ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ

Ústav letadlové techniky

Návrh wingletu pro kluzák HPH 304TS

HPH 304TS glider winglet design

Diplomová práce

Studijní program: N 3958- Letectví a kosmonautika
Studijní obor: 3906T008- Letadlová a kosmická technika

Vedoucí práce: Ing. Tomáš Čenský, Ph. D.

Bc. Lukáš Koukal

Praha 2017

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Koukal** Jméno: **Lukáš** Osobní číslo: **382304**

Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**

Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**

Studijní program: **Letectví a kosmonautika**

Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Návrh wingletu pro kluzák HPH 304TS

Název diplomové práce anglicky:

HPH 304TS glider winglet design

Pokyny pro vypracování:

Navrhněte winglet pro kluzák HPH 304TS.
- Zpracujte statistiku řešení wingletu u současné generace kluzáků.
- Navrhněte varianty geometrického řešení wingletu.
- Vyberte vhodné řešení dle odporových charakteristik jednotlivých variant.
- Vytvořte model wingletu pomocí CAD software.
- Proveďte simulaci obtékání wingletu pomocí CFD.

Seznam doporučené literatury:

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Tomáš Čenský Ph.D., ústav letadlové techniky FS

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) diplomové práce:

,

Datum zadání diplomové práce: **27.10.2016** Termín odevzdání diplomové práce: **10.01.2016**

Platnost zadání diplomové práce: _____

Podpis vedoucí(ho) práce	Podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry	Podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomant bere na vědomí, že je povinen vypracovat diplomovou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v diplomové práci.

27.10.2016
Datum převzetí zadání

Podpis studenta

© ČVUT v Praze, Design: ČVUT v Praze, VIC

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou diplomovou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW atd.) uvedené v přiloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne 10. 1. 2017 …….

podpis

Poděkování

Úvodem bych chtěl poděkovat zadavateli mé diplomové práce, firmě HPH sailplanes Ltd. která mi poskytla možnost podílet se na vývoji jejich nového kluzáku. Dále také vedoucímu mé diplomové práce, Ing. Tomáši Čenskému, Ph. D., za vedení této práce, jeho podnětné rady a připomínky a pomoc při jejím vypracování.

Chtěl bych také poděkovat svým rodičům za podporu a trpělivost, se kterou mě podporovali při studiu a tvorbě této diplomové práce.

Autor:	Bc. Lukáš Koukal
Název diplomové práce:	Návrh wingletu pro kluzák HPH 304TS
Rozsah práce:	76 str., 77 Obr., 30 tab.
Rok vyhotovení:	2017
Universita:	České vysoké učení technické v Praze – Fakulta strojní
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí diplomové práce:	Ing. Tomáš Čenský, Ph. D.
Zadavatel:	HPH sailplanes Ltd.
Klíčová slova:	Winglet, kluzák, křídlo, modifikace, CFD analýza

Anotace:

Diplomová práce se zabývá návrhem wingletu pro kluzák 304TS vyvíjený ve společnosti HPH sailplanes Ltd. V první části práce byla zpracovaná rešeršní část používaných wingletů u kluzáků stejné kategorie jako je kluzák 304 TS a byly stanovené letové režimy, ve kterých tyto kluzáky létají. Dále bylo navrženo několik variant, u kterých byl sledován jejich vliv na aerodynamické charakteristiky křídla při různých letových režimech. Z těchto variant byla vybrána nejvýhodnější varianta, která byla následně analyzována a modifikována pomocí analýzy CFD.

Autor:	Bc. Lukáš Koukal
Title of diploma thesis:	HPH 304TS glider winglet design
Extent:	76 pg., 77 fig., 30 tab.
Academic year:	2017
University:	Czech Technical University in Prague Fakulty of mechanical engineering
Department:	Department of Aerospace Engineering
Supervisor:	Ing. Tomáš Čenský, Ph. D.
Submiter of the Theme:	HPH sailplanes Ltd.
Key words:	Winglet, glider, wing, modification, CFD analysis

Annotation:

This diploma thesis deals with the design of the winglet for glider 304TS developed at HPH sailplanes Ltd. In the first part of this thesis has been processed background research of winglets applied on gliders in the same category as glider 304TS and have been determined flight modes which are used by this gliders. In next part has been proposed several variations that have been analysed their influence on aerodynamic characteristics of the wing at different flight modes. The best variant has been chosen which was subsequently analysed and modified by the CFD analysis.

Obsah

1. Úvod 1
2. Zadavatel práce a letoun 2
   2.1. Společnost HPH sailplane Ltd. 2
   2.2. Kluzák HPH 304TS 3
   2.3. Základní technické údaje HPH 304 TS 4
3. Winglet a jeho funkce 5
   3.1. Další způsoby zakončení křídla 6
4. Aerodynamické síly na křídle 8
   4.1. Vztlak 8
   4.2. Odpor 10
5. Rešerše používaných wingletů 13
   5. 1. Letadla a winglety třídy 20 metrů 13
      5.1.1. Duo Discus XLT 13
      5.1.2. Arcus M 15
   5.2. Kluzáky jiných tříd s použitím wingletů 17
      5.2.1. Ventus 2cx 17
      5.2.2. JS 1 Relevation 18
      5.2.3. EB 29 20
      5.2.4. ASG 29 E 22
6. Analýza geometrických vlastností wingletu 24
   6.1. Délka wingletu 24
   6.2. Zkroucení wingletu 25
   6.3. Úhel podélného sklonu a zúžení 25
   6.4. Profily vhodné pro winglet 25
7. Režimy letu kluzáku 27
   7.1. Přímý klouzavý let 27
      7.1.1. Průměrné přeskokové rychlosti třídy 20m 28
      7.1.2. Součinitel vztlaku potřebný pro klouzavý let na nosných částech 29
   7.2. Let ve stoupavém proudu 30
      7.2.1. Stoupavý proud 30
      7.2.2. Vztlak potřebný v zatáčce 32
8. Letové režimy pro zkoumání vlastností wingletu 33

9. Křídlo letounu HPH 304 TS 35
10. Dílčí varianty wingletů 37
10.1. Varianta 1 37
10.2. Varianta 2 37
10.3. Varianta 3 38
10.4. Varianta 4 38
10.5. Varianta 5 39
10.6. Další dílčí varianty 40
11. Výpočet jednotlivých variant podle módu 41
11.1. Mode 1 42
11.2. Mode 2 45
11.3. Mode 3 46
11.4. Mode 4 48
11.5. Mode 5 50
11.6. Mode 6 51
11.7. Zhodnocení výsledků 54
12. Tvorba 3D modelu 55
13. Analýza CFD 58
13.1. Postup výpočtu v CFD 58
13.2. Analýza vypočtených dat 59
13.2.1. Výpočet při přeskokové rychlosti 59
13.2.2. Analýza při rychlosti kroužení 62
13.2.3. Analýza při rychlosti 200 km/h 63
14. Nastavení zkroucení wingletu 65
15. Závěr 68
16. Použité zdroje 69
16.1. Použité programy 70
16.2. Seznam použitých symbolů 71
16.3. Seznam obrázků 72
16.4. Seznam tabulek 74
17. Přílohy 75

1. Úvod

Vývoj a konstrukce vysoce výkonných kluzáků je evoluční proces od počátku historie letectví. Je podněcováno velké úsilí do zlepšování výkonů kluzáků uspokojováním potřeb pilotů létat větší vzdálenosti vyšší rychlostí, zejména při soutěžních letech.

Kluzáky byly dříve konstruovány z dřevěných materiálů, ocelových příhradových konstrukcí a pláten, kdy se běžně jejich klouzavost pohybovala okolo hodnoty 15. Velkého zlepšení bylo dosaženo zavedením výrobních technologií s kompozitními materiály. Díky těmto výrobním technologiím bylo možné na křídle použití laminárních profilů, které vyžadují velkou přesnost výroby a hladkost povrchu. Díky posunu v pevnosti konstrukce mohly být zvýšeny hodnoty štíhlosti křídel a tím minimalizování indukovaného odporu křídel. Výsledkem tohoto vývoje může být uveden například vysokovýkonný kluzák Binder EB 29, který disponuje rozpětím 29,3 metru a klouzavostí 68, která odpovídá úhlu klouzání 1°.

Dnes je vývoj kluzáků posouván kupředu zejména díky moderním výpočtovým metodám za použití výkonné výpočetní techniky. Tyto pokročilé výpočty daly konstruktérům možnost více optimalizovat geometrie a konstrukce kluzáků, zejména směrem k minimalizaci odporu, a na kluzácích se začaly objevovat konstrukční prvky, které přispívají ke zlepšení vlastností kluzáků (např. winglety). Winglet je malá vertikální ploška na konci křídla, která má většinou v příčném řezu použity aerodynamické profily.

Cílem této práce je navrhnout winglet pro vysokovýkonný kluzák 304TS vyvíjený ve společnosti HPH Sailplanes Ltd. v Kutné Hoře. Cílem použití wingletu na křídle kluzáku je zlepšit aerodynamické vlastnosti, a tím pozitivně ovlivnit výkonnost kluzáku. V předkládané práci bude provedena rešerše wingletů používaných na kluzácích stejné výkonnostní třídy a analyzování letových režimů, ve kterých se tyto kluzáky pohybují.

Na základě analýzy dat z rešeršní části bude navrženo několik výpočtových variant wingletů, u kterých bude zkoumán jejich vliv na charakteristiky křídla. Následně bude vybrána nejvhodnější varianta wingletu. Z takto vybrané varianty bude vytvořen 3D model a následná analýza, případně modifikace pomocí CFD metody.

2. Zadavatel práce a letoun

2.1. Společnost HPH sailplane Ltd.

Obchodní firma a značka HPH Ltd. vznikla v roce 1994. Jedním z jejích dlouhodobých cílů je navázat na tradice německé firmy Glasflügel, která na světových trzích existovala od roku 1964.

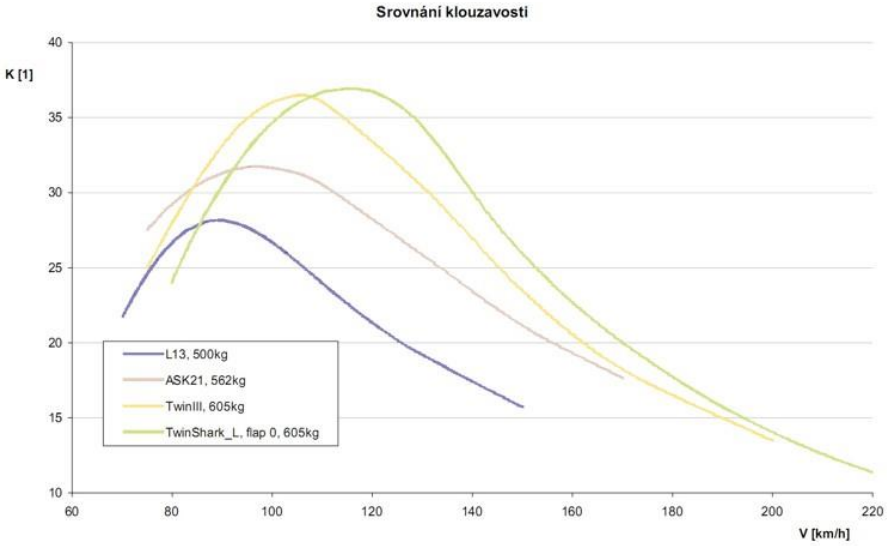
Firma HPH sailplanes Ltd. a nebo lidé z této firmy pracovali na mnoha projektech po celém světě. Například pomáhali při stavbě druhého prototypu HK-36 Super Dimona, na prvním prototypu a na sériové výrobě DV-20 Katana nebo na formách a vývoji a výrobě populárních letadel DG-800 & Ruschmayer R-90. Později HPH vyvíjelo a vyrábělo díly pro německou firmou a nakonec dostali lidé z HPH šanci pracovat na moderním kluzáku EB-29 Waltera Bindera .

V roce 1997 se staly větroně novým výrobním programem společnosti HPH Ltd. Společnost HPH získala kompletní technologii a výrobní dokumentaci pro typ německého kluzáku Glasflügel 304. V roce 1982 představovala společnost Glasflügel největšího výrobce větroňů známého nejen v Německu, ale po celém světě. Za její existence bylo vyrobeno přibližně 1600 kluzáků a do světa létání vnesla i spoustu vylepšení na konstrukčních celcích letounů, jako jsou například automatické zámky na zapojování řízení. Většina kluzáků vyrobených touto firmou do dnešní doby stále létá. Typy Libelle, Hornet, Mosquito, Kestrel patří mezi světové legendy oblíbené pro své výborné letové vlastnosti a jednoduchou údržbu. Větroň Glasflügel 304 byl posledním typem vyvinutým v této německé společnosti.

V roce 1997 vyrobila firma HPH Ltd. svůj první kluzák pod názvem Glasflügel 304cz, který doznal pouze malé úpravy oproti původní, německé konstrukci. Prvním úspěšným samostatným vývojem ve společnosti HPH Ltd. byl typ 304C WASP - 15m kluzák standartní třídy, dále 304S SHARK, který je celouhlíkový následovník 304C WASP v 18-ti metrové třídě. Tento kluzák se vyrábí také ve verzích s pomocnými motory, zejména s motory proudovými, elektrickými a pístovými. [1]

2.2. Kluzák HPH 304TS

HPH 304TS je dvoumístný vysokovýkonný kluzák vyvíjený společností HPH Ltd. ve spolupráci s mnoha partnery. Tento kluzák navazuje na úspěšný jednomístný typ HPH 304S. Konstrukce letounu je celouhlíková . Projekt je nyní ve stadiu dokončování letového prototypu a přípravy následné sériové výroby. Současný kluzák je koncipován pro závodní létání v kategorii 20m FAI s možností letu i na kratší variantě 17,5 metrů. V kluzáku bude možná instalace tří druhů motorů. Podle stávajícího zájmu o jednomístnou verzi HPH 304S Shark, bude nejspíše největší zájem o varianty s proudovým motorem a variantu schopnou samostatného startu. Následovat bude zjednodušená varianta pro základní výcvik a základní akrobacii. Vzhledem k velikosti českého trhu je většina současné i budoucí výroby určena pro zahraničí. První letoun 304TS by měl vzlétnout v roce 2017. Na Obrázku 1 je vyobrazeno srovnání klouzavosti kluzáku 304TS oproti jiným dvoumístným kluzákům. [1]

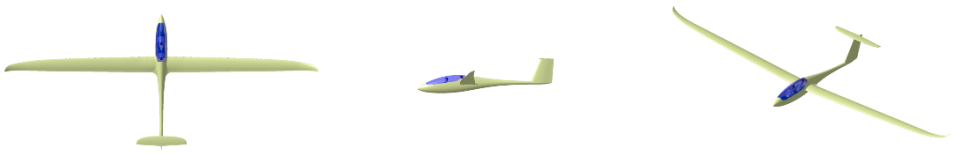


Obrázek 1 Srovnání klouzavosti kluzáků kluzáku 304TS s jinými kluzáky [1]

Varianta s použitím menšího rozpětí křídel je vyobrazena na Obrázku 2.

Obrázek 2 Kluzák 304TS s rozpětím 17,5m [1]

Na Obrázku 3 je zobrazený model kluzáku 304TS s použitím nástavců křídla na rozpětí 20 metrů.



Obrázek 3 Kluzák 304TS s rozpětím 20m [1]

2.3. Základní technické údaje HPH 304 TS

V následující tabulce jsou shrnuty některé základní technické údaje letounu HPH 304 TS při použití nástavců na rozpětí 20m.

Tabulka 1 Technické údaje kluzáku 304TS

HPH 304TS	
Rozměry:	
rozpětí	20 m
délka	8.93 m
nosná plocha	15,46 m²
štíhlost křídla	26,25
Hmotnosti:	
maximální vzletová	800 kg
Výkony:	
maximální rychlost	310 km/h
maximální obratová rychlost	185 km/h
Motor a palivová instalace:	
výkon motoru	47 kW

3. Winglet a jeho funkce

Technické prostředky zlepšující účinnost nosných ploch jsou v letectví známy již od 70. let. Dnes je používáno několik druhů takovýchto prostředků, které se používají na letadlech. V minulosti se jednalo zejména o nejrůznější koncové desky a vřetena. Jejich funkcí bylo bránit vzduchové hmotě proudit ze spodní na horní polovinu křídla a tím příznivě ovlivňovat rozložení součinitele křídla.

Winglet je jedním z technických prostředků, který nejen mění rozložení součinitele vztlaku, ale zároveň i vytváří aerodynamickou sílu se složkou ve směru letu, čímž při vhodných podmínkách snižuje svůj odpor, případně i odpor celého křídla. Jedná se o malou vertikální plošku na konci křídla, která má většinou v příčném řezu použity aerodynamické profily. První winglet byl představen v roce 1976 americkou vládní společností NASA, kde byl navržen vývojovým inženýrem Richardem Whitcombem. Winglety se nejdříve objevovali zejména jako experiment na vývojových letounech, při ověření jejich funkce se rozšířily i na další letadla. Dnes je možné vidět winglety u malých sportovních letadel i u dopravně komerčního letectví. U bezmotorového létání se winglety začali objevovat až koncem osmdesátých let, ne vždy se ale na kluzácích osvědčili. Některé nepovedené konstrukce vedly především k velkému nárůstu odporu nebo k destrukci vztlakové mechanizace díky zvětšení zatížení. Od té doby však byla jejich funkce i na kluzácích prokázána a dnes se bez nich neobejde prakticky žádný moderní kluzák. [2]

Obrázek 4 Winglet [8]

Jelikož kluzák nemá při bezmotorovém letu svůj vlastní pohon, je dopředu poháněn pouze gravitační silou, což v praxi znamená, že letoun neustále klesá. Každá odporová síla kluzáku jen zvyšuje rychlost opadání, proto je snaha vyrobit kluzáky aerodynamicky co nejčistší a za pomoci technických prostředků, jako je třeba winglet, snížit odporové síly na letoun.

Winglety neovlivňují jen výkony letadla, ale i jeho vlastnosti. Citelné je hlavně posílení účinnosti křidélek, snížení pádové rychlosti, lepší chování při přetažení, stabilizace letounu při kroužení a zvýšením boční stability.

Funkce wingletu by se dala nahradit například prodloužením křídla, které by bylo i účinnější co se týče redukování indukovaného odporu, ale při prodloužení křídla se zvýší i ohybový moment na kořenové žebro křídla. Winglet ohybový moment nezvýší tak výrazně jako prodloužení křídla, proto je lepším řešením křídel s nižšími strukturálními limity. Tohoto využily zejména výrobci dopravních letadel, kde se použitím wingletu se zvýší účinnost vztlakové soustavy a je možné i zmenšit rozpětí.

U kluzáků je toto použití také výhodné kvůli platným předpisům pro rozdělení kluzáků do různých soutěžních tříd. U většiny závodních tříd, daných asociací FAI, je omezení pro danou třídu určeno maximálním rozpětím letounu. Proto je výhodné použitím wingletu zvýšit účinnost vztlakové soustavy a zachovat rozpětí.

Nevýhody wingletů při použití na kluzácích

Kluzák, jako bezmotorové letadlo, se často přemísťuje z jednoho letiště na druhé, zejména kvůli místním podmínkám na bezmotorové létání, anebo konání různých druhů závodů, převáží se letoun v rozloženém stavu za použití transportních vozíků. Z důvodu lepšího nakládání letounu do transportního vozíku je nutné udělat winglet sundavací ať už jako samotný nebo součástí odnímatelného nástavce.

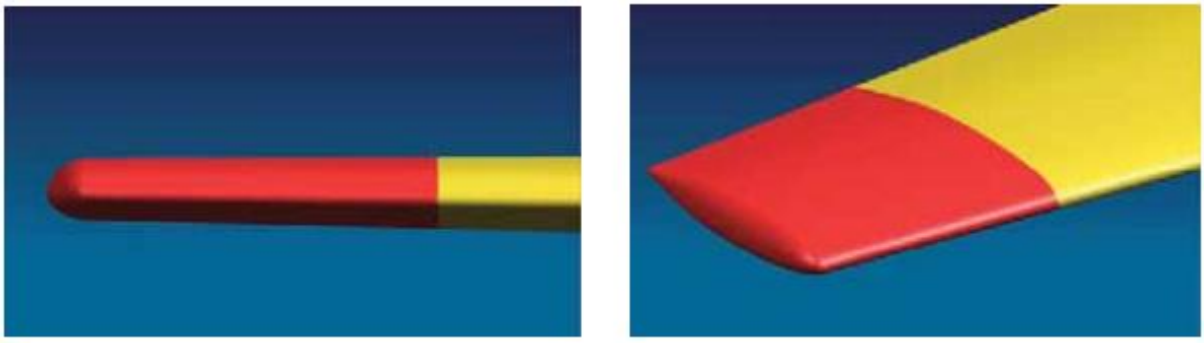
Dále winglet zvyšuje cenu křídla při výrobě. Pokud je winglet na letoun doděláván dodatečně, je potřeba tomuto kroku uzpůsobit výrobní formy.

Křídlo při použití wingletu může změnit své konstrukční aeroelastické vlastnosti a bude nejspíše nutné tuto skutečnost při dalším vývoji prověřit novou flutterovou analýzou. [4]

3.1. Další způsoby zakončení křídla

Kulaté (Rounded)

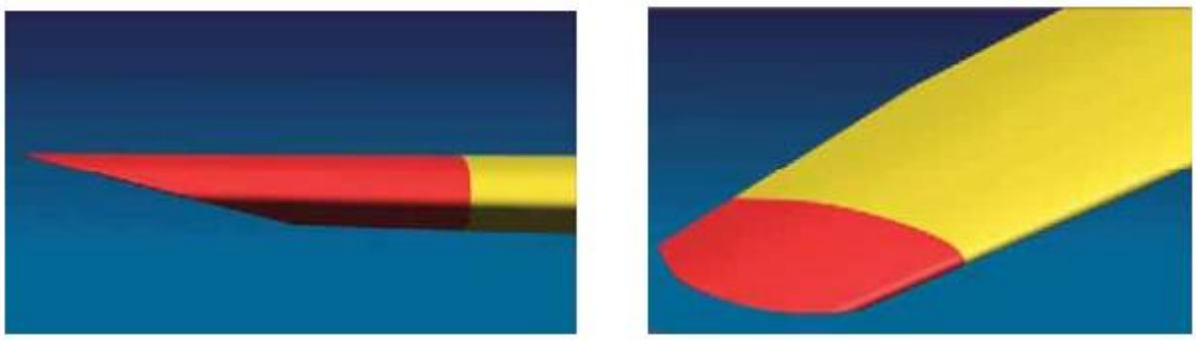
Kulaté zakončení běžně používané u klasických jednodušších křídel. Nemá žádnou funkci na zlepšení vlastností nosných ploch.



Obrázek 5 Kulaté zakončení křídla [8]

Seříznuté (Cut)

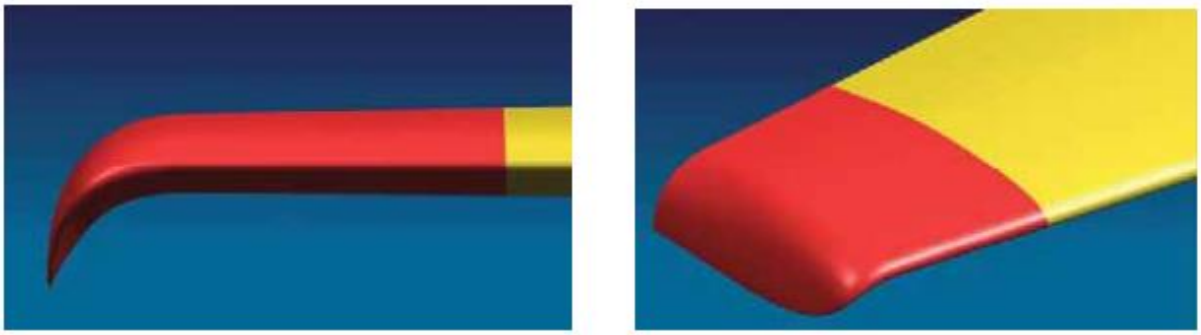
Seříznuté zakončení křídla, používané u malých sportovních letadel. Zmenšuje velikost koncového víru.



Obrázek 6 Seříznuté zakončení křídla [8]

Klesavé (Dropped)

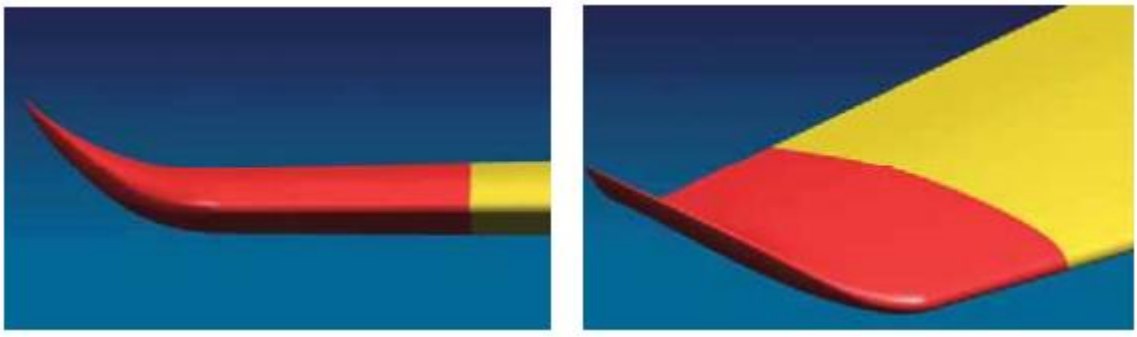
Tato varianta zamezuje vzduchové hmotě v přetékání ze spodní strany křídla na horní, tím má podobnou funkci jako winglet. Pro použití na kluzácích se však nehodí kvůli způsobu pohybu kluzáku po zemi. Kluzák má většinou pouze dvě podvozková kola, obě v ose symetrie, proto se po přistání a zastavení opře o konec křídla. Takto zakončené křídlo by bylo výrazně namáháno a konstrukčně hůře řešitelné.



Obrázek 7 Klesavé zakončení křídla [8]

Zvednuté (Upward)

Tato varianta je vlastně integrování wingletu do konstrukce křídla. Dnes je použita na moderních dopravních letounech jako je Boeing 787 Dreamliner.



Obrázek 8 Zvednuté zakončení křídla [8]

4. Aerodynamické síly na křídle

Křídlo je základní nosnou částí letounu. Podobně jako na profilech, i aerodynamické vlastnosti křídla jsou dány jeho tvarem.

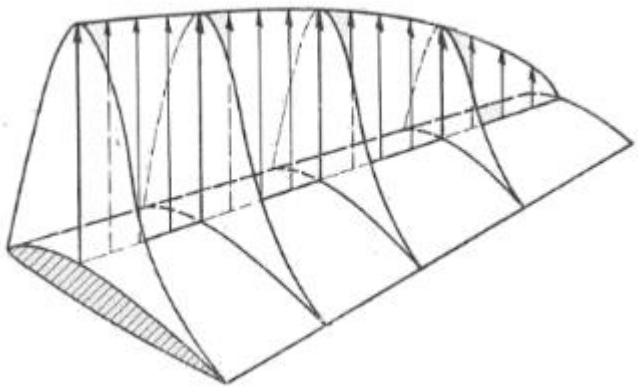
4.1. Vztlak

Při obtékání profilu dochází na jeho povrchu ke změně rozložení tlaku podle Bernoulliho rovnice, která je vyjádřením zákona zachování energie pro případ ustáleného proudění, tedy vztahu statického a dynamického tlaku kapaliny v důsledku čehož dojde ke vzniku aerodynamické síly.

$$p_\infty + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_\infty^2 = konst. \qquad [1]$$

Pro úspěšné provedení letu letadla je nezbytné, aby tato síla působila proti tíze letadla, čímž vzniká předpoklad nižšího tlaku na horní straně křídla, než na straně spodní. Protože křídlo letadla má na rozdíl od profilu konečné rozpětí, dochází k vyrovnávání tlaků na horní a spodní polovině křídla prouděním přes jeho vnější hranu. Toto proudění se označuje jako indukované tzv. okrajové víry.

Vliv těchto okrajových vírů je vidět na Obrázku 9, kde je viditelné, že tlaky nejsou po rozpětí křídla konstantní, ale směrem ke konci křídla klesají. [5] [9]

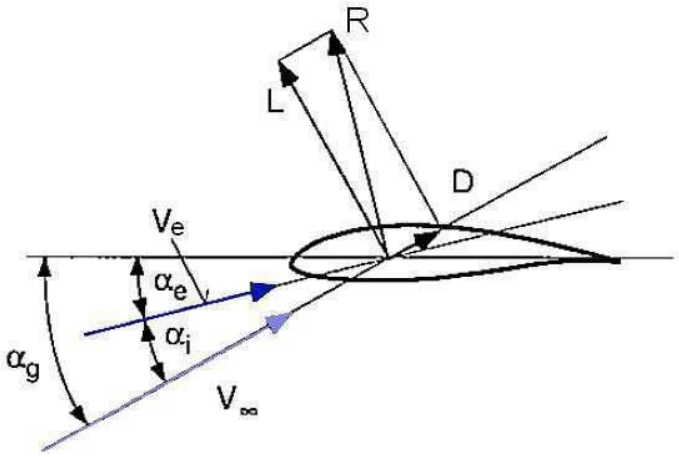


Obrázek 9 Rozložení tlaků na křídle [9]

Okrajové víry vytvářejí po celém křídle svislou složku rychlosti. Tato složka se sčítá se složkou rychlosti nabíhajícího proudu vzduchu, jednotlivé profily jsou tedy ofukovány pod efektivním uhlem náběhu α_e

$$\alpha_e = \alpha_g - \alpha_i \qquad [2]\,.$$

Rozdílem indukovaného úhlu náběhu s geometrickým úhlem náběhu křídla je efektivní úhel náběhu α_e v daném řezu křídla.

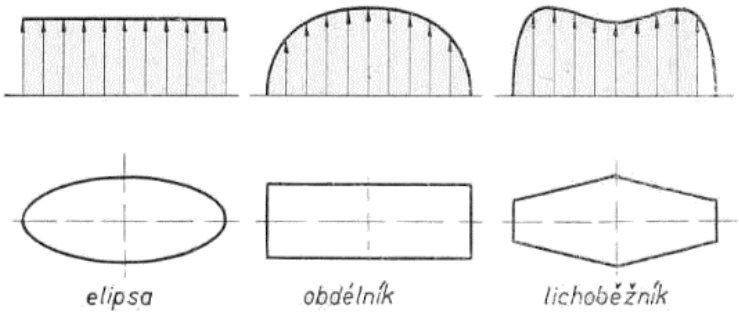


Obrázek 10 Efektivní úhel náběhu [5]

Platí, že čím je indukovaný úhel náběhu menší, tím je křídlo aerodynamicky účinnější

$$c_L = (\alpha_e - \alpha_0) \cdot a \qquad [3]$$

kde **a** je sklon vztlakové čáry profilu a $\boldsymbol{\alpha_0}$ jeho úhel nulového vztlaku. Nejúčinnějším půdorysným tvarem křídla je elipsa, u které je indukovaný úhel náběhu stejný po celém rozpětí.



Obrázek 11 Rozložení součinitele vztlaku pro různé půdorysné tvary [9]

4.2. Odpor

Kluzáky klasické koncepce se kromě křídla skládají také z trupu, vodorovných ocasních ploch, svislých ocasních ploch a přistávacího zařízení. Všechny tyto části přispívají k celkovému vztlaku jen nepatrně, spíše naopak dochází k poklesu součinitele vztlaku a nárůstu odporu.

Odpor na kluzácích se rozděluje na několik druhů odporů. Zejména na:

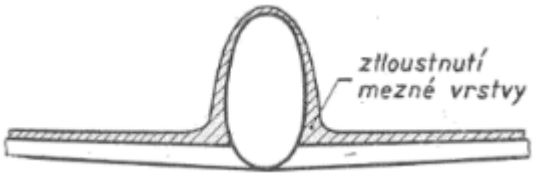
- Škodlivý odpor
- Interferenční odpor
- Profilový odpor
- Indukovaný odpor

Škodlivý odpor

Ostatní části kluzáku jako je trup, vodorovné ocasní plochy, svislé ocasní plochy a další části zvyšují odpor. Jelikož nepřispívají k tvorbě vztlaku, je jejich odpor nazýván jako škodlivý. Protože je tento odpor tvořen přímo obtékáním těchto těles vzduchovou hmotou, je dělen na třecí a tvarový. Obě tyto složky je možné zmenšit. Třecí odpor snížením plochy povrchu a zlepšením jakosti povrchu, tlakový odpor je možné zmenšit tvarováním jednotlivých částí větroně bez výstupků, hran a štěrbin. [9]

Interferenční odpor

Součet všech odporů dohromady je menší než celkový odpor letounu. Tento rozdíl je způsobený tzv. interferenčním odporem, vznikajícím v místech spojení jednotlivých částí letounu., například na přechodu křídla a trupu.



Obrázek 12 Mezní vrstva [9]

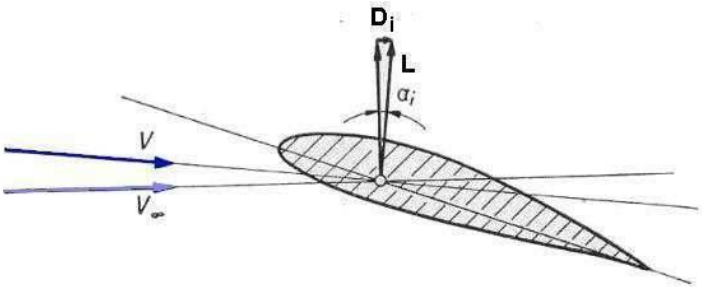
Na povrchu křídla i trupu vniká při obtékání vzduchem mezní vrstva, ve které je rychlost obtékání ovlivněna třením obtékaného proudu o povrch letounu. V místě spojení dvou částí letounu se částice obtékajícího proudu zbrzďují ze dvou stran, čímž tloustne mezní vrstva a zvyšuje se odpor.

Profilový odpor

Profilový odpor je tvořen při obtékání aerodynamického profilu na křídle. Dělí se na odpor třecí a odpor tlakový. Jeho velikosti jsou závislé zejména na úhlu náběhu, kde při malém úhlu náběhu je profil obtékán plynule, bez odtržení proudu a proto v celkovém profilovém odporu převládá odpor třecí, zatímco tlakový je poměrně malý. [9]

Indukovaný odpor

Okrajové víry, vzniklé vyrovnáním tlaků na konci křídla (viz kapitola 3.1) znamenají jako každé víření ztráty. Tyto ztráty se projevují zvýšením odporu. Vzniklý odpor je nazýván indukovaným odporem. Je možné ho vysvětlit pomocí vlivu indukovaného úhlu náběhu. Velikost indukovaného odporu v daném místě křídla je složkou vztlaku křídla ve směru místní efektivní rychlosti proudění.

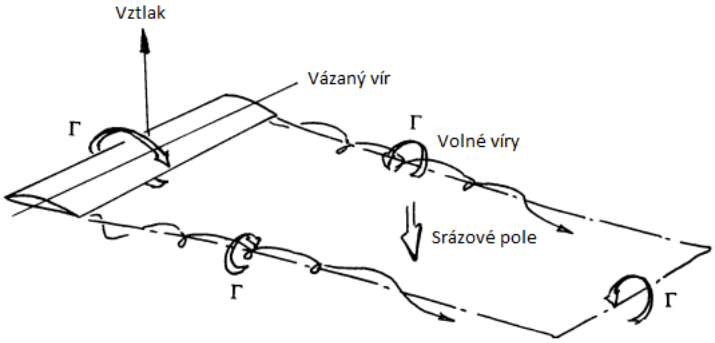


Obrázek 13 Indukovaný odpor [5]

Podrobněji tuto situaci vysvětluje vírová teorie. Ta přisuzuje rozdíl tlaku mezi oběma povrchy křídla cirkulaci podél jeho profilu. Místní změna rychlosti proudění v okolí profilu v důsledku cirkulace pak odpovídá změně dynamického tlaku dle Bernoulliho rovnice. Velikost cirkulace na profilu je dána vztahem

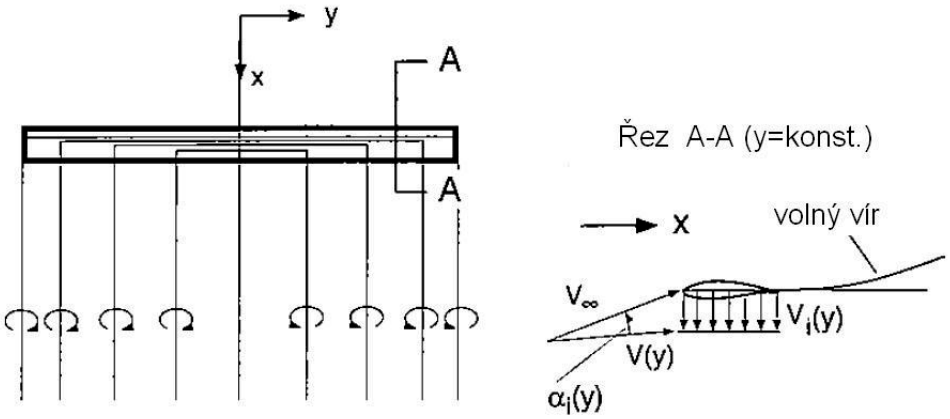
$$\Gamma = \frac{1}{2} v_\infty \cdot c_1 \cdot c \qquad [4],$$

kde $\mathbf{c_1}$ a $\mathbf{c}$ jsou součinitel vztlaku profilu a hloubka profilu. Nejjednodušší model proudění na křídle konečného rozpětí je představován vázaným vírem vytvářejícím vztlak na křídle a dvěma volnými víry na koncích křídla, které se daleko za letadlem opět spojují a vytvářejí tak smyčku s konstantní velikostí cirkulace.



Obrázek 14 Víry na křídle [3]

Prandtlova teorie nosné čáry předpokládá celý systém takovýchto vírů rozložených po rozpětí křídla. Volné víry interagují s víry vázanými, jejich cirkulace se sčítají a vzniká tak indukovaná rychlost proudění (resp. indukovaný úhel náběhu křídla). Výsledné rozložení cirkulace po rozpětí křídla je ovlivněno jeho geometrií a je ho možné řešit například Glauertovou metodou. [5]



Obrázek 15 Model proudění na křídle podle Prandtlovy teorie nosné čáry [5]

Rovnic pro určení velikosti součinitele indukovaného odporu křídla bylo odvozeno několik, vždy se však jedná o vztah mezi druhou mocninou součinitele vztlaku a štíhlostí a tvarem křídla.

$$c_{Di} = \frac{c_L^2}{\pi \cdot \lambda} (1 + \delta) \qquad [5]$$

kde **A** je štíhlost křídla a **δ** Glauertův opravný součinitel. Indukovaný odpor je tedy největší při malých rychlostech letu. Jeho vliv na let kluzáku je výrazný, protože přibližně třetinu doby letu tvoří kroužení ve stoupavých proudech na relativně malé rychlosti. [7]

5. Rešerše používaných wingletů

Protože přesná geometrická data křídel a wingletů si každý výrobce letadel hlídá a není ochoten své hodnoty nikomu poskytnout, bylo přistoupeno v rešeršní části k přeměření jednotlivých geometrických parametrů na již používaných wingletech přímo na kluzácích. Měření bylo prováděno na Plachtařském mistrovství České republiky v Táboře v roce 2015, kde byly k dispozici všechny typy moderních kluzáků, které jsou v České republice k dispozici. Po souhlasu majitele letounu bylo provedeno přeměření základní geometrie wingletu.

5. 1. Letadla a winglety třídy 20 metrů

5.1.1. Duo Discus XLT

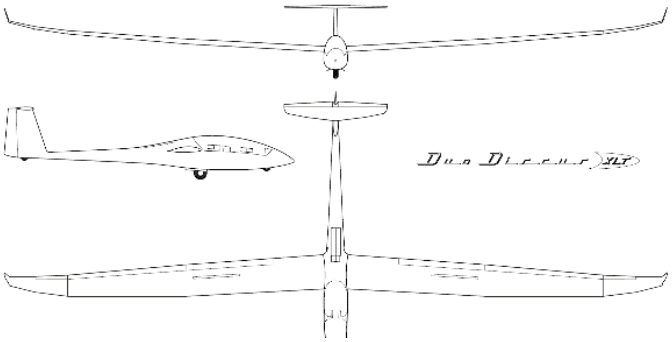
Schempp-Hirth Duo Discus je vysoce výkonný dvoumístný kluzák 20-metrové třídy určený jak pro létání přeletů, i pro tak výcvik pilotů. Kluzák, zkonstruovaný v roce 1974 Klausem Holighausem, se vyrábí od roku 1993 dodnes. Winglety byly na Duo Discusu použity poprvé na modernizované verzi Duo Discus X, která byla představena v roce 2005. Současná vyráběná verze je Duo Discus XL. Všechny verze kluzáku Duo Discus se vyrábějí také ve variantě "Turbo" se zasouvacím dvoutaktním motorem, který umožňuje kluzáku doletět na domovské letiště i v případě, že pilot není schopen nalézt stoupavý proud. Tyto verze mají v označení navíc písmeno T, tj. například Duo Discus XT či Duo Discus XLT. [15]

Tabulka 2 Technické údaje kluzáku Duo Discus XLT

DuoDiscus XLT	
Rozměry:	
rozpětí	20 m
délka	8.73 m
nosná plocha	16.4 m²
štíhlost křídla	24,39
Hmotnosti:	
prázdná bez náplní	431 kg
prázdná s náplní	465 kg
maximální vzletová	750 kg
maximální vodní přítěž	200 l
plošné zatížení	32.6–45.7 kg/m²
Výkony:	
klouzavost při 750 kg a 106 km/h	47
nejmenší klesavost na 609 kg	0.56 m/s
nejmenší klesavost na 750 kg	0.63 m/s
maximální rychlost	263 km/h
minimální rychlost	79 km/h

Motor a palivová instalace:	
objem nádrže	16 l
max. dolet	200 km
výkon motoru	22 kW

Na Obrázku 16 je vykreslen třípohledový výkres kluzáku Duo Discus XLT



Obrázek 16 Duo Discus XLT [15]

Hodnoty naměřené při analýze wingletů kluzáku Duo Discus jsou uvedeny v Tabulce 3, dále jsou uvedeny fotografie wingletů pořízené při měření (Obrázek 17)

Tabulka 3 Rozměry wingeltu Duo Discus XLT

Winglet DuoDiscus XLT	
b_0 [mm]	200
b_k [mm]	60
h_0 [mm]	20
h_k [mm]	10
L [mm]	430

Obrázek 17 Winglet kluzáku Duo Discus

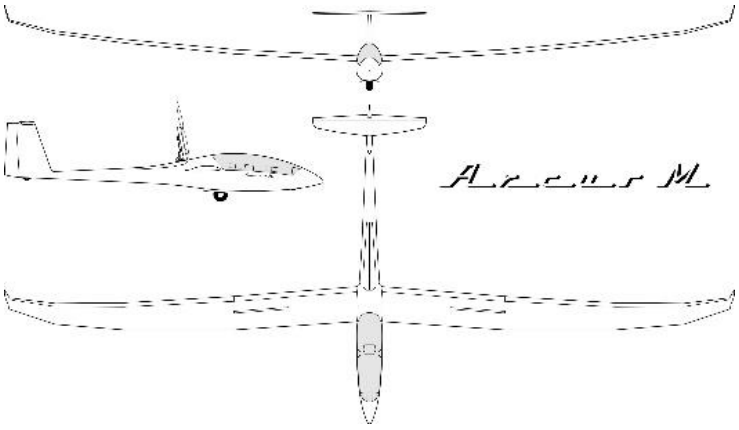
5.1.2. Arcus M

Arcus M je dvoumístný vysoce výkonný větroň od firmy Schempp-Hirth. Jeto nastupující generace po kluzáku Duo Discus, letoun má shodný trup jako jeho předchůdce. Křídlo Arcusu je vybaveno klapkovou mechanizací po celé délce, proto je možné mít relativně menší plošné zatížení. Díky klapkovému mechanismu se letounu zmenšila potřebná délka pro start a přistání. Zároveň je letoun díky aplikování flaperonů dynamičtější. Vyrábí se ve variantě T s motorem SOLO 2350 bez možnosti samostatného startu a variantě M s motorem SOLO 2625 s možností samostatného startu.

Tabulka 4 Technické údaje kluzáku Arcus M

Arcus M	
Rozměry:	
rozpětí	20 m
nosná plocha	15,6 m²
štíhlost křídla	25,7
Hmotnosti:	
prázdná bez náplní	550 kg
maximální vzletová	800 kg
maximální vodní přítěž	240 l
plošné zatížení	39,7-51,3 kg/m²
Výkony:	
maximální klouzavost	50
maximální rychlost	280 km/h
Motor a palivová instalace:	
max. dolet	350 km
výkon motoru	52 kW

Na Obrázku 18 je vykreslen třípohledový výkres kluzáku Arcusu M



Obrázek 18 Arcus M [15]

Obrázek 19 Winglet kluzáku Arcus M pohled zepředu (vlevo), od trupu (vpravo)

Hodnoty naměřené při analýze wingletů kluzáku Arcus jsou uvedeny v Tabulce, dále jsou uvedeny fotografie wingletů pořízené při měření na Obrázku 19. a Obrázku 20.

Obrázek 20 Winglet kluzáku Arcus boční pohled

Tabulka 5 Rozměry wingletu Arcusu M

Winglet Arcus M	
b_0 [mm]	190
b_k [mm]	65
h_0 [mm]	19
h_k [mm]	10
L [mm]	500

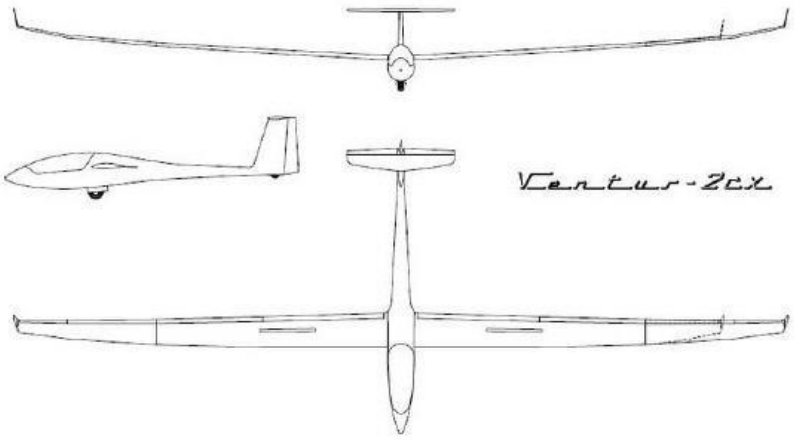
5.2. Kluzáky jiných tříd s použitím wingletů

5.2.1. Ventus 2cx

Ventus 2cx je jeden z nejúspěšnějších výkonných kluzáků 18-ti metrové třídy, vyráběný firmou Schempp-Hirth. Kluzák vychází z původního Ventusu 2, hlavním rozdílem je přepracovaná geometrie křídla s novým profilem a k tomu přizpůsobeným wingletem od Prof. Mark Maughmer. Zakončení křídla bylo celé přepracováno a optimalizováno wingletu pomocí zkoušek v aerodynamickém tunelu. [15]

Tabulka 6 Technická data kluzáku Ventus 2cx

Ventus 2cx		
Rozměry:		
rozpětí	18m	15m
nosná plocha	11,03m²	9,67 m²
štíhlost křídla	29,5	23,3
Hmotnosti:		
prázdná bez náplní	310 kg	290 kg
maximální vzletová	600 kg	525 kg
plošné zatížení	7,1-11,1 lb/ft²	7,7-11,1 lb/ft²
Výkony:		
klouzavost	46	
maximální rychlost	285 km/h	285 km/h



Obrázek 21 Třípohledový pohled na Ventus 2cx [15]

Obrázek 22 Pohled na winglet kluzáku Ventus 2cx

Oměřená geometrie wingletu kluzáku Ventus 2cx je uvedena v tabulce

Tabulka 7 Rozměry wingletu Ventus 2cx

Ventus 2cx	
b_0 [mm]	200
b_k [mm]	60
h_0 [mm]	18
h_k [mm]	8
L [mm]	460

5.2.2. JS 1 Relevation

JS-1 Relevation je jednomístný kluzák s rozpětím 18 metrů, při použití nástavců 21 metrů. Je vyráběn firmu Jonker v Jižní Africe, založenou v roce 2004. Aerodynamický návrh tohoto letounu byl vytvořen ve spolupráci s Johannem Bosmanem z Delft University of Technology v Nizozemsku. Křídlo je vybaveno klapkou po celé délce křídla. V soutěžích se nejvíce prosazuje 18-ti metrová varianta, v roce 2008 s ní Attie Jonker vyhrál titul mistra Jihoafrické republiky. Dnes v seriálu mistrovství světa létá v 18-ti metrové třídě 90% startovního pole s letouny Jonker.

Tabulka 8 Technická data kluzáku JS 1 Relevation

JS 1 Relevation		
Rozměry:		
rozpětí	18 m	21 m
délka	7,16	7,16
nosná plocha	11,1 m²	12,25 m²
štíhlost křídla	29	36
Hmotnosti:		
maximální vzletová	600 kg	720 kg
plošné zatížení	35.3–54 kg/m²	33,8–58,7 kg/m²
Výkony:		
maximální klouzavost	53	60
maximální rychlost	290 km/h	270 km/h
maximální obratová rychlost	203 km/h	203 km/h

Obrázek 23 Winglet kluzáku JS 1 Relevation

Rozměry wingletu použitého na kluzáku JS 1 Relevation jsou uvedeny v tabulce

Tabulka 9 Rozměry wingletu JS 1 Relevation

JS1A winglet	
b_0 [mm]	140
b_k [mm]	70
h_0 [mm]	15
h_k [mm]	7
L [mm]	410

5.2.3. EB 29

EB 29 je jednomístný větroň třídy Open, vyráběný německou společností Binder Flugmotoren- & Flugzeugbau. Následuje svého úspěšného dvoumístného předchůdce, model EB 28. První vzlet modelu EB 29 byl uskutečněn 10. 9. 2009. Svým rozpětím patří mezi největší sportovní kluzáky. Vyniká zejména schopností měnit plošné zatížení pomocí velkých nádrží na vodní přítěž. Letoun je schopný samostatného startu, dokonce i při maximální hmotnosti 900 kg. Momentálně patří mezi nejlepší kluzáky ve své kategorii, také díky své vypočítané klouzavosti s hodnotou 68 a volbě ze tří variant rozpětí.

EB 29			
Rozměry:			
rozpětí	25,3m	28,3m	29,3m
délka	8 m	8 m	8 m
nosná plocha	15.4 m²	16,5 m²	16,8 m²
štíhlost křídla	41,6	48,5	51,1
Hmotnosti:			
prázdná bez náplní	580 kg	580 kg	580 kg
maximální vzletová	900 kg	900 kg	900 kg
maximální plošné zatížení	58,5 kg/m²	54,5 kg/m²	53,5 kg/m²
Výkony:			
maximální klouzavost	63	66	68
maximální rychlost	280 km/h	280 km/h	280 km/h
maximální při letu s motorem	160 km/h	160 km/h	160 km/h
Motor a palivová instalace:			
objem nádrže	45 l		
výkon motoru	64 PS		

Obrázek 24 Kluzák EB 29

Obrázek 25 Winglet kluzáku EB 29

Rozměry použitého wingletu na kluzáku EB 29 jsou uvedeny v tabulce

EB 29 winglet	
b_0 [mm]	150
b_k [mm]	0
h_0 [mm]	15
h_k [mm]	4
L [mm]	520

5.2.4. ASG 29 E

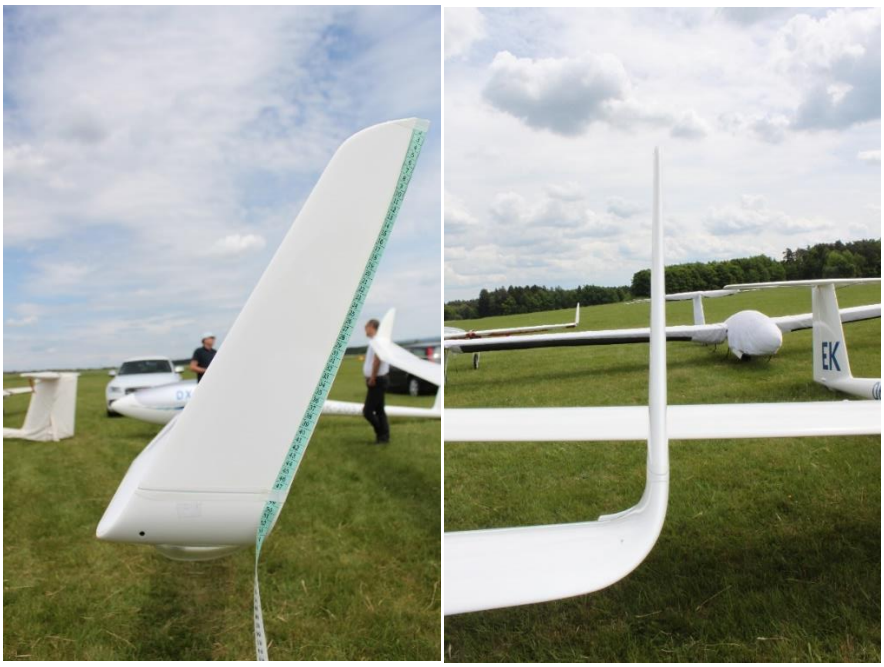
Kluzák ASW 29 je nejúspěšnější kluzák firmy Alexander Schleicher Segelflugzeugbau létající v 15-ti i 18-ti metrové třídě. Byl vyvinut konstrukčním týmem vedeným Michaelem Greinerem na přání a ve spolupráci se soutěžními piloty. Winglety letounu jsou odnímatelné, a je možné je nasadit jak na kratší tak i na delší variantu. Verze ASG 29 E je vybavena pomocným motorem SOLO. [14]

Tabulka 10 Technická data kluzáku ASG 29 E

ASG 29 E		
Rozměry:		
rozpětí	15 m	18 m
délka	6,59 m	6,59 m
nosná plocha	9,22 m²	10,5 m²
štíhlost křídla	24,4	30,9
Hmotnosti:		
prázdná bez náplní	270 kg	280 kg
maximální vzletová	630 kg	600 kg
maximální vodní přítěž	202 l	202 l
maximální plošné zatížení	60 kg/m²	57 kg/m²
Výkony:		
maximální klouzavost	48	50
nejmenší klesavost	0,57 m/s	0,47 m/s
maximální rychlost	270 km/h	270km/h
maximální obratová rychlost	180 km/h	180 km/h

Tabulka 11 Rozměry wingletu ASG 29E

Winglet ASG 29E	
b_0 [mm]	180
b_k [mm]	50
h_0 [mm]	28
h_k [mm]	14
L [mm]	510



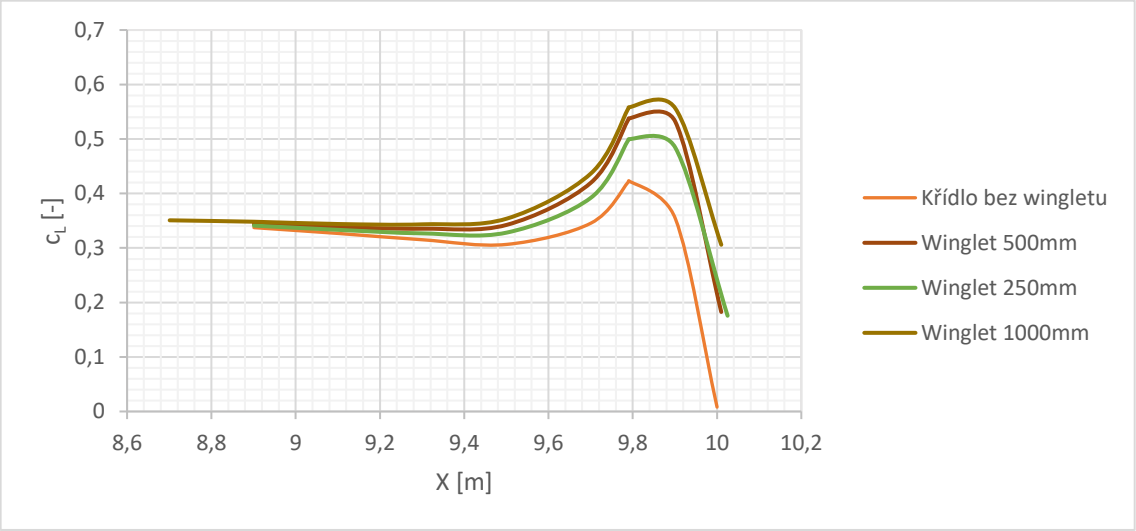
Obrázek 26 Winglet kluzáku ASG 29 E

6. Analýza geometrických vlastností wingletu

Před samotným výpočtem byla provedena analýza základních geometrických vlastností wingetu, kvůli ověření správnosti výpočtu a ověření teoretických hypotéz. V této kapitole bude zkoumán vliv základních geometrických tvarů wingletu jako jsou délka, úhel zkroucení, úhel podélného sklonu ve směru letu a použití vhodného profilu.

6.1. Délka wingletu

Pro analýzu délky wingletu bylo použito výpočtu pomocí programu Wingload 2. Z vypočtených dat, vyobrazených na Obrázku 27 je patrné, že délka, resp. výška wingletu určuje, jak velkou částí rozpětí křídla bude proudění na wingletu ovlivněno. Společně s plochou wingletu definuje jeho štíhlost, která je určující pro velikost indukovaného odporu. Protože štíhlost wingletu je v porovnání se štíhlostí křídla relativně malá, tvoří indukovaný odpor vždy nezanedbatelnou část celkového odporu wingletu. Délka wingletu zároveň ovlivňuje velikost ohybového momentu, kterým winglet zatěžuje křídlo. [2]



Obrázek 27 Rozložení C_L na konci křídla

6.2. Zkroucení wingletu

Úhel nastavení wingletu má zcela zásadní význam. Přímo ovlivňuje velikost součinitele vztlaku v daném řezu. Společně s faktory ovlivňujícími rozložení součinitele vztlaku určuje, při jakém úhlu náběhu křídla (resp. rychlosti letu) bude mít winglet nejnižší odpor, při jakém bude winglet nejvíce namáhán, a také při jakém dojde k odtržení proudění na wingletu a tím i snížení jeho funkčnosti. [2]

6.3. Úhel podélného sklonu a zúžení

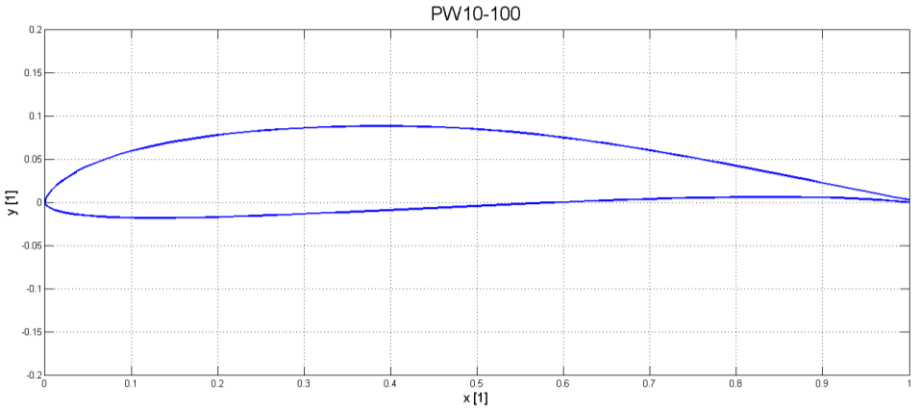
Zúžení a úhel podélného sklonu, ovlivňují rozložení součinitele vztlaku po délce wingletu. Americký konstruktér wingletů Peter Masak [2] doporučuje volit tyto parametry tak, aby případné odtrhávání proudu při překročení místních kritických úhlů náběhu postupovalo směrem od konce ke kořeni wingletu. [2]

6.4. Profily vhodné pro winglet

Pro použití na wingletech se obecně hodí profily laminární, spolehlivě pracující při nižších Reynoldsových číslech a velkých úhlech náběhu. Z profilů volně dostupných se používají nejčastěji profily PSU 94 094 a PSU 94 097. Tyto profily byly vyvinuty na univerzitě v Pensylvanii Markem Maughmerem pro použití přímo na wingletech. Byly navrženy s ohledem na dosažení nízkého součinitele odporu při malých součinitelích vztlaku.

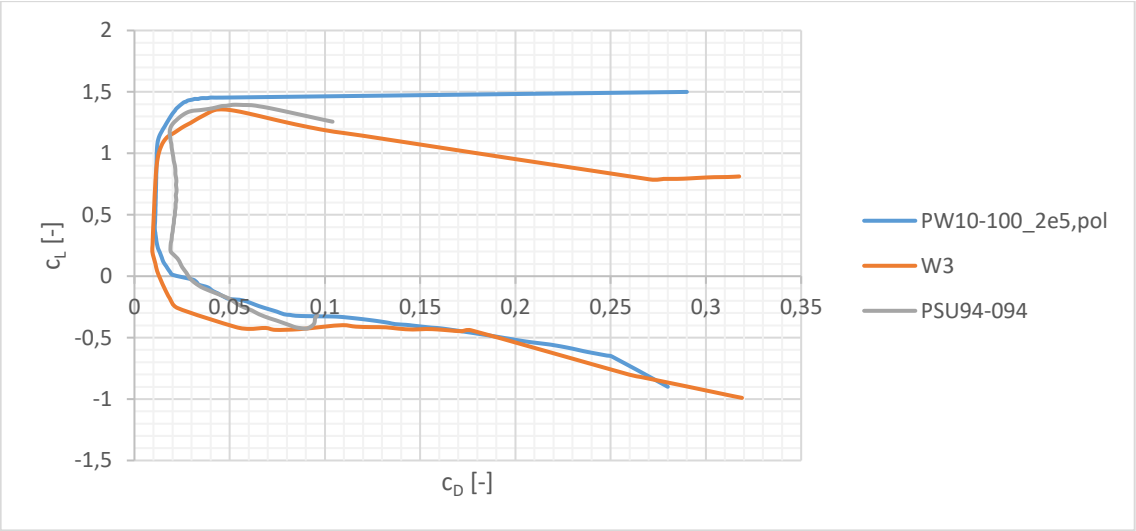
Většina profilů dnes používaných na wingletech většinou vychází z profilu PSU 94 094 což je vidět i na vzájemném srovnání aerodynamických vlastností profilů.

Pro winglet navrhovaný na kluzák HPH 304TS byl zvolen profil PW10-100, který je modifikací profilu PSU 94 097. Tvar použitého profilu je viditelný na Obrázku 28.



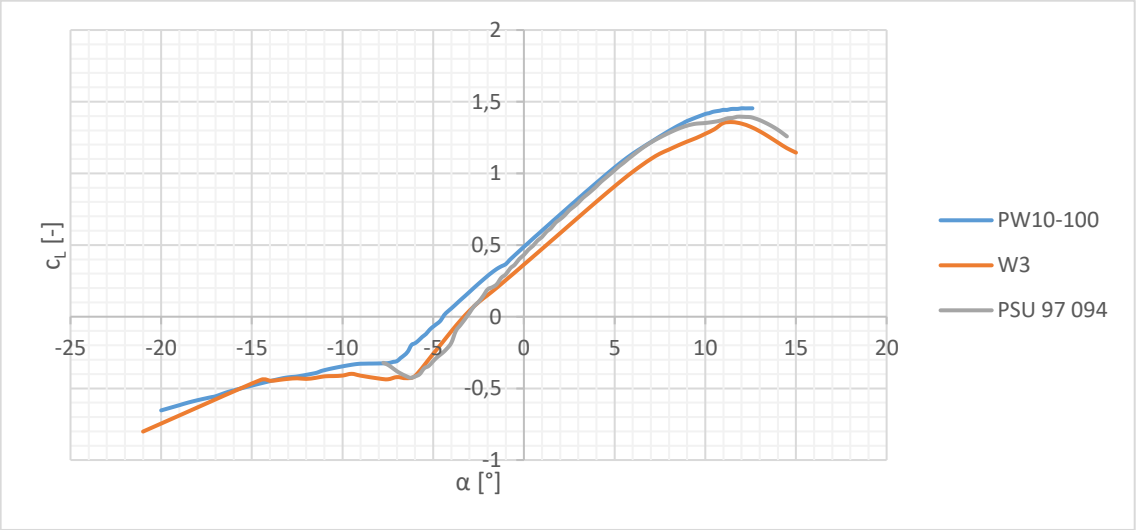
Obrázek 28 Tvar profilu PW 10-100 [16]

Pro vykreslení a srovnání aerodynamických vlastností používaných profilů byl použit program XFLR5, zjištěné poláry profilů jsou pak vykresleny na Obrázku 29



Obrázek 29 Poláry používaných profilů

Ze srovnání polár jednotlivých profilů, je viditelná podobnost zkoumaných aerodynamických profilů, což je dáno tím, že všechny profily jsou modifikací profilu PSU 94-097.



Obrázek 30 Vztlakové čáry používaných profilů

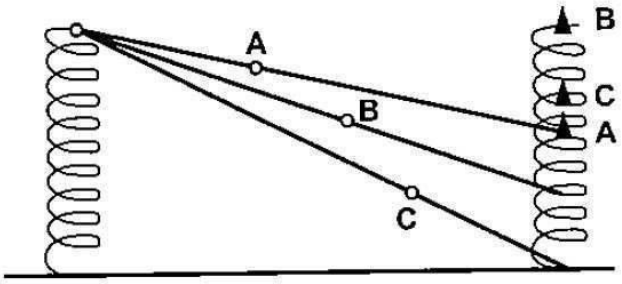
Dále byly porovnány vztlakové čáry profilů, opět je viditelná podobnost jednotlivých variant. Vykreslení vztlakových čar bylo vykresleno na Obrázku 30. Po srovnání hodnot analyzovaných z polár porovnávaných profilů s hodnotami vykreslených na vztlakové čáře profilu, byl stanoven optimální režim pro profil a k němu určen uhel náběhu profilu 2,5°. U použitého profilu se optimální režim shoduje s režimem minimálního odporu.

7. Režimy letu kluzáku

Režimy letu u bezmotorových letounů rozdělujeme zejména na kroužení ve stoupavém proudu, používané zejména pro získání výšky, a přímý klouzavý let (přeskok).

7.1. Přímý klouzavý let

Přímý klouzavý let je nejčastěji používaný režim. Kluzák při něm zachovává zvolenou rychlost a směr. To předpokládá stále stejný podélný sklon a úhel vybočení. Základní konfigurací pro přímý let je let se zavřenými brzdícími klapkami a vztlakovou klapkou nastavenou na odpovídající polohu k rychlosti letu. Rychlost letu pilot během termického přeskoku mění podle síly stoupavých proudů. Větší rychlost pilot volí pro přeskoky mezi silnějšími stoupavými proudy, nebo letu proti větru. Menší zase při průletu oblasti slabého stoupání, ve kterém se nevyplatí kroužit. Pro klouzavý let bylo uvažováno Reynoldsovo číslo $1{,}0 \cdot 10^6$ a nastavení klapky na 0° až -12,5°.



Obrázek 31 Trajektorie klouzavých letů [9]

Na Obrázku 31 je vidět teoretické znázornění volby přeskokových rychlostí.

Pilot, který zvolil trajektorii letu A, během přeskoku ztratí nejméně výšky, ale v porovnání s ostatními dosáhne stoupavého proudu jako poslední. Pokud je stoupavý proud dostatečně silný, pilot tím oproti ostatním ztratí a ostatní se dostanou před něj. Pilot, který zvolil trajektorii C, naproti tomu letí maximální možnou přeskokovou rychlostí. Stoupavého proudu dosáhne jako první, avšak vyklesal mnohem více výšky než pilot A a musí proto setrvat podstatně déle ve stoupavém proudu, který pokud není dostatečně silný, tak tím pilot ztratí v celkovém času letu. Pilot letící trajektorií B, zvolil optimální přeskokovou rychlost. Ke stoupavému proudu dorazil sice později než pilot C a musel získat více výšky než pilot A, celková doba jeho letu je však nejkratší.

Pro analýzu reálných přeskokových rychlostí byly sledovány jednotlivé lety pilotů ve 20-ti metrové třídě ze závodu 18th FAI European Gliding Championship 2015, který se konal na Italském letišti v Rieti za účasti českých pilotů. Tyto závody byly vybrány díky počasí, které na nich panovalo. Počasí a s ním podmínky pro sportovní let se měnili každý den a vystřídalo se zde jak kvalitní počasí pro sportovní plachtění, tak i počasí se zhoršenými podmínkami, jako třeba déšť, zastíněná obloha nebo silný vítr.

7.1.1. Průměrné přeskokové rychlosti třídy 20m

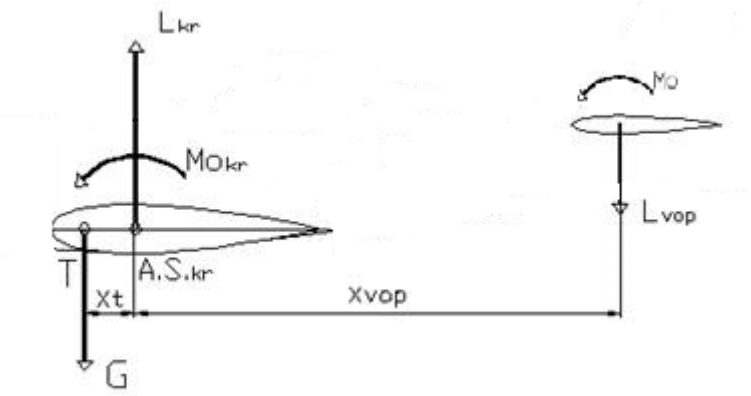
Tabulka byla vytvořena z letů na soutěži 18th FAI European Gliding Championship

Tabulka 11 Analýza letů 20 metrové třídy

Datum	Posádka	Typ větroně	Trať	Uletěná vzdálenost	Průměrná v na trati	Ø v při klouzání
-	-	-	-	km	km/h	km/h
14.7.	Visa-Matti Leinkki/ Harri Hirvola	Arcus M	Aat 2:30	235	94,07	142
14.7.	Petr Svoboda/ Josef Busek	Duo Discus X	Aat 2:30	221,9	88,8	141
14.7.	Petr tichý /Luděk Kluger	Arcus M	Aat 2:30	217,2	86,9	138
15.7.	Visa-Matti Leinkki/ Harri Hirvola	Arcus M	361,8	361,8	115,22	150
15.7.	Erazem Politnik/ Sebastian Ramsak	Arcus M	361,8	361,8	122,05	164
15.7.	Norbert Alin Scarlat Sorin Lingueanu	Duo Discus XLT	361,8	361,8	111,25	155
16.7.	Petr Svoboda/ Josef Busek	Duo Discus X	360	360	-	166
16.7.	Pawel Wojciechowski Janusz Centka	Arcus M	360	360	120,75	164
16.7.	Petr tichý /Luděk Kluger	Arcus M	360	360	116,18	164
21.7.	Petr Svoboda/ Josef Busek	Duo Discus X	400,9	400,9	-	171
21.7.	Pawel Wojciechowski Janusz Centka	Arcus M	400,9	400,9	113,75	172
21.7.	Erazem Politnik/ Sebastian Ramsak	Arcus M	400,9	-	115,88	173
23.7.	Dmitry Timoschenko Andrey Barnagov	Arcus M	AAT 3:00	379,3	126,45	171
23.7.	Petr Svoboda/ Josef Busek	Duo Discus X	AAT 3:00	-	-	171
23.7.	Petr tichý /Luděk Kluger	Arcus M	AAT 3:00	388,3	130,29	169
24.7.	Michael Rass/Peter Hartmann	Arcus T	AAT 2:15	298,6	132,74	176
24.7.	Petr Svoboda/ Josef Busek	Duo Discus X	AAT 2:15	-	-	169
24.7.	Erazem Politnik/ Sebastian Ramsak	Arcus M	-	301,5	134	168
24.7.	Petr tichý /Luděk Kluger	Arcus M	-	301,1	134,5	171
Průměrná dopředná rychlost při klouzavém letu						162,89

7.1.2. Součinitel vztlaku potřebný pro klouzavý let na nosných částech

Určení potřebného součinitele vztlaku při klouzavém letu vychází z rozboru aerodynamických sil na nosných částech letounu, tedy na křídle a VOP. Aby letoun byl schopen letět klouzavým letem, musí se vztlaková síla vyrovnat tíze letounu. Jako vstupní hodnoty pro výpočet byla použita velikost nosné plochy a hmotnost kluzáku, které byly poskytnuty společností HPH Ltd. Hustota vzduchu byla použita z hodnot mezinárodní standartní atmosféry.



Obrázek 32 Silová rovnováha na vztlakových částech letounu

$$L_{VOP} = \frac{M_{0kř}+(x_t-x_a)*G}{l_{VOP}} \quad [6]$$

$$L_{kř} = G + L_{VOP} \quad [7]$$

$$C_L = \frac{L_{kř}}{\frac{\rho_0}{2} \cdot v_{min}^2 \cdot S} \quad [8] \qquad L_{kř} = G = m \cdot g \ [9]$$

$$C_{L\,max} = \frac{800 \cdot 9{,}81}{\frac{1{,}226}{2} \cdot 45{,}83^2 \cdot 15{,}46} = 0{,}39\ [-] \quad [10]$$

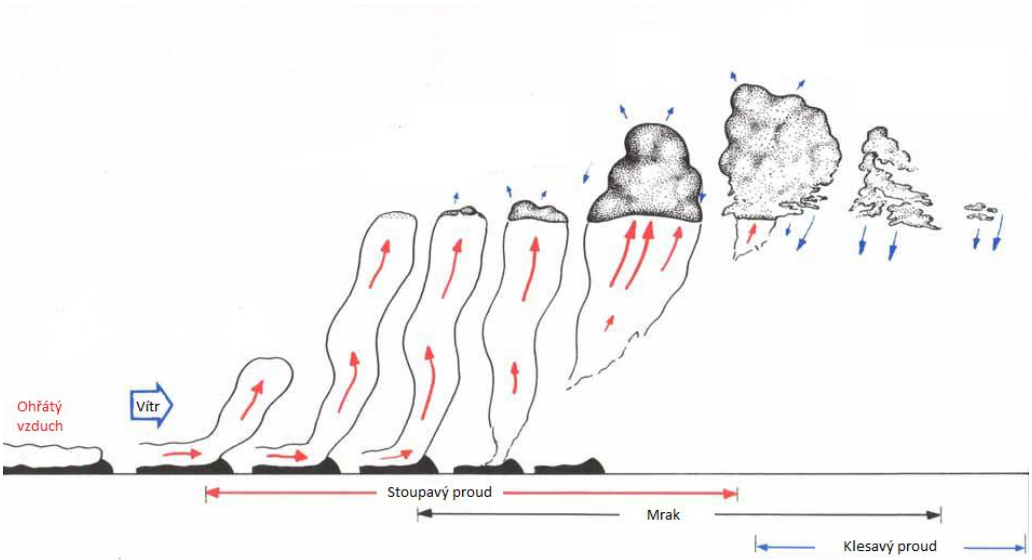
Výpočet pak byl proveden pro 3 rychlostní režimy klouzavého letu, na kterých byly zkoumány vlastnosti křídla.

7.2. Let ve stoupavém proudu

Let ve stoupavém proudu je při bezmotorovém létání jedním z nejvýznamnějších letových režimů. Slouží zejména k získání výšky za pomoci okolních atmosférických jevů. Při sportovním letu je zhruba třetina doby letu let ve stoupavém proudu.

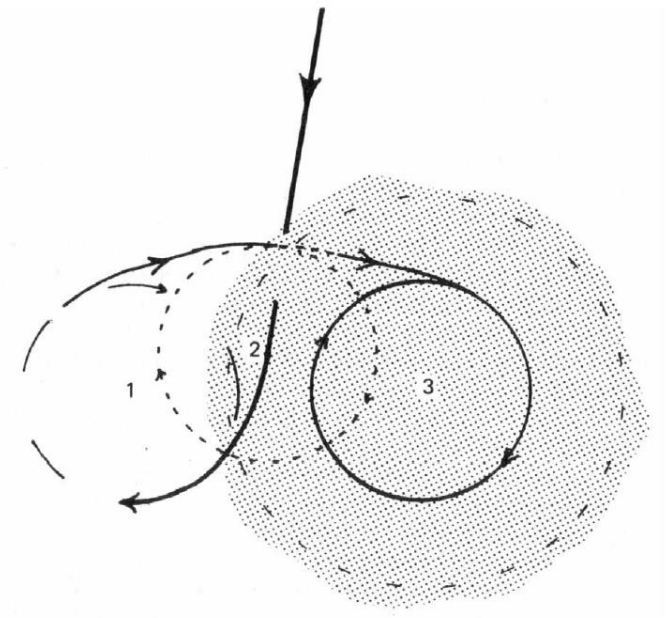
7.2.1. Stoupavý proud

Vzduch se nad více ohřátými prostory otepluje a tím zvětšuje svůj objem. Jeho hustota se zmenšuje a stává se lehčím než okolní vzduch a tím začne stoupat. Tím vznikne nad oblastí s ohřátým vzduchem stoupavý proud, který může mít podobu bubliny nebo uceleného komínu. U takového proudu se oblast s největším stoupáním nazývá jádro (střed), ke kterému může vést několik dalších menších zdrojů. Často existuje situace, při které se setkává několik silnějších jader, případně dojde ke konvergenci stoupavých proudů. Vnější vlivy jako turbulence či vítr ovlivňují podobu stoupavého proudu, například jeho tvar a úhel. [10]



Obrázek 33 Časový průběh vzniku a rozpadu stoupavého proudu [10]

Při příletu do stoupavého proudu upravuje pilot svou trajektorii letu tak, aby celá kruhová dráha kluzáku byla v místě pohybu vzduchové masy vzhůru, jedna z variant takovéto úpravy trajektorie letu je znázorněna na Obrázku 34. Pro stanovení hodnot potřebných na numerický výpočet budou stoupavé proudy rozděleny na „silný“ stoupavý proud a „slabý“ stoupavý proud. Dále bude řešen poloměr kroužení trajektorie pohybu letounu v ustáleném režimu kroužení, který je zobrazen na Obrázku 34 jako kruhová trajektorie č. 3.



Obrázek 34 Trajektorie při příletu do stoupavého proudu [10]

Piloti využívají jak kroužení na velkém poloměru, tzn. s malým úhlem příčného klonění, tak i kroužení na malém poloměru, tzn. let s velkým úhlem příčného klonění. Pro tyto nízkorychlostní případy je uvažováno Reynoldsovo číslo $0{,}5 \cdot 10^6$ a výchylka klapky 8°. Síla stoupavého proudu bude uvažována jako vertikální rychlost pohybu bezmotorového letounu vzhůru, tedy údaj, který pilotovi bude signalizovat variometr.

7.2.2. Vztlak potřebný v zatáčce

Na základě analýzy letů, vypsaných v předchozí kapitole 6.2.1., byly stanoveny základní hodnoty pro výpočet potřebného koeficientu vztlaku v kroužení ve stoupavém proudu. Pro kroužení na malém poloměru byly stanoveny hodnoty:

Tabulka 12 Analyzované hodnoty z letů 20 metrové třídy

v_y	3,0	[m/s]
R	150	[m]

Ze vzorců pro let v zatáčce bylo vypočteno po dosazení hodnot z analýzy a základních geometrií letounu:

$$R = \frac{v^2}{g\sqrt{(n_L^2-1)^2}} \Rightarrow n_L = 1{,}51 \quad [11]$$

$$n_L = \frac{Y}{G} = \frac{\frac{1}{2}\rho v^2 S c_y}{mg} \Rightarrow c_y = \frac{n_L\, m\, g}{\frac{1}{2}\rho\, v^2 S} = 1{,}127 \quad [12]$$

Pro kroužení na velkém poloměru byly stanoveny hodnoty:

Tabulka 13 Analyzované hodnoty z letů 20 metrové třídy

v_y	1,2	[m/s]
R	300	[m]

$$R = \frac{v^2}{g\sqrt{(n_L^2-1)^2}} \Rightarrow n_L = 1{,}184 \quad [13]$$

$$n_L = \frac{Y}{G} = \frac{\frac{1}{2}\rho\, v^2\, S\, c_y}{m\, g} \Rightarrow c_y = \frac{n_L\, m\, g}{\frac{1}{2}\rho\, v^2 S} = 1{,}05 \quad [14]$$

8. Letové režimy pro zkoumání vlastností wingletu

Zvolené letové režimy vycházejí ze zkušeností z bezmotorového létání a předchozí analýzy letů letounů 20 metrové třídy. Bylo zvoleno 6 nejvíce používaných režimů letu při termickém letu letounu.

Shrnutí letových režimů (Modů), ve kterých budou zkoumány jednotlivé varianty wingletu je uvedeno v tabulce (Tabulka 15). Letový režim je definován pomocí příslušného koeficientu vztlaku křídla, násobku působícího na letoun, dopředné rychlosti letounu a polohy klapky letounu. Klapka na odtokové hraně křídla je rozdělena do dvou částí. Poloha klapky F1 je od trupu do vzdáleností 6,6 metru od roviny symetrie letounu. Na klapku F1 navazuje klapka F2, která končí 9 metrů od roviny symetrie letounu.

Tabulka 14 Shrnutí modu použitých pro výpočet

Mode	c_L [-]	n [-]	v [km/h]	F1
				F2
1	1,2	1,6	120	8,07
				5,6
2	1,05	1,18	110	8,07
				5,6
3	1,05	1,18	110	-0,1
				-0,4
4	0,34	1	163	-12,2
				-11,7
5	0,225	1	200	-14,5
				-14,5
6	0,225	1	200	-12,2
				-11,7

Popis jednotlivých letových režimů (Modů):

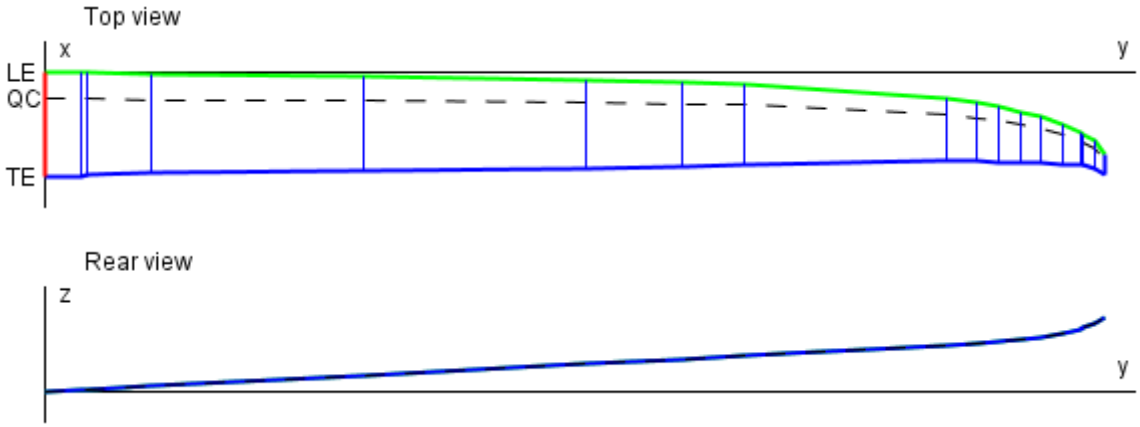
- Mode 1
  - Režim letounu letícího v silném stoupavém proudu, při kroužení na velkém úhlu náklonu a klapky nastavené v kladných hodnotách. Tento letový režim se používá při dobrých letových podmínkách k plachtění.
- Mode 2
  - Letový režim letounu při kroužení ve slabších podmínkách k termickému létání. Letoun krouží na velkém poloměru kroužení a nižší dopředné rychlosti při použití kladného nastavení klapky.
- Mode 3
  - Letový režim podobný modu 2 za použití nastavení klapky 0.

- Mode 4
    - Letový režim používaný pro přelet z jednoho stoupavého proudu do druhého, tzv. přeskok. Rychlost při tomto letovém režimu se může lišit vzhledem k aktuálnímu stavu ovzduší. Při tomto režimu pilot často mění rychlost letu. Průměrná rychlost letu byla stanovena z analýzy letů v kapitole 7.2.
- Mode 5
    - Letový režim používaný zejména v závěrečné fázi sportovního letu tzv. dokluz, kdy při návratu na letiště letí letoun větší dopřednou rychlostí i za cenu zvýšeného opadání letounu. Nastavení klapky v poloze -1
- Mode 6
    - Letový režim podobný modu 5 za použití nastavení klapky v poloze -2

9. Křídlo letounu HPH 304 TS

U kluzáku 304TS, je použito křídlo celokompozitové konstrukce, s eliptickým zakřivením náběžné hrany. Díky jeho délce je děleno na hlavní část křídla dlouhou 6,6 metrů a dvou variant koncových nástavců. Po celé délce křídla je použito vztlakové mechanizace společně s křidélky, pracující jako flaperony, což kluzáku přidává na dynamice a obratnosti. Vztlakovou mechanizaci je možné pilotem nastavit do 5 poloh.

Model potřebný pro prvotní výpočty byl vytvořen pomocí programu Wingedit, kde je křídlo vytvořeno pomocí souřadnicového zadávání bodů na náběžné hraně a definování hloubky křídla v daném místě. Následně jsou všem místům přiřazeny aerodynamické vlastnosti pomocí polár použitých profilů. Jako vstupní data pro tvorbu výpočtového modelu, byly použity geometrické hodnoty křídla kluzáku poskytnuté společností HPH Ltd.



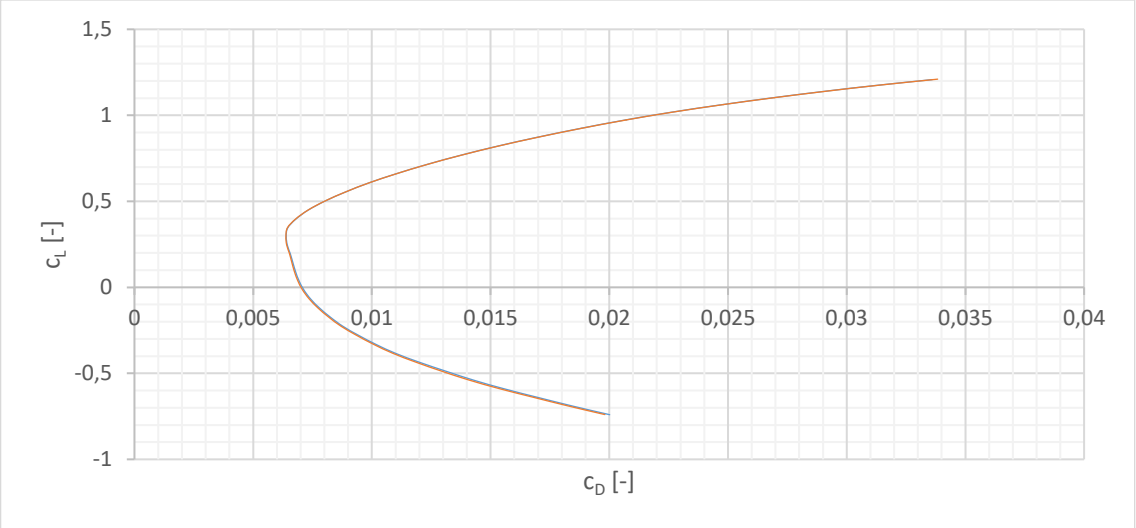
Obrázek 35 Výpočtový model původního křídla

Základní geometrické charakteristiky

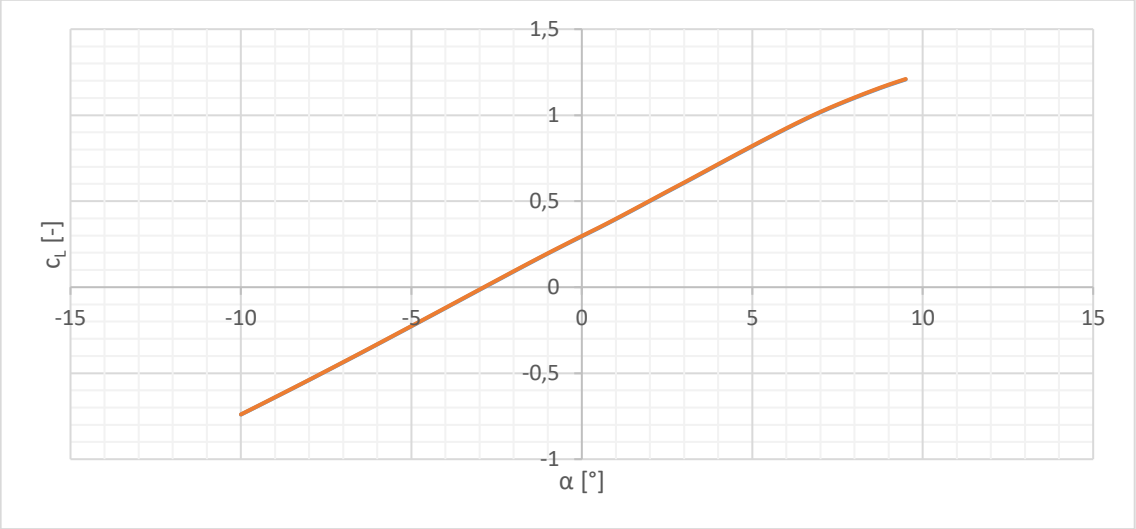
Tabulka 15 Základní geometrické charakteristiky křídla

Rozpětí	L	20,00	[m]
Plocha	S	15,46	[m^2]
Štíhlost	λ	25,87	[-]
Vzepětí	ψ	3,00	[°]

Základní aerodynamické vlastnosti křídla jsou zobrazeny na obrázku 36 a obrázku 37.



Obrázek 36 Polára křídla



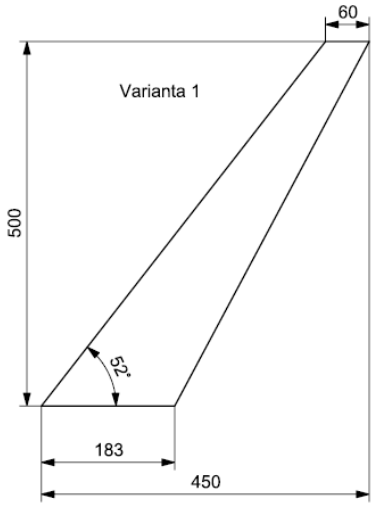
Obrázek 37 Vztlaková čára křídla

10. Dílčí varianty wingletů

Jednotlivé dílčí varianty wingletů byly stanoveny na základě geometrických informací stanovených v rešeršní části a zadání od zadavatele práce. Varianty se liší zejména v bokorysu, a v úhlu podélného sklonu. V následujících podkapitolách jsou uvedeny bokorysy jednotlivých variant.

10.1. Varianta 1

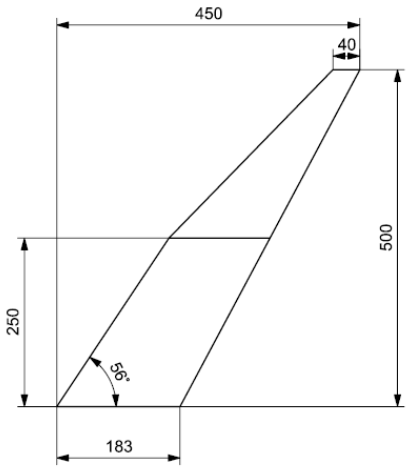
Jako první varianta byl zvolen winglet, navržený z rozměrů zjištěných z rešeršní části. Tvar wingletu byl zvolen lichoběžník zužující se směrem od křídla. Této varianty bylo dále použito i v různých úpravách.



Obrázek 38 Bokorys Varianty 1

10.2. Varianta 2

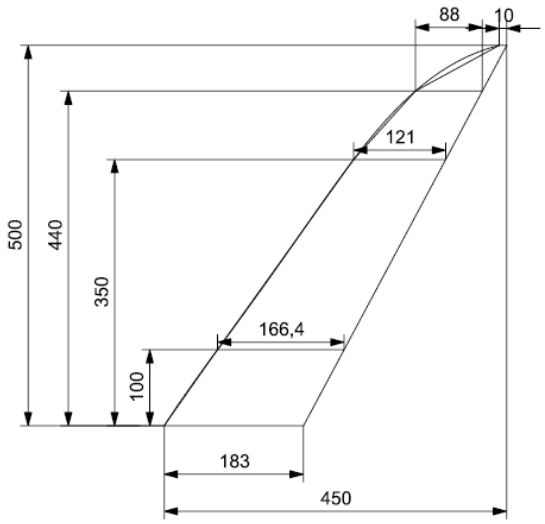
Vychází opět ze zvolené geometrie, je tvořena dvojitým lichoběžníkem, s cílem snížení tvarového odporu. Tato varianty vychází z geometrie Varianty 1.



Obrázek 39 Bokorys Varianty 2

10.3. Varianta 3

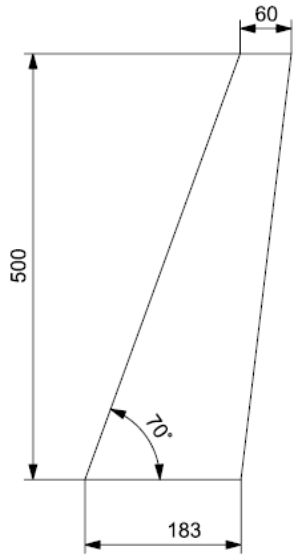
Varianta 3 je podobná variantě 2, liší se skladbou ze 4 lichoběžníků a náběžná hrana je proložena křivkou. Tato varianta se přibližuje tvaru wingletu použitém například na kluzáku Arcus, uvedeném v rešeršní části práce.



Obrázek 40 Bokorys Varianty 3

10.4. Varianta 4

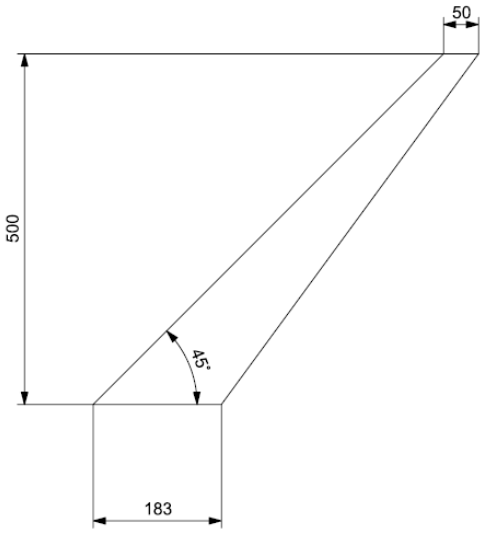
Varianta 4 má jiný úhel podélného nastavení. Tento úhel byl zvolen stejný, jako je použit na směrovce letounu HPH 304 TS.



Obrázek 41 Bokorys Varianty 4

10.5. Varianta 5

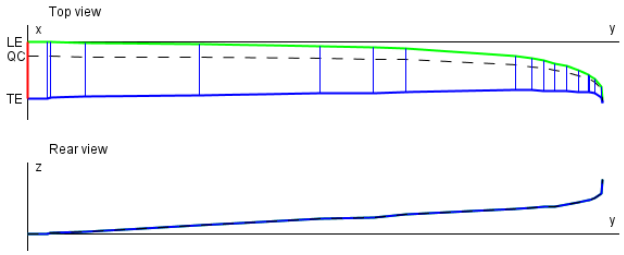
Varianta 5 vychází z rešerše, zejména z tvaru wingletu letounu JS 1 Relevation. Při zmenšení úhlu podélného nastavení je očekáváno od této varianty lepší vlastnosti při vyšších rychlostech.



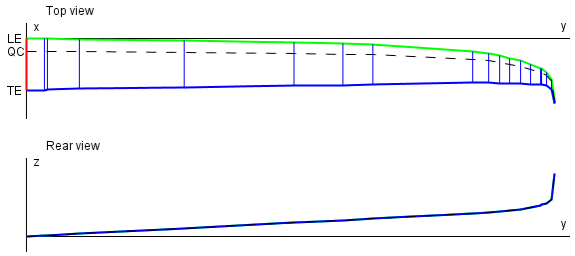
Obrázek 42 Bokorys Varianty 5

10.6. Další dílčí varianty

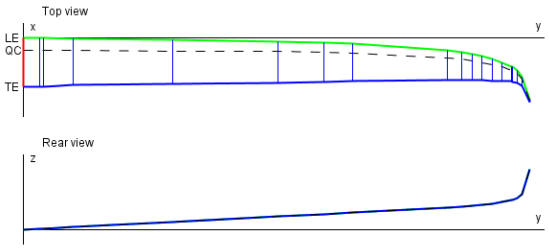
Další varianty použité pro výpočet vycházejí hlavně ze změny geometrie základní varianty 1. Například úhlem odklonu wingletu od roviny křídla a délkou wingletu. Varianty, které zvětšují rozpětí, nemohly být použity, aby zůstala zachována výkonnostní třída kluzáku. Ovšem byly zahrnuty do výpočtů.



Obrázek 43 varianta 1 poloviční L_{wt}= 0,25m



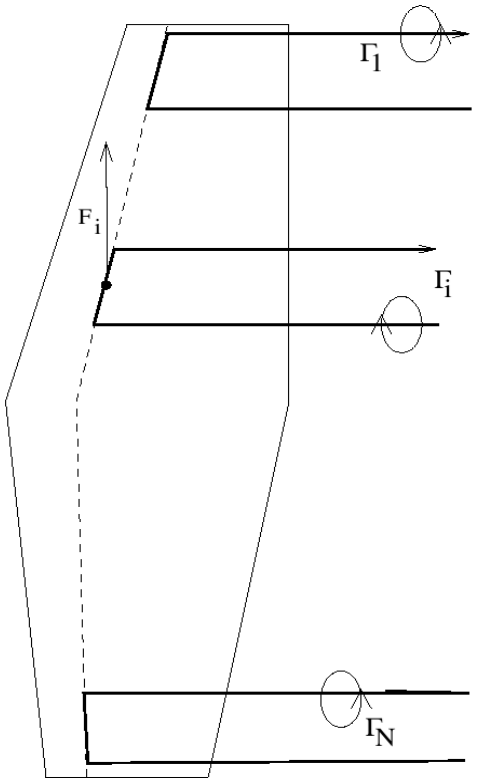
Obrázek 44 Varianta 1 $L_{kř}$=10,05 m



Obrázek 45 Varianta 1 $L_{kř}$ =10,15 m

11. Výpočet jednotlivých variant podle módu

Výpočet jednotlivých variant wingletů v různých letových režimech byl proveden pomocí programu Wingload 2, kde je tok hmoty kolem křídla modelován pomocí lineární superpozice N počtu vírů do polohy čtvrtinových bodů křídla. Pro výpočet cirkulace těchto vírů se stanoví počet N nelineárních rovnic. Tyto rovnice jsou dále řešeny za použití Biot-Savartova zákona pro získání indukovaných rychlostí oblasti ovlivněné vírem.



Obrázek 46 Superpozice vírů [17]

S použitím těchto rychlostí, je počítán vztlak na každém segmentu interpolací vztlakové křivky dané nelineární charakteristikou profilu, a s použitím vektorové formy věty Kutty-Žukovského. Dokud jsou cirkulace neznámé, považují se dvě vypočtené vztlakové síly za přibližně stejné, a tím je získána soustava N nelineárních rovnic pro neznámé cirkulace.

$$\boldsymbol{F}\,(\boldsymbol{\Gamma}\,,\alpha\,)=0 \qquad [15]$$

Kde $\boldsymbol{\Gamma}$ je vektor cirkulace a α je úhel náběhu křídla. Výpočet probíhá podle průběžného sledování $\boldsymbol{\Gamma}(\alpha)$ pomocí predikčně-korekčního paradigmatu. V každém úhlu náběhu α je zvolen krok $\Delta\alpha$, a použití přibližné diferenciace předchozí rovnice pro získání prediktoru ve formě:

$$\Delta\boldsymbol{F}\,(\boldsymbol{\Gamma}\,,\alpha\,)\cdot\Delta\boldsymbol{\Gamma}=-\boldsymbol{F}(\boldsymbol{\Gamma},\alpha\,+\Delta\alpha) \qquad [16]$$

s neznámým $\Delta\Gamma$. Poté bylo nahrazeno $\alpha + \Delta\alpha \rightarrow \alpha$ a $\Gamma + \Delta\Gamma \rightarrow \Gamma$, nové hodnoty byly použity jako výchozí pro Levenberg-Marquardtovu metodu aplikovanou na systém nelineárních rovnic [16]. [17]

Jako vstupní parametry do programu byly použity hodnoty vypočtené v předchozích kapitolách a jednotlivé varianty wingletu vytvořené pomocí programu Wingedit, kde je křídlo tvořeno pomocí zadávání souřadnic nulového bodu náběžné hrany, a hloubkou profilu v daném místě. Každé takto definované pozici je přiřazena charakteristika daného profilu pro různá Reynoldsová čísla a úhly nastavení klapky.

V následujících podkapitolách jsou shrnuty vypočtené výsledky.

11.1. Mode 1

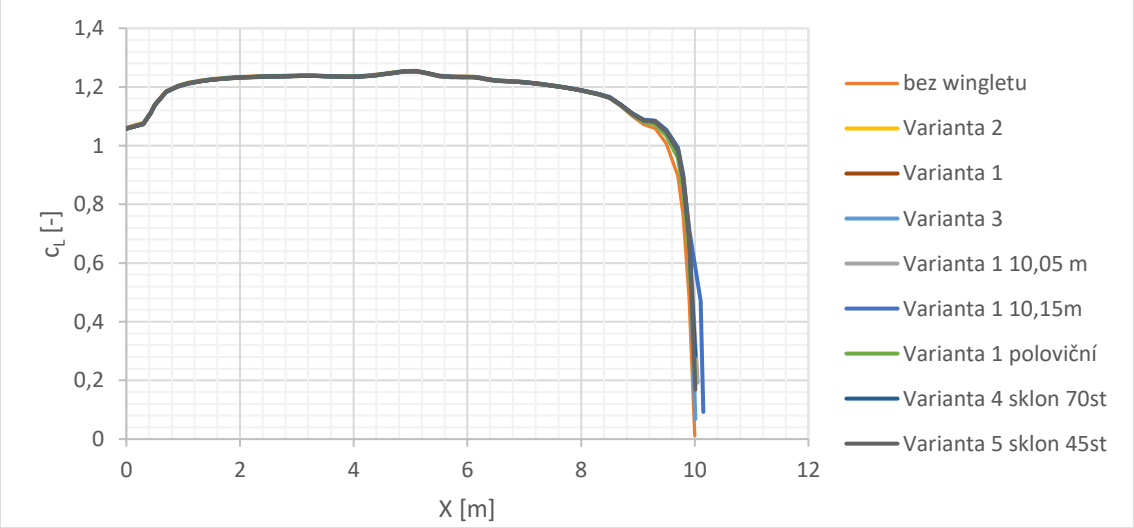
Pro výpočet charakteristik křídla v prvním zvoleném režimu byly zvoleny hodnoty shrnuté v tabulce 18

Tabulka 16 Hodnoty Módu 1

Mode	c_L [-]	n [-]	v [km/h]	F1
				F2
1	1,2	1,6	120	8,07
				5,6

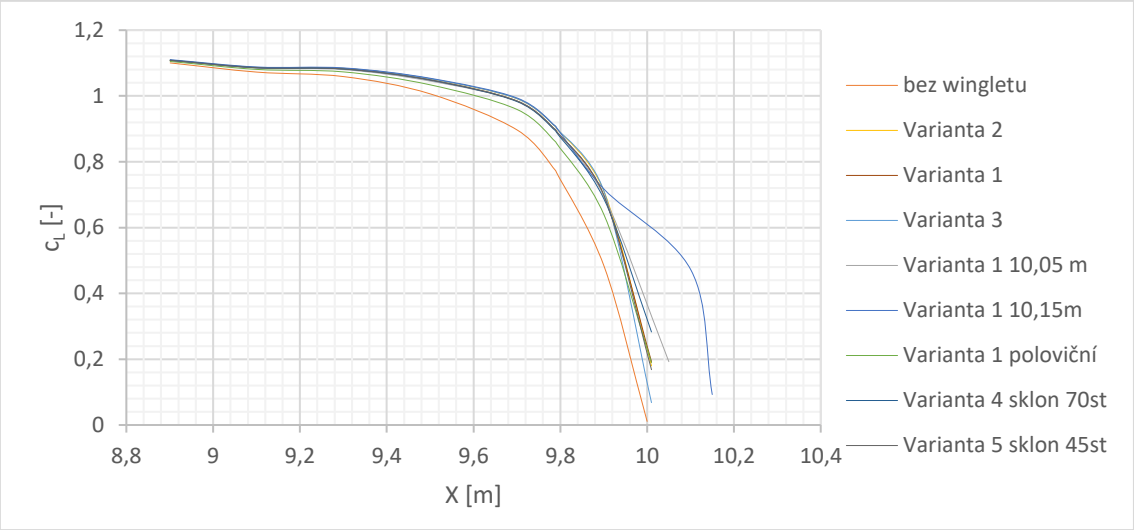
Pro výpočet byl zvolen rozsah úhlu náběhu od -10° do +12°, pomocí výpočtu byl stanoven optimální úhel náběhu křídla při tomto režimu letu.

$$\alpha = 0{,}551°$$



Obrázek 47 Rozložení koeficientu vztlaku na křídle

Na rozložení vztlakového koeficientu na celém křídle, tedy na polorozpětí, je viditelné, že winglet ovlivňuje zejména koncovou část křídla. Proto je dále uveden zejména detailnější graf koncové oblasti křídla.

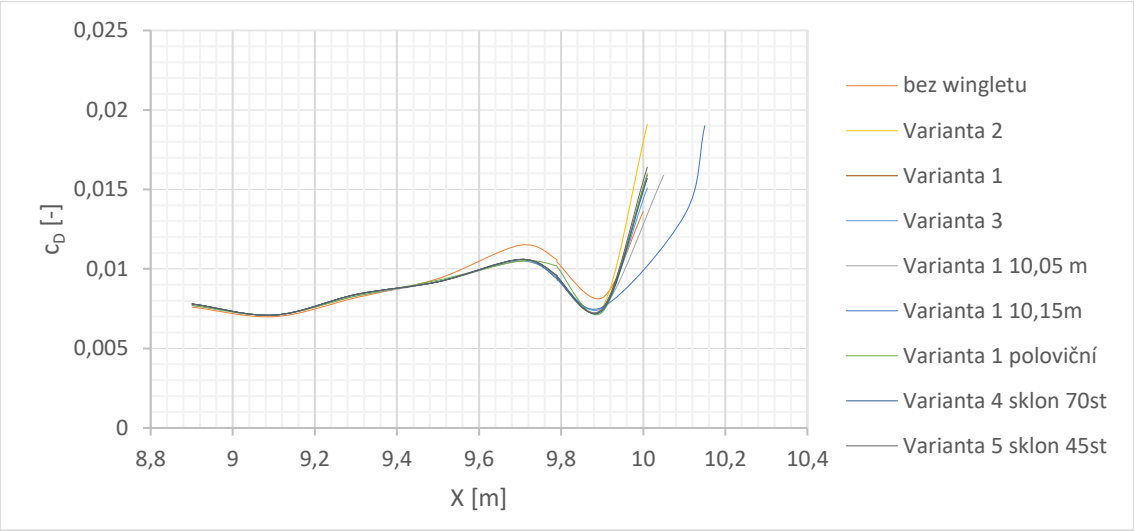


Obrázek 48 Rozložení koeficientu vztlaku na koncové části křídla

Na grafu rozložení koeficientu vztlaku na koncové části křídla (Obrázku 48) je viditelné ovlivnění vztlakové charakteristiky v koncové oblasti křídla díky použití wingletu, tak jak uvádí ve svém výzkumu konstruktér Peter Masak [2]. Při použití wingletu je vztlak na koncové části křídla navýšen. Každá varianta wingletu má rozdílné působení na průběh rozložení vztlaku.

Při použití wingletu, který navýší polorozpětí o 150 mm, je viditelně jiný průběh rozložení vztlaku než u ostatních variant wingletů. Stejně tak při použití varianty s poloviční délkou wingletu.

Při detailní analýze vypočtených hodnot, bylo zjištěno nejoptimálnější rozložení vztlaku na křídle s využitím Varianty 2 a Varianty 3.



Obrázek 49 Rozložení koeficientu odporu na koncové části křídla

V grafu rozložení koeficientu odporu v koncové oblasti křídla je vykreslen celkový koeficient odporu křídla. Z rozložení je viditelné zejména výraznější snížení celkového odporu na posledních 500 mm křídla, kde je místní úbytek skoro 20% oproti původní hodnotě křídla bez použití wingletu. To je způsobené zejména snížením indukovaných úhlů náběhu na koncové oblasti křídla a tím omezení indukovaného odporu. Na úplném konci křídla je viditelné mírné navýšení odporu, které je způsobeno přidáním tělesa wingletu. Z grafu je viditelné, že Varianta 2 má v poslední části relativně větší přírůstek koeficientu odporu, ale Varianta 3 má nárůst oproti původní hodnotě křídla bez použití wingletu jeden z nejmenších. V tabulce 19 jsou uvedeny průměrné hodnoty koeficientu vztlaku a koeficientů odporu na koncových 1500 mm křídla jednotlivých variant.

Tabulka 17 Průměrné hodnoty aerodynamických součinitelů při Modu 1

Varianta	Ø c_L	Ø c_D
bez wingletu	0,860273	0,008991
Varianta 2	0,938464	0,009173
Varianta 3	0,928382	0,008809
Varianta 1	0,935264	0,008891
Varianta 1 10,05m	0,958518	0,008918
Varianta 1 10,15m	0,89405	0,009508
Varianta 1 poloviční	0,917627	0,008982
Varianta 4 sklon 70st	0,941873	0,008873
Varianta 5 sklon 45st	0,933236	0,008936

11.2. Mode 2

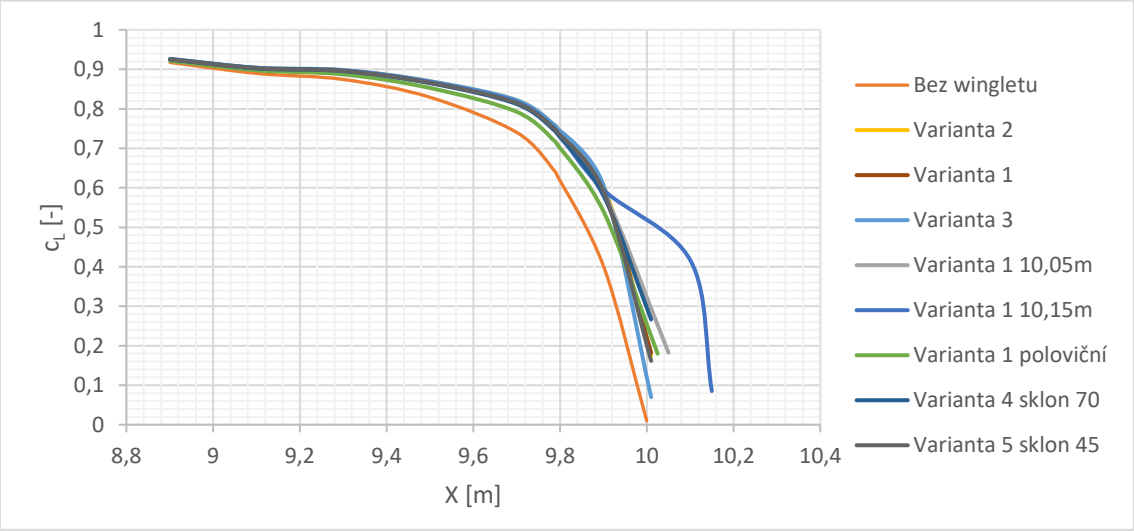
Vstupní hodnoty pro další výpočet jsou shrnuty v následující tabulce 20.

Tabulka 18 Hodnoty Módu 2

Mode	c_L [-]	n [-]	v [km/h]	F1
				F2
2	1,05	1,18	110	8,07
				5,6

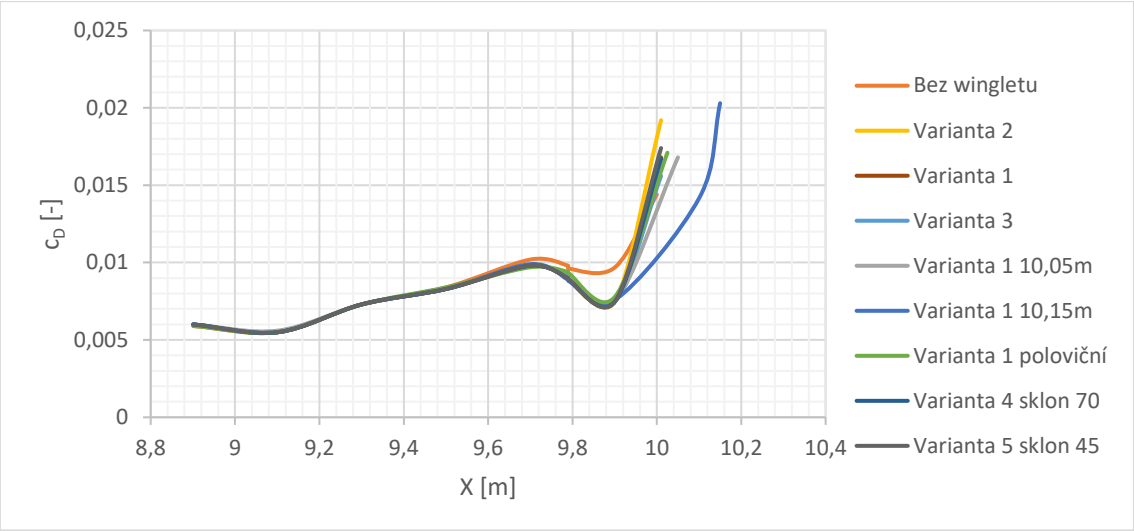
Pro výpočet byl zvolen rozsah úhlu náběhu od -8° do +12°, pomocí výpočtu byl stanoven optimální úhel náběhu křídla při tomto režimu letu.

$$\alpha = -1{,}234°$$



Obrázek 50 Rozložení koeficientu vztlaku na koncové části křídla

Rozdíly rozložení koeficientu vztlaku na koncové části křídla se příliš neliší od letu v režimu zkoumaném v předchozí kapitole. Je viditelné, že koeficient vztlaku je v absolutní hodnotě nižší a křivky rozložení jsou posunuty dolů po ose Y.



Obrázek 51 Rozložení koeficientu odporu na koncové části křídla

V rozložení odporu je viditelný větší přínos v použití wingletu zejména v posledních 300 mm křídla než v režimu řešeném v předchozí kapitole.

Tabulka 19 Průměrné hodnoty aerodynamických součinitelů při Modu 2

Varianta	Ø c_L	Ø c_D
Bez wingletu	0,714155	0,008273
Varianta 2	0,785136	0,008345
Varianta 3	0,775709	0,008018
Varianta 1	0,781182	0,008118
Varianta 1 10,05m	0,807545	0,008073
Varianta 1 10,15m	0,646613	0,010663
Varianta 1 poloviční	0,697338	0,009313
Varianta 4 sklon 70	0,725425	0,009125
Varianta 5 sklon 45	0,715388	0,009213

11.3. Mode 3

Vstupní hodnoty pro další výpočet jsou shrnuty v následující tabulce.

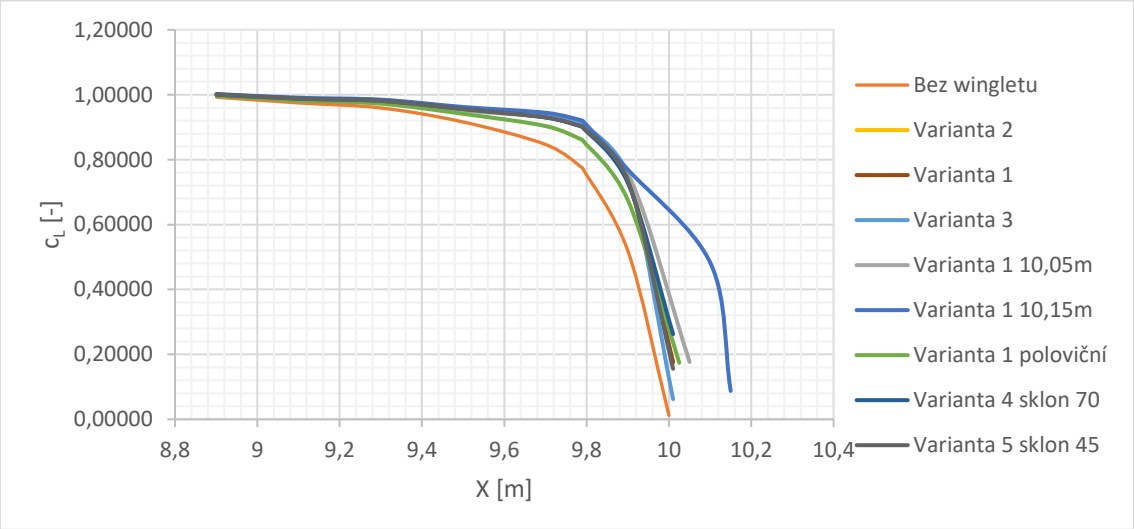
Tabulka 20 Hodnoty Módu 3

Mode	c_L [-]	n [-]	v [km/h]	F1
				F2
3	1,05	1,18	110	-0,1
				-0,4

Pro výpočet byl zvolen rozsah úhlu náběhu od -8° do +12°, pomocí výpočtu byl stanoven optimální úhel náběhu křídla při tomto režimu letu.

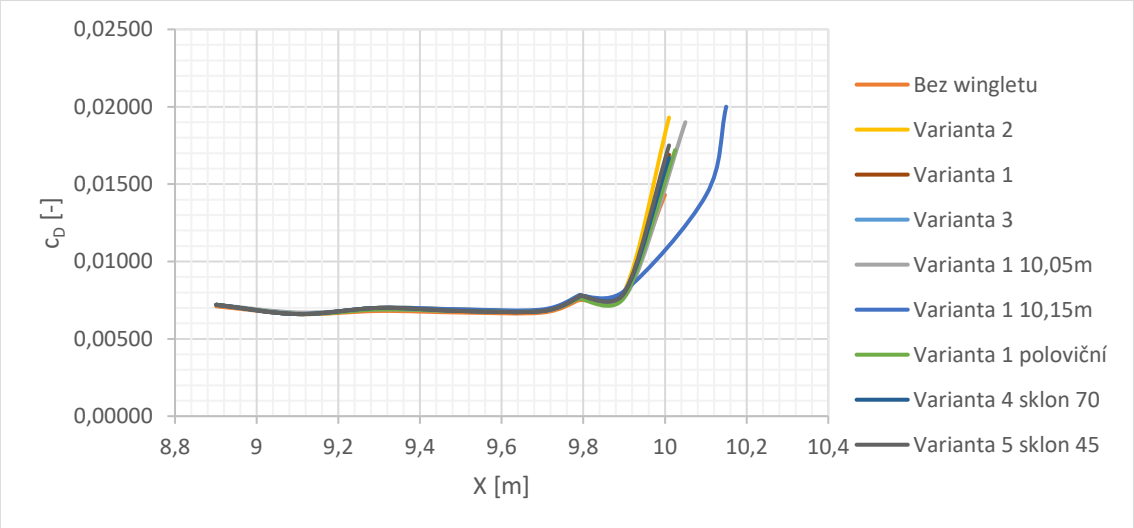
$$\alpha = 2{,}589°$$

Z toho je vidět, jakým způsobem je ovlivněno obtékání křídla nastavením klapky. Nastavení klapky je většinou ovlivněno zkušenostmi a vlastními pocity pilota při sportovním letu. Při použití nastavení klapky do polohy 0 je viditelné, že je potřeba letět na větším úhlu náběhu pro získání potřebného koeficientu vztlaku.



Obrázek 52 Rozložení koeficientu vztlaku na koncové části křídla

Rozložení koeficientu vztlaku na koncové oblasti křídla je znovu obdobné jako v předchozích dvou kapitolách. Tyto malé rozdíly jsou dány tím, že letové režimy nejsou moc rozdílné. Jedná se o režimy letu za účelem získání výšky ve stoupavém proudu.



Obrázek 53 Rozložení koeficientu odporu na koncové části křídla

V grafu rozložení koeficientu odporu je viditelné, že při vyšším úhlu náběhu winglet nemá tak velký význam. Při tomto režimu převažuje tvarový odpor tělesa jako celku.

Tabulka 21 Průměrné hodnoty aerodynamických součinitelů při Modu 3

Varianta	Ø c_L	Ø c_D
Bez wingletu	0,79815	0,00767
Varianta 2	0,875836	0,008227
Varianta 3	0,875859	0,007909
Varianta 1	0,872109	0,007991
Varianta 1 10,05m	0,862464	0,007882
Varianta 1 10,15m	0,824764	0,009073
Varianta 1 poloviční	0,853036	0,007955
Varianta 4 sklon 70	0,878864	0,007973
Varianta 5 sklon 45	0,870091	0,008045

11.4. Mode 4

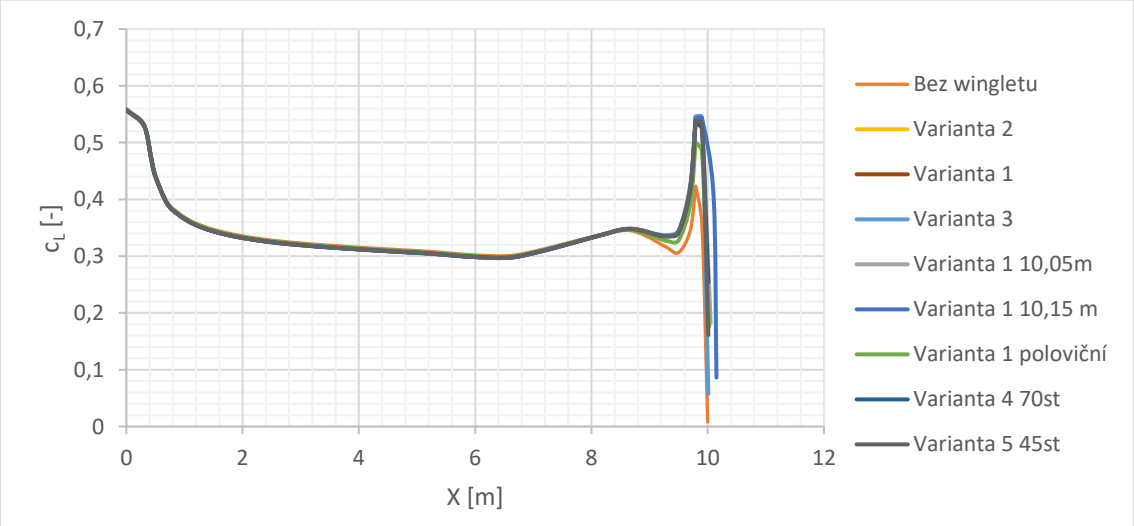
Vstupní hodnoty pro další výpočet jsou shrnuty v následující tabulce 24.

Tabulka 22 Hodnoty Módu 4

Mode	c_L [-]	n [-]	v [km/h]	F1
				F2
4	0,34	1	163	-12,2
				-11,7

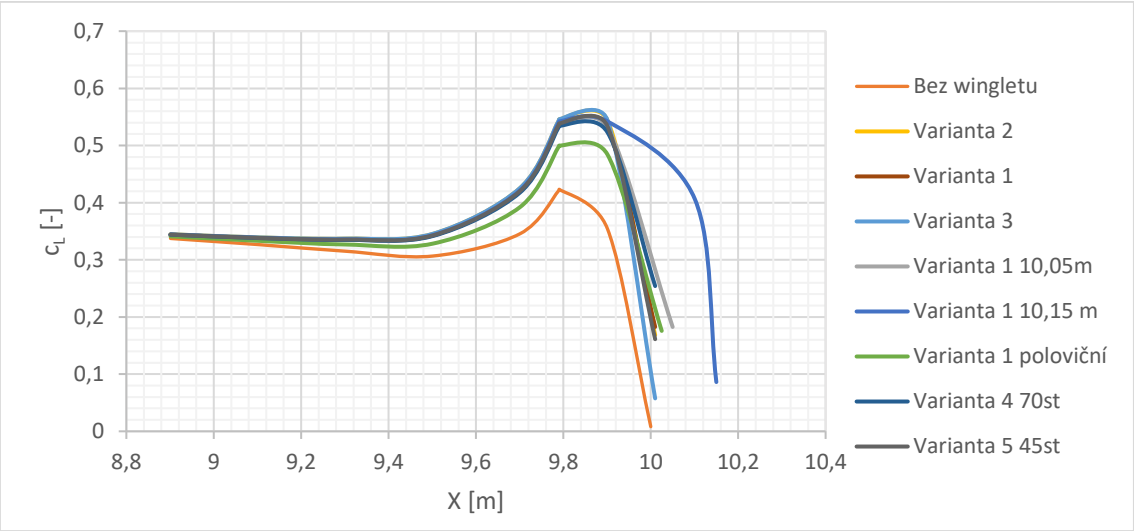
Pro výpočet byl zvolen rozsah úhlu náběhu od -8° do +12°, pomocí výpočtu byl stanoven optimální úhel náběhu křídla při tomto režimu letu.

$$\alpha = 0{,}419°$$

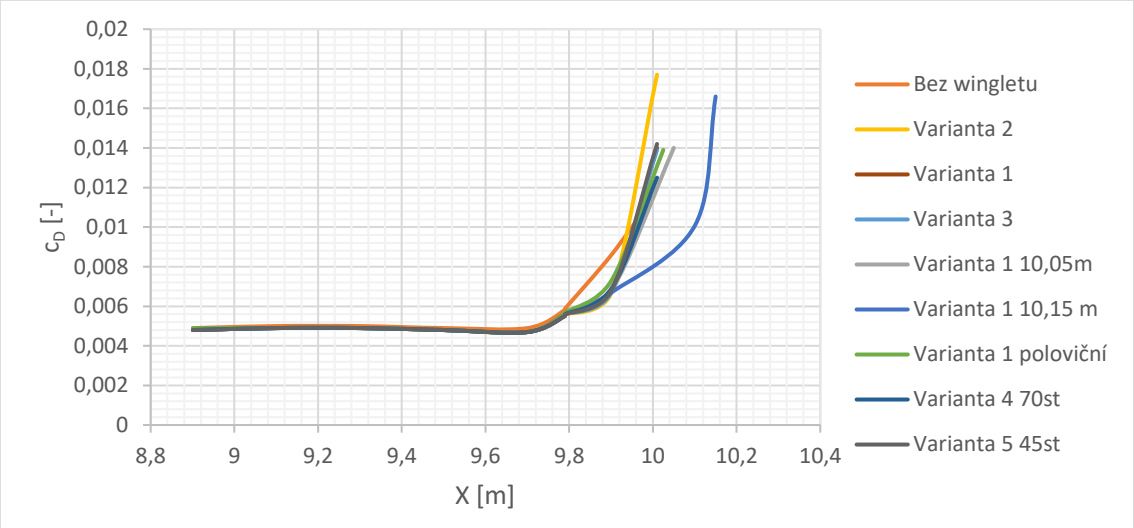


Obrázek 54 Rozložení koeficientu vztlaku na celém křídle

Při vyšší rychlosti letu je z grafu rozložení koeficientu vztlaku na celém křídle viditelný velký přírůstek vztlaku v koncové oblasti křídla. Průměrná hodnota posledních 1500 mm křídla bez použití wingletu je u tohoto letového režimu 0,321. Při použití wingletu je hodnota 0,380. Z toho je viditelné, že díky wingletu je přírůst na koncové oblasti 18% oproti původní hodnotě.



Obrázek 55 Rozložení koeficientu vztlaku na koncové části křídla



Obrázek 56 Rozložení koeficientu odporu na koncové části křídla

Průměrné hodnoty aerodynamických koeficientů na posledních 1500mm křídla jednotlivých variant při Modu 4 byly shrnuty v tabulce 23.

Tabulka 23 Průměrné hodnoty aerodynamických součinitelů při Modu 4

Varianta	Ø c_L	Ø c_D
Bez wingletu	0,320645	0,005964
Varianta 2	0,389773	0,006245
Varianta 3	0,379827	0,0059
Varianta 1	0,387455	0,005918
Varianta 1 10,05m	0,380027	0,006018
Varianta 1 10,15 m	0,386018	0,006673
Varianta 1 poloviční	0,3701	0,005982
Varianta 4 70st	0,3922	0,005791
Varianta 5 45st	0,385882	0,005936

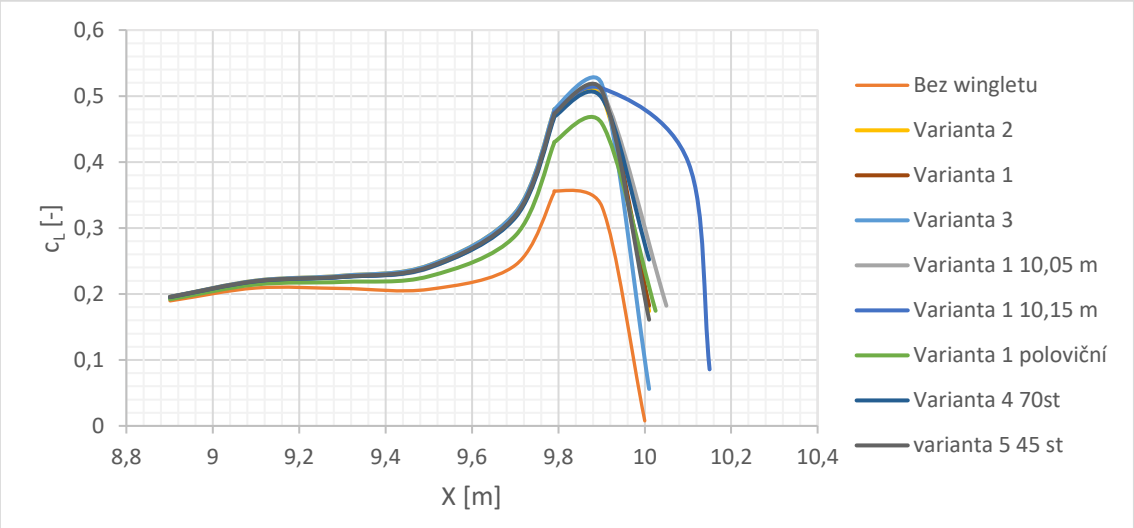
11.5. Mode 5

Vstupní hodnoty pro další výpočet jsou shrnuty v následující tabulce.

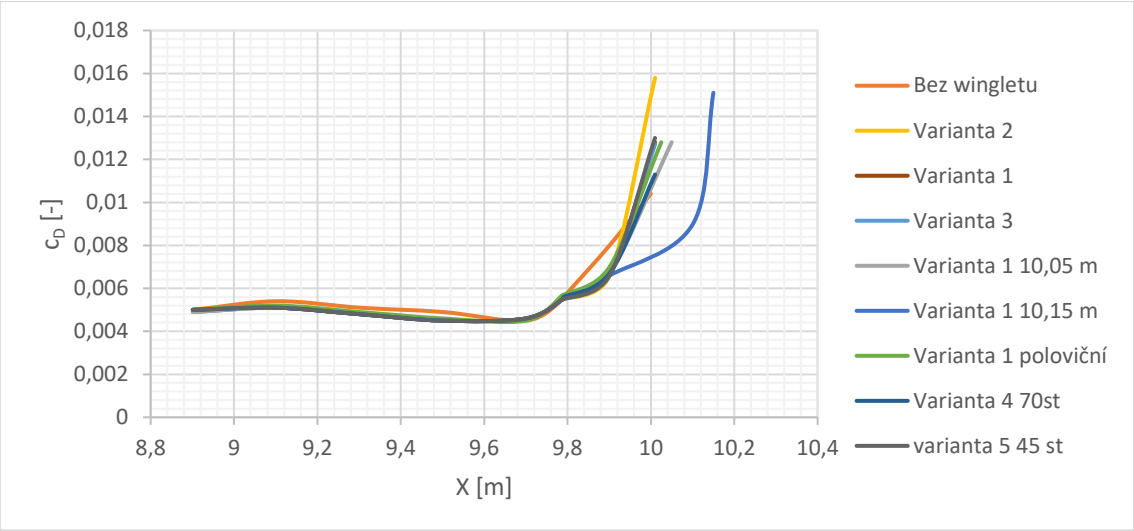
Mode	c_L [-]	n [-]	v [km/h]	F1
				F2
5	0,225	1	200	-14,5
				-14,5

Pro výpočet byl zvolen rozsah úhlu náběhu od -8° do +12°, pomocí výpočtu byl stanoven optimální úhel náběhu křídla při tomto režimu letu.

$$\alpha = 0{,}337°$$



Obrázek 57 Rozložení koeficientu vztlaku na koncové části křídla



Obrázek 58 Rozložení koeficientu odporu na koncové části křídla

Tabulka 24 Průměrné hodnoty aerodynamických součinitelů při Modu 5

Varianta	Ø c_L	Ø c_D
Bez wingletu	0,222255	0,005791
Varianta 2	0,289482	0,006064
Varianta 3	0,29119	0,005782
Varianta 1	0,288418	0,005809
Varianta 1 10,05 m	0,282491	0,005873
Varianta 1 10,15 m	0,301209	0,0064
Varianta 1 poloviční	0,270018	0,005882
Varianta 4 70st	0,292909	0,005682
varianta 5 45 st	0,286918	0,005818

11.6. Mode 6

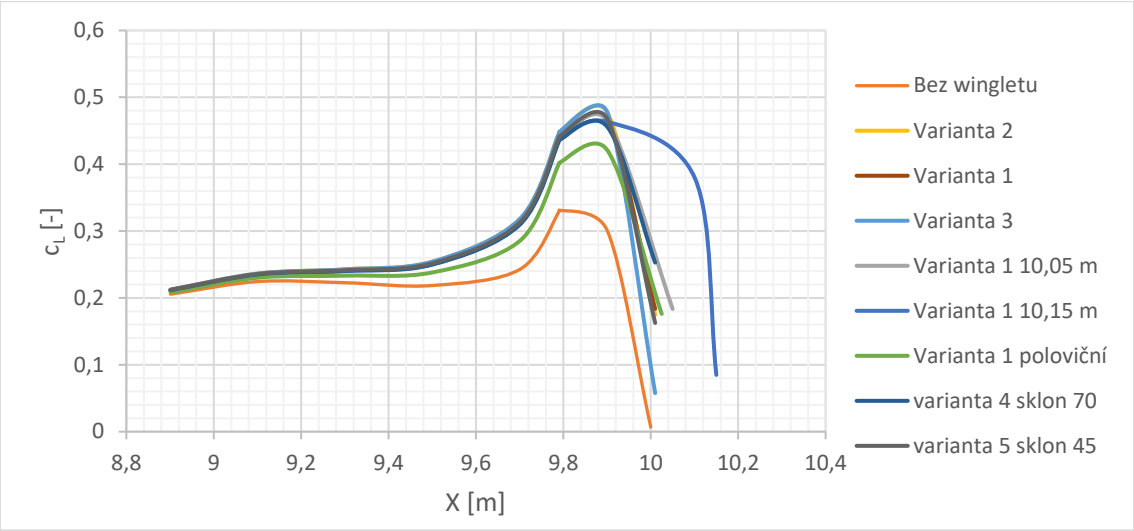
Vstupní hodnoty pro další výpočet jsou shrnuty v následující tabulce 27.

Tabulka 25 Hodnoty Módu 6

Mode	c_L [-]	n [-]	v [km/h]	F1
				F2
6	0,225	1	200	-12,2
				-11,7

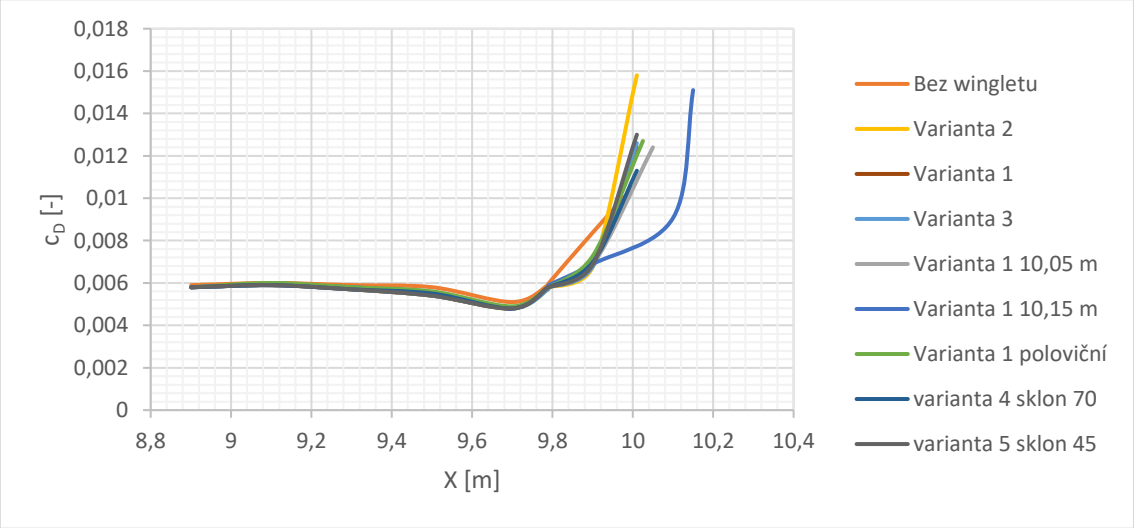
Pro výpočet byl zvolen rozsah úhlu náběhu od -8° do +12°, pomocí výpočtu byl stanoven optimální úhel náběhu křídla při tomto režimu letu.

$$\alpha = -0{,}775°$$



Obrázek 59 Rozložení koeficientu vztlaku na koncové části křídla

Na rozložení koeficientu vztlaku jsou viditelné rozdíly srovnatelné s výpočtem v předchozí kapitole 11.5.. Díky jinému nastavení klapkové mechanizace jsou výsledky posunuty v absolutních hodnotách. Přírůstky od jednotlivých variant jsou menší než při nastavení klapky do polohy -2.



Obrázek 60 Rozložení koeficientu odporu na koncové části křídla

Průměrné hodnoty aerodynamických koeficientů na posledních 1500mm křídla jednotlivých variant při Modu 4 byly shrnuty v tabulce 23.

Tabulka 26 Průměrné hodnoty aerodynamických součinitelů při Modu 6

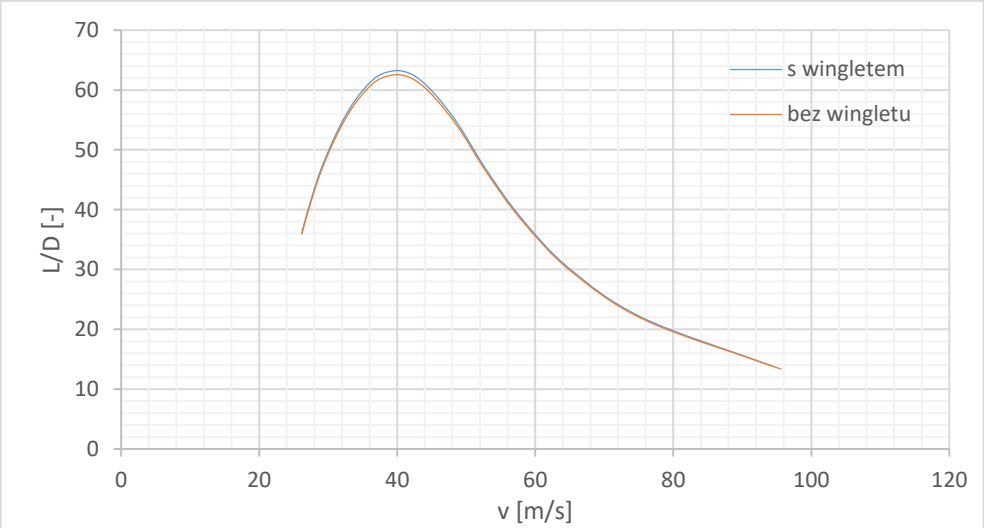
Varianta	Ø c_L	Ø c_D
Bez wingletu	0,2221	0,006409
Varianta 2	0,279758	0,0066
Varianta 3	0,28789	0,006309
Varianta 1	0,2861	0,006309
Varianta 1 10,05m	0,280418	0,006364
Varianta 1 10,15m	0,293964	0,006927
Varianta 1 poloviční	0,268973	0,006427
varianta 4 sklon 70	0,290291	0,006227
varianta 5 sklon 45	0,284736	0,006364

11.7. Zhodnocení výsledků

Z vypočtených výsledků viditelné, že varianty, které zvětšují rozpětí, jsou výhodné z hlediska rozložení vztlaku, ale z hlediska odporových charakteristik nepatří k nejlepším. Tyto varianty není možné použít kvůli certifikaci letounu do 20-ti metrové třídy.

U varianty s poloviční délkou wingletu jsou viditelné tvarově stejní vztlakové charakteristiky jako u delší varianty 1, pouze posunuté v absolutních hodnotách, v odporových charakteristikách se však liší.

Na základě zjištěných dat byla vybrána jako nejlepší varianta wingletu varianta 3, zejména kvůli dobrým odporovým vlastnostem. V obrázku 61 je zobrazeno srovnání klouzavostí křídla původního křídla, s křídlem na kterém je použitá výsledná varianta wingletu.

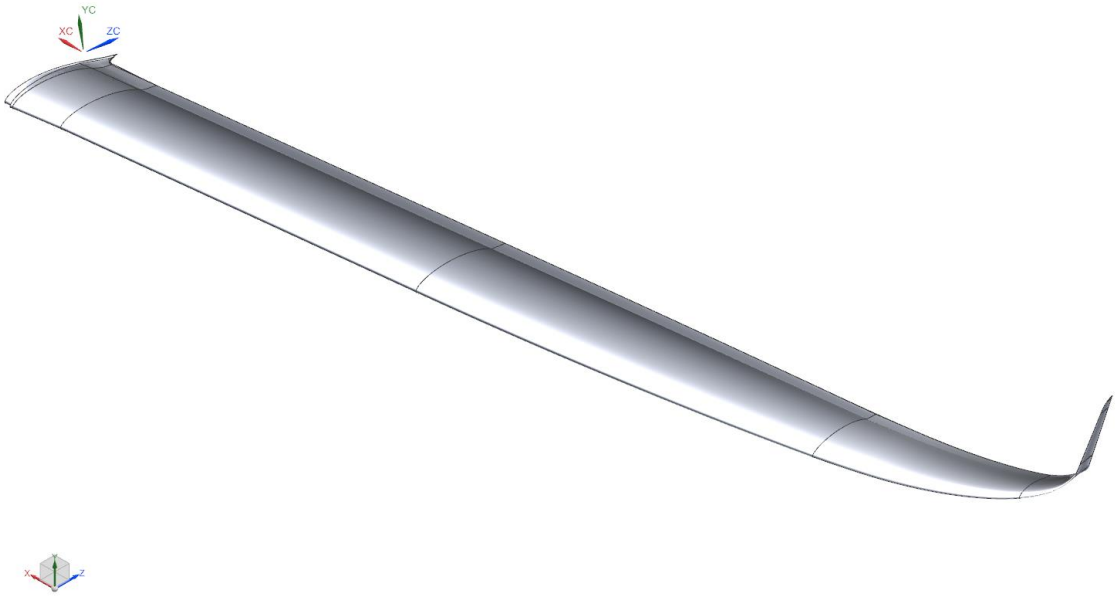


Obrázek 61 Srovnání klouzavosti

Z obrázku 61 je viditelný nárůst maximální klouzavosti křídla v oblasti kolem rychlosti 40 m/s kde je nárůst klouzavosti o 0,75.

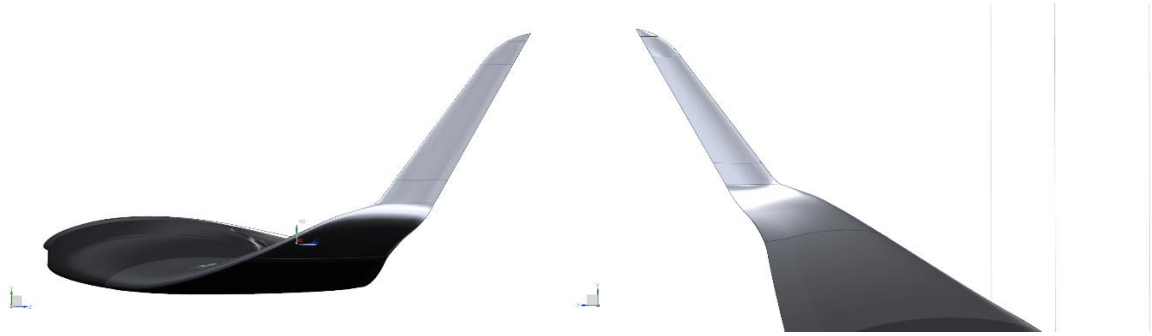
12. Tvorba 3D modelu

Po analýze vypočtených dat v předchozích kapitolách a volbě nejvýhodnější varianty, bylo přistoupeno k tvorbě 3D modelu křídla s wingletem. Jako modelovací program byl použit SIEMENS NX 8.5. Jako vstupní hodnoty modelu byla použita geometrická data, která byla poskytnuta firmou HPH Ltd. Nejprve bylo vymodelováno samotné křídlo, na kterém je použito nastavení klapky v poloze 0. Po vymodelování modelu samotného křídla byla na křídlo vymodelována vybraná varianta wingletu. Winglet byl vytvořen použitím profilu PW10-100 a řídících přímek na náběžné a odtokové hraně. Těmito křivkami pak byly vytvořeny plochy a na jednotlivých napojeních ploch byla nadefinována tečná (tangenciální) návaznost.



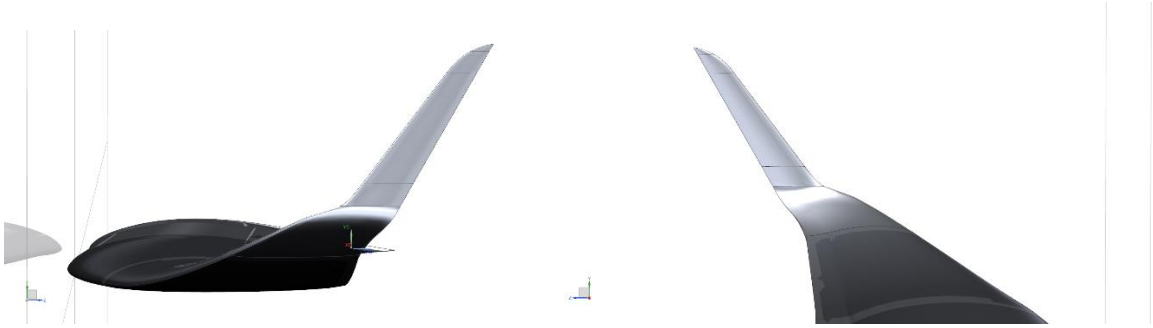
Obrázek 62 3D model křídla s wingletem ISO pohled

Z první vymodelované varianty wingletu je viditelný malý radius na přechodu náběžné hrany z trupu do wingletu. Takovýto přechodový rádius by mohl být příčinou vzniku interferenčního odporu. Tento přechod byl v dalším kroku modifikován prodloužením přechodu wingletu dále do křídla směrem k trupu.



Obrázek 63 3D model křídla s wingletem pohled z boku

Při této úpravě přechodu winglet-křídlo bylo „uříznuto“ 20mm křídla a upravený tvar řídící křivky na náběžné hraně. Řídící křivka geometrie náběžné hrany byla navázána podle geometrie náběžné hrany křídla do geometrie wingletu. Zároveň je v této části prodloužen přechod původního aerodynamického profilu křídla do profilu PW10-100 použitém na profilu.



Obrázek 64 3D model křídla s wingletem s hladším přechodem

Díky tomuto hladšímu přechodu mezi wingletem a křídlem je předpokládáno snížení interferenčního odporu.

Obrázek 65 Detail přechodu křídlo-winglet

Po modifikaci přechodu winglet křídlo byla dále z modelu použita poslední část křídla o délce 1500mm, ze které bylo vytvořeno tuhé těleso potřebné pro další analýzu.

13. Analýza CFD

V následující kapitole byla věnována pozornost určení detailnějších charakteristik navrženého wingletu pomocí metody CFD. CFD je zkratka z anglického Computational Fluid Dynamics, což by se dalo přeložit jako „výpočty v dynamice tekutin“. Je to tedy metoda počítačové simulace procesů v mechanice tekutin a ve sdílení tepla, která využívá základních transportních a stavových rovnic mechaniky tekutin. Pro výpočty touto metodou byly zvoleny programy od společnosti ANSYS. [11]

13.1. Postup výpočtu v CFD

Nejprve byl pomocí programu SIEMENS NX 8.5 a 3D modelu vytvořeném v předchozí kapitole vytvořen virtuální model zkoumaného prostoru kolem koncové části křídla. Výpočetní model byl vytvořen 5krát větší, než je rozměr zkoumaného tělesa do směru největšího ovlivnění proudu, bylo tak zvoleno s ohledem na technické prostředky pro výpočet. Rozměry tohoto výpočetního modelu byly přiložena jako příloha A. Následně byl tento model importován do programu pro získání vstupní geometrie pro výpočet od společnosti ANSYS.

Na takto získaném parasolidu byla pomocí programu MESH vytvořena výpočetní síť, čímž se zkoumaný prostor rozdělí na konečný počet malých kontrolních objemů (buněk). Pro vytvoření sítě byly nastaveny základní hodnoty:

- Fyzikální preference: CFD
- Použití velikostní funkce: Křivosti
    - Síť je tímto zhuštěná v místech s větší křivostí a zjemněna na rovinných plochách
- Minimální velikost buňky: 2 mm
- Maximální velikost buňky: 900 mm
- Metoda sítě: Tetrahedrony (čtyřstěn)
    - Síť je při tomto nastavení tvořena rovnostrannými čtyřstěny, příklad takového čtyřstěnu je uveden na Obrázku 66.

Obrázek 66 Tetrahedron (čtyřstěn) [11]

- Na oblasti přechodu křídlo-winglet a na wingletu bylo nastaveno použití minimální velikosti buněk, kde byla velikost buněk dána 0,5 mm, kvůli zpřesnění výpočtů v dané oblasti.
- Na okrajích sítě bylo nastaveno pojmenování jednotlivých stran sítě, kde strana za odtokovou hranou byla nazvána jako VÝSTUP, strana u kořenového profilu jako

TRUP a ostatní stěny nazvány jako VSTUP. Toto pojmenování bylo vytvořeno zejména kvůli pozdějšímu nastavování okrajových podmínek ve výpočetním programu.

Dále byla vygenerována výpočetní síť, která je přiložena jako příloha B. Ze statistiky programu bylo zjistěno, že síť obsahuje 3 754 169 buněk čtyřstěnů.

Vygenerovaná výpočetní síť byla nahrána do výpočetního programu ANSYS Fluent 3d. Fluent je processingový a postprocessingový program pro širokou škálu úloh v CFD, které jsou řešeny metodou konečných objemů. Je to program, který je schopný řešit a vyhodnocovat 2D i 3D simulace proudění tekutin, přenosu tepla a spalovacích procesů. Je schopen simulovat laminární i turbulentní proudění, vícefázové proudění, chemické procesy a vzájemné kombinace uvedeného výčtu a dalšího, co ve výčtu bylo opomenuto.

Nejprve byla ověřena kompatibilita této sítě a následně definovány jednotlivé hodnoty pro výpočet proudění.

Jako výpočtový model byl použit Transition k-kl-omega. Je to třírovnicový model, používán pro předpověď vývoje mezní vrstvy, vhodný pro modelování proudění v blízkosti stěn (složité toky u stěny, nepříznivé gradienty tlaku) a nízká Reynoldsova čísla (přechodové proudění). Dále se využívá pro určení přechodu mezní vrstvy z laminárního proudění na proudění turbulentní.

Jako proudící médium byl použit vzduch o hustotě $\rho = 1{,}225$ kg/m^3 a viskozitě $\nu = 1{,}7894\ e^{-05}$ kg/m.s^{-1}, což vychází z hodnot Mezinárodní standartní atmosféry (MSA).

Dále bylo přistoupeno k definování okrajových podmínek. Okrajová podmínka pojmenovaná jako VÝSTUP byla definována jako „pressure-outlet“, neboli tlakový výstup do prostředí atmosférického tlaku. Podmínce pojmenované TRUP byla přiřazena podmínka „Wall“, kdy se chová jako pevná stěna. Všechny ostatní stěny, které byly označeny jako vstup, byly definovány podmínkou „velocity-inlet“, kde byly nastaveny vstupní hodnoty proudu vzduchu jako je úhel nabíhajícího proudu a jeho rychlost.

13.2. Analýza vypočtených dat

13.2.1. Výpočet při přeskokové rychlosti

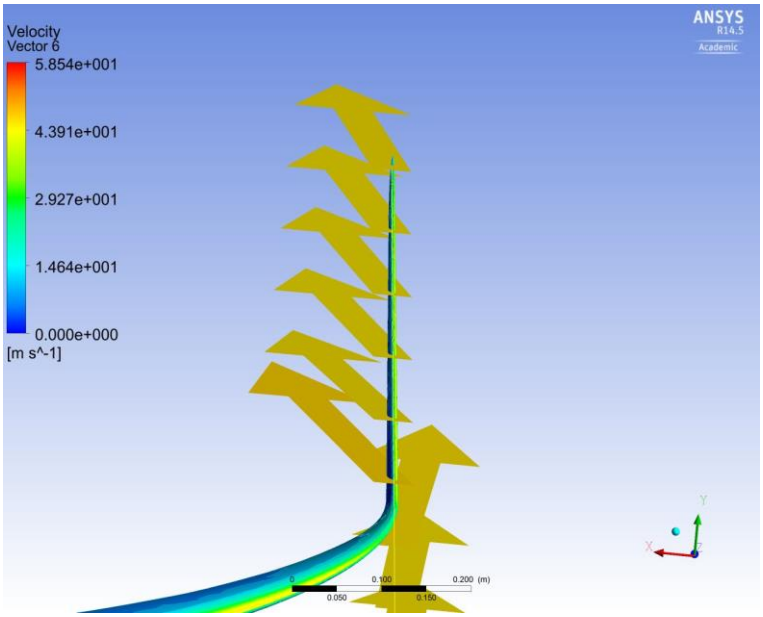
Nejprve byl pomocí výpočtových programů ANSYS zkoumán navržený model wingletu, při přeskokové rychlosti. Jako vstupní parametry byly použity hodnoty v tabulce č. 29

Tabulka 27 Hodnoty nabíhajícího proudu při přeskokové rychlosti

v_∞	45,27	[m/s]
α_∞	0,419	[°]

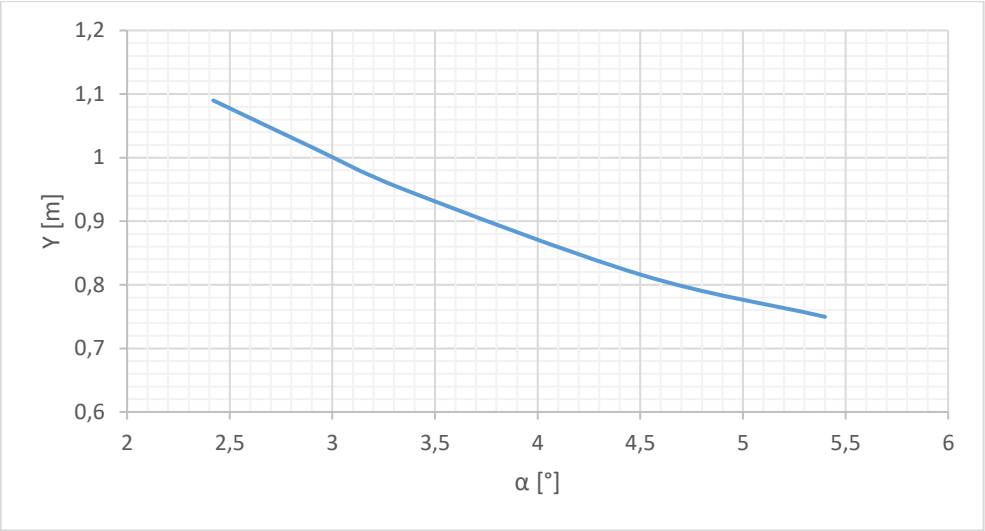
Po zkonvergování výpočtu bylo přistoupeno k analýze vypočtených dat pomocí postprocesingového programu ANSYS Results, který slouží k vykreslení výpočtů z programu Fluent.

Hlavní zkoumaná veličina při této analýze byly lokální úhly náběhu na winglet. Při získávání této veličiny byla před náběžnou hranu vykreslena rovnoběžná přímka a na tuto přímku byly vykresleny vektory. Pomocí postprocesingu byly následně zjištěny směry těchto vektorů. Ze zjištěných dat vyplývá, že winglet je ve své spodní části nafoukáván větším úhlem náběhu, něž ve své horní části. Grafické vykreslení vektorů lokálních úhlů náběhu na winglet je pak viditelné na Obrázku 67.



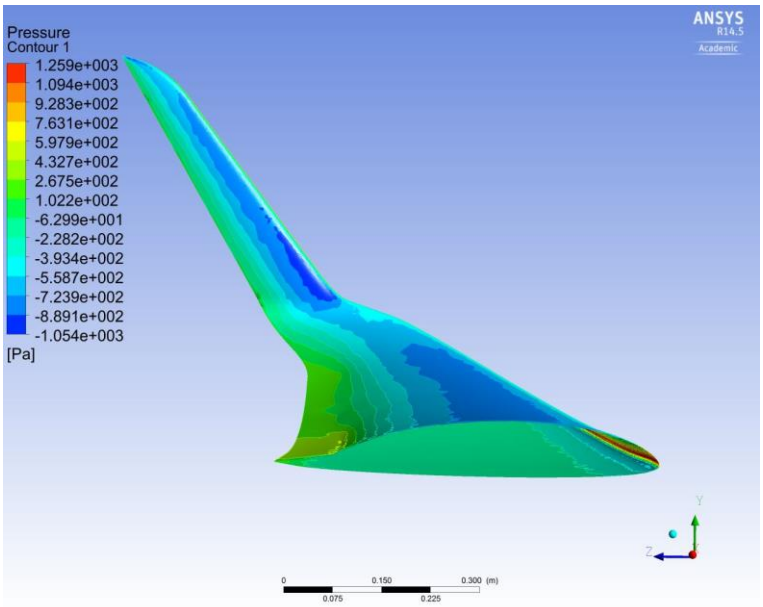
Obrázek 67 Vektory místních úhlů náběhu wingletu

Při porovnání naměřených hodnot s aerodynamickými charakteristikami profilu, bylo zjištěno, že lokální úhly náběhu neodpovídají úhlu náběhu optimálního režimu profilu. Závislost lokálních úhlů náběhu na lokální souřadnici wingletu je vykreslena v Obrázku 68.



Obrázek 68 Závislost místních úhlů náběhu na poloze na wingletu

Pro analyzování odtrhových charakteristik na wingletu bylo na jeho povrch vykresleno tlakové pole, a na něm zkoumané skokové změny tlaku. Pro zjištění místních tlaků bylo použito funkce sondy v postprocesingovém programu. Na wingletu nebylo zjištěno odtrhávání proudu obtékajícího vzduchu, což vzhledem k aerodynamickým charakteristikám použitého profilu a relativně menším úhlům náběhu na winglet, bylo očekáváno. Tlakové pole je vykresleno na Obrázku 69.



Obrázek 69 Rozložení tlakového pole na zkoumané oblasti křídla

13.2.2. Analýza při rychlosti kroužení

Jako další byly zkoumány lokální charakteristiky při rychlosti v kroužení. Jelikož tyto lokální charakteristiky wingletu závisí zejména na koeficientu vztlaku křídla, který závisí na nastavení polohy klapky, byly vstupní podmínky upraveny podle charakteristik křídla odečtených ve zprávě HPH 304TS Aerodynamics summary.

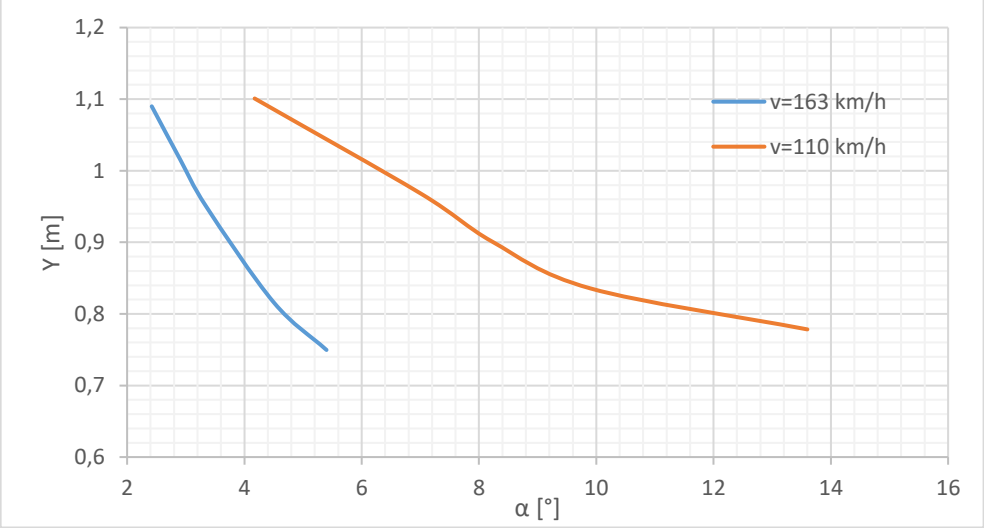
Z těchto charakteristik byla odečtena hodnota potřebného úhlu náběhu pro získání koeficientu vztlaku o hodnotě 1,05 (viz kapitola 7.2.2.) při použití nastavení klapky do polohy 0.

Jako vstupní parametry byly použity hodnoty v tabulce č. 30

Tabulka 28 Hodnoty nabíhajícího proudu při nízké rychlosti

v_∞	30,55	[m/s]
α_∞	5,8	[°]

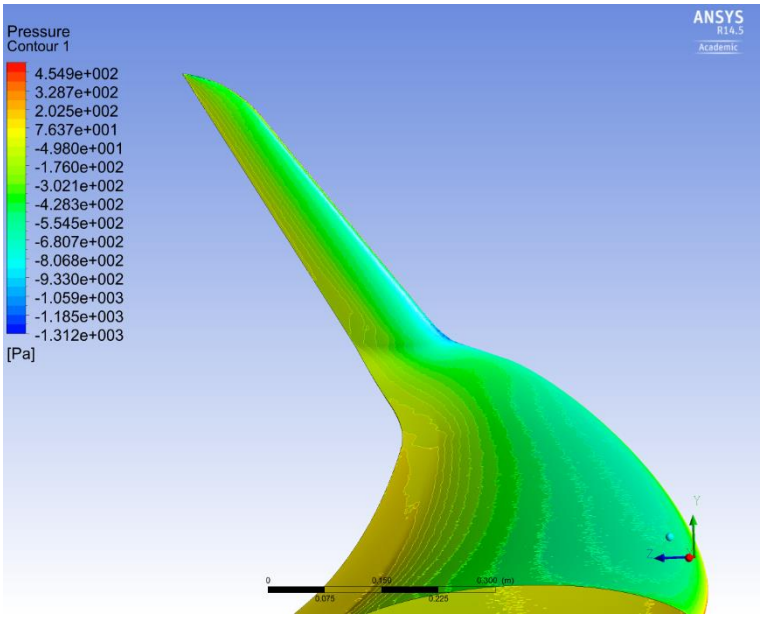
Při analýze vypočtených hodnot, bylo použito stejného postupu jako v předchozí kapitole 15.2.1.. Vykreslení vektorů nabíhajícího proudu na náběžné hraně je vykresleno na obrázku v příloze C.



Obrázek 70 Závislost lokálních úhlů náběhu na poloze souřadnici při různých rychlostech

Po analýze směrů vektorů nabíhajícího proudu bylo vytvořeno srovnání s hodnotami směru nabíhajícího proudu získaných v kapitole 15.1.1. Z grafu je viditelné, že při vyšším koeficientu vztlaku křídla je winglet ofukován pod větším úhlem náběhu. Při porovnání hodnot s aerodynamickými charakteristikami profilu bylo analyzováno, že tento režim je v blízkosti maximálního úhlu náběhu na použitý profil PW10-100.

Z rozložení tlaku na povrchu tělesa je viditelné odtržení proudnic na křídle v oblasti klapky, což je dáno větším úhlem náběhu na křídlo, na wingletu však k odtržení prodění nedochází.



Obrázek 71 Tlakové pole na zkoumané oblasti při rychlosti 110 km/h

13.2.3. Analýza při rychlosti 200 km/h

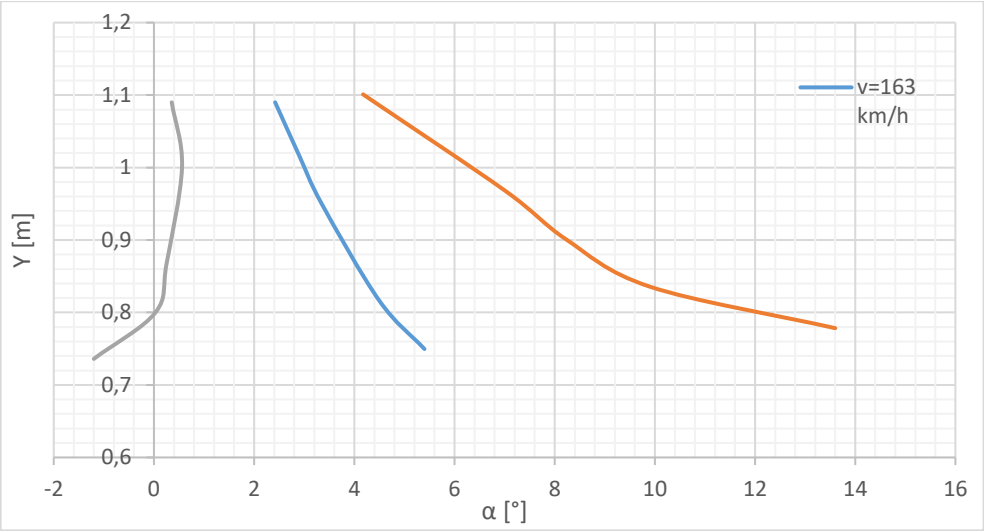
Jako další byly zkoumány lokální charakteristiky při rychlosti 200 km/h. Jelikož tyto lokální charakteristiky wingletu závisí zejména na koeficientu vztlaku křídla, který závisí na nastavení polohy klapky, byly vstupní podmínky upraveny podle charakteristik křídla odečtených ve zprávě HPH 304TS Aerodynamics summary.

Z těchto charakteristik byla odečtena hodnota potřebného úhlu náběhu pro získání koeficientu vztlaku o hodnotě 0,225 (viz kapitola 7.2.2.) při použití nastavení klapky do polohy -1.

Tabulka 29 Hodnoty nabíhajícího proudu při vysoké rychlosti

v_∞	55,55	[m/s]
α_∞	-4,1	[°]

Po analýze směrů vektorů nabíhajícího proudu bylo vytvořeno srovnání s hodnotami směru nabíhajícího proudu získaných v kapitole 15.1.1. a 15.1.2

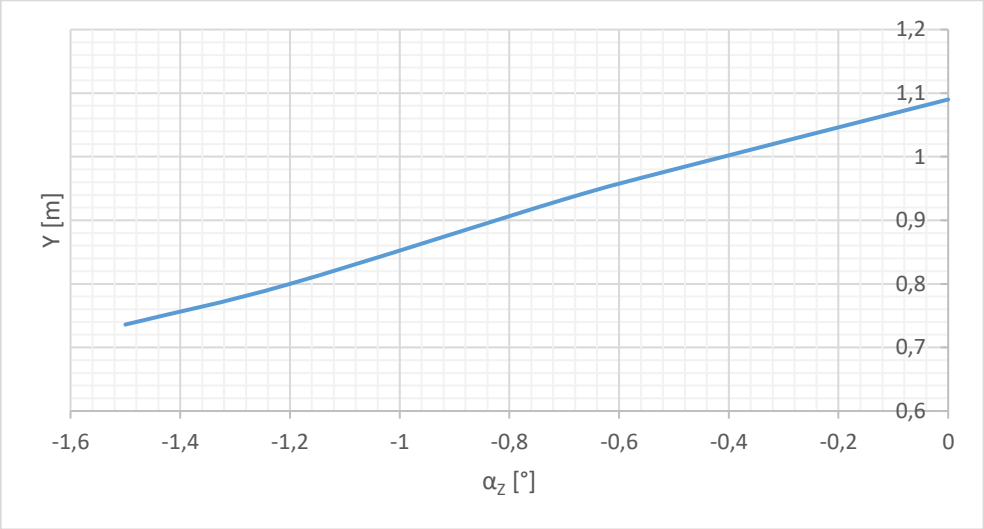


Obrázek 72 Závislost lokálních úhlů náběhu na poloze souřadnici při různých rychlostech

Z grafu na obrázku 72 je viditelné, že při nižším koeficientu vztlaku křídla je winglet ofukován pod menším, někdy i záporným úhlem náběhu. Při porovnání hodnot s aerodynamickými charakteristikami profilu bylo analyzováno, že tento režim se bezpečně nachází daleko od minimálního úhlu náběhu na použitý profil PW10-100, který činí -4,5°.

14. Nastavení zkroucení wingletu

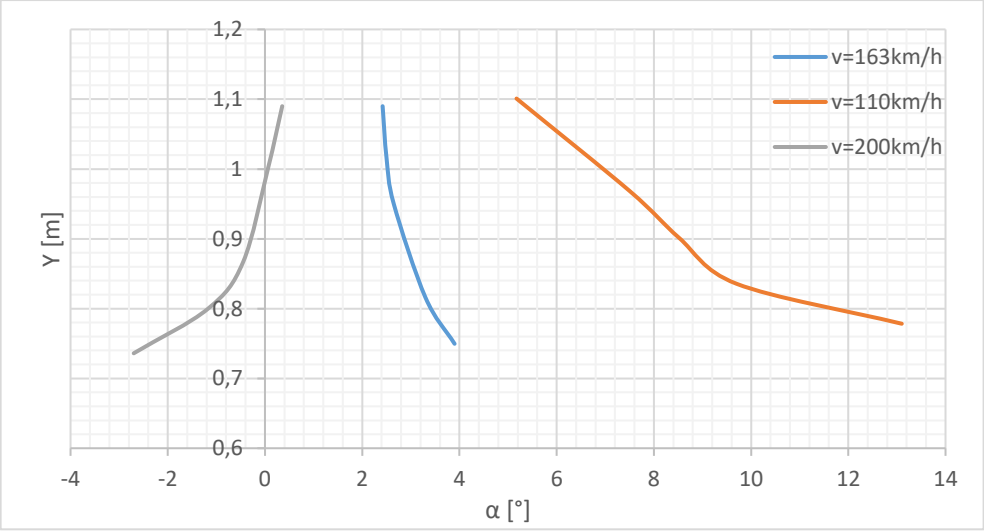
Po analýze vypočtených dat v předchozí kapitole bylo přistoupeno k navržení zkroucení wingletu, pro optimalizování úhlů náběhu na použitý profil PW10-100. Po srovnání výsledku s aerodynamickými vlastnostmi profilu bylo navrženo zkroucení wingletu v kořenové části $\alpha_{z0} = -1{,}5$ [°] a na koncové části zkroucení $\alpha_{zk} = -0{,}5$ [°]. Graf zkroucení wingletu v závislosti na poloze je vykreslen na Obrázku 73.



Obrázek 73 Závislost zkroucení wingletu na poloze

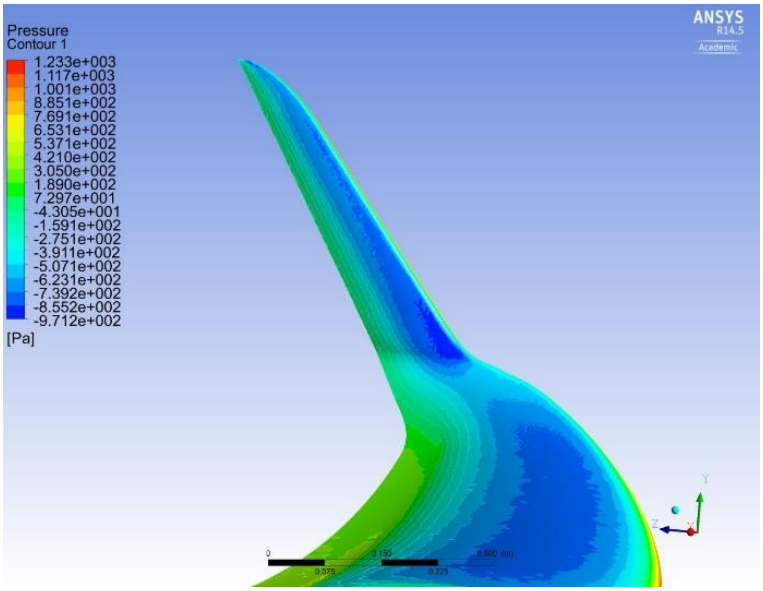
Tato zkroucení byla nastavena tak, aby při vysokém koeficientu vztlaku byl profil dále od svého maximálního úhlu náběhu a zároveň při malém koeficientu vztlaku nepřesáhl minimální úhel náběhu, který je -4°.

Po této úpravě byl vytvořen nový 3D model a opět provedena CFD analýza. Pomocí této analýzy byly znovu analyzovány lokální úhly náběhu na winglet a shrnuty do obrázku 74.



Obrázek 74 Závislost lokálních úhlů náběhu na poloze souřadnici při různých rychlostech po zkroucení wingletu

Z obrázku 74 je viditelný posun lokálních úhlů náběhu na winglet, které po srovnání s aerodynamickými charakteristikami profilu se nacházejí bezpečně ve funkčním rozsahu úhlů náběhu na použitý profil. Díky tomuto zkroucení se režim optimální režim wingletu posunul na hodnotu 170 km/h.



Obrázek 75 Rozložení tlakového pole po zkroucení wingletu při 163 km/h

Z rozložení tlakového pole při rychlosti 163 km/h, je vidět zvětšení oblasti sání na oblasti za náběžnou hranou wingletu. Při této rychlosti byly pomocí programu Fluent zjištěny síly působící proti směru nabíhajícího proudu, které odpovídají odporu tělesa. Z těchto hodnot byly určeny koeficienty odporu zkoumaného tělesa. Podle vzorců:

$$F_D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_D \rightarrow c_D = \frac{2 \cdot F_D}{S \cdot \rho \cdot v^2} \quad [15]$$

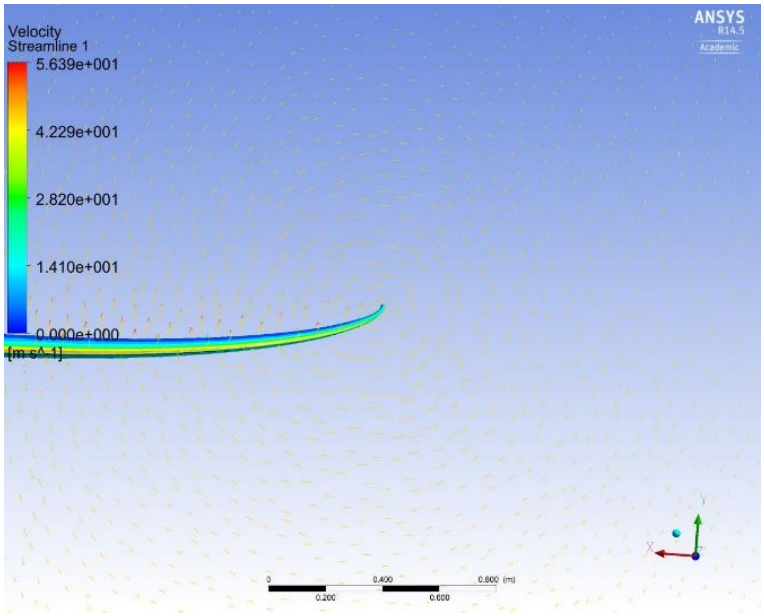
kde plocha zkoumané oblasti byla zjištěna S = 1,4583 m^2 rychlost a hustota vzduchu je známa z předchozí kapitoly. Vypočtené hodnoty jsou shrnuty v tabulce

Tabulka 30 Srovnání odporové síly a koeficientů odporů

Varianta	F_D [N]	C_D [-]
Bez wingletu	9,85590	0,0053
S wingletem	9,00089	0,0049
S krouceným wingletem	8,66707	0,0047

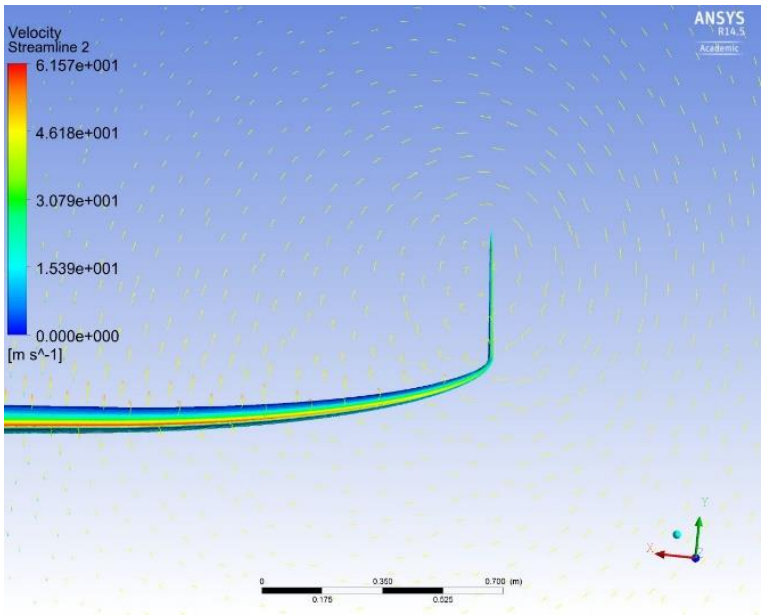
Ze zjištěných hodnot je viditelný pokles koeficientu odporu koncové časti křídla, díky použití wingletu. Nejlepší odporové charakteristiky má varianta se zkroucením wingletu navrženém v této kapitole.

Pro ilustraci funkce wingletu byly pomocí programu Fluent vykresleny proudnice kolem koncové oblasti křídla bez použití wingletu. Které jsou zobrazeny na obrázku 76.



Obrázek 76 Proudnice kolem koncové oblasti bez použití wingletu

Dále byly vykresleny proudnice kolem koncové oblasti křídla s použitím wingletu na obrázku 77.



Obrázek 77 Proudnice kolem koncové oblasti s použitím wingletu

Z tohoto vykreslení je viditelné ovlivnění koncového proudu při použití wingletu, a tím zmenšení indukováných úhlů náběhu na křídlo.

15. Závěr

Tato práce se zabývala návrhem wingletu na kluzák 304TS, který je plánován pro sériovou výrobu od roku 2017 Českou společností HPH sailplanes Ltd.. Tento winglet měl za cíl zlepšit aerodynamické vlastnosti křídla a tím pozitivně ovlivnit výkony kluzáku.

První částí této práce byla rešerše geometrických dat používaných wingletů na kluzácích stejné kategorie, která byla řešena přeměřením geometrie použitých wingletů přímo na kluzácích. V rámci rešerše bylo analyzováním letů kluzáků v této kategorii stanoveno 6 letových režimů, ve kterých tyto kluzáky létají během termického letu. Na základě analýzy geometrických dat používaných wingletů bylo vytvořeno 9 výpočtových variant wingletu.

Dále byl sledován vliv těchto variant na aerodynamické charakteristiky křídla kluzáku. Po analýze dat byl vybrán jako nejvýhodnější winglet složený ze 3 lichoběžníkových částí a eliptického zakončení (Varianta 3), zejména díky jeho nejlepším odporovým vlastnostem. Následně byl vytvořen 3D model křídla se zvolenou variantou wingletu, na kterém byl optimalizován prostor přechodové části křídlo-winglet.

Následně bylo použito CFD analýzy pro simulaci proudění kolem navrženého wingletu. Z této analýzy bylo patrné, že lokální úhly náběhu na winglet se mění v závislosti na koeficientu vztlaku křídla a zároveň na poloze na wingletu. Při porovnání zjištěných úhlů náběhu s aerodynamickými charakteristikami použitého profilu na wingletu bylo přistoupeno k navržení geometrického zkroucení wingletu, tak aby nedocházelo k odtržení proudu a tím ztrátě jeho funkčnosti při žádném letovém režimu. V závěru byla provedena analýza odporových vlastností koncové části křídla bez použití wingletu, kde byla výpočtem stanovena hodnota koeficientu odporu 0,0053. Dále byla stanovena hodnota koeficientu odporu koncové části křídla s navrženým wingletem o hodnotě 0,0047, čímž byl ověřen pozitivní vliv wingletu na vlastnosti křídlo.

16. Použité zdroje

[1] Oficiální internetové stránky společnosti HPH sailplanes Ltd. http://www.hph.cz/

[2] Masak, Peter, Winglet design for sailplanes, Free flight 2/1992

[3] Prof. Maughmer, Mark D., About winglet, http://www.mandhsoaring.com/Why%20Winglets/WL-Soaring.pdf

[4] Ola, Røer Thorsen, Theoretical and experimental Anylysis of the Winglets designed for the High-Performance Sailplane ASW-27, Delft Univerzity of Technology, March 1999

[5] KOUTNÍK, T., Návrh wingletu pro kluzák LS-3. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2011. Vedoucí diplomové práce Ing. Robert Popela,Ph.D.

[6] Prof. Maughmer, Mark D, Kuny J. Peter, Sailplane winglet design, XXV OSTIV Congress, St. Auban, France, VOLUME XXII, NO.4

[7] BROŽ, Václav. Aerodynamika nízkých rychlostí. 4. vydání. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1995

[8] Doc. Ing. Janko Luboš, CSc., FS-ČVUT Ústav letadlové techniky, Přednášková prezentace Aerodynamika a Mechanika Letu, 8-křídlo, 2015

[9] Ing. Radoslav Fíra a kolektiv, Aerodynamika a mechanika letu pro plachtaře, Svaz pro spolupráci s armádou, Naše vojsko, 1960

[10] Petr Polách, Pilot 8/2011, Stoupavý proud, http://cloudbasecafe.blogspot.cz/2012/02/vizualizace-stoupaveho-proudu.html

[11] M. Jahoda, Počítačová dynamika tekutin, VŠCHT, 2014 http://uchi.vscht.cz/uploads/pedagogika/bezpecnostni_inzenyrstvi/CFD.shrnuti.pdf

[12] Ing. Kateřina Horáková, Ing. Vít Honzejk, Ing. František Lemfeld, Manuál pro výuku numerických metod, Technická univerzita v Liberci Fakulta, Katedra energetických zařízení, 12/2010 http://www.kez.tul.cz/files/manual-pro-vyuku-numerickych-metod-web.pdf

[13] Model proudění: ANSYS, Inc. ANSYS FLUENT: Theory Guide [online]. 2011 http://cdlab2.fluid.tuwien.ac.at/LEHRE/TURB/Fluent.Inc/v140/flu_th.pdf

[14] Oficiální internetové stránky výrobce Alexander Schleicher, http://www.alexander-schleicher.de/en/flugzeuge/asg-29/

[15] Oficiální internetové stránky výrobce Schepp-Hirth, https://www.schempp-hirth.com/en/sailplanes.html

[16] HPH 304TS Aerodynamics summary, 304TS-0740-104

[17] Jaroslav Hajek, Zdeněk Patek, Pavel Šafařik, NONLINEAR LIFTING LINE METHOD FOR AIRPLANE WINGS, Colloquium FLUID DYNAMICS 2006

[18] HPH 304TS Airfoils, 304TS-710-101_rA03

16.1. Použité programy

- Wingedit, VZLÚ 2011
- QtOctave
  - Wingload 2 VZLÚ 2011
- NotePad+
- Microsoft Office Excel 2013
- Microsoft Office Word 2013
- Siemens NX 8.5
- ANSYS Workbench
  - ANSYS Geometry
  - ANSYS Mesch
  - ANSYS Fluent 3D
  - ANSYS Results
- XFLR 5
- Naviter SeeYou 3.94

16.2. Seznam použitých symbolů

c_L	[-]	koeficient vztlaku
c_D	[-]	koeficient odporu
c	[-]	hloubka profilu
E_k	[J]	kinetická energie
E_p	[J]	potenciální energie
g	[$m.s^{-2}$]	tíhové zrychlení
G	[N]	tíhová síla
F_D	[N]	odporová síla
h	[m]	výška
$L_{kř}$	[m]	rozpětí letounu
L_{wt}	[m]	Délka (výška) wingletu
m	[kg]	hmotnost
v	$m.s^{-1}$, $km.h^{-1}$]	rychlost letu
v_X	[$m.s^{-1}$, $km.h^{-1}$]	složka rychlosti letu ve směru osy X
v_Y	[$m.s^{-1}$, $km.h^{-1}$]	složka rychlosti letu ve směru osy Y
p	[kPa]	tlak
R	[m]	Poloměr zatáčení
S	[mm^2]	plocha křídla
x, y, z	[-]	osy souřadné soustavy spojené s letadlem
ρ	[kg/m^3]	hustota vzduchu
ν	[$kg/m.s^{-1}$]	Kinematická viskozita
S	[m^2]	plocha křídla

α	[°]	úhel náběhu
α_z	[°]	úhel zkroucení
φ	[°]	úhel klesání
λ	[-]	štíhlost profilu
ψ	[°]	úhel vzepětí křídla

16.3. Seznam obrázků

Obrázek 1 Srovnání klouzavosti kluzáků [1] 3
Obrázek 2 Kluzák 304TS s rozpětím 17,5m [1] 3
Obrázek 3 Kluzák 304TS s rozpětím 20m [1] 4
Obrázek 4 Winglet [8] 5
Obrázek 5 Kulaté zakončení křídla [8] 6
Obrázek 6 Seříznuté zakončení křídla [8] 7
Obrázek 7 Klesavé zakončení křídla [8] 7
Obrázek 8 Zvednuté zakončení křídla [8] 7
Obrázek 9 Rozložení tlaků na křídle [9] 8
Obrázek 10 Efektivní úhel náběhu [5] 9
Obrázek 11 Rozložení součinitele vztlaku pro různé půdorysné tvary [9] 9
Obrázek 12 Mezní vrstva [9] 10
Obrázek 13 Indukovaný odpor [5] 11
Obrázek 14 Víry na křídle [3] 11
Obrázek 15 Model proudění na křídle podle Prandtlovy teorie nosné čáry [5] 12
Obrázek 16 Duo Discus XLT [15] 14
Obrázek 17 Winglet kluzáku Duo Discus 14
Obrázek 18 Arcus M [15] 15
Obrázek 19 Winglet kluzáku Arcus M pohled zepředu (vlevo), od trupu (vpravo) 16
Obrázek 20 Winglet kluzáku Arcus boční pohled 16
Obrázek 21 Třípohledový pohled na Ventus 2cx [15] 17
Obrázek 22 Pohled na winglet kluzáku Ventus 2cx 18
Obrázek 23 Winglet kluzáku JS 1 Relevation 19
Obrázek 24 Kluzák EB 29 20
Obrázek 25 Winglet kluzáku EB 29 21
Obrázek 26 Winglet kluzáku ASG 29 E 23
Obrázek 27 Rozložení C_L na konci křídla 24
Obrázek 28 Tvar profilu PW 10-100 [16] 25
Obrázek 29 Poláry používaných profilů 26
Obrázek 30 Vztlakové čáry používaných profilů 26
Obrázek 31 Trajektorie klouzavých letů [9] 27
Obrázek 32 Silová rovnováha na vztlakových částech letounu 29
Obrázek 33 Časový průběh vzniku a rozpadu stoupavého proudu [10] 30
Obrázek 34 Trajektorie při příletu do stoupavého proudu [10] 31
Obrázek 35 Výpočtový model původního křídla 35
Obrázek 36 Polára křídla 36
Obrázek 37 Vztlaková čára křídla 36
Obrázek 38 Bokorys Varianty 1 37
Obrázek 39 Bokorys Varianty 2 37
Obrázek 40 Bokorys Varianty 3 38
Obrázek 41 Bokorys Varianty 4 38
Obrázek 42 Bokorys Varianty 5 39
Obrázek 43 varianta 1 poloviční L_{wt}= 0,25m 40
Obrázek 44 Varianta 1 $L_{kř}$=10,05 m 40

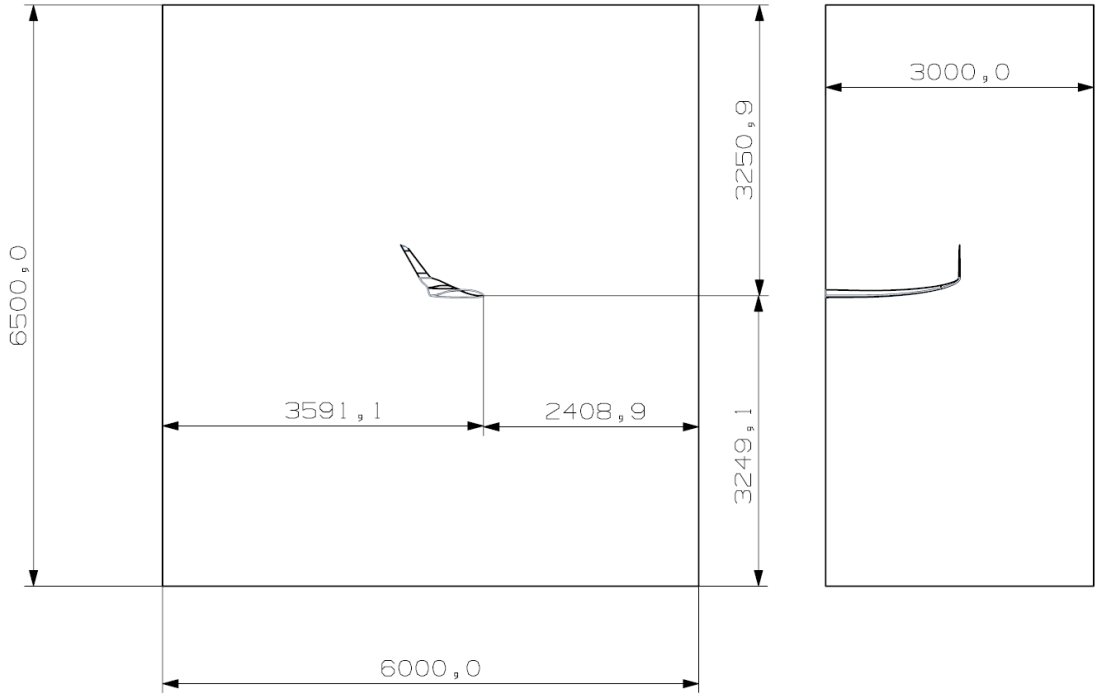
Obrázek 45 Varianta 1 $L_{kř}$ =10,15 m 40
Obrázek 46 Superpozice vírů [17] 41
Obrázek 47 Rozložení koeficientu vztlaku na křídle 42
Obrázek 48 Rozložení koeficientu vztlaku na koncové části křídla 43
Obrázek 49 Rozložení koeficientu odporu na koncové části křídla 44
Obrázek 50 Rozložení koeficientu vztlaku na koncové části křídla 45
Obrázek 51 Rozložení koeficientu odporu na koncové části křídla 46
Obrázek 52 Rozložení koeficientu vztlaku na koncové části křídla 47
Obrázek 53 Rozložení koeficientu odporu na koncové části křídla 47
Obrázek 54 Rozložení koeficientu vztlaku na celém křídle 48
Obrázek 55 Rozložení koeficientu vztlaku na koncové části křídla 49
Obrázek 56 Rozložení koeficientu odporu na koncové části křídla 49
Obrázek 57 Rozložení koeficientu vztlaku na koncové části křídla 50
Obrázek 58 Rozložení koeficientu odporu na koncové části křídla 51
Obrázek 59 Rozložení koeficientu vztlaku na koncové části křídla 52
Obrázek 60 Rozložení koeficientu odporu na koncové části křídla 52
Obrázek 61 Srovnání klouzavosti 54
Obrázek 62 3D model křídla s wingletem ISO pohled 55
Obrázek 63 3D model křídla s wingletem pohled z boku 56
Obrázek 64 3D model křídla s wingletem s hladším přechodem 56
Obrázek 65 Detail přechodu křídlo-winglet 57
Obrázek 66 Tetrahedron (čtyřstěn) [11] 58
Obrázek 67 Vektory místních úhlů náběhu wingletu 60
Obrázek 68 Závislost místních úhlů náběhu na poloze na wingletu 61
Obrázek 69 Rozložení tlakového pole na zkoumané oblasti křídla 61
Obrázek 70 Závislost lokálních úhlů náběhu na poloze souřadnici při různých rychlostech 62
Obrázek 71 Tlakové pole na zkoumané oblasti při rychlosti 110 km/h 63
Obrázek 72 Závislost lokálních úhlů náběhu na poloze souřadnici při různých rychlostech 64
Obrázek 73 Závislost zkroucení wingletu na poloze 65
Obrázek 74 Závislost lokálních úhlů náběhu na poloze souřadnici při různých rychlostech po zkroucení wingletu 65
Obrázek 75 Rozložení tlakového pole po zkroucení wingletu při 163 km/h 66
Obrázek 76 Proudnice kolem koncové oblasti bez použití wingletu 67
Obrázek 77 Proudnice kolem koncové oblasti s použitím wingletu 67

16.4. Seznam tabulek

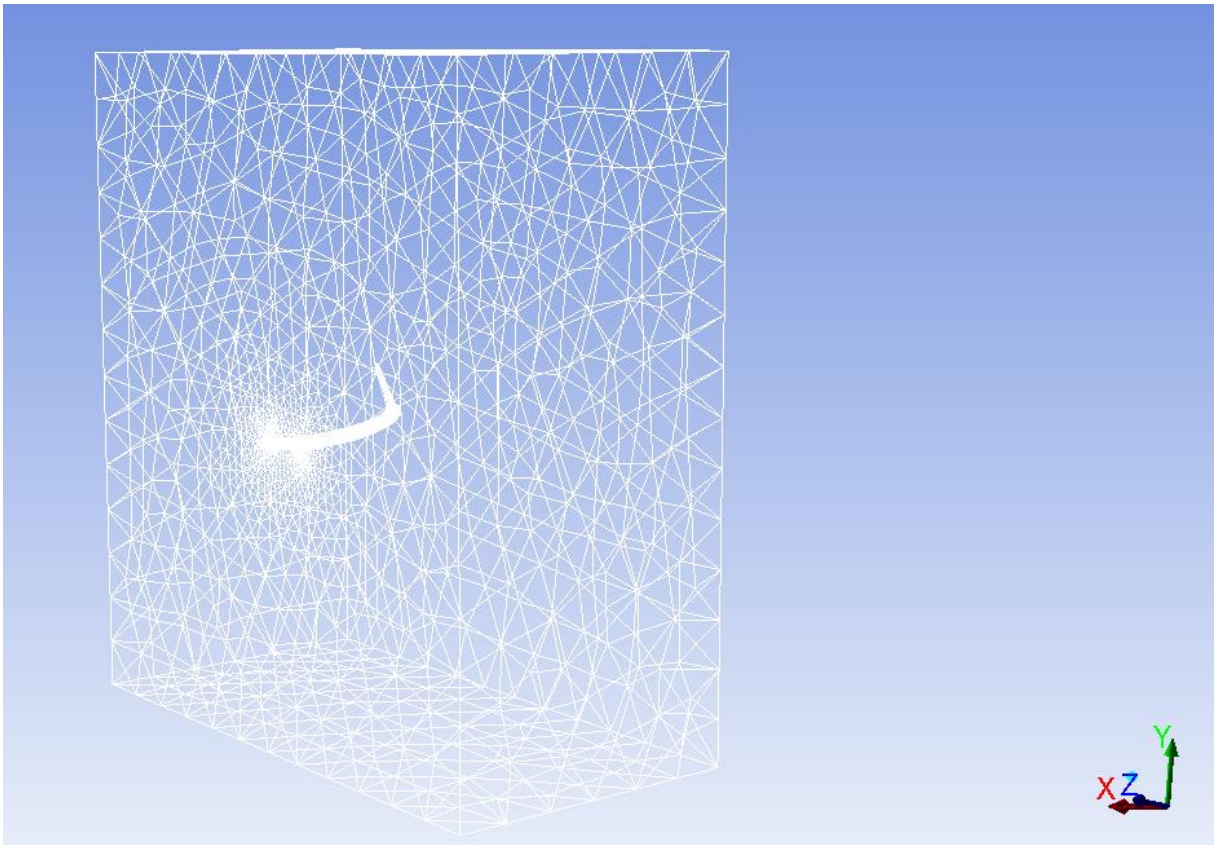
Tabulka 1 Technické údaje kluzáku 304TS 4
Tabulka 2 Technické údaje kluzáku Duo Discus XLT 13
Tabulka 3 Rozměry wingeltu Duo Discus XLT 14
Tabulka 4 Technické údaje kluzáku Arcus M 15
Tabulka 5 Rozměry wingletu Arcusu M 16
Tabulka 6 Technická data kluzáku Ventus 2cx 17
Tabulka 7 Rozměry wingletu Ventus 2cx 18
Tabulka 8 Technická data kluzáku JS 1 Relevation 19
Tabulka 9 Rozměry wingletu JS 1 Relevation 19
Tabulka 10 Technická data kluzáku ASG 29 E 22
Tabulka 11 Analýza letů 20 metrové třídy 28
Tabulka 12 Analyzované hodnoty z letů 20 metrové třidy 32
Tabulka 13 Analyzované hodnoty z letů 20 metrové třidy 32
Tabulka 14 Shrnutí modu použitých pro výpočet 33
Tabulka 15 Základní geometrické charakteristiky křídla 35
Tabulka 16 Hodnoty Módu 1 42
Tabulka 17 Průměrné hodnoty aerodynamických součinitelů při Modu 1 44
Tabulka 18 Hodnoty Módu 2 45
Tabulka 19 Průměrné hodnoty aerodynamických součinitelů při Modu 2 46
Tabulka 20 Hodnoty Módu 3 46
Tabulka 21 Průměrné hodnoty aerodynamických součinitelů při Modu 3 48
Tabulka 22 Hodnoty Módu 4 48
Tabulka 23 Průměrné hodnoty aerodynamických součinitelů při Modu 4 50
Tabulka 24 Průměrné hodnoty aerodynamických součinitelů při Modu 5 51
Tabulka 25 Hodnoty Módu 6 51
Tabulka 26 Průměrné hodnoty aerodynamických součinitelů při Modu 6 53
Tabulka 27 Hodnoty nabíhajícího proudu při přeskokové rychlosti 59
Tabulka 28 Hodnoty nabíhajícího proudu při nízké rychlosti 62
Tabulka 29 Hodnoty nabíhajícího proudu při vysoké rychlosti 63
Tabulka 30 Srovnání odporové síly a koeficientů odporů 66

17. Přílohy

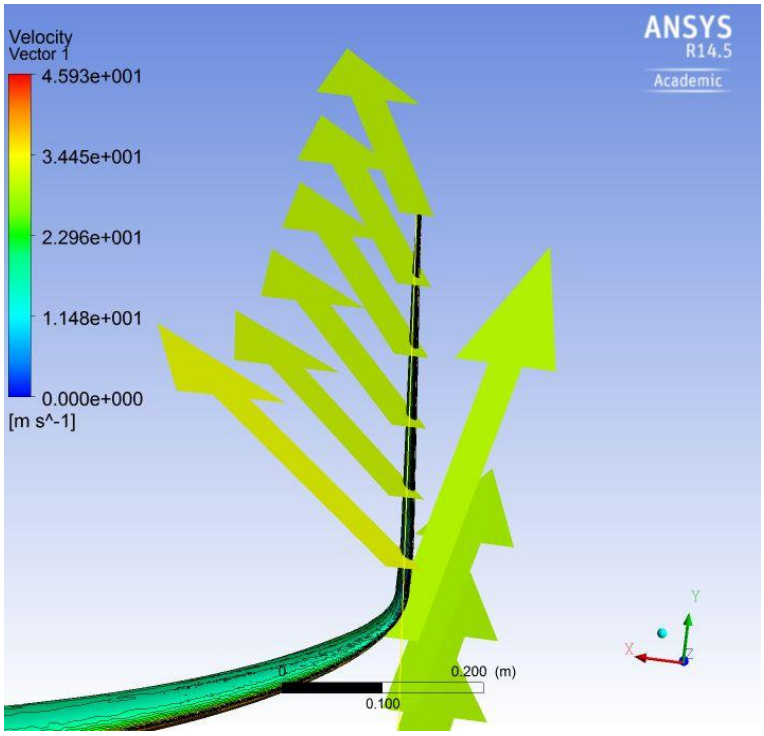
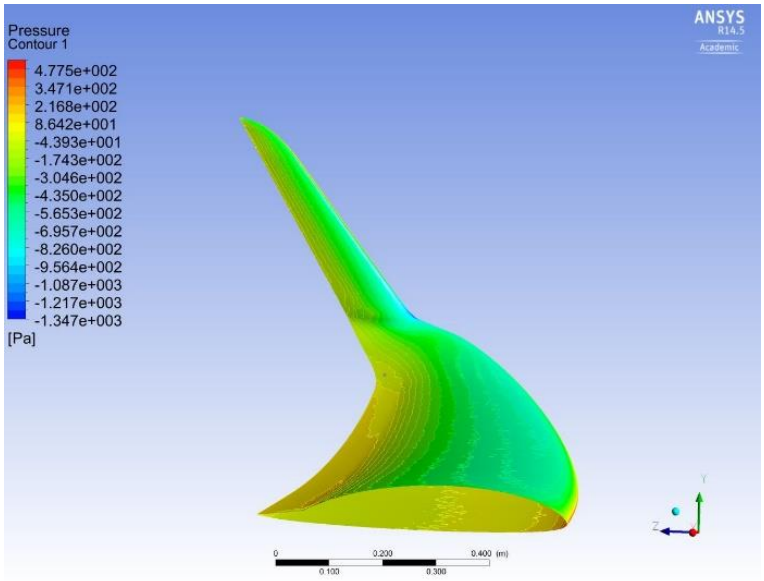
A) Rozměry zkoumaného prostoru pro analýzu CFD



B) Grafické zobrazení hraničních ploch výpočtové sítě



C) Vektory nabíhajícího proudu na winglet při rychlosti 110 km/h



D) Tlakové pole na zkoumané ploše při použití krouceného wingletu a rychlosti 110 km/h