



# KOMPLEXNÉ MODELOVANIE PRÚDENIA OKOLO VIACZLOŽKOVÝCH KONFIGURÁCIÍ

**Monika Timková**  
Air Transport Department  
University of Žilina  
Univerzitná 8215/1  
010 26 Žilina

**Pavol Pecho**  
Air Transport Department  
University of Žilina  
Univerzitná 8215/1  
010 26 Žilina

## Abstract

V diplomovej práci bola riešená problematika návrhu a analýzy viaczložkových zakončení krídla s cieľom zlepšiť aerodynamické charakteristiky nosnej plochy. Študovaný bol vplyv dvoch konfigurácií typu wing-grid – s prvkami v rôznych výškach a s prvkami v jednej línii. Cieľom bolo navrhnúť riešenia prispievajúce k zníženiu indukovaného odporu, zvýšeniu vztlaku a zlepšeniu aerodynamickej efektívnosti. Navrhnuté 3D modely boli analyzované pomocou simulácií v softvéri Autodesk CFD pre rôzne uhly nábehu. Výsledky viaczložkových konfigurácií boli porovnané s referenčným krídlom a blended wingletom. Pre overenie simulácií bol vytvorený zmenšený model testovaný vo veternom tuneli. Na základe analýz bola určená najefektívnejšia konfigurácia, pričom sa potvrdilo zlepšenie aerodynamickej efektivity a mierne zníženie indukovaného odporu.

## Keywords

Indukovaný odpor, wing-grid, viaczložková konfigurácia, aerodynamická efektívnosť, aerodynamika

## 1. Úvod

V aerodynamike sa kladie čoraz väčší dôraz na efektívne tvarovanie nosných plôch s cieľom optimalizovať letové vlastnosti, znížiť odpor a zvýšiť účinnosť letúnov. Jednou z oblastí, kde sa tieto snahy realizujú, je návrh koncových prvkov krídiel – wingletov. Tradičné winglety sú jednoprvkové konštrukcie, ktorých úlohou je znížiť indukovaný odpor obmedzením vzniku vírov na koncoch krídla. Viaczložková konfigurácia predstavuje usporiadanie viacerých samostatných, aerodynamicky interagujúcich prvkov, ktoré optimalizujú prúdenie, znižujú vírovú aktivitu a zlepšujú rozloženie tlaku. Táto diplomová práca sa zameriava na numerickú analýzu prúdenia okolo viaczložkových wingletov typu wing-grid, a to v dvoch koncepciách – s prvkami usporiadanými v jednej línii a v zostupovej rovine. Pomocou CFD simulácií sú preskúvané ich aerodynamické vlastnosti ako vztlak, odpor a aerodynamická efektívnosť. Cieľom je navrhnúť konfigurácie minimalizujúce indukovaný odpor a redukujúce víry na koncoch krídla. Osobitná pozornosť je venovaná analýze kritických oblastí aerodynamických interakcií, kde dochádza k výrazným stratám účinnosti. Výsledky umožňujú porovnať výkonnosť oboch konfigurácií a prinášajú poznatky o ich potenciálnom využití v letectve.

## 2. Základy aerodynamiky a mechaniky tekutín

Pod pojmom tekutina rozumieme látku, ktorá nemá vlastný tvar a na rozdiel od tuhých telies je nevratne deformovaná. Jej častice je možné ľahko uviesť do pohybu nepatrnou dotykovou silou a súdržnosť molekúl v daných látkach je veľmi malá. Z hľadiska stlačiteľnosti ich je možné rozdeliť do dvoch skupín, a to nestlačiteľné tekutiny, pričom tlak pôsobiaci na tekutinu len nepatrne zmení objem, napr. kvapaliny. Druhou skupinou sú stlačiteľné tekutiny, sem je možné zaradiť pary a plyny. [1]

### 2.1. Aerodynamické princípy prúdenia

Aerodynamika je významnou časťou mechaniky, ktorá sa zaoberá silovými účinkami pôsobiacimi na obtekané teleso ako aj zákonmi prúdenia vzduchu. Najpodstatnejšiu otázkou predstavuje určenie vztlakovej sily, vďaka ktorej je možný samotný let letúnov.

#### 2.1.1. Bernoulliho rovnica

Pre ideálnu kvapalinu bez hraničných vrstiev je povrch objektu prúdnicou. Ak je rýchlosť nízka a do prúdenia nie je pridaná žiadna energia, môžeme na určenie rozloženia tlaku použiť Bernoulliho rovnicu v prípade, že je známe rozloženie rýchlosti pozdĺž prúdnice. Pre nestlačiteľnú tekutinu, ako je voda alebo v našom prípade vzduch má tento vzťah nasledujúci tvar [2, 3]:

$$p_1 + \frac{\rho \cdot V_1^2}{2} = p_2 + \frac{\rho \cdot V_2^2}{2} = \text{konštanta} \quad (1)$$

#### 2.1.2. Medzná vrstva

Aerodynamické sily výrazne ovplyvňuje viskozita tekutiny, pričom v blízkosti povrchu telesa vzniká medzná vrstva, kde rýchlosť vzduchu stúpa od nuly na povrchu až po rýchlosť voľného prúdu. Hrúbka tejto vrstvy narastá smerom k odtokovej hrane a jej vlastnosti zásadne ovplyvňujú vztlak a odpor. V rámci medznej vrstvy môže prúdenie prebiehať laminárne, teda usporiadane vo vrstvách, alebo turbulentne, kde dochádza k intenzívnemu premiešaniu a chaotickým zmenám rýchlosti, tlaku a hustoty. Pri turbulentnom prúdení sa využíva koncept vírvej viskozity, ktorá sa stanovuje pomocou simulácií. Odrhnutie medznej vrstvy pri nízkej energii prúdenia môže viesť k strate vztlaku, tzv. wing stallu. [1, 4]

## 2.2. CFD

Výpočtová dynamika tekutín (Computational Fluid Dynamics – CFD) je metóda umožňujúca matematickú predikciu a vizualizáciu prúdenia plynov a kvapalín, spolu s analýzou ich vplyvu na okolité prostredie. Moderné CFD softvéry využívajú pokročilé matematické modely a numerické metódy, pričom ich základom sú Navier-Stokesove rovnice opisujúce pohyb tekutín. Tieto rovnice môžu byť prispôbované konkrétnym aplikáciám pridaním alebo odstránením členov, napríklad pre simulácie prenosu tepla, fázových zmien alebo chemických reakcií. Na riešenie problematiky modelovania prúdenia okolo viaczložkových konfigurácií bol pre túto prácu zvolený CFD softvér od spoločnosti Autodesk, ktorý poskytuje pokročilé nástroje na simuláciu a analýzu aerodynamických vlastností. [5]

## 2.3. Aerodynamické sily

Prvým krokom k pochopeniu aerodynamických vlastností je porozumenie silám pôsobiacim na teleso počas letu. Medzi hlavné aerodynamické sily patrí vztlak, odpor, tiaž a ťah.

### 2.3.1. Vztlak

Vztlak predstavuje zložku aerodynamickej sily, ktorá pôsobí v smere vztlakovej osi, teda kolmo na trajektóriu letu. Keďže lietadlo sa počas rôznych fáz letu nemusí pohybovať paralelne so zemským povrchom, vztlak je lepšie definovať ako silu kolmú na smer pohybu lietadla. Na výpočet vztlaku krídla je potrebné určiť vztlakový koeficient, ktorý možno získať buď experimentálne, alebo z tabuliek pre jednotlivé profily krídiel. Ďalej je vztlak možné vypočítať:

$$L = \frac{\rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L}{2} \quad (2)$$

Vztlak vzniká v dôsledku rozdielu tlakov okolo profilu krídla, spôsobeného prúdením vzduchu. Na hornej strane profilu sa prúdenie vplyvom uhla nábehu zrýchľuje, čím dochádza k priblíženiu prúdnic a zníženiu tlaku. Naopak, pod krídlom sa prúdenie spomaľuje a tlak stúpa. Podľa Bernoulliho rovnice a princípu spojitosti prúdenia môžeme pozorovať, že tlakový rozdiel medzi hornou a dolnou stranou profilu vytvára vztlak. [6, 7, 8]

### 2.3.2. Odpor

Odpor predstavuje druhú zložku výslednej aerodynamickej sily a pôsobí opačným smerom k pohybu lietadla. Jeho veľkosť významne ovplyvňuje rýchlosť letu. Je možné ho vypočítať podľa vzťahu:

$$D = \frac{\rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_D}{2} \quad (3)$$

Aerodynamický odpor delíme na dva základné typy: parazitný odpor a indukovaný odpor. Parazitný odpor neprispieva k vytváraniu vztlaku, znižuje efektivitu letu a predstavuje jednu z kľúčových výziev v aerodynamickom návrhu. Naopak, indukovaný odpor je priamym dôsledkom tvorby vztlaku aerodynamickým povrchom, ako je napríklad krídlo. [6, 7, 8]

## 3. Viaczložkové konfigurácie

Viaczložkové konfigurácie predstavujú aerodynamické usporiadania, ktoré pozostávajú z viacerých komponentov alebo prvkov vzájomne ovplyvňujúcich prúdenie vzduchu. Typicky sa používajú na optimalizáciu aerodynamických vlastností, ako sú zvýšenie vztlaku, zníženie odporu, či efektívnejšia kontrola prúdenia. Medzi takéto konfigurácie patria napríklad viac-segmentové krídla, komplexné klapky alebo viaczložkové winglety, ktoré sú predmetom tejto práce.

### 3.1. Winglet

Efektivita moderných lietadiel sa výrazne zvyšuje znížením indukovaného odporu, ktorý tvorí až 40 % celkového odporu počas cestovného letu a až 80–90 % pri vzlete a stúpaní. Zväčšenie rozpätia krídla alebo použitie wingletov sú hlavné spôsoby jeho redukcie, pričom winglety efektívne „umelo“ zväčšujú rozpätie bez výrazného zvýšenia nárokov na konštrukciu. Ich nasadenie, prvýkrát rozšírené v roku 1988 pri Boeingu 747-400, prináša zníženie spotreby paliva o 4–6 %, skracaie vzletovú dráhu a zvyšuje stúpanosť, no zároveň zvyšuje ohybové momenty a môže mierne zvyšovať parazitný odpor. [9, 10]

Vývoj wingletov začal v 70. rokoch 20. storočia vďaka práci R. T. Whitcomba, ktorý navrhol prvý moderný winglet pre veľké lietadlá, čím sa výrazne zlepšil ich dolet a znížil odpor. Tip fence predstavujú jednoduché koncové dosky zvyšujúce vztlak a znižujúce indukovaný odpor, no zároveň zvyšujú parazitný odpor a hmotnosť. Canted winglety majú šikmý prechod medzi krídlom a wingletom a ich optimálny uhol sklonu výrazne ovplyvňuje aerodynamickú účinnosť pri rôznych fázach letu. Blended winglety sa vyznačujú plynulým prechodom medzi krídlom a wingletom, čo znižuje miestne separácie prúdenia a celkový odpor; známy zástupca je Airbus Sharklet. Split winglety, vylepšenie blended dizajnu, kombinujú hornú a dolnú časť wingletu a poskytujú ešte vyššiu efektivitu, pričom sa využívajú napríklad na Boeingu 737. Spiroid winglety majú tvar slučky a výrazne znižujú vírové štruktúry na koncoch krídla, čím zlepšujú dolet aj možnosti hustejšej letovej prevádzky. Inovatívne riešenie tip sails využíva sústavu menších plôch na koncoch krídla na rozptýlenie vírov a zníženie indukovaného odporu, avšak vyžaduje starostlivé riešenie interferencie medzi prúdniciami. Moderné štúdie tiež skúmajú alternatívne riešenia, ktoré kombinujú poznatky z konvenčných aj pokročilých návrhov. [11]

#### 3.1.1. Wing-grid

Wing-grid predstavuje netradičný prístup ku konštrukcii wingletu, založený na použití viacerých malých, paralelných plôch na koncoch krídla, ktoré vytvárajú sériu menších vírov namiesto jedného veľkého. Vzájomné interakcie týchto malých vírov vedú k ich rýchlejšiemu rozpadu a k výraznému zníženiu celkovej vírovej energie za krídlom. Tento efekt spôsobuje rovnomernejšie rozloženie vztlaku a významne znižuje indukovaný odpor. Wing-grid sa ukazuje ako perspektívna alternatíva klasických wingletov. [12]

#### 4. Metodika a metódy skúmania

Primárnym cieľom práce bol návrh viaczožkového zakončenia krídla a analýza jeho vplyvu na prúdenie, tvorbu vírových štruktúr a aerodynamické vlastnosti pri rôznych uhloch nábehu. Prostredníctvom CFD simulácií boli vytvorené viaceré varianty konfigurácií, ktorých aerodynamické charakteristiky (vztlak, odpor, aerodynamická jemnosť) boli následne analyzované a porovnané. Teoretická časť sa opierala o syntézu odborných článkov a literatúry, najmä v oblasti nekonvenčných zakončení typu wing-grid. Skúmané boli vplyvy usporiadania prvkov, použité profily a ich uhly nastavenia. Výpočty koeficientov vztlaku a odporu umožnili vytvoriť vztlakové a odporové krivky, ako aj poláry konfigurácií, na základe čoho bola vykonaná komparácia výsledkov jednotlivých návrhov s čistým krídlom a blended wingletom. Keďže výsledky z programu Autodesk CFD nemusia byť plne presné, testovanie prebehlo aj experimentálne vo veternom tuneli na zmenšenom 3D modeli. V závere boli vyhodnotené optimálne konfigurácie a načrtnuté možnosti ďalšieho výskumu v oblasti geometrie a veľkosti wing-grid konfigurácií.

#### 5. Návrh optimalizácie viaczožkových konfigurácií

Optimalizácia viaczožkových konfigurácií predstavuje kľúčový krok v procese návrhu aerodynamicky efektívnych prvkov lietadla, v našom prípade krídla a wingletov. Daná kapitola sa zameriava na detailnú analýzu geometrických charakteristík a aerodynamických vlastností navrhnutých konfigurácií, ktoré boli modelované v programe Autodesk Inventor. Ako prvé bola potreba modelácie samotného krídla s rozpätím krídla 2400 mm s tetivou o dĺžke 640 mm, na ktoré budú následne upevňované rôzne druhy zakončenia.

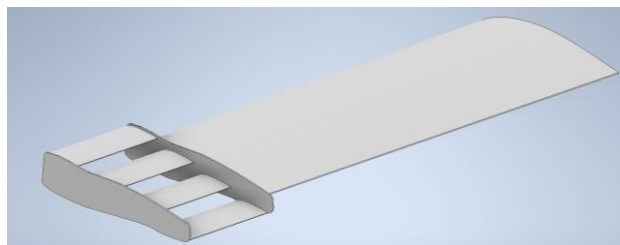
##### 5.1. Návrh konfigurácií wingletov

Pre simulácie prúdenia boli navrhnuté dve základné konfigurácie, ktoré boli následne optimalizované s cieľom dosiahnuť priaznivejšie aerodynamické vlastnosti. Obe konfigurácie pozostávajú zo štyroch aerodynamických prvkov usporiadaných v sériovom slede, pričom ich vzájomná geometria a relatívna poloha boli predmetom ďalších úprav s cieľom minimalizovať aerodynamický odpor, tvorbu vírov za krídlom a maximalizovať generovaný vztlak. Oba primárne návrhy sú inšpirované koncepciou wing-grid popísanou vyššie.

##### 5.1.1. Návrh A

V prvom návrhu viaczožkového wingletu bol skúmaný koncept inšpirovaný systémom *wing-grid*, kde štyri aerodynamické plochy nie sú usporiadané za sebou, ale v zostupnej rovine. Na ich upevnenie bola potrebná pridaná vertikálna plocha, ktorá zároveň ovplyvňovala prúdenie. Zámerom bolo rozdeliť koncový vír krídla na viacero menších, čím by sa znížil indukovaný odpor a zvýšila celková aerodynamická efektívnosť. Počiatočný návrh obsahoval ostré hrany, ktoré sa v simuláciách prejavili ako aerodynamicky nevhodné kvôli nárastu čelného odporu a separácii prúdenia. Preto došlo k optimalizácii geometrie, vrátane zaoblenia hrán a úpravy vertikálnych spojov, čo výrazne zlepšilo prúdenie okolo celej konfigurácie. Finálna verzia wingletu dosiahla dĺžku 576 mm a hĺbku 680 mm. Pre jednotlivé konfigurácie boli testované tri typy profilov, na základe ktorých ich delíme na tri varianty:

- Variant 1 – boli použité nesymetrické profily zo série NACA, konkrétne profil NACA 632-615. Tento profil bol vybraný na základe jeho vhodných aerodynamických vlastností, pričom bol nastavený na uhol 2°.
- Variant 2 – Ako alternatíva bol skúmaný aj profil NACA 1410, ktorý sa vyznačuje menšou hrúbkou. Tento aspekt vedie k redukcii odporu, čo môže byť výhodné z hľadiska aerodynamickej efektivity. Profily boli nastavené na uhol 3°, avšak v rámci analýzy boli testované aj pri uhle 0°. Výsledky pri nulovom uhle nábehu boli menej priaznivé, čo naznačuje, že vyšší uhol nastavenia je v tomto prípade výhodnejší.
- Variant 3 – použitý bol symetrický profil NACA 0006. Vytvorené boli tri varianty so zvolenými uhlami nastavenia: 5°, 6° a 7°. Taktiež bol zvolený aj nulový uhol nastavenia jednotlivých segmentov, avšak hodnoty vztlaku aj odporu boli nepriaznivé, preto sa ďalej s daným uhlom nepracovalo. Cieľom bolo analyzovať vplyv zmeny uhla nastavenia na aerodynamické vlastnosti a nájsť optimálnu konfiguráciu.

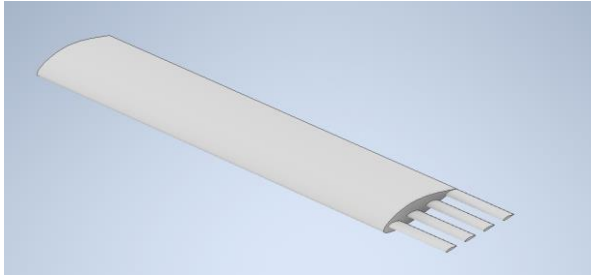


Obrázok 1 Návrh A

##### 5.1.2. Návrh B

Ďalšia navrhnutá konfigurácia vychádza taktiež z koncepcie wing-grid, avšak modelované boli štyri aerodynamické prvky zoradené za sebou v jednej línii bez potreby vertikálneho úchyty. Každý prvok mal tetivu 100 mm a vzájomný rozostup medzi nimi bol 70 mm.

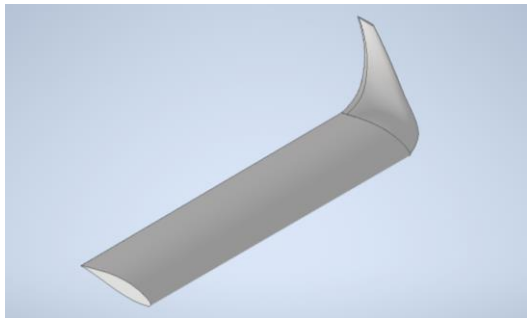
- Variant 1 – V prípade nesymetrického profilu bol použitý, ako aj v predchádzajúcom návrhu, aerodynamický profil NACA 63(2)-615, ktorý bol nastavený na uhol 0°, keďže pri nesymetrickom profile je eliminovaná potreba dodatočného naklonenia na generovanie vztlaku. Celková dĺžka prvkov je 400 mm.
- Variant 2 – Pre symetrický variant bol zvolený profil NACA 0006, ktorý bol nastavený na uhol 5°. Tento uhol bol zvolený s cieľom zabezpečenia požadovaného vztlaku a optimálnych aerodynamických vlastností. Bol navrhnutý aj variant s menším rozpätím jednotlivých prvkov, konkrétne 320 mm. Tento dizajn sa však ukázal ako neefektívny, keďže pokles vztlaku prevyšil zníženie odporu.



Obrázok 2 Návrh B

### 5.1.3. *Blended winglet*

Pre komplexné porovnanie aerodynamických charakteristík a efektivity viaczožkových wingletov bol v rámci modelovania zahrnutý aj tzv. blended winglet. Tento typ wingletu sa vyznačuje plynulým prechodom medzi krídlom a vertikálnym zakončením, čím dochádza k optimalizácii aerodynamických vlastností a zníženiu indukovaného odporu. Ako aerodynamický profil pre návrh blended wingletu bol zvolený symetrický profil NACA 0009, pričom jeho tetiva sa postupne zmenšovala po rozpätí wingletu.



Obrázok 3 Blended winglet

## 5.2. Testovanie navrhnutých modelov

Za účelom získania aerodynamických charakteristík jednotlivých konfigurácií bolo nevyhnutné pristúpiť k ich numerickej analýze prostredníctvom počítačovej simulácie. Navrhnuté geometrické modely boli podrobené simuláciám v prostredí výpočtového softvéru, v ktorom bol numericky modelovaný proces otekania objektov prúdiacou tekutinou. Na základe výsledkov simulácií boli následne stanovené aerodynamické sily pôsobiace na jednotlivé konfigurácie, konkrétne aerodynamický vztlak a celkový odpor, ktoré predstavujú kľúčové parametre pre výpočet nasledovných koeficientov a síl umožňujúcich porovnanie nami vytvorených návrhov.

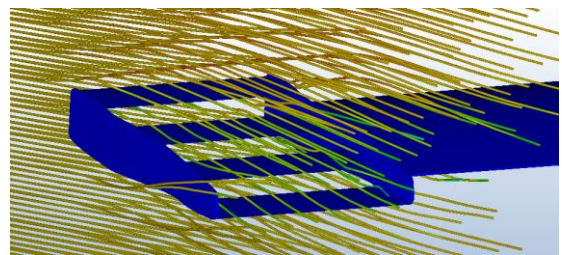
Pre presné výsledky a ich možné porovnanie bolo potrebné nastaviť prostredie, v ktorom prebiehali simulácie identicky pre každý navrhnutý model. Podmienky boli nasledovné:

- Rýchlosť prúdenia vzduchu: 30 m/s
- Tlak na výstupe: 0 Pa
- Teplota: 20°C
- Hustota: daná programom na základe zvoleného plynu (vzduch)

- Jemnosť siete: 0,75

### 5.2.1. *Počiatočná numerická analýza a optimalizácia návrhových konfigurácií*

Počiatočné numerické analýzy oboch návrhov viaczožkových wingletov sa zamerali na optimalizáciu geometrie a nastavenia profilov s cieľom zlepšiť aerodynamickú účinnosť. Pri návrhu A, inšpirovanom konceptom wing-grid, sa ukázali ako problematické ostré hrany a vertikálne úchyty, ktoré generovali nadmerný odpor. Optimalizáciou geometrie a zmenou uhla nastavenia profilov z 0° na 2° sa podarilo zvýšiť vztlak a zlepšiť celkový pomer vztlaku k odporu. Testovanie ďalších variantov s tenšími a symetrickými profilmi potvrdilo, že vhodnou kombináciou profilu a jeho nastavenia možno zredukovať vírenie a zlepšiť rozpad vírových štruktúr za krídlom.



Obrázok 4 Vizualizácia otekania návrhu A

V prípade návrhu B, ktorý neobsahoval vertikálne spojovacie prvky, bol identifikovaný dodatočný odpor vznikajúci pri odtokovej hrane. Tento bol eliminovaný optimalizáciou rozmiestnenia segmentov a skrátením ich tetivy. Simulácie taktiež ukázali, že hoci úprava uhla nastavenia na 2° viedla k nárastu odporu a poklesu vztlaku, pôvodné nastavenie 0° zostalo efektívnejšie. Zníženie dĺžky segmentov z 400 mm na 320 mm síce zlepšilo hmotnostné parametre, ale negatívne ovplyvnilo pomer vztlaku a odporu, čím sa potvrdil význam dĺžky segmentov pre výsledné aerodynamické vlastnosti.

### 5.2.2. *Simulácie vykonávané na optimalizovaných návrhoch*

Po ukončení počiatočného testovania a následných úprav jednotlivých konfigurácií bolo možné zamerať sa na evaluáciu výsledných modelov, ktoré disponovali najpriaznivejšími aerodynamickými výsledkami. Prvotný uhol nábehu 0° bol postupne zvyšovaný o 2,5° až kým nedosiahol hodnotu 15°, keďže tieto hodnoty predstavujú bežné prevádzkové uhly dosahované letúnmi. Následne boli vykonané dodatočné simulácie pre vyššie uhly nábehu a to 20 a 25 stupňov. Postupné zvyšovanie uhla nábehu v krokoch po 2,5° bolo zvolené s cieľom dosiahnuť detailnejšie vykreslenie priebehu vztlakovej a odporovej krivky, ako aj presnejšiu identifikáciu požadovaných aerodynamických charakteristík a ich zmenu závislú na uhle nábehu.

## 5.3. Vztlakové krivky

Na účely porovnania schopnosti jednotlivých konfigurácií generovať vztlak boli vytvorené vztlakové krivky, ktoré znázorňujú závislosť súčiniteľa vztlaku od uhla nábehu. Analýza sa zamerala na lineárnu časť tejto závislosti v oblasti malých uhlov, relevantných pre bežný let, pričom sa zámerne vynechala

oblasť odtrhnutia prúdenia kvôli výpočtovej náročnosti. Tento prístup umožnil efektívne vyhodnotiť aerodynamickú efektívnosť jednotlivých návrhov bez potreby simulovať celé spektrum letových režimov.

#### 5.4. Odporové krivky

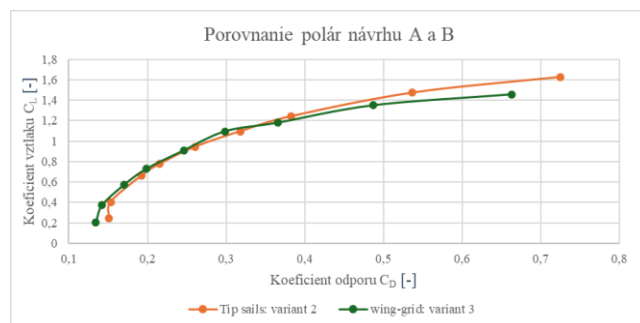
V ďalšej fáze analýzy bol skúmaný celkový aerodynamický odpor jednotlivých konfigurácií zakončení krídla, ktorý spolu so vztlakom určuje ich celkovú aerodynamickú efektívnosť. Odporové krivky boli získané z numerických simulácií podobným spôsobom ako vztlakové, pričom cieľom bolo identifikovať konfigurácie s čo najnižším súčiniteľom odporu  $C_{D\_DCD}$ . Výsledky boli spracované do grafov a tabuliek, ktoré umožnili detailné porovnanie priebehu odporu pri rôznych uhloch nábehu. Táto analýza vytvorila základ pre komplexné zhodnotenie výhodnosti jednotlivých návrhov z pohľadu aerodynamickej účinnosti.

#### 5.5. Aerodynamická jemnosť

Na získanie uceleného pohľadu na aerodynamickú efektívnosť jednotlivých konfigurácií bola vykonaná analýza tzv. aerodynamickej jemnosti, teda pomeru vztlaku k odporu. Tento parameter umožňuje posúdiť, ako efektívne daný model premieňa vztlak pri minimálnom odpore. Výsledky boli spracované formou polárnych kriviek, ktoré zobrazujú závislosť medzi súčiniteľom vztlaku a odporu pri rôznych uhloch nábehu. Tieto krivky umožnili komplexné porovnanie navrhnutých konfigurácií a identifikáciu najvýhodnejšieho riešenia z hľadiska celkovej aerodynamickej účinnosti.

##### 5.5.1. Komparácia optimálnych variantov oboch návrhov

Na základe predchádzajúcich analýz polár jednotlivých konfigurácií boli z oboch návrhov vybrané najvýkonnejšie varianty. Konkrétne variant 3 s použitím symetrického profilu NACA 0006 s uhlom jeho nastavenia na 5 stupňov s vertikálnymi spojovacími plochami z návrhu A. Z návrhu B bez daných uchytení bol vybraný variant 2, pri ktorom je taktiež využitý totožný symetrický profil s uhlom nastavenia 3 stupne. Ich priame porovnanie je znázornené v grafe na obrázku nižšie.



Obrázok 5 Porovnanie polár vybraných variantov návrhu A a návrhu B

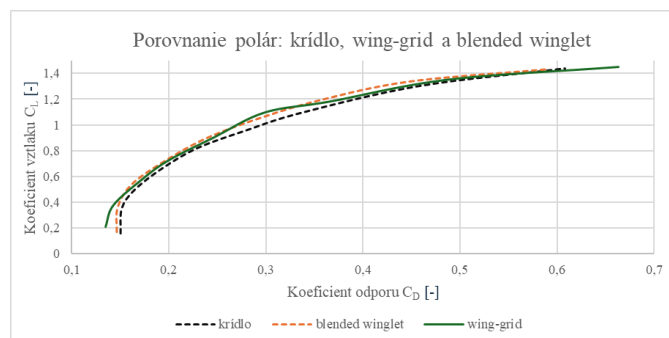
Na základe pomeru vztlakového a odporového koeficientu ( $CL/CD$ ) možno konštatovať, že v rozsahu uhlov nábehu do približne  $10^\circ$  vykazuje návrh A vyššiu aerodynamickú efektívnosť. Opačná tendencia sa prejavuje pri vyšších uhloch nábehu, kde návrh B dosahuje priaznivejšie výsledky, čo potvrdzuje naše tvrdenia o jeho vhodnosti pre podmienky letu vo vyššom

rozsahu AoA, kde môže dochádzať k výraznejšiemu prúdeniu v oblasti koncových častí krídla. Vzhľadom na zameranie práce a zohľadnenie reálnych letových režimov, teda prevažne stredné uhly nábehu charakteristické pre bežnú prevádzku, bola za efektívnejšiu vyhodnotená konfigurácia návrhu A. Táto preukázala stabilnejšiu a efektívnejšiu aerodynamickú výkonnosť práve v rozsahu, ktorý má z praktického hľadiska najväčší význam.

#### 5.6. Komparácia vybraného variant viaczložkovej konfigurácie s krídlom a konvenčným wingletom

Ďalší krok predstavoval komparáciu aerodynamických charakteristík vybraného návrhu zakončenia krídla s blended wingletom a samotným krídlom. Prvým krokom bol výpočet aerodynamických koeficientov vztlaku a odporu pre jednotlivé uhly nábehu vzduchu.

Analýza aerodynamickej poláry ukázala, že implementácia viaczložkového wingletu typu wing-grid spôsobuje posun polárnej krivky smerom nahor, čo je dôsledkom nárastu vztlaku sprevádzaného miernym zvýšením odporu. Tento jav vedie k zlepšeniu pomeru vztlaku a odporu ( $CL/CD$ ), najmä pri nižších a stredných uhloch nábehu, približne do  $15^\circ$ . V tomto rozsahu dosahuje krídlo s viaczložkovým wingletom výrazne vyššie hodnoty vztlaku ako referenčné krídlo bez wingletu.



Obrázok 6 Zmena poláry krídla po upevnení viaczložkového wingletu a po upevnení blended wingletu

Pri vyšších uhloch sa priebehy polár jednotlivých konfigurácií zbíhajú, no aj napriek tomu si viaczložkové riešenie zachováva výhodu v celkovom hodnotení aerodynamickej efektívnosti. V porovnaní s klasickým blended wingletom však konfigurácia wing-grid nevykazuje také priaznivé výsledky v celom rozsahu – najmä v oblasti stredných hodnôt odporu ( $CD \approx 0,3 - 0,5$ ), kde blended winglet dosahuje výrazne vyšší vztlak pri rovnakom odpore, čo poukazuje na jeho schopnosť efektívnej redukcie indukovaného odporu. Naopak, konfigurácia wing-grid generuje vyšší vztlak len pri veľmi nízkych uhloch nábehu, zatiaľ čo pri vyšších uhloch sa prejavuje jej vyšší aerodynamický odpor spôsobený väčšou celkovou plochou doplnkových prvkov. Tento dodatočný odpor síce prispieva k potlačeniu vírových štruktúr, no zároveň negatívne ovplyvňuje celkovú aerodynamickú jemnosť. Výrazná odchýlka v polárnej krivke pri uhle nábehu  $12,5^\circ$ , kde konfigurácia wing-grid presahuje výkon blended wingletu, bola identifikovaná ako pravdepodobný dôsledok numerickej nepresnosti, nie ako skutočný aerodynamický efekt.

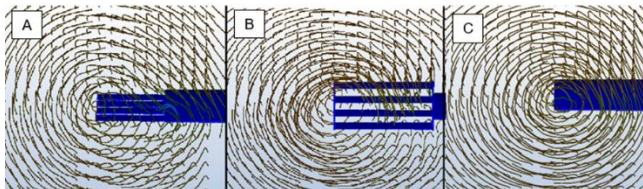
### 5.7. Indukovaný odpor

Hlavným cieľom práce je zistenie vplyvu návrhov zakončenia krídla na indukovaný odpor a na víry tvoriace sa na konci krídla. Na základe vykreslených polár pre jednotlivé návrhy, boli odhadnuté uhly nábehu pri nulovom  $C_L$ , následne boli vykonané dodatočné simulácie pre dané uhly. Na ich základe boli zistené hodnoty celkového odporu pri nulovom vztaku a následne vypočítaný koeficient odporu podľa vzorca:

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \quad (4)$$

Analýza nebola realizovaná pre uhly nábehu  $0^\circ$  a  $2,5^\circ$ , nakoľko pri takto nízkych hodnotách uhla nábehu je indukovaná zložka aerodynamického odporu zanedbateľná. S rastúcim uhlom nábehu dochádza k postupnému zvyšovaniu indukovaného odporu, preto boli do analýzy zahrnuté len prípady, pri ktorých má táto zložka relevantný vplyv na celkové aerodynamické správanie krídla.

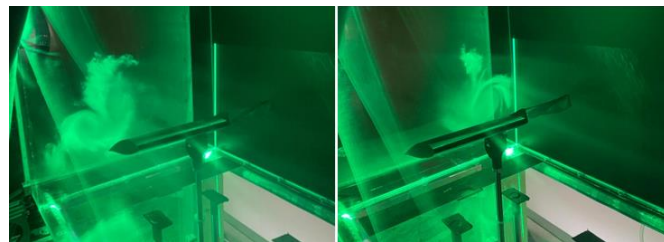
Pri uhle nábehu  $5^\circ$  vykazuje blended winglet najnižší koeficient indukovaného odporu spomedzi všetkých testovaných konfigurácií, čo je dôsledok jeho optimalizovaného tvaru a plynulého prechodu medzi hlavným krídlom a koncovou plochou. Viaczložkové konfigurácie typu wing-grid síce pri nízkych uhloch dosahujú mierne vyšší indukovaný odpor v dôsledku zložitejšej geometrie a interakcií prúdenia, no ich efektívnosť rastie so zvyšujúcim sa uhlom nábehu. Najmä konfigurácia návrhu A postupne preukazuje schopnosť účinnejšej redukcie indukovaného odporu v porovnaní s návrhom B i referenčným krídlom, hoci úroveň optimalizácie dosahovaná blended wingletom zostáva nedosiahnutá.



Obrázok 7 Vizualizácia vírov tvoriacich sa na konci krídla s použitím zakončenia : A) wing-grid bez vertikálneho uchytenia; B) wing-grid s uchytením; C) bez wingletu

### 6. Experimentálne overenie výsledkov

Finálnou fázou výskumu bolo experimentálne overenie výsledkov numerických simulácií realizovaných v prostredí Autodesk CFD, a to pomocou meraní vo veternom tuneli. Z dôvodu technických problémov s meracím zariadením vo veternom tuneli nebolo možné uskutočniť úplné kvantitatívne overenie aerodynamických charakteristík testovaných konfigurácií. Napriek tomu sa podarilo zrealizovať experimenty zamerané na vizualizáciu prúdenia okolo základného krídla a konfigurácie s viaczložkovým wingletom typu wing-grid. Pozorovania vírových štruktúr ukázali určitú stabilizáciu a štruktúrovanie prúdenia pri použití viaczložkovej konfigurácie, no dominantný koncový vír zostal zachovaný. Hoci numerické simulácie naznačovali výraznejší prínos tejto konfigurácie pri redukcii indukovaného odporu, experimentálne pozorovania tieto výsledky plne nepotvrdili, čím poukazujú na rozdiel medzi simulovaným a reálnym aerodynamickým správaním.



Obrázok 8 Testovanie koncových vírov vo veternom tuneli

### 7. Výsledky

Na základe numerických simulácií a aerodynamických výpočtov sa ako najefektívnejšia konfigurácia viaczložkového zakončenia krídla typu wing-grid ukázal návrh A s použitím symetrického profilu NACA 0006 a uhlom nastavenia plôšok  $5^\circ$ , ktorý dosahoval najlepší pomer vztaku k odporu v rozsahu uhlov nábehu do  $15^\circ$ . Hoci pri vyšších uhloch nábehu poskytovali lepšie výsledky nesymetrické profily, celkovo boli symetrické, tenšie profily výhodnejšie najmä vďaka priaznivejšiemu rastu vztaku voči odporu. Usporiadanie prvkov v jednej línii viedlo k zníženiu indukovaného odporu, hoci len v obmedzenom rozsahu. CFD simulácie síce predpokladali výrazné potlačenie vírových štruktúr, no experimentálne pozorovania ukázali pretrvávanie dominantného koncového víru, čo poukazuje na limity numerických modelov. Finálny návrh, vybraný aj pre experimentálne testovanie, potvrdil potrebu ďalšieho výskumu geometrických parametrov konfigurácie s cieľom zvýšiť aerodynamickú efektívnosť pri zachovaní priaznivých vztakových vlastností a zmenšení rozmerov.

### 8. Záver

Diplomová práca sa zameriavala na komplexnú analýzu aerodynamických vlastností viaczložkových zakončení krídla typu wing-grid, pričom boli porovnávané dve základné konfigurácie – návrh A s vertikálnou opornou plochou a návrh B s lineárnym usporiadaním prvkov. Cieľom bolo preskúmať ich vplyv na štruktúru prúdenia a tvorbu koncových vírov pomocou CFD simulácií. Výsledky ukázali, že najvyššiu aerodynamickú jemnosť pri nižších uhloch nábehu dosahovala konfigurácia návrhu A s profilom NACA 0006 a uhlom nastavenia plôšok  $5^\circ$ , zatiaľ čo pri vyšších uhloch bola výhodnejšia konfigurácia s profilom NACA 1410. Experimentálne testovanie vo veternom tuneli potvrdilo len čiastočne predpoklady zo simulácií, pričom vírové štruktúry boli menej výrazne potlačené než očakávané. Práca poukazuje na dôležitosť vhodnej voľby geometrie a profilu prvkov a otvára priestor pre ďalší výskum zameraný na optimalizáciu viaczložkových zakončení krídla.

### Referencie

- [1] Technická univerzita v Košiciach (2017). Mechanika tekutín. Skriptá. Online. Dostupné na: [https://oaze.fberg.tuke.sk/wp-content/uploads/2017/12/Mechanika-tekutin\\_skripta-1.pdf](https://oaze.fberg.tuke.sk/wp-content/uploads/2017/12/Mechanika-tekutin_skripta-1.pdf) [citované 2024-09-20]
- [2] MARCHMAN, James F. (2022). Aerodynamics and Aircraft Performance. Tretie vydanie. Virgínia: Independently published, s. 1-21.

- [3] VYKOUK, Vlastimil (1981). Aerodynamika a mechanika letu pro piloty závěsných kluzáků. Praha: Ústřední výbor Svazu pro spolupráci s armádou. Dostupné na: [https://www.laa.sk/wp-content/uploads/2013/03/aerodynamika\\_a\\_mechanika\\_letu.pdf](https://www.laa.sk/wp-content/uploads/2013/03/aerodynamika_a_mechanika_letu.pdf)
- [4] Glenn Research Center (2024). NASA. Boundary Layer. Online. Dostupné na: <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/boundary-layer/#boundary-layer> [citované 2024-09-23]
- [5] SimScale (2024). SimScale. What is CFD. Online. Dostupné na: <https://www.simscale.com/docs/simwiki/cfd-computational-fluid-dynamics/what-is-cfd-computational-fluid-dynamics/> [citované 2024-12-06]
- [6] FAA (2023). faa.gov. Chapter 5: Aerodynamics of Flight. Online. Dostupné na: [https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/07\\_phak\\_ch5\\_0.pdf](https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/07_phak_ch5_0.pdf) [citované 2024-11-10]
- [7] Free online private pilot ground school (bez dát). Aerodynamics. Online. Dostupné na: <http://www.free-online-private-pilot-ground-school.com/aerodynamics.html> [citované 2024-11-10]
- [8] BUGAJ, Martin (2015). Aerodynamika 1. Bratislava: Dolis.
- [9] World Aviation (bez dát). World aviation flight academy. Winglets or wingtip devices. Online. Dostupné na: <https://worldaviationato.com/es/que-son-winglets-dispositivos-punta-alar/> [citované 2024-12-03]
- [10] GUERRERO, J; SANGUINETI, M a WITTKOWSKY, K (2020). Variable cant angle winglets for improvement of aircraft flight performance. Online. Dostupné na: [https://www.researchgate.net/publication/344268645\\_Variable\\_cant\\_angle\\_winglets\\_for\\_improvement\\_of\\_aircraft\\_flight\\_performance/figures?lo=1](https://www.researchgate.net/publication/344268645_Variable_cant_angle_winglets_for_improvement_of_aircraft_flight_performance/figures?lo=1) [citované 2024-12-03]
- [11] . COSIN, R.; CATALANO, F.M.; CORREA, L.G.N.; ENTZ, R.M.U (2017). Aerodynamic analysis of multi-winglets for low speed aircraft. In: 27th International congress of the aeronautical science. São Paulo: Engineering School of São Carlos, s. 150-160.
- [12] LA ROCHE, U. a PALFFY, S. (bez dát). ICAS. Wing-grid, a novel device for reduction of induced drag on wings. Online. Dostupné na: [https://www.icas.org/icas\\_archive/ICAS1996/ICAS-96-2.10\(R\)\\_2.pdf](https://www.icas.org/icas_archive/ICAS1996/ICAS-96-2.10(R)_2.pdf) [citované 2024-12-18]