonalejší metody nemohou nahradit experimentální metody reprezentované tunelovými měřeními a letovými zkouškami. Konečné řešení musí být experimentálními metodami ovlivněno.

## **2 OBSAH PRÁCE**

### **2.1 PŘEHLED UVEDENÝCH CFD METOD**

Z metod, které lze použít při výpočtu profilových charakteristik byly zmíněny, popřípadě i blíže popsány a odvozeny tyto:

- Metoda konformní transformace
- Panelové metody
- Metoda konečných rozdílů
- Metoda konečných prvků a
- Metoda konečných objemů

Největší význam pro získání dostatečně přesných dat s co nejmenšími nároky na uživatele byla vybrána panelová metoda druhého řádu s lineárním rozložením cirkulací na panelech. Byla modifikována pro výpočet indukovaných rychlostí resp. tlakového rozložení na více tělesech a tím uzpůsobena pro výpočet charakteristik vztlakových mechanizací.

Teoretické výsledky byly aplikovány v počítačovém programu ProfiDAT3, který je součástí disertační práce.

### **2.2 PANELOVÁ METODA DRUHÉHO ŘÁDU**

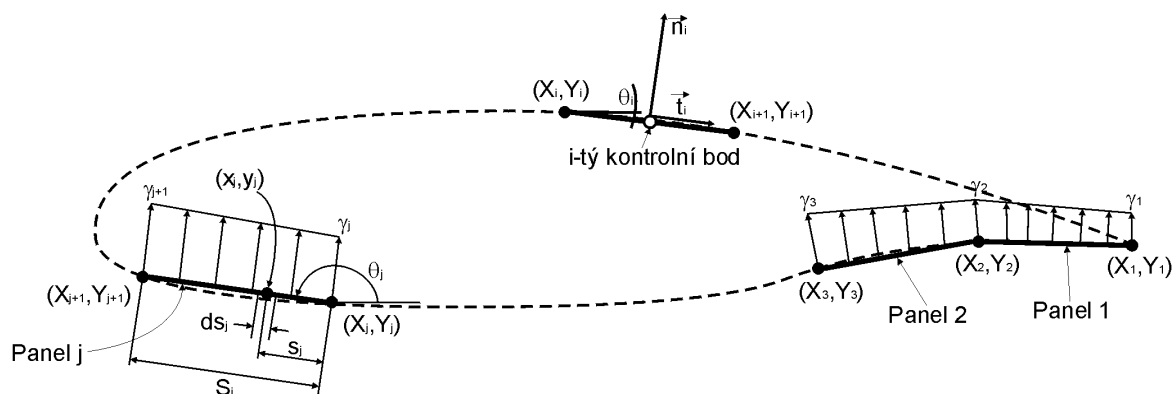
Pro řešení vybranou metodou předpokládáme:

- Intenzita cirkulace se na jednotlivých panelech lineárně mění;
- Intenzita cirkulace je spojitá po celém profilu;
- Kuttova podmínka je splněna na odtokové hraně;

- Profily s tupou odtokovou hranou musí mít blízko této hrany větší hustotu panelů;
- Panelování profilu je provedeno po směru hodinových ručiček od odtokové hrany profilu přes jeho spodní povrch, náběžnou hranu a horní povrch zpět na odtokovou hranu;
- Kontrolní body jsou voleny tak, že leží ve středu panelů a řešíme podmínku nulové normálové rychlosti v těchto bodech;
- Předpokládáme ustálené proudění o rychlosti  $V_\infty$  pod úhlem  $\alpha_\infty$ .

Profil je rozdělen na  $m+1$  krajních bodů panelů, z čehož plyne, že panelů, resp. kontrolních bodů je  $m$ .

Obrázek 1 znázorňuje základní rozměrové a proudové veličiny na profilu.



Obrázek 1 – Panelová metoda aplikovaná na jeden profil

Potom pro rychlostní potenciál v  $i$ -tém kontrolním bodě platí

$$\Phi(x_i, y_i) = V_\infty (x_i \cos \alpha_\infty + y_i \sin \alpha_\infty) - \sum_{j=1}^m \int_j \frac{\gamma(s_j)}{2\pi} \arctan\left(\frac{y_i - y_j}{x_i - x_j}\right) ds_j, \quad (1)$$

$$\text{kde } \gamma(s_j) = \gamma_j + (\gamma_{j+1} - \gamma_j) \frac{s_j}{S_j}. \quad (2)$$

Integraci je nutno provést na panelu mezi hraničními body panelu  $[X_j, Y_j]$  a  $[X_{j+1}, Y_{j+1}]$ .

$m+1$  neznámých  $\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_{m+1}$  je nutno řešit numericky. Pro vytvoření soustavy  $m$  rovnic využijeme podmínku nulové normálové rychlosti v kontrolních bodech

$$\frac{\partial \Phi(x_i, y_i)}{\partial n_i} = 0 \quad (3)$$

pro všechna  $i = 1, 2, \dots, m$ . Po dosazení rovnice (1) do rovnice (3) získáme vzorec

$$\frac{\partial \left( \sum_{j=1}^m \int_j \frac{\gamma(s_j)}{2\pi} \arctan\left(\frac{y_i - y_j}{x_i - x_j}\right) ds_j \right)}{\partial n_i} = \sin(\theta_i - \alpha_\infty). \quad (4)$$

Když provedeme integraci a diferenciaci, dojdeme ke vztahu

$$\sum_{j=1}^m (C_{n1_j} \gamma'_j + C_{n2_j} \gamma'_{j+1}) = \sin(\theta_i - \alpha_\infty), \quad (5)$$

kde je zavedena bezrozměrná intenzita cirkulace

$$\gamma'_j = \frac{\gamma_j}{2\pi V_\infty}. \quad (6)$$

Pro další řešení a pro přehlednost zavedeme několik proměnných:

$$A = -(x_i - X_j) \cos \theta_j - (y_i - Y_j) \sin \theta_j, \quad (7)$$

$$B = (x_i - X_j)^2 + (y_i - Y_j)^2, \quad (8)$$

$$C = \sin(\theta_i - \theta_j), \quad (9)$$

$$D = \cos(\theta_i - \theta_j), \quad (10)$$

$$E = (x_i - X_j) \sin \theta_j - (y_i - Y_j) \cos \theta_j, \quad (11)$$

$$F = \ln\left(1 + \frac{S_j^2 + 2AS_j}{B}\right), \quad (12)$$

$$G = \arctan\left(\frac{ES_j}{B + AS_j}\right), \quad (13)$$

$$P = (x_i - X_j) \sin(\theta_i - 2\theta_j) + (y_i - Y_j) \cos(\theta_i - 2\theta_j), \quad (14)$$

$$Q = (x_i - X_j) \cos(\theta_i - 2\theta_j) - (y_i - Y_j) \sin(\theta_i - 2\theta_j). \quad (15)$$

Je vhodné si uvědomit, že se jedná o funkce souřadnic  $i$ -tého kontrolního bodu, hraničních bodů  $j$ -tého panelu a úhlech obou těchto panelů. Je tedy možné je jednoduše spočítat pro všechny definované panely.

Po zavedení konstant z rovnic (7) až (15) můžeme pro konstanty  $C_{n1_j}$  a  $C_{n2_j}$  z rovnice (5) psát

$$C_{n2_j} = D + \frac{QF - 2G(AC + DE)}{2S_j} \quad \text{a} \quad (16)$$

$$C_{n1_j} = \frac{DF}{2} + CG - C_{n2_j}. \quad (17)$$

Pro případy, kdy  $i = j$ , což jsou případy, kdy hledáme v kontrolním bodě panelu působení cirkulace toho samého panelu, je možno konstanty  $C_{n1_j}$  a  $C_{n2_j}$  vyjádřit jako

$$C_{n1_{ii}} = -1 \quad \text{a} \quad C_{n2_{ii}} = 1. \quad (18a), (18b)$$

Pro zajištění Kuttovy podmínky na odtokové hraně uvažujeme

$$\gamma'_1 + \gamma'_{m+1} = 0. \quad (19)$$

Pro numerické řešení neznámých  $\gamma'_j$  bude vhodné uspořádat soustavu algebraických rovnic tak, aby bylo možno soustavu vyjádřit výrazem

$$\mathbf{A} \cdot \boldsymbol{\gamma}' = \mathbf{R}, \quad (20)$$

kde  $\mathbf{A}$  je matice sestavená následovně:

$$\text{pro } i < m+1: \mathbf{A}_{n_{i1}} = C_{n1_{i1}}, \quad (21a)$$

$$\mathbf{A}_{n_{i1}} = C_{n1_{ij}} + C_{n2_{j-1}} \quad \text{pro } j = 2, 3, \dots, m, \quad (21b)$$



$$\mathbf{A}_{n_{m+1}} = C_{n_{2m_j}}, \quad (21c)$$

$$\text{a pro } i = m+1: \quad \mathbf{A}_{n_{i1}} = \mathbf{A}_{n_{m+1}} = 1, \quad (21d)$$

$$\mathbf{A}_{n_{ij}} = 0 \text{ pro } j = 2, 3..m. \quad (21e)$$

Vektor pravých stran  $\mathbf{R}$  sestrojíme takto:

$$\text{pro } i < m+1: \quad \mathbf{R}_i = \sin(\theta_i - \alpha_\infty), \quad (22a)$$

$$\text{a pro } i = m+1: \quad \mathbf{R}_i = 0. \quad (22b)$$

Pro vyřešení koeficientů  $\gamma'_i$  je v programu využita Gauss-Jordanova eliminace s pivotací v každém kroku. Tato eliminační metoda zabezpečuje poměrně rychlé, ale hlavně dostatečně přesné řešení i v případě špatně podmíněných matic.

Stejně jako pro případ normálových rychlostí, můžeme vytvořit soustavu rovnic i pro tečné (tangenciální) rychlosti ve všech kontrolních bodech panelů jako

$$v_{t_i} = v_i = \cos(\theta_i - \alpha_\infty) + \sum_{j=1}^m (C_{t_{1j}} \gamma'_j + C_{t_{2j}} \gamma'_{j+1}). \quad (23)$$

Jestliže použijeme konstanty vypočtené v rovnicích (7) až (15), můžeme pro konstanty  $C_{t_{1j}}$  a  $C_{t_{2j}}$  psát:

pro  $i \neq j$ :

$$C_{t_{2j}} = C + \frac{PF + 2G(AD - CE)}{2S_j}, \quad (24)$$

$$C_{t_{1j}} = \frac{CF}{2} - DG - C_{t_{2j}} \quad (25)$$

a pro  $i = j$ :

$$C_{t_{1i}} = C_{t_{2i}} = \frac{\pi}{2}. \quad (26)$$

Zavedeme-li pro zjednodušení matici koeficientů  $A_{t_{ij}}$ , pro které platí

$$A_{t_{i1}} = C_{t_{1i}}, \quad (27a)$$

$$A_{t_{ij}} = C_{t_{1j}} + C_{t_{2_{j-1}}} \text{ pro } j = 2, 3..m, \quad (27b)$$

$$A_{t_{im+1}} = C_{t_{2m}}, \quad (27c)$$

potom můžeme soustavu rovnic (23) pro indukované rychlosti v kontrolních bodech přepsat na tvar

$$v_i = \cos(\theta_i - \alpha_\infty) + \sum_{j=1}^{m+1} A_{t_{ij}} \gamma'_j. \quad (28)$$

V rovnici (28) jsme získali indukované rychlosti na všech panelech profilu. Z jednoduché rovnice

$$c_{pi} = 1 - v_i^2 \quad (29)$$

získáme rozložení součinitele indukovaného tlaku na profilu.

Stejně jako pro případ jednoho tělesa, můžeme postupovat i v případě více těles, v našem případě vztlakové mechanizace. Uvažujeme opět působení každého panelu na každý kontrolní bod soustavy. Bereme-li tedy jako příklad profil s klapkou a slotem, začneme panelovat na odtokové hraně prvního tělesa (není

důležité na kterém tělese s panelováním začneme) a po směru hodinových ručiček pokračujeme zpět k jeho odtokové hraně.

## 2.3 VLIV POŠINOVACÍ TLOUŠŤKY MEZNÍ VRSTVY

Doplněním řešení pro soustavu těles je výpočet s vlivem mezní vrstvy. Jedná se o zjednodušené řešení vlivu mezní vrstvy pomocí Blasiových rychlostních profilů mezní vrstvy na rovné desce v případě laminárního proudění a přibližných hodnot tloušťek mezní vrstvy na rovné desce pro turbulentní proudění.

Při výpočtu uvažujeme následující zjednodušení:

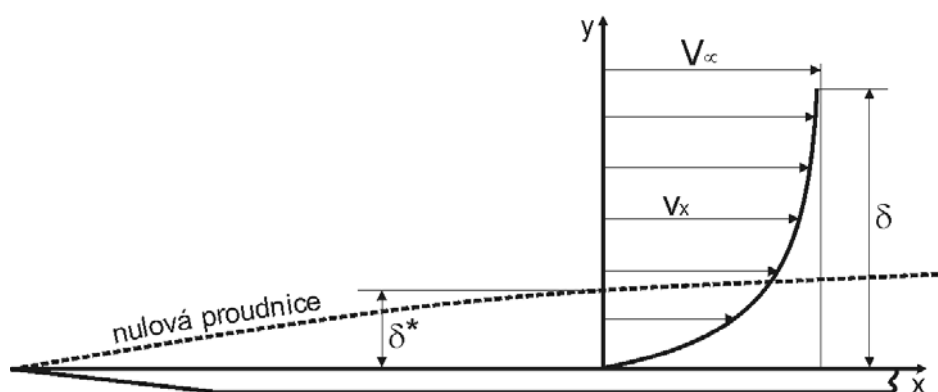
- Zanedbáváme prohnutí povrchu profilu a uvažujeme případ rovné desky
- Zanedbáváme tloušťku mezní vrstvy v bodě náběhu a uvažujeme, zde nulovou tloušťku
- Pro laminární mezní vrstvu předpokládáme Blasiovův rychlostní profil a pro turbulentní mezní vrstvu používáme zjednodušené přibližné rovnice, jak je uvedeno dále
- Přechod z laminární do turbulentní mezní vrstvy předpokládáme v jednom bodě
- Neuvažujeme možnost laminárního nebo turbulentního odtržení ani znovu-přilnutí mezní vrstvy
- Neuvažujeme drsnost povrchu profilu

Předpokládáme současně, že:

- Souřadnice profilu se při výpočtu posunou o vypočtenou pošinovací tloušťku mezní vrstvy ve směru výslednice součtu vektorů normál sousedících panelů

Pro výpočet potřebujeme získat místní Reynoldsovo číslo

$$Re_x = \frac{V_\infty x}{\nu} . \quad (30)$$



Obrázek 2 – Rychlostní profil mezní vrstvy na rovné desce

Pro naše řešení je důležitá pošinovací mezní vrstva (viz obrázek 2), která představuje vzdálenost, o kterou se posune proudnice vlivem rozložení rychlosti v mezní vrstvě od povrchu tělesa. Pošinovací tloušťku obecně vyjadřuje rovnice

$$\delta^* = \int_0^{\infty} \left(1 - \frac{v_x}{V_{\infty}}\right) dy. \quad (31)$$

Můžeme odvodit rovnici pošinovací tloušťky laminární mezní vrstvy na rovné desce ve tvaru

$$\delta^* = \frac{1,7208x}{\sqrt{\text{Re}_x}}. \quad (32)$$

Pro turbulentní mezní vrstvu výše uvedené rovnice neplatí, protože charakter proudění nedovoluje vyjádřit empiricky vzdálenost od povrchu, kam se posune nulová proudnice. K vyjádření přibližných hodnot se používají různé teorie. Vzhledem k zanedbatelnému vlivu nepřesností s ohledem na použitá zjednodušení byl pro výpočet pošinovací tloušťky turbulentní mezní vrstvy zvolen upravený Prandtlův vztah:

$$\delta^* = \frac{0,04625x}{\sqrt[5]{\text{Re}_x}}. \quad (33)$$

Při výpočtu je předpokládáno laminární proudění od bodu náběhu do místa, kde  $\text{Re}_x \geq 500000$  (podmínka pro mezní vrstvu na rovné desce), nebo do před výpočtem nastavené hodnoty přechodu, která může na reálném profilu představovat umístění vířičů (turbulizátorů), nebo do bodu maximální rychlosti na profilu.

## 2.4 POČÍTAČOVÉ ZPRACOVÁNÍ – PROGRAM PROFIDAT3

Výpočet rozložení součinitele tlaku na profilu, popřípadě na soustavě profilů (nebo na vztlakové mechanizaci) byl zapracován do programu Databáze profilů, který jsem na Leteckém ústavu Fakulty strojního inženýrství Vysokého učení technického v Brně vyvíjel již delší dobu. Program ProfiDAT3 je navržen v prostředí Borland Delphi5 a je již od počátků vytvářen jako modulový systém.

Program můžeme rozdělit do několika skupin:

- Databáze profilů
- Správce projektů
- Databáze polár
- Pomocné součásti

### *Databáze profilů*

Databáze profilů je základním zdrojem dat pro všechny ostatní moduly, jako je například panelová metoda.

Data profilů jsou uložena v databázi Paradox v.7. V databázi jsou uložena profilová i polárová data. Databázi profilů je možno plnit dvěma způsoby. Prvním je ruční zadání souřadnic s předběžnou kontrolou na syntaktické chyby a druhým je přímý import souřadnic ze souboru. Pro tento případ ProfiDAT3 disponuje několika filtry použitelnými jak pro import, tak pro export do formátů využívaných jak komerčními programy (XFOIL, Carlson) nebo tvůrci profilů (Selig). Současně

je k dispozici i modul určený k úpravám, popřípadě tvorbě nových filtrů souřadnic profilů. Je tedy možné i uživatelsky upravit program tak, aby znal další, třeba méně známé formáty souborů profilových souřadnic.

Pro export souřadnic do souborů je možné kromě výše uvedených filtrů použít i filtr pro export do souboru typu DXF, což je obecný formát pro přenos dat mezi komerčními CAD aplikacemi. Tím je dána možnost profil z databáze uložit v souboru DXF v potřebné velikosti například pro tisk na plotteru.

Současně se souřadnicemi profilu se ukládají i doplňkové informace, jako je název profilu, jeho původ (např. NACA, Wortmann), zdroj souřadnic (z důvodu důvěryhodnosti – např. sborníky, internet), maximální tloušťka profilu a kategorie použitelnosti.

Profily je možno zobrazit a v grafickém okně dále se zobrazením profilu pracovat, např. zvětšovat určité detaily, přidat značky bodů souřadnic, popřípadě přidat další profil pro srovnání tvarové podobnosti dvou a více profilů.

Jednoduchým přepnutím náhledu se zobrazí seznam souřadnic, nebo tvar profilu.

### ***Správce projektů***

Správce projektů je pre- a částečně i postprocesorem pro výpočetní metody. Ať se jedná o projekt obsahující pouze jeden profil nebo o projekt s více objekty, jako je například profil s klapkou, vždy se k problému přistupuje jako k projektu.

Poté, co je objekt přidán do projektu, je možno jej natáčet, posouvat, zvětšovat nebo zmenšovat. Tak je možno velmi rychle vytvořit soustavu a tu uložit na disk jako soubor projektu, ke kterému je možno se kdykoli vrátit.

Pro výpočet je možno zvolit metodu výpočtu rozložení  $C_p$  bez vlivu mezní vrstvy pro soustavu více těles a s vlivem mezní vrstvy.

Vypočtené rozložení  $c_p$  je možno uložit do textového souboru.

Je možné také spočítat poláru s tím, že výsledek se uloží přímo do databáze polár.

### ***Prohlížeč rozložení součinitele tlaku***

Tato funkce byla přidána pro potřeby srovnávání výsledků výpočtu s měřenými hodnotami, nebo s výsledky výpočtů jiných programů.

### ***Databáze polár***

Zdroje dat mohou být tři. Jednak jsou to vztlkové křivky počítané ve správci projektů, potom poláry zadávané ručně a poláry načtené ze souborů, generovaných například komerčními programy.

Kromě základních polárových dat, které zahrnují úhel náběhu, součinitele vztlaku, odporu a klopivého momentu, jsou v databázi uloženy i další informace (Re, M atd.)

Ze seznamu polár je možné poláru nebo i více polár zobrazit. Zobrazují se následující závislosti:

- součinitel vztlaku – součinitel odporu,
- úhel náběhu – součinitel vztlaku a součinitel klopivého momentu,
- úhel náběhu – procento tětivy profilu, kde na horním a dolním povrchu profilu dochází k přechodu z laminárního do turbulentního proudění.

### ***Pomocné součásti***

Mezi pomocné součásti programu ProfiDAT3 jsou zařazeny

- Editor filtrů (souřadnic profilů i polárových dat),
- Generátor NACA profilů (4-místné řady),
- Prohlížeč matic.

Zvláštní pozornost si zasluhuje zvláště prohlížeč matic, který buď pomocí spektra šedé barvy, nebo pomocí dvou „extremálních“ barev (modrá – záporné hodnoty, červená – kladné hodnoty, bílá – 0) zobrazuje vektory nebo 2D matice.

## 3 VÝSLEDKY PRÁCE

### 3.1 NĚKTERÉ VLASTNOSTI A POŽADAVKY NA POUŽITELNOST UVEDENÉ PANELOVÉ METODY

Na tenkých částech, jako je na profilu náběžná hrana a odtoková hrana, je nutno body zahustit. Změna hustoty bodů musí být povlnná. Ke každému bodu by měl být na protější straně profilu umístěn bod kolmo na střední křivku profilu. Důvod je ten, že jen tak je možno zmírnit „přetékání“ singularity (víru) na druhou stranu profilu.

Body je vhodné zahustit také v okolí míst s velkou křivostí nebo se zlomem.

V případě více profilů se deformace výsledků mohou objevit, když mezera mezi díly bude menší než dvojnásobek lokální vzdálenosti vírů podél povrchů. Tyto deformace se odstraní, když na blízkých částech profilů budou víry sdruženy do dvojic kolmých na střední křivku štěrbin.

Požadavky na rozmístění bodů lze pochopit z fyzikální interpretace. Bodové víry musí být rozmístěny tak, aby se vyvážily a neindukovaly „falešné“ místní rychlosti v kontrolních místech.

Při výpočtu tlakových součinitelů profilů s tupou odtokovou hranou vznikají v její blízkosti tlakové špičky. Fyzikální příčina uvedené deformace tlakového (rychlostního) rozložení je pravděpodobně v tom, že neprostupnost povrchu je splňována jen v kontrolních bodech uprostřed panelů. Celek obvodu profilu nesplňuje rovnici kontinuity. V matici soustavy lineárních rovnic je vzhledem ke Kutta-Žukovského podmínce na konci OH nejslabší článek právě v tomto místě, proto se zde nadbytečná tekutina „dere“ ven nebo dovnitř.

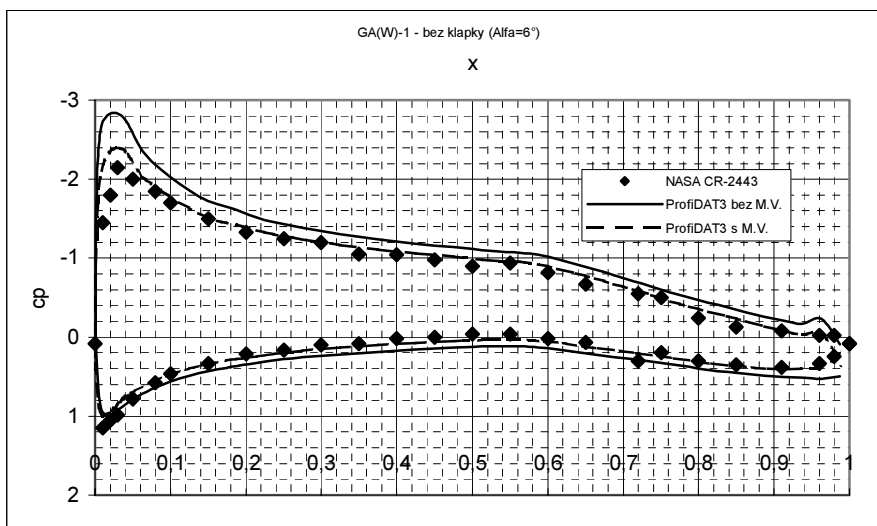
Při řešení případu vztlakové mechanizace nebo více profilů může v případě výpočtu panelovou metodou s vlivem mezní vrstvy dojít k tomu, že úplav jednoho tělesa vnikne do tělesa druhého. Potom není možno brát výsledky vážně. Tomuto problému je téměř vždy možno zabránit vhodnou volbou hustoty panelů úplavu. Výjimku tvoří případ, kdy dva symetrické profily jsou v ose za sebou a úhel náběhu je  $0^\circ$ .

### 3.2 RYCHLOST VÝPOČTU

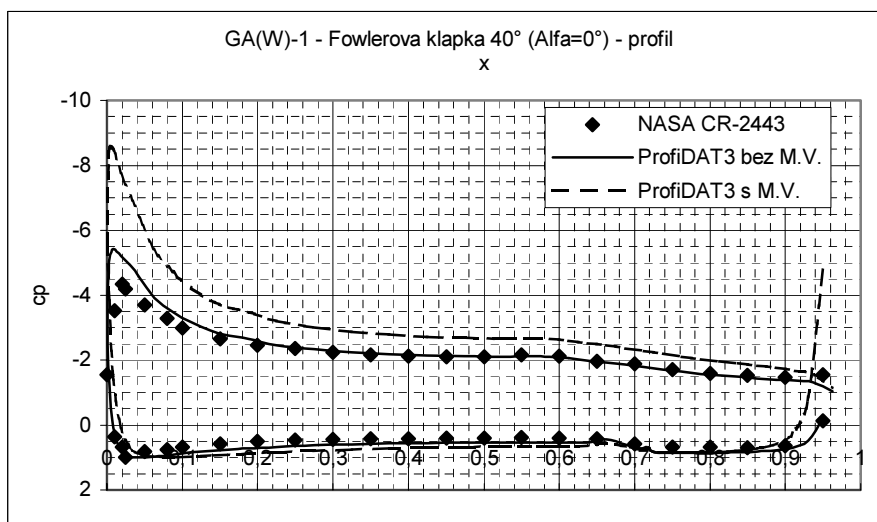
Z hlediska rychlosti výpočtu tlakových součinitelů má program stále ještě rezervy. V průběhu dalšího vývoje se počítá s nahrazením přece jen pomalejších memory streamů rychlejšími a pružnějšími dynamickými poli. S tím je spojen i nižší počet volání procedur pro čtení a zápis do streamů. Přesto výpočet profilu se slotem na náběžné hraně a dvoušterbinovou klapkou s vlivem mezní vrstvy trvá stolnímu počítači (Procesor Celeron 1,7Ghz, paměť 512MB) necelé 4 sekundy.

### 3.3 SROVNÁNÍ VÝSLEDKŮ S MĚŘENÝMI DATY A DATY Z PROGRAMU XFOIL

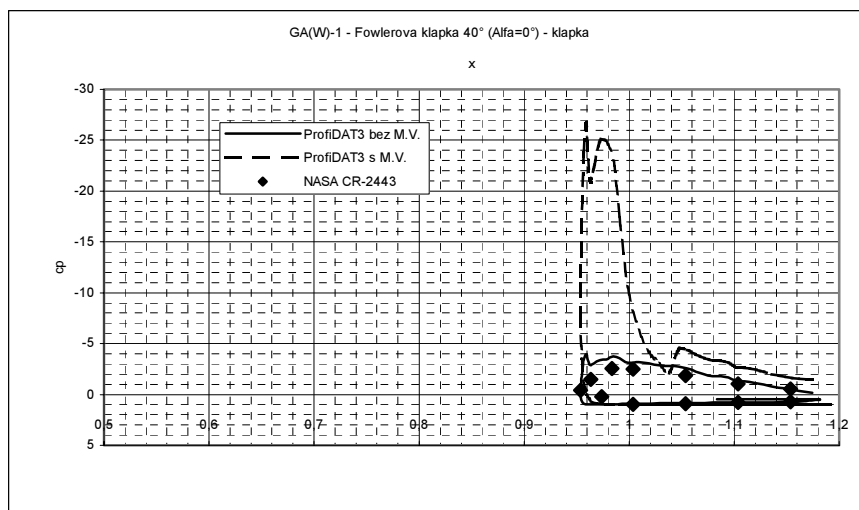
Na následujících grafech je uvedeno několik srovnání hodnot součinitele tlaku získaných výpočtem programem ProfiDAT3 a dat naměřených v aerodynamickém tunelu. Je z nich patrné, že pro nižší úhly náběhu je většinou přesnější metoda rozšířená o vliv mezní vrstvy, pro vyšší úhly náběhu je tomu naopak. Celkově přesnějších výsledků bylo dosaženo metodou bez vlivu mezní vrstvy, což vede autora práce k tomu, aby se pokusil aplikovat přesnější model mezní vrstvy.



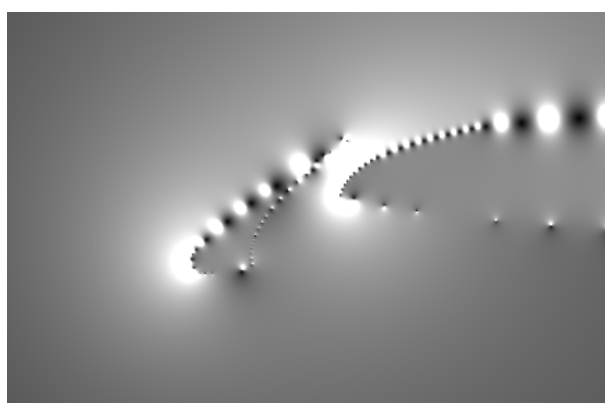
Obrázek 3 - Rozložení  $c_p$  na profilu NASA GA(W)-1 bez klapky pro úhel náběhu  $6^\circ$



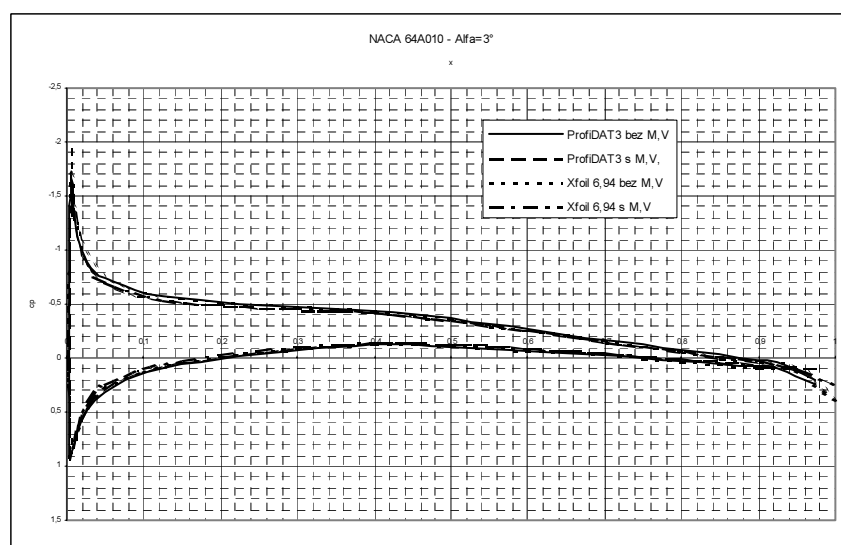
Obrázek 4 - Rozložení  $c_p$  na profilu NASA GA(W)-1 s fowlerovou klapkou vyklopenou na  $40^\circ$  pro úhel náběhu  $0^\circ$



Obrázek 5 - Rozložení  $c_p$  na fowlerově klapce vyklopenou na  $40^\circ$  profilu NASA GA(W)-1 pro úhel náběhu  $0^\circ$



Obrázek 6 - Pole indukovaných rychlostí mezi slotem a profilem pro profil NACA 64A010 pro  $cl=2,4$



Obrázek 7 - Porovnání hodnot vypočtených programe Xfoil 6.94 a ProfiDAT3 pro profil NACA 64A010 a úhel náběhu  $3^\circ$



## SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY

- [1] Václav Brož: *Aerodynamika nízkých rychlostí*; Ediční středisko ČVUT, Praha 1990
- [2] Arnold M. Kuethe, Chuen-Yen Chow: *Foundation of Aerodynamics – Bases of Aerodynamics Design*; John Wiley & Sons, Singapore 1986
- [3] John J. Bertin, Michael L. Smith: *Aerodynamics for Engineers*; Prentice-Hall International, Inc. 1988
- [4] Rudolf Dvořák, Karel Kozel: *Matematické metody v aerodynamice*; Ediční středisko ČVUT, Praha 1992
- [5] František Bauer, Oldřich Brůha, Zbyněk Jaňour: *Základy proudění – Letecký průvodce 2*; Vědecko-technické nakladatelství, Praha 1950
- [6] Robert W. Fox, Alan T. McDonald: *Introduction to Fluid Mechanics*; John Wiley & Sons, New York 1990
- [7] Herrmann Schlichting, Klaus Gersten: *Boundary-Layer Theory* (8<sup>th</sup> English Edition); Springer-Verlag, Berlin-Heidelberg-New York 2000
- [8] Jean Piquet: *Turbulent Flows – Models and Physics* (2<sup>nd</sup> Revision Printing); Springer-Verlag, Berlin-Heidelberg-New York 1999
- [9] Ján Citavý: *Mezní vrstvy*; Technický průvodce 1987
- [10] J. L. van Ingen: *Theoretical and Experimental Investigations of Incompressible Laminar Boundary Layers with and without Suction*; Technical University Delft – Report VTH-124, Delft 1965
- [11] David C. Wilcox: *Turbulence Modeling for CFD*; DCW Industries, Inc., La Canada 1993
- [12] J. L. van Ingen: *An Introduction to Boundary Layer Flows for Aeronautical Engineering Students*; Delft University of Technology – Report LR-656, Delft 1991
- [13] Václav Tesař: *Mezní vrstvy a turbulence*; Vydavatelství ČVUT, Praha 1996
- [14] Tuncer Cebeci, A. M. O. Smith: *Analysis of Turbulent Boundary Layers*; Academic Press, New York-San Francisco-London 1974
- [15] Thomas Lorkowski: *FDRL TR 97-2 – Small-Scale Forcing of a Turbulent Boundary layer*; Massachusetts Institute of Technology; Cambridge 1997
- [16] John A. Kelly, Nora-Lee F. Hayter: *NACA TN-3007 – Lift and Pitching Moment at Low Speeds of the NACA 64A010 Airfoil Section Equipped with Various Combinations of a Leading-Edge Slat, Leading-Edge Flap, Split Flap, and Double-Slotted Flap*; NACA
- [17] John A. Kelly, George B. McCullough: *NACA TN-3220 – Aerodynamic Loads on a Leading-Edge Flap and a Leading-Edge Slat on the NACA 64A010 Airfoil Section*; NACA
- [18] Josef Luřcha: *Sborník charakteristik profilů křídel*; Vojenská technická akademie Antonína Zápotockého, Brno 1955
- [19] W. H. Wentz jr., H. C. Seetharam: *NASA CR-2443 – Development of a Fowler Flap System for a High Performance General Aviation Airfoil*; NASA, Washington D.C. 1974
- [20] J. D. Anderson, G. Degrez, E. Dick, R. Grundmann: *Computational Fluid Dynamics – An Introduction*; Springer-Verlag, Berlin-Heidelberg-New York 1992
- [21] Mark Drela: *Manuál programu Xfoil*
- [22] Ira H. Abbott, Albert E. von Doenhoff: *Theory of Wing Sections*; Dover Publications Inc., New York
- [23] Ira H. Abbott, Albert E. von Doenhoff, Louis S. Stivers: *NACA Report 824 – Summary of Airfoil Data*, NACA 1945

# AUTOROVO CV

## **Osobní údaje:**

Jméno: Ing. Bohumír Strnad  
Rodinný stav: ženatý  
Národnost: česká  
Státní příslušnost: Česká republika  
Datum narození: 18.5.1971  
Místo narození: Bílovec (okr. Nový Jičín)

## **Vzdělání:**

1995-1998 – Vysoké učení technické, fakulta strojního inženýrství, obor konstrukční a procesní inženýrství, postgraduální studium  
1989-1995 – Vysoké učení technické v Brně, fakulta strojní, obor stavba letadel, inženýrské studium zakončené státní závěrečnou zkouškou

## **Praxe a zaměstnání:**

od října 1998 – AutoCont CZ a.s. – pobočka Brno – jako síťový technik, softwarový specialista – MCSE  
od ledna 1995 – živnostenské oprávnění: Poskytování software

## **Jazykové znalosti:**

angličtina, ruština

## **Znalost programovacích jazyků:**

Delphi, Pascal, Fortran, Basic

## **Studijní pobyty, brigády:**

duben a říjen 1993 – Technical University of Delft, Faculty of Aerospace Engineering, Low Speed Laboratory (Delft, Nizozemí) – Spolupráce na projektech, vlastní vývoj profilů

srpen 1997 a červen 1998 – Politecnico di Torino, Aerospace Department (Torino, Itálie) – Konzultace společných projektů

## **Přednášky a příspěvky na konferencích:**

*Návrh profilů a vztlakové mechanizace pro ULL*; Aerosalon Letiště Jihlava; červen 1995

*Nové trendy ve vývoji profiláže letounů kategorie ULL*; Aerosalon Letiště Jihlava; červen 1997

Fluent 1996; Praha; květen 1996 - Presentace příspěvku: *Optimalizace systému Fowlerovy klapky pro ultralehký letoun s využitím programu Fluent*

ICAS 1996; Sorrento (Itálie); květen 1996; Publikován příspěvek: *Using the Fluent Program for Optimisation of the Fowler Flap System for the Ultra-light Aeroplane*

Fluent 1997; Praha; červen 1997 - *Prezentace příspěvku: Řešení obtékání profilu s klapkou a slotem*

***Pedagogická činnost:***

1997-1998: Výuka v rámci doktorandského studia - cvičení z předmětu Aerodynamika I. a Aerodynamika II.

***Účast na grantových úkolech:***

Spolupráce na grantovém úkolu Databáze profilů; ukončení leden 1998;  
Vedoucí úkolu: Prof.Ing. Karol Fiřakovský

***Jiná činnost:***

Spolupráce s Dr. Ken Badcockem (Glasgow University) na přednáškách (simultánní překlad v průběhu přednášek) CFD Modelling; říjen 1997

Spolupráce s Prof. Renzo Arinou (Politecnico di Torino) na materiálech (překlad z angličtiny do češtiny a simultánní překlad v průběhu přednášek) pro přednášky Numerické metody výpočtu dynamiky proudění - Nestlačitelné proudění; listopad 1997

## **ABSTRACT**

The topic of the dissertational work has been compiled in a text section and some more in a computer program.

The text section includes a general view of used approaches of the flow computations both basic methods and complex methods including complicated forms of inner and outer flow computations. The theory of the second order panel method is also introduced. This method can be used for calculation of the aerodynamic parameters of high-lift devices or multi-element airfoils.

At the end of the text section are comparisons of results given by computer program, the part of dissertational work, the data measured in aerodynamic tunnels and results calculated by the commercial program XFOIL. The applicability of the program for various types of high-lift devices is mentioned there, too.

The computer program was proposed as the tool for a preliminary design of airfoils and high-lift devices. Its ground of a theory is the second order panel method with a linear progress of the circulation on the panels. The solution of aerodynamic properties with an influence of the boundary layer is also applied.

Further, the program manages databases with airfoil data (i.e. coordinates and aerodynamic parameters) and also polar data obtained from various sources. It is a fully functional pre- and post-processor for the design of the geometry of high-lift devices.