



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

ZAKONČENÍ KŘÍDLA SOUTĚŽNÍHO MODELU LETADLA

COMPETITION AIRCRAFT WING TIPS

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Martin Zima

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Petr Doupník, Ph.D.

BRNO 2016

Zadání bakalářské práce

Ústav:	Letecký ústav
Student:	Martin Zima
Studijní program:	Strojírenství
Studijní obor:	Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce:	Ing. Petr Doupník, Ph.D.
Akademický rok:	2015/16

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Zakončení křídla soutěžního modelu letadla

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Navrhnete vhodné zakončení křídla pro model letadla postaveného podle specifikací soutěže Air Cargo Challenge 2015.

Cíle bakalářské práce:

Pro stávající model vyhodnotit jednotlivé letové režimy letu a definovat tzv. návrhový letový režim.

Provést rozbor používaných zakončení křidel pro pomalu létající modely letadel.

Porovnat dostupné analytické metody návrhu zakončení křídla.

Vybranou metodu aplikovat pro křídlo soutěžního modelu s uvážením všech konstrukčních omezení.

Seznam literatury:

Hoerner, S. F., Borst, H. V. (1985): Fluid - Dynamic Lift: Information on Lift and its Derivatives, in Air and in Water. New York: Hoerner Fluid Dynamics, 2nd ed. 506 s. ISBN: 9998831636.

Hoerner, S. F. (1965): Fluid - Dynamic Drag: practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance. Bricktown New Jersey: Hoerner Fluid Dynamics, 2nd ed. 506 s. ISBN: 9993623938.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2015/16

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Bakalářská práce se zabývá návrhem zakončení křídla soutěžního modelu letadla FabricK I, který je navržen pro soutěž Air Cargo Challenge. První část bakalářské práce se věnuje specifikaci soutěže a letovým režimům letadla. Dále se práce zaměřuje na porovnání vybraných typů zakončení křídla. Nejvhodnější zakončení křídla je dále aplikováno pro letoun FabricK I.

KLÍČOVÁ SLOVA

Letadlo, křídlo, zakončení křídla, indukovaný odpor, soutěž

ABSTRACT

This bachelor thesis deal with wing tip design of airplane for competition. Airplane named FabricK I is design for Air Cargo Challenge competition. The first part of bachelor thesis is focused on description of competition and flight aircraft modes. Hereafter are compared the types of wing tips. Most suitable wing tip is then applied on FabricK I.

KEY WORDS

Airplane, wing, wing tip, induced drag, competition

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

ZIMA, M. *Zakončení křídla soutěžního modelu letadla*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2016. 49 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Petr Doupník, Ph.D..

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci vypracoval samostatně pod vedením Ing. Petra Doupníka, Ph.D. a uvedl jsem všechny literární prameny, publikace a elektronické zdroje, ze kterých jsem čerpal.

Martin Zima
27. května 2016

PODĚKOVÁNÍ

Poděkování je věnováno všem, kteří mi neupřeli možnost vzdělávat se. Zvláště tak bych chtěl poděkovat Ing. Janu Pejcharovi, který mi aktivně pomáhal s tvorbou bakalářské práce. Vřelé díky patří také *všem členům mé rodiny, která byla, je a bude, nedílnou součástí veškerého mého bytí.*

Martin Zima
27. května 2016

OBSAH

1. Úvod.....	13
2. Soutěž ACC (air cargo challenge)	14
3. Letoun FabricK I.....	16
3.1 Parametry křídla letounu FabricK I.....	18
4. Definice letových režimů	19
4.1 Horizontální let.....	19
4.2 Stoupavý let.....	21
4.3 Zatáčka	22
4.4 Návrhový režim letounu.....	23
5. Křídlo konečného rozpětí.....	26
5.1 Indukovaný odpor	27
6. Metody redukce indukovaného odporu	28
6.1 Analytické přístupy výpočtu	29
7. Půdorysný tvar křídla	31
8. Tvar křídla v podélném řezu	33
8.1 Tvarové konce křídel.....	34
8.2 Koncové desky	37
8.3 Jiné typy zakončení křídel.....	40
8.3.1 Winglet.....	40
8.3.2 Koncová nádrž	42
8.3.3 Disipační vrtule.....	43
9. Závěr	44
Seznam použitých zdrojů.....	46
Seznam použitých symbolů	48

1. ÚVOD

Aby každá součást, stroj či letoun dosáhli lepších požadovaných výkonů, je nutné je *optimalizovat*. Bez optimalizace by nyní létala po nebi letadla bratří Wrightů nebo dokonce létající stroje Leonarda da Vinciho. Proto tato bakalářská práce navazuje na myšlenku *vývoje*, a jejím cílem je optimalizovat zakončení křídla soutěžního modelu letounu FabricK I.

Letoun FabricK I byl navržen pro celosvětovou studentskou soutěž *Air Cargo Challenge*. V roce 2015 se soutěže Air Cargo Challenge zúčastnil tým studentů Fakulty strojního inženýrství *BUT Chicken Wings*. Pro soutěž byl navržen a vyroben originální model, který svými výsledky prokázal výhody zvoleného konceptu.

Bakalářská práce navazuje na koncepci tohoto modelu a dále vlastnosti konceptu zlepšuje. Úkolem bakalářské práce je nejprve popsat zvolené letové režimy letu a definovat *návrhový režim*. Poté porovnat dostupné *analytické metody* pro návrh zakončení křídla, provést *rozbor zakončení křídel* pro pomalu létající modely letadel a nejvhodnější zakončení křídla *aplikovat na letoun FabricK I*. Struktura kapitol se skládá z *teoretického rozboru* dané problematiky, *aplikace* pro letoun FabricK I a *vyhodnocení*.

2. SOUTĚŽ ACC (AIR CARGO CHALLENGE)

Soutěž Air Cargo Challenge je určena pro studenty po celém světě, kteří mají zájem o letectví. Studenti v týmech navrhují letoun, který má splňovat pravidly předepsané parametry. Během vývoje letounu musí studenti vybrat koncepci letounu, vytvořit konstrukční návrh, předběžnou a finální zprávu, včetně technické dokumentace. Poté je nutné model postavit, ověřit jeho letové výkony, a srovnat s letouny jiných soutěžních týmů na soutěži.



Obrázek 2.1 Logo soutěže Air Cargo Challenge

Každý tým má dané maximální rozměry letounu, typ pohonné jednotky a další specifické součásti. Cílem je navrhnout takový letoun, který při plnění letové mise získá nejvyšší počet bodů. Každá část soutěže je náležitě bodově ohodnocena, má striktní pravidla a časy odevzdání:[9]

Technická dokumentace. Technická dokumentace musí obsahovat detailní výkresy všech částí letounu. Bodový rozsah 0-30 bodů.

Zpráva. Závěrečná zpráva o rozsahu třiceti stran velikosti A4 by měla obsahovat rozpočet projektu, pevnostní a aerodynamický návrh letounu, výpočet maximální hmotnosti nákladu a celkový vzhled letounu. Bodový rozsah 0-50 bodů.

Výpočet maximální hmotnosti nákladu. Předběžný výpočet maximální hmotnosti nákladu m_{pv} musí být uveden v závislosti na hustotě vzduchu. Náklad musí být umístěn v rozměry předepsaném nákladovém prostoru letounu a musí být pevně upevněn. Bodový rozsah je dán správným odhadem výpočtové a letové hmotnosti nákladu, viz bonusové body.

Prezentace projektu. Každý tým soutěže prezentuje svůj projekt před ostatními týmy. Prezentace je časově omezena a bodově ohodnocena soutěžním výborem. Hodnocení prezentace zajišťuje odborná komise. Bodový rozsah 0-30 bodů.

Příprava před soutěžním letem. Na začátku soutěžního dne musí být soutěžním výborem provedena inspekce na letounu, kde se kontrolují technické parametry letounu, které musí být totožné s technickou dokumentací. Musí být například správně ukotveny všechny komponenty letounu, elektrické rozvody uvnitř letounu, dostatečné upevnění zátěže v nákladovém prostoru. Je nutné zkontrolovat správnou funkci ovládacích prvků letounu a dosah vysílací soupravy pilota.

Soutěžní let. Na vzlet letounu má pilot vyhrazené 3 minuty a neomezený počet pokusů. Letoun musí odstartovat na dráze dlouhé 60 m. Po úspěšném vzletu má pilot 30 sekund na nabrání maximální letové výšky a posléze je započat čas 2 minut, ve kterých se pilot snaží o co největší počet průletů 100 m koridorů $n_{koridor}$, viz obr. 4.5. Po uplynutí 120 sekund musí letadlo bezpečně přistát na vyznačené přistávací ploše.

$$Počet\ bodů = (m_{sl} [kg] \cdot 2) \cdot (n_{koridor} + a) \cdot b \quad (2.1)$$

$a = 2$ pro úspěšný vzlet a neúspěšné přistání

$a = 3$ pro úspěšný vzlet i přistání

$b = 1$ pro úspěšný let bez havárie

$b = 0$ neúspěšný vzlet, letoun havaruje, nebo upadne část letounu

Bonusové body. 1. Bonusové body za správný odhad hmotnosti nákladu. Čím více se shoduje hmotnost nákladu z předběžného výpočtu m_{pv} s hmotností nákladu během soutěžního letu m_{sl} , tím více bodů tým dostane.

$$Počet\ bodů = 10 \cdot \left(1 - \frac{|m_{pv} - m_{sl}|}{m_{pv}}\right) \quad (2.2)$$

2. Bonusové body za rychlou předletovou přípravu. Pokud tým připraví letoun k letu, včetně umístění nákladu, do 120 sekund, dostane

$$Počet\ bodů = 24 \cdot \left(1 - \frac{t}{120\ s}\right) \quad pro\ t < 120s, \quad (2.3)$$

$$Počet\ bodů = 0 \quad pro\ t \geq 120s. \quad (2.4)$$

Penalizace. Bodová penalizace se vztahuje ke všem bodově ohodnoceným částem soutěže. Blíže jsou bodové srážky popsány v [9] str. 27.

V soutěži vyhrává tým, který získá největší počet bodů daný součtem bodů ze všech částí soutěže viz tab. 2.1.[22]

Tabulka 2.1 Bodové ohodnocení soutěže ACC

	Bodový rozsah	Vítěz	BUT Chicken Wings
Technická dokumentace	<0,30>	28,75	23,5
Zpráva	<0,50>	41,25	40,75
Prezentace projektu	<0,30>	23,5	19
Soutěžní let.	viz rce. 2.1	340	114
Bonusové body - hmotnost nákladu	<0,10>	10	5
Bonusové body - předletová příprava	<0,24>	20	21
Penalizace	viz [9] str. 27	0	0
	Celkem:	463,5	223,25

3. LETOUN FABRICK I

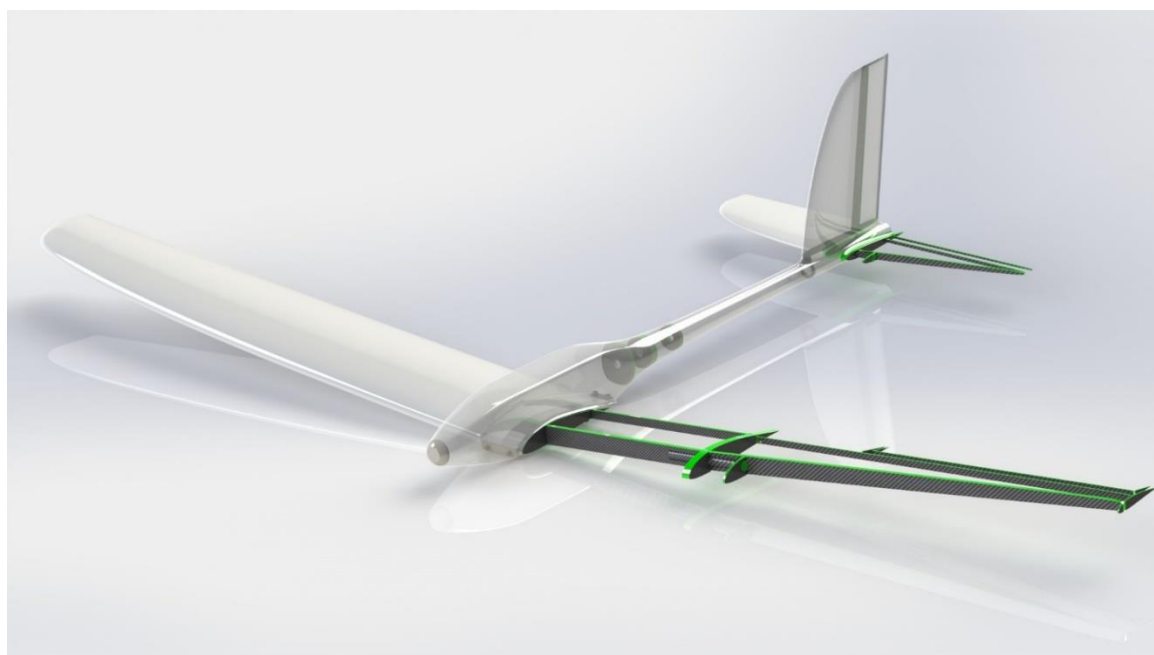
Letoun FabricK I je model vyrobený pro soutěž ACC v akademickém roce 2014/2015. Na projektu se podíleli členové týmu *BUT Chicken Wings* ve složení Matěj Malinowski, Jan Jílek, Bc. Michal Kubo, Ondřej Křivý, Ing. Filip Sklenář a Michaela Hanáková.[4] Parametry letounu vychází ze specifických parametrů soutěže ACC:

Velikost letounu. Celý letoun se musí vejít do pomyslného čtverce o hraně 2500 mm. Části letounu nesmí jakkoli přesáhnout tuto půdorysnou plochu. Výkres sestavy letounu je na obr. 3.2. Stávající letoun je v půdorysné rovině umístěn s osou trupu orientovanou do uhlopříčky čtvercové půdorysné roviny, a tedy rozpětí křídel bylo zvoleno 3000 mm.

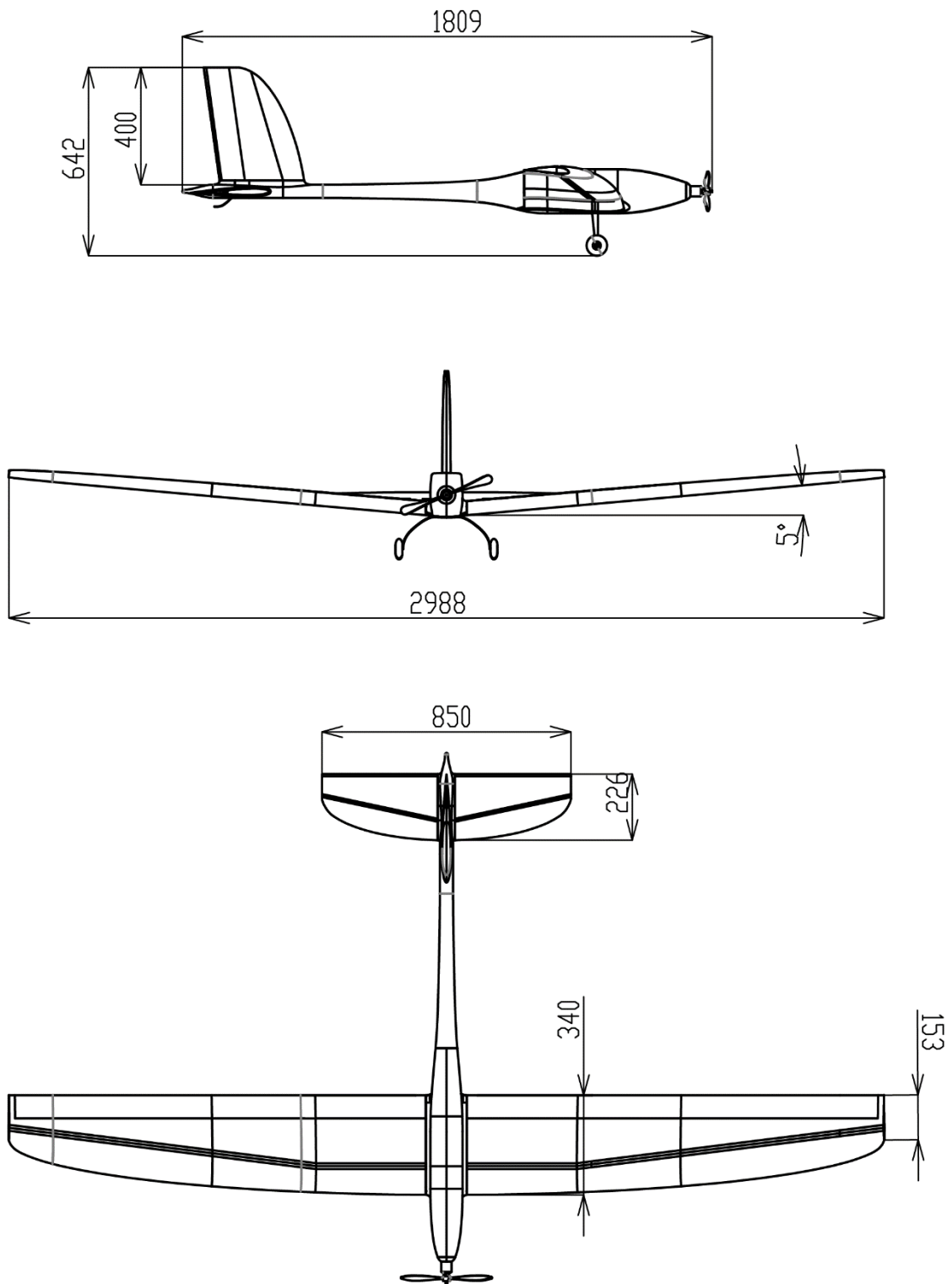
Využitelný výkon. Výkon pohonné jednotky je dán pravidly definovaným motorem AXI Gold 2826/10 a vrtulí APC 13×7 Sport. Není možné použít převodovku. Na letoun smí být nainstalována pouze jedna pohonná jednotka.

Akumulátor. Akumulátor pohonné jednotky je omezen maximálním proudem o velikosti 45A. V případě Lithiových nebo Lithium-polymerových akumulátorů jsou povoleny pouze 3 články zapojeny do série.

Nákladový prostor. Pro uchycení zátěže jsou dány rozměry nákladového prostoru 160×80×80mm. Náklad se nesmí během letu pohybovat a musí být pevně spojen s trupem letounu. Výkres nákladového prostoru je možné nalézt v podmínkách soutěže ACC.[9]



Obrázek 3.1 Letoun FabricK I

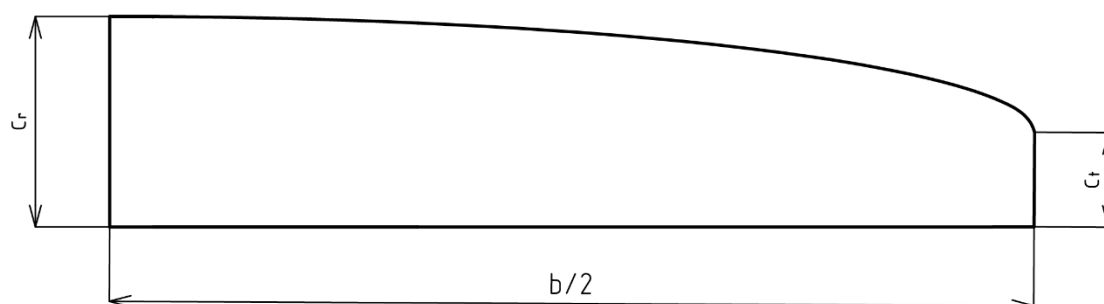


Obrázek 3.2 Výkres sestavy letounu FabricK I

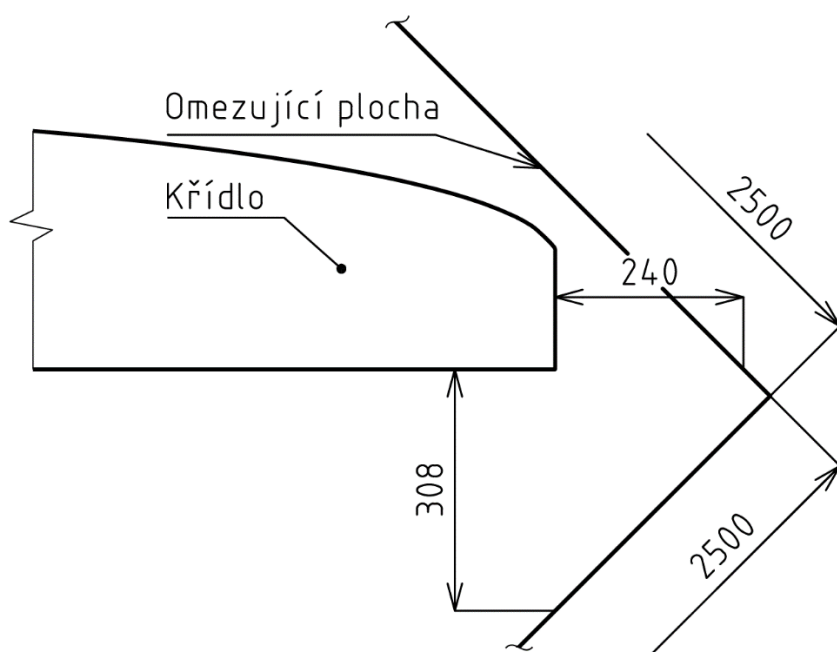
3.1 PARAMETRY KŘÍDLA LETOUNU FABRICK I

Rozpětí	$b = 3000 \text{ mm}$
Plocha křídla	$S_w = 0,898 \text{ m}^2$
Štíhlost křídla	$A = 10,0168$
Hloubka profilu u kořene křídla	$c_r = 340$
Hloubka profilu u konce křídla	$c_t = 153$
Profil křídla	<i>SD 7062</i>
Negativ na konci křídla	$\varepsilon_t = -3^\circ$

Zjednodušený obrys půlky křídla je patrný z obr. 3.3. Jedná se o eliptické křídlo s rovnou odtokovou hranou. Na obr. 3.4 je možné vidět detail konce křídla umístěného v pomyslném čtverci 2500×2500 mm s vyznačenou vzdáleností, kterou je možné využít pro instalaci zakončení křídla.



Obrázek 3.3 Pravá strana křídla letounu FabricK I



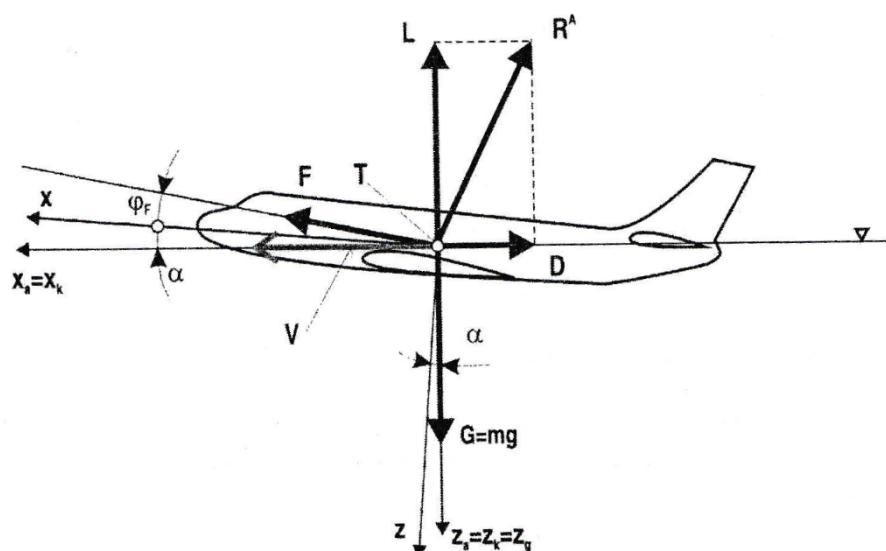
Obrázek 3.4 Zakončení křídla letounu FabricK I s omezující plochou

4. DEFINICE LETOVÝCH REŽIMŮ

V této kapitole jsou definovány letové režimy, ve kterých se může letoun pohybovat. Následně je definován návrhový letový režim vycházející ze simulace soutěžního letu ze dne 4. května 2015 v Brně-Medlánkách.

4.1 HORIZONTÁLNÍ LET

Horizontální režim letu je možné specifikovat jako let, při kterém letoun letí určitou rychlostí, přímým směrem a jedná se o nevybočený, symetrický let v konstantní výšce nad vztažným povrchem Země. V oblasti malých vzdáleností, které letoun překoná, můžeme považovat let za přímočarý. Režim letu může být ustálený nebo neustálený. [1][2][8]



Obrázek 4.1 Silové působení na letoun v průběhu horizontálního letu

Z obr. 4.1 je zřejmé rozložení působících sil na letoun. Následné pohybové rovnice, vztažené k dráhovému souřadnému systému (x_k, y_k, z_k) , ve kterém je zaveden předpoklad symetrického letu, vyjádříme ve znění

$$x_k: m \cdot \dot{V} = -D + F \cdot \cos(\alpha + \varphi_F), \quad (4.1)$$

$$z_k: 0 = -L - F \cdot \sin(\alpha + \varphi_F) + G. \quad (4.2)$$

Dále je možné zjednodušit pohybové rovnice. Pokud je úhel náběhu α a úhel nastavení vektoru tahu φ_F zanedbatelně malý a let letounu ustálený (zrychlení letounu $\dot{V} = 0$), rovnice jsou uvedeny do podoby

$$x_k: 0 = -D + F, \quad (4.3)$$

$$z_k: 0 = -L + G. \quad (4.4)$$

Odporovou a vztlakovou sílu je možné vyjádřit v následujícím tvaru

$$D = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S, \quad (4.5)$$

$$L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S. \quad (4.6)$$

Nyní z rovnosti odporové síly a tahu $D = F$, vztlakové síly a tíhové síly $L = G$ je možné vyjádřit rychlost letu V a součinitel vztlaku C_L

$$V = \sqrt{\frac{2G}{C_L \rho S}} \quad (4.7)$$

$$C_L = \frac{2G}{\rho S V^2} \quad (4.8)$$

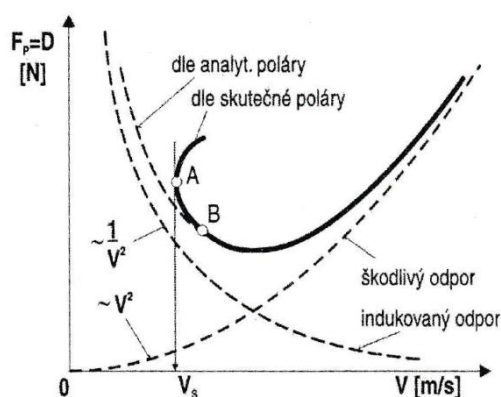
Nyní je nutné definovat další specifickou veličinu, a to je potřebný tah F_P

$$F_P = D = C_D \frac{1}{2} V^2 S \quad (4.9)$$

Pokud je možné uvažovat, že celkový součinitel odporu se skládá ze dvou složek, a to součinitele odporu C_{D0} za podmínky $C_L = 0$ a součinitele indukovaného odporu $C_{Di} = \frac{1}{\pi A e}$, můžeme zapsat rovnici do tvaru:

$$F_P = C_{D0} S \frac{\rho V^2}{2} + \frac{2G^2}{\pi A e \rho S V^2} \quad (4.10)$$

Vykreslení závislosti potřebného tahu F_P na rychlosti letu V je patrné z obr. 4.2



Obrázek 4.2 Závislost potřebného tahu na rychlosti letu

Rovnice potřebného výkonu P_P , která vychází z rovnice potřebného tahu

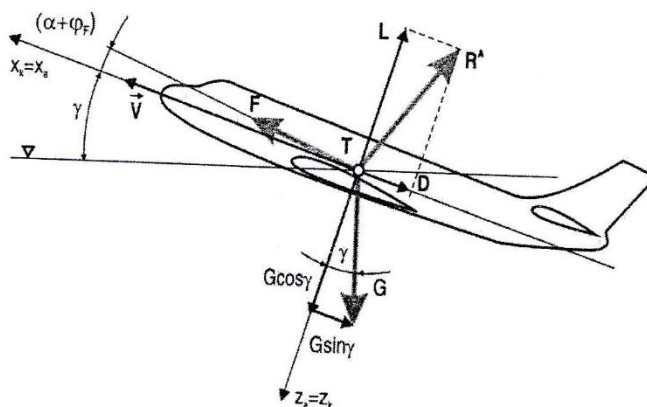
$$P_P = F_P V, \quad (4.11)$$

$$P_P = C_{D0} S \frac{\rho V^3}{2} + \frac{2G^2}{\pi A e \rho S V}. \quad (4.12)$$

Zde stojí za zmínku, že v případě užití vrtulových pohonných jednotek se využívá ke stanovení letových výkonů potřebný výkon, a u pohonných jednotek na bázi proudových motorů se využívá potřebný tah.

4.2 STOUPAVÝ LET

Stoupavý let je takový režim letu, kdy dochází k přírůstku výšky polohy letounu. Takový režim letu je možné také specifikovat pomocí zákona zachování energie, kde letící letoun určitou rychlostí mění svoji kinetickou energii za potenciální energii. Stoupavý let může být ustálený nebo neustálený, tedy rychlost letounu v časovém úseku zůstává konstantní, nebo dochází ke zrychlenému nebo zpomalenému stoupavému letu.



Obrázek 4.3 Silové působení na letoun při ustáleném stoupavém letu

Z obr. 4.3 je zřejmé rozložení působení sil na letoun v místě jeho těžiště, kdy se bere do úvahy let jako přímočarý a symetrický. Následné pohybové rovnice jsou ve tvaru

$$x_k: m \cdot \dot{V} = -D + F \cdot \cos(\alpha + \varphi_F) - G \cdot \sin(\gamma), \quad (4.13)$$

$$z_k: 0 = -L - F \cdot \sin(\alpha + \varphi_F) + G \cdot \cos(\gamma), \quad (4.14)$$

kde se dále bude stoupavý let považovat za ustálený ($\dot{V} = 0$), s malými úhly náběhu a vektoru tahu ($\alpha + \varphi_F \cong 0$)

$$x_k: 0 = -D + F - G \cdot \sin(\gamma), \quad (4.15)$$

$$z_k: 0 = -L + G \cdot \cos(\gamma). \quad (4.16)$$

Ze vztahu 4.13 vyplývá, že tah již není pouze úměrný odporu, ale také složce tíhové síly. Z kinematického hlediska je nutné definovat několik rychlostí letounu. Nejprve bude definována rychlost letu při stoupání V , tedy skutečná rychlost letu vůči nabíhajícímu nerušenému vzduchu, kterou je možné vypočítat ze z_k složky pohybové rovnice 4.16

$$L = G \cdot \cos(\gamma), \quad (4.17)$$

$$C_L \frac{1}{2} \rho S V^2 = G \cdot \cos(\gamma), \quad (4.18)$$

$$w_{stoup} = \frac{V(F - D)}{G} = \frac{\Delta F \cdot V}{G}, \quad (4.19)$$

kde ΔF je přebytek tahu a součin $\Delta F \cdot V$ je výraz pro přebytek výkonu ΔP , a tedy výsledná rovnice stoupací rychlosti je

$$w_{stoup} = \frac{\Delta P}{G}. \quad (4.20)$$

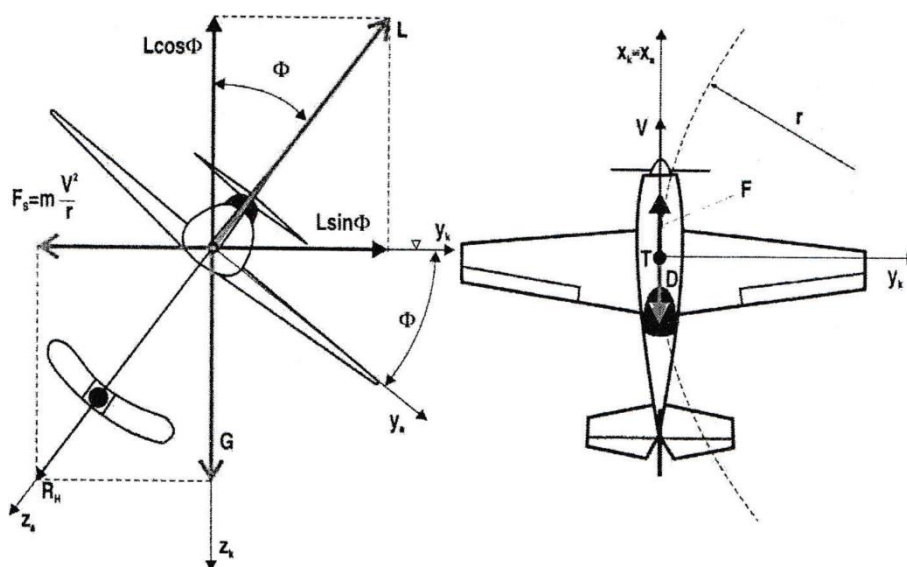
Úhel stoupání je kladný sklon dráhy letu, jenž je možné vyjádřit ve tvaru

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{\Delta F}{G}\right) = \arcsin\left(\frac{w}{V}\right). \quad (4.21)$$

4.3 ZATÁČKA

Během zatačky dochází ke změně směru letu, a tedy změně azimutu. Zatačku je možné dělit dle změny výšky letu, ustálenosti rychlosti letu a úhlu vybočení.

Kombinací těchto parametrů je možné docílit několika možných způsobů zatačky. Pro jednoduchost bude odvozena pouze horizontální, ustálená, nevybočená zatačka. Z obr. 4.4 je zřejmé rozložení působících sil na letoun.



Obrázek 4.4 Působící síly na letoun během nevybočené zatačky

Pohybové rovnice horizontální, ustálené, nevybočené zatačky jsou ve tvaru

$$x_k: 0 = -D + F \cdot \cos(\alpha + \varphi_F), \quad (4.22)$$

$$y_k: 0 = L \cdot \sin(\Phi) - m \frac{V^2}{r}, \quad (4.23)$$

$$z_k: 0 = -L \cdot \cos(\Phi) + G. \quad (4.24)$$

kde úhel Φ je příčný sklon zatačky a r je poloměr zatačky. Součinitel vztlaku v závislosti na poloměru zatačky a rychlosti letu stanovíme z rovnice

$$C_L = \frac{2G}{\rho V^2 \cos(\Phi)} = \frac{2nG}{\rho V^2}, \quad (4.25)$$

kde proměnná n je tzv. násobek zatížení v zatačce, který v případě horizontální, ustálené, nevybočené zatačky je možné odvodit jako poměr vztlaku a tíhové síly

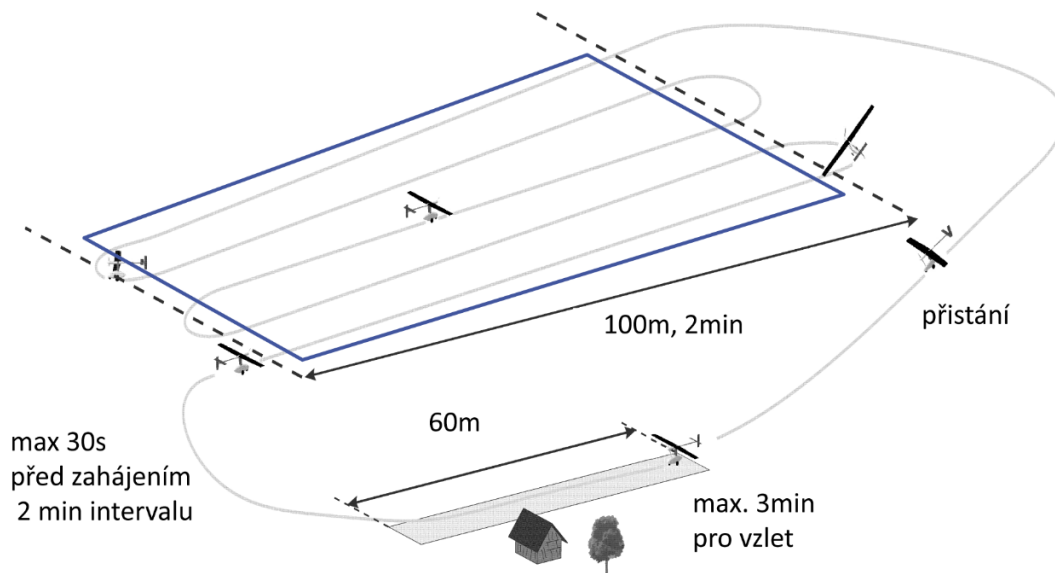
$$n = \frac{L}{G} = \frac{1}{\cos(\Phi)}. \quad (4.26)$$

Dále je možné vyjádřit poloměr zatačky vztahem

$$r = \frac{V^2}{g \cdot \operatorname{tg}(\Phi)} = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} \quad (4.27)$$

4.4 NÁVRHOVÝ REŽIM LETOUNU

Návrhový letový režim je režimem, ve kterém letoun stráví většinu svého soutěžního letu. Vizualizace trajektorie je patrná na základě podmínek soutěže ACC z obr. 4.5.

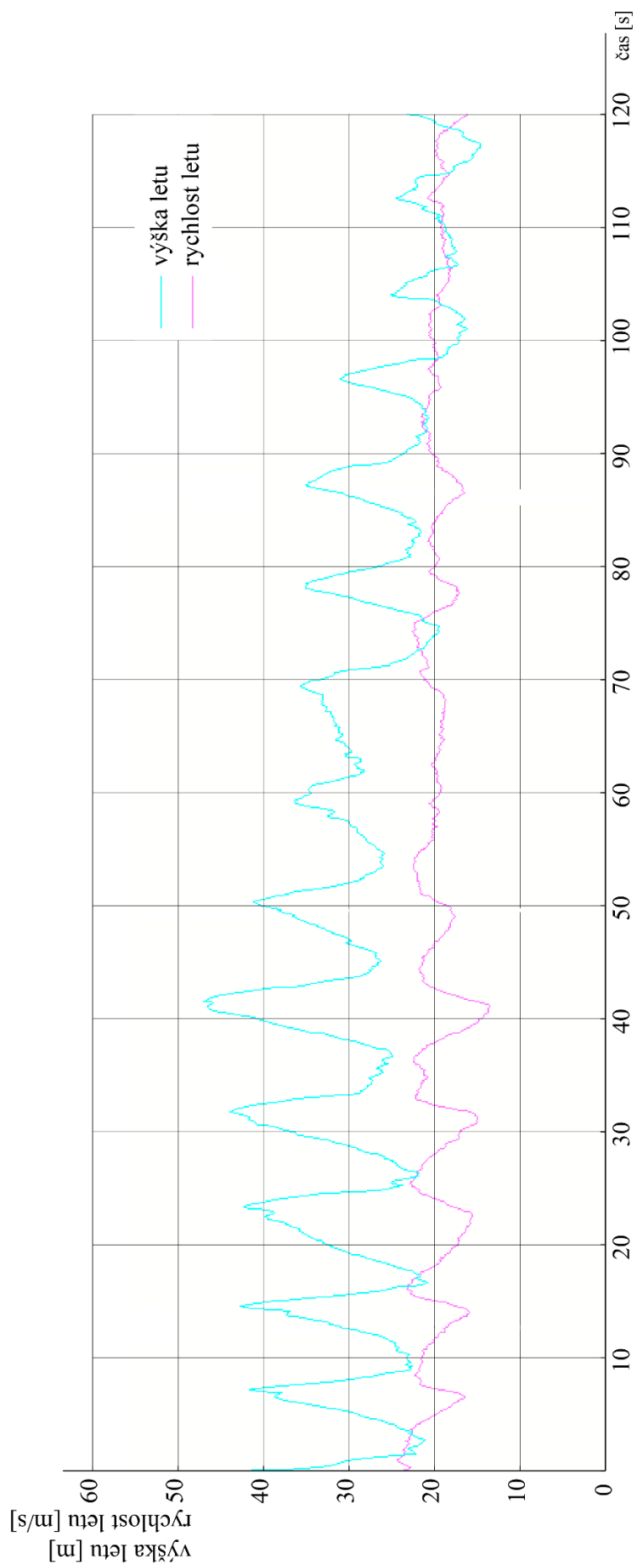


Obrázek 4.5 Požadavky soutěžního letu soutěže ACC se zobrazenou trajektorií letu a modrým obdélníkem vytyčeným návrhovým režimem letu

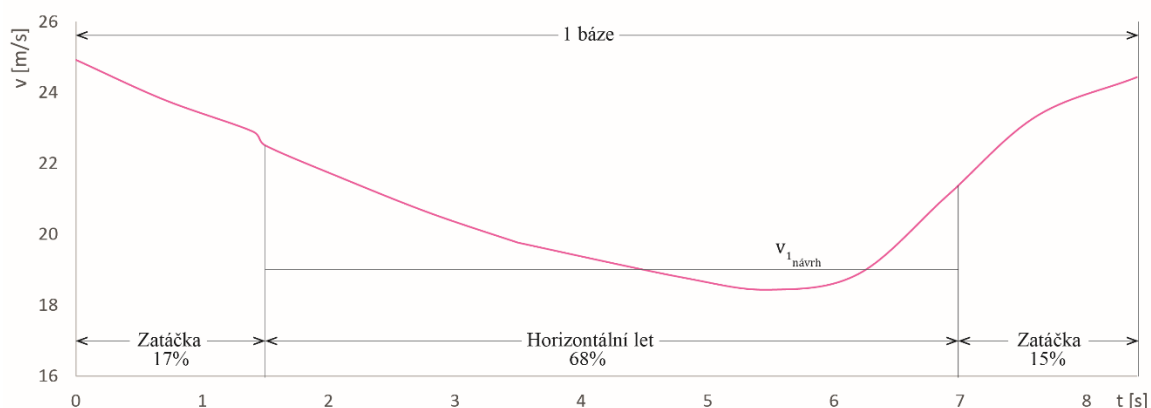
Z obr. 4.5 je předpoklad, že letoun se nachází v režimech vzletu, stoupání, horizontálního letu, zatáčky a přistání.

Zakončení křídla by mělo být navrženo pro režim letu, ve kterém letoun letí největší část soutěžního letu. Pro bližší charakteristiku soutěžního letu byla provedena letová měření 4. května 2016 na letišti v Brně-Medlánkách.

Obrázek 4.6 zobrazuje výškový a rychlostní profil průletu 14 bázemi v časovém úseku 120 sekund. Z obrázku je patrné, že během průletu mezi bázemi se mění jak rychlost, tak i výška letu, a nejedná se tedy o žádný ustálený režim. Pro zjednodušení lze však let mezi bázemi považovat za ustálený horizontální let. Rychlost v tomto režimu lze vyčíslit jako průměrnou rychlost letu mezi bázemi.



Obrázek 4.6 Rychlostní a výškový profil průletu 14 bázemi za 120s



Obrázek 4.7 Příklad typického průletu 100m báze

Statistickým průměrem návrhových rychlostí několika bází $v_{x_{návrh}}$ lze stanovit průměrnou rychlost horizontálního režimu letu $v_{návrh}$. Hodnota návrhové rychlosti $v_{návrh}$ vychází z tab. 4.1.

Tabulka 4.1 Vyhodnocení průměrné rychlosti horizontálního režimu $v_{návrh}$

Báze	Horizontální let [s]	Zatáčka [s]	$v_{x_{návrh}}$ [m/s]	Báze	Horizontální let [s]	Zatáčka [s]	$v_{x_{návrh}}$ [m/s]
1	4,8	2,3	21,2	8	7,0	3,3	18
2	5,0	2,4	20,4	9	6,0	2,8	18,8
3	5,9	2,8	19,7	10	6,0	2,8	18,9
4	5,7	2,7	19,6	11	6,3	3,0	18,6
5	6,5	3,1	18,2	12	5,2	2,4	20,1
6	6,0	2,8	18,9	13	7,9	3,7	17,5
7	6,1	2,9	18,5	14	5,1	2,4	20,3

$$v_{návrh} = 19,193 \text{ m/s}$$

Je patrné, že letoun během soutěžního letu letí průměrně 6,0 sekund v horizontálním letu a 2,8 sekund v zatáčce. To odpovídá 68% horizontálního letu a 38% letu v zatáčce, viz obr. 4.7. Průměrná návrhová rychlost $v_{návrh}$ je potom rovna $19,193 \text{ m/s} = 69,1 \text{ km/h}$.

Na základě parametrů letounu v tab. 4.3 a rov. 4.8 je vyčíslen součinitel vztlaku, který vstupuje do dalších výpočtů.

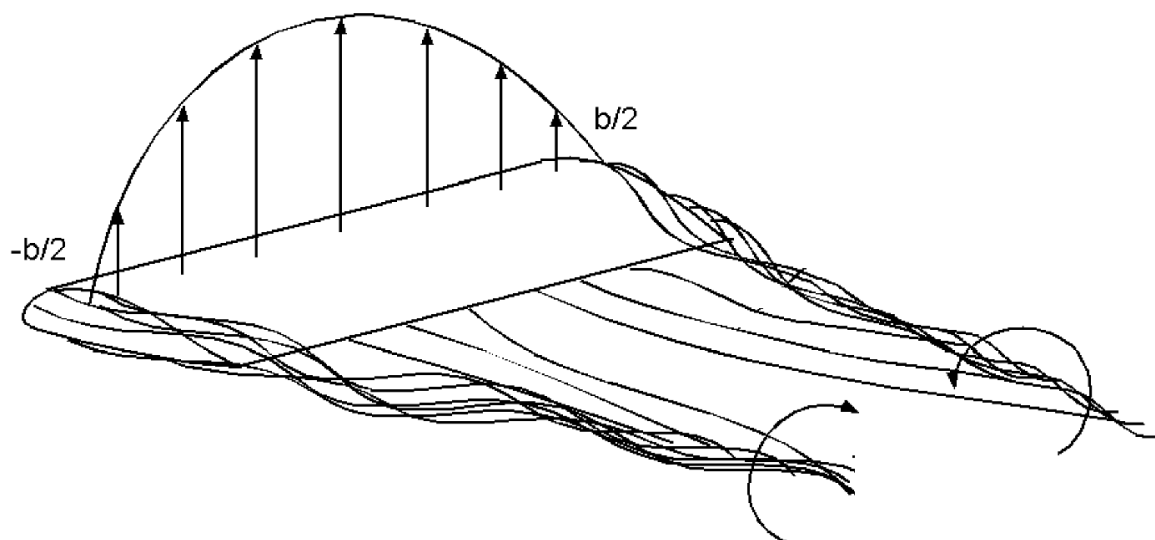
Tabulka 4.2 Parametry letounu

$$\begin{aligned}
 v_{návrh} &= 19,193 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \\
 m &= 9,5 \text{ kg} \\
 g &= 9,81 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} \\
 \rho &= 1,113 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \\
 S_w &= 0,898 \text{ m}^2
 \end{aligned}$$

$$C_L = \frac{2mg}{\rho S_w v_{návrh}^2} = \frac{2 \cdot 9,5 \cdot 9,81}{1,113 \cdot 0,898 \cdot 19,193^2} = 0,51 \quad (4.28)$$

5. KŘÍDLO KONEČNÉHO ROZPĚTÍ

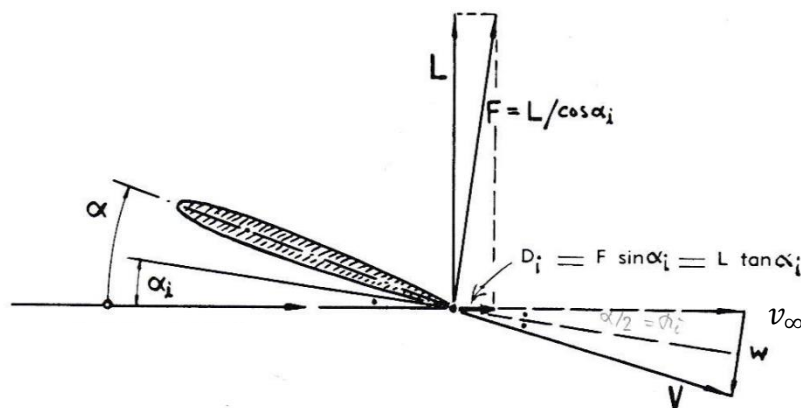
Pro křídlo s konečným rozpětím (obr. 5.1) nelze použít předpoklad 2D proudění po rozpětí křídla jako v případě teorie nekonečného křídla. Nenulová velikost rychlosti nerozrušeného vzduchu v_∞ dává za vznik podtlaku na vrchní straně křídla a přetlaku na spodní straně křídla. Díky této skutečnosti vzniká na křídle příčné proudění w , které mění úhel nabíhajícího proudu vzduchu na křídlo (obr.5.2). [3][8]



Obrázek 5.1 Vznik vírů na konci křídla

Výsledná místní rychlost obtékaného vzduchu V (obr.5.2) je vektorový součet rychlosti w a rychlosti nerozrušeného proudu vzduchu v_∞

$$V = v_\infty + w. \quad (5.1)$$



Obrázek 5.2 Vznik indukovaného úhlu náběhu

Výsledná rychlost V je, co do velikosti, přibližně rovna velikosti rychlosti nerozrušeného vzduchu v_∞ a do směru je odchýlena o indukovaný úhel náběhu α_i . Výsledný úhel náběhu je možné nazvat jako efektivní úhel náběhu α_{ef}

$$\alpha_{ef} = \alpha - \alpha_i. \quad (5.2)$$

5.1 INDUKOVANÝ ODPOR

Indukovaný úhel náběhu α_i je možné vyjádřit jako[3]

$$\alpha_i = K_{\alpha_i} \frac{C_L}{\pi A} \quad (5.3)$$

Z toho vyplývá, že indukovaný úhel náběhu křídla je přímo úměrný vztlaku vyvozeném na křídle a nepřímo úměrný štíhlosti křídla. Součinitel indukovaného odporu pro křídlo má tvar

$$C_{Di} = C_L \cdot \tan \alpha_i = K_{C_{Di}} \frac{C_L^2}{\pi A} = \frac{C_L^2}{\pi A_e} \quad (5.4)$$

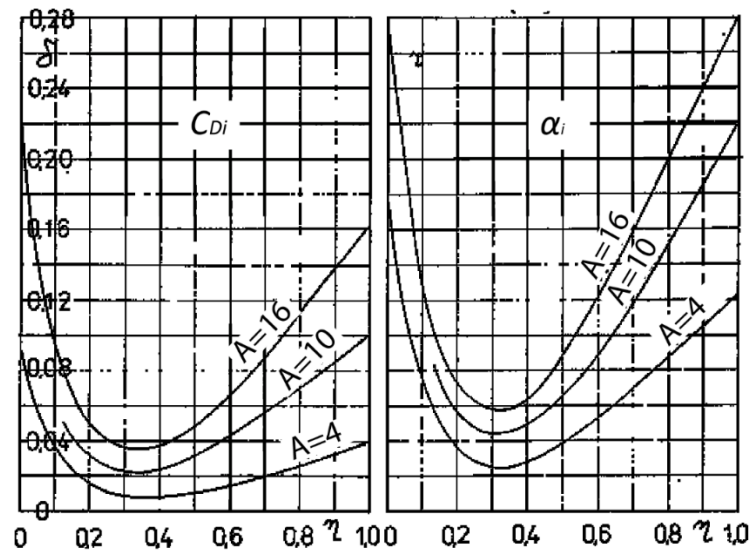
Konstanty $K_{C_{Di}}$ a K_{α_i} jsou korekční koeficienty, který je možné vyjádřit jako

$$K_{C_{Di}} = 1 + \delta = \frac{1}{e}, \quad (5.5)$$

$$K_{\alpha_i} = 1 + \tau, \quad (5.6)$$

kde δ , τ je možné určit z grafu (obr. 6.4) a je vhodné pro křídla s lichoběžníkovým půdorysem a e je Oswaldův koeficient. Pro eliptická křídla je možné použít:

- výsledky z tunelových měření v publikaci [12],
- odvození na základě empirických vztahů, které jsou uvedeny v [18],
- náhradní lichoběžníkové křídlo, které má podobné vlastnosti jako eliptické křídlo.



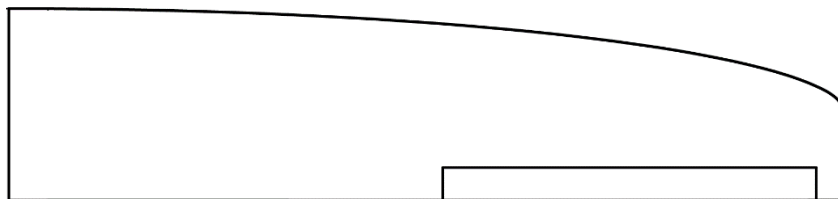
Obrázek 5.3 Korekční koeficient pro výpočet indukovaného odporu a indukovaného úhlu náběhu pro lichoběžníkové křídlo

6. METODY REDUKCE INDUKOVANÉHO ODPORU

Velikost indukovaného odporu je možné redukovat, viz [3]a [14], pomocí úprav:

Půdorysného tvaru křídla

Půdorysný tvar křídla má vliv na velikost korekčního koeficientu K_{CD_i} , který je možné stanovit pomocí empirických vztahů z [18] nebo podle experimentálních měření konkrétního křídla [12].



Obrázek 6.1 Tvar křídla v půdorysu

Tvaru zakončení křídla v podélném řezu

Tvar zakončení křídla ovlivňuje velikost a pozici indukovaného víru. Indukovaný vír snižuje efektivní štíhlost křídla, proto je snaha vír co nejvíce oddálit od konce křídla a zmenšit jeho velikost.



Obrázek 6.2 Tvar křídla v podélném řezu

Štíhlostí křídla A

Štíhlost křídla přímo ovlivňuje velikost indukovaného odporu. Se zvyšující se štíhlostí křídla klesá velikost indukovaného odporu. Štíhlost křídla letounu FabricK I je pevně daná stávající konstrukcí křídla. Přidáním zakončení nebo nástavce lze dosáhnout pouze přírůstku štíhlosti ΔA .

Kroucením křídla [13]

- geometrické* - úhel tětivy kořenového profilu a koncového profilu se $\neq 0$. Geometrické kroucené křídla vychází ze stávajícího křídla letounu FabricK I, kde je konec křídla zkroucen o -3° .
- aerodynamické* – koncový profil dosahuje vyšší hodnoty $C_{L_{max}}$ při větším úhlu náběhu než kořenový profil křídla. Křídlo letounu FabricK I má stejný profil po celé délce křídla. Tudíž křídlo aerodynamicky zkroucene není.

6.1 ANALYTICKÉ PŘÍSTUPY VÝPOČTU

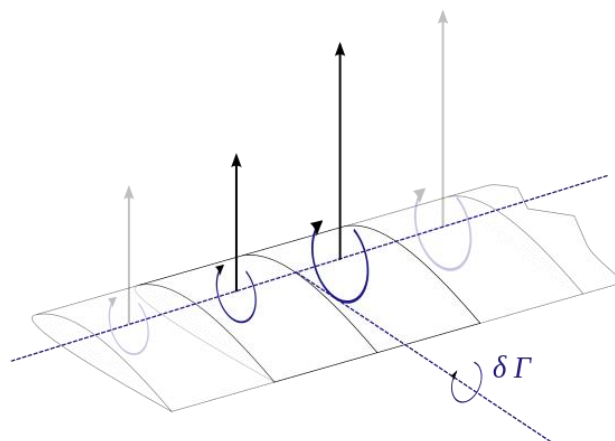
Pro návrh zakončení křídla a porovnání jednotlivých zakončení z hlediska zvýšení výkonnosti letounu existují analytické metody:

Teorie nosné čáry LLT

Teorie nosné čáry (LLT - Lifting line theory, „teorie nosné čáry“), (obr. 6.3), dle [15] a [16], je jedna z historicky prvních analytických metod určených k popisu aerodynamických sil působících na křídlo letounu. Metodu je doporučeno použít pro:

- Nízké úhly šípu χ
- Nízké vzepětí Γ
- Štíhlost $A > 6$
- Spojnici čtvrtinových bodů, která tvoří přímku a je kolmá na rovinu symetrie letounu

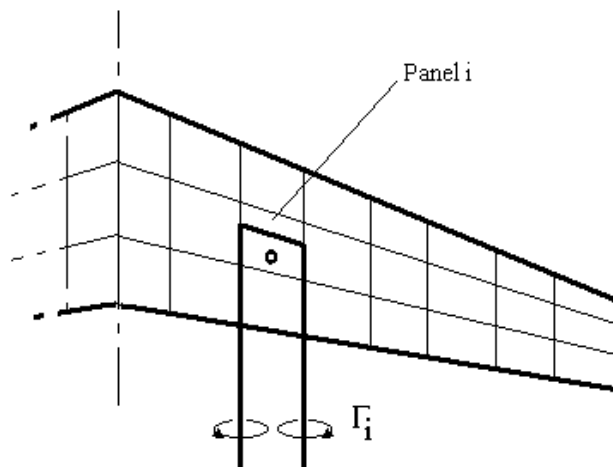
Pro stávající křídlo letounu FabricK I není vhodné použít tuto metodu, protože není splněn poslední předpoklad. Spojnice čtvrtinových bodů netvoří přímku kolmou na osu symetrie letounu. Dále metoda není vhodná pro složité tvary křídla, jako je tvar zakončení křídla.



Obrázek 6.3 Teorie nosné čáry [21]

Panelová metoda VLM

Panelová metoda VLM (VLM - *Vortex lattice method*, „panelová metoda“), viz [16], je založena na rozdělení křídla na panely (obr. 6.4). Pomocí okrajových podmínek lze na každém panelu vypočítat lokální silovou výslednici. Integrovaným součtem lokálních výslednic lze vyčíslit aerodynamické charakteristiky celého letounu. Metoda není doporučena dle [10] pro oblast konců křídla, kde je malá hloubka křídla a tedy nízké Reynoldsovo číslo.



Obrázek 6.4 Panelová metoda VLM [20]

Empirické vztahy a data z experimentálních měření

Díky empirickým vztahům pro výpočet efektivní štíhlosti křídla A_e a přírůstku štíhlosti křídla ΔA je možné porovnat vliv různých typů zakončení křídla. Hodnoty a vztahy pro výpočet jsou použity z publikací [3], [11], [12] a [13].

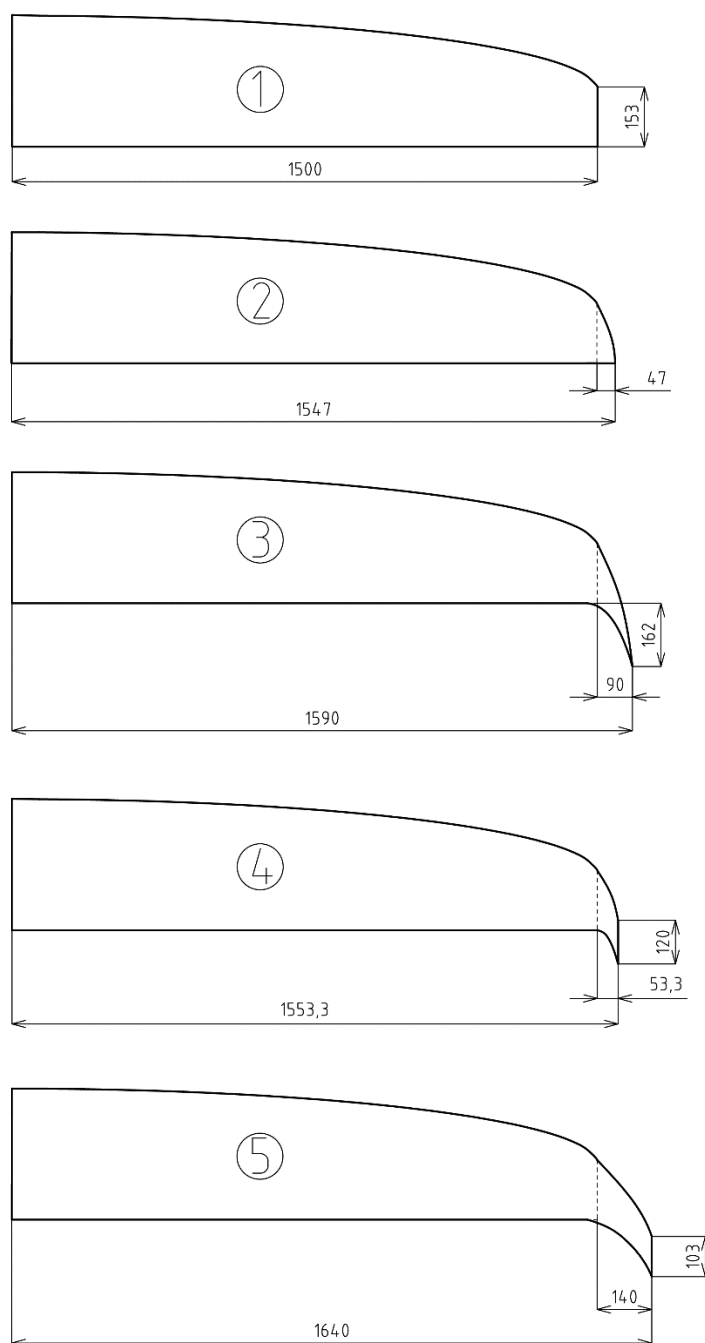
Tato metoda je ze zmíněných metod nejvhodnější, s ohledem na zaměření a časovou dotaci bakalářské práce.

7. PŮDORYSNÝ TVAR KŘÍDLA

Půdorysný tvar křídla ovlivňuje velikost indukovaného odporu, který na křídle vzniká. Pro specifický půdorys křídla je možné určit velikost Oswaldova koeficientu e , který ovlivňuje velikost indukovaného odporu křídla, viz publikace [18].

Křídlo letounu FabricK I je omezené maximálním rozpětím vycházejícího z požadavků soutěže ACC zobrazené v obr. 3.4.

Stávající křídlo letounu FabricK I a jeho zvažované modifikace jsou zobrazeny v obr. 7.1. Specifické rozměry a hodnoty štíhlosti A_{e_x} jsou uvedeny v tab. 7.1.



Obrázek 7.1 Půdorysné tvary křídel

Tabulka 7.1 Rozměry a specifické hodnoty štíhlosti křídla pro navržené půdorysné tvary křídel

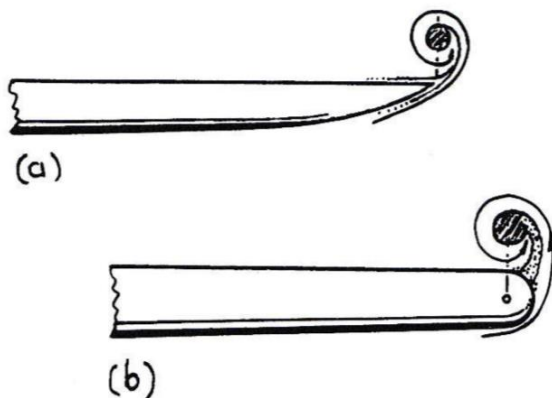
x	①	②	③	④	⑤
$b [m]$	3	3,094	3,18	3,11	3,28
$\Delta S_w [m^2]$	0	0,009	0,179	0,014	0,036
$S_w [m^2]$	0,898	0,907	1,077	0,912	0,934
A_x	10,02	10,55	9,39	10,58	11,52
e^1	0,999	0,999	0,963	0,981	0,963
A_{e_x}	10,012	10,54	9,04	10,38	11,09

¹ Hodnoty koeficientu e vychází z naměřených hodnot z publikace [13]. Pro křídla 1 a 2 je volen koeficient e z tab. 4 (str.23) měření 62. Pro křídla 3 a 5 je volen koeficient e z měření 38.

8. TVAR KŘÍDLA V PODÉLNÉM ŘEZU

Vhodný tvar křídla v podélném řezu umožňuje:

- Oddálit indukovaný vír na konci křídla
- Zmenšit poloměr indukovaného víru



Obrázek 8.1 Vzdálenost víru od geometrického konce křídla a nejmenší poloměr víru je v obou případech u zakončení s ostrou hranou a)

V obou případech dochází ke změně velikosti efektivní štíhlosti křídla A_e , a tedy přímo ovlivňuje velikost indukovaného odporu.

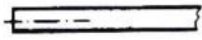
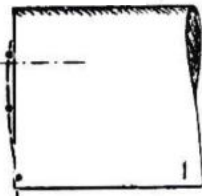
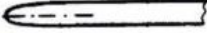
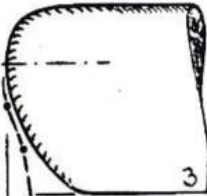
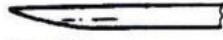
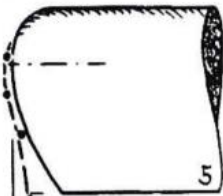
Tvary křídla v podélném řezu je možné rozdělit do několika skupin:

- Tvarované konce křídel
- Koncové desky
- Jiné typy zakončení křídel

8.1 TVAROVÉ KONCE KŘÍDEL

Tvarové konce křídel se dělí do několika skupin. Dle tvaru je možné rozlišit tři vybrané typy zakončení křídel, viz tab. 8.1.

Tabulka 8.1 Rozdělení tvarových konců křídla

<p>a) Konec křídla bez zakončení</p> <p>$\Delta A = +0,04$</p>   <p>Obrázek 8.2 Konec křídla bez zakončení</p>	<p>b) Zakulacený konec křídla</p> <p>$\Delta A = -0,18$</p>   <p>Obrázek 8.3 Zakulacený konec křídla</p>	<p>c) Konec křídla s ostrou hranou</p> <p>$\Delta A = 0$</p>   <p>Obrázek 8.4 Konec křídla s ostrou hranou</p>
---	---	---

Dle naměřených hodnot v publikaci [3] jsou pro jednotlivé typy tvarových konců křídla použity odpovídající hodnoty ΔA . Ostré hrany snižují velikost indukovaného víru. Proto zakončení a) a c) mají kladnou nebo nulovou hodnotu přírůstku štíhlosti ΔA . Výhodou zakončení b) a c) je vzniklý přírůstek štíhlosti $\Delta A_{p\u00fcdorys}$, který je daný p\u00fcdorysnou plochou n\u00e1stavce zakon\u00e1\u00e1n\u00ed k\u00e1\u00eddla S_n a jeho d\u00e9lkou b_n .

Nyn\u00ed je mo\u00e1\u00edn\u00e9 pro k\u00e1\u00eddla 1,4 a 5 pou\u00e1\u00edt zakon\u00e1\u00e1n\u00ed a), b) a c), viz obr. 8.5. Pro k\u00e1\u00eddla 2 a 3 nen\u00ed mo\u00e1\u00edn\u00e9 tato zakon\u00e1\u00e1n\u00ed aplikovat, proto\u00e1e tvar konce k\u00e1\u00eddla neumo\u00e1\u00e1\u00e1uje aplikaci zakon\u00e1\u00e1n\u00ed k\u00e1\u00eddla.

V tab. 8.2 jsou vypo\u00e1\u00e1t\u00e1ny p\u00edr\u00fcdstky \u00e1\u00edhlosti pro dan\u00e9 typy zakon\u00e1\u00e1n\u00ed k\u00e1\u00eddla s kombin\u00e1c\u00ed p\u00fcdorysn\u00fdch tvar\u00fcd k\u00e1\u00eddla 1,4 a 5. V\u00fdsledn\u00e1 efektivn\u00ed \u00e1\u00edhlost k\u00e1\u00eddla A_e je d\u00e1na sou\u00e1\u00e1tem

$$A_e = A_{e_x} + \Delta A + \Delta A_{p\u00fcdorys}, \quad (8.1)$$

kde hodnoty A_{e_x} vych\u00e1z\u00ed z tab. 8.1 a hodnoty pro ΔA a $\Delta A_{p\u00fcdorys}$ vych\u00e1z\u00ed z tab. 8.2.

Tabulka 8.2 Velikost změny štíhlosti křídla v závislosti na typu zakončení

	$S_n [m^2]$	$b_n [m]$	$\Delta A_{p\u00fcdorys}$	$\Delta A [3]$	A_e
1a	0	0	0	0,04	10,05
1b	0,0009	0,0108	0,13	-0,18	9,83
1c	0,0016	0,0158	0,16	0	10,17
4a	0	0	0	0,04	10,42
4b	0,0002	0,0039	0,05	-0,18	10,20
4c	0,0003	0,0039	0,05	0	10,59
5a	0	0	0	0,04	11,13
5b	0,0003	0,0041	0,07	-0,18	10,91
5c	0,0003	0,0041	0,07	0	11,11

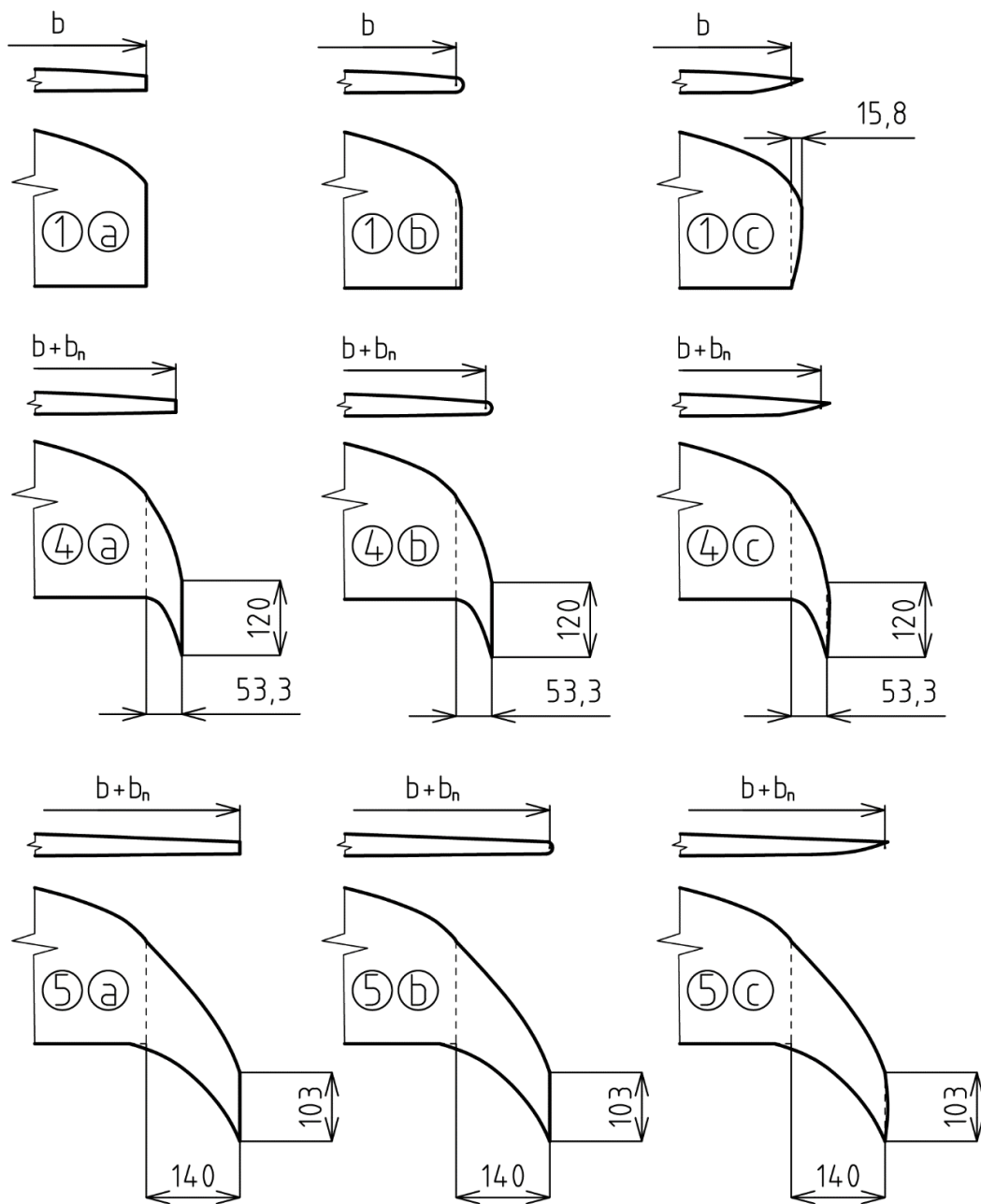
Výsledné hodnoty indukovaného odporu jsou uvedeny pro součinitel vztlaku vycházejícího z návrhového letového režimu $C_L = 0,51$. Hodnoty jsou následně porovnány s křídlem 1 a), které je bráno jako stávající křídlo letounu FabricK I a jsou vyjádřeny v procentech snížení indukovaného odporu, viz tab. 8.3. V tabulce jsou také zahrnuty křídla 2 a 3, aby je bylo možné srovnat s ostatními křídly.

Tabulka 8.3 Porovnání hodnot indukovaného odporu pro tvarové zakončení křídla

x	$C_{D_{i1a}} / C_{D_{ix}}$	$C_{D_{ix}(C_L=0,51)}$
1 b)	2,19%	0,008094
1 c)	-1,14%	0,007827
2	-4,88%	0,007548
3	8,71%	0,008672
4 a)	-3,68%	0,007636
4 b)	-1,49%	0,007800
4 c)	-5,42%	0,007509
5 a)	-10,74%	0,007148
5 b)	-8,56%	0,007292
5 c)	-10,55%	0,007161

Jako nejvhodnější zakončení je možné považovat 5 a) nebo 5 c). Zde je ovšem nutné dodat, že díky poměrně velké štíhlosti se více projevuje přírůstek štíhlosti půdorysného tvaru křídla a tvarové zakončení zde nehraje takovou roli.

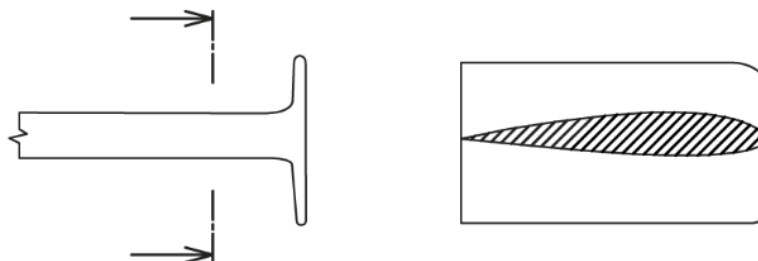
V případě nízké štíhlosti křídla se více projevil přírůstek $\Delta A_{p\u00fcdorys}$, který by u zakončení s ostrou hranou (c) výrazně zvýšil nosnou plochu křídla, a tedy i štíhlost. Díky zúžení křídla ze spodní strany profilu je zakončení 5 c) výhodnější z pohledu nižšího přírůstku hmotnosti. Proto je vhodné pro aplikaci na křídlo letounu FabricK I použít zakončení 5 c).



Obrázek 8.5 Tvarové zakončení křídla

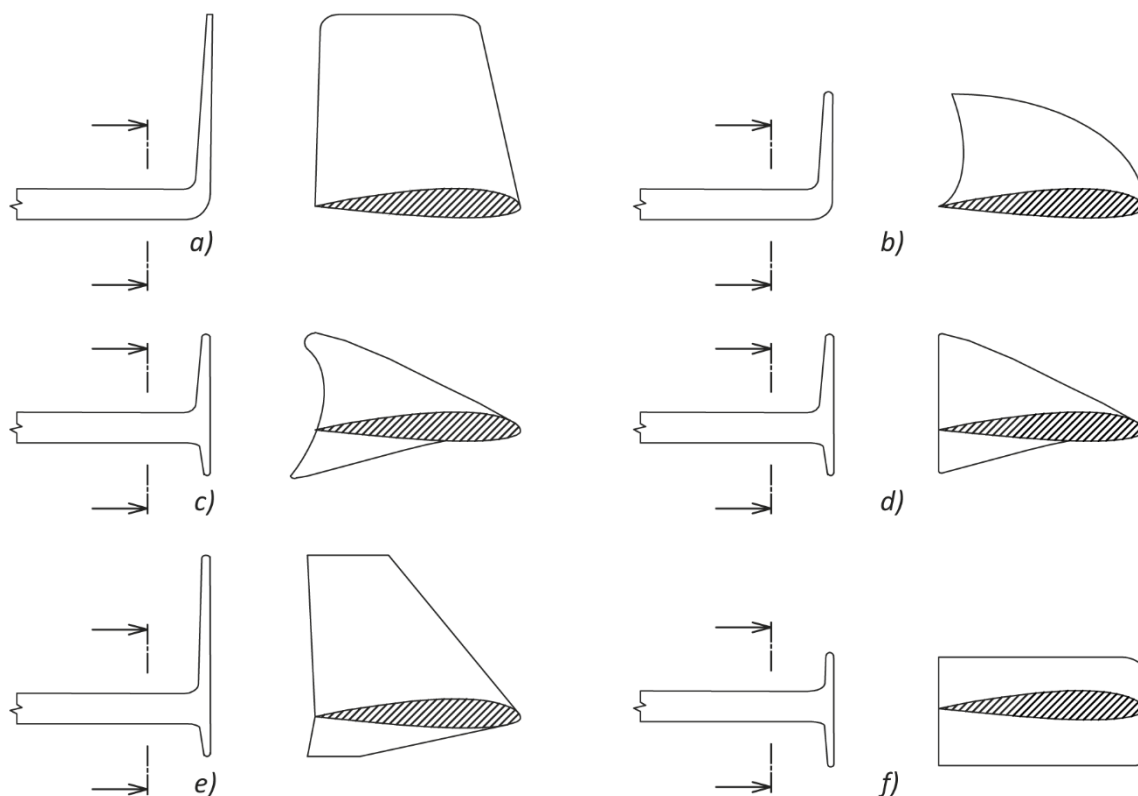
8.2 KONCOVÉ DESKY

Koncové desky křídla (obr. 8.6) zabraňují přetékání vzduchu ze spodní do vrchní části křídla. Díky tomu zvyšují efektivní štiřlost křídla A_e , a tedy i sniřují velikost indukovaného odporu. Nevýhodou koncových desek je vzniklý profilový odpor. Největší význam mají pro křídla s nízkou štiřlostí $A < 0,6$ a zúřením křídla $\eta < 1$.



Obrázek 8.6 Příklad koncové desky

Různé tvary koncových desek, které byly použity v soutěži ACC jinými týmy, jsou zobrazeny v obr. 8.6.



Obrázek 8.7 Koncové desky použité jinými týmy v soutěži ACC

Pro křídla 1,4 a 5 letounu FabricK I jsou v tab. 8.4 srovnány dvě varianty koncových desek (obr. 8.9). Poměr stran koncových desek je zřejmý z obr. 8.8. Pro přírůstek štíhlosti křídla ΔA jsou použity vztahy z [3]

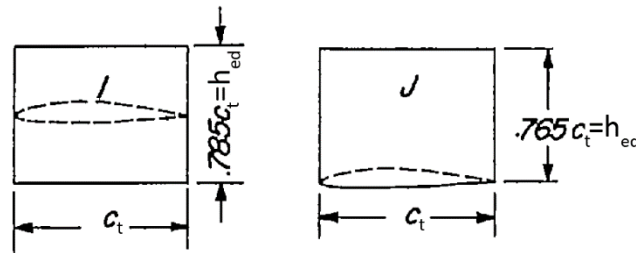
$$\Delta A_h = 1,9 \cdot A \cdot \frac{h_{ed}}{b}, \quad (8.2)$$

$$\Delta A_S = 1,1 \cdot A \cdot \frac{2S_{ed}}{b}, \quad (8.3)$$

kde h_{ed} je výška koncové desky, S_{ed} je plocha koncové desky dána vztahem

$$S_{ed} = h_{ed} \cdot c_t, \quad (8.4)$$

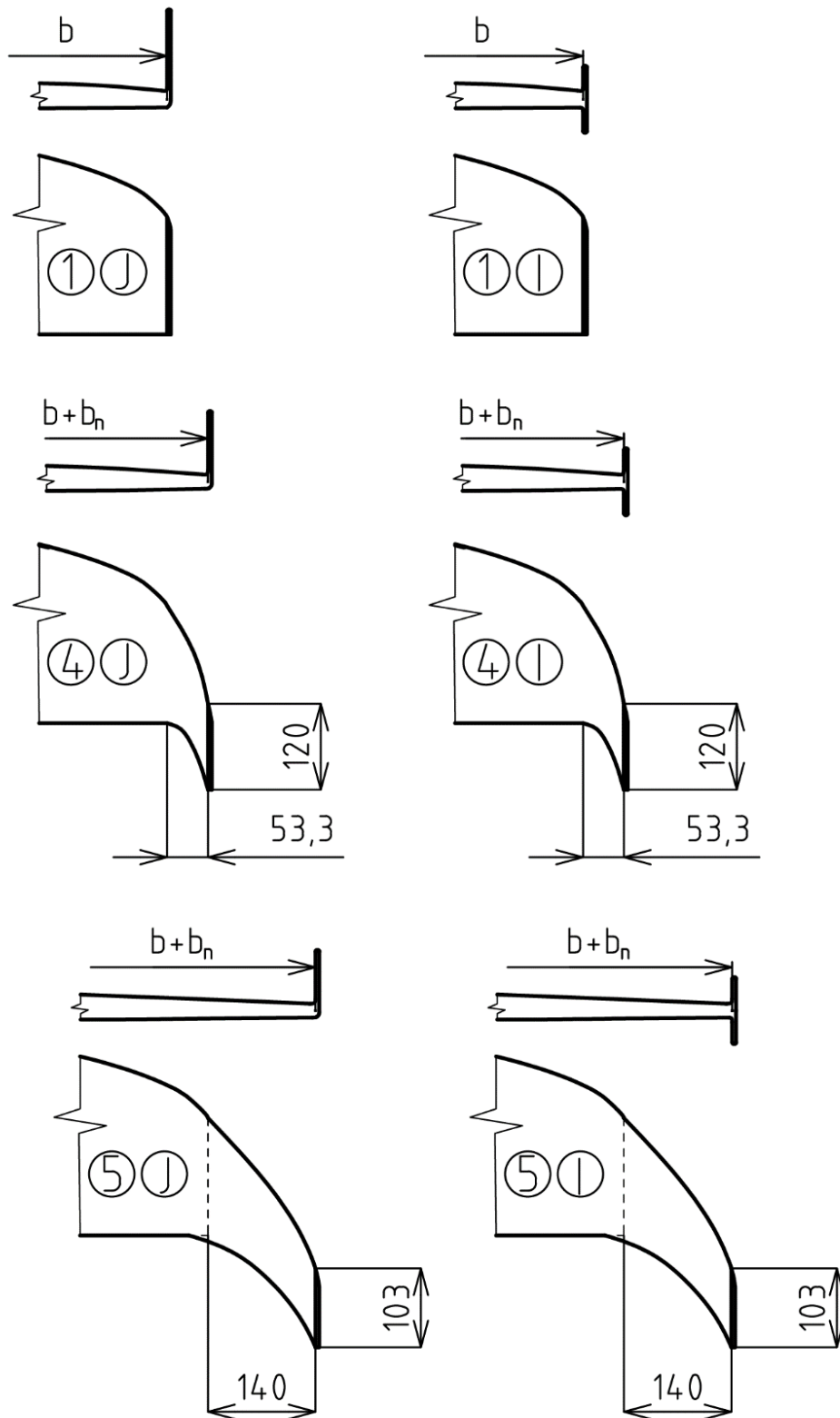
kde c_t je hloubka profilu u konce křídla.



Obrázek 8.8 Rozměry koncových desek [12]

Tabulka 8.4 Rozměry koncových desek a přírůstky štíhlosti pro zakončení křídel 1,4 a 5

	c_t [m]	S_{ed} [m ²]	h_{ed} [m]	ΔA_S	ΔA_h	A_e
1J	0,153	0,0179	0,117	0,134	0,718	11,39
1I	0,153	0,0127	0,083	0,095	0,537	11,18
4J	0,120	0,0110	0,092	0,081	0,552	11,02
4I	0,120	0,0130	0,094	0,096	0,598	11,08
5J	0,103	0,0081	0,079	0,060	0,480	11,63
5I	0,103	0,0083	0,080	0,062	0,516	11,67



Obrázek 8.9 Koncové desky křídel 1,4 a 5

Výsledné hodnoty indukovaného odporu jsou uvedeny pro součinitel vztlaku $C_L = 0,51$. Hodnoty jsou následně porovnány s křídlem 1 a) a vyjádřeny v procentech snížení indukovaného odporu, viz tab. 8.5.

Tabulka 8.5 Porovnání hodnot indukovaného odporu pro koncové desky křídla

x	$C_{D_{i,a}}/C_{D_{i,x}}$	$C_{D_{i,x}}$
1J	-13,35%	0,006984
1I	-11,17%	0,007121
4J	-9,58%	0,007224
4I	-10,18%	0,007185
5J	-15,72%	0,006841
5I	-16,10%	0,006819

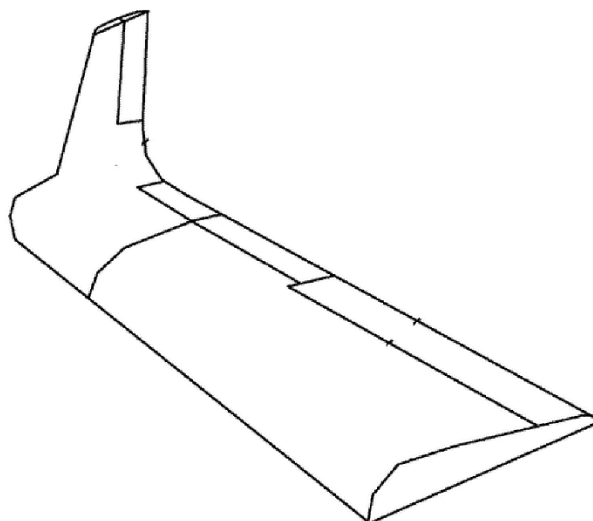
Na rozdíl od tvarového zakončení křídla, zde všechny varianty zakončení snižují indukovaný odpor křídla. Z tab. 8.5 je zřejmé, že největší snížení indukovaného odporu vykazuje zakončení 5I, a to 16%.

8.3 JINÉ TYPY ZAKONČENÍ KŘÍDEL

Typů zakončení křídla je nespočet. Některé se používají, některé vlivem nevhodných vlastností se přestaly používat.

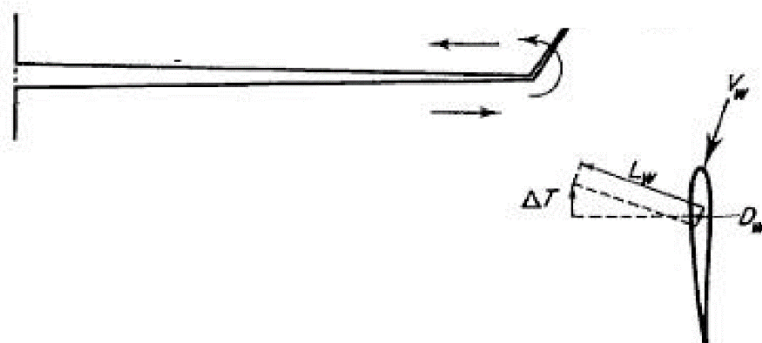
8.3.1 WINGLET

Winglet je zakončení křídla (obr. 8.10), které bylo představeno v 70. letech minulého století Richardem Whitcombem. Nyní se používá zejména u velkých dopravních letadel, která dlouho setrvávají v ustáleném letovém režimu. [5][6][7]



Obrázek 8.10 Příklad wingletu

Jeho tvar a koncepce vychází z dříve používaných koncových desek křídla. Změna proti koncovým deskám je zejména v definici profilu wingletu, který vytváří výslednou složku aerodynamické síly působící ve směru letu ΔT v obr. 8.11.



Obrázek 8.11 Aerodynamické síly wingletu

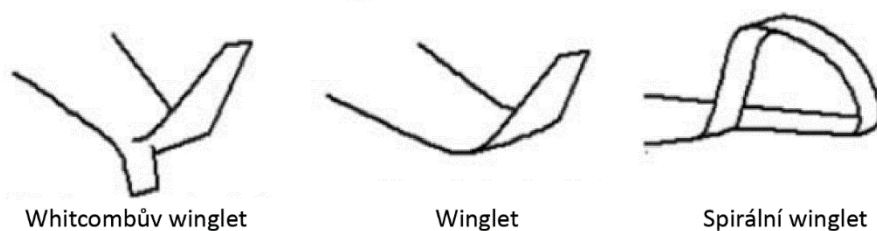
Výhody wingletů jsou především:

- Vznik složky aerodynamické síly ΔT ve směru letu
- Vhodné pro rychle létající letouny

Nevýhody wingletů jsou:

- Vznik tvarového odporu wingletu
- Zvýšené mechanické namáhání křídla

Tvar wingletu se odvíjí od koncepce celého letounu a navrhovaného režimu letounu (obr. 8.12). Příklad instalace wingletu na dopravních letadlech.



Obrázek 8.12 Typy wingletů

Letoun FabricK I nesplňuje podmínku rychle létajícího letounu a z návrhového režimu je patrná častá proměnlivost letových režimů. Proto winglet není vhodný pro instalaci na křídlo letounu FabricK I.

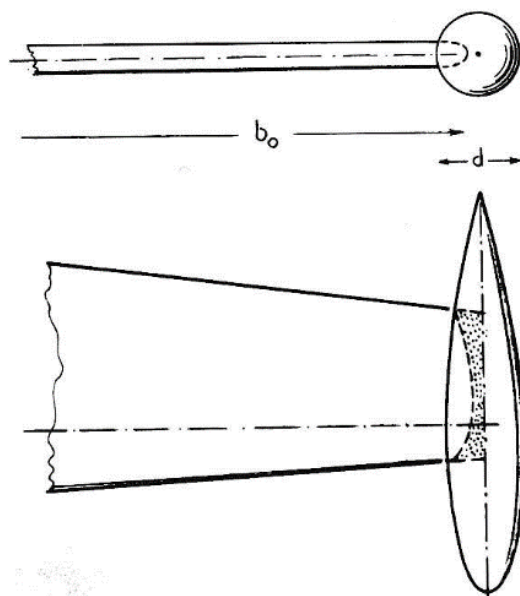
8.3.2 KONCOVÁ NÁDRŽ

Koncové nádrže (obr. 8.13) se používají u letadel se spalovací pohonnou jednotkou, ve kterých se uchovává palivo. Koncové nádrže splňují dvě funkce:

- Uschování paliva
- Zakončení křídla

Nevýhodou je:

- Díky koncentraci hmoty na konci křídla dochází k většímu namáhání křídla
- Tvarový odpor

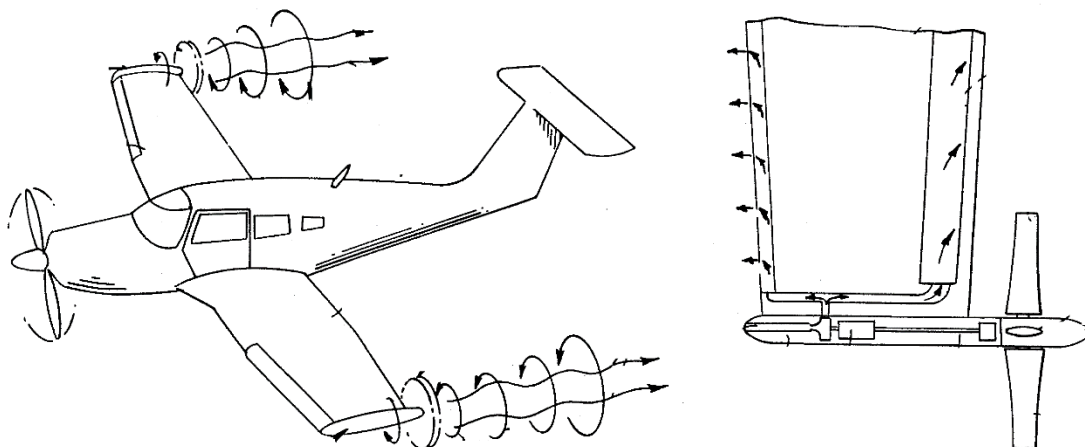


Obrázek 8.13 Koncové nádrže

Vzhledem k tomu, že letoun FabricK I je poháněn elektrickou pohonnou jednotkou, koncové nádrže jsou pro instalaci zbytečné a nevhodné.

8.3.3 DISIPAČNÍ VRTULE

Disipační vrtule je typ zakončení dle obr. 8.14, kde dochází díky víru na konci křídla k roztočení vrtule, která pohání generátor. Generátor je umístěn uvnitř zakončení křídla [19].



Obrázek 8.14 Disipační vrtule [19]

Výhody disipační vrtule jsou:

- Výroba elektrické energie vlivem roztočení vrtule
- Tvar krytu generátoru tvoří přirozené zakončení křídla

Nevýhody disipační vrtule jsou:

- Velký tvarový odpor
- Složitost konstrukčního řešení

Pro složité konstrukční řešení, velký přírůstek hmotnosti a tvarový odpor je toto zakončení křídla pro letoun FabricK I nevhodné. Během soutěžního letu letounu FabricK I není povoleno používat jiný zdroj elektrické energie než pohonný akumulátor.

9. ZÁVĚR

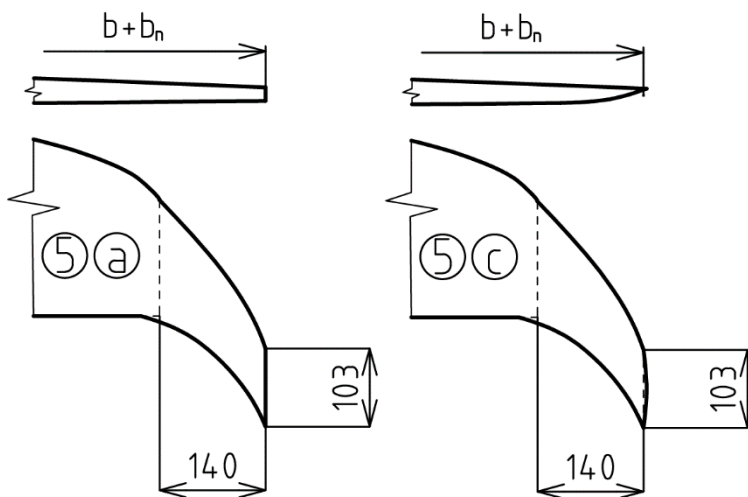
Cílem bakalářské práce je optimalizovat zakončení křídla letounu FabricK I. *Vstupními údaji* pro optimalizaci křídla letounu jsou rozměrové a tvarové charakteristiky křídla, záznam letových údajů ze simulace soutěžního letu ze dne 4. května 2016 a empirické vztahy dané výsledky experimentálních měření v aerodynamických tunelech.

Z návrhového režimu letu byla výpočtem odvozena hodnota součinitele vztlaku C_L . *Součinitel vztlaku* je závislý na návrhové rychlosti letu, velikosti nosných ploch letounu, hustotě vzduchu a hmotnosti letounu.

Následně byla rozebrána teorie vzniku indukovaného odporu na křídle konečného rozpětí. Velikost *indukovaného odporu* lze měnit velikostí součinitele vztlaku nebo efektivní štihlostí křídla. V případě letounu FabricK I je součinitel vztlaku neměnný a indukovaný odpor je možné ovlivnit změnou efektivní štihlosti křídla.

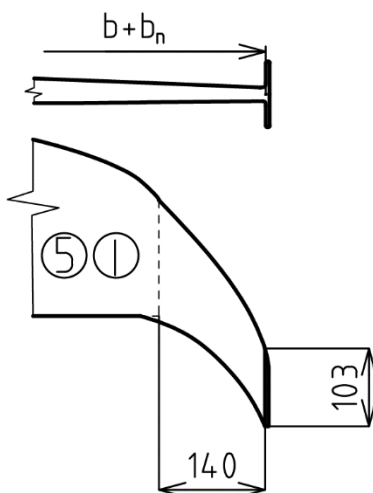
Velikost efektivní štihlosti křídla ovlivňuje zejména *půdorysný tvar* křídla a *tvar křídla v podélném řezu*. Na základě vybrané analytické metody spočívající v *použití empirických vztahů odvozených z výsledků experimentálních měření*, byly pro zvolené modifikace křídla letounu FabricK I vypočítány poměrné snížení indukovaného odporu na křídle. Poměrné snížení indukovaného odporu je vztaženo ke kombinaci křídla 1 a). Tato kombinace reprezentuje stávající křídlo letounu FabricK I.

V případě *tvarového zakončení* křídla bylo kombinací 5 a) a 5 c) dosaženo snížení indukovaného odporu o 10%. Pro aplikaci na křídlo letounu FabricK I je vhodná varianta zakončení křídla 5 c), která díky zúžení spodní části křídla v podélném řezu ušetří určitou hmotnost a případný tvarový odpor.



Obrázek 9.1 Zakončení křídla 5 a) a 5 c)

V případě zakončení křídla s *koncovými deskami* téměř všechny kombinace snižují indukovaný odpor o více než 10%, tudíž jsou výhodnější než tvarové zakončení křídla. Pro aplikaci na křídlo letounu FabricK I je možné použít kombinaci 5I, která snižuje indukovaný odpor o 16%.



Obrázek 9.2 Křídlo 5I

Pro *zpřesnění výsledků* je nutné započítat do celkového odporu křídla i *tvarový odpor* nástavce a zakončení křídla. U křídla s *koncovými deskami* je v [3] odvozen vztah pro odpor koncových desek v závislosti na ploše koncové desky a štíhlosti křídla. Pro výpočet tvarového odporu pro tvarové zakončení křídla není možné z dostupných zdrojů použít žádný empirický vztah. Jiná metoda určení tvarového odporu zakončení křídla překračuje rozsah této bakalářské práce, a proto není tvarový odpor do výpočtů zahrnut.

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu*. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [2] KELLER, Ladislav. *Učebnice pilota 2011: pro žáky a piloty všech druhů letounů a sportovních létajících zařízení, provozujících létání jako svou zájmovou činnost*. 1. vyd. Cheb: Svět křídel, 2011. ISBN 978-80-86808-90-1.
- [3] HOERNER, Sighard F. *Fluid-dynamic drag: practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance*. [2d ed. Midland Park, N.J.], 1965.
- [4] MALINOWSKI, M. *Unmanned aerial system design competition*. Brno: Brno University of Technology, Faculty of Mechanical Engineering, 2015. 103 p. Supervised by Ing. Jan Pejchar.
- [5] RAJENDRAN, Saravanan, Raghu CHAITANYA M V a Christopher JOUANNET. *Design of Parametric Winglets and Wing tip devices: A Conceptual Design Approach*. 2012.
- [6] KOUTNÍK, T. *Návrh wingletu pro kluzák LS-3*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2011. 67 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Robert Popela, Ph.D..
- [7] ELHAM, Ali a Michel J.L. VAN TOOREN. Winglet multi-objective shape optimization. *Aerospace Science and Technology* [online]. 2014, **37**, 93-109 [cit. 2016-04-07]. DOI: 10.1016/j.ast.2014.05.011. ISSN 12709638.
- [8] HOŘENÍ, Bohumír a Jaroslav LNĚNIČKA. *Letecké modelářství a aerodynamika*. 1. vyd. Praha: Naše vojsko, 1977. Knižnice Svazarmu.
- [9] *Regulations for the Air Cargo Challenge 2015 in Stuttgart: European edition* [online]. Version 1.00, 2014-10-20 [cit. 2015-04-21]. 35 p. (PDF). Dostupné z: <http://www.acc2015.com/inhalt/regulations/ACC2015_Regulations_V1_00.pdf>.
- [10] *About XF5R5 calculations and experimental measurements* [online]. , 14 [cit. 2016-05-13]. Dostupné z: http://www.xf5r5.com/docs/Results_vs_Prediction.pdf
- [11] *Comparison Of Square, Round, And Hoerner Wing Tips*. Sport Aviantion, 1971
- [12] RILEY, Donald R. *NACA Technical note 2440*. NACA. Langley Aeronautical Laboratory, Washington, 1951.
- [13] MINECK, Reymond E. a Paul M. H. W. VIJGEN. *Wind-Tunel Investigation of Aerodynamic Efficiency of Three Planar Elliptical Wings With Curvature of Quater-Chord Line*. Virginia, 1993.
- [14] ŠKAROLEK, V. Možnosti minimalizace indukovaného odporu. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2010. 38 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Ondřej Lajza.
- [15] SCHOŘ. P. Použití nelineární teorie nosné čáry při aerodynamickém návrhu kluzáku. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2011, 77 s. Vedoucí práce Ing. Robert Popela, Ph.D.
- [16] SIVELLS, James C., NEELY, Robert H. *NACA Technical note 1269*. NACA. Langley Aeronautical Laboratory, Washington, 1951. NACA Technical Paper 3359

- [17] PEJCHAR, Jan. Název: Modifikace geometrie nosné plochy RC házedla s ohledem na letové výkony. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2009. 77s. Vedoucí práce Ing. Martin Kouřil, Ph.D.
- [18] SCHOLZ, D. a M. NIȚĂ. *Estimating the Oswald factor from basic Aircraft geometrical parameters*. Německo, Hamburg, 2012.
- [19] RANSICK, Thomas F. *Wingtip turbine*,. Spojené státy americké. US 5150859 A. Uděleno 29. září 1992.
- [20] *Vortex Lattice Method (3-D)* [online]. , 5 [cit. 2016-05-24]. Dostupné z: http://www-mdp.eng.cam.ac.uk/web/library/enginfo/aerothermal_dvd_only/aero/vlm/vlm.html
- [21] *Lifting line theory illustration* [online]. , 2 [cit. 2016-05-24]. Dostupné z: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Lifting_line_theory_illustration_\(2\).svg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Lifting_line_theory_illustration_(2).svg)
- [22] *Result of the Competition* [online]. , 2 [cit. 2016-05-24]. Dostupné z: <http://www.acc2015.com/?p=results>

SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ

<i>Symbol</i>	<i>Jednotka</i>	<i>Popis</i>
A		Štíhlost křídla
A_e		Efektivní štíhlost křídla
A_{e_x}		Efektivní štíhlost křídla 1,2,3,4 nebo 5
ΔA		Přírůstek štíhlosti křídla
$\Delta A_{p\u00fcdorys}$		Přírůstek štíhlosti křídla v p\u00fcdorysu
ΔA_S		Přírůstek štíhlosti křídla plochy koncov\u00e9 desky
ΔA_h		Přírůstek štíhlosti křídla v\u00fdšky koncov\u00e9 desky
b	mm	Rozp\u00e9t\u00ed kř\u00eddla
b_n	mm	Přírůstek rozp\u00e9t\u00ed kř\u00eddla tvarov\u00e9ho zakon\u00e7en\u00ed
S	m^2	Plocha obecn\u00e9
S_w	m^2	Plocha kř\u00eddla
ΔS_w	m^2	Přírůstek plochy kř\u00eddla
S_n	m^2	Přírůstek plochy tvarov\u00e9ho zakon\u00e7en\u00ed kř\u00eddla
S_{ed}	m^2	Přírůstek plochy koncov\u00e9 desky
C_D		Sou\u00e7initel odporu
C_L		Sou\u00e7initel vztlaku
C_{D_w}		Sou\u00e7initel profilov\u00e9ho odporu kř\u00eddla
C_{D_i}		Sou\u00e7initel indukovan\u00e9ho odporu
C_{D_0}		Sou\u00e7initel odporu draku letounu p\u0159i $C_L = 0$
c_r	mm	Hloubka profilu u ko\u0159ene kř\u00eddla
c_t	mm	Hloubka profilu u konce kř\u00eddla
D	N	Odporov\u00e1 s\u00edla letounu
e		Oswald\u00f3v koeficient
F	N	Tah pohonn\u00e9 jednotky
F_p	N	Pot\u0159ebn\u00fd tah pohonn\u00e9 jednotky
ΔF	N	P\u0159ebytek tahu
G	N	T\u00edhov\u00e1 s\u00edla
g	$m \cdot s^{-2}$	T\u00edhov\u00e9 zrychlen\u00ed
h_{ed}	m	V\u00fdška koncov\u00e9 desky
K_{α_i}		Korek\u00e7n\u00ed koeficient indukovan\u00e9ho \u00falhu
$K_{C_{D_i}}$		Korek\u00e7n\u00ed koeficient indukovan\u00e9ho odporu
L	N	Vztlakov\u00e1 s\u00edla letounu
m	kg	Hmotnost
n		N\u00e1sobek p\u0159et\u00ed\u017een\u00ed
P_p	W	Pot\u0159ebn\u00fd v\u00fdkon pohonn\u00e9 jednotky
ΔP	W	P\u0159ebytek v\u00fdkonu
r	m	Polom\u00e9r zat\u00e1\u00e7ky
ΔT	N	Slo\u017eka aerodynamick\u00e9 s\u00edly ve sm\u011bru letu

V	$m \cdot s^{-1}$	Rychlost obecně
\dot{V}	$m \cdot s^{-2}$	Zrychlení obecně
$v_{návrh}$	$m \cdot s^{-1}$	Průměrná rychlost návrhového režimu
$v_{1_návrh}$	$m \cdot s^{-1}$	Průměrná rychlost jedné báze
v_{∞}	$m \cdot s^{-1}$	Rychlost nerozrušeného proudu vzduchu
w	$m \cdot s^{-1}$	Rychlost příčného proudění
w_{stoup}	$m \cdot s^{-1}$	Rychlost stoupání
α	°	Úhel náběhu křídla
α_e	°	Efektiví úhel náběhu křídla
α_i	°	Indukovaný úhel náběhu křídla
Γ	°	Vzepětí křídla
γ	°	Úhel stoupání letounu
δ		Korekční koeficient indukovaného odporu křídla
ε_t	°	Negativ na konci křídla
η	°	Zúžení křídla
π		Ludolfovo číslo
ρ	$kg \cdot m^{-3}$	Hustota
Φ	°	Příčný sklon letounu
φ_F	°	Úhel vektoru tahu
χ	°	Šípovitost křídla
τ		Korekční koeficient indukovaného úhlu křídla