

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
Ú12107.1 - ODBOR MECHANIKY TEKUTIN A TERMODYNAMIKY

VÝZKUM LETECKÝCH PROFILŮ PRO PADÁKOVÉ KLUZÁKY

GRADIENT

ING. LUKÁŠ POHL
2007

Výzkum leteckých profilů pro padákové kluzáky

Ing. Lukáš Pohl

1. Padákový kluzák

1.1 Vznik padákového kluzáku

Je tomu již více než 40 let, kdy NASA experimentovala s novými návratovými zařízeními kosmických lodí. Nejznámějším objevem z té doby se stalo tzv. Rogallovo křídlo, jež mělo sloužit pro návrat kabiny Gemini, ale nikdy nebylo pro tento ani jiný podobný kosmický účel použito. Tohoto objevu si však povšimli jiní letečtí nadšenci a vynálezu využili pro svoji vlastní potěchu z létání, čímž se zrodil nový letecký sport, létání na závěsných kluzácích. Jiný z těch mnoha experimentů měl být ovladatelný padák, jež byl do tvaru nosné plochy s profilem formován nápořem vzduchu. Tohoto velmi impozantního nápadu si povšiml kanadčan Domina Jalbert, který nápad vylepšil a zkonstruoval seskokový klouzající padák Para Foil. Tyto padáky typu „křídlo“ se na začátku sedmdesátých let velice rychle rozšířily po celém světě a zcela z používání vytlačily klasické kulaté padáky, které se nedají moc řídit. V polovině sedmdesátých let startovali američtí parašutisté s klouzavými padáky poměrně běžně ze svahů, snad ve snaze ušetřit za letadlo, když cvičili přistání na cíl. Brzy zjistili, že se dá s nimi vydržet ve vzduchu déle díky svahovému proudění a vydali knihu „Parachute manual for slope soaring“ (Příručka létání s padákem ve svahovém proudění), což se dá považovat za prvopočátek paraglidingu. Rozmach nově objeveného leteckého sportu, paraglidingu, začíná v první polovině osmdesátých let ve Francii. V současnosti patří paragliding mezi velmi oblíbené letecké sporty v celém světě. Počet pilotů padákových kluzáků ve světě přesahuje sto tisíc a díky své relativní jednoduchosti a i cenové nenáročnosti paragliding pomalu ze svahů vytlačil rogallisty, tedy piloty závěsných kluzáků, byť závěsný kluzák je mnohem výkonnější a rychlejší stroj. U nás v Čechách dnes existuje řada firem zabývajících se výrobou paraglidingového příslušenství a bez nadsázky se dá říci, že je poměr pilotů ku počtu firem v naší zemi největší na světě a že jsme malou paraglidingovou velmocí, což dokazují i výsledky našich pilotů, kteří běžně obsazují nejvyšší stupně v mezinárodních paraglidingových soutěžích.

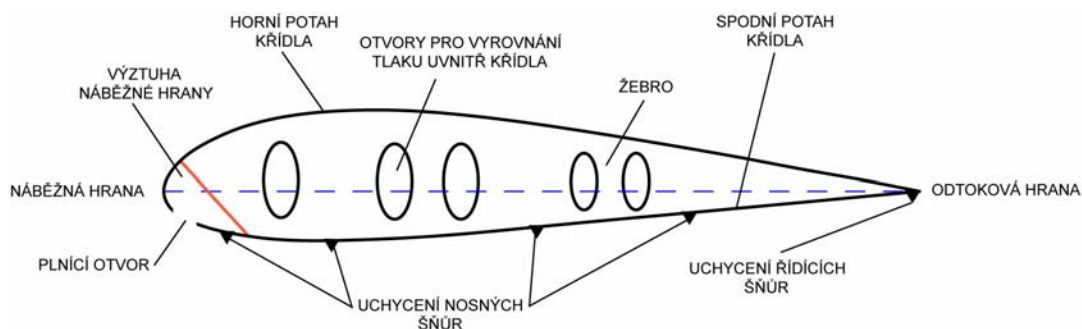
Přestože paragliding se již provozuje dvacet let, tak do dnešních dnů nebylo vydáno moc publikací o tomto fenoménu a pokud ano, tak většinou nešly pro svoji úzkost nebo teoretičnost použít v konstruktéřské praxi. Tato práce, byť je teprve na samém začátku, si dává za cíl dát maximum informací použitelných nejen pro konstruktéry padákových kluzáků, ale i pro vyvrácení mýtů, které existují. Práce vzniká ve spolupráci s ryze českou firmou **GRADIENT**, která patří ke špičce ve světě paraglidingu.



1.2 Základy aerodynamiky a mechaniky letu padákového kluzáku

Parakřídlo se od všech ostatních letadel odlišuje v tom, že celá jeho nosná plocha je flexibilní. Letového tvaru je dosaženo nápořem vzduchu při samotném letu. Další velkou odlišností oproti ostatním letadlům je fakt, že centrum hmotových sil (zejména pilot s postrojem) je vůči centru aerodynamických sil mnohem níže, několik metrů, než u letadel, kde je snaha, aby síly aerodynamické a hmotové ležely pokud možno co nejblíže ve svislém směru. Tato odlišnost, spolu s faktem, že systém parakřídlo - zátěž (pilot) je schopen fungovat pouze za předpokladu, že se všude nacházejí pouze tahové síly, určuje zcela jiný způsob pilotáže.

Vrchlík parakřídla je tvořen horním a spodním potahem, který je přišit k žebřům ve tvaru leteckého profilu (viz. obr. 1.2 – 1). Na spodní straně náběžné hrany je umístěn plnicí otvor, kterým vstupuje vzduch do vnitř křídla. Tento otvor je umístěn vždy v oblasti stagnačního bodu, tedy v oblasti nulté proudnice, neboť to je místo s největším tlakem během letu a tímto tlakem (viz rovnice 1.2-1) je křídlo plněno a nachází se uvnitř křídla. Velikost, tvar a umístění plnicího otvoru je v konstrukci parakřidel zcela zásadní věc a ovlivňuje letové vlastnosti a výkony parakřídla. Tvar celého křídla je dán zvoleným profilem, ale v prostoru mezi žebry je potah deformován podle tlakových poměrů, které panují mezi vnitřkem a vnějškem parakřídla (viz. obr. 1.2 – 3).



Obr. 1.2 – 1. Řez parakřídlem

$$p_{stag} = p_s + p_d = p_s + \frac{\rho \cdot v_{\infty}^2}{2} \quad (1.2-1)$$



Obr. 1.2-2. Pohled na plnicí otvory parakřídla. Kluzák Gradient Avant 26. Foto autor.



Obr. 1.2-3. Pohled na spodní stranu parakřídla během letu a tvarování plnicích otvorů. Dobře patrná je zde deformace spodního a horního potahu vlivem tlakových poměrů. Kluzák Gradient Orbit 26. Foto autor.

Jak již bylo zmíněno dříve, v systému parakřídlo – zátěž resp. pilot s postrojem můžou působit pouze tahové síly. Ve chvíli, kdy vzniknou síly tlakové, dojde ke kolapsům, tedy zhroutení nosné plochy. To je důvod, proč lze odtokovou hranu při řízení pouze stahovat. Na rozdíl od letadel s tuhou konstrukcí, kde při řízení pomocí křidélek dochází zejména ke zvyšování resp. snižování vztlaku na křídle, dochází u parakřídla při zásahu do řízení ke



Obr. 1.2-4. Deformace odtokové hrany vlivem zásahu do řízení PK, těsně před přistáním. Kluzák Gradient Avant 26. Foto autor, pilot Petr Mihalov.

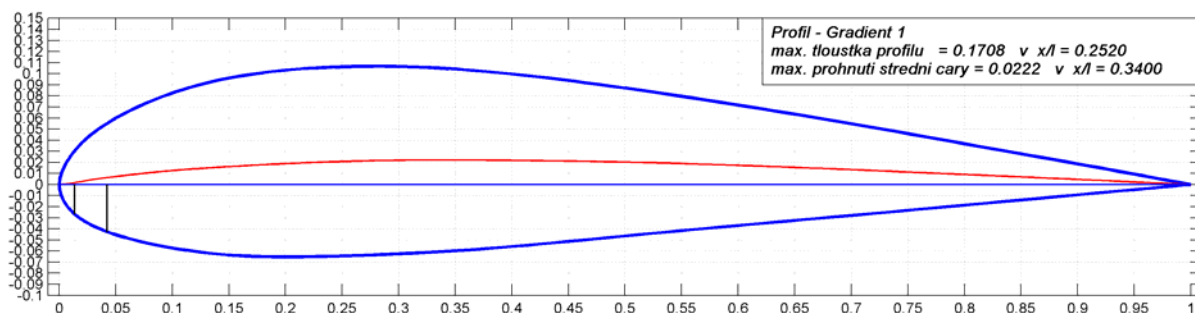
zvyšování odporu. Parakřídlo tedy zatáčí pomocí brždění jedné strany křídla. Samozřejmě, že při stažení řízení dochází i k nárůstu vztlaku, avšak ten v porovnání se zvětšením odporu je menší. Bude-li pilot brzdit obě poloviny křídla symetricky (viz. obr. 1.2 – 4), dojde k přibrzdění křídla, přičemž ničím nebrzděný pilot pokračuje setrvačností ve směru původního letu. Díky tomu, že je pilot podstatně níž než křídlo, dojde ke kyvadlovému efektu a na křídle se zvýší úhel náběhu a tím i vztlak. Pokud nedojde k další změně v řízení, stabilizuje se vrchlík nad pilotem v takové pozici, aby vektor vztlakové síly byl v jedné ose s vektorem tíhové síly. Avšak s vyšším odporem, než před zásahem do řízení, což zapříčiní nižší letovou rychlost. Pilot parakřídla tedy nemá možnost měnit úhel náběhu pomocí řízení jako piloti v letadlech, vyjma přechodových režimů letu. Proto, aby pilot parakřídla nebyl ochuzen o možnost měnit úhel náběhu, byly vymyšleny dva systémy, tzv. trim a speed. Oba dva mění délku šňůr, v případě trimu délky šňůr blíže odtokové hrany a v případě speedu délky blíže náběžné hrany. Oba systémy jsou určeny pro regulaci rychlosti letu.

Konstruktor se vždy snaží navrhnout parakřídlo tak, aby při zcela vypuštěném řízení a stabilním klouzavém letu, se nacházelo v režimu nejlepší klouzavosti. Aby tomuto požadavku vyhověl, potřebuje znát úhel náběhu a polohu výsledné aerodynamické síly v režimu nejlepší klouzavosti a podle těchto hodnot navrhuje vyvázání parakřídla.

2. Experimenty

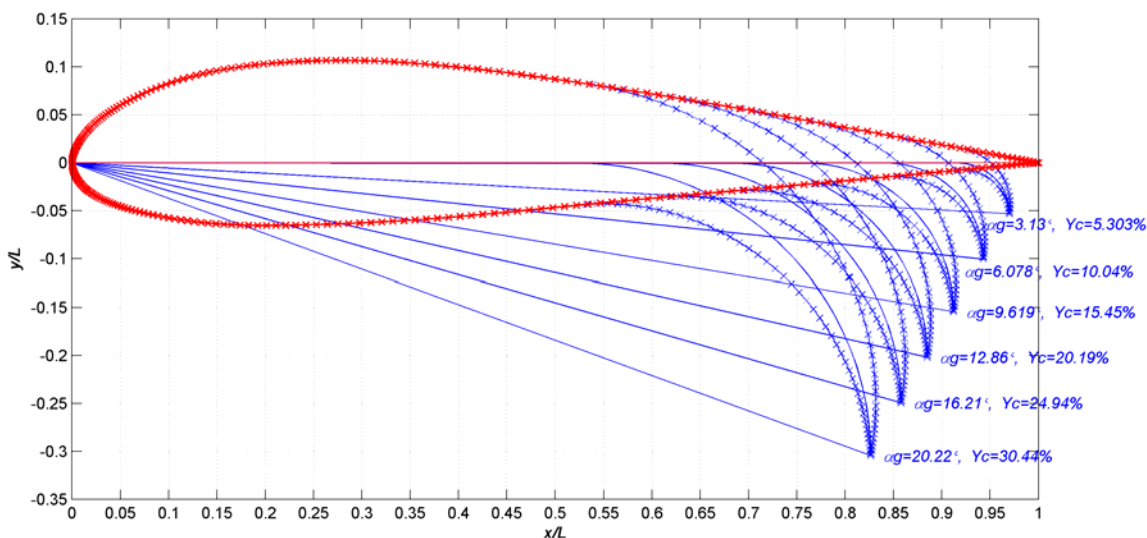
2.1 Numerická simulace vlastností profilu parakřídla

Tato numerická simulace si kladla za cíl zjistit nejen samotné vlastnosti profilu Gradient 1 (viz. obr. 2.1 – 1), ale i vlastnosti téhož profilu, který je deformován vzniklým zásahem do



Obr. 2.1-1. Profil parakřídla s pracovním názvem Gradient 1. Profil je uveřejněn s laskavým svolením firmy Gradient.

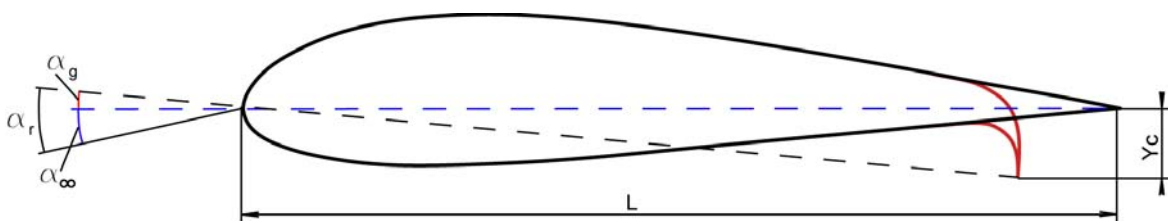
řízení (viz. obr. 1.2 – 2), kdy dochází k zahnutí odtokové hrany směrem dolů. Z řady pozorování bylo zjištěno, že odtoková hrana se při stažení řízení deformuje zhruba do tvaru kružnice a osa odtokové hrany se dostane do kolmé pozice vůči nabíhajícímu proudu (viz. obr. 1.2 – 2).



Obr. 2.1-2 Deformovaný profil Gradient 1 po simulovaném zásahu do řízení.

Při deformaci profilu vyvstanou nové veličiny. Tou první je velikost výchylky řízení Y_c , nebo její bezrozměrný tvar:

$$\bar{Y}_c = \frac{Y_c}{L} [-], \text{ nebo také } \bar{Y}_c = \frac{Y_c}{L} \cdot 100 [\%]. \quad (2.1-1)$$



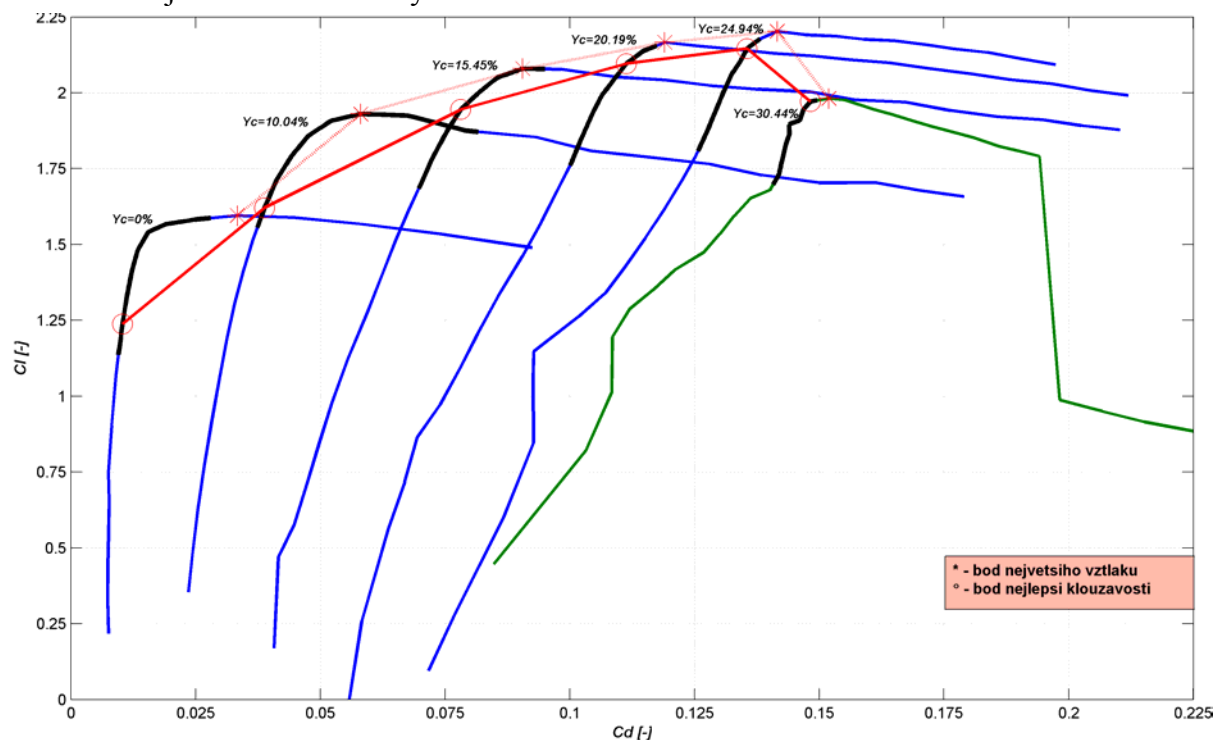
Obr. 2.1-3 Veličiny pro definici deformovaného profilu.

Dále pak geometrický úhel náběhu α_g , jež je způsoben odklonem tětiny a zvyšuje efektivní úhel náběhu α_r :

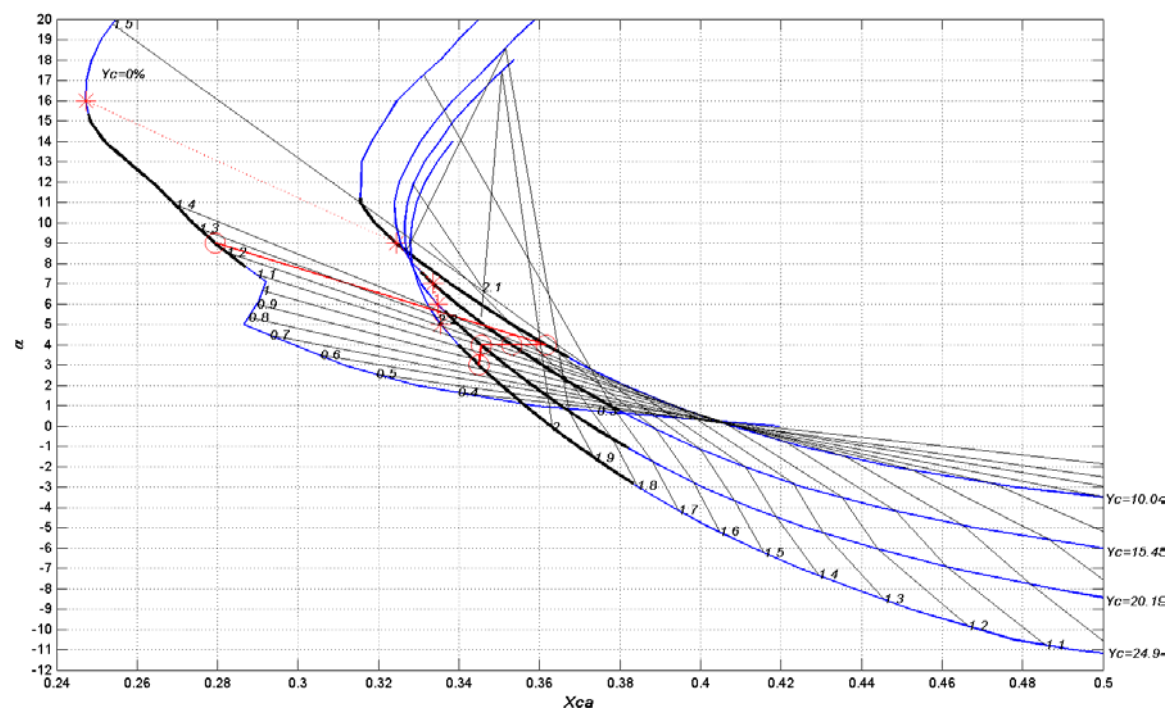
$$\alpha_r = \alpha_g + \alpha_\infty \quad (2.1-2)$$

Pro výpočet deformace profilu byla napsána programová rutina v prostředí MATLAB, která vytvoří exportní soubor dat. Jako procesor výpočtu CFD je použit program XFOIL V6.94, který je primárně určen k výpočtu charakteristik profilů a jeho licence je volně šiřitelná. Výsledky byly poté zpracovány opět v MATLAB.

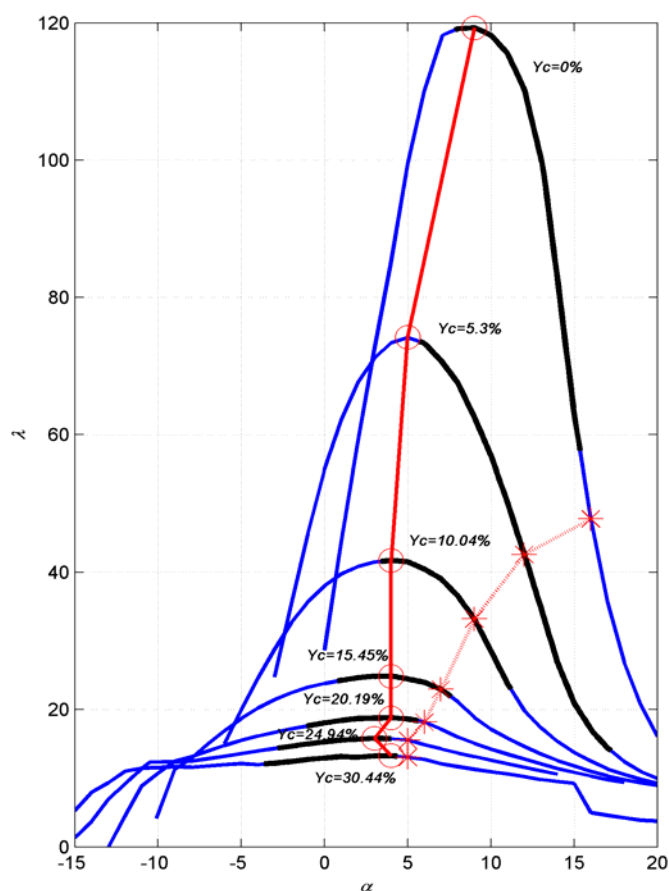
Ve všech níže uvedených grafech je ohraničena oblast, kdy se nachází stagnační bod proudění na profilu v oblasti plnicího otvoru (tím je zajištěn maximální tlak uvnitř křídla a nemůže nastat kolaps vrchlíku) tlustou nepřerušovanou černou čarou. Další význačné body, jako je poloha maximálního vztlaku, je označena červenou hvězdičkou a poloha nejlepší klouzavosti je označena červeným kroužkem.



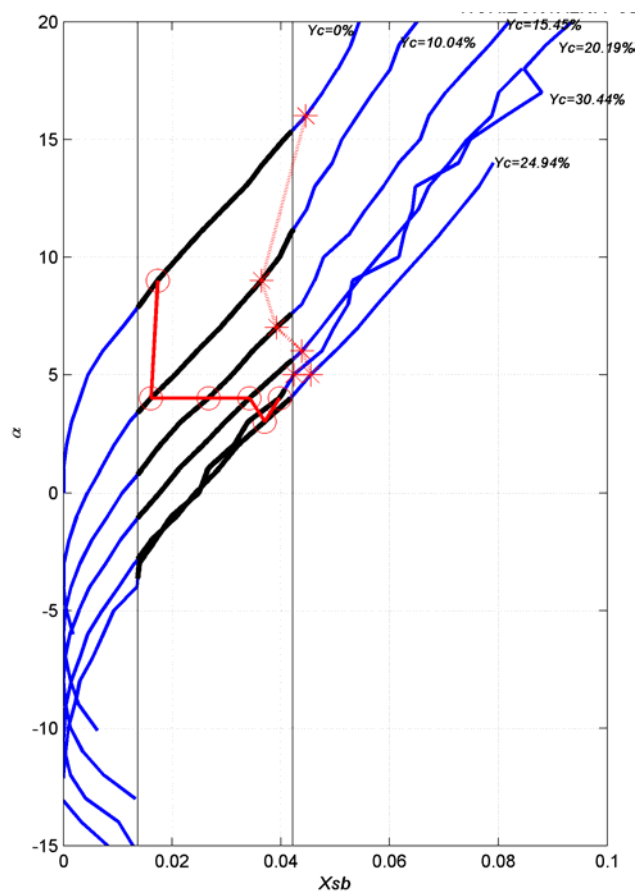
Obr. 2.1-4 Polára profilu Gradient 1 a jeho deformací pro $Y_c = 0, 10, 15, 20, 25, 30$ %.



Obr. 2.1-5 Poloha výsledné aerodynamické síly v závislosti na úhlu náběhu a jeho deformací pro $Y_c = 0, 10, 15, 20, 25, 30$ %, spolu s čarami konstantního součinitele vztlaku.



Obr. 2.1-6 Klouzavost profilu v závislosti na úhlu náběhu a deformaci profilu pro $Y_c = 0, 5, 10, 15, 20, 25, 30 \%$.



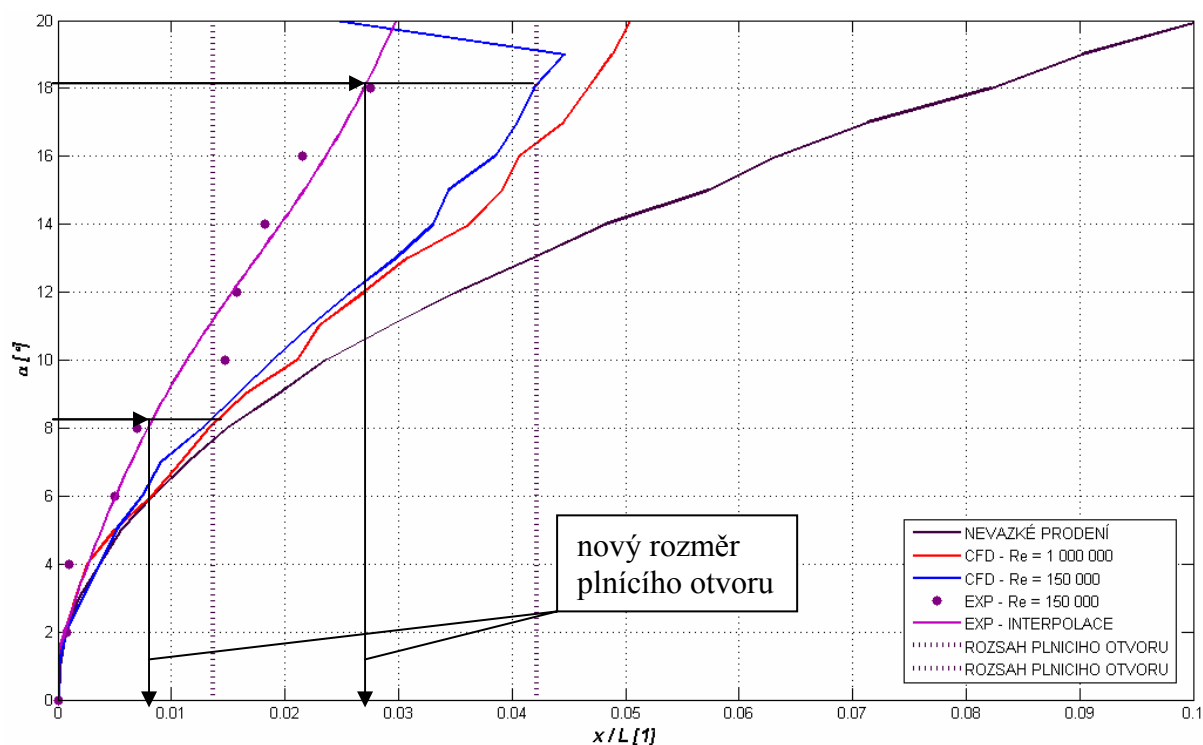
Obr. 2.1-7 Horizontální poloha stagnačního bodu na profilu v závislosti na úhlu náběhu a deformaci profilu pro $Y_c = 0, 10, 15, 20, 25, 30 \%$.

V grafu 2.1-5 můžeme vidět jak se mění horizontální poloha aerodynamické vztlačové síly v závislosti na úhlu náběhu a deformaci profilu. Je zřejmé, že při zvyšování úhlu náběhu se vztlačová síla přesouvá směrem k náběžné hraně profilu, což se při letu bude jevit pilotovi jako couvnutí vrchlíku. Při zásahu do řízení, tedy deformaci profilu, dochází naopak k posunu výsledné vztlačové síly směrem k odtokové hraně, což se po ustálení do rovnováhy projeví jako mírné předběhnutí vrchlíku směrem před pilota. Tyto výsledky jsou zcela v souladu s očekáváním. Z grafu 2.1-6 je dobře patrná změna klouzavosti profilu, poměru C_L / C_D . I malý zásah do řízení vyvolá velkou degradaci klouzavosti. Jen je zde záhodno připomenut, že se jedná o klouzavost profilu a ne parakřídla jako celku. U dnešních výkonných parakřídél se klouzavost pohybuje okolo 9, takže degradace klouzavosti se při zásahu do řízení neprojeví tak výrazně, jako u čistého profilu. Z posledního grafu 2.1-6 můžeme odečíst horizontální polohu stagnačního bodu. Z grafu je zřejmé, že i malým zásahem do řízení způsobíme (nebude-li se úhel náběhu měnit) relativně velký posun stagnačního bodu směrem k odtokové hraně. Tohoto jevu je plně využíváno v při létání na parakřídlech. Máli pilot při letu pocit, že ho vrchlík předbíhá, tedy snižuje se mu úhel náběhu a tím i stagnační bod se přesouvá směrem k náběžné hraně, a vrchlík začíná kolabovat. Mírným zásahem do řízení způsobí, že se stagnační bod posune do oblasti plnicího otvoru, čímž zajistí přetlak uvnitř křídla, celistvost tvaru vrchlíku a zároveň jej přibrzdí, což nutí vrchlík couvnout dozadu při současném zvýšení úhlu náběhu. To je základní princip tzv. aktivní pilotáže, tedy stabilizace vrchlíku. Tento výsledek je opět zcela v souladu s očekáváním a praktickými zkušenostmi z létání s parakřídlem.

2.2 Zkoumání proudění v oblasti plnicího otvoru profilu

Tento experiment vznikl z potřeby ujasnit si základní problematiku proudění v oblasti profilu s plnicím otvorem, která není dostupná v jiné literatuře. Pro úvod do této problematiky byla jako nejvhodnější experimentální metoda vybrána metoda vizualizace proudu pomocí částic rozptýlených na vodní hladině. Vodní hladina zajišťuje dvojrozměrnost celého problému a tím i jednodušší získání výsledků. Experiment byl proveden na zařízení zvaném hydrodynamický analogon, který se nachází v laboratořích ústavu Termomechaniky a mechaniky tekutin (Ú 12107.1) a primárně slouží k modelování stlačitelného proudění. Pro tento druh experimentu byl hydrodynamický analogon nastaven do analogicky podzvukového proudění. Díky velikosti celého zařízení měl dvojrozměrný model délku tělivity $L = 945\text{ mm}$. Jistou nevýhodou byla nízká rychlost proudění kapaliny (vody), čímž bylo maximální dosažené Reynoldsovo číslo $Re = 150\,000$.

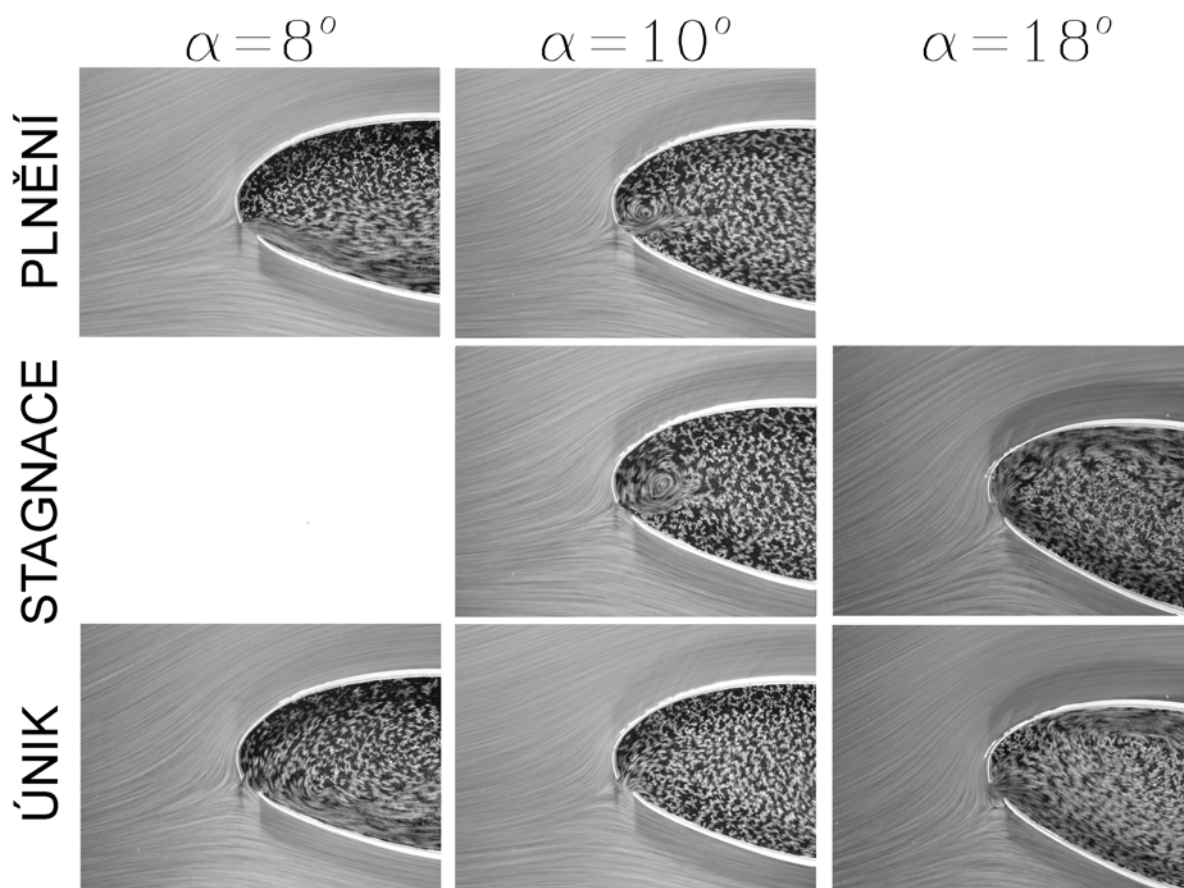
První experiment se konal na témže profilu, ale bez plnicího otvoru, aby bylo možno ověřit rozdíly mezi teoretickým výpočtem a experimentem pro $Re = 150\,000$. Výsledek experimentu je na obrázku 2.2-1. Z něho je dobře patrný rozdíl mezi experimentem (fialová čára) a teoretickým výpočtem v programu XFOIL 6.94 (modrá čára) pro stejné Reynoldsovo číslo.



Obr. 2.2-1 Výsledek experimentu na vodní hladině s profilem Gradient 1 bez plnicího otvoru a následné určení rozměrů nového plnicího otvoru.

Tyto rozdíly jsou způsobeny zejména vztlínavostí vody, která tím ovlivňuje chování částic na vodní hladině. Aby se na modelu nacházel stagnační bod ve stejných místech plnicího otvoru jako při teoretickém řešení, bylo změněno jeho umístění postupem uvedeným na obr. 2.2-1.

Výsledek vizualizace proudění v okolí náběžné hrany profilu s plnicím otvorem je zobrazena na obr. 2.2-2 pro tři rozdílné úhly náběhu při Reynoldsově čísle $Re = 150\,000$. Pro každý úhel náběhu můžeme rozeznat tři základní stavy charakteru proudění, jež vznikají v důsledku proudění skrze plnicí otvor, při změnách vnitřního objemu křídla. Vnitřní objem se



Obr. 2.2-2 Ukázka výsledků experimentu na vodní hladině s profilem Gradient 1 s plnicím otvorem. Existují tři režimy které se mohou vyskytnout: 1. režim plnění ke kterému dochází při startu nebo při uvolnění řízení, 2. režim stagnace při ustáleném letu, kdy nedochází ke změnám objemu uvnitř křídla, 3. režim úniku ke kterému dochází při stahování řízen.

mění zejména ve chvílích, kdy pilot zasahuje do řízení. Stáhnutím řidičky dochází ke zmenšování objemu uvnitř křídla a při povolování naopak ke zvětšování. Při zmenšování vnitřního objemu musí docházet nutně k vytlačování, úniku, vzduchu z křídla ven a naopak při zvětšování k plnění. Režim úniku je z hlediska aerodynamiky nevýhodný. Je-li totiž plnicí otvor na profilu nevhodně umístěn, bude docházet k tomu, že většina unikajícího vzduchu bude směřovat směrem na horní stranu profilu, kde je větší podtlak (bude podtlakem přisáván) a tím nepříznivě ovlivní vztlak, což v důsledku ovlivní jak minimální klesavost, tak i klouzavost. To je důvod, proč je optimalizace plnicího otvoru parakřídla velice důležitá. K největším ztrátám vztlaku bude docházet při letu na minimální rychlosti, tedy v režimu minimálního opadání při letu na velkém úhlu náběhu, který je nejvíc využíván piloty při kroužení v termice, kdy je okolní vzduch turbulentní a často se musí zasahovat do řízení. Konstrukteři se snaží tyto ztráty eliminovat nejen vhodnějším umístěním plnicího otvoru, ale i jeho tvarováním (viz. obr. 1.2-3).

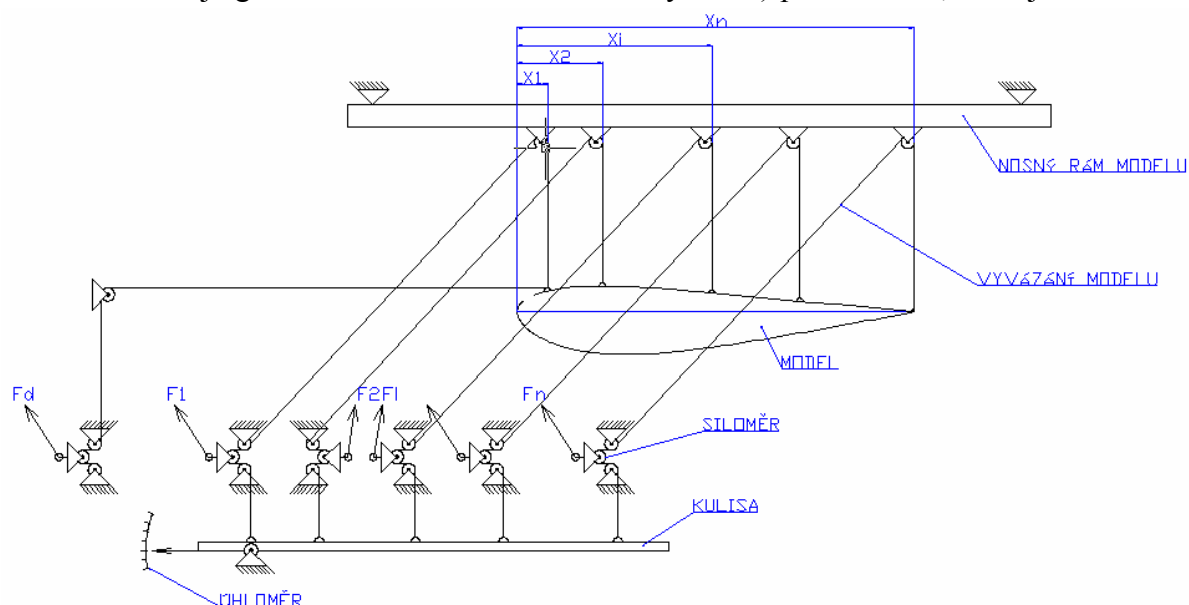
3. Návrh aerodynamických vah

3.1 Návrh aerodynamických vah pro měření parakřídél

Po řadě úvah bylo přistoupeno k tomu, že nejlepší experimentální, ale i prakticky použitelné výsledky, budou při měření přímo na modelech parakřídél v aerodynamickém tunelu, který je k dispozici v laboratořích ústavu Termomechaniky a mechaniky tekutin. Protože nikdy předtím nebyl podobný problém měřen, muselo se přistoupit k navrhnutí zcela nových aerodynamických vah. Váhy musejí splňovat několik požadavků:

1. Musí jít měřit jak model křídla pevného, tak i flexibilního, pro budoucí možnost srovnání výkonů.
2. Váha musí zajistit stabilitu modelu během měření.
3. Váha musí být tří komponentní, pro zjištění hodnot vztlaku, odporu a klopného momentu křídla, resp. polohy výsledné aerodynamické síly.
4. Pro studium deformací vrchlíku musí být flexibilní model uchycen v místech jako jeho předloha, tedy v poutcích umístěných na vrchlíku.

Z těchto požadavků vznikl návrh (viz. obr. 3.1-1), ve kterém je model zavěšen inverzně (vztlaková složka je generována ve směru tíhového zrychlení) pomocí šňůr, čímž je odstraněn



Obr. 3.1-1 Schématický princip aerodynamické váhy pro měření flexibilních křídél.

problém ze stabilitou modelu jak tuhého, tak i flexibilního a navíc u flexibilního modelu s plnicími otvory je zajištěno jeho samovolné nafouknutí. Vznikla tak intuitivně aerodynamická váha Göntingenského typu. Váha umožní vyvážení flexibilního modelu do více řad a umožní dále i měření síly v řízení, potažmo i měření charakteristik křídla při změně řídicí výchylky. Změny úhlů náběhu budou prováděny přes kulisu, kterou je zajištěna patřičná změna délek všech šňůr ve vyvážení modelu. Silové účinky na model se stanoví odečtením ze siloměrů a spočtou se takto:

$$\text{Vztlaková síla} - F_L = F_1 + F_2 + \dots + F_n = \sum_{i=1}^n F_i \quad 3.1-1$$

$$\text{Odporová síla} - F_D = F_d \quad 3.1-2$$

$$\text{Poloha výsledné aerodyn. síly} - X_{AC} = \frac{F_1 \cdot X_1 + F_2 \cdot X_2 + \dots + F_n \cdot X_n}{F_1 + F_2 + \dots + F_n} = \frac{\sum_1^n F_i \cdot X_i}{\sum_1^n F_i} \quad 3.1-3$$

Poloha výsledné aerodynamické síly X_{AC} je měřena od náběžné hrany.

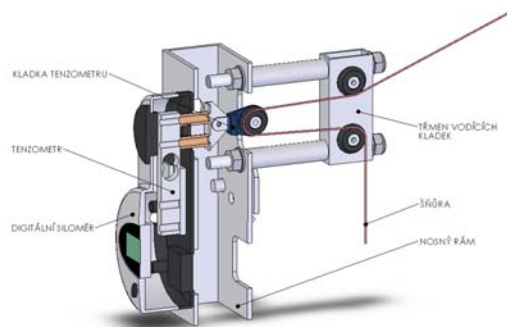
Předpokládá se, že na vahách bude dosažitelné Reynoldsovo číslo okolo $5 \cdot 10^5$ (u skutečného parakřídla se Reynoldsovo číslo pohybuje v oblasti $1,5$ až $2 \cdot 10^6$) při rozměrech modelu o rozpětí 700mm a hloubce profilu 700mm , čemuž odpovídá rychlost proudu v tunelu $10\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$.

Tyto váhy nebudou schopny měřit záporné hodnoty vztaku, což nevadí, neboť parakřídlo při takovém režimu nemůže letět – kolaps vrchlíku.

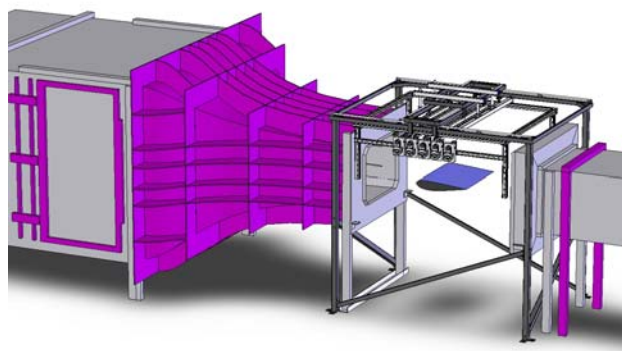
Postup experimentálního výzkumu by měl být následující:

1. Měření tuhého modelu bez plnicích otvorů
2. Měření tuhého modelu s plnicími otvory – určení přírůstku odporu a změn ve vztakové čáře vlivem existence plnicího otvoru, možnosti jeho optimalizace umístění a tvarování.
3. Měření semiflexibilního modelu, tedy modelu s tuhými žebry a flexibilním potahem – určení přírůstku odporu a změn ve vztakové čáře vlivem existence deformací potahu a hlavních rozdílů chování mezi tuhým a flexibilním potahem křídla.
4. Měření na flexibilním modelu – podobně jako v bodě 3, plus měření sil v řízení a degradaci výkonů křídla při zásazích do řízení.

Po získání základních znalostí a nejružnějších modifikací těchto vah, které vyplynou z požadavků při experimentech a v současnosti je nelze předpokládat, by měla vzniknout univerzální váha pro měření profilů a ověřování myšlenek konstruktéra při návrhu budoucího parakřídla.



Obr. 3.1-2 Řez siloměrem.



Obr. 3.1-3 Umístění modelu v aerodynamickém tunelu.

4. Závěr

Konstrukteři navrhující parakřídla se v současnosti spoléhají na své bohaté empirické znalosti získané při stavbě z předešlých typů kluzáků. Při návrhu vycházejí z poznatků testů na mnoha prototypech, na kterých zkoušejí různé způsoby vyvázání, geometrií křídel atp. Měřítkem úspěšnosti různých modifikací a myšlenek jsou dnes soutěže, kde se v rukou nejlepších pilotů ukážou výhody či nevýhody daného řešení. Avšak jakékoliv jiné číselné výsledky jsou pro ně nedostupné a to z důvodu, že do dnešních dnů nevznikla žádná ucelená práce zabývající se problematikou parakřídla. Tato práce je teprve na samém začátku, ale již zde otvírá pole mnoha neznámých, kterým se bude muset v budoucnu věnovat. Z numerické studie je zřejmé, že se dá dobře určit chování profilu, zejména pak vhodně optimalizovat umístění plnicího otvoru, což je velmi důležitý aspekt celého návrhu parakřídla. Do budoucna se počítá z rozšířením možnosti výpočtu deformace potahu mezi žebry za pomoci údajů získaných z numerických výpočtů a tím i určení středního tvaru profilu, který se nachází mezi dvěma žebry vlivem deformace potahu. Případně formulací inverzní úlohy, kdy zadáme tvar středního profilu a podle něj se dopočte tvar žebry. Tato úloha je dnes při návrhu řešena intuitivně. Nejlepších výsledků a poznatků použitelných ihned pro konstrukci můžeme očekávat od aerodynamických vah, které jsou nyní ve výstavbě. Půjde na nich okamžitě určit aerodynamické vlastnosti použitého profilu, mezní úhly náběhu těsně před kolapsem vrchlíku,



Obr. 3.1-1 Jedna, dva, tři, start ... Pilot Jan Michálek startuje kluzák Gradient Orbit 26. Foto autor.

nebo optimalizovat velikost a tvar plnicího otvoru, umístění vyvázání i průběh sil v řízení, atp.

Závěrem chci zde poděkovat Ing. Václavu Sýkorovi, šéfkonstruktérovi firmy Gradient spol. s r.o. za poskytnutí profilu pro studium a za cenné rady a náměty.

Seznam použité literatury

1. Plos R.: **Paragliding**, Svět křídel, Cheb, 2004
2. Brož V.: **Aerodynamika nízkých rychlostí**, Vyd. ČVUT, Praha, 2000

Seznam značení

Latinské symboly

C_D	1	součinitel odporu
C_L	1	součinitel vztlaku
F	N	síla
F_d	N	odpor modelu na siloměru
F_D	N	odpor modelu
F_L	N	vztlak modelu
L	m	hloubka profilu

p_s	Pa	tlak statický
p_{stag}	Pa	tlak ve stagnačním bodě
p_d	Pa	tlak dynamický
v	m/s	rychlost proudění
X_x	m	vzdálenost od náběžné hrany
X_{CA}	m, l	poloha výsled aerodyn. sil
X_{SB}	m, l	horizont. poloha stag. bodu

Řecké symboly

α_G	°, rad	úhel náběhu geometrický
α_r	°, rad	úhel náběhu reálný

α_∞	°, rad	úhel náběhu proudu
ρ	m ³ /kg	hustota
λ	1	klouzavost