

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

LETECKÝ ÚSTAV

Ing. Pavel Růžička

**Vývoj profilů křídel lehkých letounů pro nízká
Reynoldsova čísla s nižší citlivostí na výrobní
nepřesnosti**

**Low Reynolds Number Airfoil Design for Light
Airplane Wings with Higher Tolerance for
Raughness and Producing Defects**

Teze doktorské disertační práce

PhD Thesis

Obor:

Konstrukční a procesní inženýrství

Školitel:

Prof. Ing. Karol Filakovský, CSc.

Oponenti:

Prof. Ing. Václav Brož, CSc.
Prof. Ing. Jaroslav Salga, CSc.
Doc. Ing. Josef Florian, CSc.

Datum obhajoby: 13.6. 2001

© 2001 Pavel Růžička
ISBN 80-214-1918-0
ISSN 1213-4198

OBSAH

Označení veličin	4
Indexy	4
Použité zkratky	4
1. Úvod	5
2. Obsah práce	5
3. Současné možnosti návrhu profilů	6
4. Rozbor požadavků na profily ultralehkých letounů	6
4.1. Návrh profilů křídla pro kluzáky – hlavní kritéria	6
4.2. Návrh profilů křídla pro motorové ultralehké letouny	8
4.3. Shrnutí	8
5. Návrhové profilové parametry	9
5.1. Geometrické parametry	9
5.2. Aerodynamické parametry	10
6. Specifika nízkoreynoldsových profilů	12
7. Vliv znečištění NH na vlastnosti profilu	12
8. Určení maximální velikosti nerovností (znečištění, výrobní nepřesnosti), která ještě nezpůsobí turbulizaci proudu v laminární oblasti profilu	13
9. Vyvinuté profily	14
9.1. Ověření výpočtu srovnáním s naměřenými daty	14
9.2. Ověření pomocí CFD systému FLUENT	15
9.3. BU-00-120	16
9.4. BU-00-124	17
9.5. BU-00-144	18
9.6. BU-00-150	19
9.7. Optimalizační postup	20
9.8. Výtěžnost navrhování profilů	20
10. Závěr a zhodnocení	21
11. Summary	21
12. Abstract	22
13. Low Reynolds airfoil design	22
14. Designed airfoils	23
15. Comparison with experimental data	24
16. Conclusion	24
Literatura	25
Publikace autora	26
Životopis autora	27

Označení veličin

A, A_∞	- úroveň turbulence
c	- hloubka profilu
c_p	- součinitel tlaku
c_L	- součinitel vztlaku
c_D	- součinitel odporu
$c_{M^{1/4}}$	- součinitel klopivého momentu k 25% hloubky profilu
D	- odpor
G	- tíha letounu $G = mg$
g	- tíhové zrychlení ($g = 9.80665 \text{ m/s}^2$)
H	- výška letu, tvarový parametr mezní vrstvy
L	- vztlak
M	- klopivý moment
n	- exponent zesílení turbulence v LMV
Re	- Reynoldsovo číslo
S	- uletěná dráha
U_∞	- rychlost nerozrušeného proudu
U	- místní rychlost na hranici mezní vrstvy
u	- místní rychlost v mezní vrstvě
V	- rychlost letu
V_p	- průměrný rychlost letu
V_y	- klesací rychlost
V_{y_s}	- rychlost stoupání ve stoupacím proudu
α	- úhel náběhu
γ	- úhel klouzání
ρ	- hustota vzduchu
δ^*	- pošinovací tloušťka mezní vrstvy
Θ	- hybnostní tloušťka mezní vrstvy
ν	- kinematická viskozita
μ	- dynamická viskozita

Indexy

max	- maximální hodnota
min	- minimální hodnota
opt	- optimální
∞	- nerozrušený proud

Použité zkratky

CFD	- Computational Fluid Dynamic – výpočtové metody v proudění
LMV	- laminární mezní vrstva
NACA	- National Advisory Committee for Aeronautics
NH	- náběžná hrana
OH	- odtoková hrana
TMV	- turbulentní mezní vrstva

1. Úvod

Po roce 1989 došlo v České republice k obrovskému spontánnímu rozvoji amatérského létání. Doba však pokročila a stavitelé ultralehkých letounů se již nespokojují s pouhým poletováním v okolí letiště, také jejich výtvořiny nabývají modernějších tvarů i výkonů. Od letounů z dřeva a plátů se přešlo k celokovovým strojům a není výjimkou ani celokompozitový projekt. Je proto škoda, když jsou tyto v podstatě profesionální výtvořiny znehodnoceny výběrem nevhodné profiláže. Na druhou stranu dnes je velmi obtížné najít vhodný profil právě pro tuto kategorii letounů. Laminární NACA profily řady 6 jsou vhodné pro letová Reynoldsova čísla od 5-ti miliónů výše, kterých může dosáhnout sportovní letoun, ale velice těžko ultralight. Moderní NASA profily, profily profesora Wortmanna nebo Boermansovy profily Delftské univerzity (DU) zase vyžadují velmi přesné dodržení tvaru (řádově 0.05 mm), a tak není divu, že se stále ještě můžeme setkat s profily Clark Y, NACA čtyřčíslové řady nebo profily Gottingenské univerzity (Go), které kralovaly vzdušnému moři ve 30-tých letech. Je však nemyslitelné očekávat od běžných stavitelů letounů samostatný vývoj nebo modifikaci profilů. Zde je stále volné pole působnosti pro univerzity, které mají potřebné prostředky pro tuto práci.

Cílem práce je vyvinout profil, který má následující vlastnosti:

- snadná vyrobiteľnosť (nejlépe rovná podstatná část spodní strany)
- necitlivost na znečištění náběžné hrany a výrobní nepřesnosti.
- dobré vlastnosti po přetažení
- co největší poměr vztlaku k odporu (c_L/c_D), případně $c_L^{3/2}/c_D$.
- nevylučuje se možnost použití plátěného potahu horní i dolní strany

2. Obsah práce

Hlavním cílem doktorandské disertační práce je ověřit možnost vývoje profilu pro nízká Reynoldsova čísla, který má následující vlastnosti:

- snadná vyrobiteľnosť
- necitlivost na znečištění náběžné hrany a výrobní nepřesnosti.
- dobré vlastnosti po přetažení
- co největší poměr vztlaku k odporu (c_L/c_D), případně $c_L^{3/2}/c_D$.

V rámci řešení této úlohy bylo provedeno:

- rozbor požadavků na profily ultralehkých letounů. Byly zhodnoceny potřeby ultralehkých kluzáků i motorových letounů.
- stručně byly probrány hlavní návrhové geometrické a aerodynamické parametry profilů a jejich vliv na aerodynamické charakteristiky.
- byly zmíněny základní specifikace charakteristické pro oblast nízkých Reynoldsových čísel.
- byl probrán vliv znečištění N.H. na vlastnosti profilu a naznačeny postupy návrhu pro potlačení nepříznivého vlivu znečištění N.H.
- byly navrženy 4 profily BU-00-120, BU-00-124, BU-00-144 a BU-00-150, které splňují uvedené předpoklady a omezení.
- bylo provedeno ověření hodnověrnosti programu Xfoil a srovnávací výpočty vyvinutých profilů programem FLUENT.

3. Současné možnosti návrhu profilů

V současné době se pro návrh profilů používá buď inverzní úloha, nebo kombinace přímé a inverzní úlohy. Pro řešení inverzní úlohy je velmi často používána panelová metoda (M. Drela), stále se však využívá i metoda konformní transformace z jednotkové kružnice (R. Eppler, F.X. Wortmann). Jelikož do inverzní úlohy je dosti obtížné zapracovat teorii mezní vrstvy, výpočet se skládá ze dvou částí. Nejprve se pro potenciální proud provede řešení inverzní úlohy a poté se na výsledný profil aplikuje přímá úloha se zahrnutím vlivu mezní vrstvy. Pro řešení přímé úlohy se opět běžně používá panelová metoda, je však možné použít i složitější model, např. metodu konečných objemů, nebo metodu konečných prvků. Toto je nutné zejména v případě návrhu kombinace profil – vztaková klapka, kde viskózní řešení obtékání více těles panelovou metodou je příliš náročné.

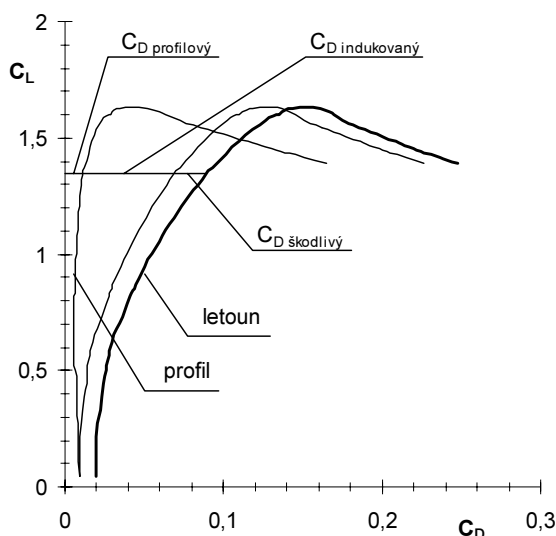
4. Rozbor požadavků na profily ultralehkých letounů

Při návrhu profilu musíme mít stále na paměti k jakému účelu jej navrhujeme. Na jedné straně je zde touha mít profil s co nejvyšším vztlakem, na straně druhé požadujeme co nejnižší odpor. Tyto dvě vlastnosti se však většinou vylučují. Proto je nutno hledat rozumný kompromis. V podstatě jsou dvě základní kategorie ultralehkých letounů : ultralehké kluzáky a ultralehké motorové letouny, přičemž každá z nich má své specifika.

4.1. Návrh profilů křídla pro kluzáky – hlavní kritéria

a/ Poměr L/D (Klouzavost).

Kvalita kluzáků se hodnotí podle tzv. aerodynamické jemnosti neboli klouzavosti K. V podstatě je to poměr součinitelů c_L/c_D celého letounu. Vztlak c_L je dán jednoznačně tlakovým rozložením na křídle. S odporem c_D je to již složitější. Skládá se z několika složek - profilového odporu, indukovaného odporu a škodlivého odporu.

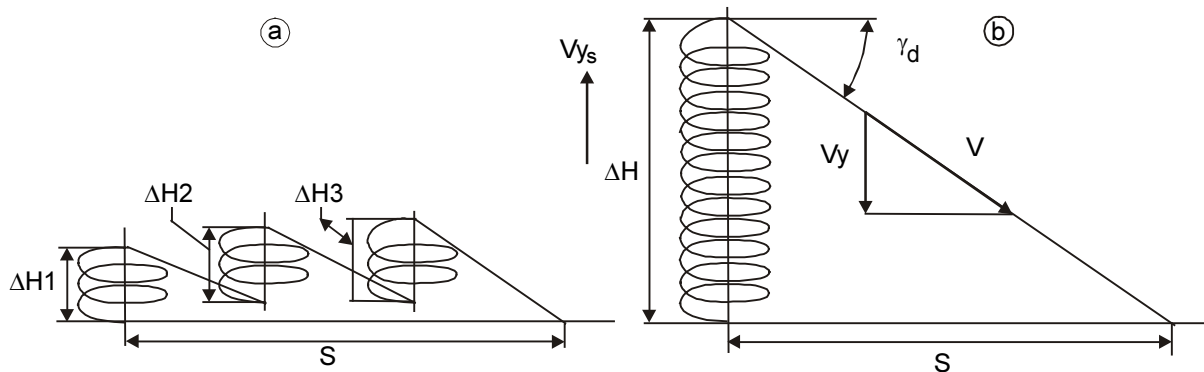


Návrhem profilu jsme schopni ovlivnit pouze profilový odpor. Podíváme-li se na podíly jednotlivých složek odporu kluzáku, zjistíme, že pro nízké rychlosti letu nemá profilový odpor příliš velký vliv (převládá indukovaný odpor), avšak pro vyšší rychlosti podíl profilového odporu na celkovém odporu kluzáku narůstá. Při rychlosti 140 km/h (což odpovídá součiniteli vztlaku $c_L = 0.3$ při plošném zatížení 29 kg/m^2) již profilový odpor tvoří skoro 50% odporu celého kluzáku (viz obr. 1). Je zřejmé, že každá změna profilového odporu v této oblasti poláry bude mít významný vliv na výslednou rychlostní poláru kluzáku.

obr. 1

b/ Průměrná přeletová rychlost.

Pro výkonnostní létání na kluzácích je důležitá jak maximální klouzavost, tak rovněž i co největší průměrná rychlost přeletu. Zde je důležitý i průběh poláry mimo optimální rychlost letu V_{opt} . Kluzák nelétá stále optimální rychlostí. Obecně lze přijmout teorii přeletu jako sérii kroužení ve stoupavém proudu rychlostí blízkou rychlosti nejmenšího opadání následovaných po nastoupení výšky přímočarým kluzavým letem k místu dalšího stoupání (viz obr. 2). Pro celkovou výslednou rychlost platí dle MacCreedyho následující teorie.[4]



obr. 2

Pro názornost nahradíme sérii stoupání a následných přeletů jedním stoupáním a jedním kluzavým letem. Pokusíme se maximalizovat průměrnou rychlost celkového přeletu.

Předpokládejme, že průměrná rychlost stoupání v termice je V_{y_s} , což je rozdíl rychlosti stoupavého proudu a klesací rychlosti kluzáku. Pro dosažení co nejvyšší hodnoty průměrné stoupací rychlosti je nutná co nejnižší rychlost opadání. Té je dosaženo při maximálním poměru $c_L^{3/2} / c_D$. Zisk výšky je ΔH . Pak čas nutný pro stoupání (climb) je

$t_c = \Delta H / V_{y_s}$. Obdobně doba kluzavého letu (dive) je $t_D = \Delta H / V_y$.
Pak celkový čas je:

$$t_c + t_D = \Delta H (1/V_{y_s} + 1/V_y) = \Delta H (V_{y_s} + V_y) / (V_{y_s} * V_y)$$

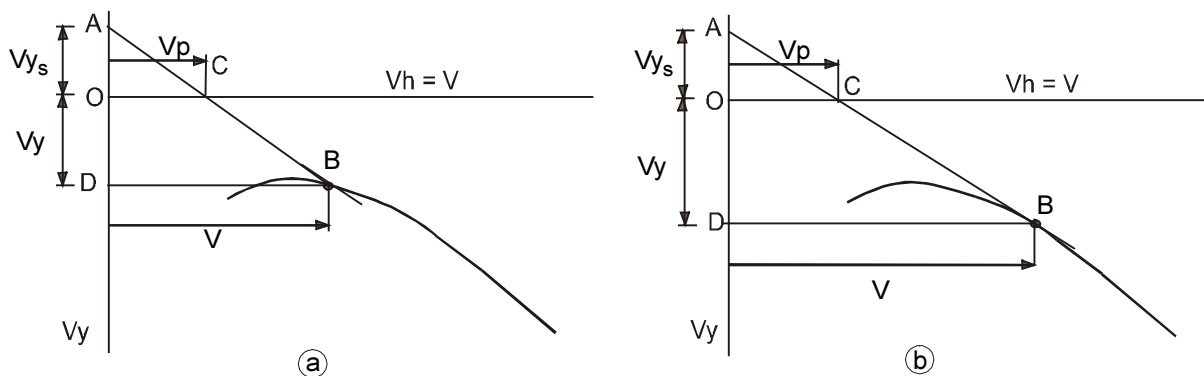
Uletěnou vzdálenost lze určit jako součin průměrné rychlosti V_p a celkového času letu. Pak horizontální vzdálenost je: $s = V_p (t_c + t_D) \cos \gamma_d$
Nahrazením $s = \Delta H / \tan \gamma_d$ a $V_y = V \sin \gamma_d$ získáme:

$$V_p = \Delta H * V / ((t_c + t_D) * V_y)$$

Odtud již snadno získáme výraz pro průměrnou rychlost V_p :

$$V_p = V_{y_s} * V / (V_{y_s} + V_y)$$

Hledáme takovou rychlost V , pro kterou je V_p maximální. Uvažujme rychlostní poláru dle obr. 3, kde z bodu A (OA představuje rychlost stoupání V_{y_s}) táhneme přímku do bodu B rychlostní poláry. Pokud přijmeme předpoklad, že $V_h = V$, pak vzdálenost DB reprezentuje rychlost V kluzavého letu. Z podobnosti trojúhelníků AOC a ADB vyplývá, že průměrná rychlost letu odpovídá délce OC. Pak optimální hodnotu V_p určíme tak, že z bodu A vedeme tečnu k rychlostní poláře. (viz obr. 3).



obr. 3

Vidíme, že pro kluzák není důležitá jen rychlost optimálního klouzání a hodnota maximální klouzavosti, ale i průběh rychlostní poláry pro vyšší rychlosti letu. Proto je důležité zajistit i nízký součinitel odporu pro součinitelé vzlaku nižší, než c_{Lopt} .

Zároveň je však důležitá i hodnota poměru $c_L^{3/2} / c_D$. Jelikož v tomto poměru má vzlak větší váhu než odpor, musíme se snažit o zachování co možno nejvyššího součinitele vzlaku.

4.2. Návrh profilů křídla pro motorové ultralehké letouny

Většina motorových ultralightů nedisponuje příliš velkým přebytkem výkonu. Tudíž požadujeme, aby letoun létal při co nejnižším výkonu. Z teorie mechaniky letu [např. 4] vyplývá, že minimum výkonu potřebného k letu je při maximální hodnotě poměru $c_L^{3/2} / c_D$. Minimální potřebný výkon je potom:

$$N_{p_{min}} = (c_D / c_L^{3/2})_{min} * (2G^3 / \rho S)^{1/2}$$

Jak již bylo řečeno, v tomto vztahu je důležitý poměr $c_L^{3/2} / c_D$. Odtud opět plyne, že prvotním cílem je dosáhnout spíše zvýšení vzlaku, než snížení odporu. [14] Proto je při návrhu důležitější snažit se o co největší přírůstek součinitele vzlaku a zároveň udržet odpor v přijatelných mezích.

4.3. Shrnutí

Jak je vidět z předcházejících rozborů, důležitým návrhovým parametrem je poměr $c_L^{3/2} / c_D$. Proto je vhodné postupovat tak, že se snažíme o co největší přírůstek vzlaku c_L , přičemž c_D se snažíme udržet v rozumných mezích, než se snažit snížit odpor c_D za každou cenu. Rovněž však je důležité dosáhnout pokud možno minimálního odporu v oblasti nízkých součinitelů vzlaku c_L .

5. Návrhové profilové parametry

Nový profil většinou navrhujeme pro zvýšení celkových výkonů letounu. Do návrhu vstupuje řada požadavků a omezení, jež jsou obvykle ve vzájemném rozporu. Proces návrhu profilu je optimalizační úloha, v níž maximalizujeme určitou požadovanou funkci a kde jako proměnné vystupují návrhové parametry profilů. Přitom je nutno dodržet řadu dalších omezení jako např. necitlivost na nerovnosti povrchů a znečištění náběžné hrany, snadnou vyrobiteľnosť, dobré chování po přetažení a podobně. Z matematického hlediska by bylo přirozené sestavit určitý algoritmus, jehož výstupem po zadání omezujících podmínek by byl soubor profilových souřadnic. Toto se však v praxi zatím nedá použít. Je velmi obtížné, ne-li nemožné, matematicky definovat určité subjektivní podmínky (např. snadnost výroby) nebo míru přesnosti jiných (např. necitlivost na povrchové nepřesnosti). Menší, přesto však stále problém, je určit, které parametry budou vystupovat jako proměnné. Obecně by bylo možno použít za proměnné okolo stovky profilových souřadnic $[x,y]$. Pak by to ovšem znamenalo řešit problém, ve kterém vystupuje příliš mnoho nezávisle proměnných, což je i v dnešní době počítačů stále velmi obtížně řešitelný a nákladný problém.

Většinou se nemění přímo samotné souřadnice profilu, ale menší počet jiných parametrů, jež mají přímý vliv na vlastnosti profilu. Je možno použít sadu geometrických charakteristik, jako je tloušťka, prohnutí přední a zadní části profilu, poloměr náběžné hrany, tloušťka a úhel odtokové hrany a podobně. Daleko větší vliv však mají aerodynamické parametry, jež popisují tlakové rozložení na profilu a jeho typ. Tlakovým rozložením lze totiž přímo řídit výkony profilu lépe než geometrickými parametry, zvláště pokud se jedná o řízení laminárních bublin odtržení pro nízká Re čísla. Vliv jednotlivých návrhových parametrů je podrobněji uveden v [1]. Následuje stručný výtah.

5.1. Geometrické parametry

Mezi nejdůležitější geometrické parametry patří maximální tloušťka profilu, průběh prohnutí, tloušťková funkce, úhel odtokové hrany a poloměr náběžné hrany. V principu jsou tyto parametry určeny daným tlakovým rozložením. V praxi je však výhodnější a rychlejší specifikovat tyto parametry přímo než měnit tlakové rozložení a to i za cenu ztráty možnosti řízení rozložení tlaku.

Vliv změny jednotlivých parametrů na aerodynamické charakteristiky je velice stručně shrnut v následující tabulce.

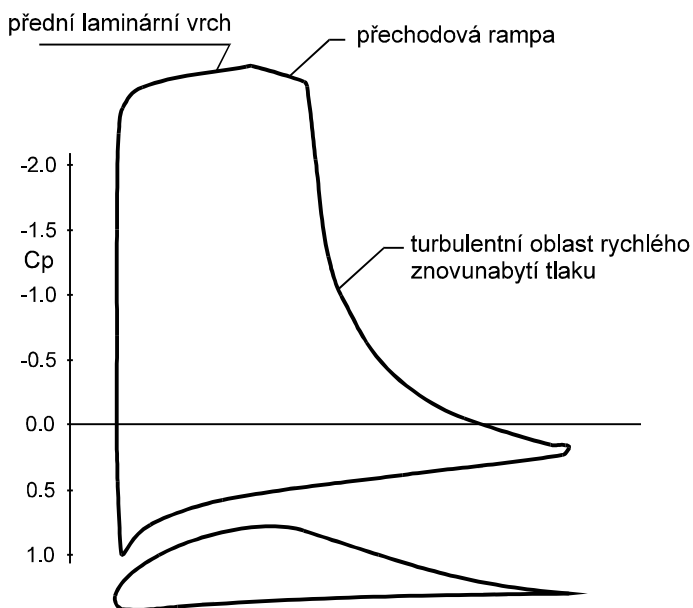
Tab. 1

Zvýšení	Zvýší	Sníží
tloušťky profilu	odpor, rozsah α	hmotnost
poloměr náb. hrany	odpor, toleranci na nepřesnosti	rozsah α
úhel odtokové hrany	tvarový odpor	C_{Lmax}

5.2. Aerodynamické parametry

Dle Liebecka by měl mít každý vysokovtlakový profil tři základní oblasti tlakového rozložení na sací straně profilu:

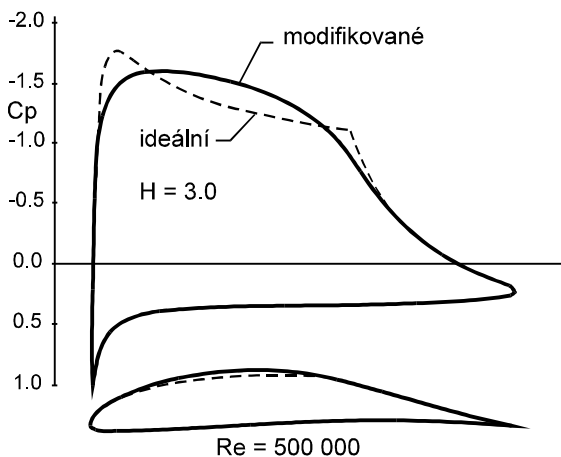
- 1) laminární úsek
- 2) tzv. "přechodovou rampu"
- 3) turbulentní oblast "znovunabytí tlaku"



Obr. 4

Jak je vidět na obr. 4, laminární část má ploché nebo mírně se snižující tlakové rozložení, přechodová rampa má slabý kladný tlakový gradient a v turbulentní oblasti je prudký nárůst tlaku v souladu se Stratfordovým kritériem odtržení TMV tak, aby byl nárůst tloušťky mezní vrstvy co nejmenší. Ačkoli profily tohoto typu mají dobré výkony při Re číslech kolem několika miliónů, pro nízkoreynoldsové profily jejich výkony rychle degradují. Při nízkých Re je totiž obtížnější přinutit LMV, aby přirozeně přešla do TMV. Na to krátká přechodová rampa z obr. 4 nestačí.

Na profilech dochází v oblasti nárůstu tlaku k odtržení LMV, která buď zůstane odtržená, nebo po jejím přechodu do TMV se znovu přimkne k povrchu a vytváří tzv. laminární bublinu odtržení. Tomu se dá předejít pečlivějším návrhem potenciálního rozložení tlaku zejména v oblasti přechodové rampy. Základním cílem je dosáhnout přechodu LMV do TMV sice za počátkem laminární bubliny odtržení, ale dříve, než se odtržená vrstva posune daleko od povrchu profilu. Aplikací slabého kladného tlakového gradientu v této oblasti nestabilita narůstá, aniž by došlo k odtržení mezní vrstvy. V ideálním případě dojde k přechodu LMV do TMV právě na začátku turbulentní oblasti rychlého znovunabytí tlaku bez odtržení LMV (viz obr. 5).

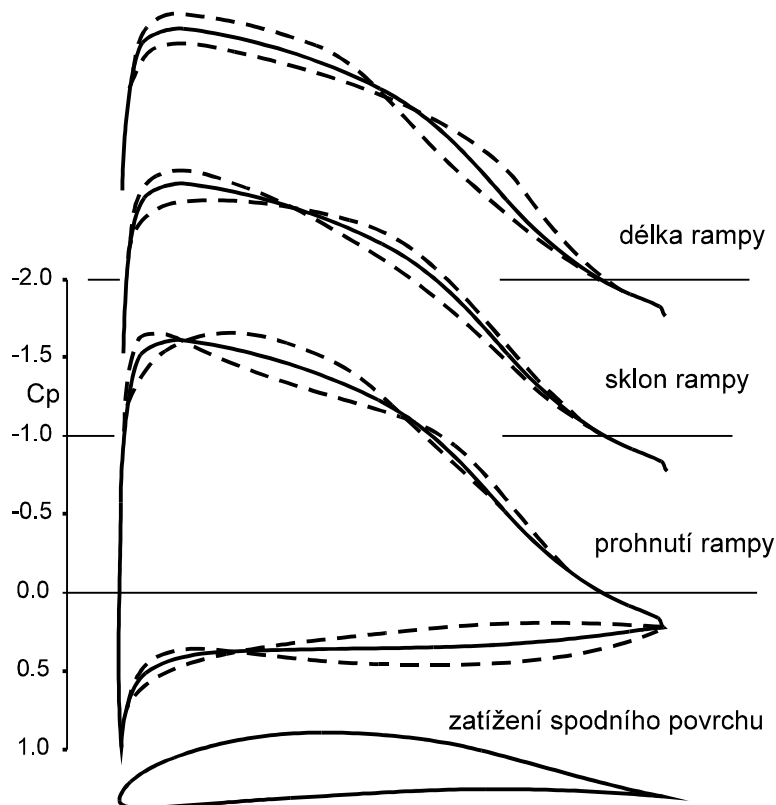


Obr. 5

Pro praktické použití takový typ konkávních přechodových ramp není vhodný. Pro náležitě rychlé zesílení nestability na nízkoreynoldsovéch profilech je nutné udržovat LMV na hranici odtržení. Bohužel změny tlakového rozložení jsou se změnou úhlu náběhu výrazné právě v blízkosti náběžné hrany, takže i malé zvýšení úhlu náběhu může způsobit odtržení LMV na začátku jinak ideální přechodové rampy. Výsledný rychlý posuv polohy bodu přechodu dopředu má velmi neblahý vliv na výkony profilu.

Naopak snížení úhlu náběhu způsobí posuv bodu přechodu do oblasti prudkého nárůstu tlaku a následný vznik "bublinových" ztrát. Navíc profily s ideální přechodovou rampou jsou extrémně citlivé na znečištění náběžné hrany a na drsnost povrchu. Výsledný profil má sice vynikající vlastnosti v návrhovém režimu, ale velmi špatné v celém dalším rozsahu úhlů náběhu.

Jako základní aerodynamické parametry profilu lze brát délku, sklon a prohnutí přechodové rampy, zatížení spodního povrchu a míra konkavitu turbulentní oblasti znovunabytí tlaku. Viz obr. 6.



Obr. 6

Opět vliv změny jednotlivých parametrů na aerodynamické charakteristiky je velice stručně shrnut v tabulce 2.

Tab. 2

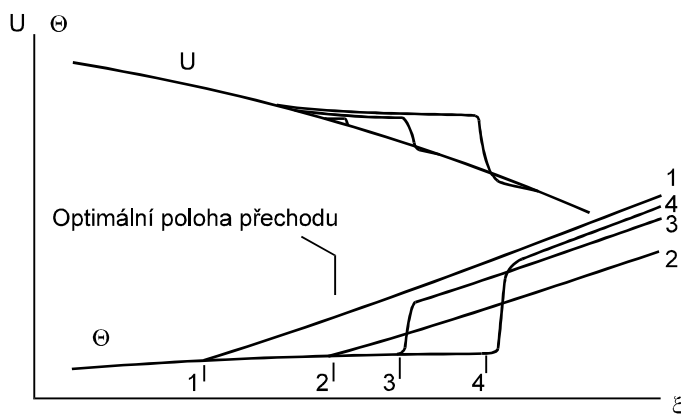
Zvýšení	Zvyšuje	Snižuje
délky rampy	C_M	bublinové ztráty, třecí odpor
sklon rampy	degradaci s drsností	C_M , bublinové ztráty, C_{Lmax}
prohnutí rampy	bublinové ztráty, C_{Lmax} , rozsah úhlů náběhu	degradaci s drsností
zatížení spodní strany	C_M , C_{Lmax} , třecí odpor	tloušťku
konkavita turb. oblasti	C_{Lmax}	tloušťku zadní části

6. Specifika nízkoreynoldsových profilů

Profily ultralehkých letounů pracují většinou při Reynoldsových číslech od 1.000.000. V této "nízkoreynoldsové" oblasti je kvalita profilů silně ovlivněna "bublínou odtržení", doprovázející přechod z LMV do TMV jak na horní sací straně profilu, tak někdy i na spodní tlakové straně. V bublině dochází k přechodu LMV do TMV na začátku oblasti zvyšování tlaku na profilu, což je způsobeno prudkým nárůstem turbulence v bublině odtržení. Laminární bublinu odtržení lze potlačit vhodně umístěným turbulizátorem (zig-zag páska, pneumatický turbulizátor [2]).

Pokud se však správně navrhne tzv. přechodová rampa, nemusí bublina znamenat výrazné zvýšení odporu. Dokonce někdy může mít menší odpor než nucená turbulizace proudu turbulizátorem. Jelikož se poloha bubliny mění s úhlem náběhu, dává někdy širší rozsah oblasti nízkého odporu na poláře, než by to bylo možné při použití fixované nucené turbulizace. Na druhou stranu silná laminární bublina odtržení může znamenat drastický nárůst odporu. Proto je pro návrh nízkoreynoldsových profilů velmi důležité zvládnout možnost určovat polohu a velikost bubliny odtržení.

Na obr. 7 je znázorněn vliv polohy turbulizátoru na nárůst Θ a tím i odporu. Pokud je poloha přechodu příliš vpředu, odpor se zvýší v důsledku většího tření v TMV (v TMV je nárůst Θ daleko rychlejší, než v LMV). Pokud je příliš vzadu, dojde ke zvýšení odporu vlivem zavíření v bublině, kdy se odtržená LMV pohybuje po zbrzděném proudu, se kterým se při přechodu do TMV smísí. Jelikož je to proces při kterém se energie spotřebovává, dochází ke zvýšení ztrát a tím i odporu.

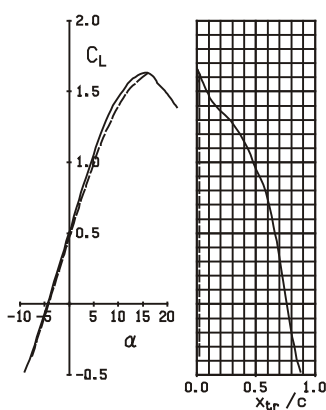


Obr. 7

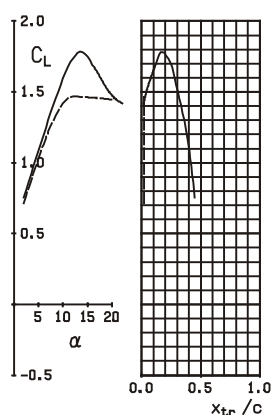
Optimální poloha místa přechodu je obvykle blízko bodu odtržení LMV. Bohužel se tato poloha mění se změnou úhlu náběhu. Snahou při návrhu nízkoreynoldsových profilů je proto udržet polohu odtržení LMV konstantní pro co nejširší rozsah provozních úhlů náběhu.

7. Vliv znečištění NH na vlastnosti profilu

Jelikož znečištěním náběžné hrany dojde k předčasnému přechodu LMV do TMV, vždy se značně zvýší odpor. Zároveň může dojít k výraznému snížení c_{LMAX} . Zda k němu dojde, nebo ne, je možno odhadnout z chování mezní vrstvy na "čistém" profilu. Sledujeme postup přechodu LMV do TMV s úhlem náběhu. Pokud postupuje dle obr. 8a, můžeme předpokládat, že nedojde ke snížení c_{LMAX} . Pokud je však postup dle obr. 8b, je zde reálné nebezpečí snížení c_{LMAX} přičemž c_{LMAX} pro znečištěnou náběžnou hranu dosáhne hodnoty odpovídající hodnotě c_L při přiblížení se polohy přechodu LMV do TMV k NH.



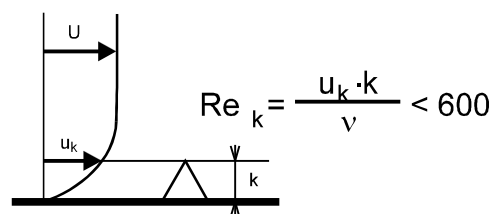
Obr. 8a



Obr. 8b

8. Určení maximální velikosti nerovností (znečištění, výrobní nepřesnosti), která ještě nezpůsobí turbulizaci proudu v laminární oblasti profilu

Dominantní roli při návrhu profilu hraje jeho přední část. Pokud se při vývoji předpokládá na tomto úseku pro zmenšení třecího odporu udržení laminárního proudu, je nutno ověřit, jaká může být maximální nerovnost povrchu, která ještě nezpůsobí přechod LMV do TMV. Tyto nerovnosti mohou vzniknout jak při výrobě, tak během letu, např. ulpívající kapičky vody po průletu dešťovou přeháňkou nebo zbytky hmyzu.



Pro danou nerovnost je důležitá hodnota místního kritického Re čísla (viz obr. 9), která nesmí přesáhnout hodnotu 600. Pro určení skutečného Re v místě znečištění a tudíž i velikost tolerované nerovnosti lze použít postupu z [20].

Obr. 9

Tento postup byl ověřen měřením na rovné desce. V prvním přiblížení však lze použít i pro profily. Je však nutné s uvědomit, jaký vliv má tlakový gradient na následný vývoj mezní vrstvy. Záporný gradient (tlak se postupně snižuje) způsobuje stabilizaci LMV a utlumuje případné rozruhy. Naopak kladný gradient (proudění do protitlaku) LMV destabilizuje a případné rozruhy se rychle zesílí. Jelikož však posuzujeme přední část profilu, kde je buď silný záporný gradient, nebo malý kladný, lze tuto metodu použít, jelikož nám dává aspoň přibližnou představu, jaké jsou nároky pro výrobu profilu.

Např. pro profil BU 00 124 je pro $Re = 3 \cdot 10^6$ v návrhovém režimu $\alpha = 1^\circ$ a pro hloubku křídla $c = 1,3\text{m}$ je maximální nerovnost od cca 0,3 mm u náběžné hrany do cca 0,6mm v 55% hloubky profilu.

9. Vyvinuté profily

Na LÚ FSI VUT Brno průběžně probíhá vývoj nových profilů. Pro ultralehké letouny byly vyvinuty profily, pro které byla přijata následující omezení:

- pro snadnou vyrobiteľnosť je podstatná časť dolného povrchu rovná, odtoková hrana je buď nenulové tloušťky, nebo má nenulový úhel
- profily mají sníženou citlivost na výrobní nepřesnosti a znečištění NH
- v rámci možnosti bylo posouzeno chování profilu po překročení kritického úhlu náběhu.

Pro návrh profilu byl použit program Xfoil v. 5.70, pro ověření návrhu a výpočet polár byla použita novější verze Xfoil v. 6.8. Xfoil je interaktivní program pro řešení přímé i inverzní úlohy, založený na panelové metodě. Umožňuje řešit potenciální i viskózní proud včetně stlačitelnosti v subsonické oblasti. Bližší popis systému Xfoil je např. v [23]. Dále bylo provedeno další ověření pouze několika úhlů náběhu programem FLUENT.

Výpočty byly prováděny pro Re čísla 10^6 , $2 \cdot 10^6$, $3 \cdot 10^6$ a $6 \cdot 10^6$. Tak je pokryt prakticky celý rozsah provozních rychlostí běžných UL letounů s určitou zásobou na možné změny hloubky křídla.

Dále byly profily navrhována tak, aby nebylo nutno použít prostředků pro násilnou turbulizaci LMV pro zamezení vytvoření se laminární bubliny odtržení.

9.1. Ověření výpočtu srovnáním s naměřenými daty

Pro ověření přesnosti programu Xfoil byly provedeny kontrolní výpočty profilů, ke kterým jsou známé měřené charakteristiky. Jako etalony byly vybrány profily NACA 4412 a NACA 4415. Měření těchto profilů je v [7]. Jelikož se jedná o doplnění známého NACA Reportu 824, budou nadále měřená data z této publikace označována NACA Rep. 824. K profilu NACA 4412 je rovněž k dispozici měření rozložení tlaku po hloubce profilu v NACA Reportu 563 [21]. Porovnáme-li však tato měření profilu NACA 4412, zjistíme, že se navzájem liší. Rozdíly jsou patrné v příloze 5. Největší rozdíly jsou uvedeny v následující tabulce 3.

Tab. 3 $Re = 3 \cdot 10^6$

	NACA Rep. 563	NACA Rep. 824	rozdíl
C_{Lmax}	1,671	1,52	0,151
alfa pro C_{Lmax}	15,4	13	2,4

Jak je vidět, rozdíly až 10% nejsou v experimentu výjimkou. Jelikož v [21] je měřeno pouze rozložení tlaku po hloubce profilu a z něj jsou pak integrovány součinitele C_L a $C_M^{1/4}$, jsou tato data použita pouze pro porovnání tlakového rozložení. Polára, vztlková a momentová křivka je převzata z [7].

Porovnání polár, vztlkových a momentových křivek a rozložení tlaku je uvedeno v přílohách 1 až 3. Jak je vidět, se vzrůstajícím Re číslem je shoda lepší. Výpočtem pomocí programu Xfoil získáme vyšší součinitel vztlaku C_{Lmax} , větší sklon vztlkové čáry, větší součinitel momentu $C_M^{1/4}$ a nižší odpor – viz následující tabulky.

Tab. 4 $Re = 3 \cdot 10^6$

	NACA 4412		NACA 4415	
	měř	Xfoil	měř	Xfoil
C_{Lmax}	1,52	1,75	1,42	1,72
alfa pro C_{Lmax}	13	16	13	16,5
C_{Dmin}	,0067	0,0053	0,0073	0,0059
$C_{M 1/4 0}$	-0,092	-0,102	-0,093	-0,102

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

	NACA 4412		NACA 4415	
	měř	Xfoil	měř	Xfoil
C_{Lmax}	1,64	1,86	1,56	1,81
alfa pro C_{Lmax}	15	17	14	17
C_{Dmin}	0,0061	0,0057	0,0065	0,0057
$C_{M 1/4 0}$	-0,092	-0,103	-0,092	-0,103

Porovnáním tlakových rozložení podél profilu najdeme dobrou shodu pro spodní tlakovou stranu. Hodnoty na horní sací straně jsou z výpočtu Xfoilem nižší – Xfoil „přidává“ vztlak. Je však otázkou, nakolik jsou měřené hodnoty správné. Jelikož měření bylo prováděno na 3D křídle (měřen byl střední profil) a odpovídající úhly náběhu pro 2D profil byly určeny z výpočtu indukovaných rychlostí kolem křídla, je možné, že reálné obtékání křídla při měření bylo při nižším úhlu náběhu, než je uvedeno. Domnívám se, že Xfoil je plně postačující pro potřeby modifikace a návrhu profilů.

9.2. Ověření pomocí CFD systému FLUENT

Pro další ověření navržených profilů byl použit CFD systém Fluent. Jedná se o vysoce výkonný systém založený na metodě konečných objemů. Má širokou oblast použití. Používá se pro řešení problémů vnitřního i vnějšího proudění, stlačitelného i nestlačitelného, stacionárního i nestacionárního, přenos tepla, chemické reakce (spalování). Je v něm zapracováno několik modelů turbulence. Veškeré informace je možno získat v ON-LINE manuálu.

Před výpočtem vlastních profilů byly opět provedeny srovnávací výpočty na etalonovém profilu NACA 4412.

Výpočet byl proveden pro okrajové podmínky odpovídající $Re = 3 \cdot 10^6$.

Výsledky výpočtu jsou v tabulce 6. Jak je možno vidět, není stále dobře řešeno odtržení. Proud je přimknutý i pro úhly náběhu za kritickým. Relativně dobrá shoda v rozložení tlaku je pro nízké úhly náběhu. Bohužel se neprokázala možnost použít program FLUENT pro predikci odtržení MV a ověření C_{LMAX} . Rovněž hodnoty odporu jsou nepoužitelné. Zde se překvapivě jednodušší program Xfoil ukázal jako vhodnější. Jako možné vysvětlení můžeme přijmout, že Xfoil je jednoúčelový program pro návrh a výpočet 2D profilů, který např. pro řešení mezní vrstvy využívá poloempirických závislostí, získaných z měření a lépe vystihujících skutečnost, než obecné závislosti použité ve Fluentu.

Tab. 6 $Re = 3 \cdot 10^6$

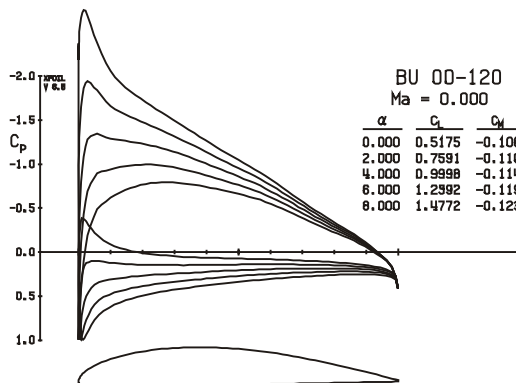
alfa	měření NACA 563		výpočet FLUENT	
	C_L	$C_{M 1/4}$	C_L	$C_{M 1/4}$
-0,5	0,338	-0,091	0,384	-0,107
6,4	1,024	-0,084	1,116	-0,115
17,3	1,600	-0,080	1,878	-0,087

9.3. BU-00-120

Vychází z profilu FX-63-137, který se osvědčil již v [24] a [25]. Spodní strana byla upravena tak, aby splňovala přijatá omezení. Postupně bylo laborováno s rozložením tlaku v přední části pro snížení citlivosti na znečištění N.H. a s prohnutím střední křivky pro dosažení maximální c_{Lmax} .

Tloušťka 12%, návrhový úhel náběhu 3° ,
 c_L návrhové = 0.88.

Re	c_{Lmax} čistý	c_{Lmax} turb.
10^6	1,63	1,61
$2 \cdot 10^6$	1,68	1,67
$3 \cdot 10^6$	1,69	1,68
$6 \cdot 10^6$	1,77	1,74

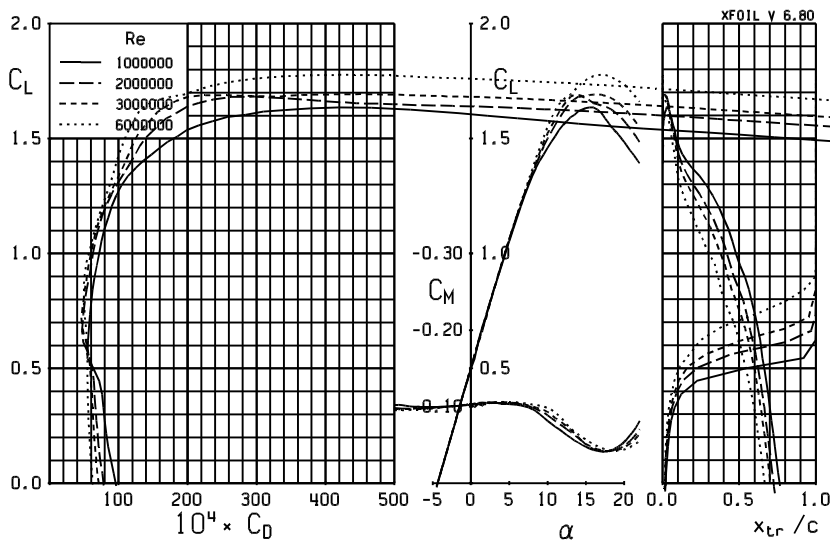


Je tolerována slabá laminární bublina odtržení. Prakticky celá horní strana profilu slouží jako přechodová rampa. Je zde malá citlivost na znečištění náběžné hrany. Po dosažení c_{Lmax} dochází k postupnému odtržení TMV od odtokové hrany. Díky tomu po překročení kritického úhlu náběhu nedochází k prudkému poklesu vztlaku.

Porovnání výpočtů systémy Xfoil a FLUENT pro $Re = 2 \cdot 10^6$

alfa	Xfoil			FLUENT		
	c_L	c_D	$c_{M a.s.}$	c_L	c_D	$c_{M a.s.}$
0	0,5045	0,00616	-0,1029	0,446	0,0241	-0,1034
10	1,4992	0,01385	-0,0886	1,436	0,0811	-0,1198
15	1,6755	0,03392	-0,0506	1,781	0,1121	-0,1013

Polára čistého profilu BU-00-120

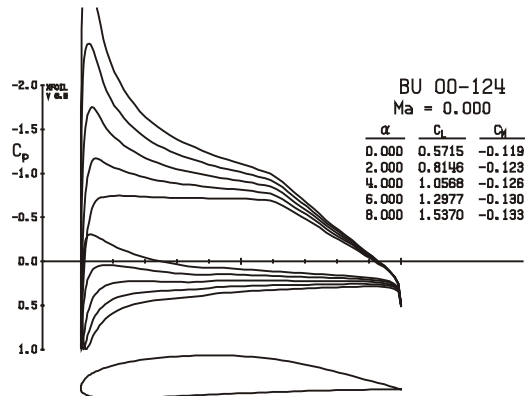


9.4. BU-00-124

Vychází z profilu NASA GA(W) - 1. Obdobně jakou u BU 00 120 byla spodní strana upravena tak, aby splňovala přijatá omezení. Postupně bylo laborováno s rozložením tlaku v přední části pro snížení citlivosti na znečištění N.H. Rovněž byla upravena zadní část pro zajištění příznivého postupu odtržení TMV po překročení kritického α .

Tloušťka 12.4%, návrhový úhel náběhu 1°
 c_L návrhové = 0.69.

Re	C_{Lmax} čistý	C_{Lmax} turb.
10^6	1,69	1,66
$2 \cdot 10^6$	1,81	1,76
$3 \cdot 10^6$	1,86	1,8
$6 \cdot 10^6$	1,95	1,86

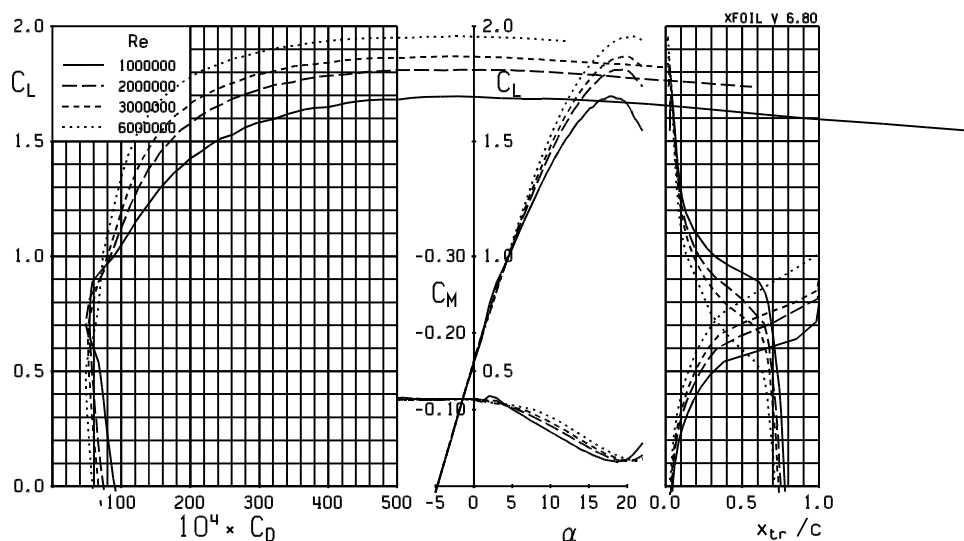


Je zde oddělena přechodová rampa a turbulentní oblast znovunabytí tlaku. Pro dosažení vhodného chování po přetažení není aplikováno rozložení tlaku v turbulentní oblasti Stratfordova typu. Tím je opět zajištěno postupné odtrhávání TMV od odtokové hrany. Přední část sací strany je navrhována s ohledem na nízkou citlivost na znečištění náběžné hrany

Porovnání výpočtů systémy Xfoil a FLUENT pro $Re = 2 \cdot 10^6$

alfa	Xfoil			FLUENT		
	C_L	C_D	C_M a.s.	C_L	C_D	C_M a.s.
0	0,544	0,0057	-0,113	0,486	0,0253	-0,116
10	1,450	0,0156	-0,079	1,454	0,0662	-0,113
15	1,724	0,0300	-0,050	1,789	0,1084	-0,097

Polára čistého profilu BU-00-124

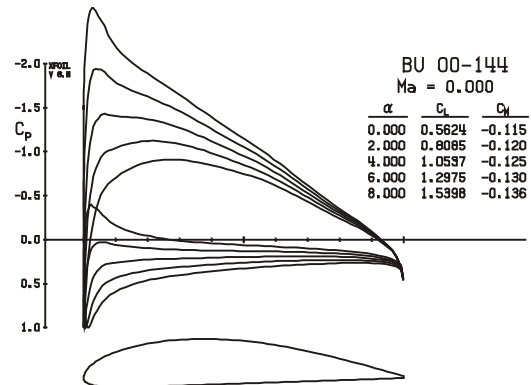


9.5. BU-00-144

Opět vychází z profilu FX-63-137. Spodní strana byla upravena tak, aby splňovala přijatá omezení. Postupně bylo laborováno s rozložením tlaku v přední části pro snížení citlivosti na znečištění N.H. a s prohnutím střední křivky pro dosažení maximální C_{Lmax} .

Tloušťka 14.4%, návrhový úhel náběhu 3°
 C_L návrhové = 0.93.

Re	C_{Lmax} čistý	C_{Lmax} turb.
10^6	1,64	1,55
$2 \cdot 10^6$	1,74	1,66
$3 \cdot 10^6$	1,78	1,73
$6 \cdot 10^6$	1,82	1,81

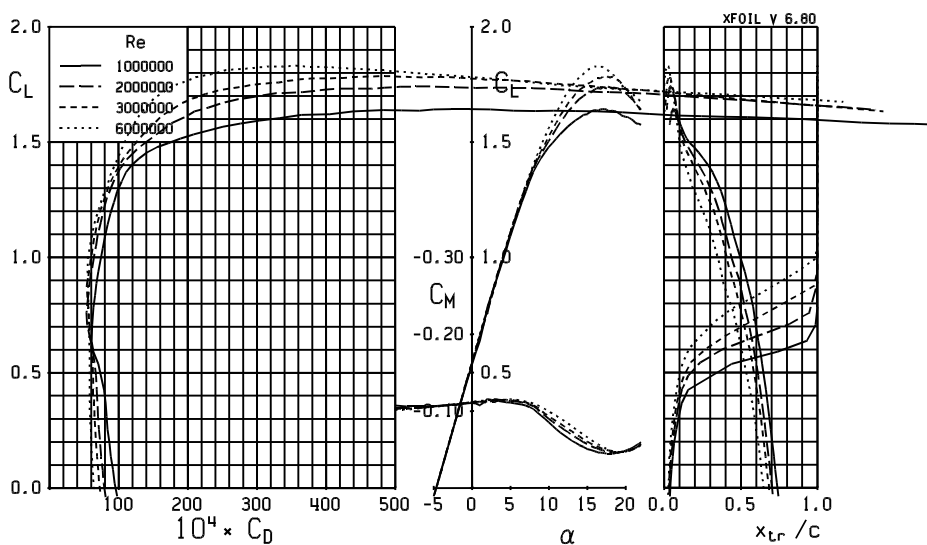


Opět je tolerována slabá laminární bublina odtržení. Není výrazný přechod mezi přechodovou rampou a turbulentní oblastí znovuzískání tlaku. Díky potlačení výskytu špičky podtlaku za náběžnou hranou a tím udržení malé oblasti laminarity i pro vyšší úhly náběhu je zde určitá citlivost na znečištění náběžné hrany, není však příliš výrazná.

Porovnání výpočtů systémy Xfoil a FLUENT pro $Re = 2 \cdot 10^6$

		Xfoil			FLUENT		
alfa	C_L	C_D	$C_{M a.s.}$	C_L	C_D	$C_{M a.s.}$	
0	0,544	0,0065	-0,111	0,475	0,0274	-0,111	
10	1,504	0,0141	-0,090	1,487	0,0695	-0,123	
15	1,713	0,0329	-0,057	1,813	0,1295	-0,117	

Polára čistého profilu BU-00-144

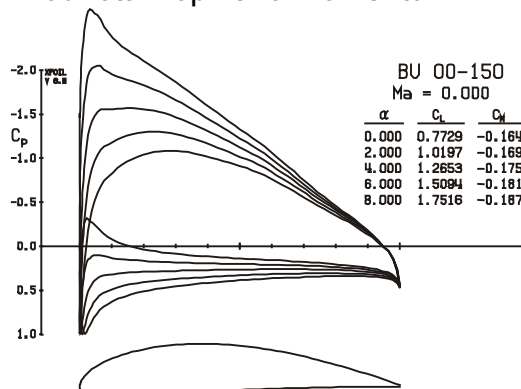


9.6. BU-00-150

Vychází z profilu BU-00-144. Byla zvětšena tloušťka a mírně upraveno rozložení tlaku na sací straně. Opět je zde slabý vliv znečištění náběžné hrany. Oproti BU-00-144 dosahuje vyššího vztlaku, je však rovněž větší i hodnota klopivého momentu.

Tloušťka 15%, návrhový úhel náběhu 3.5°
 c_L návrhové = 1.2.

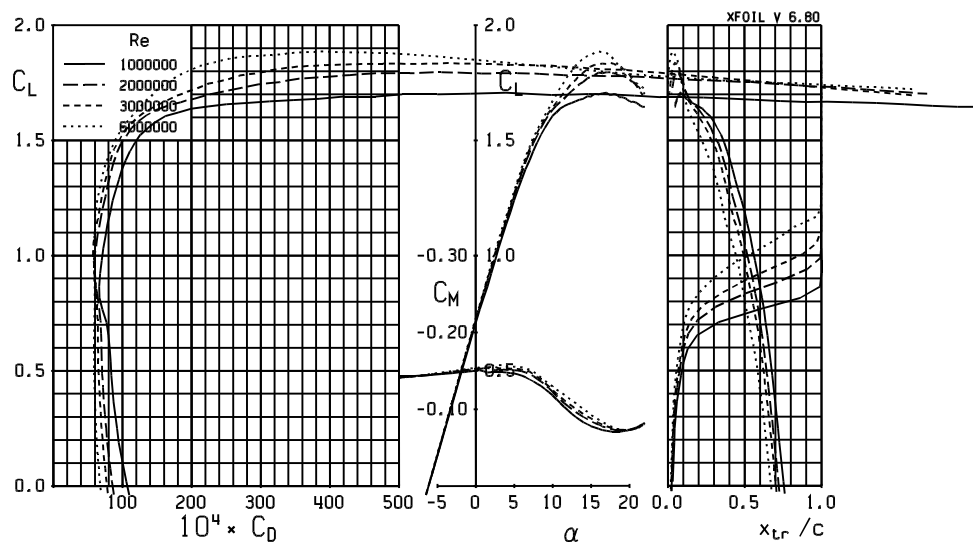
Re	C_{Lmax} čistý	C_{Lmax} turb.
10^6	1,69	1,58
$2 \cdot 10^6$	1,79	1,69
$3 \cdot 10^6$	1,83	1,75
$6 \cdot 10^6$	1,88	1,84



Porovnání výpočtů systémy Xfoil a FLUENT pro $Re = 2 \cdot 10^6$

alfa	C_L	Xfoil			FLUENT		
		C_D	C_M a.s.	C_L	C_D	C_M a.s.	
0	0,719	0,0068	-0,152	0,638	0,0293	-0,150	
10	1,632	0,0149	-0,123	1,644	0,0719	-0,161	
15	1,776	0,0391	-0,084	1,984	0,12389	-0,152	

Polára čistého profilu BU-00-150



9.7. Optimalizační postup

Při vývoji profilů bylo stanoveno následující pořadí optimalizačních kritérií:

- snadná vyrobiteľnosť (spodní strana rovná, vypuklé plochy)
- necitlivost na znečištění N.H. a výrobní nepřesnosti
- dobré vlastnosti po přetažení
- maximální poměr c_L/c_D a $c_L^{3/2} / c_D$
- vysoký max. součinitel vztlaku c_{Lmax}
- nízký odpor
- tloušťka profilu v rozmezí 12 - 15% hloubky
- rozsah Re čísel = 1 000 000 ÷ 6 000 000

Jelikož druhý a třetí požadavek lze velmi obtížně kvantifikovat (jedná se spíše o subjektivní dojem), proces optimalizace nebyl automatizován, nýbrž probíhal pod dohledem a řízením řešitele, který rozhodoval, zda nebylo překročeno přijaté omezení.

Z hlediska vynaložené práce je výhodné nejdříve vyhledat již vyvinutý profil, který se blíží svými vlastnostmi požadovaným a teprve ten upravovat a optimalizovat na daná kritéria. Nevhodně zvolený výchozí profil většinou znamená více práce, případně nevede k cíli.

Při vývoji byla využívána zejména možnost programu Xfoil řešit inverzní úlohu (pro dané rozložení rychlosti (tlaku) dopočítat tvar profilu). Proto místo změny geometrie byly většinou měněny aerodynamické parametry profilu (délka a tvar přechodové rampy, rozložení tlaku v nosové části profilu, tvar turbulentní oblasti znovunabytí tlaku atd.). Při každé změně byl sledován vliv měněného parametru na všechny požadované vlastnosti, nejen na tu, kterou daná změna ovlivnila nejvíce. Například pro zachování dobrého chování po přetažení a necitlivosti na nerovnosti nebylo použito tlakového rozložení přinášející maximální součinitel vztlaku, nebo minimální odpor.

Je možno říci, že navržené profily se pro přijatá omezení blíží optimu. Nejedná se o ostré maximum. Toto však plně vyhovuje požadavku necitlivosti profilu na výrobní nepřesnosti.

9.8. Výtežnost navrhování profilů

Ačkoli je dnes již k dispozici výkonná výpočetní technika, návrh profilu je stále zdoluhavá a pracná záležitost. Jak již bylo uvedeno, mnohdy se při vývoji dostaneme do slepé uličky, kdy je nutné danou vývojovou linii opustit a začít znovu.

Během této práce bylo postupně ověřeno 7 základních profilů

- | | |
|-------------------|-----------------|
| - FX 63-137 | - 28 modifikací |
| - GA(W) – 1 | - 14 modifikací |
| - DAE 11 | - 8 modifikací |
| - DAE 31 | - 6 modifikací |
| - MS 317 | - 5 modifikací |
| - UAG 88 – 143/20 | - 9 modifikací |
| - UA 180 | - 4 modifikace |

Postupně byl vývoj některých profilů ukončen, až nakonec se zaměřila pozornost na první dva. Po dalších úpravách vznikly 4 profily, přičemž profily BU-00-120, BU-00-144 a BU-00-150 mají prapůvod v FX 63-137 a BU-00-124 v GA(W) – 1. Celkem tedy ze 74 modifikací jsou použitelné 4.

Průměrná doba výpočtu jedné poláry programem Xfoil na Digital DEC 5000 / 125 station je cca 7-8 min. Ve srovnání s tím výpočet jednoho úhlu náběhu systémem FLUENT na pracovní stanici SGI Origin trvá s přípravou modelu a postupnou adaptací mřížky cca 5h.

10. Závěr a zhodnocení

Doktorandská disertační práce se zabývá cestami vývoje profilu pro nízká Reynoldsova čísla, který má následující vlastnosti:

- snadná výrobitelnost
- necitlivost na znečištění náběžné hrany a výrobní nepřesnosti.
- dobré vlastnosti po přetažení
- co největší poměr vztlaku k odporu (c_L/c_D), případně $c_L^{3/2}/c_D$.

V souladu s vytýčenými cíly bylo řešeno:

- 1) rozbor požadavků na profily ultralehkých letounů. Byly zhodnoceny potřeby ultralehkých kluzáků i motorových letounů. Bylo konstatováno, že prvotním úsilím je spíše zvýšit vztlak než snižovat odpor.
- 2) Stručně byly probrány hlavní návrhové geometrické a aerodynamické parametry profilů a jejich vliv na aerodynamické charakteristiky.
- 3) Byly zmíněny základní specifikace charakteristické pro oblast nízkých Reynoldsových čísel.
- 4) Byl probrán vliv znečištění N.H. na vlastnosti profilu a naznačeny postupy návrhu pro potlačení nepříznivého vlivu znečištění N.H.
- 5) Byly navrženy 4 profily BU-00-120, BU-00-124, BU-00-144 a BU-00-150, které splňují uvedené předpoklady a omezení. Jako největší omezení se jeví použití rovné spodní strany. Pro nižší úhly náběhu zde totiž dochází k rychlému posunu přechodu z LMV do TMV dopředu, což značně degraduje odpor profilu. Další omezení – dobré vlastnosti po přetažení a necitlivost na znečištění N.H. zase výrazně omezí maximální dosažitelný součinitel vztlaku c_{Lmax} .
- 6) Bylo provedeno ověření hodnověrnosti programu Xfoil a srovnávací výpočty vyvinutých profilů programem FLUENT.

11. Summary

There was a spontaneous development of building of ultra-light aeroplanes in the Czech Republic after 1989. The most often used airfoils on this aeroplanes are old NACA 4-digit or 5-digit airfoil or even Goetingen airfoils. On the other hand it is possible to meet an aeroplane, where very recent airfoils like Marsden, Wortmann, Selig or Delft ones are used, although the wing is covered by cloth and it is impossible to guarantee the perfect shape of the airfoil. In recent years the aeroplanes are produced on professional level by new manufacturers. Metal is used instead of wood and it is not exception to find whole fibreglass design. But amateur builders will still produce their own design, where using wrong airfoil can bring a big disappointment at the end of many hours of work. So the task is to develop a new airfoil, which satisfies next limitations:

- easy to build (flat lower surface of airfoil)
- high c_{Lmax}
- high c_L/c_D ratio, ($c_L^{3/2} / c_D$ respectively)
- good stall behaviour
- tolerance for leading edge roughness and producing defects
- wing can be covered by cloth

12. Abstract

The main goal of this work is to prove possibility of designing of such an airfoil for low Reynolds numbers, which satisfies next limitation

- easy to build (flat lower surface of airfoil)
- high c_{Lmax}
- high c_L/c_D ratio, ($c_L^{3/2} / c_D$ respectively)
- good stall behaviour
- tolerance for leading edge roughness and producing defects

Next work was done:

- analysis of airfoil requirements for ultra-light gliders and engine-powered aeroplanes
- the effect of main geometric and aerodynamic parameters on airfoil characteristics and behaviour was discussed
- the low Reynolds number specific features were sketched
- the effect of leading edge roughness on airfoil performance and behaviour was discussed and some ways of neglecting of this problem were suggested
- 4 airfoil BU-00-120, BU-00-124, BU-00-144 and BU-00-150, which satisfy above stated limitations, were designed
- the verification of reliability of used programs was performed. For measured airfoil NACA 4412 aerodynamic characteristics were calculated with Xfoil program, and then with FLUENT program too. All BU airfoils were computed with both programs for comparing of results.

13. Low Reynolds airfoil design

For airfoil design is useful to find several parameters, which are changed, instead of changing directly airfoil co-ordinates. The geometric parameters are maximum thickness, curvature of mean airfoil line, thickness distribution function, trailing edge angle and leading edge radius. The effect of these parameters is in next table:

Increasing of	increase	decrease
airfoil thickness	drag , α range	weight
leading edge radius	drag, roughness sensitivity	α range
trailing edge angle	shape drag	C_{Lmax}

The aerodynamic parameters mostly describe the shape of pressure distribution in so called pressure recovery ramp on suction side of the airfoil. It is length, slope and arch of ramp and concavity of recovery region. Another aerodynamic parameter is loading of bottom side of the airfoil. The effect of these parameters is in next table:

Increasing of	increase	decrease
ramp length	C_M	bubble loss, friction drag
ramp slope	degradation with roughness	C_M , bubble loss, C_{Lmax}
ramp arch	bubble loss, C_{Lmax} , α range	degradation with roughness
bottom loading	C_M , C_{Lmax} , friction drag	thickness
recovery concavity	C_{Lmax}	rear thickness

The low Reynolds number characteristic feature is presence of laminar separation bubble. This bubble is created by separation of laminar boundary layer, followed by transition and turbulent boundary layer reattachment. The result of presence of strong, large bubble is drag increasing. But if correct design of transition region and control of bubble position is done, the presence of bubble not necessary leads to drag increasing. Small bubble is even useful tool to perform forced transition from laminar to turbulent boundary layer.

The other problem is sensitivity for leading edge roughness. This roughness always brings increase of drag. But it usually means also decreasing of c_{Lmax} . Careful design of nose part of airfoil minimize c_{Lmax} losses. The roughness till certain size does not cause transition and does not affect airfoil performance. It is useful to know this limit of roughness size. Some measurements of effect of roughness size on transition were performed in NACA on flat plate, but this method is possible with certain limitation used also on airfoil roughness size prediction.

14. Designed airfoils

There were four airfoils (BU-00-120, BU-00-124, BU-00-144 and BU-00-150) designed on the Institute of Aerospace Engineering of Technical University of Brno. This airfoils satisfy taken limitation. All of them has flat lower, pressure side, relatively high c_{Lmax} , high c_L/c_D ratio, good stall behaviour and insensitivity for leading edge roughness, which caused minimal loss of c_{Lmax} . The aerodynamic characteristic were calculated for $Re = 10^6$, $2 \cdot 10^6$, $3 \cdot 10^6$ and $6 \cdot 10^6$, which cover practically whole operational range of velocities of ultra-light aeroplanes. Programs Xfoil and Fluent were used.

BU-00-120 is based on Wortmann FX-63-137 airfoil. The thickness is 12% of cord. The design angle of attack is 3° , the design $c_L = 0,88$. Small laminar bubble is tolerated on the upper surface. Practically the whole upper surface is designed as a transition ramp. After reaching c_{Lmax} , turbulent boundary layer separation occurs at trailing edge. The propagation of turbulent BL. separation toward leading edge is slow and adequate to the angle of attack change. This guarantee good stall behaviour.

BU-00-124 is based on NASA GA(W) – 1 airfoil. The thickness is 12,4% of cord. The design angle of attack is 1° , the design $c_L = 0,69$. It is easy to recognize the transition ramp and the pressure recovery regions. The pressure recovery region was designed for gradual turbulent boundary layer separation propagation from trailing edge. The nose part of the airfoil was designed for insensitivity on roughness.

BU-00-144 is also based on Wortmann FX-63-137 airfoil. The thickness is 14,4% of cord. The design angle of attack is 3° , the design $c_L = 0,93$. Small laminar bubble is again tolerated on the upper surface. It is not significant border between the transition ramp and the turbulent pressure region. Due to reduction of pressure peak on leading edge a small laminar region, and small, but not significant sensitivity on roughness is present.

BU-00-150 is based on BU-00-144 airfoil. The thickness is 15% of cord. The design angle of attack is $3,5^\circ$, the design $c_L = 1,2$. The thickness was increased. Also pressure distribution on the upper surface was slightly changed. Compared to BU-00-144, BU-00-150 airfoil has higher c_{Lmax} and c_M .

Calculated c_{Lmax} for designed airfoils for several Re number are in next table.

Re	BU-00-120	BU-00-124	BU-00-144	BU-00-150
10^6	1,63	1,69	1,64	1,69
$2 \cdot 10^6$	1,68	1,81	1,74	1,79
$3 \cdot 10^6$	1,69	1,86	1,78	1,83
$6 \cdot 10^6$	1,77	1,95	1,82	1,88

15. Comparison with experimental data

The Xfoil program was tested on well known and already measured airfoils NACA 4412 and NACA 4415. For NACA 4412 also pressure distribution round the airfoil was measured. The differences of characteristics calculated and measured are slightly higher than differences of two measurements of one airfoil in different laboratories and even in one laboratory but different method. So it is possible to say, that results obtained from Xfoil are good enough for airfoil design purpose. For absolute results it is necessary to know, that Xfoil calculate a little higher c_{Lmax} , c_L^α slope and lower drag. Then another comparison was done. The other program – FLUENT – was used for calculation of aerodynamic characteristics of NACA 4412 airfoil, but results were even worse then from Xfoil program. Program Fluent calculate quite correctly only pressure distribution for lower angle of attack. It is impossible to use it for stall prediction and for drag calculation.

16. Conclusion

The dissertation work deals with possibility of designing such an airfoil for low Reynolds numbers, which satisfies next limitation

- easy to build (flat lower surface of airfoil)
- high c_{Lmax}
- high c_L/c_D ratio, ($c_L^{3/2} / c_D$ respectively)
- good stall behaviour
- tolerance for leading edge roughness and producing defects

So for solving this problem next work was done:

- analysis of airfoil requirements for ultra-light gliders and engine-powered aeroplanes. It is better for our purpose rather to increase lift than to decrease drag.
- the effect of main geometric and aerodynamic parameters on airfoil characteristics and behaviour was shortly discussed
- the low Reynolds number airfoil design specific features were sketched
- the effect of leading edge roughness on airfoil performance and behaviour was discussed and some ways of neglecting of this problem were suggested
- 4 airfoil BU-00-120, BU-00-124, BU-00-144 and BU-00-150, which satisfy the above stated limitations, were designed. The biggest limitation seems to be using flat lower side of the airfoil, where for lower α a rapid forward movement of transition point occurs, which increases a drag.
- the verification of reliability of used programs was performed. For the measured airfoil NACA 4412 aerodynamic characteristics were calculated with Xfoil program, and then with FLUENT program too. All BU airfoils were computed with both programs for comparing of results.

Literatura

- [1] Mark Drela Low Reynolds Number Airfoil Design for the M.I.T. Daedalus Prototype : A Case Study. Journal of Aircraft, 25(8), pp.724-732, August 1988
- [2] K.H. Horstmann Pneumatic Turbulators - A Device for Drag Reduction at Reynolds Numbers Below $5 \cdot 10^6$
A.Quast
L.M.M. Boermans 54th Meeting of the Fluid Dynamics Panel Symposium Brussels/ Belgium 21-23 May 1984
- [3] J.L. van Ingen Ir16 Vliegtuigaerodynamica II
Diktaat D-28 (voorlopige vorm) TU Delft 1989
- [4] G.J.J. Ruijgrok Elements of Airplane Performance
Delft University Press / 1990
- [5] prof. Ing. V. Brož Aerodynamika nízkých rychlostí.
Ediční středisko ČVUT Praha 1983
- [6] Doc. ing. S. Látal Aerodynamika a hydromechanika Část I
VAAZ S-2349/ I 1977
- [7] Ira H. Abbott Theory of Wing Sections
A.E. von Doenhoff Dover Publications, Inc. New York 1959
- [8] Martin Hepperle Aerodynamics of Spar&Rib Structures
<http://beadec1.ea.bs.dlr.de/Airfoils/>
- [9] J.L. van Ingen Ir19a Grenslaagstromingen A
Faculteit der Luchtvaart- en Ruimtevaarttechniek
TU Delft 1991
- [10] Prof. Ing. V. Tesař Mezní vrstvy a turbulence
Vydavatelství ČVUT 1996
- [11] Prof. Dr. R. Eppler Airfoil Design and Data
Springer- Verlag Berlin, Heidelberg 1990
- [12] J.L. van Ingen Report VTH 124, Theoretical and Experimental
Investigations of Incompressible Laminar Boundary
Layers with and without Suction.
TU Delft, October, 1965
- [13] Ing. J. Citavý, DrSc Mezní vrstvy
Originál kapitoly B5, technický průvodce 1987
- [14] F.X. Wortmann The Quest for High-Lift
AIAA Paper 74 - 1018, 1974
- [15] M.D. Maughmer An Airfoil Designed for a High-Altitude, Long Endurance
D.M.Somers Remotely Piloted Vehicle
AIAA Paper 87 - 2554, 1987
- [16] J. Reuther Subsonic and Transonic Low-Reynolds-Number Airfoils
C.P. ven Dam with Reduced Pitching Moments
R. Hicks Journal of Aircraft, vol. 29, No. 3, May-June 1992
- [17] F.X. Wortmann Airfoils with High Lift-Drag Ratio at a Reynolds Number
of About One Million, NASA CR - 2315
- [18] F.X. Wortmann Airfoil Design for Man Powered Aircraft
- [19] M.R. Head Transition Due to Roughness
Journal of the Royal Aeronautical Society,
Vol.69, No 653, 1965

- [20] A.L. Braslow
E.C. Knox Simplified Method for Determination of Critical Height of Distributed Roughness Particles for Boundary-Layer Transition at Mach Numbers from 0 to 5. NACA TN 4363, 1958
- [21] R.M.Pinkerton Calculated and measured pressure distribution over the midspan section of the NACA 4412 airfoil, NACA Report No. 563
- [22] J. L. Kennedy
D. J. Marsden The development of high lift, single-component airfoil section. Aeronautical Quarterly, February 1979
- [23] M. Drela XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils, Conference on Low Reynolds Number Airfoil Aerodynamics, University of Notre Dame, June 1989
- [24] P. Ruzicka
L.M.M. Boermans Low Reynolds Number Airfoil Design for a Solar Powered Experimental Glider - Internal Report LSW 92-4
- [25] P. Ruzicka
L.M.M. Boermans Low Reynolds Number Airfoil Design for a Solar Powered Experimental Glider (II) - Internal Report LSW 92-5
- [26] P. Růžička Návrh nové profiláže křídla kluzáku VSO 10
Diplomový projekt
- [27] Ing. P. Růžička Obtékání aerodynamického vibrátoru s pevnou ploškou a rotujícím válcem se šterbinou, Letecký ústav VUT Brno, Zpráva č. 6V/1995

Publikace autora

- [1] P. Ruzicka
L.M.M. Boermans Low Reynolds Number Airfoil Design for a Solar Powered Experimental Glider - Internal Report LSW 92-4
- [2] P. Ruzicka
L.M.M. Boermans Low Reynolds Number Airfoil Design for a Solar Powered Experimental Glider (II) - Internal Report LSW 92-5
- [3] Prof. K. Filakovsky
P. Růžička Tlaková rozložení na modifikacích profilu M(s) - 0313
Letecký ústav VUT Brno, zpráva č. 2/93
- [4] P. Růžička Návrh nové profiláže křídla kluzáku VSO 10
Diplomový projekt, 1994
- [5] Ing. P. Růžička Výpočet rozložení tlaku po profilu M(s) - 0313,
1. uživatelská konference FLUENT 1995
- [6] Ing. P. Růžička Obtékání aerodynamického vibrátoru s pevnou ploškou a rotujícím válcem se šterbinou, Letecký ústav VUT Brno,
Zpráva č. 6V/1995
- [7] Ing. P. Růžička Kritéria výběru vhodné profiláže pro UL letouny.
Přednáška na aerosalónu Jihlava 1995
- [8] Ing. P. Růžička Obtékání aerodynamického vibrátoru s pevnou ploškou a rotujícím válcem se šterbinou, 2. uživatelská konference
FLUENT 1997
- [9] Ing. B. Strnad
Ing. P. Růžička Řešení obtékání profilu s klapkou a slotem,
3. uživatelská konference FLUENT 1997
- [10] Ing. P. Růžička Některé aspekty vývoje profilů křídel lehkých letounů pro nízká Reynoldsova čísla, Zpravodaj VZLU, předáno do tisku.

Životopis autora

Jméno: Pavel Růžička

Osobní data:

Stav: ženatý

Státní příslušnost: Česká republika

Národnost: česká

Datum a místo narození: 11. března 1970, Havířov, okr. Karviná

Vzdělání:

- 1994 - 1997 Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství,
Specializace: Konstrukční a procesní inženýrství – postgraduální
studium
Téma disertační práce: Vývoj profilů křidel lehkých letounů pro nízká
Reynoldsova čísla s nižší citlivostí na výrobní nepřesnosti.
Datum rigorózní zkoušky: 13. února 1998
- 1989 - 1994 Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství,
Specializace: stavba letadel – magisterské studium
Datum státní závěrečné zkoušky: červen 1994

Ocenění:

1994 cena rektora VUT

Studijní stáže:

- duben – září 1992 Laboratoř aerodynamiky nízkých rychlostí TU
Delft, Holandsko
- červenec- září 1993 Katedra letadel na TU Glasgow, Velká Británie
- duben 1995 TU Delft, Holandsko – konference Crossing
borders,
- červen 1996 Katedra letadel na TU Torino, Itálie

Zaměstnání:

- 1995 - MORAVAN-AEROPLANES a.s. - aerodynamik
- 1994 - 1997 student PGS, Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního
inženýrství

Jazykové znalosti:

Anglicky

Rusky

Polsky

Vědecko-výzkumná činnost:

- 1993 Tlaková rozložení na modifikacích profilu M(s) - 0313
- 1995 Obtékání aerodynamického vibrátoru s pevnou ploškou a
rotujícím válcem se štěrbinou
- 1994 - Výzkum v oblasti návrhu profilů v rámci postgraduálního studia

Pedagogická činnost:

- 1994 – 1997 výuka v rámci postgraduálního studia, školení uživatelů CFD systémů
Xfoil a Fluent.