



ANALÝZA VPLYVU TVARU ZAKONČENIA KRÍDLA NA JEHO AERODYNAMICKÉ VLASTNOSTI

Jakub Kremnický
Air Transport Department
University of Žilina
Univerzitná 8215/1
010 26 Žilina

Jakub Jackuliak
Air Transport Department
University of Žilina
Univerzitná 8215/1
010 26 Žilina

Abstract

The goal of this thesis is to investigate the different types of wingtip solutions, their historical development, current use and potential directions of further development. The basic aerodynamic principles influencing the airflow around the wing, the formation of vortex flow and the possibilities of its minimization by means of a suitable shape of the wingtip are described. Based on the analysis of different types of wingtips, ranging from simple fixed solutions to advanced active and mechanized concepts, the thesis proposes and evaluates the potential use of fixed, active and variable wingtips, as well as theoretical concepts of mechanization of current solutions and their application in practice. The final part of the thesis summarizes the knowledge gained, compares the advantages and limitations of the different wingtip solutions and outlines the perspectives for the future development of wing terminations. Thus conceived, the thesis provides not only an overview of current technologies, but also a proposal for an innovative solution with the potential to contribute to increasing the sustainability of future concepts.

Keywords

Wingtip, Winglet, Aerodynamic efficiency, Aerodynamics

1. Úvod

Aerodynamická optimalizácia krídla patrí medzi kľúčové faktory pre zvyšovanie efektivity letu. Krídla sú jednoznačne jednou z najdôležitejších častí lietadla. Keďže ide o jednu z najväčších nosných plôch na lietadle, kladie sa veľký dôraz na ich tvar a optimalizáciu aerodynamických vlastností. Hoci zakončenie krídla tvorí len malú časť jeho celkovej plochy, významne ovplyvňuje rozloženie tlakových polí, vznik vírových prúdov na špičkách a tým aj celkovú aerodynamickú jemnosť.

Každé zakončenie krídla inak ovplyvňuje aerodynamické vlastnosti krídla, umožňuje to využívať rôzne druhy zakončenia krídel pre rôzne využitia v letectve. Vhodne zvolený tvar zakončenia krídla môže výrazne zlepšiť aerodynamickú efektívnosť a tým prispieť k zlepšeniu palivovej efektivity, predĺženiu doletu a zníženiu emisií.

Cieľom tejto práce je systematicky analyzovať vplyv rôznych tvarov zakončení krídla na jeho základné aerodynamické vlastnosti – najmä vplyv na indukovaný odpor, efektívnu štihlosť a celkovú aerodynamickú jemnosť. Súčasne skúma potenciálne smery ďalšieho rozvoja týchto technológií a navrhuje koncepty využitia mechanizovaných i aktívnych zakončení v pre civilné letectvo.

2. Aerodynamika zakončení krídel

Na pochopenie aerodynamiky zakončení krídel musíme najprv pochopiť ako funguje aerodynamika a obtekanie okolo samotného krídla. Znalosť aerodynamiky je základom pre pochopenie riadenia lietadla. Umožňuje nám určiť schopnosť generovať vztlak, minimalizovať odpor a optimalizovať celkovú účinnosť letu.

Pre pochopenie správania sa pohybu kvapalín a plynov okolo telesa musíme najprv porozumieť základným aerodynamickým princípom:

- Bernuliho princíp
- Zákon akcie a reakcie
- Kutta-Joukowski princíp

Tieto princípy nám umožňujú predpovedať správanie sa tekutiny okolo telesa. V našom prípade nám dokážu predpovedať správanie sa krídla v rôznych situáciách počas letu a optimalizovať jeho tvar na koncoch krídla.

Vzduch prúdiaci okolo lietadla alebo akéhokoľvek iného telesa sa musí odkloniť od svojej pôvodnej dráhy a takéto odklony vedú k zmenám rýchlosti vzduchu. Bernoulliho rovnica ukazuje, že tlak, ktorým vzduch pôsobí na lietadlo, sa mení oproti tlaku nerušeného prúdu. Aj viskozita vzduchu vedie k existencii trecích síl, ktoré majú tendenciu klásť odpor jeho prúdeniu. Výsledkom týchto procesov je výsledná aerodynamická sila a moment [1].

2.1. Koefficient odporu a vztlaku

Statický tlak sa zvyšuje v prednej časti telesa obtekaného telesa a znižuje v oblasti zadnej časti, kde vzduch víri. Sila alebo odpor spôsobený týmito tlakovými rozdielmi vyplývajúcimi z dynamického pohybu okolo telesa bude pôsobiť v smere prúdenia. Okrem tohto takzvaného tvarového odporu vzniká aj sila spôsobená priamym trením častíc vzduchu o povrch telesa. Obe tieto sily tvoria výsledný odpor telesa [2].

Veľkosť odporu závisí od:

- prierezu telesa S (priemet telesa v smere prúdenia),
- Vhodnosti aerodynamického tvaru telesa vyjadreného koeficientom odporu C_D

- Dynamického tlaku q , ktorý zahŕňa vplyv rýchlosti prúdenia a hustoty vzduchu

Hodnota odporu D bude vyjadrená vzťahom:

$$D = C_D \cdot q \cdot S [m] \quad (1)$$

Kde: C_D je koeficient odporu, S je plocha, q je dynamický tlak

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \quad (2)$$

Kde: ρ je hustota vzduchu [kg.m-3], v je rýchlosť prúdenia [m.s-1]

Koeficient odporu C_D sa určuje pomocou telesa určitého tvaru, na ktoré pôsobí prúd vzduchu s určitou rýchlosťou, pôsobí aerodynamická sila - odpor vzduchu, ktorého veľkosť možno určiť určením hmotnosti. Ak získanú hodnotu vydělíme hodnotou odporu podľa plochy telesa S a dynamického tlaku q , dostaneme koeficient odporu [2].

$$C_D = D / (S \cdot q) \quad (3)$$

Kde: C_D je koeficient odporu, D je hodnota odporu, S je plocha, q je dynamický tlak

Takto získaný koeficient odporu vzduchu C_D zodpovedá určitému tvaru a veľkosti telesa a určitej rýchlosti prúdenia vzduchu. Ak sa podmienky zmenia, koeficient odporu vzduchu bude mať tiež inú hodnotu. Koeficient odporu vzduchu sa preto môže použiť len za podmienok, pri ktorých bol nameraný. Na vyjadrenie podobnosti podmienok sa používa takzvané Reynoldsovo číslo Re [2].

$$Re = \frac{1}{\nu} \cdot v \cdot l \quad (4)$$

Kde: Re je Reynoldsovo číslo, v je rýchlosť pohybu [m.s-1], l je charakteristický rozmer (hĺbka) [m], ν je kinematická viskozita vzduchu

Na základe predošlých postupov vieme takto dostať aj vzorec pre výpočet vztaku:

$$L = C_L \cdot q \cdot S [N] \quad (5)$$

a odvodiť z neho vzťah pre koeficient vztaku:

$$C_L = L / (q \cdot S) \quad (6)$$

Kde: L je vztak, C_L je koeficient vztaku, q je dynamický tlak, S je plocha

2.2. Indukovaný odpor

Indukovaný odpor je spôsobený nerovnomerným rozložením tlaku nad a pod krídlom. Z oblasti pod krídlom, kde je tlak vyšší, sa vzduch snaží dostať do oblasti s nižším tlakom nad krídlom, snaží sa vyrovnáť tlak. Tým vznikajú indukované víry na konci krídla [3].

Indukovaný odpor môžeme vyjadriť pomocou vzorca, kde veľkosť indukovaného odporu závisí od rýchlosti letu a koeficientu indukovaného odporu [2].

$$D_i = \frac{1}{2} \times C_{Di} \times \rho \times v^2 \times S \quad (7)$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{AR \times \pi} \times (1 + \delta) \quad (8)$$

Kde: D_i je indukovaný odpor, C_{Di} je koeficient indukovaného odporu, ρ je hustota vzduchu, v je rýchlosť pohybu, S je plocha, C_L je koeficient vztaku, AR je štiřlosť krídla, δ je korekčný faktor.

Veľkosť koeficientu indukovaného odporu rastie s koeficientom vztaku C_L a klesá s rastúcou štiřlosťou AR [2].

2.3. Vztakom indukovaný odpor

Na kompletom lietadle vedie interferencia na spojeniach krídlo/trup, krídlo/winglet a iných podobných spojeniach k modifikácii hraničných vrstiev nad izolovaným krídlom, trupom atď. Táto interferencia, ktorá je vlastne súčasťou profilového odporu, sa zvyčajne mení s koeficientom vztaku. Časť tohto koeficientu profilového odporu sa môže pripočítať k indukovanému odporu. Takto získaný súčet je známy ako koeficient odporu závislý od vztaku. Odpor závislý od vztaku je teda definovaný ako rozdiel medzi odporom pri danom koeficiente vztaku a odporom pri určitom vzťažnom vztakovom koeficiente [1].

2.4. Aerodynamická jemnosť

Dôležitým prvkom pri zakončeníach krídiel je ohodnotenie ich aerodynamickej jemnosti. Jemnosť pri vysokých rýchlostiach sa meria ľahšie a zvyčajne sa meria vplyv na odpor vzduchu indukovaný vztakom. To umožňuje uviesť jemnosť vo forme relatívne ľahko porovnateľného ukazovateľa, ako je efektívna zmena štiřlosti krídla, označovaná ΔAR . Hodnota konkrétneho zakončenia krídla sa teda môže vyhodnotiť tak, že sa zohľadní pri odhade odporu pri analýzach výkonnosti [4].

Cieľom je upraviť odpor indukovaný vztakom takto:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \times (AR + \Delta AR) \times e} \quad (9)$$

Kde: C_{Di} je koeficient indukovaného odporu, C_L je koeficient vztaku pri určitom referenčnom letovom stave, AR je štiřlosť základného krídla, ΔAR je efektívna zmena štiřlosti krídla, e je účinnosť Oswaldovho rozpätia pôvodného krídla

Za predpokladu, že základné krídlo upravíme namontovaním istého typu zakončenia na koncoch krídla, dostaneme prírastok k rozpätiu krídla na každom konci krídla. Hoci sa tým zväčší rozpätie aj plocha krídla, budeme považovať referenčné rozpätie aj plochu za nezmenené. Rozdiel v Oswaldovej účinnosti oboch porovnávaných vyplýva výlučne z pridania určitého krídla konečnej štiřlosti ΔAR , k základnému AR . To možno odôvodniť na základe pozorovania, že pokiaľ ide o odpor indukovaný vztakom, dôležitý je súčin $AR \cdot e$ a nie AR alebo e samotné. Preto môžeme upraviť buď AR , alebo e , alebo ich súčin. Tu však budeme pre praktickosť uvažovať o tejto zmene v súvislosti s AR [4].

ΔAR vypočítame z vzťahu:

$$\Delta AR = \left(\frac{C_L^2}{\pi \times AR \times e \times \Delta C_{Di} + C_L^2} - 1 \right) AR \quad (10)$$

Účelom tejto úpravy je aplikovať ju na lietadlo prevádzkované pri určitom požadovanom C_L , aby sa uvažovaný štýl krídla mohol porovnať so základným krídlom. Z tohto dôvodu môžeme

špecifikovať dve nasledujúce podmienky pri určitom danom koeficiente vztlaku C_L [4]:

Základné krídlo:

$$(C_{Di})_1 = \frac{C_L^2}{\pi \times AR \times e} \quad (11)$$

Modifikované krídlo:

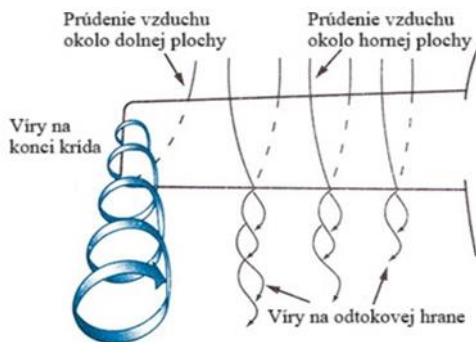
$$(C_{Di})_2 = \frac{C_L^2}{\pi \times (AR + \Delta AR) \times e} \quad (12)$$

Z toho vyplýva, že rozdiel v odpore indukovaným vztlakom je daný vzťahom [4]:

$$\begin{aligned} \Delta C_{Di} &= (C_{Di})_2 - (C_{Di})_1 = \frac{C_L^2}{\pi \times (AR + \Delta AR) \times e} - \frac{C_L^2}{\pi \times AR \times e} = \\ &= \frac{C_L^2}{\pi \times e} \left(\frac{1}{AR + \Delta AR} - \frac{1}{AR} \right) \end{aligned} \quad (13)$$

2.5. Vírové prúdenie

Pri obtekaní lietadla vzduchom vznikajú na jeho krídlach podtlakové a pretlakové zóny. Rozdiel tlakov medzi týmito zónami vytvára tlakový gradient. Ak je krídlo obtekané prúdom vzduchu, pod kladným uhlom nábehu, vzniká nad jeho hornou časťou podtlak a na dolnej časti naopak pretlak. Vzniknutý tlakový gradient vytvára pozdĺžne prúdenie vzduchu na krídle, ktoré sa kombinuje s priečnym prúdením vzduchu. Pozdĺžne prúdenie vzduchu na konci krídla sa pokúša prechádzať zo spodnej strany krídla na vrchnú z dôvodu prítomného tlakového gradientu. Samotné krídlo predstavuje pre tento pohyb prekážku a odkláňa ho v smere rozpätia. Týmto je vytvárané charakteristické pozdĺžne prúdenie na krídle. Veľký tlakový rozdiel medzi tlakom v krídle a nasávaním zrýchľuje prúdenie vzduchu okolo konca krídla. Výsledkom sú turbulентné vzduchové víry na koncoch krídla (Obrázok 1). Vzduchové víry sa podieľajú na vzniku indukovaného odporu. Tento typ odporu je pre lietadlo nežiaduci, pretože znižuje efektívnosť letu a zvyšuje spotrebu paliva [3].



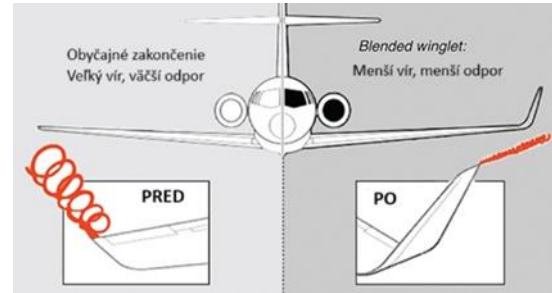
Obrázok 1 Vírové prúdenie okolo krídla Zdroj: webthesis.biblio.polito.it

2.5.1. Vplyv zakončenia krídla na vírové prúdenie

Mnohí inžinieri skúmali rôzne typy úprav zakončenia krídla s cieľom ovplyvniť a redukovať vírové prúdenie. Tieto úpravy detailnejšie rozoberám v kapitole 3. Použitím týchto zakončení sa zväčšuje efektívne rozpätie krídla bez toho, aby sa krídla predĺžili. Efekt vedie k zvýšeniu vztlaku a zníženiu indukovaného odporu, ale na úkor zvýšenia tvarového odporu a hmotnosti lietadla. Preto, ak zakončenie nie je dobre optimalizované,

zvýšenie tvarového odporu a hmotnosti by mohlo zrušiť akékoľvek možné zlepšenie aerodynamickej jemnosti krídla [5].

Úpravy krídel známe ako winglety predstavujú vertikálne alebo šikmé rozšírenia na ich koncoch, ktoré slúžia na odvádzanie vírov vznikajúcich na povrchu krídla generujúceho vztlak. Ich cieľom je zvýšiť aerodynamickej jemnosti krídla bez výrazného zväčšenia rozpätia tým, že znižujú odpor indukovaný vztlakom (viď obrázok 2). Winglety sťahujú prúdenie vzduchu z dolnej strany krídla na jeho hornú časť, čím zmierňujú intenzitu koncových vírov. Tento efekt vedie k redukcii indukovaného odporu a zlepšeniu aerodynamickej jemnosti krídla [6].



Obrázok 2 Rozdiel v tvorbe vírového prúdenia za použitia wingletu Zdroj: [6]

2.6. Štíhlosť krídla

Keďže mnohé prvé krídla mali obdĺžnikový tvar, štíhlosť krídla bola pôvodne definovaná ako jednoduché rozpätie delené tetivou, v prípade kužeľového krídla je definovaný ako rozpätie delené plochou krídla [1].

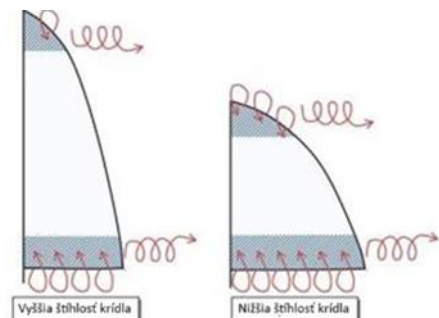
Štíhlosť krídla označujeme ju AR a je daný vzťahom:

$$AR = \frac{\text{rozpätie}}{\text{tetiva}} = \frac{b}{c} \quad (14)$$

Ak sa horná aj dolná časť tohto výrazu vynásobí rozpätím krídla, vznikne tvar, ktorý je často výhodnejší [11]:

$$AR = \frac{b^2}{b \bar{c}} = \frac{(\text{rozpätie})^2}{\text{plocha}} \quad (15)$$

Plocha alebo časť krídla ovplyvnená vírmi je v prípade krídla s vysokou štíhlosťou menšia, a teda krídlo s vysokou štíhlosťou nemá veľkú stratu (obrázok 3) [7]. Ďalším účinkom zmeny štíhlosti krídla je zmena uhla odtrhnutia prúdenia. V dôsledku zníženia efektívneho uhla nábehu na špičke, krídlo s nižšou štíhlosťou sa bude odtrhávať pri vyššom uhle nábehu ako krídlo s vysokou štíhlosťou [7].



Obrázok 3 Porovnanie rozdielu prúdenia u krídel rôznych štíhlostí Zdroj: [7]

3. Typy zakončení krídel a ich vplyv na vlastnosti krídla

Vzhľadom na rastúci dôraz na optimalizáciu výkonu lietadla a znižovanie environmentálneho dopadu je nevyhnutné preskúmať, ako rôzne riešenia zakončení krídel ovplyvňujú prúdenie vzduchu a aerodynamické vlastnosti krídla. Predstavíme si tu niekoľko najbežnejších zakončení krídel a budeme sa zaoberať predovšetkým aký majú vplyv na vlastnosti krídla a ich aerodynamickú jemnosť. Pozrieme sa preto ako každé zakončenie prináša výhody a obmedzenia. Určíme rozdelenie zakončení krídel podľa ich mechanizácie na:

- Fixné zakončenia krídel
- Zakončenia krídel meniteľného tvaru
- Aktívne zakončenia krídla

3.1. Fixné zakončenia

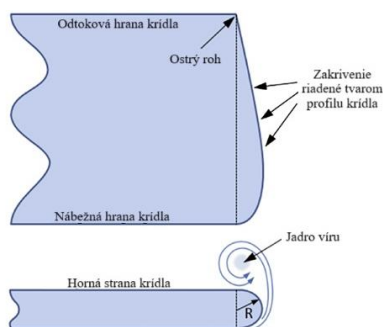
Fixné zakončenia krídel dosahujú požadované účinky prostredníctvom pevne nastavených konštrukčných riešení bez potreby dodatočného zásahu.

3.1.1. Okrúhle zakončenie krídla

Okrúhla špička krídla je jedným z najstarších a najjednoduchších spôsobov zakončenia krídla. Geometria tohto typu zakončenia je charakteristická polkruhovou hranou, ktorá plynulo prechádza od nábežnej po odtokovú hranu krídla. Pri takejto geometrii má vír, ktorý vzniká na konci krídla, tendenciu presúvať sa smerom k hornej ploche krídla. Dôsledkom toho dochádza k zníženiu efektívnej štihlosti krídla \overline{AR} , čo je potrebné zohľadniť pri analýzach odporu, stability a riadenia lietadla. V praxi sa odporúča znížiť hodnotu \overline{AR} až o 0,20, aby analýzy zodpovedali reálnemu správaniu krídla s okrúhlou špičkou. Pre zvýšenie aerodynamickej jemnosti treba upraviť $\Delta\overline{AR} = -0,19$ [4].

3.1.2. Sférické zakončenie krídla

Sférická špička je jednoduché a bežne používané zakončenie krídla na špičke. Geometria zakrivenia tohto typu špičky zvyčajne kopíruje profil krídla, pričom jej tvar je tvorený polkruhom pozdĺž osi špičky ako je znázornené na obrázku 4. Z hľadiska aerodynamiky je sférická špička považovaná za neefektívny tvar. Spôsobuje, že vír na špičke krídla sa stáča nahor a dovnútra. Takéto správanie víru, vedie k zmenšeniu vzdialenosti medzi dvoma vírmi na konci krídla. Dôsledkom je zníženie efektívnej štihlosti krídla \overline{AR} a zvýšenie odporu indukovaného vztlakom. Toto zníženie efektívnej štihlosti \overline{AR} prejavuje ako $\Delta\overline{AR} = -0,18$ [4].



Obrázok 4 Geometria sférickeho zakončenia krídla Zdroj: [4]

3.1.3. Skosené zakončenie krídla

Skosený koniec krídla predstavuje konštrukčne najjednoduchšie riešenie geometrie zakončenia krídla v letectve. Jeho charakteristickou vlastnosťou je ostré zakončenie, ktoré zásadne ovplyvňuje formovanie škodlivých vírov. Pri skosenom zakončení sa vír formuje a prevažne zdržiava na vonkajšej strane konca krídla. Tým sa víry na špičke krídla účinne vzdávajú od osi lietadla. V dôsledku tohto javu dochádza k miernemu zvýšeniu efektívnej štihlosti krídla, hoci toto zlepšenie je kvantitatívne veľmi malé, s hodnotou prírastku $\Delta\overline{AR}$ približne len +0,004 [4].

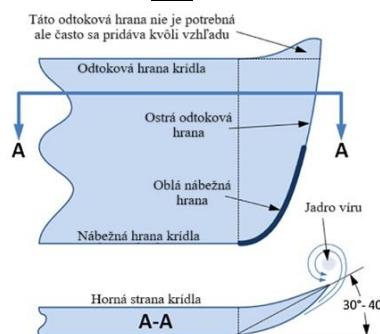
Významnou charakteristikou skoseného konca krídla je skutočnosť, že táto geometria nemá žiadny vplyv na účinok vzopätia, čo môže byť dôležitým faktorom pri návrhu krídla z hľadiska priečnej stability lietadla [4].

Zakrivené zakončenie krídla

Zakrivené zakončenie krídla predstavuje konštrukčné riešenie, ktoré sa vyznačuje výrazným zakrivením odtokovej hrany. Toto zakrivenie sa realizuje v dvoch základných formách: zdvihnutá špička (upturned) a sklonená špička (downturned). Primárnym cieľom oboch týchto konfigurácií je posunúť víry, ktoré sa tvoria na koncoch krídla, smerom von. Tým sa má dosiahnuť zvýšenie efektívnej štihlosti krídla \overline{AR} a následné zníženie indukovaného odporu [4].

- Zdvihnutá špička

Zdvihnutá špička krídla je charakteristická geometriou, pri ktorej sa dolná a horná plocha krídla zbiehajú do ostrého ukončenia alebo hrany, ktorá sa na odtokovej hrane rozširuje smerom nahor (viď obrázok 5). Teoreticky by táto konfigurácia mala prispievať k zvýšeniu separácie vírov na konci krídla, čo by malo viesť k zvýšeniu efektívneho \overline{AR} . V praxi je však toto zvýšenie pravdepodobne zanedbateľné a ťažko merateľné. Okrem toho, zdvihnutá špička krídla má tendenciu zvyšovať účinok vzopätia len o veľmi malú hodnotu, Pre zvýšenie aerodynamickej jemnosti teda netreba upravovať $\Delta\overline{AR}$ [4].



Obrázok 5 Geometria zakriveného zakončenia krídla Zdroj: [4]

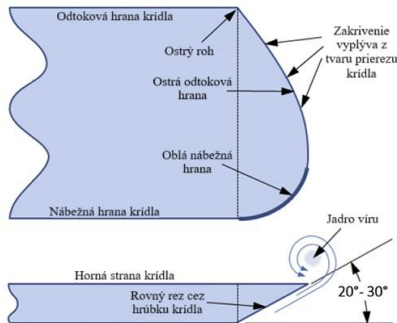
- Sklonená špička

Sklonená špička krídla predstavuje inverznú geometriu k zdvihnutej špičke. Podobne ako pri zdvihnutej špičke pre zvýšenie aerodynamickej jemnosti teda netreba upravovať $\Delta\overline{AR}$ [4].

3.1.4. Hoernerove zakončenie krídla

Základným princípom tohto dizajnu je posunúť vír na konci krídla smerom von. To sa dosahuje pomocou ostrej hrany, ktorá oddeľuje hornú a dolnú plochu pozdĺž zadnej odtokovej hrany

krídla. Prvá časť nábežnej hrany tohto zakončenia má zvyčajne zaoblenú geometriu, ktorá zabraňuje zastaveniu prúdenia na hornej ploche krídla pri nízkych uhloch nábehu (Obrázok 6). Z aerodynamického hľadiska je prínos tohto riešenia neutrálny, čo sa prejavuje hodnotou $\Delta AR = 0,00$ [4].



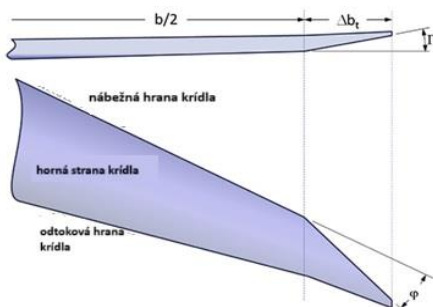
Obrázok 6 Geometria Hoernerovho zakončenia krídla Zdroj: [4]

Hlavná výhoda Hoernerovho zakončenie spočíva v jeho neutrálnom vplyve na efektívnu štiplosť krídla, čím sa odlišuje od okrúhleho zakončenia krídla, ktorý má na efektívnu štiplosť negatívny vplyv. Okrem toho, Hoernerov koniec krídla prispieva k zvýšeniu účinku vzopätia, čo má priaznivý vplyv na priečnu stabilitu lietadla [4].

3.1.5. Zalomené zakončenie krídla

Predĺžené a mierne zalomené zakončenie krídla predstavuje efektívne riešenie na zvýšenie efektívnej štiplosti krídla. Cieľom tohto riešenia je optimalizovať rozloženie zaťaženia pozdĺž rozpätia krídla, čo vedie k zníženiu indukovaného odporu. Táto úprava nezvyšuje škodlivý interferenčný odpor, hoci môže mierne zvýšiť trenie povrchu, ak je pridaná k existujúcemu krídlu [4].

Toto zakončenie krídla umožňuje zväčšiť rozpätie a štiplosť krídla pri relatívne malom zväčšení obtekannej plochy. Pridaním tohto predĺženia a vhodnou zmenou sklonu je možné prispôbiť rozloženie vztaku pozdĺž rozpätia krídla tak, aby sa čo najviac priblížilo eliptickému tvaru a vytváralo čo najmenší indukovaný odpor a zároveň minimalizoval straty spôsobené trecím odporom [8].



Obrázok 7 Geometria zalomeného zakončenia Zdroj: [4]

Aerodynamická jemnosť zalomeného zakončenia závisí od uhla sklonu ϕ , ako aj od uhla vzopätia Γ a rozpätia Δbt (Obrázok 7). Uhol vzopätia sa pohybuje v rozmedzí 4-8°, v závislosti od geometrie krídla. Príliš vysoký alebo nízky uhol vzopätia, v rozpätí $\pm 10^\circ$ a viac, môže v skutočnosti zvýšiť odpor indukovaný vztakom [4].

3.1.6. Vertikálna plocha na konci krídla

Vertikálna koncová plocha má podobný efekt ako umiestnenie časti krídla medzi dvoma stenami v aerodynamickom tuneli. To spôsobuje, že sa krídlo správa viac ako dvojrozmerné teleso. Dôsledkom je zvýšenie koeficientov vztaku profilu, zväčšenie krivky vztaku a dosiahnutie vyššieho maximálneho koeficientu vztaku. Zároveň dochádza k zníženiu odporu indukovaného vztakom [9].

Použitie vertikálnych plôch však so sebou prináša aj určité nevýhody. Prvým problémom je zvýšenie škodlivého odporu v dôsledku zväčšenia obtekannej plochy a interferenčného odporu v mieste spojenia vertikálnej plochy s nosnou plochou. Druhým problémom je, že koncové plochy zvyšujú hmotnosť a znižujú prirodzenú frekvenciu nosnej plochy, čo ju robí náchylnejšou na chvenie. Na vyriešenie tohto problému je potrebné nosnú plochu čo najviac vystužiť, čo opäť vedie k zvýšeniu hmotnosti [4].

Vertikálne plochy na konci krídla sa používajú v rodine dopravných lietadiel Airbus 320, no v súčasnosti je tento štýl známy ako Wingtip Fence. Aerodynamická jemnosť vertikálnych plôch je závislá najmä od ich výšky a tvaru [4].

Zvýšenie aerodynamickej jemnosti je možné odhadnúť pomocou vzorca č. 16 pre h/b do 0,4. [4]

$$\Delta AR \approx 1.9 \left(\frac{h}{b}\right) AR \quad (16)$$

Kde: h je výška wingletu, b je rozpätie krídla

3.1.7. Winglety

Winglet predstavuje sofistikovanú variantu vertikálnej plochy na konci krídla, ktorej hlavným cieľom je optimalizovať prúdenie vzduchu na okraji krídla. Jeden z najdôležitejších rozdielov medzi základným krídlom a krídlom s wingletom je v druhu odporu. Inštaláciu wingletov sa upraví rozloženie aerodynamických síl na krídle, čo vedie k zníženiu indukovaného odporu za predpokladu, že sú navrhnuté s primeraným uhlom natočenia a veľkosťou. Zároveň však dochádza k nárastu trecieho odporu a interferenčného odporu v mieste prechodu medzi krídlom a wingletom. V skutočnosti teda môžu ľahko zvýšiť celkový odpor [4].

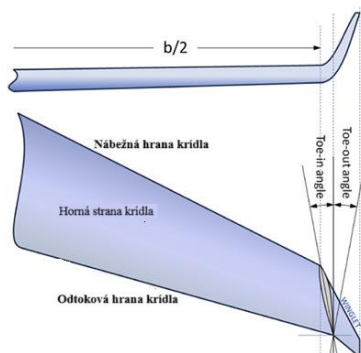
Dôležité geometrické parametre wingletu (Obrázok 8):

- **Cant angle** – uhol sklonu nábežnej hrany wingletu vzhľadom na zvislú rovinu
- **Sweep (toe) angle** – odchýlenie wingletu smerom dopredu alebo dozadu od smeru letu
- **Toe in/out angle** – uhol natočenia v rovine krídla, ktorý určuje, či je winglet zatlačený dovnútra, či vytlačený von

Funkcia wingletu je viazaná na správne využitie indukovaného vírivého prúdenia generovaného prúdením okolo krídla, takže winglet môže byť umiestnený nad krídlom, pod krídlom alebo v oboch pozíciách. Z aerodynamického pohľadu sú efektívne len vtedy, keď zníženie indukovaného odporu prevyšuje nárast odporu spôsobeného povrchovým trením a interferenciou [4].

Výsledné rozloženie vztaku krídla s wingletom sa podobá rozloženiu vztaku krídla s väčšou štiplosťou. To v skutočnosti znižuje koeficient indukovaného odporu pri rovnakom C_L . Tento

pohľad vysvetľuje, prečo musí byť winglet „zaťažený“, aby fungoval. „Zaťažený“ jednoducho znamená, že musí byť umiestnený v dostatočne veľkom relatívnom uhle nábehu, aby vytváral vztlak a tým zvyšoval oblasť nízkeho tlaku v blízkosti konca krídla. Nezaťažený winglet neznižuje odpor indukovaný vztlakom, pretože jeho príspevok k poľu nízkeho tlaku je zanedbateľný [4].

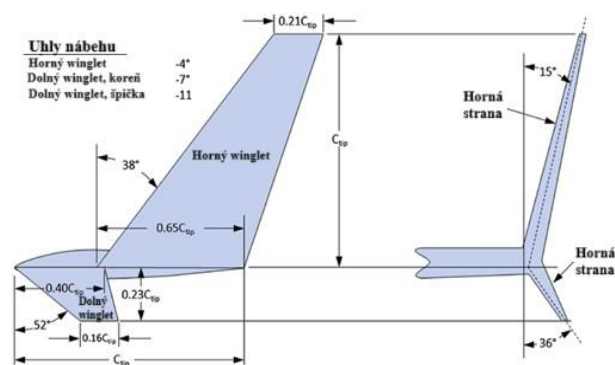


Obrázok 8 Geometria krídla s wingletom Zdroj: [4]

Prírastok jemnosti možno odhadnúť pomocou vzorca č.16, pričom sa predpokladá, že krídlo sa podobá koncovkej doske. Prírastok v štihlosti krídla by sa mal byť do +1,5. Vyšší prírastok je veľmi nepravdepodobný [4].

3.1.8. *Whitcomb winglet*

Vývoj Whitcombových wingletov, je úzko spojený s menom Richarda T. Whitcomba. Koncom 70. rokov Whitcomb vyvinul winglet špeciálne pre tankovacie lietadlo Boeing KC-135 (viď obrázok 9). Realizoval rozsiahly výskum, ktorého výsledky tejto práce boli publikované v roku 1976 v správe NASA [10]. Výskum prostredníctvom série testov preukázal, že aplikácia wingletov zvýšila dolet lietadla až o 7% na základe zníženia indukovaného odporu o 20% a zlepšenie aerodynamickej jemnosti C_L/C_D o 9% [6]. Tento úspech podnietil mnohých výrobcov lietadiel k implementácii wingletov do svojich návrhov.



Obrázok 9 Geometria Whitcomb wingletu Zdroj: [4]

V 80. rokoch boli vykonané letové skúšky Whitcombových wingletov na komerčnom lietadle McDonnell-Douglas DC-10. Výsledky ukázali, že najefektívnejšia konfigurácia pozostávala z kombinácie mierneho sklonu wingletov so zníženým rozpätím. Táto kombinácia viedla k zníženiu spotreby paliva v cestovnom režime o 3%, zvýšeniu doletu o 2% a zníženiu vzletovej vzdialenosti o 5% pri maximálnej vzletovej hmotnosti [11].

3.1.9. *Blended winglet*

Blended winglet (winglet s jemným prechodom) predstavuje evolúciu oproti Whitcombovmu wingletu, pričom hlavný rozdiel spočíva v absencii spodného wingletu. Ďalším charakteristickým znakom blended wingletu je rozsiahly a plynulý oblúk, ktorý spája krídlo a winglet. Táto konštrukcia umožňuje hladký prechod medzi krídlom a wingletom, čím nahrádza ostrý prechod prítomný pri Whitcombovom winglete. Toto riešenie má za cieľ znížiť tlakové maximum, a tým aj lokálne rýchlosti prúdenia vzduchu. Udržiavanie týchto parametrov na nízkej úrovni je kľúčové pre zabránenie separácii prúdenia v dôsledku nízkotlakových maxim a vzniku rázovej vlny pri vysokých Machových číslach [4].

Blended winglet s vysokou štihlosťou môže byť až o 60% účinnejší ako konvenčný winglet. Najdôležitejším parametrom pri návrhu blended wingletu je pomer výšky wingletu k rozpätiu krídla. Okrem zlepšenia aerodynamickej jemnosti, blended winglety zvyšujú pozdĺžnu a smerovú stabilitu lietadla, čím zabezpečujú lepšiu ovládateľnosť v turbulentných podmienkach [8].

3.2. *Zakončenia krídla meniteľného tvaru*

Zakončenia krídla meniteľného tvaru predstavujú technológiu, ktoré pomocou mechanizácie dokážu meniť sklon časti konca krídla.

3.2.1. *Sklopné zakončenie*

Lassen so svojím tímom v roku 2014 vypracovali európsky patent, v ktorom navrhli skladací koniec krídla na zlepšenie riadenia letu [12]. Takéto mechanické riešenie zakončenia (Obrázok 10) slúži ako prvok ovplyvňujúci štruktúru krídla a dynamiku koncových vírov. Možno však očakávať zvýšenie hmotnosti krídla v dôsledku dlhšieho krídla, skladacieho mechanizmu a predovšetkým zosilnenia existujúceho krídla, aby odolalo vyšším zaťaženiám spôsobeným väčším rozpätím [13].



Obrázok 10 Sklopné zakončenie Boeingu 777X Zdroj: Dan Neville

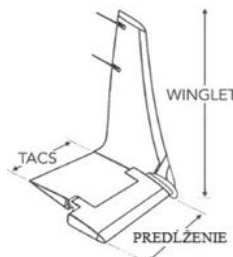
Aktuálne sklopná funkcia krídla slúži primárne na dodržanie obmedzení letiskových brán, ktoré obmedzujú maximálne rozpätie krídla, ktoré môže lietadlo mať. To zároveň umožňuje výrobcovi pri vývoji zväčšiť dĺžku a štihlosť krídla lietadla a dodržať stanovené obmedzenia [14]. V praxi by sa mohlo toto zakončenie použiť aj za letu s cieľom maximalizovať aerodynamickú jemnosť.

3.3. *Aktívne zakončenie krídla*

Aktívne riešenia zakončenia krídiel predstavujú technológie, ktoré dynamicky reagujú na meniace sa letové podmienky.

3.3.1. ATLAS – Aktívne zakončenie so systémom zmierňovania zaťaženia

Ide o konštrukčné riešenie konca krídla, ktoré kombinuje winglet s pomocnou vyvažovacou nosnou plochou zabudovanej v odtokovej hrane konca krídla. Toto zakončenie vykazuje pozoruhodnú schopnosť autonómne upravovať zaťaženie krídla počas zaťaženia. Toto aktívne zakončenie, ako je znázornené na obrázku 11, využíva snímače zaťaženia a pomocou vyvažovacej plochy, dokáže systém automaticky regulovať zaťaženie krídla počas letu [15].



Obrázok 11 Zloženie zakončenia ATLAS Zdroj: [15]

Aktívne zakončenie ATLAS pozostáva z troch hlavných častí (Obrázok 11):

- Predĺženie krídla
- TACS – vyvažovacia plocha na zníženie zaťaženia
- Samotný winglet

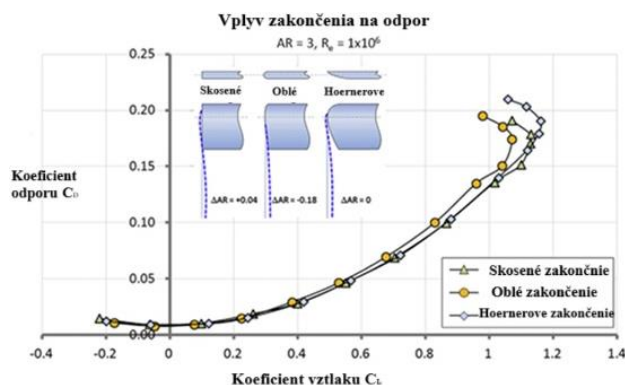
4. Návrh potenciálneho využitia zakončení krídla v civilnom letectve

V tejto časti sa práca sa zameria na porovnanie aerodynamických vlastností skúmaných zakončení a možné uplatnenie fixných, meniteľných a aktívnych typov zakončení krídiel, ktoré by mohli priniesť ďalší pokrok v budúcich koncepciách lietadiel.

4.1. Porovnanie skúmaných zakončení

Aby sme vedeli porovnať aerodynamické prínosy vlastností jednotlivých zakončení, musíme ich porovnať so základným krídlom ako referenciou. Skosené zakončenie krídla predstavuje konštrukčne najjednoduchšie riešenie geometrie ukončenia krídla v letectve, a preto nám vo väčšine prípadov slúži ako referenčné krídlo pre porovnanie.

Na obrázku 12 je znázornený graf, ktorý porovnáva aerodynamickú jemnosť troch typov zakončení, a to skosené, zaoblené a Hoernerove zakončenie špičky krídla.



Obrázok 13 Vplyv konfigurácie Whitcomb wingletu na celkový odpor Zdroj: [4]

Z grafu možno vyčítať, že najefektívnejším tvarom z týchto troch typov je práve Hoernerove zakončenie. Možno teda usúdiť, že Hoernerove zakončenie funguje dobre počas vzletu a pristátia, kde krídlo lietadla produkuje vyššie koeficienty vztlaku. Bolo zaznamenaných aj niekoľko ďalších výhod, ako je zvýšenie cestovnej rýchlosti a zvýšenie celkovej stability lietadla [16]. Čo sa týka porovnania zaobleného a skoseného zakončenia, z obrázku 12 možno usúdiť, že zaoblené zakončenie spôsobuje najväčší odpor vzduchu, čo prináša merateľné zníženie rýchlosti stúpania a aerodynamickej jemnosti. Skosené zakončenie pôsobí ako taký kompromis medzi tými dvoma typmi.

V prípade sférického a okrúhleho zakončenia, ich stručné porovnanie spomíname v kapitole 3.1.1. Okrúhle zakončenie býva aerodynamicky jemnejšie ako štvorcové alebo sférické. Tento predpoklad vychádza zo zvýšených koeficientov vztlaku v oblasti rýchlo sa zužujúcej špičky, čo pri typických cestovných uhloch nábehu môže viesť k vyššej jemnosti [4].

Pri zakrivených zakončeniach je primárnym cieľom posunúť víry na koncoch krídla smerom von. Tým sa má dosiahnuť zvýšenie efektívnej štihlosti krídla a následné zníženie indukovaného odporu. Je však potrebné podotknúť, že doposiaľ sa nepodarilo nájsť žiadne publikované vedecké štúdie alebo dokumenty, ktoré by potvrdzovali zlepšenie aerodynamickej jemnosti [4].

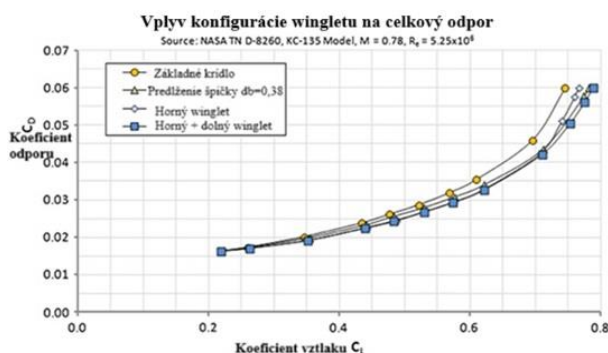
Z týchto informácií vieme približne určiť, že všeobecne najefektívnejšou jednoduchou úpravou tvaru špičky krídla je práve Hoernerove zakončenie. Toto tvrdenie potvrdil aj sám Hoerner vo svojom výskume [17]. Hoernerove zakončenie však nie je bez nevýhod. Aerodynamická jemnosť zakončenia sa pri vysokých rýchlostiach zhoršuje v dôsledku prelievania víru na vztlakovú plochu [18]. Zakončenie je preto vhodnejšie pre malé lietadlá. Avšak pre efektívne využitie každej z týchto úprav špičky je potrebné zhodnotiť pre aký druh prevádzky bude lietadlo využívané. Tento faktor môže výrazne ovplyvniť aerodynamické prínosy daného typu.

Vynájdenie wingletov sa ukázalo byť prelomovým úspechom, ktorý posunul aerodynamickú jemnosť krídla na novú úroveň. Aby winglet účinne fungoval, je potrebné zohľadniť v akom rozsahu CL sa lietadlo pohybuje pri cestovnej rýchlosti [4].

Pri aerodynamickej jemnosti daného wingletu je dôležitý aj tvar daného prevedenia. Toto tvrdenie preukázal Whitcomb pri vývoji svojho konceptu wingletu, kde skúmal rôzne typy konfigurácií a ich aerodynamickú jemnosť. Výskum [10] sa zaoberal porovnaním vztlaku, odporu a klopného momentu modelu lietadla KC-135 v aerodynamickom tuneli s tromi rôznymi konfiguráciami zakončenia krídla: predĺženie špičky krídla o 38% výšky horného wingletu, samotný horný winglet a kombinácia horného a dolného wingletu. Grafické znázornenie výsledkov pre odpor vzduchu je uvedené na obrázku 13. Z týchto výsledkov vyplýva, že winglet generuje menší odpor ako jednoduché predĺženie konca krídla. Zároveň sa ukázalo, že zníženie odporu dosiahnuté kombináciou horného a dolného wingletu nie je výrazne lepšie ako zníženie odporu dosiahnuté iba s horným wingletom [10].

Na porovnanie efektívnosti ďalších wingletov boli použité výsledky z výskumu Maksouda [19]. Cieľom tohto výskumu bolo

zistiť, ako tvar zakončenia krídla ovplyvňuje indukovaný odpor. Testovali sa tieto typy zakončení krídel: Blended winglet, Zalomené zakončenie, Vertikálna plocha na konci krídla v prevedení Wingtip Fence [19]. Tento výskum sme si vybrali z dôvodu jeho komplexného pohľadu na daný problém a



porovnanie vhodných typov zakončení pre túto prácu. Vo výskume sa skúmali dané typy v porovnaní so základným krídlom so skoseným zakončením pomocou CFD simulácií.

Obrázok 13 Vplyv konfigurácie Whitcomb wingletu na celkový odpor
Zdroj: [4]

Väčšina lietadiel štartuje pri uhle nábehu približne 12° a letí pri uhle nábehu približne 4° až 6°. Preto sa analýza zamerala na uhly nábehu 0°, 4° a 12°. Zvýšenie C_L/C_D zvyšuje aerodynamické vlastnosti lietadla, a tým prispieva k úspore paliva [19].

V tabuľke 1 sú uvedené aerodynamické koeficienty konfigurácií koncov krídla pri uhle nábehu 0 stupňov.

Tabuľka 1 Aerodynamické koeficienty pri uhle nábehu 0 stupňov

Konfigurácia	C_L	C_D	C_L/C_D	% C_D	% C_L/C_D
Skosené zakončenie	0,0472	0,0124	3,82	-	-
Wingtip fence	0,0381	0,0128	2,96	-3,87	-22,35
Zalomené zakončenie	0,0433	0,0114	3,80	7,93	-0,40
Blended winglet	0,0379	0,0129	2,92	-4,71	-23,40

Zdroj: Vlastné spracovanie podľa [19]

Keďže víry na koncoch krídla sú pri uhle nábehu 0 stupňov slabé, ich vplyv na prúdenie je minimálny.

V tabuľke 2 sú uvedené aerodynamické koeficienty konfigurácií koncov krídel pri uhle nábehu 4 stupne.

Tabuľka 2 Aerodynamické koeficienty pri uhle nábehu 4 stupne

Konfigurácia	C_L	C_D	C_L/C_D	% C_D	% C_L/C_D
Skosené zakončenie	0,2280	0,0246	8,87	-	-
Wingtip fence	0,2257	0,0236	9,55	3,82	7,64
Zalomené zakončenie	0,2355	0,0245	9,60	0,21	8,24
Blended winglet	0,2218	0,0235	9,45	4,49	6,51

Zdroj: Vlastné spracovanie podľa [19]

Z tabuľky 2 vyplýva, že najväčšie zlepšenie aerodynamickej jemnosti C_L/C_D poskytuje zalomené zakončenie krídla (8,24%), za ktorým nasleduje wingtip fence (7,64%). Blended winglet je v porovnaní s ostatnými konfiguráciami najmenej účinný. Tieto výsledky naznačujú, že zalomené zakončenie môže byť vhodné pre lietadlá s dlhým doletom, keďže väčšina lietadiel letí okolo tohto uhla nábehu [19].

V tabuľke 3 sú uvedené aerodynamické koeficienty konfigurácií koncov krídel pri uhle nábehu 12 stupňov.

Tabuľka 3 Aerodynamické koeficienty pri uhle nábehu 12 stupňov

Konfigurácia	C_L	C_D	C_L/C_D	% C_D	% C_L/C_D
Skosené zakončenie	0,5660	0,1020	5,55	-	-
Wingtip fence	0,5693	0,0980	5,81	3,94	4,70
Zalomené zakončenie	0,5720	0,0980	5,79	3,09	4,29
Blended winglet	0,5712	0,0963	5,93	5,62	6,94

Zdroj: Vlastné spracovanie podľa [19]

Z tabuľky 3 vyplýva, že blended winglet má najvyššie zlepšenie aerodynamickej jemnosti C_L/C_D (6,94%) pri danom uhle nábehu, za ktorým nasleduje wingtip fence (4,70%). Z výsledkov môžeme usúdiť, že blended winglety sú vhodnejšie pre lietadlá s krátkym doletom, ktoré vyžadujú časté vzlety. Wingtip fence ponúka zlepšenie C_L/C_D o 4,70%. Preto je wingtip fence vhodný pre stredne dlhé trasy. Pri uhle nábehu 4 stupne bolo najúčinnejšie zalomené zakončenie krídla, no pri uhle nábehu 12 stupňov však zalomené zakončenie už nie je schopné znížiť intenzitu vytváraného víru a preto je najmenej účinné z porovnaných konfigurácií [19].

Celkovo je teda možné zhodnotiť, že žiadny z fixných zakončených krídel nefunguje dobre za všetkých letových podmienok. Preto je zrejme, že na dosiahnutie čo najlepšieho výkonu je potrebné, aby sa zakončenia krídla aktívne prispôbovali podľa toho aké sú letové podmienky počas cesty. Toto poznanie viedlo k vynájdeniu nových kategórií zakončení krídel, ktoré sme si zadefinovali ako meniteľné a aktívne zakončenia. Zakončenia týchto kategórií sú pomerne nové a preto neexistuje veľa návrhov, ktoré sa aktívne využívajú v letectve. To znamená že je aj ťažké overiť aerodynamické prínosy týchto riešení.

Medzi zakončenia meniteľného tvaru radíme sklopné zakončenia. Sklopné zakončenia sú pomerne novodobým riešením, ktoré ešte nenašli využitie v praxi. Preto je ťažké dohľadať výsledky, ktoré by mohli overiť aerodynamické prínosy tohto riešenia. Jediné prevedenie tohto typu, ktoré bolo použité na veľkom dopravnom lietadle, je sklopné zakončenie na lietadle Boeing 777X.

Keďže sklopné zakončenie funguje na princípe menenia uhla sklonu konca krídla, môžeme na približné overenie použiť výsledky z výskumu A. Beechooka [20], ktorý sa zaoberal analýzou wingletu s uhlami sklonu 0, 30, 45 a 60 stupňov pomocou CFD simulácií a testami v aerodynamickom tuneli. Výsledky ukázali, že pri nízkych uhloch nábehu, ideálne pri cestovnom uhle nábehu, winglety s uhlom sklonu 45 a 60 stupňov vykazovali lepšie aerodynamické vlastnosti z hľadiska koeficientov vztlaku a odporu. Winglety so sklonom 45 a 60 stupňov neposkytovali optimálny výkon pri vysokých uhloch nábehu. Preto zmena uhla sklonu wingletov v rôznych fázach letu môže zlepšiť aerodynamickú jemnosť krídla a optimalizovať výkon [20]. Keďže sklopné zakončenie ešte nebolo zavedené do normálnej praxe, nevieme porovnať výsledky s tohoto výskumu na reálnom príklade a preto ide iba o približné overenie.

Medzi aktívne zakončenia krídla radíme aktívne zakončenie so systémom zmierňovania zaťaženia (ATLAS). ATLAS je systém, ktorý kombinuje redukciu vírov wingletom, podobný na štýl blended, s odľahčením aerodynamického zaťaženia pomocou aktívnej vyvažovacej plochy. Žiaľ nepodarilo sa nám nájsť žiadnu relevantnú štúdiu, ktorá by skúmala aerodynamické vlastnosti tohto zakončenia. Keďže toto zakončenie využíva geometriu

wingletu podobnú blended, možno usúdiť že bude mať podobné aerodynamické vlastnosti ako práve spomínaný Blended winglet. Avšak vďaka kombinácii tohto zakončenia s pomocnou vyvažovacou plochou, ktorá aktívne znižuje zaťaženie, možno očakávať zlepšenie koeficientov vzlaku a odporu pri určitých fázach letu.

4.2. Potenciál meniteľných zakončení krídiel

Správnym návrhom tohto zakončenia krídla bude možné zvýšiť štihlosť krídla s malým, ak vôbec nejakým nárastom vnútorných zaťažení krídla, čo povedie k lepšej aerodynamickej jemnosti, alebo jednoducho znížiť zaťaženia, a tým aj hmotnosť existujúcich platforiem [21].

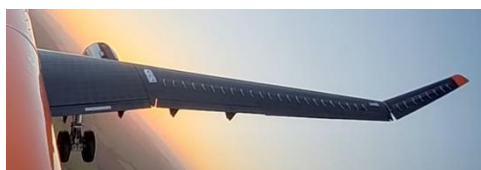
4.2.1. Projekt Boeing 777X

Boeing sa pred pár rokmi implementoval sklopné zakončenie na novom modeli 777X (Obrázok 10). Jeho plocha je vďaka tomuto systému oproti 787 približne o 10% väčšia, čím sa dosahuje vyšší vzlak a efektívnosť letu. Vďaka sklopným zakončeniam dosahuje lietadlo rozpätie približne 71 metrov, čo prispieva k zníženiu indukovaného odporu a tým aj k zlepšeniu palivovej úspornosti a celkovej výkonnosti stroja [14].

Pri takomto zakončení možno očakávať zvýšenie hmotnosti v dôsledku dlhšieho krídla, skladacieho mechanizmu a predovšetkým zosilnenia existujúceho krídla, aby odolalo vyšším ohybovým zaťaženiam od väčšieho rozpätia [14].

4.2.2. Projekt Airbus AlbatrossONE

V júli 2020, Airbus otestoval takzvané „polo-elastické“ sklopné konce krídla modelu AlbatrossONE. Ide o typ zakončenia, pri ktorom špička krídla môže byť uvoľnená ako reakcia na silný poryv alebo manéver, ale potom sa vráti do rovinatej polohy, aby sa pokračovalo v efektívnom lete (Obrázok 14). Tento potenciál ponúka možnosť znížiť zaťaženie krídla a zabrániť separácii prúdenia na konci krídla, čím sa zvyšuje celkový výkon lietadla [22].



Obrázok 14 Križkový pohľad na krídlo modelu AlbatrossONE Zdroj: youtube.com

Vedúci projektu polo-elastického zavesenia pre Airbus, Thomas Wilson, vo svojom výskume [21] zistil, že toto riešenie vedie k výraznému zmierneniu nárazových a manévrových zaťažení, čo môže potenciálne umožniť značnú úsporu hmotnosti alebo byť prostriedkom na maximalizáciu rozpätia krídla. Okrem toho sa ukázalo, že toto zavesenie zmierňuje tlmenie nakláňania a umožňuje lietadlu nakláňať sa rýchlejšie v porovnaní s lietadlom s skosenými koncami krídla [21].

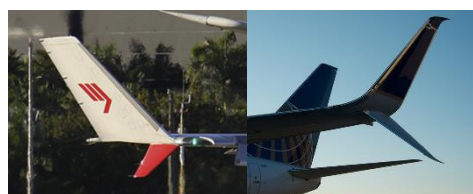
4.3. Potencionálne využitie mechanizácie zakončení krídiel

Keďže winglety sú fixné zakončenia prispôbené väčšinou tak, aby zlepšovali aerodynamické vlastnosti daného pevného krídla, ich mechanizácia by mohla potenciónálne zhoršiť ale aj zlepšiť

aerodynamickú efektívnosť daného zakončenia. Preto by bolo potrebné dobre zhodnotiť návrh wingletu, ktorý by bol vhodný na mechanizáciu a prinášal by benefity prevyšujúce nevýhody spojené s pridaním mechanizácie. Medzi nevýhody spojené s pridaním mechanizácie môžeme zahrnúť zvýšenie hmotnosti krídla z dôvodu pridanej váhy inštalovanej mechanizácie, zosilnenia konštrukcie krídla, zvýšenie ohybových momentov a zaťaženia pôsobiace na krídlo.

4.3.1. Teoretický koncept mechanizovaného zakončenia

Pre náš teoretický návrh mechanizovaného zakončenia sme sa inšpirovali dvomi súčasnými zakončeniami, ktorými sú Whitcombov a Split-scimitar winglet. Išlo by o mechanizovaný winglet, ktorý by využíval, podobne ako u dizajnu Whitcomb wingletu, hornú a dolnú plochu wingletu (viď obrázok 15).



Obrázok 15 Whitcomb a Split-Scimitar winglet Zdroj: Autor podľa [4], newatlas.com

Mechanizáciou jeho spodnej a hornej plochy wingletu by mohlo dôjsť k dynamickej úprave uhlu sklonu nábežnej hrany wingletu (Cant angle) počas letu. Toto riešenie by optimalizovalo sklon hornej a dolnej plochy wingletu v dôsledku reakcie na zmeny letových podmienok, čo by pomohlo k zlepšeniu redukcie vírového prúdenia. Pri optimálnom nastavení vie winglet efektívne rozptyľovať energiu vírov, čím znižuje ich intenzitu a aj indukovaný odpor, ktorý vzniká v dôsledku tvorby týchto vírov. Zároveň tým zvyšuje aj efektívny vzlak krídla.

Dôsledkom tohto riešenia by sa mohlo efektívne zväčšovať rozpätie a štihlosť krídla. Vyššia štihlosť krídla vedie k zníženiu indukovaného odporu, pretože znižuje intenzitu vírov na koncoch krídla. Uhol sklonu ovplyvňuje, ako veľmi winglet prispieva k tomuto zvýšeniu štihlosti. Optimálny uhol sklonu nám teda umožňuje maximalizovať efektívne rozpätie bez výrazného nárastu tretieho odporu.

Na čiastočné overenie prínosov návrhu sa môžu použiť výsledky z výskumu [20], ktorý sme taktiež už využili pri čiastočnom overovaní aerodynamických vlastností sklopného zakončenia. Spomínané výsledky zistili že zmena uhla sklonu wingletov v rôznych fázach letu môže zlepšiť aerodynamickú účinnosť lietadla a optimalizovať výkon [20].

Treba však zdôrazniť, že výsledky tohto výskumu nemusia byť plne aplikovateľné na náš návrh, keďže analyzovaný model obsahoval iba hornú časť wingletu a chýbala mu spodná plocha. Práve prítomnosť dolnej plochy v našom prípade môže viesť k odlišným aerodynamickým vlastnostiam, keďže ovplyvňuje rozloženie tlaku okolo krídla a spôsobuje ďalšie otekanie, ktoré môže zvýšiť indukovaný aj interferenčný odpor.

Možno povedať, že koncept wingletov s meniteľným uhlom náklonu sa javí ako potenciónálne efektívna náhrada za klasické pevné winglety.

5. Zhodnotenie výsledkov práce

V tejto časti práce zhodnotíme dosiahnuté výsledky a zosumarizujeme kľúčové poznatky vyplývajúce z doterajších poznatkov. Zhodnotíme si využité skúmaných zakončení, ich prínosy a obmedzenia, a zároveň si načrtne potenciálne smery ich budúceho vývoja.

5.1. Zhodnotenie využitia zakončení krídiel

Hlavným cieľom úprav zakončení krídla nie je len zníženie indukovaného odporu. Úlohou konštruktéra je navrhnúť také riešenie, ktoré minimalizuje negatívne vplyvy a zároveň maximalizuje zlepšenie letových vlastností. Výkonové zlepšenia možno vždy porovnať s referenčným lietadlom vybaveným základným krídlom bez modifikácií.

Rôzne typy zakončení krídiel prinášajú rozdielne výhody v závislosti od prevádzkových podmienok, ako sú dĺžka letovej trasy (dlhé, stredné alebo krátke trasy), rýchlostné režimy, hmotnosť lietadla či špecifické využitie (napríklad akrobacia alebo rekreačné lietanie). Napríklad zalomené konce krídla sú najefektívnejšie pri dlhých trasách, kde dosahujú vysokú aerodynamickú jemnosť pri cestovnom uhle nábehu. Avšak pri vyšších uhloch nábehu, keď je intenzita vírov väčšia, ich schopnosť znižovať zostupný prúd výrazne klesá [19].

V posledných rokoch došlo k výraznému nárastu výskumu aktívnych a meniteľných zakončení krídla, ktoré využívajú adaptívne a meniteľné geometrické prvky s cieľom optimalizovať aerodynamické parametre podľa aktuálnych letových podmienok. Tieto systémy zvyšujú aerodynamickú jemnosť a ovplyvňujú bočnú a smerovú stabilitu lietadla. Medzi navrhnuté riešenia patria napríklad sklopné zakončenia a aktívne zakončenia vybavené systémom zmierňovania zaťaženia (ATLAS).

Pri hodnotení prínosov zakončení krídla nie je postačujúce zamerať sa iba na zníženie odporu vzduchu alebo zlepšenie aerodynamickej jemnosti počas vzletu. Dôležitým ukazovateľom zlepšenia výkonu je aj dosiahnutie najnižšej novej spotreby paliva a zlepšenie maximálneho doletu, pričom je potrebné zohľadniť aj vplyv hmotnosti zakončení krídla spolu so znížením odporu.

Aj keď sa môže zdať nákladné investovať viac ako 600 000 USD za inštaláciu wingletov, ktoré šetria len niekoľko percent paliva, je dôležité pozrieť sa na túto otázku z dlhodobého hľadiska. Úspora paliva vo výške jedného percenta počas bežnej prevádzky môže znamenať zníženie spotreby až o 45 litrov za hodinu, čo za rok predstavuje desaťtisíce litrov paliva a státisíce eur ušetrených nákladov [6].

5.2. Porovnanie výhod a obmedzení zakončení krídiel

Štúdia Maksouda [19] ukázala, že zakončenia krídiel a wingletov dokážu účinne znížiť indukovaný odpor a zlepšiť aerodynamické vlastnosti, hoci rozdiely medzi nimi môžu byť výrazné alebo len minimálne. Ako už bolo často zdôraznené, každý druh zakončenia má odlišný spôsob fungovania a je efektívny pri rôznych dĺžkach letových trás. Výber optimálneho zakončenia krídla závisí od konkrétnych výkonnostných cieľov a konštrukčných parametrov daného lietadla.

Jednoduché úpravy zakončení krídiel, ako sú skosené, okrúhle, sférické, zakrivené alebo Hoernerove zakončenia, majú len malý vplyv na aerodynamickú efektívnosť. Ich schopnosť minimalizovať vírové prúdenie na koncoch krídiel a zvyšovať efektívnu šťihlosť je relatívne malá, preto sa tieto riešenia najčastejšie využívajú u ľahkých lietadiel. Dôvodom je, že tieto lietadlá majú menšie rozpätie krídiel, a preto sú benefity týchto úprav znateľnejšie ako u veľkých dopravných lietadiel s väčším rozpätím krídiel.

Pridaním wingletov do krídla lietadla sa zvýši jeho šťihlosť, ktorá je jedným z hlavných faktorov pre zníženie indukovaného odporu. Taktiež optimalizácia veľkosti wingletov by mohla zabrániť drastickému zvýšeniu trecieho odporu, čím by sa znížil celkový odpor na výhodnejšiu úroveň. Aerodynamické prínosy wingletov zvyčajne prevyšujú negatívne dôsledky spojené s ich dodatočnou hmotnosťou a zvýšeným odporom, čo je dôvod, prečo väčšina novodobých lietadiel už od výroby obsahuje winglety.

Výhody a obmedzenia wingletov, ktoré prispievajú k zlepšeniu výkonnosti, možno definovať takto:

- **Výhody:**
 - Indukovaný odpor sa znižuje pri vzlete a cestovnej rýchlosti
 - Nárazový odpor sa niekedy trochu zníži pri cestovnom režime v dôsledku zmeny rozpätia zaťaženia spôsobeného wingletom
 - Zvýšenie efektívnej šťihlosti pri minimálnom zväčšení rozpätia krídla
 - Znížený hluk pri vzlete
 - Zníženie spotreby paliva
 - Zvýšenie doletu
 - Zníženie turbulencie v úplave
- **Obmedzenia**
 - Profilový odpor sa zvyšuje v dôsledku zväčšenia obtekanej plochy
 - Zníženie účinku vzopätia
 - Zvýšenie interferenčného odporu
 - Vyššie zaťaženia v dôsledku hmotnosti samotného wingletu
 - Zvýšenie hmotnosti existujúcej konštrukcie krídla v dôsledku zvýšenia statického zaťaženia a splnenia požiadaviek na chvenie a únavu
 - Zvýšené náklady (vývoj, udržateľnosť, inštalácia)
 - Posun pôsobiska vztlaku ku koncu krídla, čím sa zvyšujú ohybové momenty

Keďže každé zakončenie inak ovplyvňuje aerodynamické vlastnosti krídla, treba pri ich implementácii zhodnotiť rôzne faktory ako typ lietadla a druh jeho prevádzky, aby sa dosiahla najlepšia aerodynamická efektívnosť. Z toho dôvodu sa môžu dané výhody a obmedzenia líšiť.

5.3. Perspektíva vývoja do budúcnosti

Ako bolo uvedené v predchádzajúcich kapitolách, vývoj zakončení krídiel prešiel od jednoduchých riešení úprav špičky krídla ku wingletom až po sofistikovanejšie koncepty, ktoré dokážu aktívne znižovať zaťaženie alebo meniť svoj tvar.

Dá sa povedať, že fixné zakončenia krídla už za roky výskumu dosiahli potencionálny strop svojho rozvoja. Preto je veľmi

nepravdepodobné, že v najbližších rokoch by sa mohol objaviť nový prelomový koncept fixného zakončenia. Väčšia perspektíva rozvoja sa pripisuje práve meniteľným a aktívnym zakončeniam, ktoré dokážu meniť svoju geometriu a aktívne sa prispôsobovať letovým podmienkam.

Sklopné zakončenia by umožnili meniť rozpätie krídla počas letu, optimalizujúc ho pre vzlet, celkový let a pristátie. Podobným smerom sa vybrali aj spoločnosti Boeing a Airbus, ktorých projekty sme si podrobnejšie rozobrali v kapitole 4.2.1 a 4.2.2. Aktívny typ zakončenia ako je ATLAS umožňuje aktívne znižovať zaťaženie krídla počas letu, čím by sa znížila hmotnosť konštrukcie a zvýšila aerodynamická efektívnosť. Všetky riešenia predstavujú zaujímavú myšlienku, ktorá môže byť v budúcnosti použitá pri vývoji nových podobných konceptov.

V práci je taktiež zhodnotený potenciál mechanizácie zakončení krídiel a teoretický návrh konceptu mechanizovaného wingletu, ktorý by mohol byť inšpiráciou pre budúci vývoj. Tento návrh je však hodnotený len na základe teoretických poznatkov uvedených v tejto práci a preto ho treba brať s určitou rezervou. V budúcnosti by sa preto mohol pomocou 3D softvérov vytvoriť model tohto konceptu, na ktorom by sa následne dali čiastočne overiť teoretické tvrdenia pomocou CFD simulácií.

Myslím si, že inžinieri sa v blízkej budúcnosti budú uberať práve smerom mechanizácie zakončení krídiel než optimalizáciou súčasných alebo návrhom nových fixných zakončení. Koncept mechanizácie zakončení krídiel je ešte stále pomerne nepreskúmaná oblasť s veľkým potenciálom, ktorá môže v budúcnosti priniesť zaujímavé riešenia. Avšak vývoj nových technológií napreduje v súčasnej dobe raketovým tempom, čo môže v blízkej dobe priniesť úplne nové koncepty s technológiou, ktorá doteraz nebola využitá. Perspektíva vývoja do budúcnosti je teda obrovská.

6. Záver

Práca sa zaoberala analýzou vplyvu tvaru zakončenia krídla na jeho aerodynamické vlastnosti, pričom sa zamerala na indukovaný odpor, efektívnu štíhlosť a celkovú aerodynamickú jemnosť. Boli tu preskúmané rôzne typy zakončení krídla.

Teoretická časť práce poskytla prehľad o aerodynamických princípoch ovplyvňujúcich prúdenie vzduchu okolo krídla, s dôrazom na tvorbu vírového prúdenia na koncoch krídla a jeho negatívny vplyv na aerodynamickú efektívnosť. Analýza ukázala, že vhodná optimalizácia tvaru zakončenia krídla môže výrazne znížiť indukovaný odpor, zlepšiť efektívnu štíhlosť a tým aj celkovú aerodynamickú jemnosť krídla.

Na základe analýzy konkrétnych typov zakončení krídla, od jednoduchých fixných zakončení až po pokročilé aktívne a mechanizované riešenia, práca poukázala na ich možné výhody a obmedzenia. Zistilo sa, že voľba optimálneho tvaru zakončenia krídla závisí najmä od konkrétnych požiadaviek na výkon, dolet, spotrebu paliva a riadenie lietadla. Práca tiež potvrdila, že aktívne a mechanizované zakončenia krídla majú potenciál pre ďalšie zlepšenie aerodynamickej jemnosti, najmä pri adaptácii na rôzne letové podmienky. V tejto oblasti existuje rozsiahly priestor a značný potenciál pre budúci výskum a zdokonaľovanie existujúcich aj úplne nových konceptov.

Záverom možno konštatovať, že práca poskytla komplexný prehľad o problematike vplyvu tvaru zakončenia krídla na aerodynamické vlastnosti lietadla. Dosiagnuté výsledky potvrdili význam tohto faktora pre zvýšenie efektivity a udržateľnosti leteckej dopravy.

Pod'akovanie

Článok je publikovaný ako jeden z výstupov projektu Ministerstva školstva, výskumu, vývoja a mládeže Slovenskej republiky KEGA 024ŽU-4/2023 s názvom "Integrácia najnovších vedných poznatkov v rámci zvyšovania kvality praktickej a laboratórnej výučby študijného programu Letecká doprava".

Referencie

- [1] E. L. Houghton a P. W. Carpenter, *Aerodynamics for Engineering Students*, London: Butterworth-Heinemann, 2003.
- [2] V. Vykouk, *AERODYNAMIKA A MECHANIKA LETU PRO PILOTA ZÁVĚSNÍCH KLUZÁKŮ*, Praha: ústřední výbor Svazu pro spolupráci s armádou, 1981.
- [3] T. A. Talay, *INTRODUCTION TO THE AERODYNAMICS OF FLIGHT*, Washington, D.C.: National Aeronautics and Space Administration, 1975.
- [4] S. Gudmundsson, *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*, Waltham: Butterworth-Heinemann, 2013.
- [5] D. McLean, „Wingtip Devices: What They Do and How They Do It,“ rev. Boeing flight safety conference 2005, 2005.
- [6] C. Bargsten, *Winglets: Striving for Wingtip Efficiency*, Washington, D.C.: National Aeronautics and Space Administration, 2011.
- [7] S. Yadav, „ASPECT RATIO AND ITS EFFECT,“ Word-press, 28 Január 2014. [Online]. Available: <https://surjeetyadav.wordpress.com/2014/01/28/aspect-ratio-and-its-effect/>. [Cit. 22 4 2024].
- [8] P. M. Sforza, *Commercial Airplane Design Principles*, Waltham: Butterworth-Heinemann, 2014.
- [9] D. R. Riley, *WIND-TUNNEL INVESTIGATION AND ANALYSIS-OF THE EFFECTS OF END PLATES ON THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF AN UNSWEPT WING*, Los Angeles: NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS, 1951.
- [10] R. T. Whitcomb, „A design approach and selected wind-tunnel results at subsonic speeds for wing-tip mounted winglets,“ National Aeronautics and Space Administration, Washington, D.C, 1976.
- [11] A. B. Taylor, *DC- 10 Winglet Flight Evaluation Summary Report*, Long Beach: National Aeronautics and Space Administration, 1983.
- [12] M. A. Lassen, C. R. Douglas, K. T. Jones a T. B. Kenning, „Wing fold controller“. Európa Patent EP2727829A2, 7 Máj 2014.

- [13] E. Costa, „Aircraft with Folding Wingtips,“ 2017. [Online]. Available: www.icao.int/Meetings/GANIS-SANIS/Presentations/GANIS-2/Airport%20Operational%20performance/2.2%20ICAO_GANIS-Airfield%20Design%20-%20Evanicio%20Costa.pdf. [Cit. 22 4 2024].
- [14] The Boeing Company, „Boeing 777X,“ Boeing, [Online]. Available: <https://www.boeing.com/commercial/777x/by-design>. [Cit. 22 4 2024].
- [15] Tamarack Aerospace Group, „ATLAS® Active Winglets for Cessna Citation M2,“ 2021. [Online]. Available: www.aas.ag/fileadmin/redaktion/media/Service/Modification/Tamarack/Tamarack_Active_Winglet_M2_Info_v3.0.pdf. [Cit. 22 4 2024].
- [16] D. Sakrison, „The story behind the Hoerner wingtip,“ texasaeroplastics.com, [Online]. Available: <https://texasaeroplastics.com/pages/the-story-behind-the-hoerner-wing-tip>. [Cit. 22 April 2025].
- [17] S. Hoerner, „Aerodynamic Shape of the Wing Tips,“ United States Air Force, Ohio, 1952.
- [18] A. Brocklehurst a G. Barakos, „A review of helicopter rotor blade tip shapes,“ Elsevier Ltd., Liverpool, 2012.
- [19] T. Maksoud a S. Seetloo, „WINGTIPS AND MULTIPLE WING TIPS EFFECTS ON WING PERFORMANCE: THEORETICAL AND EXPERIMENTAL ANALYSES,“ rev. International Conference on Heat Transfer, Fluid Mechanics and Thermodynamics , Orlando, 2014.
- [20] A. Beechook a J. Wang, „Aerodynamic Analysis of Variable Cant Angle Winglets for Improved Aircraft Performance,“ rev. International Conference on Automation & Computing, London, 2013.
- [21] T. Wilson, A. Castrichini, A. Azabal, J. E. Cooper, R. Ajaj a M. Herring¹, „Aeroelastic Behaviour of Hinged Wing Tips,“ rev. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Como, 2017.
- [22] Airbus, „Freely flapping wing-tips on future aircraft just took a leap forward,“ Airbus, 7 Október 2020. [Online]. Available: <https://www.airbus.com/en/newsroom/stories/2020-10-freely-flapping-wing-tips-on-future-aircraft-just-took-a-leap-forward>. [Cit. 22 4 2024].