VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH NEKONVENČNÍHO PŘECHODU KŘÍDLO TRUP KLUZÁKU A JEHO VLIV NA VÝKONY

UNCONVENTIONAL WING FUSELAGE JUNCTION FOR GLIDER AND ITS INFLUENCE ON PERFORMANCE

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE Bc. Adam Štarha
AUTHOR

VEDOUCÍ PRÁCE Ing. Robert Popela, Ph.D.
SUPERVISOR

BRNO 2023

Zadání diplomové práce

Ústav:	Letecký ústav
Student:	**Bc. Adam Štarha**
Studijní program:	Letecká a kosmická technika
Studijní obor:	Stavba letadel
Vedoucí práce:	**Ing. Robert Popela, Ph.D.**
Akademický rok:	2022/23

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

Návrh nekonvenčního přechodu křídlo trup kluzáku a jeho vliv na výkony

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Interferenční odpor je jedním z významných zdrojů odporu letounu. Pro kluzáky je důležité eliminovat všechny druhy odporu na minimální úroveň. Specifické tvarování a koncepce napojení křídlo–trup může potenciálně snížit odpor. Je však nutno hodnotit koncept z hlediska celkového vlivu na všechny režimy práce letounu.

Cíle diplomové práce:

Provedení analýzy možného atypického tvaru napojení křídlo–trup u výkonného kluzáku a porovnání s konvenčním řešením. Analýza vlivu na rozložení vztlaku a cirkulace po rozpětí křídla a návrh případných úprav ovládání klapek pro optimalizaci jak interferenčního tak indukovaného odporu. Základní posouzení z hlediska pevnosti křídla. Předpokládaným nástrojem je CFD.

Seznam doporučené literatury:

Thomas, F, Fundamentals of Sailplane Design, College Park Press;, 1999, ISBN 0966955307.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2022/23

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D. ředitel ústavu	doc. Ing. Jiří Hlinka, Ph.D. děkan fakulty

Abstrakt

Tato diplomová práce se zabývá problematikou zlepšování výkonů kluzáků snížením interferenčního odporu na přechodu křídlo trup. V práci jsou popsána současná aerodynamická a konstrukční řešení, ke kterým byly vytvořeny dva nové aerodynamické návrhy. Výsledky výpočtového modelování proudění byly porovnány s výsledky komparativního modelu.

Klíčová slova

kluzák, aerodynamický návrh, interferenční odpor, výkony kluzáku

Abstract

This diploma thesis deals with the issue of glider performace improvement by reduction of interference drag. There are described current aerodynamic and structural designs in this work, to which two new aerodynamic designs were created. Results of computational fluid dynamics were compared to the results of the comparative model.

Keywords

glider, aerodynamic design, interference drag, glider performance

Bibliografická citace

ŠTARHA, Adam. *Návrh nekonvenčního přechodu křídlo trup kluzáku a jeho vliv na výkony* [online]. Brno, 2023 [cit. 2023-02-23]. Dostupné z: https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/149374. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Robert Popela.

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci na téma **Návrh nekonvenčního přechodu křídlo trup kluzáku a jeho vliv na výkony** vypracoval samostatně s použitím odborné literatury a pramenů uvedený na seznamu, který tvoří přílohu této práce.

--- ---

Datum Adam Štarha

Poděkování

Děkuji panu Ing. Robertu Popelovi, Ph. D. za cenné rady a připomínky při tvorbě této diplomové práce a panu Ing. Robertu Grimovi za cenné rady při výpočtovém modelování. Dále děkuji rodině a přátelům za podporu nejen při psaní této diplomové práce, ale i za podporu během celého studia.

Obsah

1 Úvod 13
1.1 Historie kluzáků 13
1.2 Kategorie kluzáků 14
1.2.1 Akrobatické kluzáky 14
1.2.2 Školní dvoumístné kluzáky 14
1.2.3 Výkonné kluzáky 14
1.2.4 Rozdělení kluzáků do tříd dle FAI 14
1.3 Současné konfigurace přechodů 15
1.3.1 Středoplošník 15
1.3.2 Hornoplošník 15
1.4 Přehled vysokovýkonných kluzáků 16
1.4.1 Akaflieg Köln LS11 16
1.4.2 Jonker JS 3 Rapture 17
1.4.3 fs34 Albatros 18
1.4.4 Schleicher AS 33 18
1.4.5 HpH 304S Shark 19
2 Aerodynamický odpor 20
2.1 Druhy odporů 20
3 Aerodynamický návrh 21
3.1 Referenční režim 21
3.2 Původní model (304S) 23
3.2.1 Geometrický model 23
3.2.2 Výpočetní síť 26
3.3 První návrh (DP1) 28
3.3.1 Geometrický model 31
3.3.2 Výpočetní síť 35
3.4 Nový návrh (DP2) 36
3.4.1 Geometrický model 37

3.4.2 Výpočetní síť ... 40
3.5 Výkresy modelů ... 42
3.6 Výpočetní model ... 44
3.7 Výsledky výpočtů ... 45
3.7.1 Model 304S ... 46
3.7.2 Model DP1 ... 51
3.7.3 Model DP2 ... 56
3.8 Srovnání výsledků ... 61
3.9 Analýza CFD výpočtů ... 65
3.9.1 Model 304S ... 65
3.9.2 Model DP1 ... 67
3.9.3 Model DP2 ... 70
3.9.4 Závěr z analýzy výsledků ... 73
4 Výkony ... 74
5 Pevnostní analýza ... 75
6 Závěr ... 76
Seznam použitý zdrojů ... 77
Seznam použitých zkratek a symbolů ... 80
Zkratky ... 80
Symboly ... 80

1 Úvod

Kluzáky jsou bezmotorová letadla těžší než vzduch s pevnými nosnými plochami [1]. Jak už název napovídá, pohybují se klouzavým letem, kdy mění svoji potenciální energii na energii kinetickou. K získání výšky využívají proudy stoupavého vzduchu, které se za příznivých podmínek vyskytují v atmosféře [2]. V dnešní době výrobci kluzáků usilují o zlepšení výkonů svých modelů například změnou štíhlosti křídla nebo snahou snížit celkový odpor kluzáku snížením interferenčního odporu na přechodu křídlo trup. Druhým způsobem zvyšování výkonnosti kluzáků se zabývá i tato práce.

1.1 Historie kluzáků

Historie kluzáků sahá už do starověké Číny, prvním úspěšným kluzákem byl však pravděpodobně až kluzák vlastní konstrukce arabského učence, který jej vyzkoušel v roce 875 n. l. [1]. Další úvahy o bezmotorovém letu vznikaly v období renesance, do kterého jsou datovány nalezené skici Leonarda da Vinciho [1]. Samotné počátky letectví jsou také spojeny s vývojem kluzáků a významného pokroku v této oblasti dosáhl Otto Lilienthal [1; 3], který po jednom svém neúspěšném letu kluzáku a následné nehodě v srpnu 1896 podlehl následkům zranění [3]. Další, kdo se zabýval kluzáky, byli bratři Wrightové, kteří sestavili kluzák s pohyblivými řídicími plochami a následně v roce 1903 úspěšně nainstalovali na kluzák motor, čímž kluzák „povýšili“ na letoun [2].

Obr. 1.1.1 – Let Otto Lilienthala [4]

Dalším významným vývojem prošly kluzáky v Německu po první světové válce, jelikož bylo v Německu zakázané vyrábět motorová letadla [2]. Před druhou světovou válkou byly kluzáky schopny za jeden den uletět stovky a někdy i tisíc kilometrů [2]. Kromě sportu byly kluzáky v minulosti, zejména během druhé světové války, využívány i ve vojenství k přepravě výsadkářů nebo těžké techniky [1]. V současné době se kluzáky využívají především ke sportovní a rekreační činnosti [1] a s tím souvisí jejich další vývoj a optimalizace vlastností.

1.2 Kategorie kluzáků

V dnešní době se naprostá většina kluzáků vyrábí pro sportovní a rekreační využití. Podle konkrétního využití se řadí do několika skupin a pro závodní účely bylo vytvořeno několik tříd kluzáků.

1.2.1 Akrobatické kluzáky

Jsou to kluzáky velmi specifické kategorie a v roce 2009 bylo vyráběno přibližně pět typů akrobatických kluzáků [5], nicméně seznam kluzáků na wikipedii uvádí pouze dva typy, kterých bylo vyrobeno více jak deset kusů [6]. Důvodem malého počtu typů je možnost provádět prvky základní akrobacie na některých školních dvoumístných kluzácích [5].

1.2.2 Školní dvoumístné kluzáky

Tento druh kluzáků je pro mnohé budoucí piloty prvním setkáním s leteckou technikou a letem samotným, a proto by měl umožnit rychlé dosažení správných pilotážních návyků. Obtížnost techniky pilotáže a síly v řízení by měly být v přijatelných mezích tak, aby umožnily žákovi rozpoznat souvislosti mezi příčinami a následky. Dále klouzavost tohoto typu by měla být alespoň 30, aby si žáci zvykali na klouzavost výkonných kluzáků, se kterými budou létat. [5]

1.2.3 Výkonné kluzáky

V současné době se jedná o nejrozšířenější kategorii kluzáků. Jejich vývoj, během kterého se konstruktéři snažili zlepšovat vlastnosti v kroužení a klouzavost, intenzivně probíhá již od meziválečné doby. K výše zmíněným vlastnostem dnes přibyly další požadavky na snadnost pilotáže, sladěnost výchylek kormidel a malé síly v řídidlech k minimalizaci únavy pilota. Dále je to požadavek na pohodlnost pilotova posedu, aby nedocházelo ke snižování jeho výkonnosti například bolestí zad. [5]

1.2.4 Rozdělení kluzáků do tříd dle FAI

Mezinárodní letecká federace (FAI), jejímž členem je Česká republika od roku 1920 [7], kluzáky dělí do sedmi tříd s určitými omezeními, tak aby bylo možné objektivně hodnotit výkony pilotů, a ne jejich kluzáků na plachtařských soutěžích tím, že kluzáky zařadí do tříd s podobnými vlastnostmi [5].

Kluzáky jsou rozděleny do těchto tříd [5; 8]:

- Volná třída:
  Kromě omezené maximální hmotnosti kluzáku na 750 kg nejsou uplatňována žádná další omezení.

- 18m třída:
  Jediným omezením v této třídě je rozpětí křídla, které musí být do 18 metrů.

- 15m třída:
  Obdobně jako u předchozí třídy je rozpětí křídla omezeno do 15 metrů.

- Standardní třída:
  V této třídě je omezené rozpětí křídla na 15 metrů a nejsou povolena zařízení měnící prohnutí křídla s výjimkou křidélek. Dále jsou zakázané brzdící klapky, které by způsobily zvýšení výkonu kluzáku. Minimální rozměry kola podvozku, který může být zatahovací nebo pevný, jsou 300 mm v průměru a šířka 100 mm. Za letu vypustitelná přítěž vody není dovolena.

- Klubová třída:
  Typy kluzáků patřících do této třídy jsou jmenovány v pravidlech FAI. Jedná se o starší typy kluzáků, které nejsou konkurence schopné s kluzáky ve volné třídě. Výsledky jsou přepočítávány podle výkonnostních koeficientů jednotlivých typů.

- Dvoumístná 20m třída:
  Tato třída je určená pro dvoumístné kluzáky s rozpětím do 20 metrů, posádka musí být během soutěžních letů dvoučlenná a není povolena vodní přítěž.

- Světová třída:
  Jedná se o jednotný typ kluzáku pro všechny piloty vyvážený tak, aby všichni měli stejnou vzletovou hmotnost. V současnosti se létá na PW-5 zkonstruovaném na technice ve Varšavě.

1.3 Současné konfigurace přechodů

V této kapitole jsou představeny dvě konfigurace přechodů, které jsou používány při výrobě kluzáků.

1.3.1 Středoplošník

Je to uspořádání, kdy přechod křídlo trup se nachází ve středu trupu. Jedná se o aerodynamicky nejčistší uspořádání přechodu křídlo trup. Další výhodou je jejich podélná stabilita a lepší klonění než u dolnoplošníku a hornoplošníku [9].

1.3.2 Hornoplošník

Jedná se o takovou konfiguraci letounu, kdy je křídlo umístěno v horní části trupu. Nosníky křídla neprocházejí středem trupu a nezabírají tak místo pro možný náklad [10]. Toho se využívá hlavně u velkých transportních letounů, u kluzáků tato výhoda odpadá.

1.4 Přehled vysokovýkonných kluzáků

V této kapitole bude čtenář seznámen s dnešními moderními sportovními kluzáky. Ve všech případech se jedná o středoplošné přechody křídlo trup, protože tato konfigurace se v naprosté většině vyrábí.

1.4.1 Akaflieg Köln LS11

Jedná se o prototyp kluzáku, který spadá do dvoumístné soutěžní třídy, vyvíjeného u Akaflieg Köln e.V. od roku 2000 [11]. První let byl uskutečněn 5. listopadu 2005 [11; 12]. Má čtyři vyměnitelné konce křídel, které umožňují operativně měnit rozpětí křídel na 18, 19, 20 a 21 metrů [11]. Pro jednotlivá rozpětí se maximální klouzavost pohybuje mezi 46 a 50 při rychlostech od 100 do 110 km/h [11].

Tab. 1.4.1.1 – Vlastnosti kluzáku [11; 12]

Posádka:	1 pilot
	1 cestující, vodní přítěž
Rozpětí:	18 m
Plocha:	13,4 m^2
Štíhlost:	24,2
Prázdná hmotnost:	360 kg
Celková hmotnost:	670 kg
Max. klouzavost:	46
Min. opadání:	0,63 m/s

Obr. 1.4.1.1 – Akaflieg Köln LS11 [12]

1.4.2 Jonker JS 3 Rapture

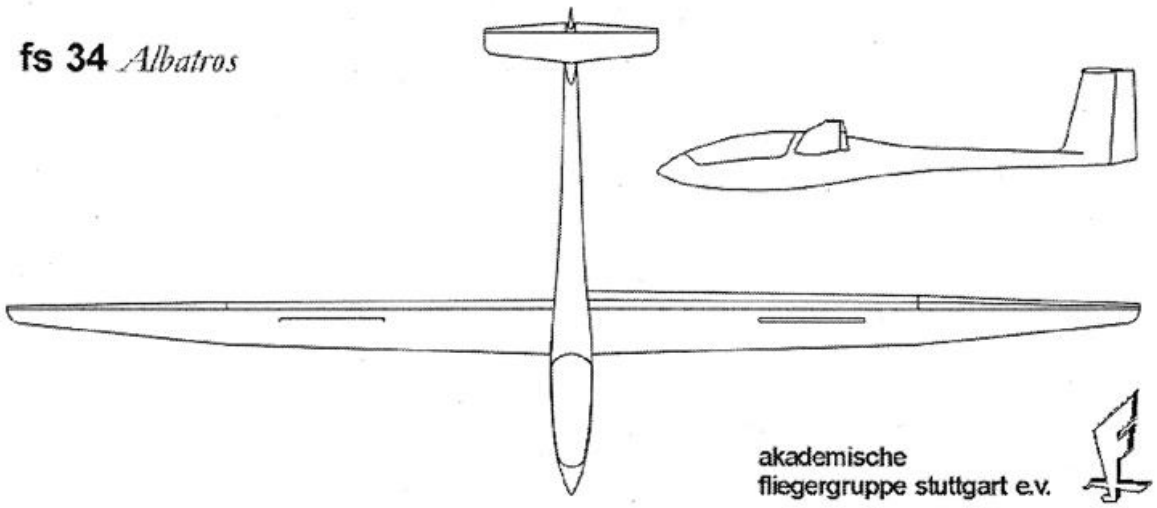
Jedná se o vysokovýkonný jednomístný kluzák vyráběný z kompozitů se skelnými a uhlíkovými vlákny a kevlaru [13] ve dvou variantách – s rozpětím křídel 15 nebo 18 metrů [14]. Podle velikosti rozpětí také spadá do příslušné soutěžní třídy podle FAI. Lze jej zakoupit jako „čistý“ kluzák, nebo s malým proudovým motorem případně s elektromotorem a vrtulí. Poslední varianta umožňuje i samostatný vzlet kluzáku. [14]

Tab. 1.4.2.1 – Vlastnosti kluzáku [14]

Rozpětí:	**18 m**	**15 m**
Plocha křídla:	9,95 m^2	8,75 m^2
Štíhlost:	32,8	25,4
Max. hmotnost:	600 kg	525 kg
Prázdná hmotnost:	296 kg	284 kg
Max. klouzavost:	56	50
Min. opadání:	0,48 m/s	0,53 m/s
Vodní přítěž:	196 l	162 l

1.4.3 fs34 Albatros

Jedná se o projekt vysokovýkonného kluzáku s měnitelnou plochou křídla pomocí klapek vyvíjeného v Akaflieg Stuttgart. Rozpětí křídla bylo navrhnu to na 15 metrů s měnitelnou plochou křídla od 8 do 9,39 m^2. Štíhlost křídla byla navržena na 28 a maximální klouzavost kluzáku na 50. Se začátkem vývoje motorového kluzáku fs-35 byl tento projekt ukončen bez žádného vyrobeného kusu. [15]



Obr. 1.4.3.1 – fs34 Albatros [15]

1.4.4 Schleicher AS 33

Schleicher AS 33 je jednomístný vysokovýkonný kluzák vyráběný Alexandrem Schleicherem. První let prototypu byl uskutečněn 23. ledna 2020 na letišti Huhnrain poblíž Frankfurtu. Konstrukce je založena na kluzáku ASG 29 s úplně novým křídlem optimalizující obtékání vzduchu na přechodu křídlo-trup i na koncích křídel. Je zkonstruován s rozpětím 18 metrů s možností výměny části křídel na snížení rozpětí tak, aby mohl létat v 15m soutěžní třídě. [16]

Tab. 1.4.4.1 – Základní vlastnosti [17]

Rozpětí:	**18 m**	**15 m**
Plocha křídla:	10 m^2	8,8 m^2
Štíhlost:	32,4	25,6
Prázdná hmotnost:	300 kg	290 kg
Max. vzletová hmotnost:	600 kg	550 kg

Obr. 1.4.4.1 – Schlecher AS 33 [17]

1.4.5 HpH 304S Shark

Tento jednomístný vysokovýkonný kluzák vyráběný kutnohorskou firmou HpH Sailplanes je nabízený se dvěma rozpětími křídel – 15 a 18 metrů. Prototyp kluzáku vzlétnul 23. listopadu 2006. Je prodáván ve třech variantách: JS – jet engine; MS – selflauncher a ES – electric sustainer. [18]

Tab. 1.4.5.1 – Vlastnosti variant kluzáku [18]

Varianta:	**JS**	**MS**	**ES**
Rozpětí:	$18\ m$	$18\ m$	$18\ m$
Plocha křídla:	$11{,}74\ m^2$	$11{,}74\ m^2$	$11{,}74\ m^2$
Štíhlost:	27,43	27,43	27,43
Profil křídla:	HPH xn2	HPH xn2	HPH xn2
Prázdná hmotnost:	$355\ kg$	$395\ kg$	$365\ kg$
Max. vzletová hmotnost:	$600\ kg$	$600\ kg$	$600\ kg$
Vodní přítěž:	$200\ l$	$120\ l$	$180\ l$
Max. klouzavost:	> 50	> 50	> 50
Min. opadání:	$0{,}47\ m/s$	$0{,}49\ m/s$	$0{,}50\ m/s$

Obr. 1.4.5.1 – HpH 304ES Shark [18]

2 Aerodynamický odpor

Odpor je aerodynamická síla působící vždy proti pohybu tělesa v kapalině [19]. Je způsoben zejména rozdílem tlaků před a za pohybujícím se tělesem, třením kapaliny o povrch tělesa nebo v místech rotace třídimenzionálního proudění [20]. Lze jej rozdělit celkem do pěti podskupin podle principu vzniku [19].

2.1 Druhy odporů

Tlakový odpor vzniká rozložením sil kolmých na povrch tělesa v každém místě povrchu [21], zjednodušeně lze říci, že vzniká předozadním rozdílem tlaků okolo tělesa [20], tedy tlak před pohybujícím tělesem je vyšší než za tímto tělesem. Závisí na tvaru a příčném průřezu tělesa [22].

Další složkou celkového odporu je třecí odpor, vzniká v důsledku viskozity kapalin. Viskozita je vnitřní „odpor“, který vykazují částice kapalin působící proti vzájemnému relativnímu pohybu molekul způsobeným smykovou silou [23]. V důsledku toho od určité vzdálenosti nad povrchem tělesa se snižuje rychlost proudu až dosáhne nulové velikosti na povrchu. Rozdíly rychlostí mezi vrstvičkami kapaliny rovnoběžnými s povrchem je tvořeno toto smykové tření (odpor).

Třetí složkou odporu je indukovaný odpor. Je vázaný na generovaný vztlak a vzniká v místech, kde dochází k přetékání tekutiny z místa s vyšším tlakem do místa s tlakem nižším, typicky

na koncích křídel. V důsledku přetékání vzduchu jsou generovány víry [20; 24], které jsou zdrojem tohoto odporu, ve všech místech, kde k tomuto přetékání dochází, avšak na koncích křídel je vliv dominantní. V blízkosti země však tyto víry mohou letoun nadnášet [24].

Při nadzvukovém proudění vzniká vlnový odpor, který je zde však pouze zmíněn, protože se tato práce zabývá kluzáky, které se pohybují pouze v subsonické oblasti proudění.

Pátou složkou je interferenční odpor. K jeho vzniku dochází při vzájemném ovlivňování částí, případně těles, spojených dohromady nebo jsou ve vzájemně „vhodné“ pozici (blízko sebe nebo za sebou) [25] v proudící tekutině. V těchto případech se proudění okolo částí letadel navzájem ovlivňuje a dochází ke změně rozložení tlaku na obou částech draku [26]. Téměř vždy je tato složka odporu kladná [26], ve výjimečných případech může být i záporná [25], avšak jedná se o několik konkrétních případů. Celkový odpor spojených částí je téměř vždy větší než součet odporů jednotlivých částí [25; 26].

Odhad interferenčního odporu při návrhu nové konstrukce je primárně založený na předešlých experimentálních datech a zkušenostech. Neexistují žádné analytické vzorce pro výpočet tohoto druhu odporu. [26]

3 Aerodynamický návrh

3.1 Referenční režim

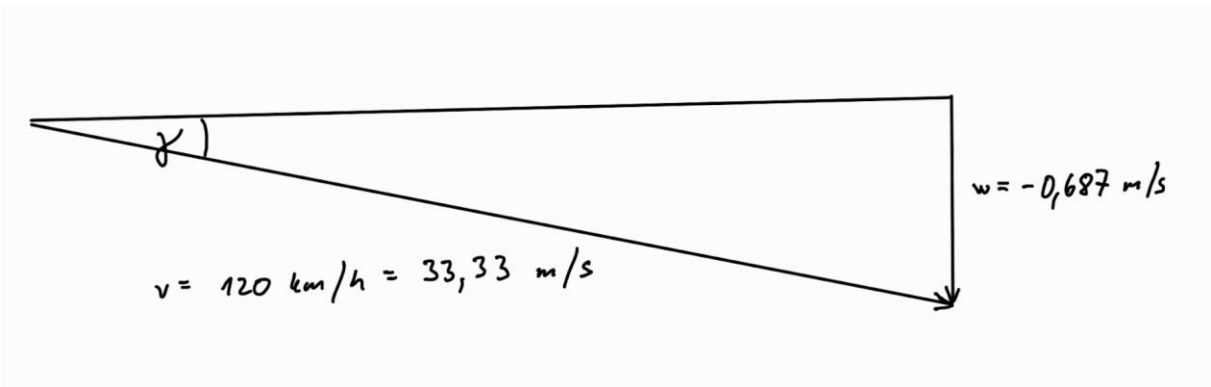
Referenční režim byl zvolen na základě informací o kluzáku HpH 304S Shark, který byl zvolen pro porovnávání výsledků upravených modelů.

Na začátku byly zvoleny následující parametry. Jako referenční hmotnost byla zvolena maximální vzletová hmotnost, která byla použita u všech modelů, výše zmíněného kluzáku, tedy $m = 600\ kg$. Pro potřeby výpočtu byly dále zvoleny referenční výška, která byla zvolena jako $0\ m\ MSA$, jež ovlivňuje hodnotu hustotu vzduchu, která vstupuje do výpočtu, a rychlost letu, jejíž hodnota byla stanovena na $120\ km/h$. Tato rychlost byla zvolena z důvodu, že pro zvolenou hmotnost se jedná o rychlost, při které byla naměřena nejvyšší klouzavost. Tato informace byla zjištěna v tabulce v souboru „PolaryCZIL.xls“ [27], ve kterém jsou uvedeny rychlostní poláry 90 kluzáků a jejich variant. Zdroje dat jsou uvedeny pouze obecně, v případě kluzáku HpH 304 Shark IDA flieg (pravděpodobně se jedná o německou výzkumnou skupinu [27]), Johnson (zřejmě Dick Johnson, jenž změřil vlastnosti řady kluzáků [27]) a výrobce.

Jako referenční režim byl zvolen takový, kdy je splněna podmínka silové rovnováhy ve vertikálním směru. V realitě kluzáky kloužou, postupně ztrácí výšku, kterou mění, aby udržely svou dopřednou rychlost, neboť jsou brzděny odporem vzduchu. Pro tyto účely byla z výše zmíněného souboru pro zvolenou dopřednou rychlost odečtena i rychlost klesání, jejíž hodnota je $w = -0{,}687\ m/s$. Na základě znalosti obou rychlostí mohl být stanoven úhel klouzání dle vztahu (1), který byl odvozen z vektorového trojúhelníku při ustáleném klesavém letu zobrazeném na obrázku 3.1.1.

$$\gamma = arcsin\left(\frac{w}{v}\right) \tag{1}$$

$$\gamma = arcsin\left(\frac{-0{,}687}{33{,}33}\right) = -1{,}18° = -1°\ 11'$$



Obr. 3.1.1 – Vektorový trojúhelník

Pro ustálený klesavý let musí být splněné následující dvě podmínky v aerodynamickém souřadném systému.

$$x_a: G \sin\gamma - D = 0 \tag{2}$$

$$z_a: G \cos\gamma - L = 0 \tag{3}$$

Jelikož je sestupový úhel γ velmi malý, lze zavést následující zjednodušení pro velmi malé úhly $\sin\gamma = \gamma$ a $\cos\gamma = 1$. Díky tomu se vztah (3) zjednoduší do formy pro ustálený horizontální let.

$$L = G$$

Z tohoto vztahu lze pak odvodit minimální potřebnou velikost součinitele vztlaku c_L na překonání tíhové síly.

$$0{,}5\rho_0 c_L S v^2 = mg$$

$$c_L = \frac{2mg}{\rho_0 S v^2} \tag{4}$$

$$c_L = \frac{2 \cdot 600 \cdot 9{,}80665}{1{,}225 \cdot 11{,}74 \cdot 33{,}33^2} = 0{,}73659$$

Kde jsou:

m	referenční hmotnost,
g	tíhové zrychlení,
ρ_0	hustota vzduchu v 0 m MSA,
S	plocha křídla,
v	referenční dopředná rychlost,

c_L součinitel vztlaku kluzáku.

Při tomto zvoleném režimu bude absolutní velikost součinitele vztlaku c_L u všech modelů stejná, a tedy bude možné se věnovat pouze optimalizaci rozložení součinitele vztlaku po rozpětí a rozložení cirkulace po rozpětí.

Zvolené referenční hodnoty jsou shrnuty v tabulce 3.1.1.

Tabulka 3.1.1 – Referenční hodnoty

m	H	ρ	v	c_L
$[kg]$	$[m]$	$[kg/m^3]$	$[m/s]$	$[-]$
600	0	1,225	33,33	0,73659

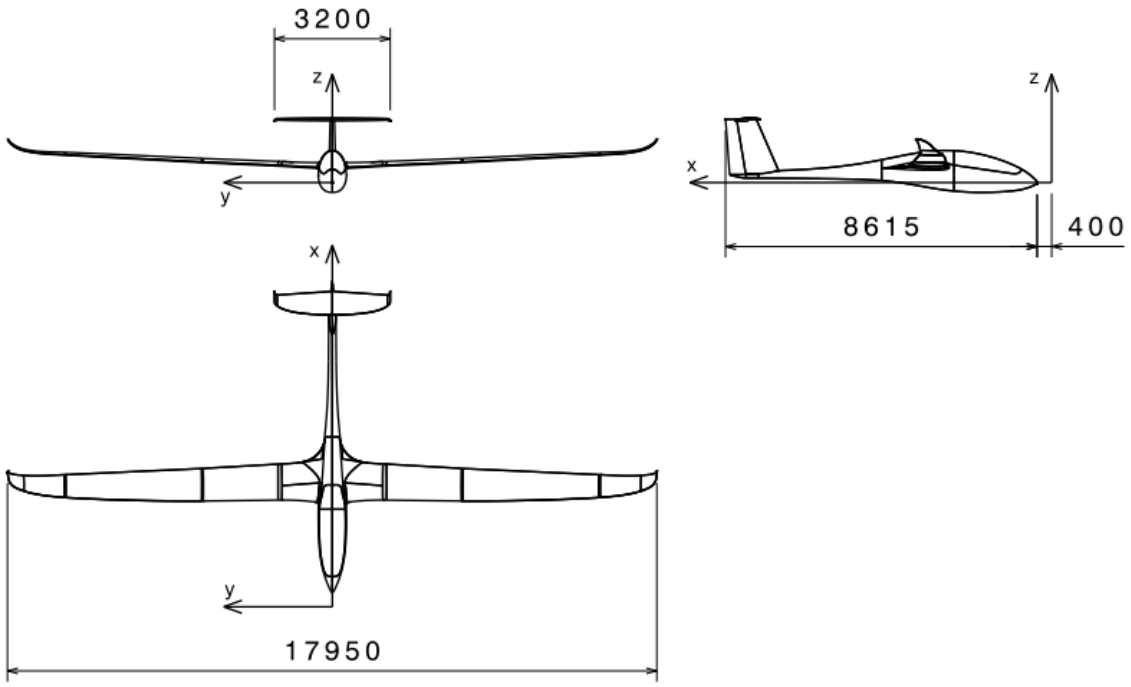
3.2 Původní model (304S)

Původním, komparativním modelem byl zvolen kluzák výrobce HpH Sailplanes HpH 304 Shark.

3.2.1 Geometrický model

Letecký ústav FSI VUT v Brně již jeden model firmy HpH Sailplanes vlastnil, tedy nebylo zapotřebí tvořit úplně nový geometrický model, byl pouze upraven pro potřeby této diplomové práce. Jednalo se o model kluzáku TwinShark, tedy o dvoumístný kluzák s rozpětím 20 metrů. Různé neshody mezi modely Shark a TwinShark jsou zanedbatelné, protože se jedná o komparativní studii, tudíž ve všech modelech je geometrie trupu a vodorovných ocasních ploch (dále jen VOP) neměnná. Dále bylo u modelu sníženo rozpětí na 18 metrů vyříznutím části křídel. Jelikož se jedná o komparativní studii, případné nepřesnosti v geometrickém modelu způsobené tímto zásahem jsou přijatelné.

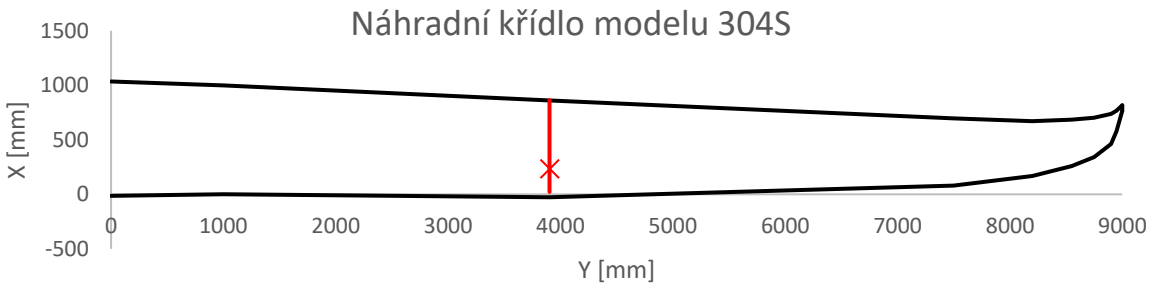
Na křídle modelu TwinShark byla vybrána oblast, kde na náběžné a odtokové hraně se nenacházelo zalomení nebo nedocházelo ke změně křivosti těchto hran. Vybraná oblast je ohraničená řezy svislými rovinami rovnoběžnými s rovinou souměrnosti modelu o souřadnicích $y = 3900\ mm$ a $y = 8500\ mm$. Tato oblast byla vyříznuta a volná část křídla byla posunuta o jeden metr blíže k trupu tak, aby nedošlo k vytvoření zlomů na křídle v horizontálním směru. Vzniklá mezera byla zaplněna lineární interpolací povrchu křídla mezi profily křídla na krajích výřezu. Celý tento proces byl současně symetricky prováděn i na druhém křídle modelu. Na obrázku 3.2.1.1 je zobrazen třípohledový výkres modelu 304S s globálním souřadným systémem, který je u ostatních modelů zachován.



Obr. 3.2.1.1 – Třípohledový výkres modelu 304S

Před tvorbou výpočetní sítě byly na geometrickém modelu odstraněny ostré hrany. Jednalo se především o odtokové hrany VOP a svislé ocasní plochy (dále „SOP“). Jedná se o přijatelné zjednodušení modelu, protože se jednalo o drobné změny geometrie na celém modelu. Pro úpravu modelu byl použit software CATIA V5R21 vyvinutý francouzskou firmou Dassault Systèmes.

Ke geometrickému modelu byla vytvořena geometrická náhrada křídla za účelem výpočtu střední aerodynamické tětivy, jejíž velikost a polohu je nutné znát pro nastavení výpočtu a pro další účely této práce. Díky této náhradě bylo možné výpočet střední aerodynamické tětivy výrazně zjednodušit. Půdorys náhradního křídla a polohy střední aerodynamické tětivy (červená čára) a aerodynamického středu (bod označený červeným křížkem) jsou znázorněny na obrázku 3.2.1.2.



Obr. 3.2.1.2 – Půdorys náhradního křídla

Křídlo bylo rozděleno do devíti dílčích lichoběžníků. Poloha a délka střední aerodynamické tětivy a poloha náběžného bodu dílčích částí byly vypočítány podle následujících vztahů, které uvádí na svých webových stránkách Slavětínský [28] a které jsou platné pro půdorysy lichoběžníkového tvaru. Pro účely dalších výpočtů byly vypočteny i plochy jednotlivých částí.

$$c_{SAT,i} = \frac{2}{3} \cdot \frac{c_{0,i}^2 + c_{0,i} \cdot c_{k,i} + c_{k,i}^2}{c_{0,i} + c_{k,i}} \tag{5}$$

$$y_{SAT,i} = \frac{l_i}{6} \cdot \frac{c_{0,i} + 2c_{k,i}}{c_{0,i} + c_{k,i}} \tag{6}$$

$$x_{SAT,i} = y_{SAT,i} \cdot tg(\chi_i) \tag{7}$$

$$S_i = \frac{(c_{0,i} + c_{k,i}) \cdot |y_{k,i} - y_{0,i}|}{2} \tag{8}$$

Kde jsou:

$c_{SAT,i}$	délka střední aerodynamické tětivy dílčí části křídla,
$c_{0,i}$	délka tětivy kořenového profilu dílčí části křídla,
$c_{k,i}$	délka tětivy profilu na konci dílčí části křídla,
$y_{SAT,i}$	poloha střední aerodynamické tětivy po rozpětí,
l_i	délka rozpětí dílčí části křídla (dvojnásobek výšky lichoběžníku),
$x_{SAT,i}$	x-ová poloha náběžného bodu střední aerodynamické tětivy dílčí části křídla,
χ_i	úhel šípu náběžné hrany,
S_i	plocha dílčí části,
$y_{0,i}$	poloha kořenového profilu dílčí části po rozpětí,
$y_{k,i}$	poloha koncového profilu dílčí části křídla po rozpětí.

Pro výpočet aerodynamické tětivy celého křídla bylo vhodné předchozí výpočty provádět v globálním souřadném systému celého křídla. Výpočet střední aerodynamické tětivy celého křídla a výpočet její polohy byl proveden podle následujících vztahů [28].

$$c_{SAT} = \frac{\sum_{i=1}^{n} c_{SAT,i} \cdot S_i}{\sum_{i=1}^{n} S_i} \tag{9}$$

$$y_{SAT} = \frac{\sum_{i=1}^{n} y_{SAT,i} \cdot S_i}{\sum_{i=1}^{n} S_i} \tag{10}$$

$$x_{SAT} = \frac{\sum_{i=1}^{n} x_{SAT,i} \cdot S_i}{\sum_{i=1}^{n} S_i} \tag{11}$$

Kde jsou:

c_{SAT} délka střední aerodynamické tětivy křídla,

y_{SAT} poloha střední aerodynamické tětivy křídla po rozpětí,

x_{SAT} x-ová poloha náběžného bodu střední aerodynamické tětivy křídla.

Poloha aerodynamického středu byla určena ve čtvrtině střední aerodynamické tětivy (souřadnice x a y), z-ová souřadnice byla zjištěna z geometrického modelu na základě znalosti souřadnic x a y. Velikost a poloha střední aerodynamické tětivy (SAT) a poloha aerodynamického středu (AS) jsou uvedeny v tabulce 3.2.1.1. Hodnoty jsou uvedeny v globální souřadné soustavě (viz obrázek 3.2.1.1).

Tabulka 3.2.1.1 – Velikost a poloha SAT a poloha AS

Střední aerodynamická tětiva			Aerodynamický střed		
c_{SAT} $[mm]$	x_{SAT} $[mm]$	y_{SAT} $[mm]$	x_{AS} $[mm]$	y_{AS} $[mm]$	z_{AS} $[mm]$
843	2973	3902	3184	3902	587

3.2.2 Výpočetní síť

Výpočetní síť byla tvořena ve softwaru ANSA v22.0 a později v nové verzi ANSA v23.1.0. Celkově byly vytvořeny dvě výpočetní sítě o počtech prvků 14,1 milionu a 16,2 milionu. Přesnější informace o počtech prvků jsou uvedeny v následující tabulce 3.2.2.1.

Tabulka 3.2.2.1 – Počty prvků výpočetních sítí

	14,1 M	16,2 M
2D prvky (shell)		
Quads	502 147	494 986
Trias	98 690	115 285
Total	600 837	610 271
3D prvky (volume)		
Tetras	8 917 321	10 513 041
Pentas	332 683	410 540
Hexas	4 631 594	4 970 790
Pyramids	231 680	269 844
Total	14 113 278	16 164 215

S těmito dvěma sítěmi byla provedena „mesh dependence study“ na zvoleném případu. Výsledky byly od sebe rozdílné o 0,13 % v případě součinitele odporu a o 0,15 % součinitele vztlaku. Pro další výpočty byla tedy využívána síť s 14,1 miliony prvků pro snížení výpočetní náročnosti. Její tvorba je podrobněji popsána v následujících třech odstavcích.

V prvním kroku byla vytvořena doména polokulovitého tvaru o poloměru desetinásobku největšího rozměru modelu, tedy 90 000 mm. Dále byly odstraněny všechny zdvojené plochy a plochy, které nijak neovlivňují proudění. Volné hrany ploch byly spojeny se svými protějšky. Samotný model byl rozčleněn do čtyř PID: fuselage, pylon, wing a HTU. V prvním kroku k nim přibyly další dvě PID Farfield a Symmetry. Minimální a maximální rozměry prvků v jednotlivých PID jsou uvedeny v následující tabulce 3.2.2.2.

Tabulka 3.2.2.2 – Velikosti shell prvků pro jednotlivá PID

PID	Minimum [mm]	Maximum [mm]
Fuselage	1	35
Pylon	3	35
Wing	0,16	35
HTU	3	20
Farfield	9 000	9 000
Symmetry	1	9 000

Na celý model kluzáku byly následně vytvořeny prizmatické vrstvy, jejichž parametry jsou uvedeny v tabulce 3.2.2.3. Parametry neuvedené v tabulce byly ponechány v původním stavu.

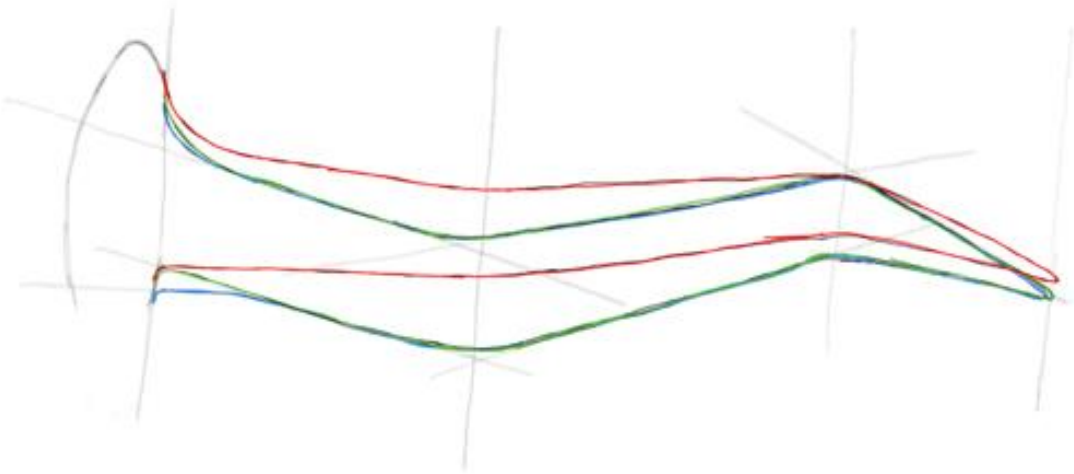
Tabulka 3.2.2.3 – Parametry prizmatických vrstev

Basic	
First height [mm]	0,022 (absolute)
Number of layers [-]	15
Additional outer layers [-]	5
Side treatment	
Auto-correct angle limit [°]	89

V posledním kroku byl vytvořen zbytek objemové sítě pomocí zabudované funkce „Batch Mesh“. V ní bylo vytvořeno „Volume Scenario“, které bylo bez dalšího nastavování spuštěno. Po kontrole byla síť exportována do vhodného formátu souboru, aby ji bylo možné načíst ve softwaru Ansys Fluent v22R2, který byl používán pro výpočty.

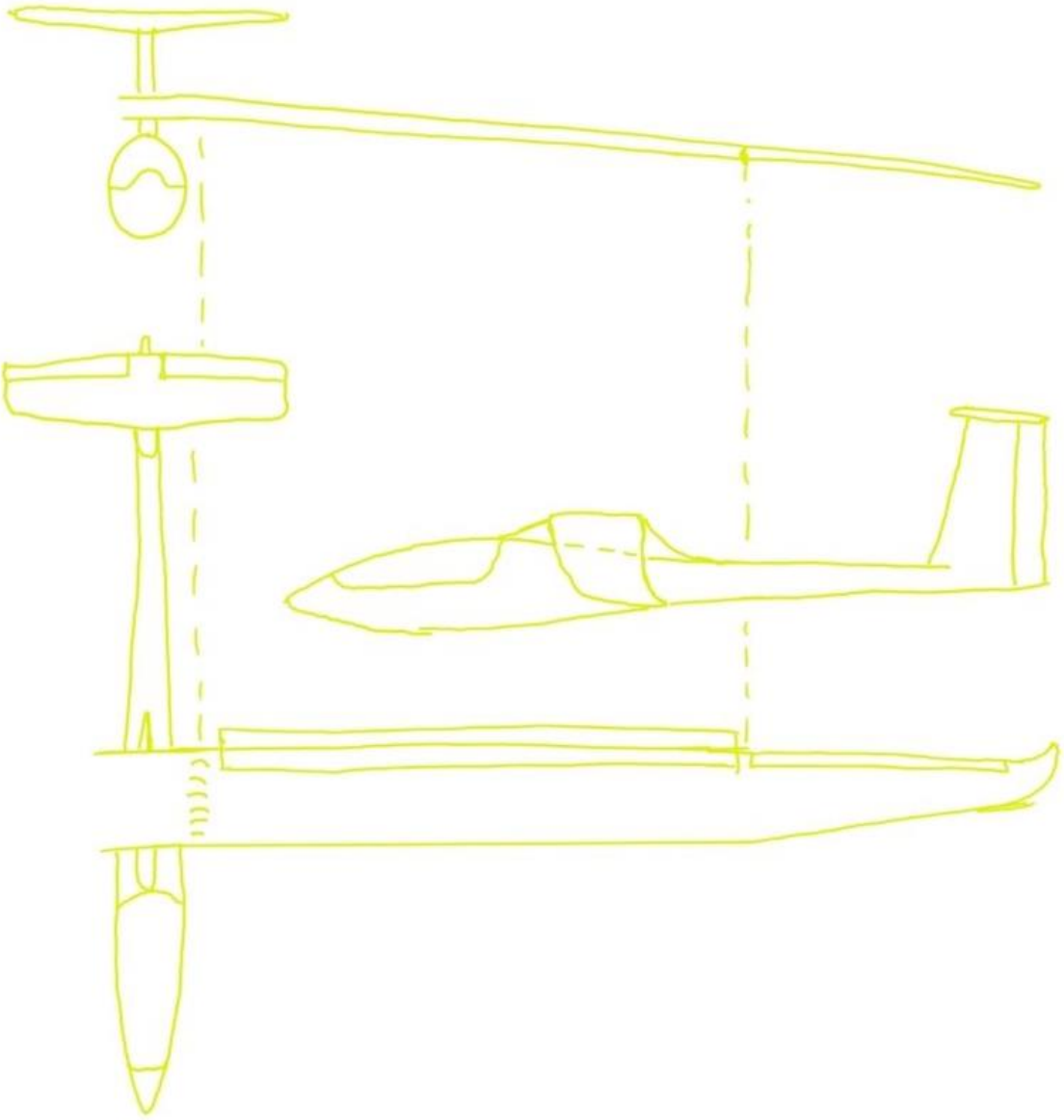
3.3 První návrh (DP1)

Prvotní návrhy přechodu křídlo trup byly inspirovány ve světě přírody u ptáka Albatrose stěhovavého. Jeho obrovské rozpětí a tvar křídel mu umožňuje plachtit dlouhé hodiny nad hladinou moří a oceánů bez jediného mávnutí křídel [29; 30]. Tyto návrhy biometrického křídla a přechodu byly vytvořeny tři, avšak všechny varianty byly pro velkou konstrukční a technologickou složitost zavrženy. Náčrt všech tří variant je zobrazen na obrázku 3.3.1.



Obr. 3.3.1 – Náčrt tří variant biometrického křídla

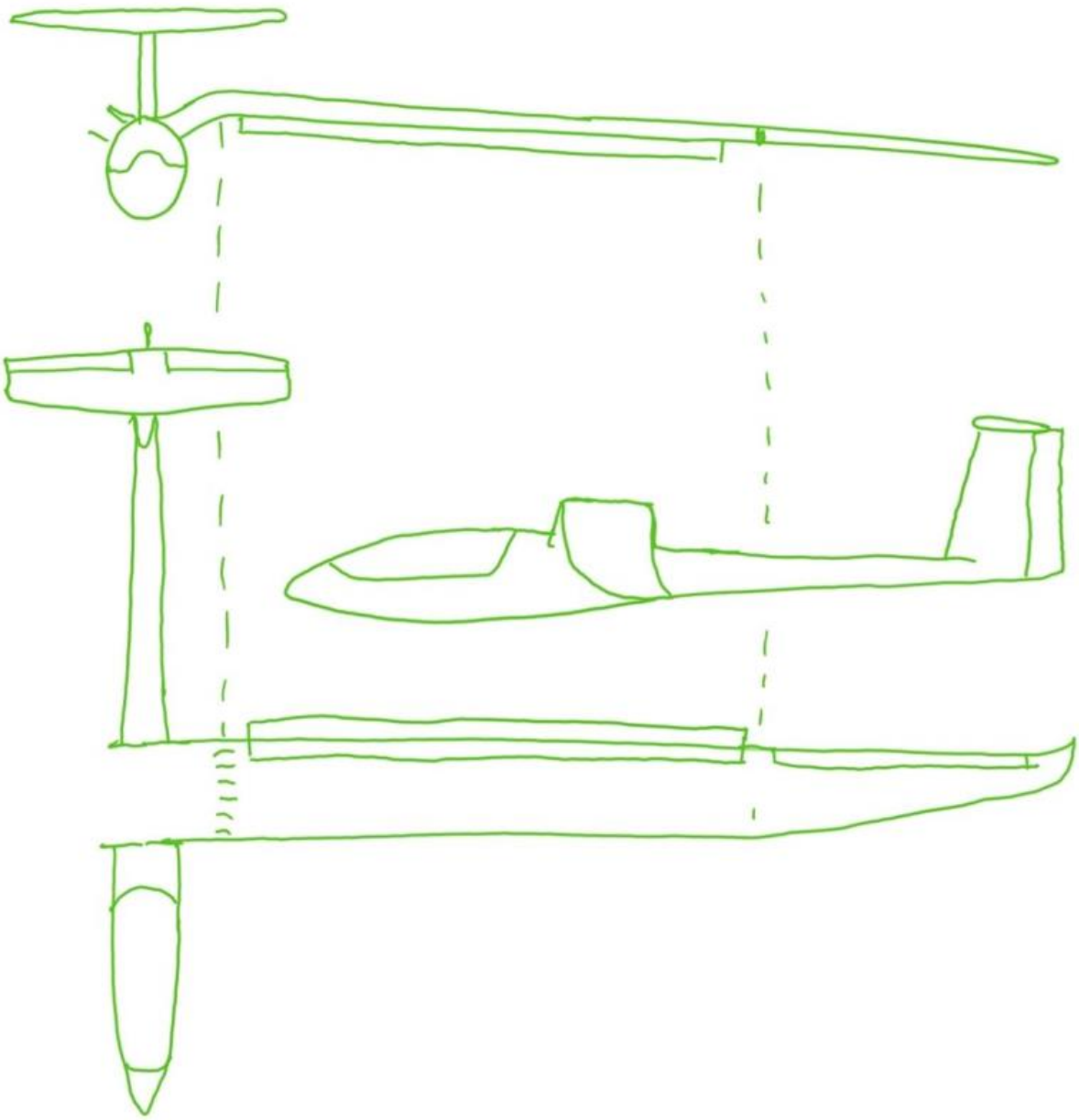
V návaznosti na zavržený biometrický návrh bylo navrženo celkem čtrnáct nových návrhů, které se více podobají křídlům moderních vysokovýkonných kluzáků. Jednalo se převážně o varianty konfigurací křídel označovaných jako „gull-wing“ a „parasol“. Návrhy se odlišují převážně v hodnotách úhlu vzepětí, šípu a místech zalomení křídla. Do užšího výběru se dostaly tři tyto návrhy, které jsou dále blíže představeny.



Obr. 3.3.2 – Varianta A

První varianta označována jako „varianta A“, která je zobrazena na obrázku 3.3.2, představuje konfiguraci křídla parasol se záporným úhlem vzepětí za účelem snížení příčné stability a sil do řízení dané vyšší polohou aerodynamického středu nad těžištěm kluzáku. Křídlo bylo dále posunuto více vzad směrem k ocasu, aby se předešlo kolizi krytu kabiny s pylonem.

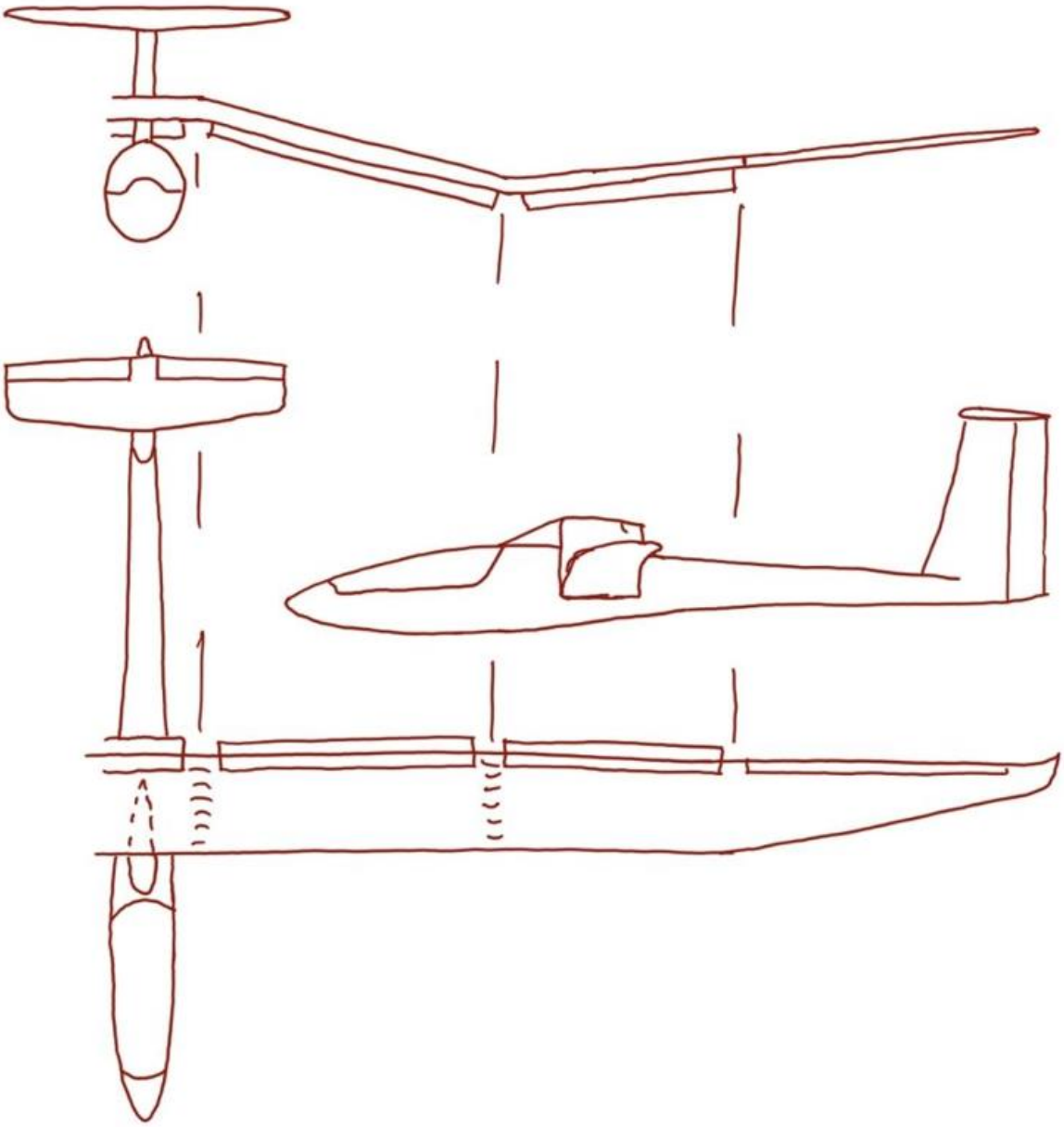
Druhá „varianta B“ zobrazená na obrázku 3.3.3 se oproti předchozí variantě odlišuje v konfiguraci křídla, místo parasol konfigurace byla navržena konfigurace gull-wing. Stejně jako předchozí varianta má tato záporný úhel vzepětí ze stejných důvodů a také je celé křídlo umístěné více vzad.



Obr. 3.3.3 – Varianta B

V užším výběru poslední „varianta C“ představená na obrázku 3.3.4 koncepčně vychází z varianty A. Hlavními rozdíly je přidané zalomení křídla, které umožnilo snížení vertikální vzdálenosti aerodynamického středu a těžiště kluzáku. Dále byl zkrácen pylon, za který bylo nově možné umístit další segment klapky pro zvýšení vztlaku v kritických fázích letu.

Po rozboru výhod a nevýhod jednotlivých variant byla zvolena varianta A pro konstrukční jednoduchost jak přechodu, tak i celého křídla. Z této varianty byl vytvořen geometrický model, jeho tvorba je blíže popsána v následující podkapitole.

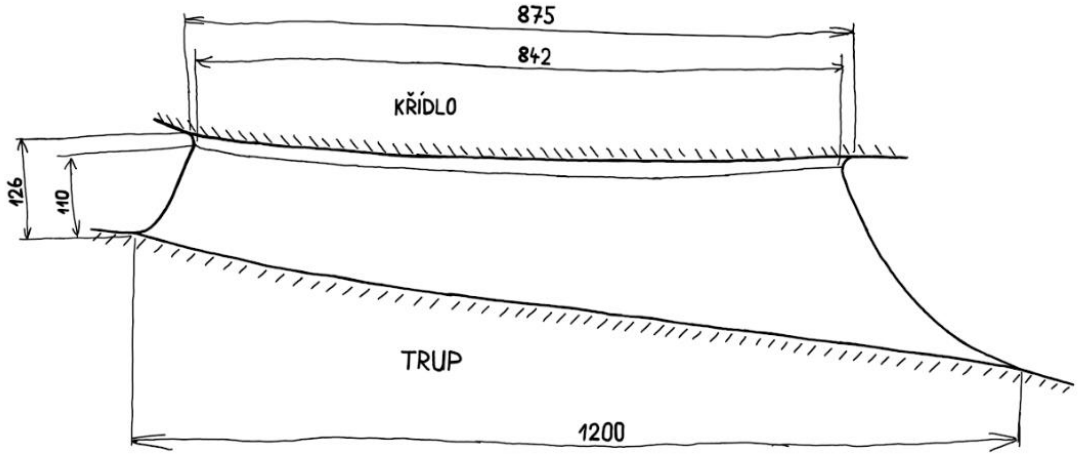


Obr. 3.3.4 – Varianta C

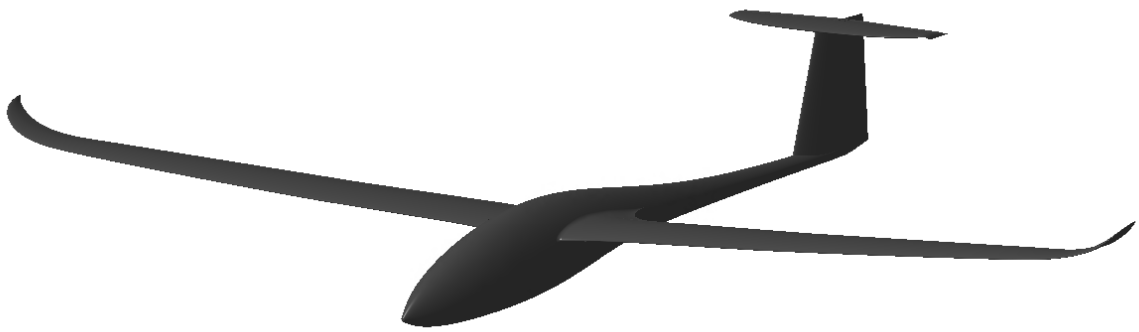
3.3.1 Geometrický model

Nový model vznikl z upraveného modelu kluzáku HpH 304 Shark o rozpětí 18 metrů, jehož tvorba je popsána v kapitole 3.2.1. V prvním kroku byl odstraněn původní přechod křídlo trup. Následně bylo celé křídlo posunuto vzad o $\Delta x = 480\ mm$ a nahoru o $\Delta z = 520\ mm$ do nové polohy nad trupem kluzáku. Do roviny symetrie byl použit tvar profilu z místa $y = 1{,}4\ m$, který byl následně otočen kolem čtvrtinového bodu v rovině souměrnosti o $3{,}5\ °$ za účelem snížení difuzorového efektu [31] mezi křídlem a trupem kluzáku. Dále od místa $y = 1{,}4\ m$ byla část křídla k jeho konci otočena okolo tětivy v tomto místě o úhel $5{,}5\ °$. Tím na této části křídla vznikl úhel vzepětí $\Gamma = -3\ °$. Dále byly obě části křídla propojeny s kořenovým profilem interpolovanou plochou. Po dokončení křídla byl pod ním vytvořený pylon, jehož geometrie je

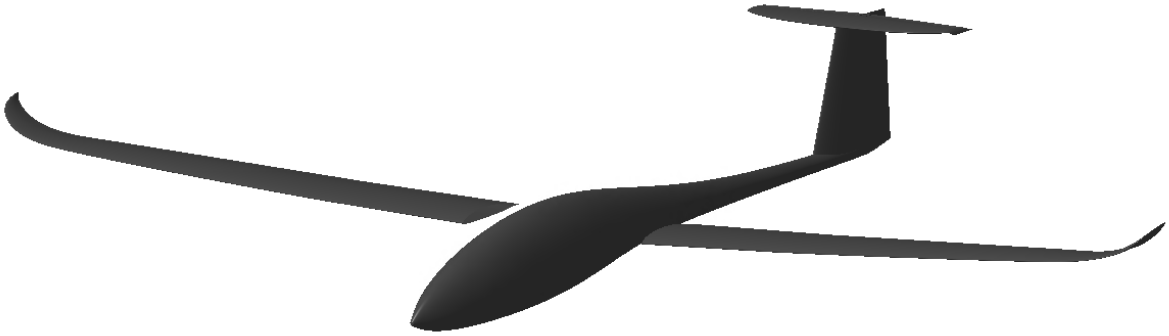
zobrazena na obrázku 3.3.1.1. K jeho tvorbě byl využit symetrický profil NACA 0018. Celý postup tvorby modelu je zobrazen na obrázcích 3.3.1.2 až 3.3.1.6.



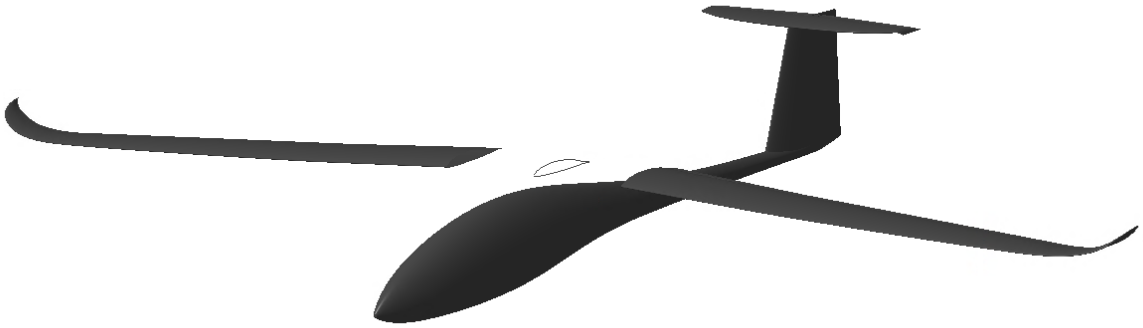
Obr. 3.3.1.1 – Náčrt geometrie pylonu



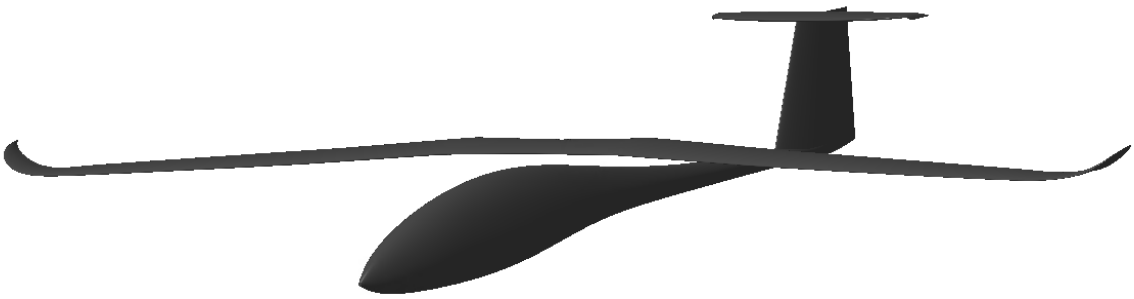
Obr. 3.3.1.2 – Model s rozpětím 18 metrů (304S)



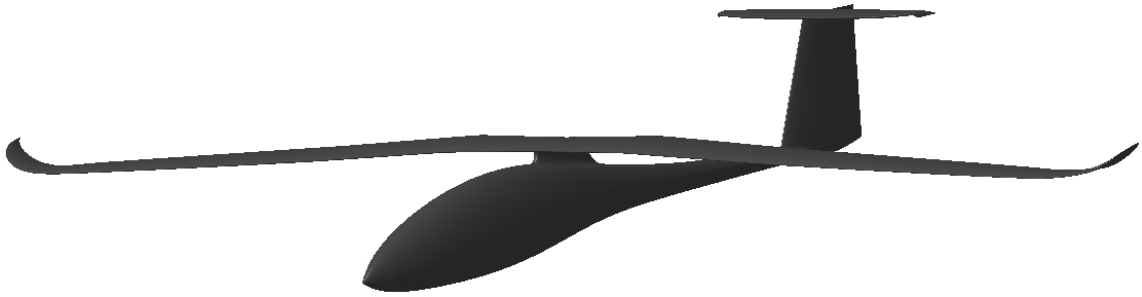
Obr. 3.3.1.3 – Odstranění původního přechodu



Obr. 3.3.1.4 – Křídlo v nové poloze a nový kořenový profil



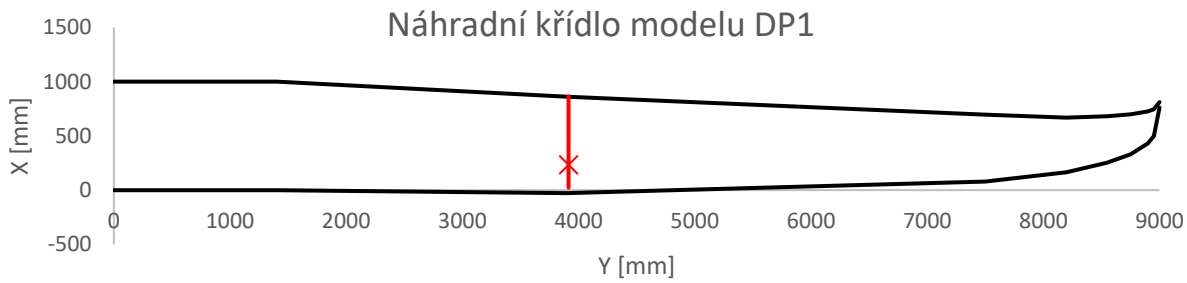
Obr. 3.3.1.5 – Vytvoření interpolované plochy křídla



Obr. 3.3.1.6 – Výsledný model v konfiguraci parasol DP1

Obdobně jako u předchozího modelu byly před tvorbou výpočetní sítě odstraněny ostré, odtokové, hrany na VOP a SOP. K tvorbě modelu byl opět využíván software CATIA V5R21.

Opět byla ke geometrickému modelu vytvořena geometrická náhrada křídla za účelem výpočtu střední aerodynamické tětivy, jejíž velikost a polohu je nutné znát pro nastavení výpočtu a pro další účely této práce. Díky této náhradě bylo možné výpočet střední aerodynamické tětivy výrazně zjednodušit. Půdorys náhradního křídla a polohy střední aerodynamické tětivy (červená čára) a aerodynamického středu (bod označený červeným křížkem) jsou znázorněny na obrázku 3.3.1.7. Na obrázku je souřadnice X udávána v lokálním souřadném systému.



Obr. 3.3.1.7 – Půdorys náhradního křídla

Délka i poloha střední aerodynamické tětivy byly stanoveny podle vztahů (5) až (11) uvedených v kapitole 3.2.1. Poloha aerodynamického středu byla určena ve čtvrtině střední aerodynamické tětivy (souřadnice x a y), z-ová souřadnice byla zjištěna z geometrického modelu na základě znalosti souřadnic x a y. Velikost a poloha střední aerodynamické tětivy (SAT) a poloha aerodynamického středu (AS) jsou uvedeny v tabulce 3.3.1.1. Hodnoty jsou uvedeny v globální souřadné soustavě, jež byla zachována pro všechny modely stejná jako na obrázku 3.2.1.1.

Tabulka 3.3.1.1 – Velikost a poloha SAT a poloha AS

Střední aerodynamická tětiva			Aerodynamický střed		
c_{SAT} $[mm]$	x_{SAT} $[mm]$	y_{SAT} $[mm]$	x_{AS} $[mm]$	y_{AS} $[mm]$	z_{AS} $[mm]$
842	3457	3914	3668	3914	863

3.3.2 Výpočetní síť

Výpočetní síť byla tvořena v softwaru ANSA v23.1.0. Byla vytvořena pouze jedna výpočetní síť s podobnými velikostmi prvků jako v předchozím případě. Stejně jako v předchozím případě byly hlavně využívány „quad“ prvky pro tvorbu sítě na modelu. Došlo k výraznému nárustu prvků z důvodu zjemnění sítě na odtokové hraně svislé ocasní plochy. Počty prvků dle jednotlivých typů byly zaneseny do tabulky 3.3.2.1.

Tabulka 3.3.2.1 – Počty jednotlivých typů prvků

	18,3 M
2D prvky (shell)	
Quads	691 722
Trias	103 133
Total	794 855
3D prvky (volume)	
Tetras	11 084 415
Pentas	384 659
Hexas	6 529 500
Pyramids	326 555
Total	18 325 129

Tvorba sítě byla provedena podle postupu popsaném v kapitole 2.4.2. Model byl taktéž rozdělen do čtyř PID: fuselage, pylon, wing a HTU. U tohoto modelu se u PID „pylon“ skutečně jedná o pylon, v předchozím případě se v tomto PID nacházel přechod křídlo trup. K výše zmíněným čtyřem PID byla opět při tvorbě sítě přidána PID „farfield“ a „symmetry“. Minimální a maximální rozměry prvků jsou uvedeny v následující tabulce 2.5.2.2.

Tabulka 2.5.2.2 – Velikosti prvků pro jednotlivá PID

PID	Minimum [mm]	Maximum [mm]
Fuselage	0,5	35
Pylon	2,5	10
Wing	0,16	35
HTU	3	20
Farfield	9 000	9 000
Symmetry	0,5	9 000

Dále na modelu byly vytvořeny prizmatické vrstvy se stejnými parametry jako u modelu popsaném v kapitole 3.2, které jsou pro úplnost této kapitoly také zapsány zde v tabulce 3.3.2.3.

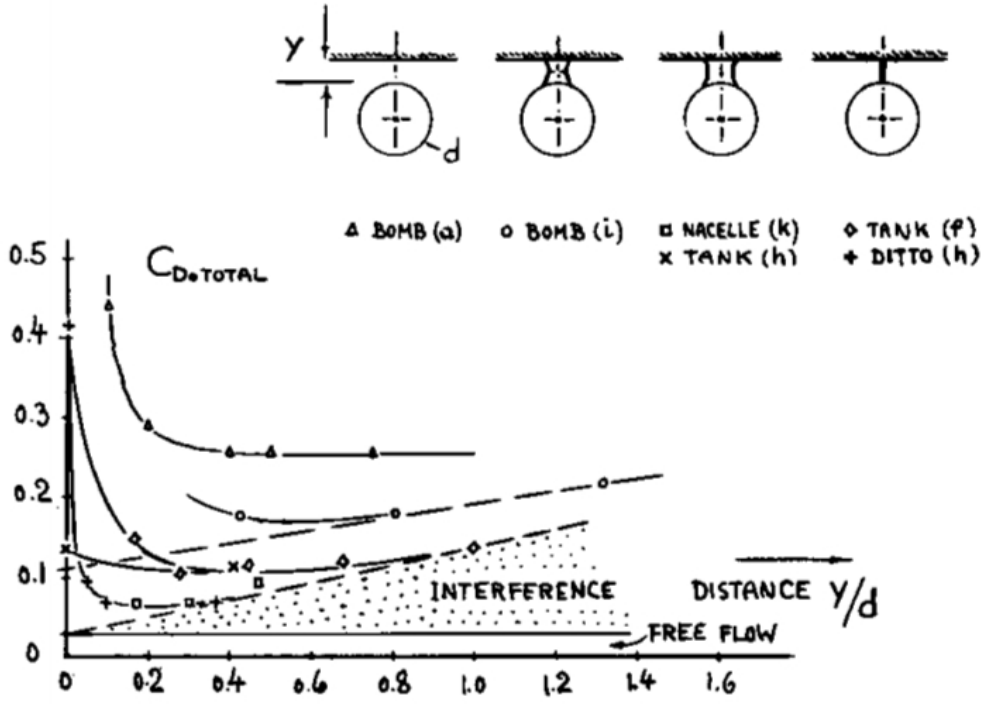
Tabulka 3.3.2.3 – Parametry prizmatických vrstev

Basic	
First height [mm]	0,022 (absolute)
Number of layers [-]	15
Additional outer layers [-]	5
Side treatment	
Auto-correct angle limit [°]	89

V posledním kroku byl vytvořen zbytek objemové sítě stejným způsobem jako je popsáno v kapitole 3.2.2, tedy pomocí zabudované funkce „Batch Mesh“. V ní bylo vytvořeno „Volume Scenario“, které bylo bez dalšího nastavování spuštěno. Po kontrole byla síť exportována do vhodného formátu souboru, aby ji bylo možné načíst ve softwaru Ansys Fluent v22R2, který byl používán pro výpočty.

3.4 Nový návrh (DP2)

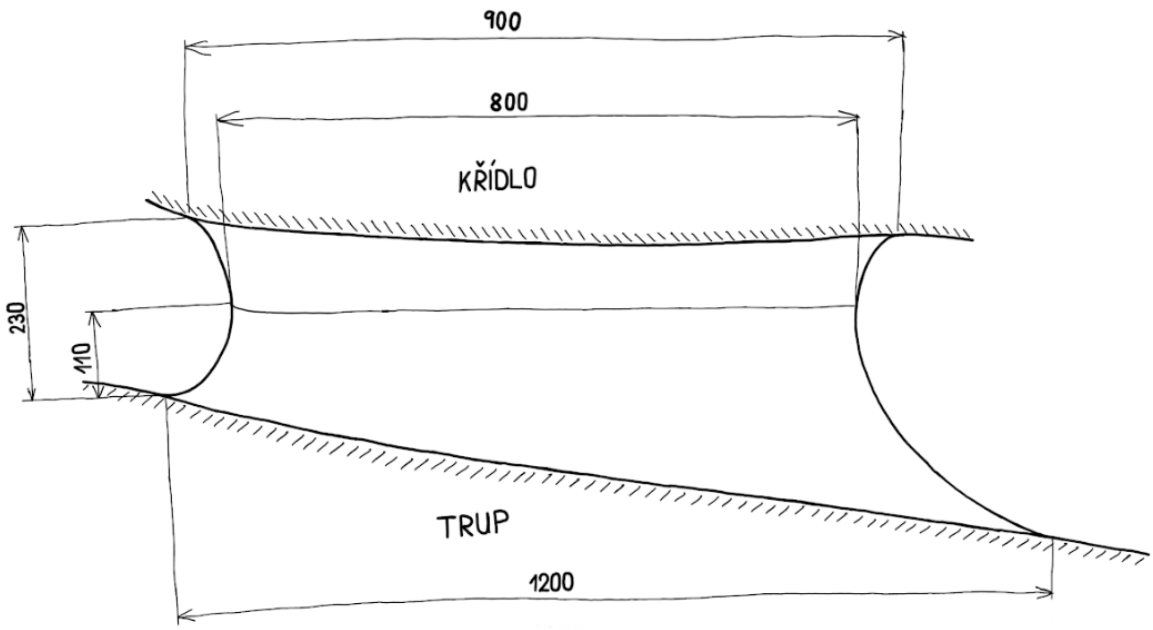
Tento návrh koncepčně vychází z modelu v kapitole 3.3, který byl upraven na základě výsledků výpočtu tohoto modelu a poznatků, které uvádí p. Hoerner pro podvěšené zatížení. Ve své knize tvrdí, že nejmenší odpor podvěšeného zatížení se zahrnutím i odporu pylonu vzniká při takové geometrii, kdy poměr $y/d = 0{,}2 \div 0{,}3$, kde y je minimální světlá vzdálenost mezi křídlem a podvěšeným zatížením a d je největší šířka tohoto podvěšeného zatížení v průřezu [32]. Na obrázku 3.4.1 je graf, který byl převzat z jeho knihy, závislosti součinitele odporu na tomto poměru, který nazývá jako „clearance ratio“, pro různé konfigurace [32].



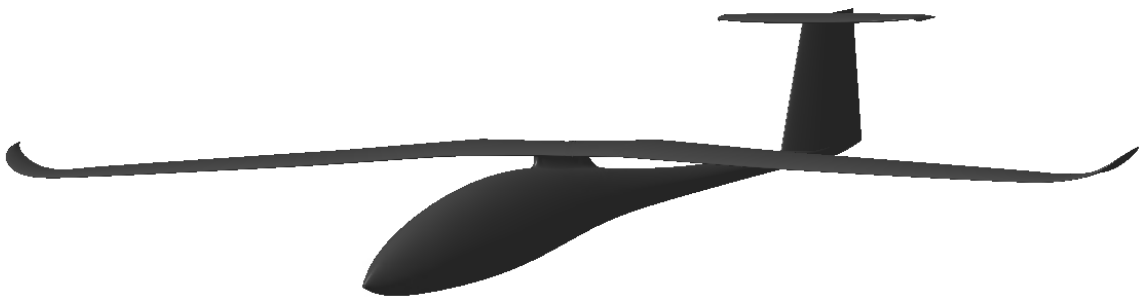
Obr. 3.4.1 – Závislost odporu na poměru „clearance ratio“

3.4.1 Geometrický model

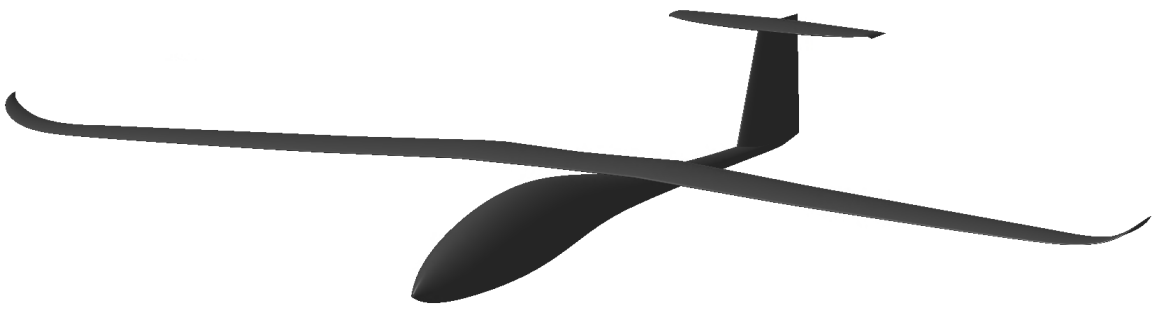
Tento model vychází koncepčně z předchozího modelu DP1, byly do něj však implementovány poznatky z předchozího výpočtu a z knihy p. Hoernera. U předchozího modelu byla světlá vzdálenost mezi křídlem a trupem rovna $y = 135\ mm$. Při největší vertikální šířce v průřezu $d = 970\ mm$ je výše zmíněný poměr roven $y/d = 0{,}14$. Pro dosažení optimálního poměru bylo zapotřebí křídlo posunout ještě výše nad trup. Z tohoto důvodu bylo křídlo posunuto o $\Delta z = 100\ mm$ výše oproti případu v modelu DP1, v porovnání s 304S je tento posun roven $620\ mm$. Dále byl také snížen úhel nastavení kořenového profilu křídla na $2{,}5\ °$, protože v oblasti kořene křídla se při vyšších úhlech náběhu odtrhávala mezní vrstva (viz podkapitola 3.8.2), to vedlo k dalšímu nárustu odporu. Mezi křídlo a trup byl vytvořen pylon o nové geometrii, která je zobrazena v náčrtu na obrázku 3.4.1.1. Dále byly odstraněny singularity na křídle v poloze $y = 1400\ mm$, na kterých vznikaly víry. Postup tvorby modelu je vyobrazen na následujících obrázcích 3.4.1.2 až 3.4.1.6.



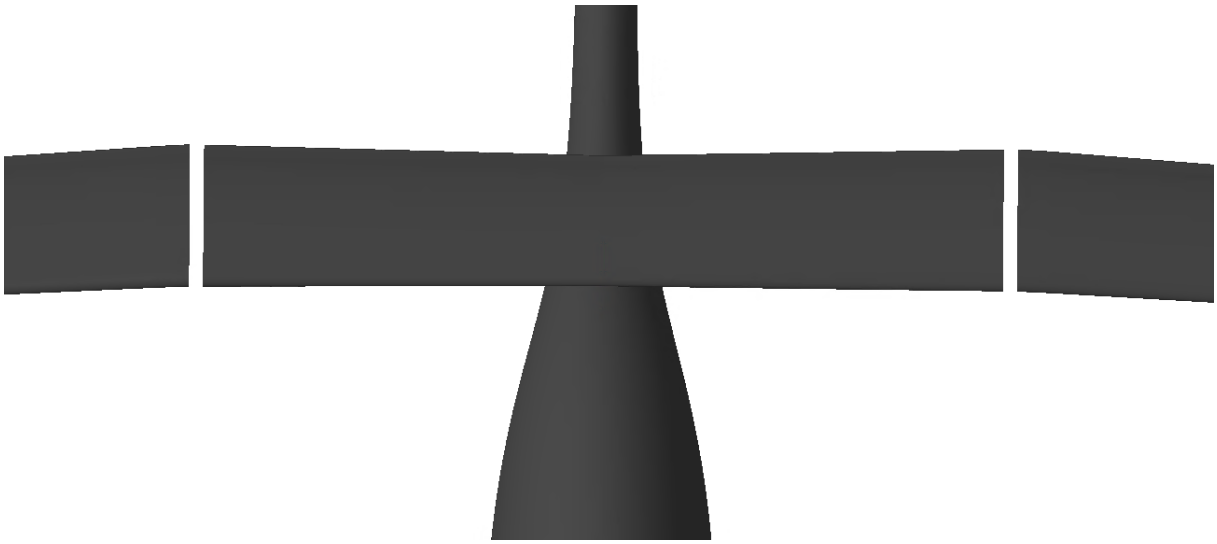
Obr. 3.4.1.1 – Náčrt geometrie pylonu



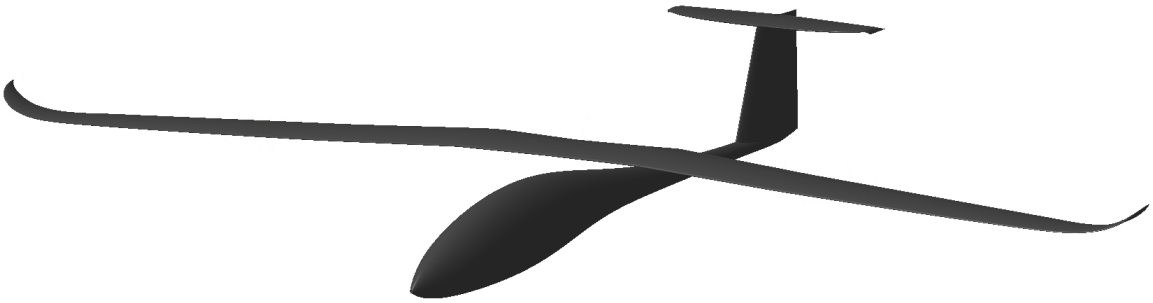
Obr. 3.4.1.2 – Geometrický model DP1



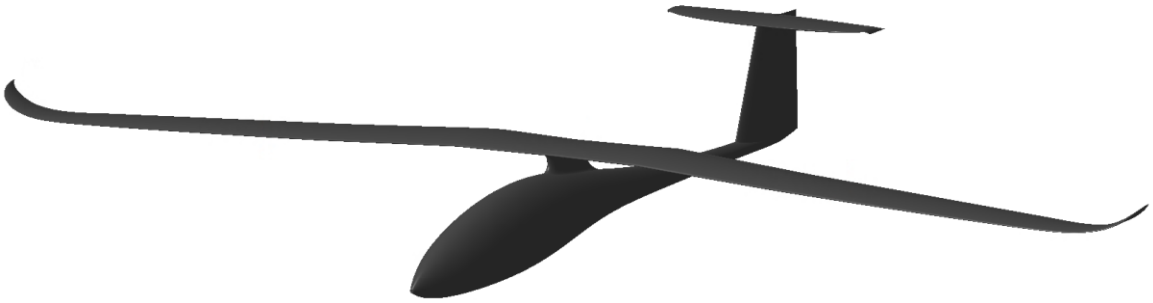
Obr. 3.4.1.3 – Odstranění původního pylonu



Obr. 3.4.1.4 – Detail na místo, kde byly odstraněny singularity



Obr. 3.4.1.5 – Posunutí křídla do nové polohy

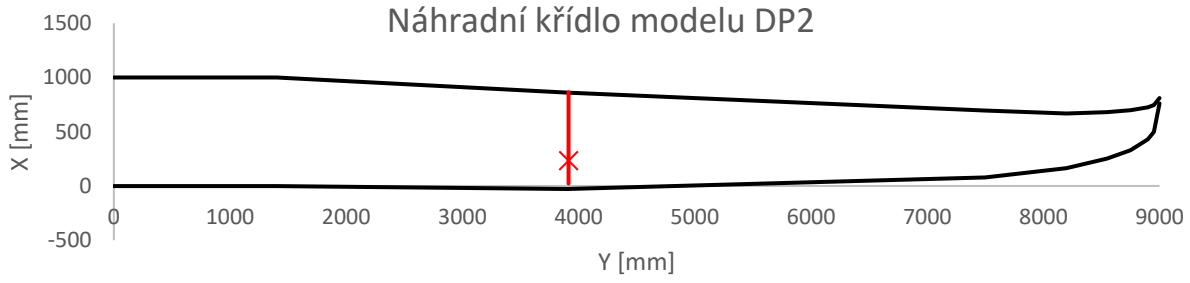


Obr. 3.4.1.6 – Vytvoření nového pylonu, model DP2

Opět jako u předchozích modelů byly před tvorbou výpočetní sítě odstraněny ostré, odtokové, hrany na VOP a SOP. K tvorbě modelu byl opět použit software CATIA V5R21.

Stejně jako v obou předchozích případech byla ke geometrickému modelu vytvořena geometrická náhrada křídla za účelem výpočtu střední aerodynamické tětivy. Díky této náhradě bylo možné výpočet střední aerodynamické tětivy výrazně zjednodušit. Půdorys náhradního

křídla, který se od půdorysu náhradního křídla u modelu DP1 odlišuje minimálně (pod rozlišovací schopností na obrázku), a polohy střední aerodynamické tětivy (červená čára) a aerodynamického středu (bod označený červeným křížkem) jsou znázorněny na obrázku 3.4.1.7. Na obrázku je souřadnice X udávána v lokálním souřadném systému.



Obr. 3.4.1.7 – Půdorys náhradního křídla

Délka i poloha střední aerodynamické tětivy byly stanoveny podle vztahů (5) až (11) uvedených v kapitole 3.2.1. Poloha aerodynamického středu byla určena ve čtvrtině střední aerodynamické tětivy (souřadnice x a y), z-ová souřadnice byla zjištěna z geometrického modelu na základě znalosti souřadnic x a y. Velikost a poloha střední aerodynamické tětivy (SAT) a poloha aerodynamického středu (AS) jsou uvedeny v tabulce 3.41.1. Hodnoty jsou uvedeny v globální souřadné soustavě stejné jako u předchozích modelů.

Tabulka 3.4.1.1 – Velikost a poloha SAT a poloha AS

Střední aerodynamická tětiva			Aerodynamický střed		
c_{SAT} $[mm]$	x_{SAT} $[mm]$	y_{SAT} $[mm]$	x_{AS} $[mm]$	y_{AS} $[mm]$	z_{AS} $[mm]$
842	3458	3914	3669	3914	986

3.4.2 Výpočetní síť

Podobně jako v obou předchozích případech, byla síť vytvořena v softwaru ANSA v23.1.0. Pro tuto geometrii byly vytvořeny celkem tři sítě. První o celkovém počtu objemových prvků cca 10 milionů prvků. Jelikož se jedná o síť s výrazně nižším počtem prvků než v předchozích případech, bylo nutné provést „mesh dependence study“. Za tímto účelem byly vytvořeny další dvě sítě, druhá síť v celkovém pořadí o velikosti cca 15,6 milionu prvků a třetí o velikosti cca 18 milionu prvků. Tyto dvě sítě prokázaly, že první síť je pro výpočet této geometrie nedostatečná, protože se výsledky za použití této sítě od výsledků zbylých dvou lišily o 2,5 %. Rozdíl výsledků při použití druhé a třetí sítě byl přibližně 0,1 %. Z těchto důvodů a za účelem snížení výpočetní náročnosti byla pro další výpočty zvolena druhá síť, jejíž tvorba je popsána v následujícím odstavci. V tabulce 3.4.2.1 je uveden přehled počtu jednotlivých typů prvků.

Tabulka 3.4.2.1 – Počty jednotlivých typů prvků

	9,8 M	15,6 M	18 M
2D prvky (shell)			
Quads	327 879	545 248	629 132
Trias	38 302	107 029	123 495
Total	366 181	652 277	752 627
3D prvky (volume)			
Tetras	6 280 603	9 905 085	11 458 940
Pentas	355 379	376 355	434 256
Hexas	2 965 279	5 030 738	5 804 695
Pyramids	157 781	251 812	260 552
Total	9 759 042	15 563 990	17 958 433

Postup byl totožný jako v kapitolách 3.2.2 a 3.3.2, ale pro úplnost kapitoly je zde znovu uveden. Geometrický model byl rozdělen do čtyř PID: „fuselage“, „pylon“, „wing“ a „htu“. K těmto PID přibyly během tvorby sítě další. Při tvorbě polokulové domény přibyla dvě PID: „farfield“ a „symmetry“. Poloměr polokoule byl opět zvolen jako desetinásobek největšího rozměru modelu, tedy 90 metrů, a byla opět využitá rovinná symetrie modelu. Při tvorbě byly na modelu používány hlavně čtvercové „quad“ prvky a na doméně prvky trojúhelníkové „tria“. Minimální a maximální rozměry rovinných prvků, které byly požadovány při tvorbě sítě, pro jednotlivá PID jsou uvedena v tabulce 3.4.2.2.

Tabulka 3.4.2.2 – Velikosti prvků pro jednotlivá PID

PID	Minimum [mm]	Maximum [mm]
Fuselage	0,5	35
Pylon	2,5	10
Wing	0,16	35
HTU	3	20
Farfield	9 000	9 000
Symmetry	0,5	9 000

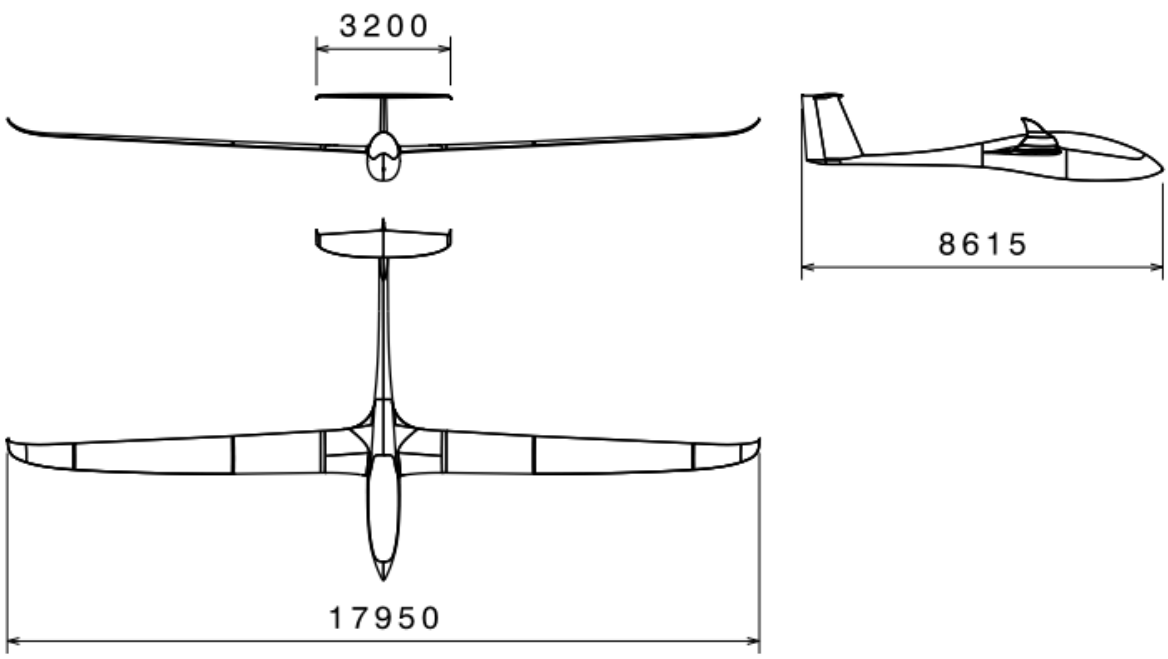
Následně byly na geometrický model vytvořeny prizmatické vrstvy, jejich nastavení je stejné jako v předchozích případech, pro úplnost jsou zde však uvedeny v tabulce 3.4.2.3. Nastavení, které zde není uvedené, bylo při tvorbě ponecháno v původním stavu.

Tabulka 3.4.2.3 – Parametry prizmatických vrstev

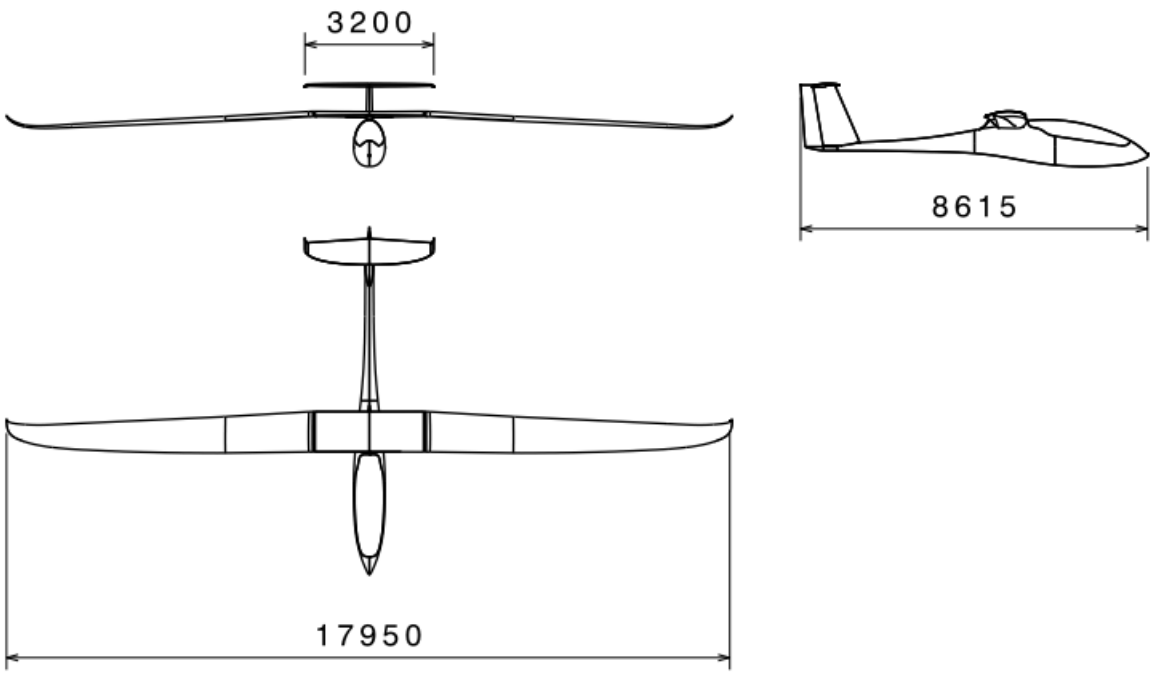
Basic	
First height [mm]	0,022 (absolute)
Number of layers [-]	15
Additional outer layers [-]	5
Side treatment	
Auto-correct angle limit [°]	89

V posledním kroku byl vytvořen zbytek objemové sítě stejným způsobem jako je popsáno v kapitolách 3.2.2 a 3.3.2, tedy pomocí zabudované funkce „Batch Mesh“. Bylo vytvořeno „Volume Scenario“, které bylo bez dalšího nastavování spuštěno. Po kontrole byla síť exportována do vhodného formátu, aby ji bylo možné načíst ve softwaru Ansys Fluent v22R2, který byl používán pro výpočty.

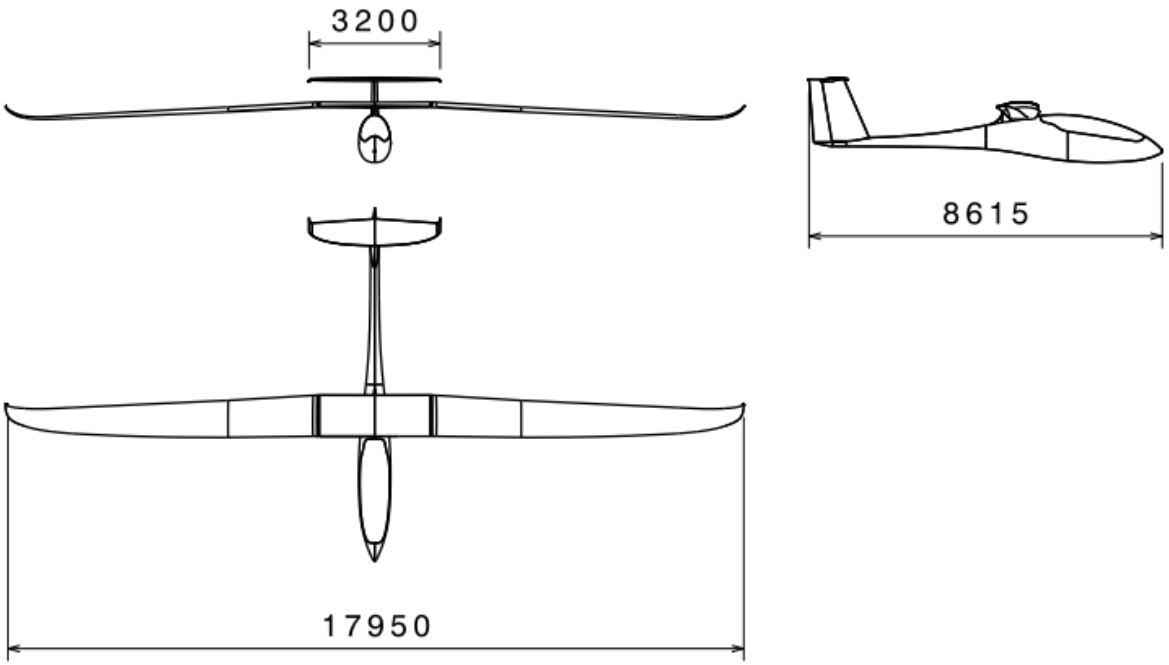
3.5 Výkresy modelů



Obr. 3.5.1 – Třípohledový výkres modelu 304S



Obr. 3.5.2 – Třípohledový výkres modelu DP1



Obr. 3.5.3 – Třípohledový výkres modelu DP2

V této kapitole na obrázcích 3.5.1 až 3.5.3 jsou zobrazeny třípohledové výkresy jednotlivých modelů, aby čtenář mohl jednoduše porovnat rozdílné geometrie.

3.6 Výpočetní model

Po importu sítě do ANSYS Fluent byla provedena kontrola samotným softwarem, v případě nalezení nějakých chyb byla provedena automatická oprava. Po odstranění všech chyb byl nastaven model, jehož parametry jsou uvedeny v tabulce 3.6.1. Výpočetní model byl pro všechny návrhy stejný, proto je uvedený zvlášť v samotné podkapitole.

Na posledním řádku tabulky je uveden parametr „Length“. Jedná se o střední aerodynamickou tětivu, jejíž velikost byla vypočítána v podkapitolách věnující se jednotlivým geometrickým modelům. Položka „Area“ na předposledním řádku představuje polovinu plochy křídla.

Parametry neuvedené v tabulce 3.6.1 byly ponechány v původním nastavení, které bylo již přednastaveno od spuštění softwaru.

Tabulka 3.6.1 – Nastavení výpočetního modelu

General:	Solver:	Type:			Density-Based
		Velocity Formulation:			Absolute
		Time:			Steady
Models:	Energy:				ON
	Viscous:				SST k-Ω
Materials:	Fluid:	Air:	Properties:		ideal-gas
Boundary Conditions:	Operating Conditions:	Operating Pressure:			0 Pa
	Inlet:	Momentum:	Gauge Pressure:		101325 Pa
			Mach Number:		0,098
			Components:		X, Z dle AoA
			Turbulence:	Turbulent Intensity:	0,2 %
				Turbulent Length Scale:	0,02 m
		Thermal:	Temperature:		288,15 K
Reference Values:					from „Inlet“
	Area:				5,87 m^2
	Length:				c_{SAT}

3.7 Výsledky výpočtů

Pro každý model bylo vypočítáno sedm případů pro tyto úhly náběhu: 0°, 2°, 3°, 4°, 5°, 6° a 8°. Úhel náběhu byl volen k tětivě profilu křídla v pozici $y = 1400\ mm$. Množství úhlu náběhu bylo voleno z důvodu, aby náhodná odchylka při výpočtech nemohla tolik ovlivnit výsledky.

Vypočtené hodnoty součinitelů odporu c_D v závislosti na úhlu náběhu byly zaneseny do grafů v jednotlivých podkapitolách. K hodnotám součinitele vztlaku c_L byl připočítán vliv vyvažovacího vztlaku od VOP podle rovnic (12) až (15). Výsledný vztah je rozšířenou rovnicí (4), byla odvozena na základě momentové rovnováhy na obrázku 3.7.1. Pro výpočet byla zvolena poloha těžiště v $0{,}25c_{SAT}$.

$$\Sigma F_x:\ \emptyset \tag{12}$$

$$\Sigma M_y:\ M + L_{VOP} \cdot l = 0 \tag{13}$$

$$L_{VOP} = -\frac{M}{l}$$

$$L_{VOP} = -\frac{1}{2}\frac{c_m \rho S v^2}{l}$$

$$\Sigma F_z:\ L - G - L_{VOP} = 0 \tag{14}$$

$$L = G + L_{VOP}$$

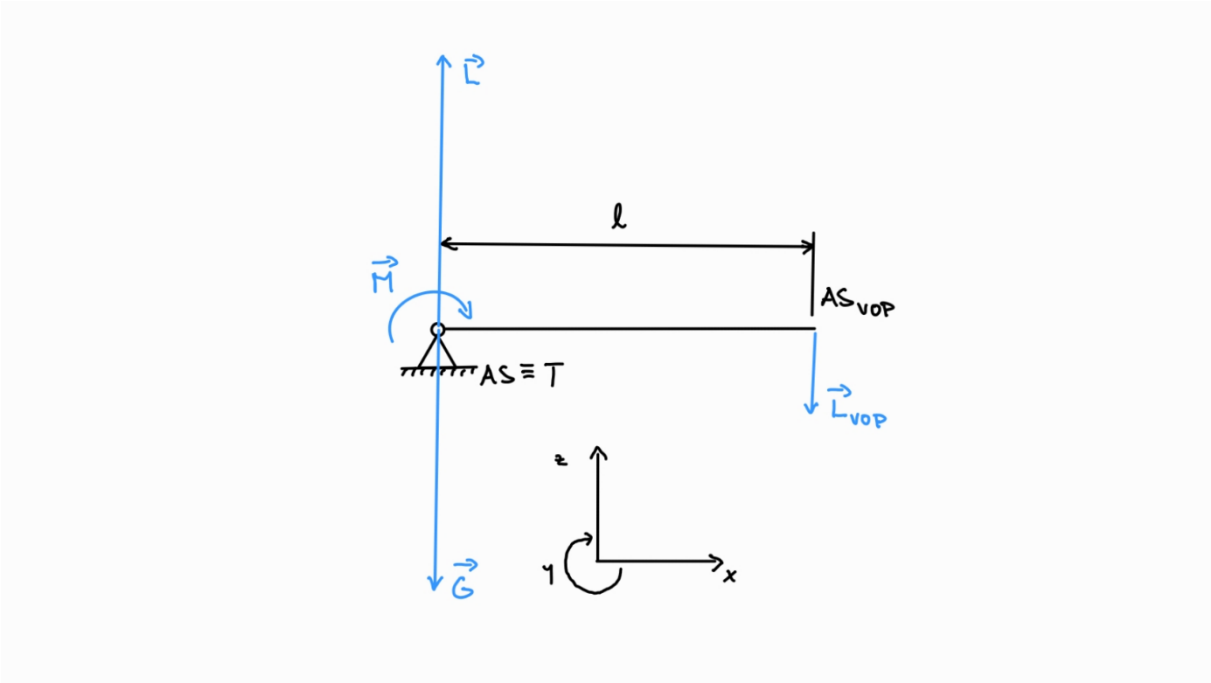
$$\frac{1}{2}\rho c_L S v^2 = mg - \frac{1}{2}\frac{c_m \rho S v^2}{l}$$

$$c_L = \frac{2mg}{\rho S v^2} - \frac{c_m}{l} \tag{15}$$

Kde jsou:

M	klopivý moment kluzáku,
L_{VOP}	vyvažovací vztlak vodorovné ocasní plochy (VOP),
l	vzdálenost mezi těžištěm a aerodynamickým středem VOP,
c_m	součinitel klopivého momentu,
ρ	referenční hustota (stanovená v kapitole 3),
S	plocha křídla,
v	referenční rychlost letu (stanovená v kapitole 3),
G	tíhová síla,
c_L	součinitel vztlaku křídla,
g	tíhové zrychlení,
m	referenční hmotnost (stanovená v kapitole 3).

Následně byly data v grafu závislosti součinitele vztlaku na úhlu náběhu aproximována lineární funkcí metodou nejmenších čtverců. Podobně bylo provedeno v grafu závislosti součinitele odporu na úhlu náběhu, avšak místo aproximace lineární funkcí byla požita aproximace polynomem druhého stupně.



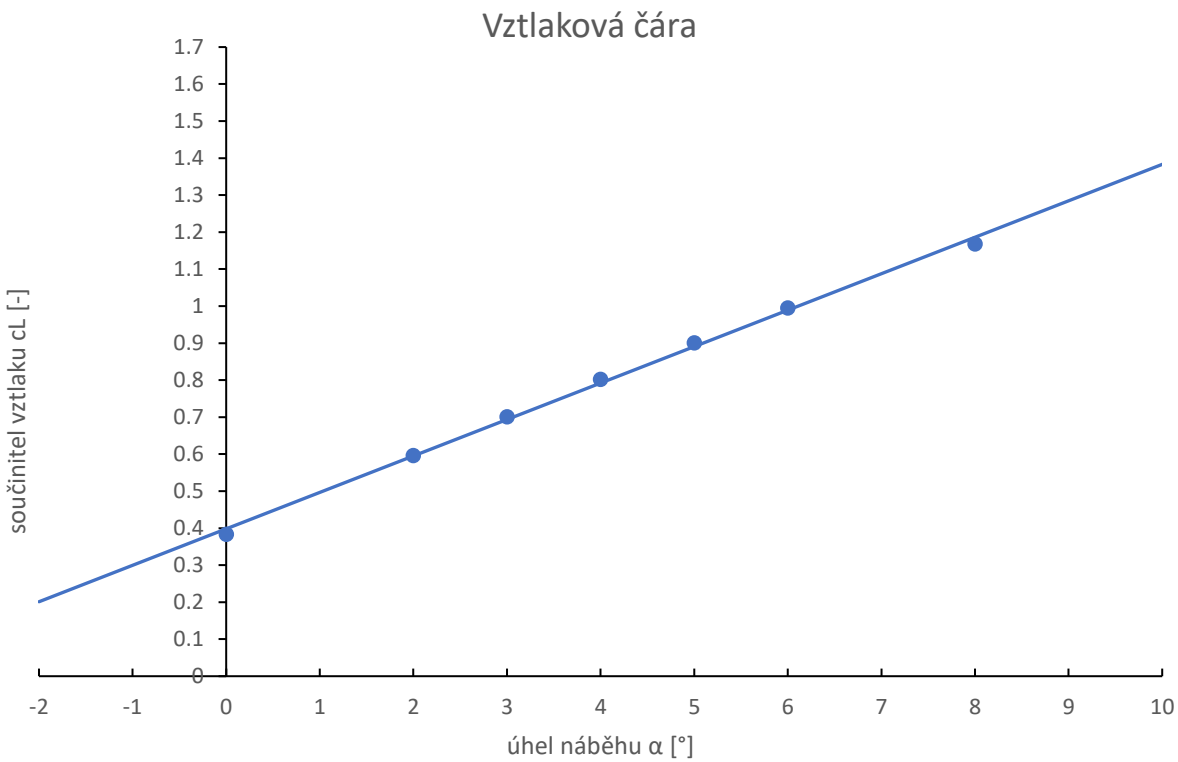
Obrázek 3.7.1 – Momentová rovnováha

3.7.1 Model 304S

Na obrázku 3.7.1.1 je vyobrazena vztlaková čára kluzáku. Body jsou znázorněna data (součinitelé vztlaku) z výpočtu v softwaru Ansys Fluent. Plná čára je lineární aproximací těchto dat. To bylo možné udělat, protože se nacházíme v lineární oblasti závislosti vztlaku na úhlu náběhu. Rovnice vztlakové čáry je ve tvaru:

$$c_L = 0{,}0985 \cdot \alpha + 0{,}3981 \tag{16}$$

Směrnice v této rovnici představuje sklon vztlakové čáry, je v jednotkách $[1/°]$. Po přepočtu je hodnota sklonu vztlakové čáry rovna $5{,}6439\, rad^{-1}$. Absolutní člen rovnice udává hodnotu součinitele vztlaku při nulovém úhlu náběhu.

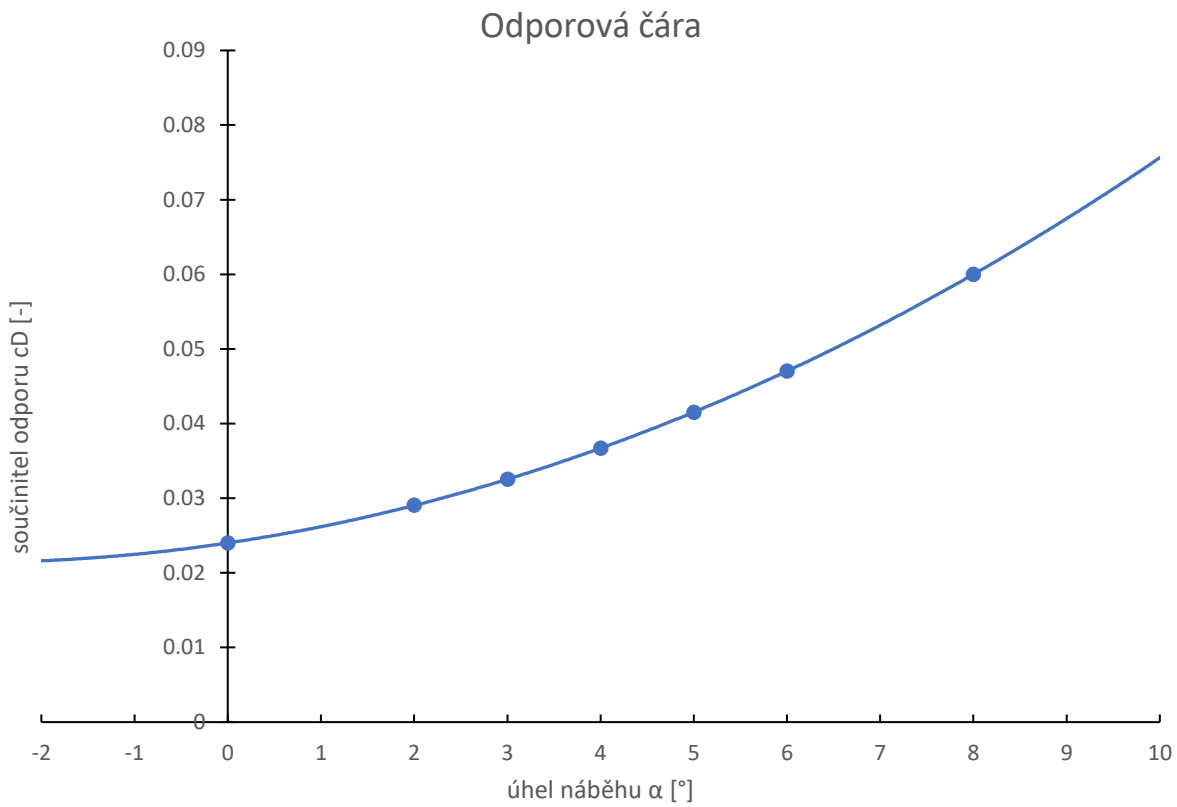


Obr. 3.7.1.1 – Vztlaková čára kluzáku 304S

Na obrázku 3.7.1.2 je graf závislosti součinitele odporu kluzáku na úhlu náběhu. Podobně jako v případě vztlakové čáry jednotlivé body (kruhy) reprezentují vypočítané hodnoty. Tyto hodnoty byly aproximovány polynomem druhého stupně, jelikož průběh závislosti odporu na úhlu náběhu je v této oblasti parabolický. Rovnice paraboly je ve tvaru:

$$c_D = 0{,}0003 \cdot \alpha^2 + 0{,}0019 \cdot \alpha + 0{,}024 \tag{17}$$

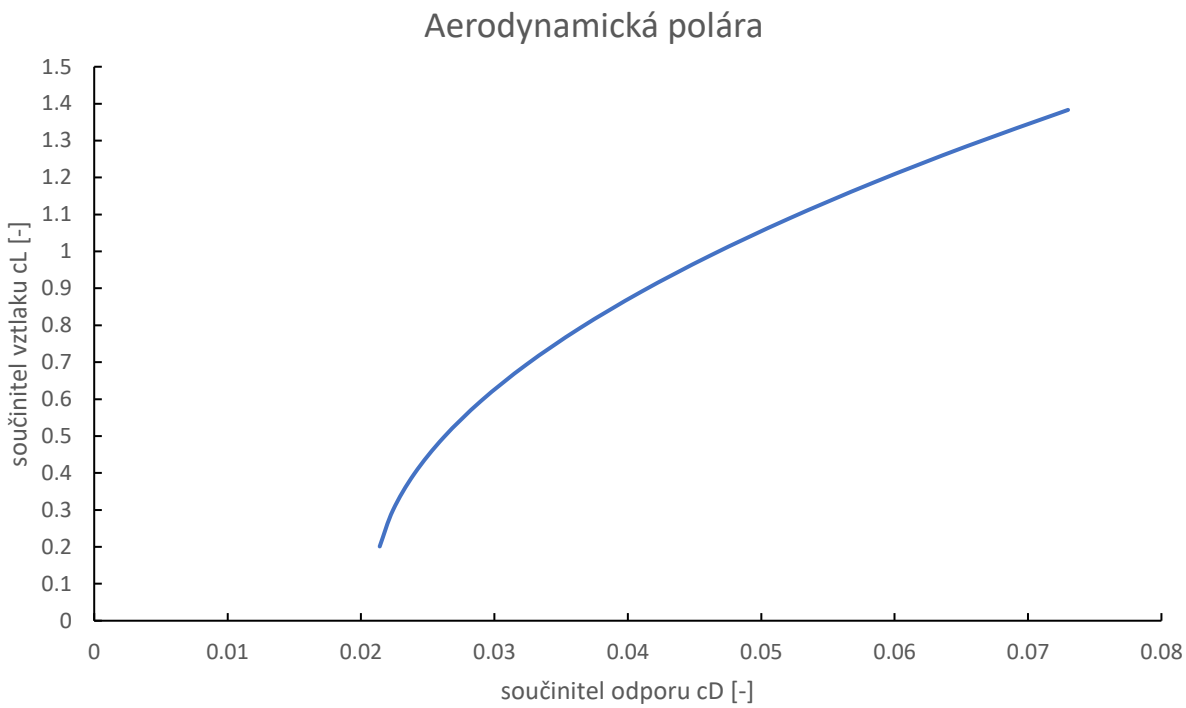
Obě rovnice byly využity pro výpočet dat, které sloužily k sestrojení aerodynamické poláry (obrázek 3.7.1.3) a grafu závislosti klouzavosti na úhlu náběhu (obrázek 3.7.1.4). Data využitá pro jejich konstrukci jsou zanesena do tabulky 3.7.1.1.



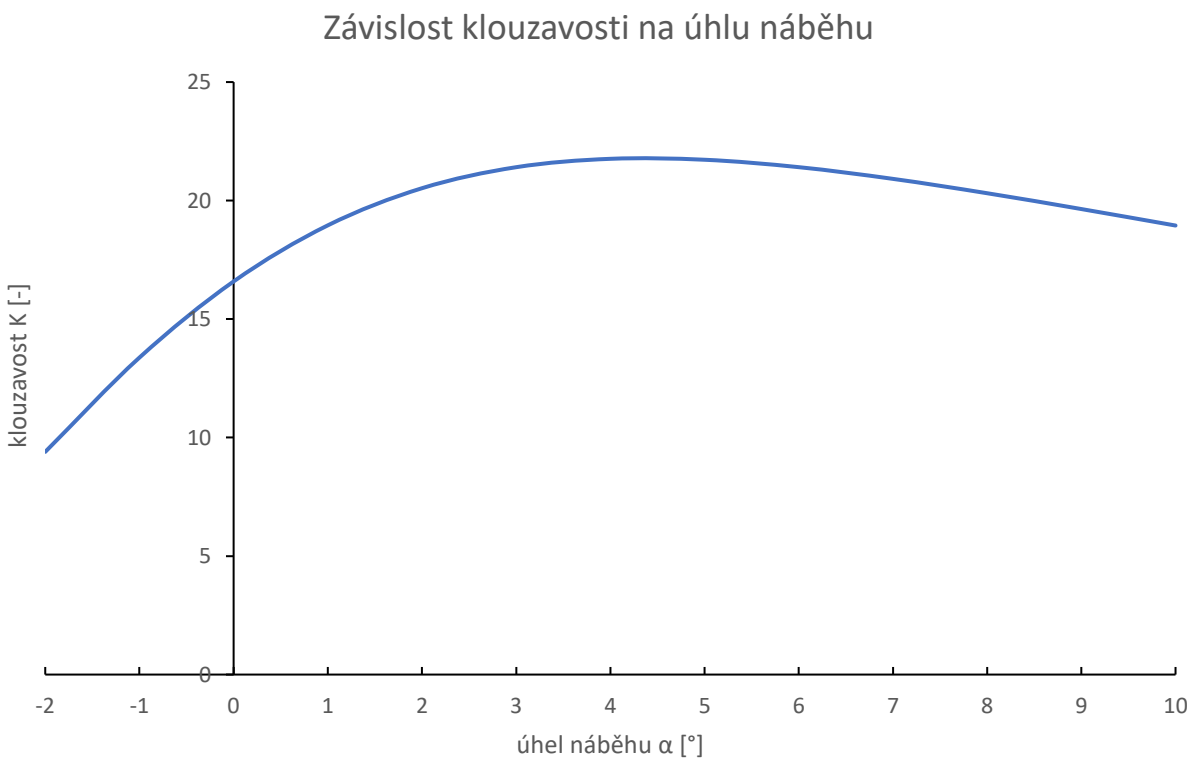
Obr. 3.7.1.2 – Odporová čára kluzáku 304S

Tabulka 3.7.1.1 – Aproximovaná data kluzáku 304S

α [°]	c_L [−]	c_D [−]	K [−]
-2	0,1517	0,0214	7,089
-1	0,2502	0,0224	11,170
0	0,3487	0,0240	14,529
1	0,4472	0,0262	17,069
2	0,5457	0,0290	18,817
3	0,6442	0,0324	19,883
4	0,7427	0,0364	20,404
5	0,8412	0,0410	20,517
6	0,9397	0,0462	20,340
7	1,0382	0,0520	19,965
8	1,1367	0,0584	19,464
9	1,2352	0,0654	18,887
10	1,3337	0,0730	18,270



Obr. 3.7.1.3 – Aerodynamická polára kluzáku 304S



Obr. 3.7.1.4 – Graf závislosti klouzavosti kluzáku 304S na úhlu náběhu

Úpravou rovnice (16) byl získán vztah (18) pro výpočet úhlu náběhu, při kterém je splněna podmínka $c_L = 0{,}73659$ stanovená v kapitole zabývající se referenčním režimem.

$$\alpha = \frac{(c_L - 0{,}3487)}{0{,}0985} \tag{18}$$

$$\alpha = \frac{(0{,}73659 - 0{,}3487)}{0{,}0985} = 4{,}44\,°$$

Pro tento úhel náběhu byl opět proveden výpočet. Získaná data byla exportována do softwaru Ansys EnSight, ve kterém byla dále zpracovávána. Pomocí python skriptu bylo po rozpětí křídla v rozmezí $y = 0{,}39\,m$ až $y = 9\,m$ vytvořeno sto řezů křídlem rovnoběžných s rovinou symetrie. Na těchto řezech byly určeny součinitelé vztlaků pro jednotlivé průřezy, ty byly následně v rámci stejného skriptu zapsány do souboru CSV. V blízkosti trupu mezi souřadnicemi $y = 0\,m$ a $y = 0{,}39\,m$ byl uvažován pouze vliv trupu na rozložení součinitele vztlaku a cirkulace. Pro trup byl určen součinitel vztlaku ze vztlaku, který byl trupem generován. Vztlak trupu byl následně podělen kinematickým tlakem a plochou půdorysu poloviny trupu. Takto vypočtená hodnota součinitele vztlaku celého trupu byla rozložena na šířku trupu a následně zapsána do stejného CSV souboru.

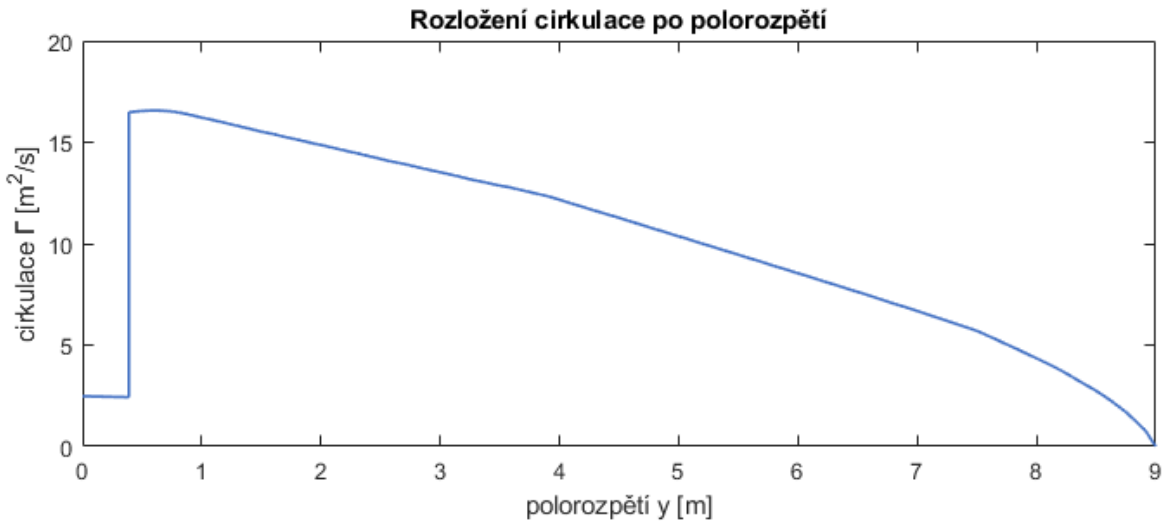
Plocha poloviny půdorysu byla vypočtena z geometrického modelu. V pohled shora byl vytvořen výstřižek obrazovky tak, aby rozměry výstřižku korespondovaly s délkou a šířkou trupu. Ze znalosti těchto rozměrů byla vypočítána plocha obdélníku. Následně byl obrázek převeden do monochromatického formátu a pomocí jednoduchého skriptu v softwaru MatLab byl určen počet pixelů tmavších než střední hodnota a počet pixelů světlejších než střední hodnota. V poměru počtu tmavých a světlých pixelů byla pak plocha obdélníku rozdělena. Plocha reprezentující plochu tmavých pixelů odpovídá ploše poloviny průmětu trupu.

Následně byla data z CSV souboru načtena do softwaru MatLab. Také zde byly na základě náhradního křídla sestaveny rovnice částí náběžné a odtokové hrany jako funkce polohy po rozpětí $x = f(y)$. Pro každý řez byla na základě znalosti těchto rovnic vypočtena hloubka tětivy profilu a na základě její znalosti vypočítána cirkulace pro každý řez podle rovnice (19).

$$\Gamma = \frac{c_L \cdot c \cdot v}{2} \tag{19}$$

Z takto zpracovaných dat byly sestrojeny grafy rozložení vztlaku a cirkulace po rozpětí křídla, které jsou vyobrazeny na obrázcích 3.7.1.5 a 3.7.1.6. Při sestrojování grafů nebyl uvažován vliv wingletu na konci křídla.

Obr. 3.7.1.5 – Rozložení součinitele vztlaku po polorozpětí (304S)



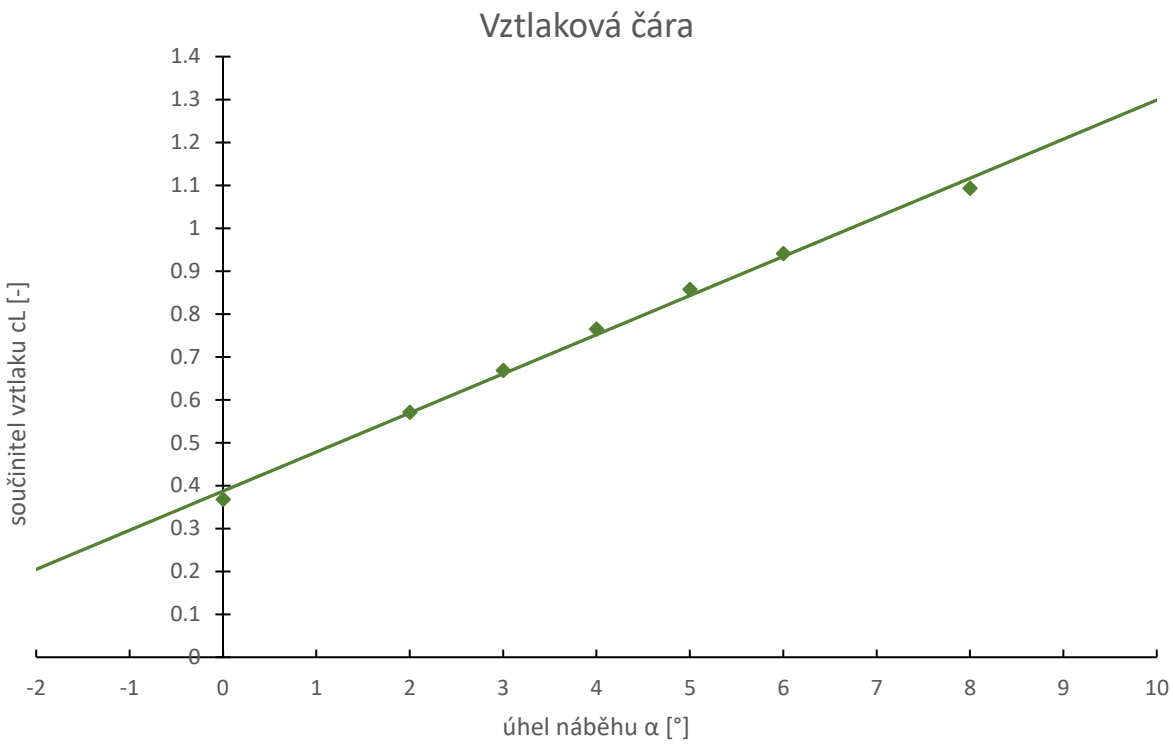
Obr. 3.7.1.6 – Rozložení cirkulace po polorozpětí (304S)

3.7.2 Model DP1

Na obrázku 3.7.2.1 je vyobrazena vztlaková čára kluzáku. Body jsou znázorněná data z výpočtu v softwaru Ansys Fluent. Plná čára je lineární aproximací těchto dat. U tohoto modelu bylo postupováno při zpracovávání dat stejným způsobem jako v předchozí podkapitole. Rovnice vztlakové čáry je ve tvaru:

$$c_L = 0{,}0912 \cdot \alpha + 0{,}3871 \tag{20}$$

Směrnice v této rovnici představuje sklon vztlakové čáry, je v jednotkách $[1/°]$. Po přepočtu je hodnota sklonu vztlakové čáry rovna $5{,}2254\, rad^{-1}$. Absolutní člen rovnice udává hodnotu součinitele vztlaku při nulovém úhlu náběhu.

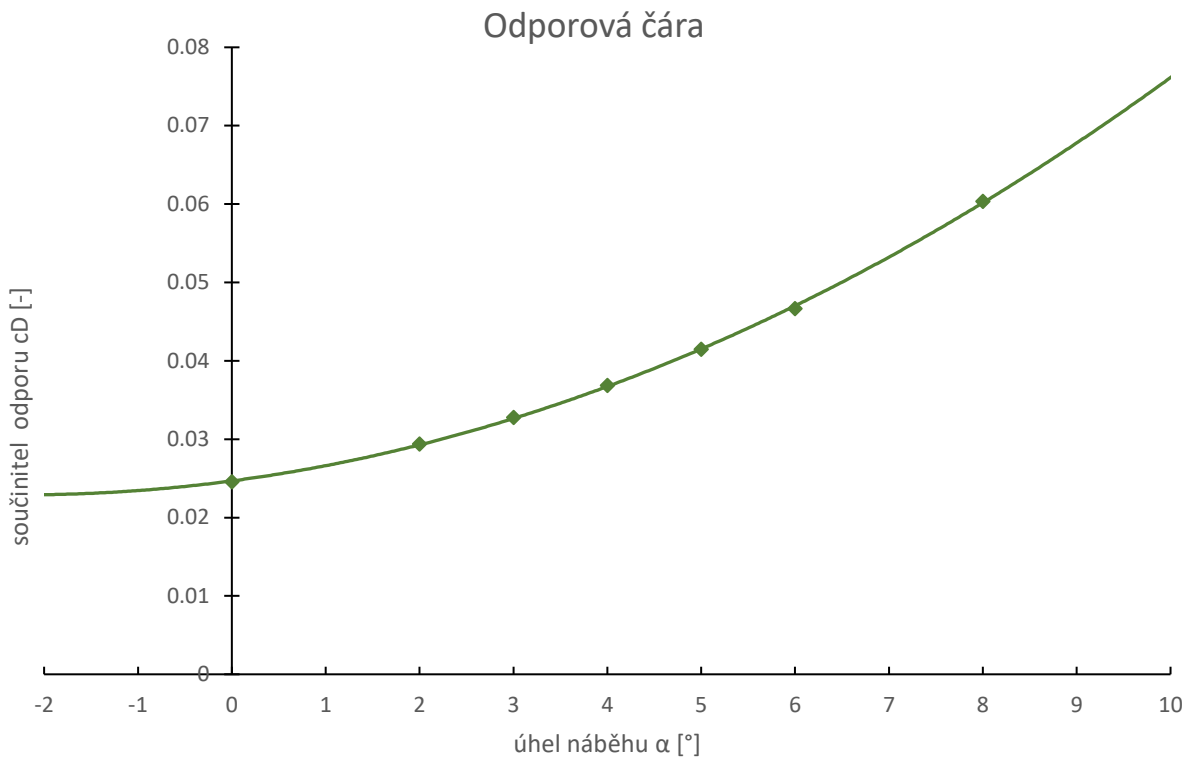


Obr. 3.7.2.1 – Vztlaková čára kluzáku DP1

Na obrázku 3.7.2.2 je graf závislosti součinitele odporu kluzáku na úhlu náběhu. Podobně jako v případě vztlakové čáry jednotlivé body reprezentují vypočítané hodnoty. Rovnice paraboly je ve tvaru:

$$c_D = 0{,}0004 \cdot \alpha^2 + 0{,}0016 \cdot \alpha + 0{,}0247 \tag{21}$$

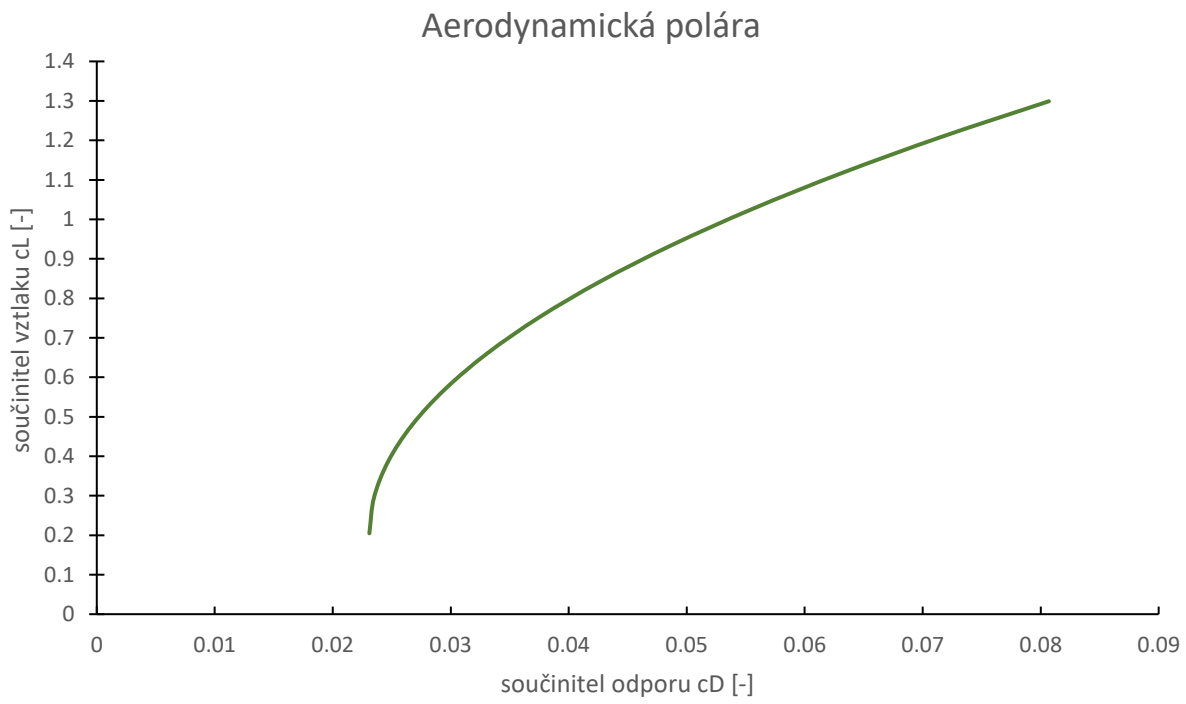
Obě rovnice byly využity pro výpočet dat, které sloužily k sestrojení aerodynamické poláry (obrázek 3.7.2.3) a grafu závislosti klouzavosti na úhlu náběhu (obrázek 3.7.2.4). Data využitá pro jejich konstrukci jsou zanesena do tabulky 3.7.2.1.



Obr. 3.7.2.2 – Odporová čára kluzáku DP1

Tabulka 3.7.2.1 – Aproximovaná data kluzáku DP1

α [°]	c_L [−]	c_D [−]	K [−]
-2	0,1524	0,0231	6,597
-1	0,2436	0,0235	10,366
0	0,3348	0,0247	13,555
1	0,426	0,0267	15,955
2	0,5172	0,0295	17,532
3	0,6084	0,0331	18,381
4	0,6996	0,0375	18,656
5	0,7908	0,0427	18,520
6	0,882	0,0487	18,111
7	0,9732	0,0555	17,535
8	1,0644	0,0631	16,868
9	1,1556	0,0715	16,162
10	1,2468	0,0807	15,450



Obr. 3.7.2.3 – Aerodynamická polára kluzáku DP1

Obr. 3.7.2.4 – Graf závislosti klouzavosti kluzáku DP1 na úhlu náběhu

Úpravou rovnice (20) byl získán vztah (22) pro výpočet úhlu náběhu, při kterém je splněna podmínka $c_L = 0{,}73659$ stanovená v kapitole zabývající se referenčním režimem.

$$\alpha = \frac{(c_L - 0{,}3348)}{0{,}0912} \tag{22}$$

$$\alpha = \frac{(0{,}73659 - 0{,}3348)}{0{,}0912} = 4{,}41\ °$$

Pro tento úhel náběhu byl opět proveden výpočet. Získaná data byla exportována do softwaru Ansys EnSight, ve kterém byla dále zpracovávána. Pomocí python skriptu bylo po rozpětí křídla v rozmezí $y = 0{,}39\ m$ až $y = 9\ m$ vytvořeno sto řezů křídlem. Na těchto řezech byly určeny součinitelé vztlaků pro jednotlivé průřezy, ty byly následně v rámci stejného skriptu zapsány do souboru CSV. Pro rozložení součinitele vztlaku v blízkosti trupu bylo postupováno jako v podkapitole 3.7.1. Ovšem u tohoto modelu byl vztlak generovaný trupem přibližně roven $2\ N$.

Následně byla data z CSV souboru načtena do softwaru MatLab. Také zde byly na základě náhradního křídla sestaveny rovnice částí náběžné a odtokové hrany jako funkce polohy po rozpětí $x = f(y)$. Pro každý řez byla na základě znalosti těchto rovnic vypočtena hloubka tětivy profilu a na základě její znalosti vypočítána cirkulace pro každý řez podle rovnice (19) uvedené v podkapitole 3.7.1.

Z takto zpracovaných dat byly sestrojeny grafy rozložení vztlaku a cirkulace po rozpětí křídla, které jsou vyobrazeny na obrázcích 3.7.2.5 a 3.7.2.6. Při sestrojování grafů nebyl uvažován vliv wingletu na konci křídla.

Obr. 3.7.2.5 – Rozložení součinitele vztlaku po polorozpětí (DP1)

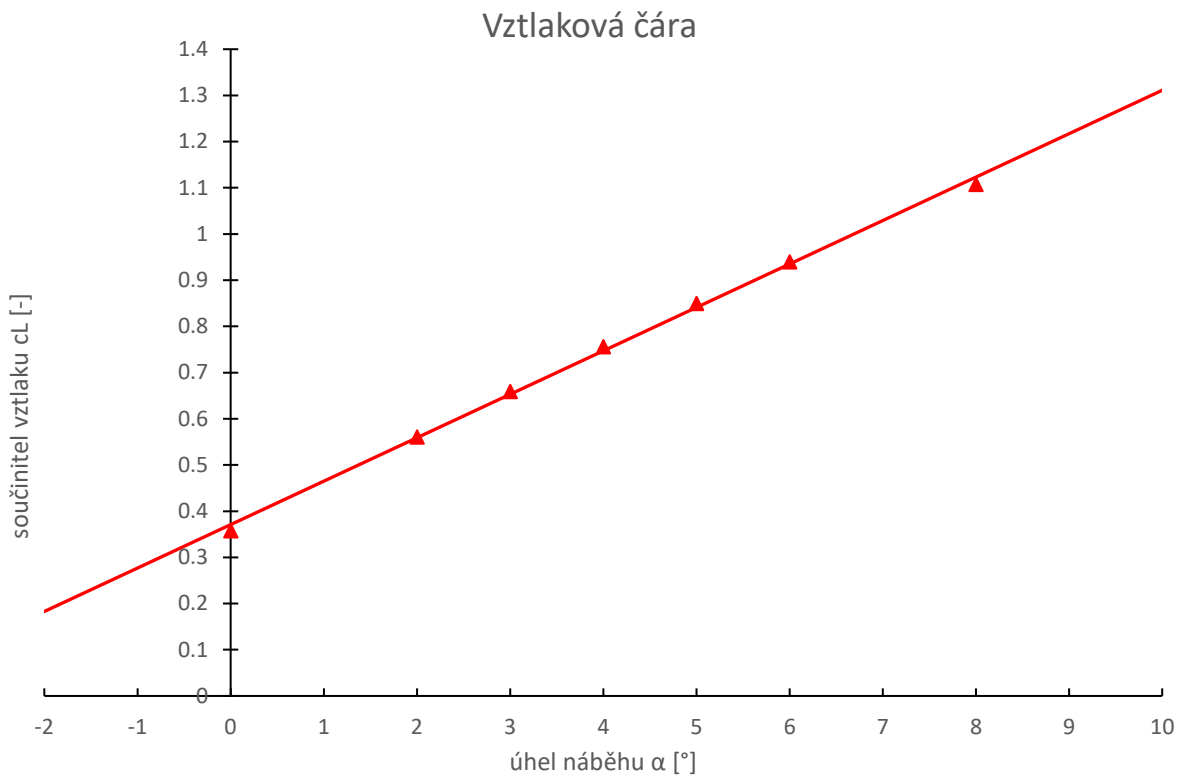
Obr. 3.7.2.6 – Rozložení cirkulace po polorozpětí (DP1)

3.7.3 Model DP2

Na obrázku 3.7.3.1 je vyobrazena vztlaková čára kluzáku. Body jsou znázorněná data z výpočtu v softwaru Ansys Fluent. Plná čára je lineární aproximací těchto dat. Zpracování dat bylo provedeno stejným způsobem jako v podkapitole 3.7.1. Rovnice vztlakové čáry je ve tvaru:

$$c_L = 0{,}094 \cdot \alpha + 0{,}3709 \tag{23}$$

Směrnice v této rovnici představuje sklon vztlakové čáry, je v jednotkách $[1/°]$. Po přepočtu je hodnota sklonu vztlakové čáry rovna $5{,}3858\, rad^{-1}$. Absolutní člen rovnice udává hodnotu součinitele vztlaku při nulovém úhlu náběhu.

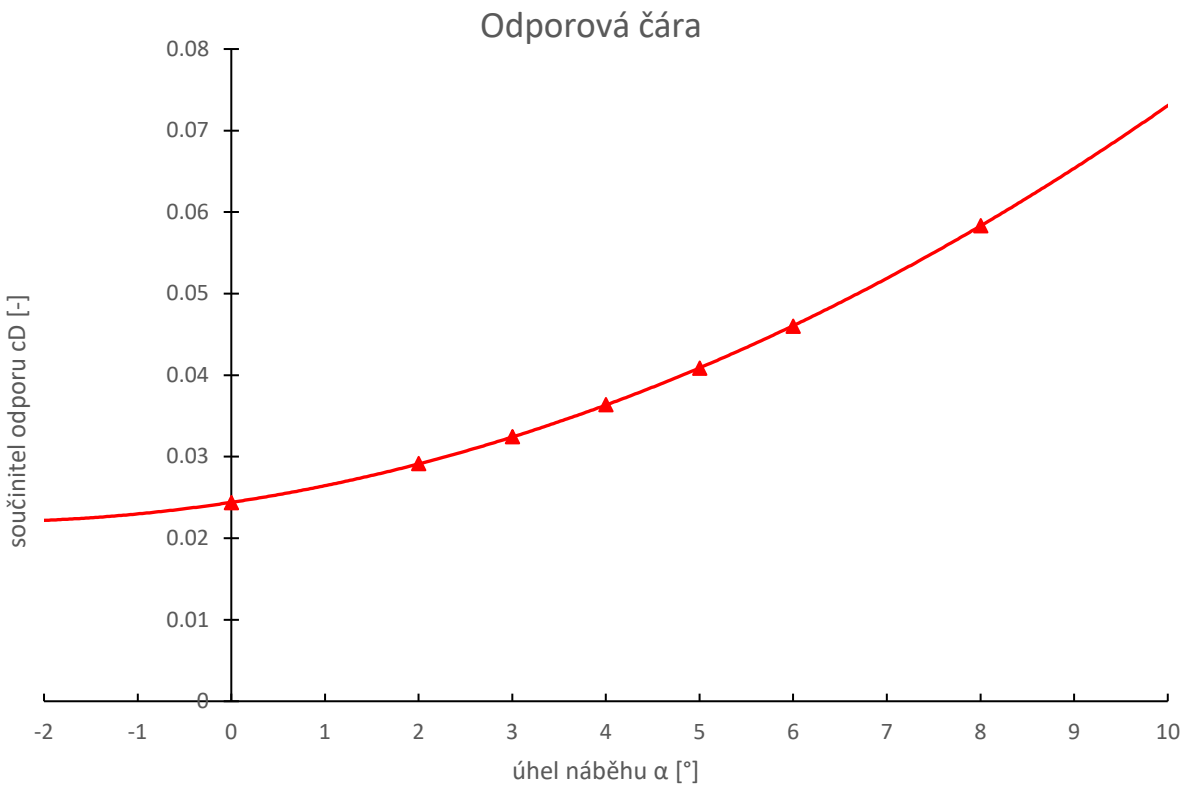


Obr. 3.7.3.1 – Vztlaková čára kluzáku DP2

Na obrázku 3.7.3.2 je graf závislosti součinitele odporu kluzáku na úhlu náběhu. Podobně jako v případě vztlakové čáry jednotlivé body reprezentují vypočítané hodnoty. Tyto hodnoty byly aproximovány polynomem druhého stupně, jelikož průběh závislosti odporu na úhlu náběhu je v této oblasti parabolický. Rovnice paraboly je ve tvaru:

$$c_D = 0{,}0003 \cdot \alpha^2 + 0{,}0017 \cdot \alpha + 0{,}0244 \tag{24}$$

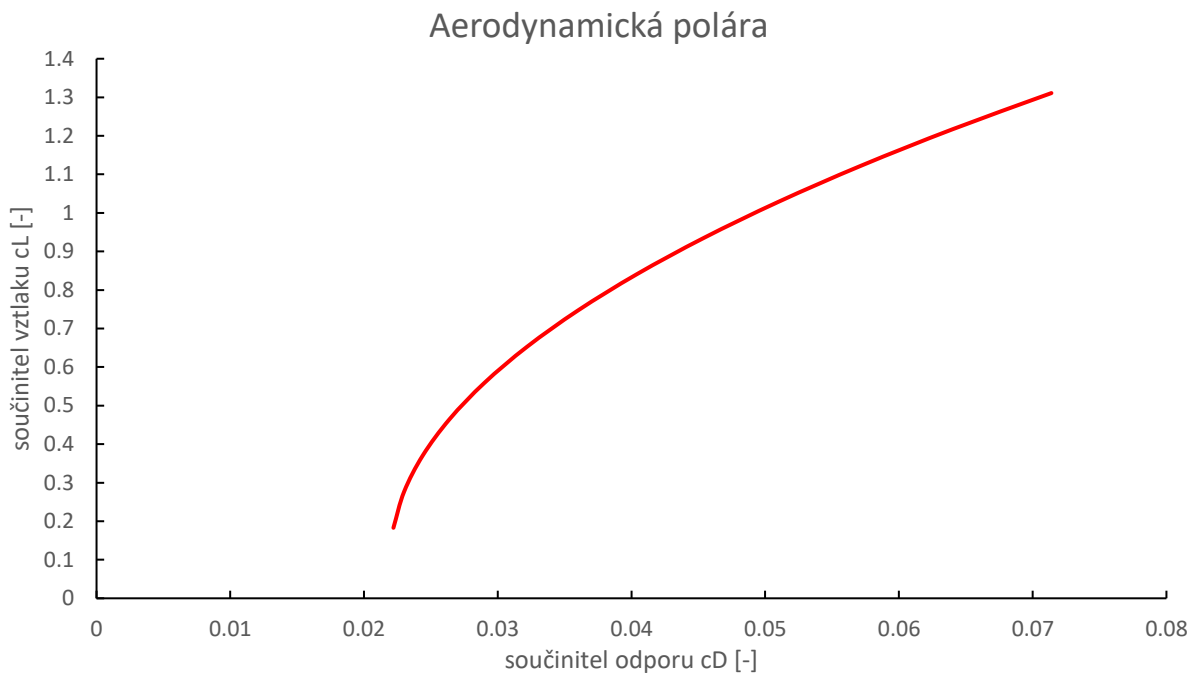
Obě rovnice byly využity pro výpočet dat, které sloužily k sestrojení aerodynamické poláry (obrázek 3.7.3.3) a grafu závislosti klouzavosti na úhlu náběhu (obrázek 3.7.3.4). Data využitá pro jejich konstrukci jsou zanesena do tabulky 3.7.3.1.



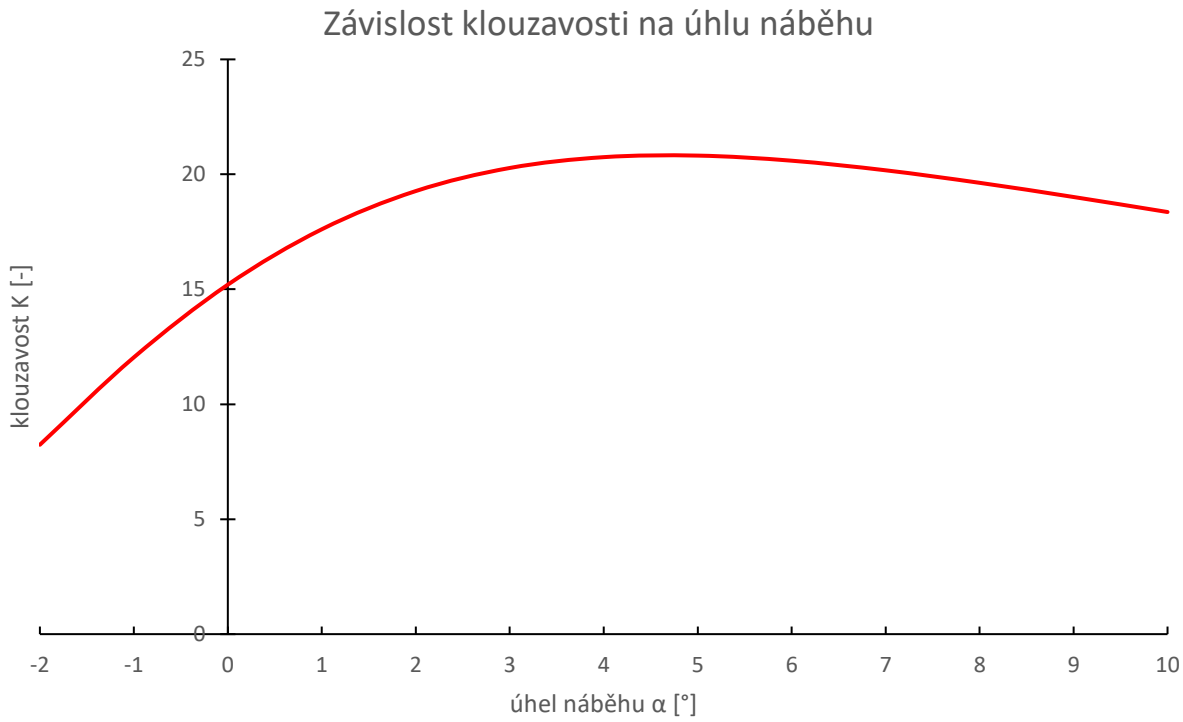
Obr. 3.7.3.2 – Odporová čára kluzáku DP2

Tabulka 3.7.3.1 – Aproximovaná data kluzáku DP2

α [°]	c_L [−]	c_D [−]	K [−]
-2	0,131	0,0222	5,901
-1	0,225	0,0230	9,783
0	0,319	0,0244	13,074
1	0,413	0,0264	15,644
2	0,507	0,0290	17,483
3	0,601	0,0322	18,665
4	0,695	0,0360	19,306
5	0,789	0,0404	19,530
6	0,883	0,0454	19,449
7	0,977	0,0510	19,157
8	1,071	0,0572	18,724
9	1,165	0,0640	18,203
10	1,259	0,0714	17,633



Obr. 3.7.3.3 – Aerodynamická polára kluzáku DP2



Obr. 3.7.3.4 – Graf závislosti klouzavosti kluzáku DP2 na úhlu náběhu

Úpravou rovnice (23) byl získán vztah (25) pro výpočet úhlu náběhu, při kterém je splněna podmínka $c_L = 0{,}73659$ stanovená v kapitole zabývající se referenčním režimem.

$$\alpha = \frac{(c_L - 0{,}319)}{0{,}094} \tag{25}$$

$$\alpha = \frac{(0{,}73659 - 0{,}319)}{0{,}094} = 4{,}44\ °$$

Pro tento úhel náběhu byl opět proveden výpočet. Získaná data byla exportována do softwaru Ansys EnSight, ve kterém byla dále zpracovávána stejným postupem jako v podkapitolách 3.7.1 a 3.7.2. Ovšem u tohoto modelu byl vztlak generovaný trupem přibližně roven $-2\ N$.

Následně byla data z CSV souboru načtena do softwaru MatLab. Také zde byly na základě náhradního křídla sestaveny rovnice částí náběžné a odtokové hrany jako funkce polohy po rozpětí $x = f(y)$. Pro každý řez byla na základě znalosti těchto rovnic vypočtena hloubka tětivy profilu a na základě její znalosti vypočítána cirkulace pro každý řez podle rovnice (19) uvedené v podkapitole 3.7.1.

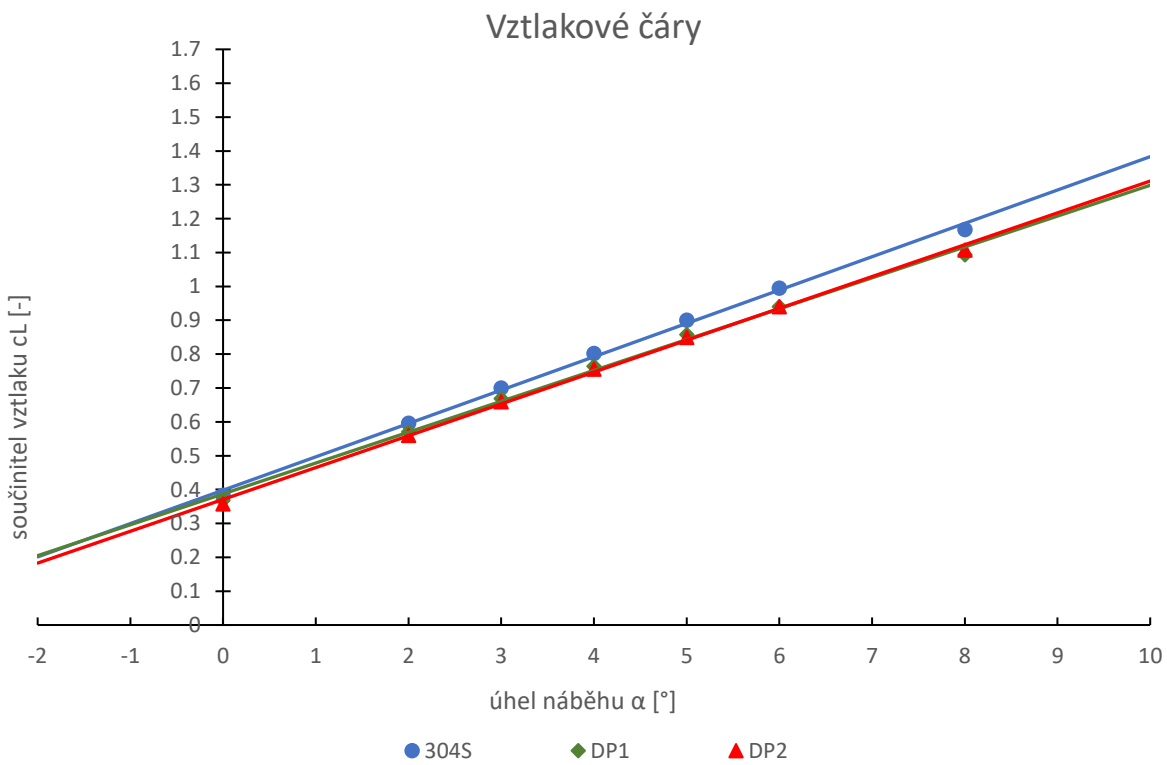
Z takto zpracovaných dat byly sestrojeny grafy rozložení vztlaku a cirkulace po rozpětí křídla, které jsou vyobrazeny na obrázcích 3.7.3.5 a 3.7.3.6. Při sestrojování grafů nebyl uvažován vliv wingletu na konci křídla.

Obr. 3.7.3.5 – Rozložení součinitele vztlaku po polorozpětí (DP2)

Obr. 3.7.3.6 – Rozložení cirkulace po polorozpětí (DP2)

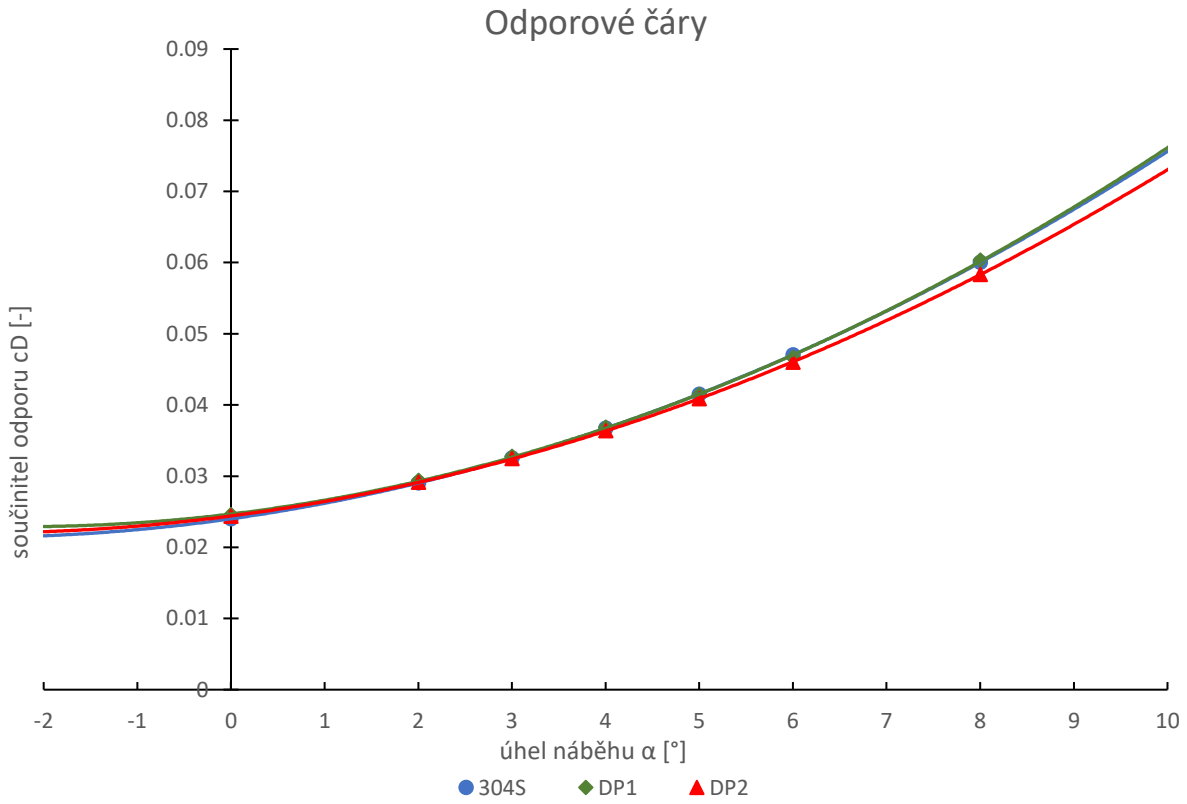
3.8 Srovnání výsledků

V předchozí podkapitole byly výsledky prezentovány samostatně. Tato kapitola se zaměřuje na jejich podrobnější srovnání mezi sebou.



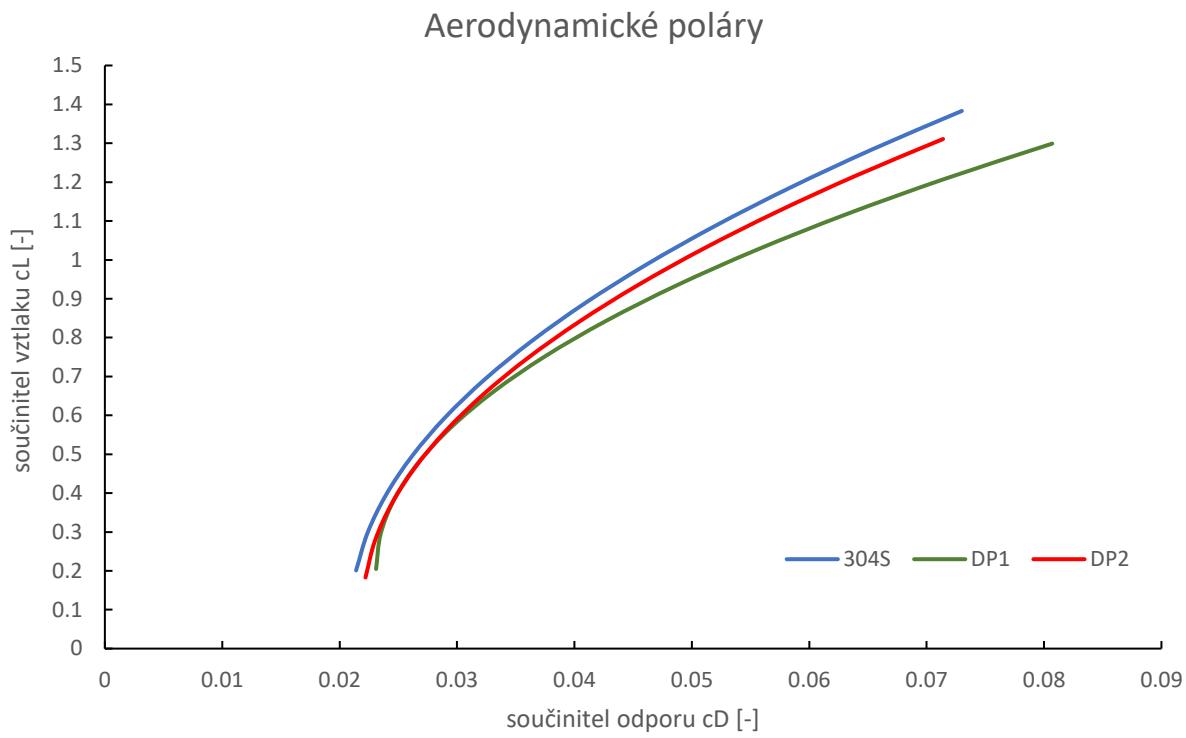
Obr. 3.8.1 – Srovnání vztlakový čar jednotlivých kluzáků

Už v předchozích podkapitolách byl možné si všimnou (pouze jen z číselných hodnot), že sklony vztlakových čar jsou jiné. Na obrázku 3.8.1 je znázorněn tento rozdíl i graficky. Zatímco sklony vztlakových čar u modelů DP1 a DP2 jsou podobné, původní model 304S se od nich značně odlišuje. To je zejména způsobeno rozdílnými profily křídla v oblasti kořene. Tento rozdíl byl způsoben při tvorbě nové geometrie křídla po posunutí do nové polohy. Jak je patrné na obrázku 3.3.1.4, křídlu chyběla celá oblast v okolí kořene. Do roviny symetrie byl vložen krajní profil existující části křídla s jiným úhlem nastavení a pak byl vytvořen povrch křídla interpolací plochy mezi okrajem existující části a kořenovým profil. Tedy je profil v kořeni křídla užší, než je tomu u modelu 304S. Geometrie křídel modelů DP1 a DP2 je téměř totožná, proto jsou sklony vztlakových čar těchto modelů podobné.

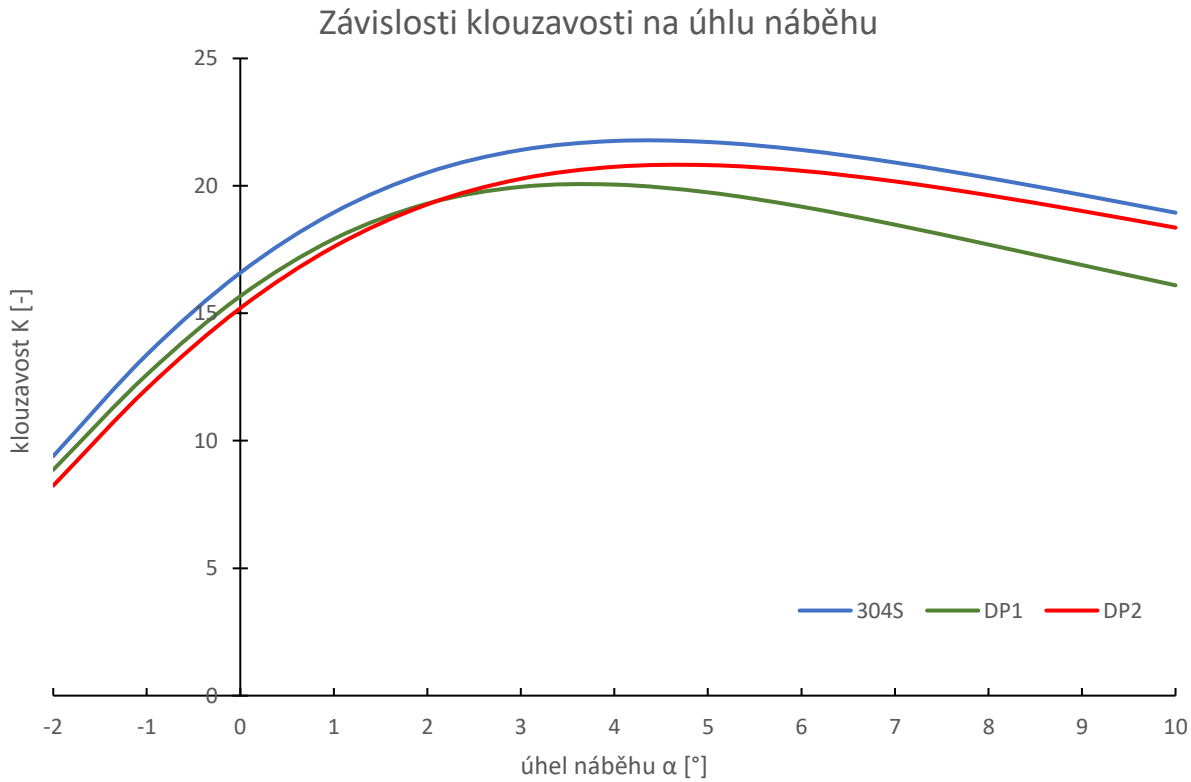


Obr. 3.8.2 – Srovnání odporových čar jednotlivých kluzáků

Na obrázku 3.8.2 je vidět srovnání odporových čar všech tří modelů. U modelu DP1 došlo v porovnání s modelem 304S k celkovému zvýšení odporu, zejména však na vysokých úhlech náběhu. V rozsahu intervalu úhlů náběhu $\alpha \in \langle -1; 5 \rangle$ ° je rozdíl v odporech menší než 5 % původních hodnot. Změnou geometrie pylonu a křídla v oblasti kořene u modelu DP2 došlo k částečnému zlepšení odporu. Do úhlu náběhu 2 ° je odpor stále vyšší než u modelu 304S, avšak dále došlo ke snížení odporu. Na prezentovaném intervalu úhlů náběhu není rozdíl v odporu větší než 4 %.

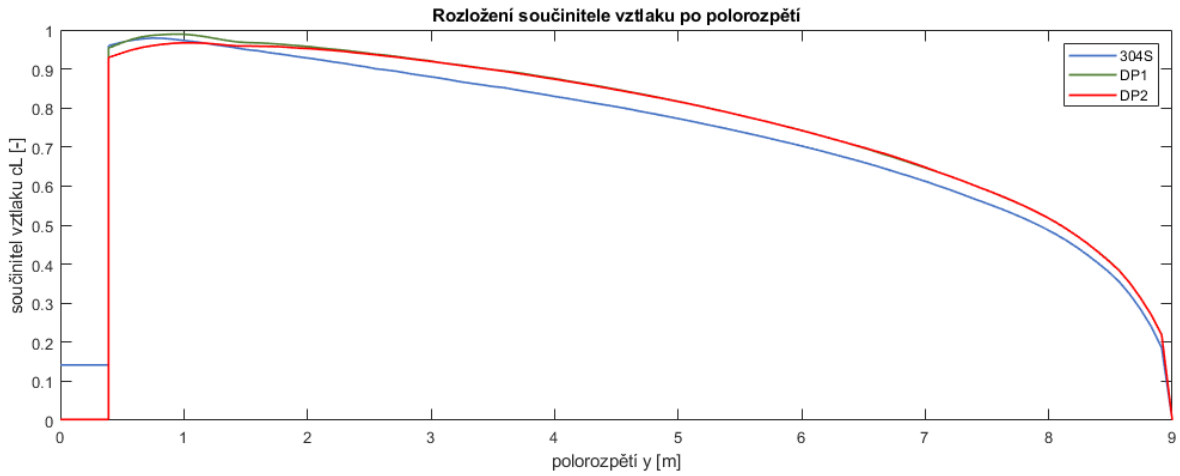


Obr. 3.8.3 – Srovnání aerodynamických polár jednotlivých kluzáků

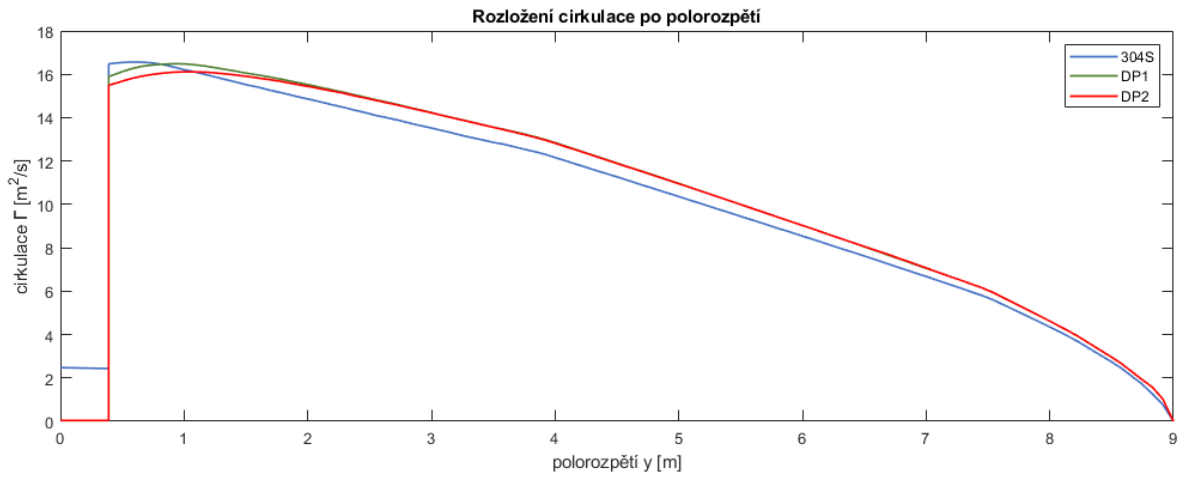


Obr. 3.8.4 – Srovnání závislostí klouzavosti jednotlivých kluzáků na úhlu náběhu

Z obrázků 3.8.3 a 3.8.4 je patrné, že došlo k celkové degradaci vlastností upravených modelů oproti původnímu řešení modelu 304S. Ačkoli u modelu DP2 došlo k jistému snížení odporu, snížení sklonu vztlakové čáry je u obou modelů natolik významné, že to vedlo ke zhoršení celkových vlastností obou nových modelů. K přesnějšímu zjištění důvodů degradace byla provedena vizuální analýza výsledků CFD výpočtů, která je prezentována v následující kapitole.



Obr. 3.8.5 – Srovnání součinitele vztlaku po polorozpětí jednotlivých kluzáků



Obr. 3.8.6 – Srovnání rozložení cirkulace po polorozpětí jednotlivých kluzáků

Z obrázku 3.8.5 je patrné, že vlivem změny konfigurace přechodu křídlo trup došlo k přerozdělení vztlaku po celém modelu. U modelů DP1 a DP2 trup negeneruje téměř žádný vztlak, za to u těchto modelů narostl vztlak na křídle od rozpětí $y = 1{,}4\ m$ dále. To je pravděpodobně způsobené změnou úhlu vzepětí, který je u těchto modelů záporný. Další zajímavou oblastí je poblíž trupu v intervalu rozpětí od $0{,}39\ m$ do přibližně $1{,}5\ m$. Ačkoli u modelu DP1 je v tomto místě již užší profil než u modelu 304S, došlo k nárustu vztlaku

v tomto místě. Což je způsobené poměrně vysokou hodnotou úhlu nastavení kořenového profilu. U modelu DP2 byl úhel nastavení kořenového profilu snížen o 1 °, což se projevilo snížením vztlaku v tomto místě a to natolik, že je nižší než v případě modelu 304S.

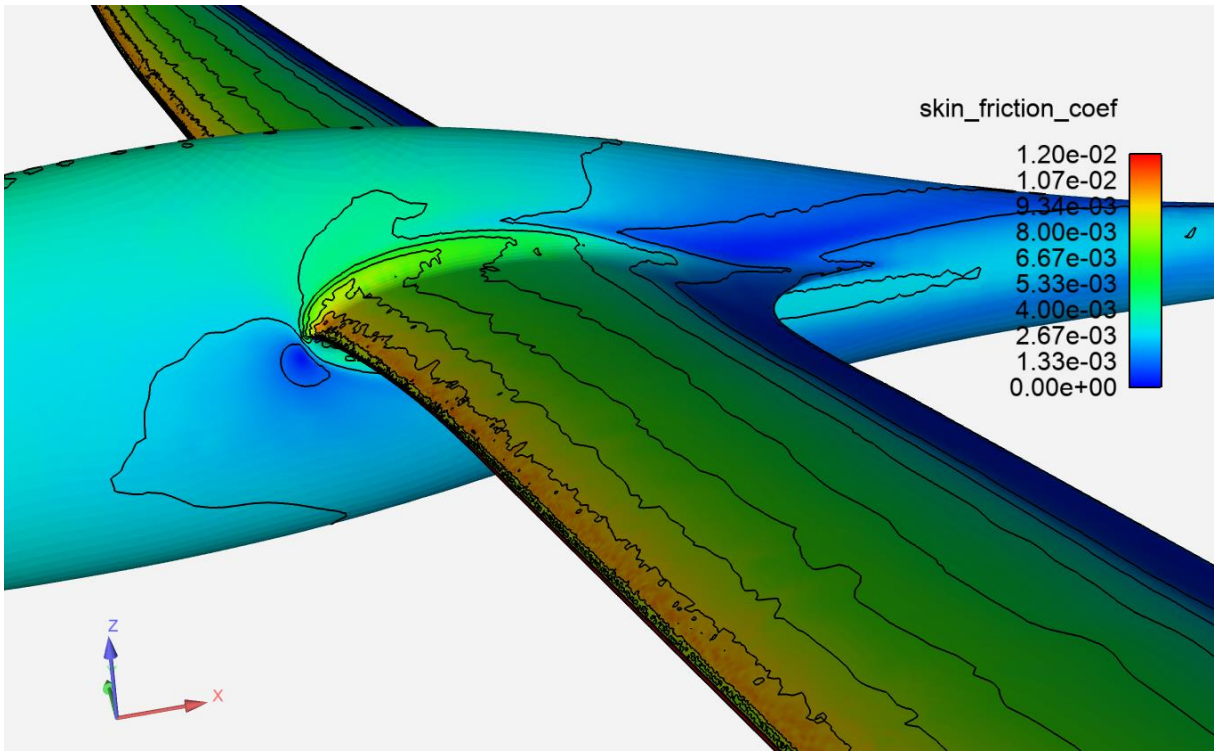
Na dalším obrázku 3.8.6 jsou znázorněna rozložení cirkulace po polorozpětí pro jednotlivé modely. Postupnými kroky a změnami geometrického modelu se rozložení z trojúhelníkového u modelu 304S přiblížilo ideálnímu eliptickému rozložení cirkulace u modelu DP2. Změnou půdorysu křídla by jej bylo dále možné optimalizovat.

3.9 Analýza CFD výpočtů

V předchozí podkapitole byly představeny výsledky převáže z hlediska aerodynamických vlastností jednotlivých modelů, tato je zaměřená spíše na proudové pole v okolí kluzáku. Analýza proudového pole, na jejímž základě je možné navrhnout další úpravy, byly provedena za účelem objasnění značné degradace vlastností a zjištění oblastí, kde dochází k odtrhávání mezní vrstvy, tvorbě vírů nebo přechodu laminární mezní vrstvy na turbulentní. Hlavní oblastí zájmu byly přechody křídlo trup.

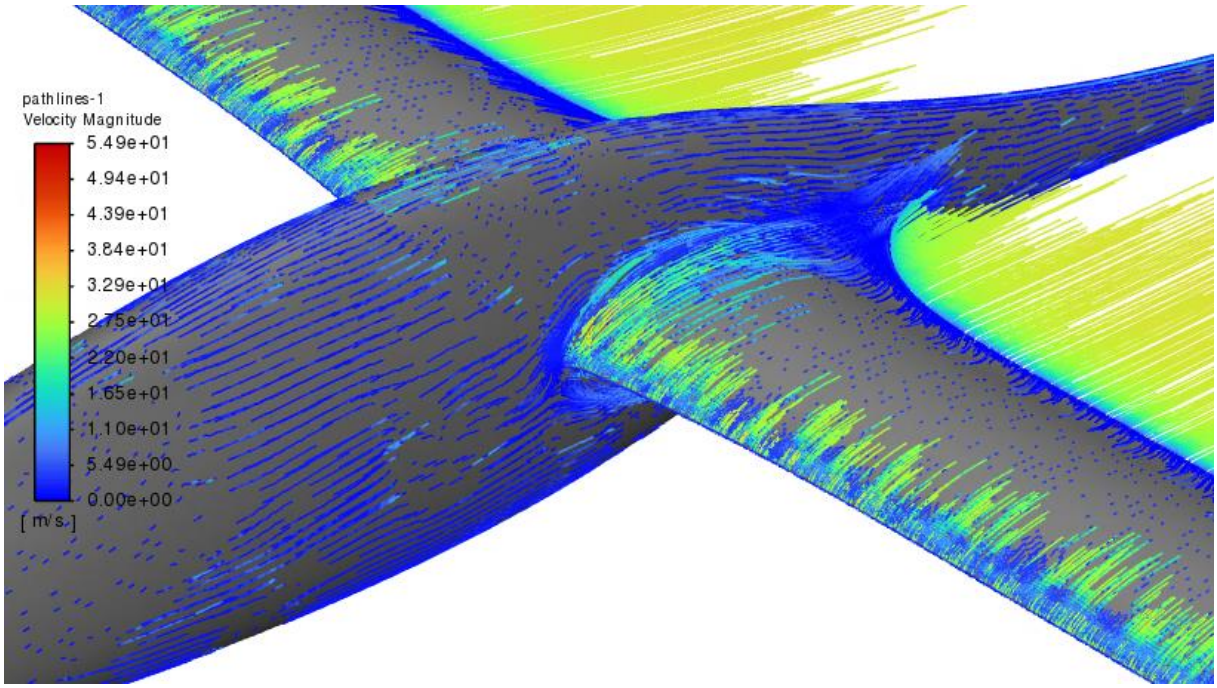
K zjištění míst, ve kterých dochází k odtrhávání mezní vrstvy, lze v aplikaci výpočtového modelování proudění využít několik proměnných. K tomu byla využita rozložení „Wall Y+“ a součinitele třecí síly po povrchu modelu. V této kapitole jsou však uvedena pouze rozložení součinitele třecí síly, protože toto rozložení koreluje s rozložením „Wall Y+“.

3.9.1 Model 304S



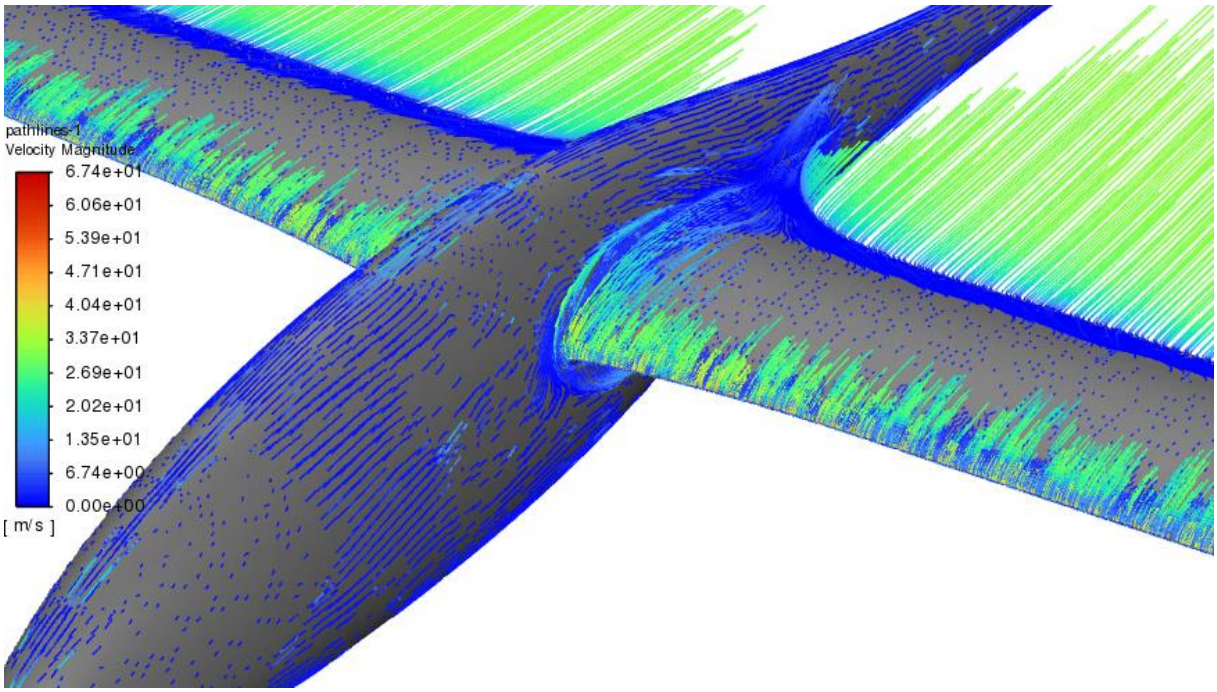
Obr. 3.9.1.1 – Rozložení součinitele třecí síly (referenční režim)

Na obrázku 3.9.1.1 je zobrazeno rozložení součinitele třecí síly na povrchu modelu. Hodnota tohoto součinitele blízká nule – na obrázku reprezentovaná tmavě modrou barvou – může znamenat, že v daném místě dochází k odtrhávání proudu, nebo k jeho velkému zbrzdění – typicky v okolí stagnačního bodu. Z obrázku je patrné, že pravděpodobně dochází k odtrhávání mezní vrstvy blízko odtokové hrany křídla už při referenčním režimu na úhlu náběhu 4 ° a k tvorbě víru v koutu u odtokové hrany na přechodu křídlo trup, který následně ovlivňuje i proudění na trupu za tímto místem. Pro ověření této hypotézy byly vytvořeny vizualizace proudění v tomto místě, které jsou vyobrazeny na následujících obrázcích.



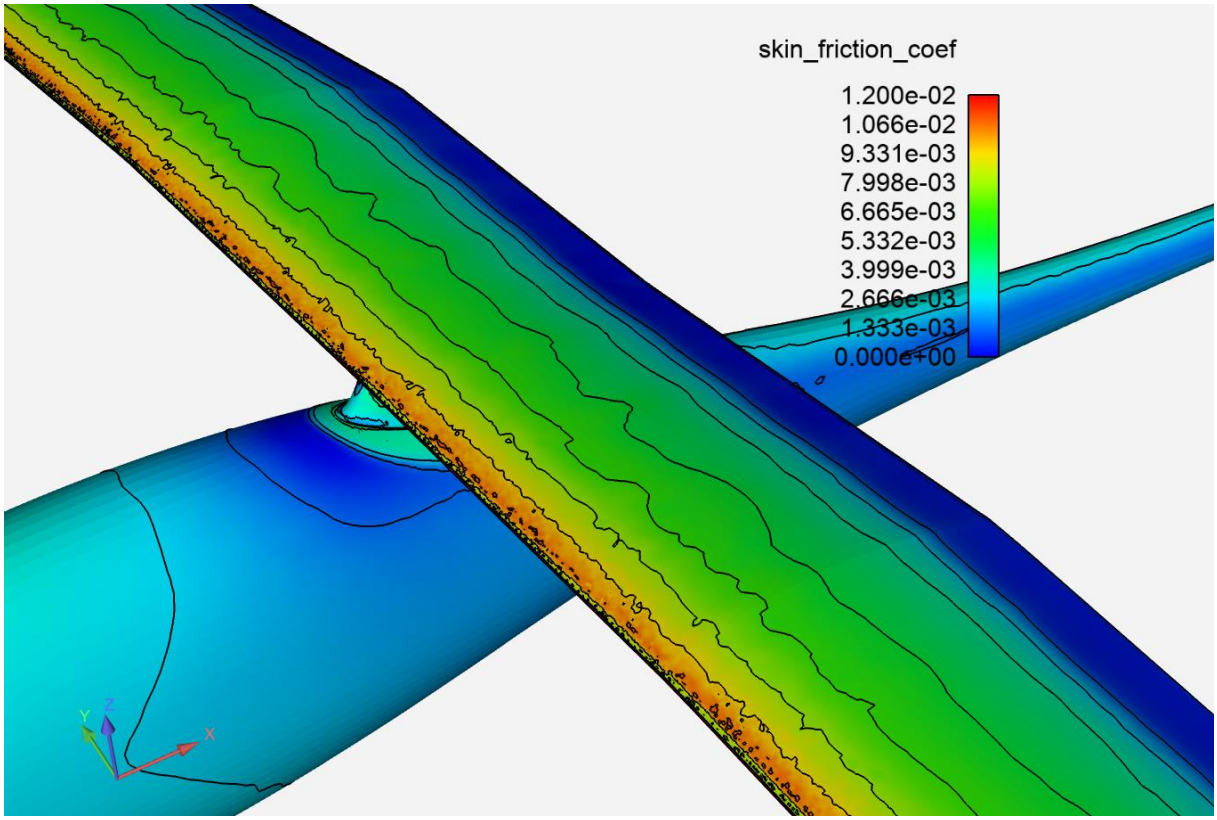
Obr. 3.9.1.2 – Vizualizace proudění (referenční režim)

Zobrazené proudové pole na obrázku 3.9.1.2 hypotézu potvrzuje pouze z části. V okolí odtokové hrany křídla nedochází však k odtrhávání proudu vzduchu, ale k přechodu laminární mezní vrstvy do turbulentní. K iniciaci rotujícího proudění už dochází za místem největší tloušťky profilu křídla, a ne až v oblasti s hodnotou součinitele třecí síly blízké nule. Toto rotující proudění se následně vyvíjí ve stabilní vír, k jehož odtržení dochází na úrovni přechodu laminární mezní vrstvy na křídle a následně ovlivňuje prodění na trupu. Na obrázku 3.9.1.3 je vyobrazené proudové pole při úhlu náběhu 8 °. Oblast, ve které se generuje vír, se zvětšila a došlo k posunutí místa odtrhávání mezní vrstvy více dopředu.

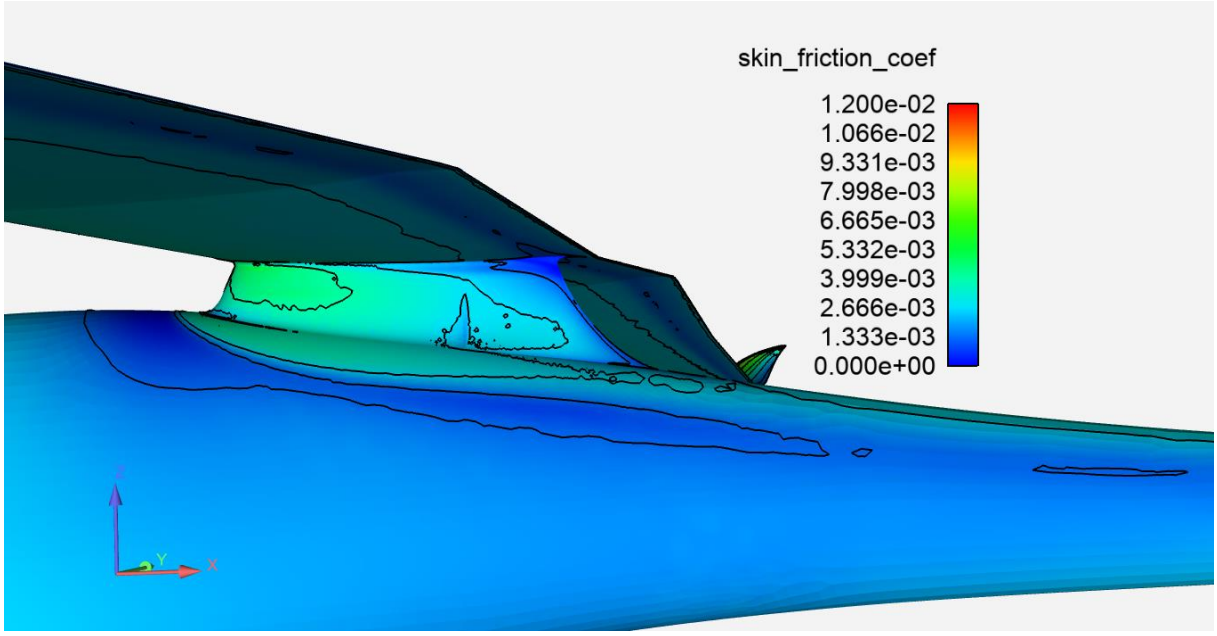


Obr. 3.9.1.3 – Vizualizace proudění (úhel náběhu 8 °)

3.9.2 Model DP1

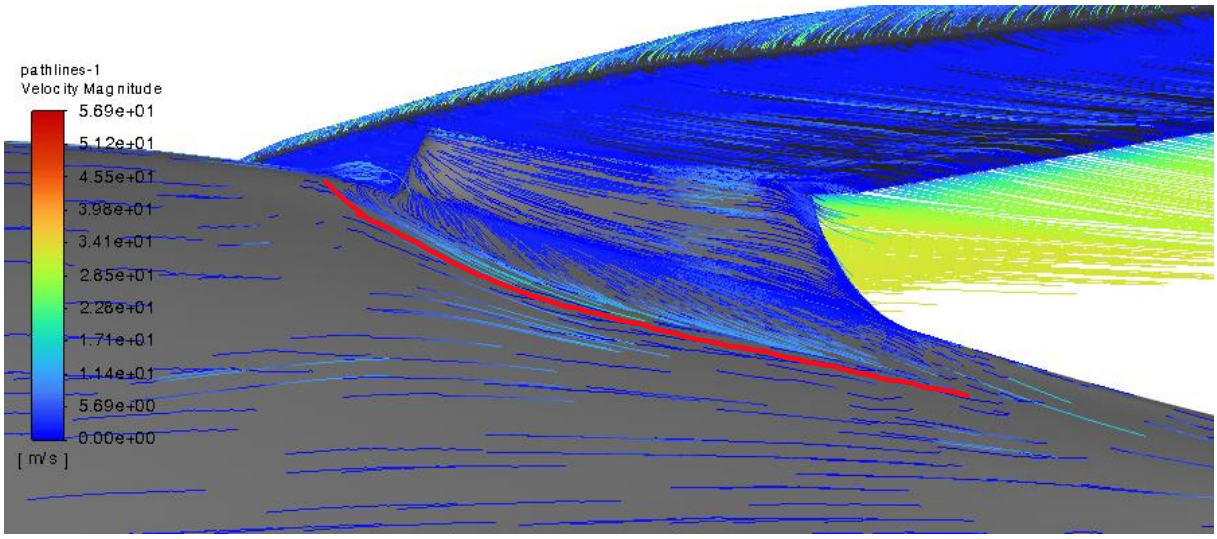


Obr. 3.9.2.1 – Rozložení součinitele třecí síly (referenční režim)



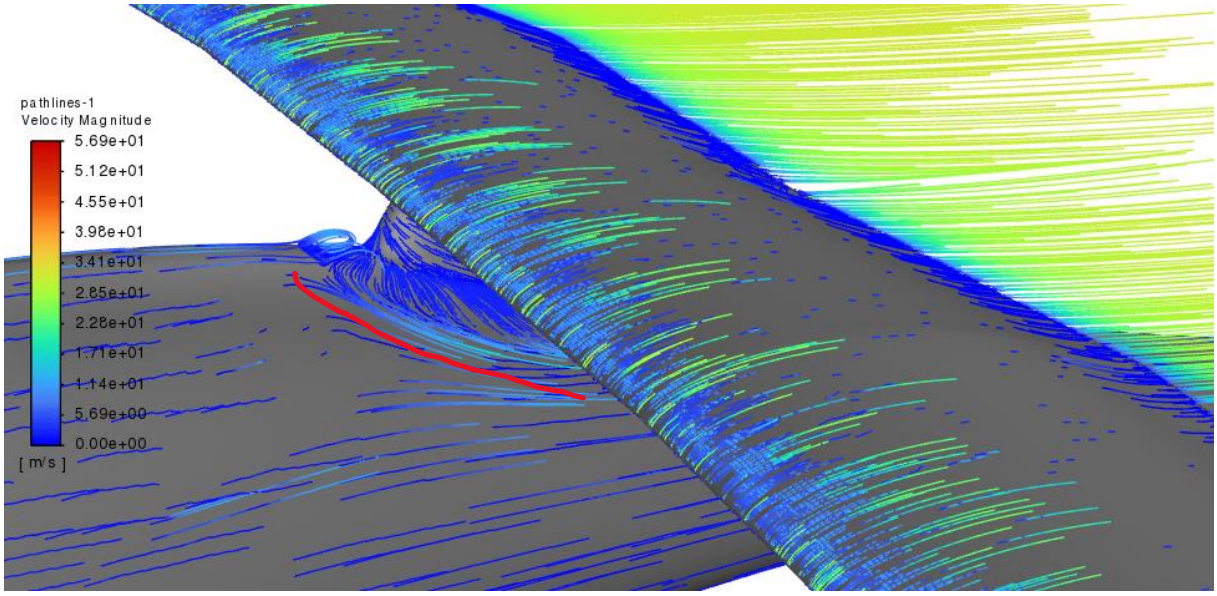
Obr. 3.9.2.2 – Rozložení součinitele třecí síly na pylonu (referenční režim)

Z rozložení součinitele třecí síly u modelu DP1 zobrazeném na obrázcích 3.9.2.1 a 3.9.2.2 je patrné, že opět dochází k přechodu laminární mezní vrstvy na turbulentní. Dochází k tomu dříve, protože u tohoto modelu referenční režim je dosažen při úhlu náběhu 5 °. Dále je možné na těchto obrázcích vidět regiony se součinitelem třecí síly blízkým nule na odtokové hraně pylonu, zejména v obou koutech mezi pylonem a křídlem a mezi pylonem a trupem. Vizuálním porovnáním s případem u modelu 304S lze zjistit, že u modelu DP1 došlo ke snížení plochy těchto oblastí. Avšak se objevila nová oblast přímo před pylonem.



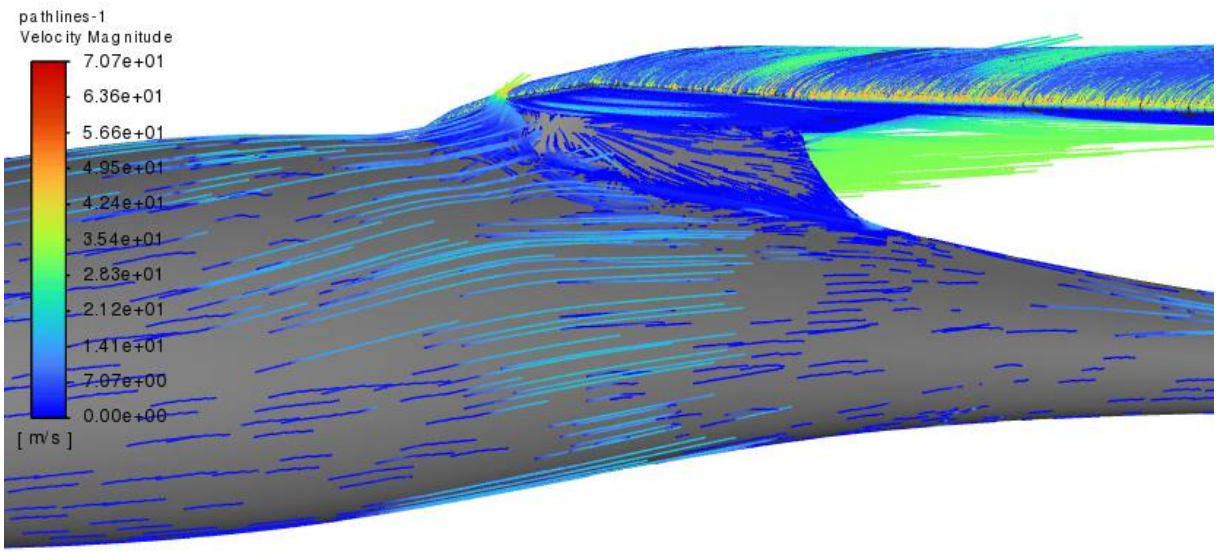
Obr. 3.9.2.3 – Proudové pole v okolí pylonu (referenční režim)

Na vizualizaci proudění na obrázcích 3.9.2.3 a 3.9.3.4 je opět patrný přechod mezní vrstvy v blízkosti odtokové hrany křídla. K předpokládané tvorbě výrazných vírů v koutech pylonu nedochází, avšak před pylonem dochází ke generaci dvou symetrických vírů, které následně stékají podél trupu. Tato skutečnost koresponduje s konturami na obrázku 3.9.2.2 a je na obrázcích 3.9.2.3 a 3.9.3.4 zvýrazněna červenou barvou (nemá žádnou souvislost s rychlostí proudícího vzduchu).

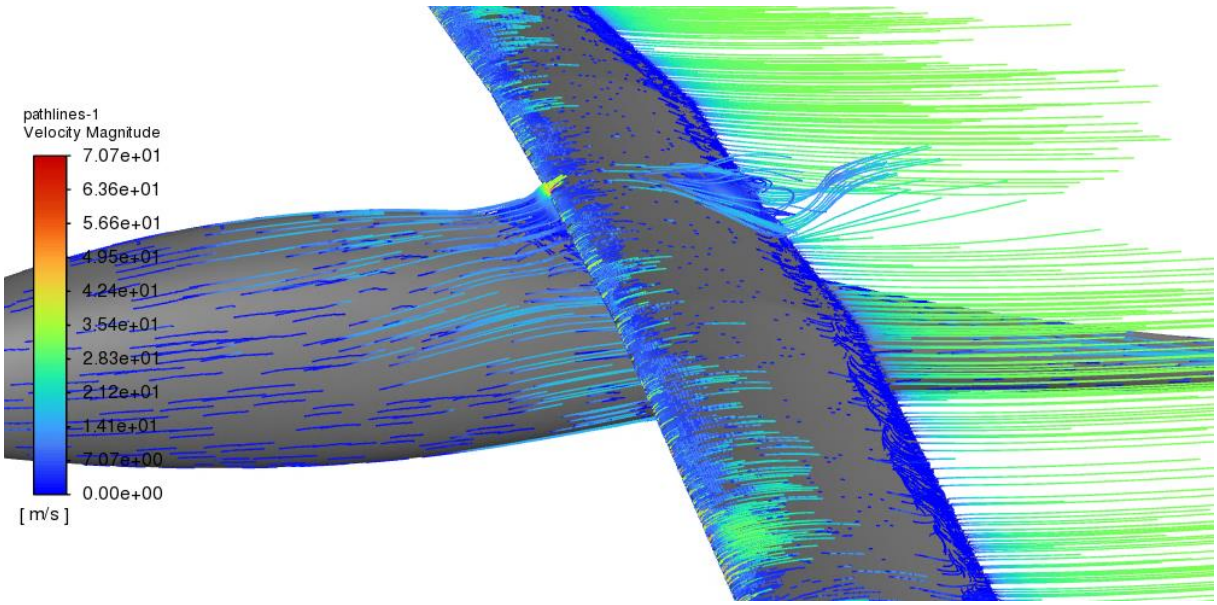


Obr. 3.9.2.4 – Proudové pole nad křídlem a před pylonem (referenční režim)

Na obrázcích 3.9.2.5 a 3.9.2.6 je zobrazené proudové pole při úhlu náběhu. Před pylonem došlo k vytvoření stacionární vzduchové kapsy, na jejímž okraji dochází ke generaci vírů stékajících podél rozhraní pylonu s trupem. V oblasti kořene křídla nad horním povrchem dochází k odtrhávání proudění těsně před místem maximální tloušťky profilu (to je dané vysokým úhlem náběhu v daném místě) a dále po hloubce profilu dochází ke zpětnému proudění. Do tohoto proudění jsou ze spodní strany křídla přisávány malé víry tvořené v koutu mezi pylonem a křídlem – tato skutečnost je patrná na obrázku 3.9.2.6.



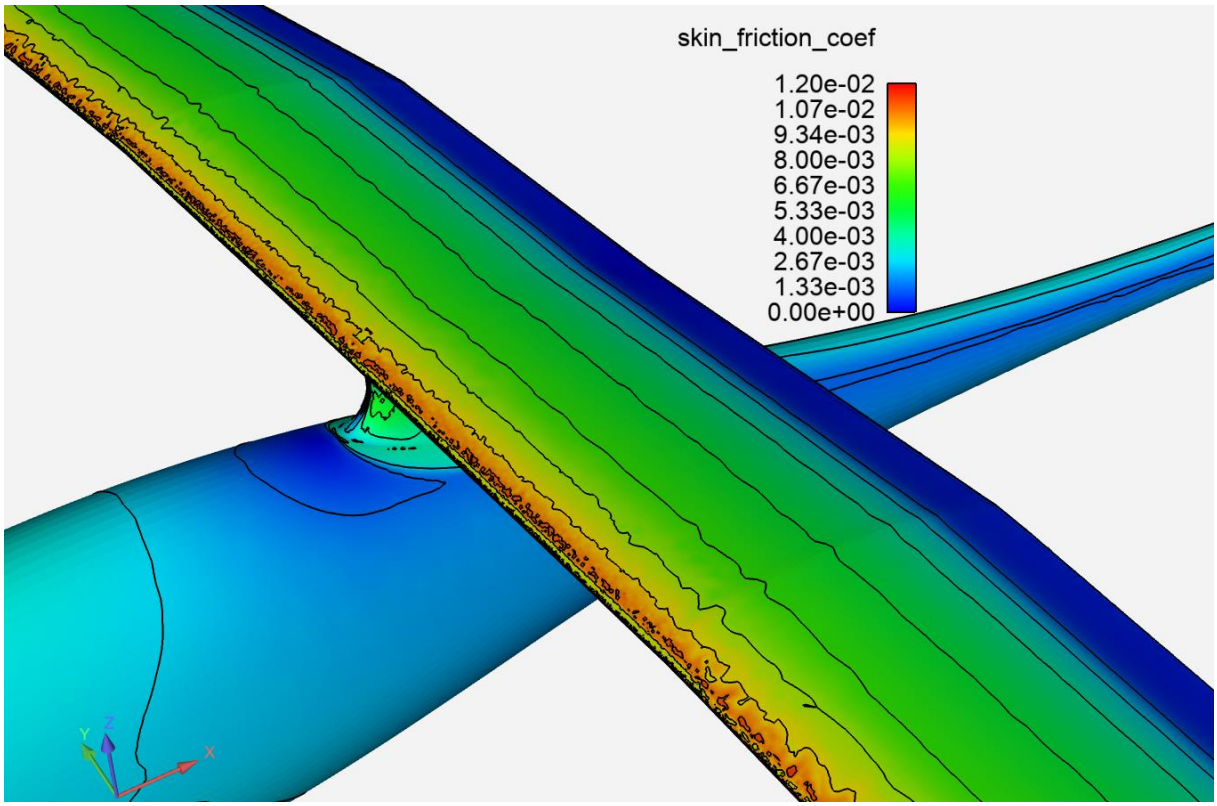
Obr. 3.9.2.5 – Proudové pole v okolí trupu a pylonu (úhel náběhu 8 °*)*



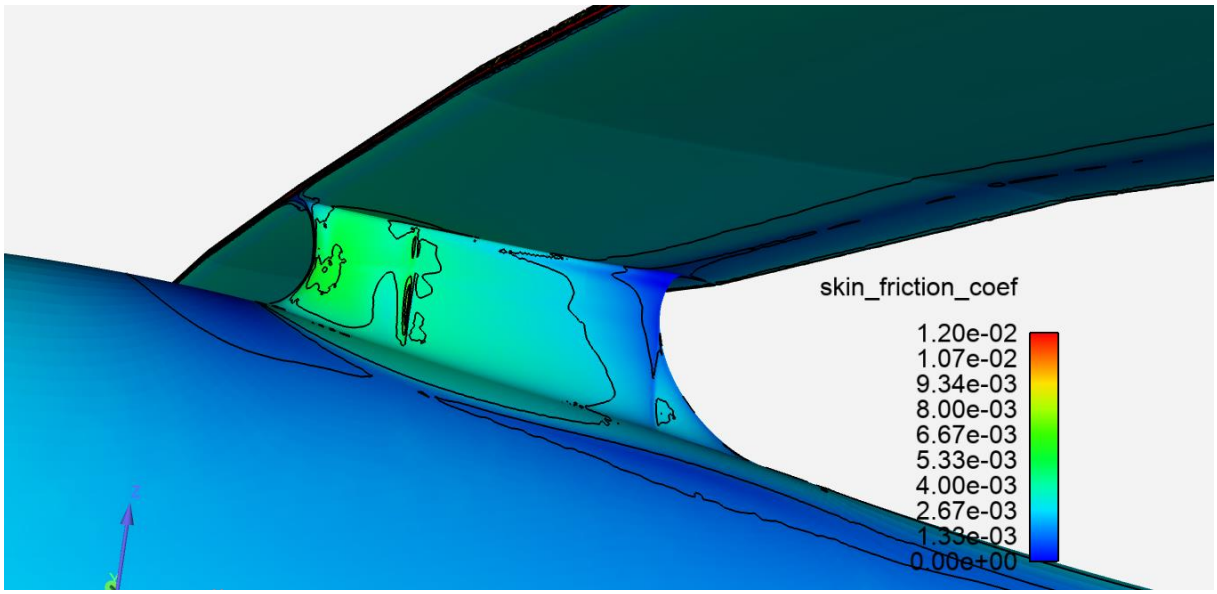
Obr. 3.9.2.6 – Proudové pole v okolí trupu a nad křídlem (úhel náběhu 8 °*)*

3.9.3 Model DP2

V porovnání s předchozím modelem při referenčním režimu došlo k několika změnám v rozložení součinitele třecí síly u tohoto modelu, jež je vidět na obrázcích 3.9.3.1 a 3.9.3.2. Oblast s hodnotou součinitele třecí síly před pylonem se zmenšila a na odtokové hraně pylonu se přesunula do horního koutu mezi pylonem a křídlem. Oblast na horním povrchu křídla zůstala neměnná. Tyto změny v prvních dvou zmíněných oblastech svědčí o pozitivním vlivu zvětšení světlé vzdálenosti mezi trupem a křídlem. Ovšem tyto změny nebyly natolik významné, aby to zlepšilo vlastnosti oproti původnímu modelu 304S.

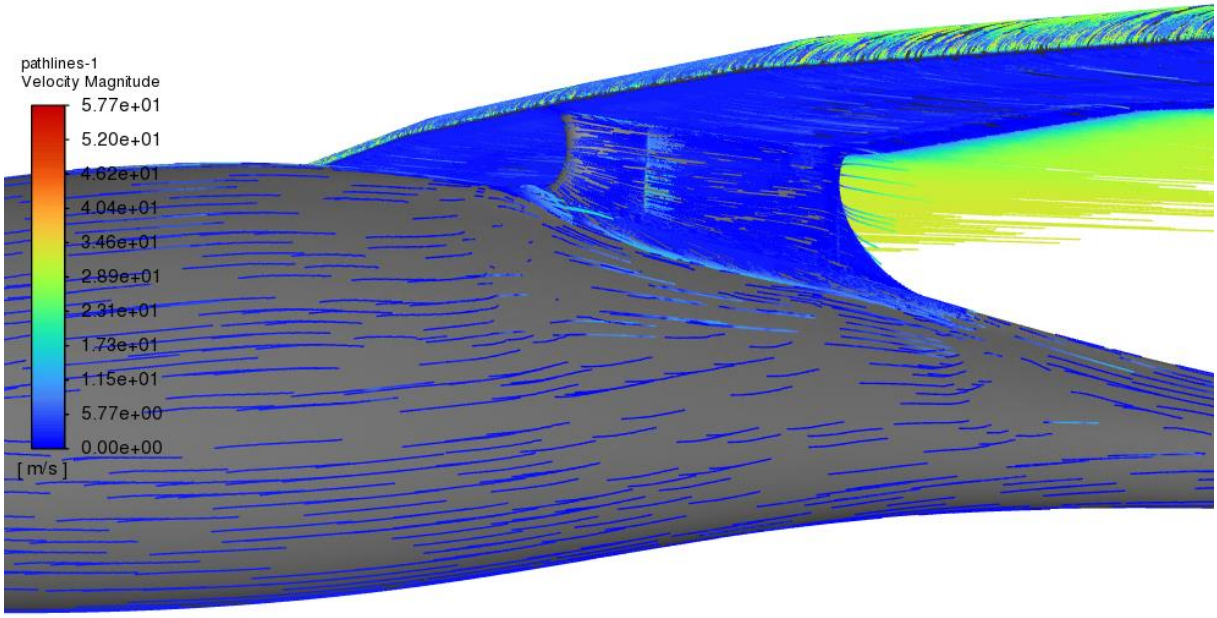


Obr. 3.9.3.1 – Rozložení součinitele třecí síly (referenční režim)

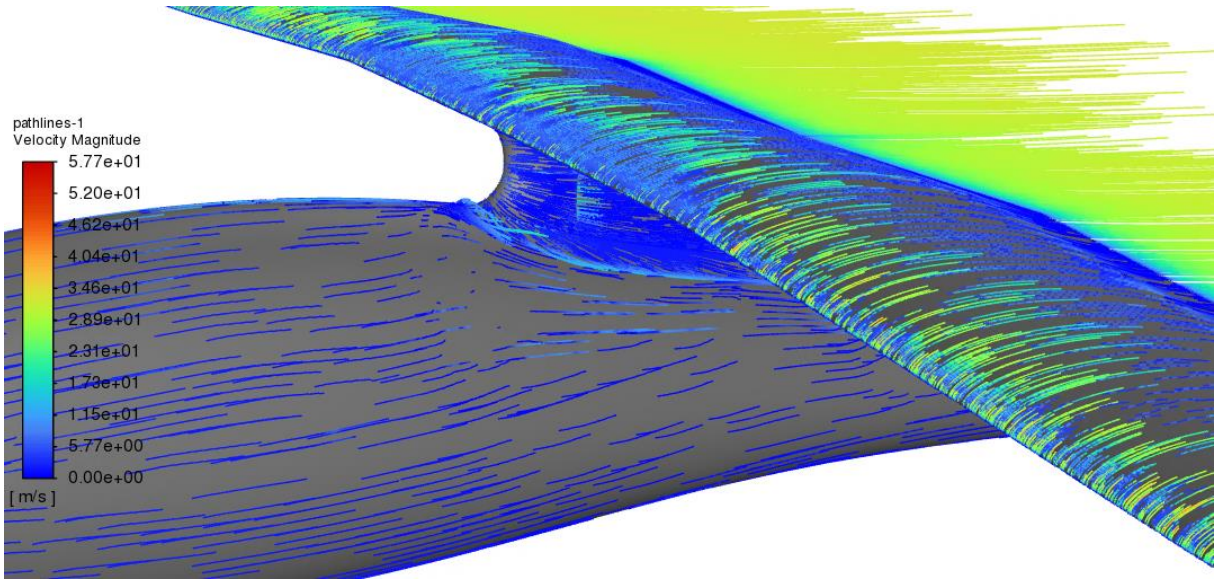


Obr. 3.9.3.2 – Rozložení součinitele třecí síly na pylonu (referenční režim)

Na obrázcích 3.9.3.3 a 3.9.3.4 je znázorněno proudové pole při referenčním režimu. Je na nich vidět, že u pylonu nevznikají žádné koutové víry a víry vznikající před pylonem se výrazně zmenšil, nadále stéká po stejné trajektorii po trupu jako u modelu DP1.



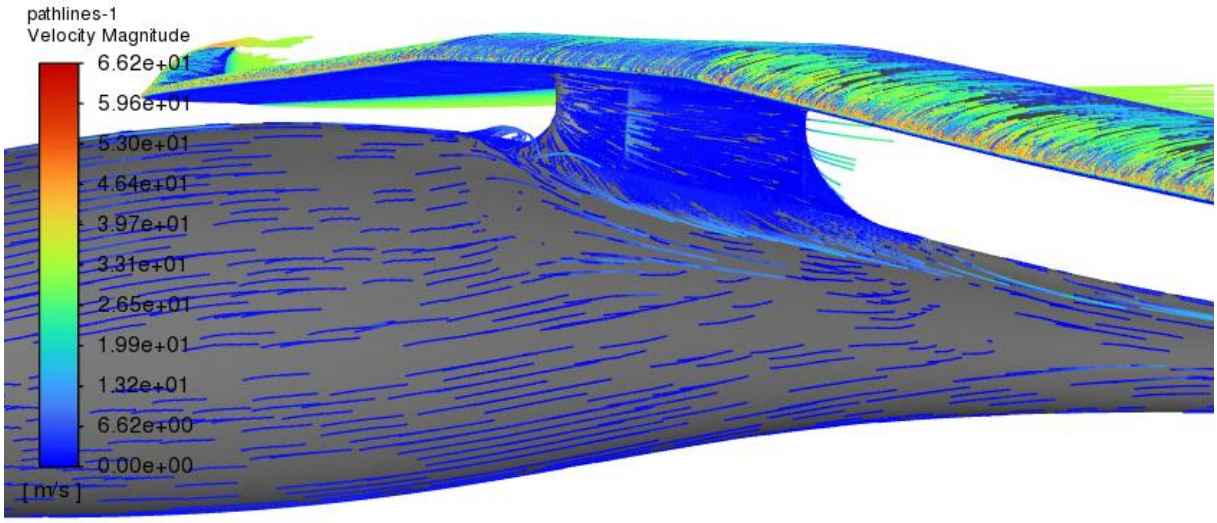
Obr. 3.9.3.3 – Proudění okolo trupu a pylonu (referenční režim)



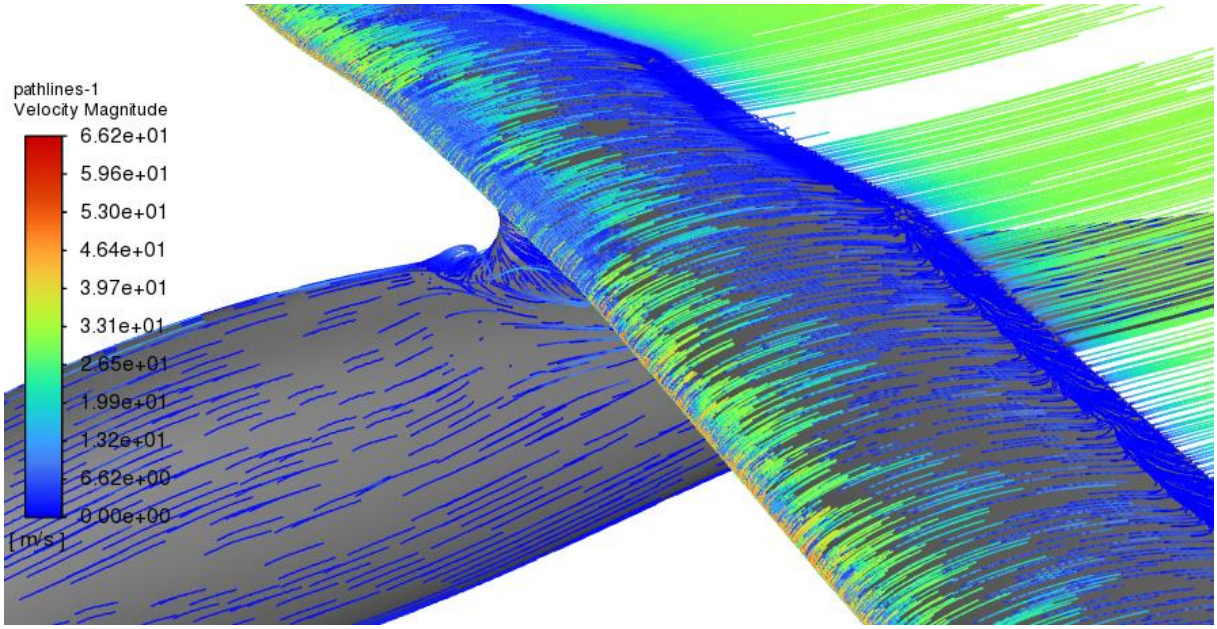
Obr. 3.9.3.4 – Proudění v okolí pylonu a na horním povrchu křídla (referenční režim)

Na obrázcích 3.9.3.5 a 3.9.3.6 je zobrazeno proudové pole při úhlu náběhu 8 °. Je zde vidět významné zlepšení proudění okolo pylonu a kořenové oblasti křídla, což potvrzuje zlepšení odporu oproti oběma předchozím modelům, jež bylo prezentováno na obrázku 3.8.2. Před pylonem jsou generovány souměrně dva víry, které jsou velikostí srovnatelné s víry na modelu DP1 při referenčním režimu. Vzduchová kapsa před pylonem nevzniká. Dále změnou úhlu nastavení kořenového profilu bylo docíleno toho, že nedochází k odtrhávání proudění na

horním povrchu křídla. Stejně jako u předchozích modelů dochází u odtokové hrany křídla k přechodu laminární mezní vrstvy na turbulentní.



Obr. 3.9.3.5 – Proudění okolo pylonu (úhel náběhu 8 °*)*



Obr. 3.9.3.6 – Proudění před pylonem a na horním povrchu křídla (úhel náběhu 8 °*)*

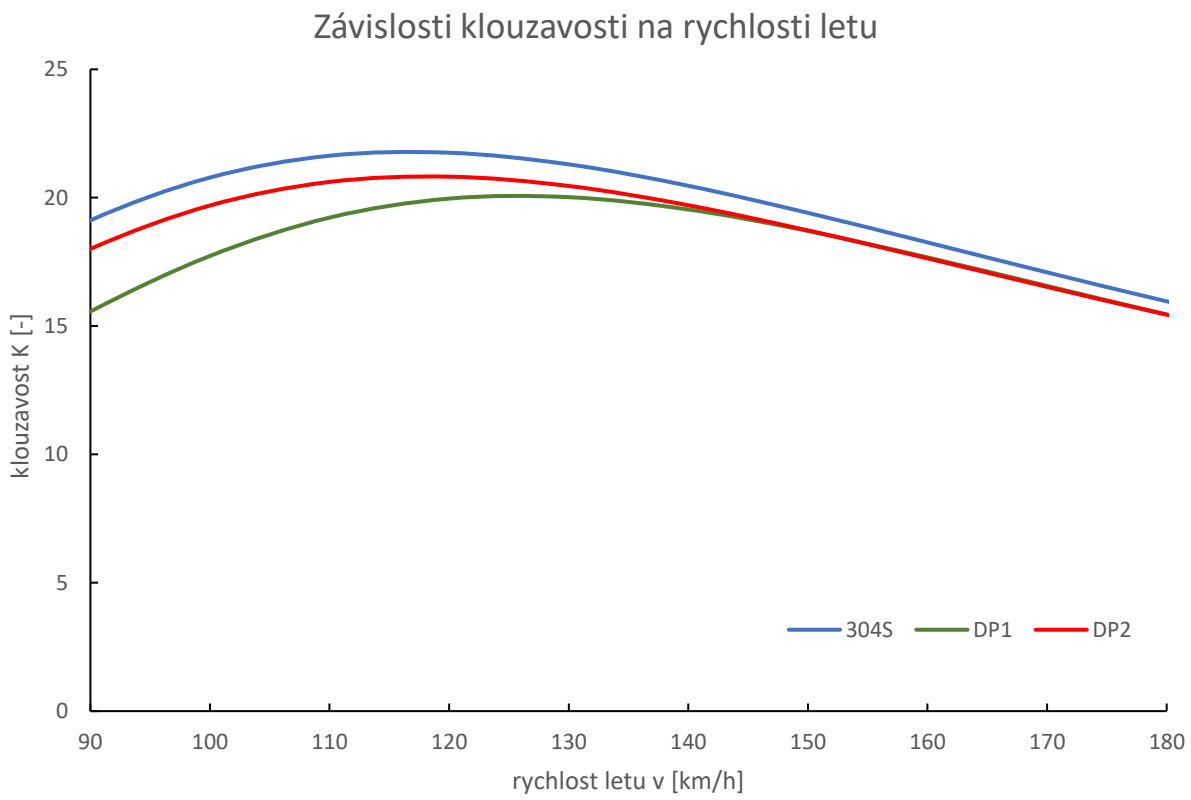
3.9.4 Závěr z analýzy výsledků

K celkové degradaci výkonů u kluzáků DP1 a DP2 došlo v důsledku tvorby vírů před pylonem v oblasti záporného gradientu statického tlaku za místem největší šířky trupu. K dalšímu

obrovskému zhoršení vlastností u kluzáku DP1 došlo v důsledku odtrhávání mezní vrstvy v oblasti kořene křídla při vysokých úhlech náběhu.

4 Výkony

Porovnání výkonů se skutečným kluzákem HpH 304 Shark, ze kterého vychází zejména původní model, nelze prakticky provést. Výrobce sice na svých webových stránkách uvádí rychlostní poláru a závislost klouzavosti na rychlosti letu, ale uvedené hodnoty jsou maximální dosažitelné s ideálním nastavení klapek. Účelem této diplomové práce bylo zjistit vliv změny geometrie přechodu křídlo trup na vlastnosti kluzáku a z toho důvodu nebyl uvažován vliv vztlakové mechanizace. Tato skutečnost znemožňuje jakékoli porovnání výkonů s konkurencí výrobce HpH Sailplanes.



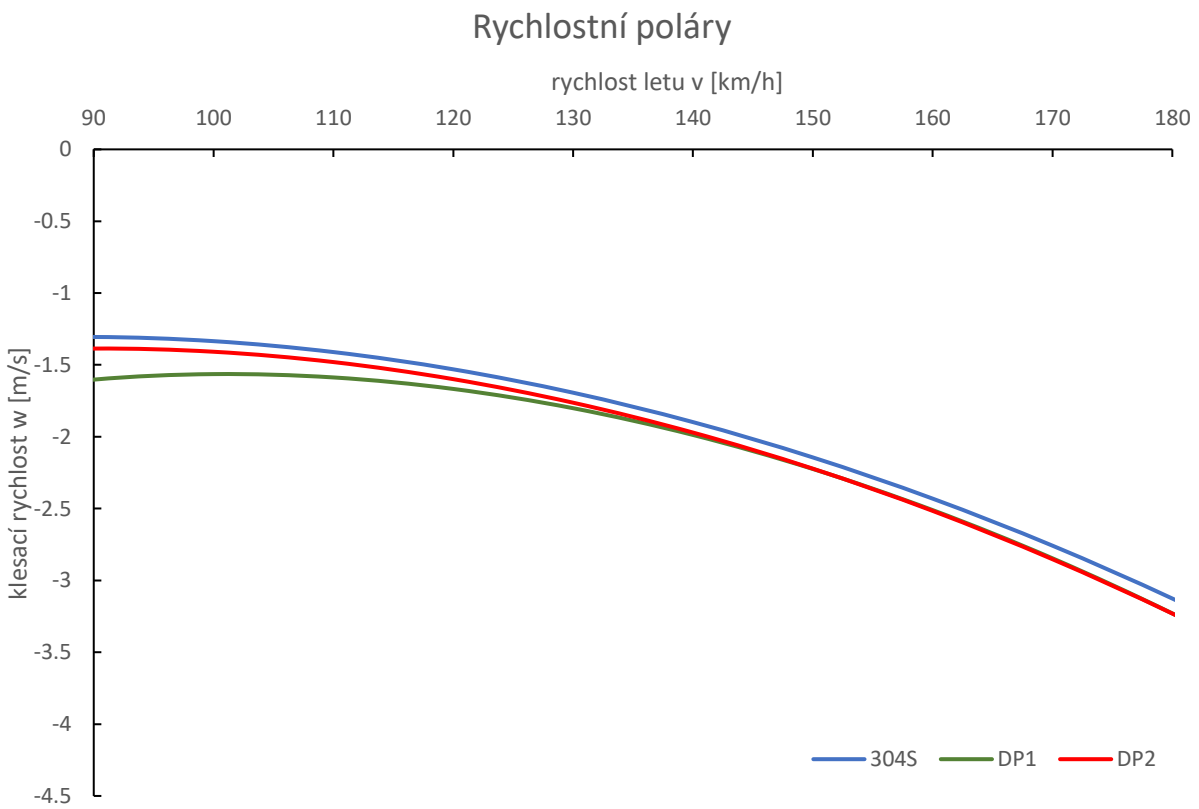
Obr. 4.1 – Závislosti klouzavosti na rychlosti letu jednotlivých kluzáků

Grafy znázorněné na obrázcích 4.1 a 4.2 potvrzují poznatky z podkapitoly 3.7, že došlo k celkové degradaci aerodynamických vlastností i výkonů nových navržených modelů v porovnání s původním modelem 304S reprezentující kluzák HpH 304 Shark. Rozsah rychlostí byl zvolen na základě informací uváděných na webových stránkách výrobce [18] a v tabulce v souboru „PolaryCZIL.xls“ [27] (viz kapitola 3.1).

K obrovské degradaci výkonů došlo u modelu DP1 při nízkých rychlostech – vysokých úhlech náběhu – při kterých docházelo k odtrhávání proudění u kořene křídla (detailněji popsáno

v podkapitole 3.8.2). Vhodnou úpravou přechodu u modelu DP2 došlo ke zlepšení výkonů v porovnání s modelem DP1, avšak tyto změny nebyly dostatečné pro zlepšení výkonů oproti modelu 304S. To je zejména způsobeno výrazně nižším sklonem vztlakové čáry.

Maximální hodnota klouzavosti u modelu 304S je rovna 21,75 při rychlosti 120 km/h, u modelu DP2 je dosahováno maximální klouzavosti při stejné rychlosti, její hodnota je však pouze 20,82. Model DP1 dosahuje maximální hodnoty klouzavosti 20,02 při rychlosti 130 km/h. U modelů 304S a DP2 je dosaženo minimálního opadání při rychlosti 90 km/h a jejich hodnoty jsou $-1{,}31\,m/s$ a $-1{,}39\,m/s$. Obdobně jako v případě maximálních klouzavostí model DP1 dosahuje minimálního opadání při vyšší rychlosti letu, konkrétně $-1{,}56\,m/s$ při rychlosti 100 km/h.



Obr. 4.2 – Rychlostní poláry jednotlivých kluzáků

5 Pevnostní analýza

Při pevnostní analýze by bylo zapotřebí ověřit pevnost křídla v ohybu i krutu. Další oblastí zájmu by bylo zalomení křídla kvůli přídavnému zatížení do stojiny nosníku křídla, které vzniká v důsledku zalomení zužujícího se nosníku, kdy jednotlivé části horní pásnice nosníku nesvírají stejný úhel jako části dolní pásnice. V neposlední řadě by bylo nutné zkontrolovat pevnost samotného pylonu, který musí přenést veškeré zatížení z křídla na trup kluzáku. Avšak z důvodu celkové degradace aerodynamických vlastností a výkonů u kluzáků DP1 a DP2 nebyla pevnostní analýza provedena.

6 Závěr

Pro účely této diplomové práce byly vytvořeny celkem tři modely. První model označován v práci 304S byl určen k reprezentaci kluzáku HpH 304 Shark s rozpětím $18\,m$ a sloužil ke srovnávání výsledků s ostatními modely. Tvorba druhého modelu označovaného jako DP1 byla inspirována biometrií ptáků, ale pro značnou konstrukční a technologickou složitost byl návrh redukován do konfigurace parasol. Na základě výsledků z výpočtového modelování proudění u tohoto modelu byl vytvořen model třetí, jež je v této práci označován jako DP2.

Navrhovanými geometrickými změnami modelu DP1 došlo k výraznému zhoršení aerodynamických vlastností a výkonů oproti původnímu modelu. Maximální hodnota klouzavosti byla snížena o $1{,}73$ na $20{,}02$, k jejímu dosažení dochází při rychlosti 130 km/h místo původních $120\ km/h$. K takto obrovskému zhoršení výkonů došlo ze dvou podstatných důvodů. Prvním z nich je, že prakticky nedošlo k žádnému snížení odporu oproti modelu 304S, který naopak narostl v celém rozsahu úhlů náběhů, zejména pak při vyšších úhlech náběhu. Zvýšení odporu je způsobeno generovanými víry před pylonem a na vyšších úhlech náběhu vytvořenou vzduchovou kapsou před pylonem a odtrženým prouděním se zpětnou cirkulací na horním povrchu křídla v oblasti kořene. Druhým faktorem je podstatné snížení sklonu vztlakové čáry a nepatrnému snížení součinitele vztlaku při nulovém úhlu náběhu, které není tak významné. Změna sklonu vztlakové čáry byla způsobena volbou kořenového profilu, který je užší než v případě modelu 304S. Nelze také vyloučit vliv změny polohy křídla, jež bylo posunuto o $480\ mm$ vzad. Ovšem změnami geometrie došlo k mírné optimalizaci rozložení cirkulace po polorozpětí křídla, které se mírně přiblížilo ideálnímu eliptickému rozložení.

Ke zlepšení rozložení cirkulace došlo u modelu DP2. Dále došlo úpravou geometrie k nepatrnému zvýšení sklonu vztlakové čáry oproti modelu DP1, v porovnání s modelem 304S je stále nízký. Ovšem došlo oproti původnímu modelu k částečnému zlepšení odporu. Na malých úhlech náběhu je odpor nepatrně vyšší, ale na vysokých úhlech náběhu je značně nižší. Mírné zhoršení odporu při nízkých úhlech náběhu je způsobeno generací malých symetrických vírů před pylonem. K tomu dochází z důvodu, že pylon je napojen na trup za místem největší šířky trupu, toto řešení bylo zvoleno z důvodu, aby pylon nezasahoval do krytu kabiny, případně aby nebylo nutné měnit její tvar. K redukci odporu na vysokých úhlech náběhu došlo v důsledku snížení úhlu nastavení kořenového profilu a posunutí celého křídla o $620\ mm$ výše oproti poloze na původním modelu. Avšak tato pozitivní změna v kombinaci s nízkým sklonem vztlakové čáry nevedla k celkovému zlepšení aerodynamických vlastností a výkonů v porovnání s modelem 304S.

Z analýzy výsledků posledního modelu bylo možné navrhnout další možné úpravy, které by mohly vést k celkovému zlepšení aerodynamických vlastností. K zvýšení sklonu vztlakové čáry a celkovému zvýšení vztlaku by mohlo dojít po použití o $1 \div 2\ \%$ tlustšího kořenového profilu křídla. Druhou úpravou je návrh přídavného krytování na trup před pylon, nebo vhodnou změnou geometrie trupu v tomto místě, tak aby došlo prodloužení pylonu až do místa největší šířky trupu, aby se před pylonem odstranila oblast záporného gradientu statického tlaku.

Z důvodu celkové degradace aerodynamických vlastností a výkonů navržených kluzáků nebyla pevnostní analýza křídla provedena. Ze stejného důvodu nebyl prováděn návrh úprav ovládání klapek za účelem optimalizace interferenčního a indukovaného odporu.

Seznam použitý zdrojů

[1] Kluzák. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2022-02-21]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Kluz%C3%A1k

[2] Glider(sailplane). In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2022-02-21]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Glider_(sailplane)

[3] Otto Lilienthal. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2022-02-21]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Otto_Lilienthal#%C3%9Asp%C4%9Bch_s_kluz%C3%A1ky

[4] Lilienthal in flight. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2022-02-21]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Otto_Lilienthal#/media/Soubor:Lilienthal_in_flight.jpg

[5] SCHOŘ, Pavel. *Kluzáky v současném letectví*. Brno, 2009, 55 s. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství. Vedoucí práce Ing. Róbert Šošovička, Ph. D.

[6] Glider types. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2022-02-21]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Glider_types

[7] Mezinárodní letecká federace. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2022-02-21]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Mezin%C3%A1rodn%C3%AD_leteck%C3%A1_federace

[8] Plachtění. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2022-02-21]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Placht%C4%9Bn%C3%AD

[9] AIRCRAFT WING CONFIGURATION- MID WING AIRCRAFT. In: *Aircraft Nerds* [online]. [cit. 2022-03-19]. Dostupné z: https://www.aircraftnerds.com/2016/07/aircraft-wing-configuration.html

[10] AIRCRAFT WING CONFIGURATION- HIGH WING AIRCRAFT. In: *AIRCRAFT NERDS* [online]. [cit. 2022-05-09]. Dostupné z: https://www.aircraftnerds.com/2016/06/aircraft-wing-configuration_30.html

[11] Das Projekt LS11. In: *Akaflieg Köln* [online]. Köln: Akaflieg Köln, 2018 [cit. 2022-02-22]. Dostupné z: https://www.akaflieg-koeln.de/dashboard/projects

[12] Akaflieg Köln LS11. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2022-02-22]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Akaflieg_K%C3%B6ln_LS11

[13] Jonker JS-3 Rapture. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2022-02-22]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Jonker_JS-3_Rapture

[14] Jonker JS-3 Rapture. In: *Jonker Sailplanes* [online]. 2022 [cit. 2022-02-23]. Dostupné z: https://jonkersailplanes.co.za/js3/

[15] Fs-34 Albatros. In: *Akaflieg Stuttgart* [online]. Stuttgart [cit. 2022-02-22]. Dostupné z: https://akaflieg-stuttgart.de/en/projects/fs34-albatros/

[16] Schleicher AS 33. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2022-02-22]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Schleicher_AS_33

[17] AS 33. In: *Alexander Schleicher Segelflugzeugbau* [online]. Poppenhausen [cit. 2022-02-22]. Dostupné z: https://www.alexander-schleicher.de/en/flugzeuge/as-33/

[18] HpH 304 Shark. In: *HpH Sailplanes* [online]. Kutná Hora: HPH Sailplanes, 2022 [cit. 2022-02-22]. Dostupné z: https://www.hph.cz/products/hph-304s-shark/

[19] Drag. In: *SKYbrary* [online]. 2023 [cit. 2023-04-25]. Dostupné z: https://skybrary.aero/articles/drag

[20] Aerodynamics: Introduction. In: *Aerodynamics for Students* [online]. 2023 [cit. 2023-04-25]. Dostupné z: http://www.aerodynamics4students.com/introduction/

[21] Pressure Drag. In: HOERNER, Sighard. *Fluid-Dynamic Drag* [online]. 1965, s. 3-1 [cit. 2023-04-25].

[22] From Drag. In: *SKYbrary* [online]. 2023 [cit. 2023-04-25]. Dostupné z: https://skybrary.aero/articles/form-drag

[23] Skin-friction Drag. In: HOERNER, Sighard. *Fluid-Dynamic Drag* [online]. 1965, s. 2-1 [cit. 2023-04-25].

[24] Drag due to Lift. In: HOERNER, Sighard. *Fluid-Dynamic Drag* [online]. 1965, s. 7-1 [cit. 2023-04-25].

[25] Interference Drag. In: HOERNER, Sighard. *Fluid-Dynamic Drag* [online]. 1965, s. 8-1 [cit. 2023-04-25].

[26] ANDERSON, John D. *Aircraft Performance and Design*. McGraw-Hill Education, 1998. ISBN 978-0070019713.

[27] LÖFFELMANN, František. *Nosné soustavy kluzáků* [online]. Brno, 2012 [cit. 2023-04-03]. Dostupné z: https://www.vut.cz/studenti/zav-prace/detail/51110. Bakalářská. Fakulta strojního inženýrství VUT v Brně. Vedoucí práce Ivo Jebáček.

[28] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. Obecná geometrie křídla. In: SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *O Letadlech* [online]. 2006 [cit. 2023-04-03]. Dostupné z: http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Kridlo-obecnageometrie.aspx

[29] Wandering albatross. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2023-04-03]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Wandering_albatross

[30] Albatros stěhovavý. In: BURNIE, David a Jiří ŠMAHA. *Zvíře*. 1. Praha: Knižní klub, 2002, s. 270, 624 s. ISBN 80-242-0862-8.

[31] BERGER, Rolf a L. BOERMANS. Aerodynamic design of the wing-fuselage junction for the high-performance sailplane Mü-31. *Technical Soaring*. 2004, **28**(3), 13-23.

[32] Drag of External Loads. In: HOERNER, Sighard. *Fluid-Dynamic Drag* [online]. 1965, s. 13-16 - 13-19 [cit. 2023-05-22].

Seznam použitých zkratek a symbolů

Zkratky

AS	aerodynamický střed
FAI	Mezinárodní letecká federace (z fr.: Fédération Aéronautique Internationale)
FSI	Fakulta strojního inženýrství
htu	vodorovná ocasní plocha (z angl. horisontal tail unit)
HTU	vodorovná ocasní plocha (z angl. horisontal tail unit)
M	milion
MatLab	software (Matrix Laboratory)
MSA	mezinárodní standartní atmosféra
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
PID	číslo procesu (z angl. Process identifier)
SAT	střední aerodynamická tětiva
SOP	svislá ocasní plocha
T	těžiště
VOP	vodorovná ocasní plocha
VUT	Vysoké učení technické

Symboly

c	hloubka profilu křídla
c_D	součinitel odporu
c_L	součinitel vztlaku
c_m	součinitel klopivého momentu
$c_{0,i}$	hloubka kořenového profilu dílčí části křídla
$c_{k,i}$	hloubka profilu na konci dílčí části křídla
c_{SAT}	hloubka střední aerodynamické tětivy
$c_{SAT,i}$	hloubka střední aerodynamické tětivy dílčí části křídla
D	aerodynamický odpor
g	tíhové zrychlení
G	tíhová síla
H	referenční výška
K	klouzavost
l	vzdálenost mezi těžištěm a aerodynamickým středem VOP
l_i	velikost rozpětí dílčí části křídla
L	aerodynamický vztlak

L_{VOP}	vyvažovací vztlak VOP
m	referenční hmotnost
M	klopivý moment
S	plocha křídla
S_i	plocha dílčí části křídla
v	referenční dopředná rychlost
v	rychlost proudění vzduchu
w	klesací rychlost / opadání
x_{AS}	x-ová poloha aerodynamického středu
x_{SAT}	x-ová poloha náběžného bodu střední aerodynamické tětivy křídla
$x_{SAT,i}$	x-ová poloha náběžného bodu střední aerodynamické tětivy dílčí části křídla
$y_{0,i}$	poloha kořenového profilu dílčí části křídla po rozpětí
y_{AS}	y-ová poloha aerodynamického středu
$y_{k,i}$	poloha koncového profilu dílčí části křídla po rozpětí
y_{SAT}	poloha střední aerodynamické tětivy po rozpětí
$y_{SAT,i}$	poloha střední aerodynamické tětivy dílčí části křídla po rozpětí
z_{AS}	z-ová poloha aerodynamického středu
Δx	posun ve směru osy x
Δz	posun ve směru osy y
α	úhel náběhu
γ	sestupový úhel
Γ	cirkulace
Γ	úhel vzepětí křídla
ρ	referenční hustota vzduchu
ρ_0	hustota vzduchu při 0 m MSA
χ_i	úhel šípu náběžné hrany dílčí části křídla
$\in$	je prvkem (matematický operátor)