



## VYUŽITIE POMOCNÝCH STABILIZAČNÝCH PLÔCH V CIVILNOM LETECTVE

**Matej Mareš**  
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 implementation of technological innovations in civil aviation is essential for enhancing the efficiency of flight operations, safety, economic accessibility, and the overall attractiveness of commercial flights. One promising area of development is the application of stabilizing surfaces, specifically canard surfaces, which have historically been used primarily in military aviation technology. This study focuses on the conceptual design of implementing canard stabilizing surfaces on existing commercial aircraft, evaluating their benefits as well as analyzing the advantages and disadvantages of various other configuration solutions currently in use. In the practical part, a detailed analysis is conducted on the design of a stabilizing wing for the reference aircraft, the Airbus A320. This analysis includes analytical calculations of stabilizing characteristics and numerical flow simulations using the computational fluid dynamics (CFD) in the ANSYS FLUENT software environment. The results provide a quantitative assessment of the aerodynamic effects of applying stabilizing surfaces and their potential benefits for civil aviation.*

### Keywords

*Stabilizing wing, Civil aviation, Conceptual design*

### 1. Úvod

Na zabezpečenie bezpečného letu je potrebné lietadlo dodatočne stabilizovať. Stabilizácia je potrebná z toho dôvodu, aby nedochádzalo k náhodným vychýleniam letovej dráhy. Takéto vychýlenia by mohli ohroziť bezpečnosť pasažierov a pilotov na palube lietadla. V posledných desaťročiach sa civilné letectvo neustále vyvíjalo s cieľom zvýšiť efektivitu letov, bezpečnosť cestujúcich, ekonomickú dostupnosť letov a celkovú príťažlivosť komerčných letov. V dôsledku vyšších požiadaviek na optimalizáciu letových charakteristík sú konštruktéri nútení hľadať nové technologické stratégie, aby čo najlepšie využili dostupné zdroje a zároveň znížili prevádzkové náklady. Jedným z možných priestorov na výskum sú stabilizačné plochy.

Zámer bakalárskej práce je teoretická analýza možnosti integrácie rôznych typov vyvažovacích plôch do civilného letectva. Výhody a nevýhody dizajnov stabilizačných plôch, základne rozdelenia, druhov, a taktiež vplyvy pozície týchto krídiel na aerodynamickú stabilitu lietadla počas letu budú preskúmané. Identifikovaním hlavných výhod a nevýhod pomôže ujasniť, či daná oblasť je perspektívna na technologické aj finančné investície pre hlbší rozvoj.

### 2. Stabilizačné plochy v civilnom letectve

Stabilizačné plochy sú neoddeliteľnou súčasťou konštrukcie každého lietadla a zabezpečujú jeho stabilitu a ovládateľnosť počas všetkých fáz letu. V civilnom letectve zohrávajú dôležitú úlohu, pretože výrazne ovplyvňujú bezpečnosť, komfort cestujúcich a efektivitu letových operácií. Stabilizačné plochy sú navrhnuté tak, aby odolávali rôznym vonkajším vplyvom.

Podľa orientácie rozdeľujeme stabilizačné plochy na horizontálne a vertikálne. Okrem klasických riešení existujú aj alternatívne konfigurácie, ktoré ponúkajú nové možnosti optimalizácie letových charakteristík lietadiel. Moderné trendy v dizajne stabilizačných plôch zahŕňajú použitie pokročilých

materiálov a adaptívnych riadiacich systémov. V nasledujúcej časti článku budú podrobne rozobraté jednotlivé typy stabilizačných plôch a ich hlavné charakteristiky.

#### 2.1. Horizontálne stabilizačné plochy

Horizontálne stabilizátory sú základným prvkom na zabezpečenie pozdĺžnej stability lietadla. Spravidla sa nachádzajú v zadnej časti trupu a pôsobia proti momentu, ktorý vzniká v dôsledku vztlaku hlavného krídla. Horizontálny stabilizátor môže byť pevný alebo nastaviteľný. V prípade nastaviteľného stabilizátora je možné meniť jeho uhol nábehu vzhľadom na letové podmienky [1,2,3].

#### 2.2. Vertikálne stabilizačné plochy

Vertikálny stabilizátor, známy aj ako kýl, zaisťuje smerovú stabilitu lietadla. Jeho hlavnou úlohou je zabráňovať nekontrolovanému pohybu lietadla okolo jeho zvislej osi (tzv. „yaw“). Vertikálny stabilizátor zároveň nesie smerové kormidlo, ktoré umožňuje pilotovi aktívne ovládať smer lietadla. Veľkosť a tvar vertikálneho stabilizátora sú optimalizované podľa typu lietadla, jeho hmotnosti a výkonových parametrov [3,4].

#### 2.3. Alternatívne stabilizačné konfigurácie

Okrem tradičných stabilizačných plôch sa v letectve používajú aj alternatívne koncepcie. Kačacie plochy (canardy) sú jednou z alternatív ktorou sa tento článok bude zaoberať najviac. Tieto stabilizačné plochy sú umiestnené pred hlavným krídlom lietadla a môžu výrazne prispieť k zlepšeniu pozdĺžnej stability a manévrovateľnosti. Canardy môžu tiež znížiť zaťaženie hlavného krídla a tým prispieť k optimalizácii celkového aerodynamického výkonu a tým tak lepšie rozložiť váhu samotného lietadla.

Ďalšou alternatívou sú tzv. združené konfigurácie, kde sa kombinujú viaceré stabilizačné prvky. Využívajú sa tzv. V-tail,  $\Lambda$ -tail alebo aj X-tail konfigurácie ktoré spájajú funkcie

horizontálneho aj vertikálneho stabilizátora do jedného celku. Hoci tieto alternatívne riešenia prinášajú množstvo výhod, ich integrácia do civilného letectva je spojená s technickými a certifikačnými výzvami [5,6].

### 3. Výhody a nevýhody rôznych konfigurácií stabilizačných plôch

Konfigurácia stabilizačných plôch významne ovplyvňuje celkovú aerodynamiku, stabilitu a ovládateľnosť lietadla. Každý typ riešenia so sebou prináša určité výhody, ale aj nevýhody, ktoré je potrebné starostlivo zvážiť pri návrhu lietadiel. Preto si spomenieme aspoň niektoré zo známych a najpoužívanejších konfigurácií.

#### 3.1. Klasická konfigurácia stabilizačných plôch

Ide o najrozšírenejšiu a konštrukčne najjednoduchšiu konfiguráciu stabilizačných plôch. Skladá sa z vertikálnej a horizontálnej časti, pričom horizontálna časť je umiestnená na spodku vertikálnej.

Konfiguráciu rozdelujeme na dva typy, s deleným stabilizátorom a s plávajúcim stabilizátorom. Delený horizontálny stabilizátor sa skladá z pevnej nepohyblivej časti, ktorá vytvára požadovaný moment, a pohyblivej časti zabezpečujúcej ovládateľnosť lietadla. Plávajúci horizontálny stabilizátor pozostáva z jedného kusu ktorý je pripevnený na otočnom bode na trupe lietadla. Cela časť zabezpečuje ako stabilitu tak aj riadenie lietadla.

Hlavnou výhodou tejto konfigurácie je jej jednoduchosť a nenáročnosť návrhu. Plávajúci výškový stabilizátor má výhodu v tom, že umožňuje riadenie s menšou silou pri vyšších rýchlostiach, čo je dôležité najmä v transonických a nadzvukových režimoch, kde dochádza k zmenám v prúde vzduchu okolo riadiacich plôch. Nevýhodou oboch konfigurácií je, že stabilizátory môžu byť ovplyvnené vírmi motorov umiestnených pred nimi resp. na krídlach. Navyše veľkosť vertikálneho stabilizátora závisí od veľkosti lietadla, čo pri väčších strojoch zvyšuje nároky na jeho konštrukciu [3,4].

#### 3.2. Stabilizačné plochy v T konfigurácii

Takzvaná T-Tail konfigurácia stabilizačných plôch sa nachádza v chvostovej časti lietadla. Je skonštruovaná tak že na vrchnej časti vertikálneho stabilizátora sa nachádzajú horizontálne stabilizačné plochy a z náhľadu pripomínajú písmeno „T“. Tieto stabilizačné plochy nie sú tak konštrukčne náročné, avšak majú väčšiu hmotnosť ako klasická konfigurácia stabilizačných plôch. A to z dôvodu že horizontálna časť musí byť podporená nosíkom, ktorý udrží jej hmotnostné a aerodynamické zaťaženie.

Hlavnou výhodou je vyššia odolnosť a ochrana pred výstupnými plynmi z motorov a je chránená aj pred poškodením pri rotácii lietadla tzv. „tail strikom,“. Ďalšia výhoda je že stabilizátor je menej ovplyvnený za normálnych letových okolností vírmi z hlavných nosných plôch a poskytuje tak väčšiu stabilitu. K nevýhodám patri hlavne že sú výrazne nebezpečnejšie pri veľkých uhloch nábehu pri ktorých sú priamo ovplyvnené úplavom čo znamená, že sa stavajú nefunkčnými. Prúdenie v úplave spôsobuje pokles sily riadenia výškových kormidiel a hrozí nebezpečenstvo pádu. Nevýhodou je aj zložitejšia údržba

z dôvodu zhoršenej prístupnosti k horizontálnemu stabilizátoru [7].

#### 3.3. Kačacie stabilizačné plochy

Táto konfigurácia sa prevažne používa pri bojových lietadlách, ktoré lietajú často omnoho vyššími rýchlosťami ako komerčne letúny. Bojové lietadla majú taktiež požiadavku na to byť nestabilné. Nestabilita v konfigurácii kačacích plôch vzniká najmä v dôsledku usporiadania vztakových plôch a polohy ťažiska lietadla.

Konfigurácia kačacích plôch umiestňuje pred hlavným krídlom ďalšiu vztakovú plochu (Angl. *canard*) ktorá generuje kladný vztlak, teda pôsobí smerom nahor. Ak je tento vztlak dostatočne veľký a ak sa zároveň ťažisko lietadla nachádza príliš vzadu v blízkosti aerodynamického stredu alebo dokonca za ním, dochádza k narušeniu rovnováhy medzi vztlakom a momentmi, čím vzniká statická nestabilita. Nestabilné lietadlo je náchyľnejšie na rýchle zmeny smeru letu a sú citlivejšie na ovládanie čo znamená rýchlejšia odozva pri riadení. Tieto plochy bývajú najčastejšie skonštruované ako plávajúce stabilizátory. Ich hlavnými prednosťami oproti chvostovým plochám sú že prúdenie pre kačacie plochy nie je nijakým spôsobom narušené keďže sa nachádzajú v prednej časti a nevzniká buffeting. Ďalšou výhodou je ich všestrannosť pri čom nám môžu generovať vztlak, upravovať prúdenie vzduchu nad hlavnými nosnými plochami, kde môžu ovplyvniť distribúciu aerodynamických síl na hlavných nosných plochách alebo slúžiť ako aerodynamická brzda. Avšak nevýhodou je že sú veľmi náročné pre výskum a vývin, majú vysoké nároky na presnosť a správny návrh a umiestnenie [5,8].

### 4. Teoretický návrh využitia kačacích plôch v civilnom letectve

Konfigurácia s kačacími plochami (angl. *canard configuration*) predstavuje alternatívny koncept lietadla, v ktorom ako už bolo spomenuté sú horizontálne stabilizačné plochy umiestnené pred hlavným krídlom, na rozdiel od tradičných konvenčných usporiadaní. V tejto časti článku je teoreticky spracované možné využitie v civilnom letectve a základné princípy a konštrukčné aspekty návrhu modelu s kačacími plochami, ktoré môžu byť pri vhodnej adaptácii uplatniteľné v segmente civilného letectva [6,9].

Vyhotovene boli dva návrhy lietadiel, pri ktorom jedno môžeme považovať ako klasickú konfiguráciu, a druhú ako alternatívnu s kačacími stabilizačnými plochami (*canard*). Na obr. 1 je zobrazený 3D model pomocou programu AUTODESK INVENTOR 2026, ktorý bol inšpirovaný dizajnom Airbusom A320. A na obr. 1 Je vyobrazený už upravený model lietadla A320 s konfiguráciou kačacích plôch.



Obr. 1 3D návrh lietadla s klasickou konfiguráciou



Obr. 2 3D model lietadla s kačacími stabilizačnými plochami (canard)

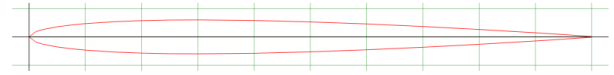
#### 4.1. Teoretické možnosti využitia kačacích plôch

Kačacie stabilizačné plochy by v civilnom letectve mohli mať značný potenciál vylepšiť letové vlastnosti lietadiel počas snád všetkých fáz letu. Tak napríklad počas vzletu by mohli aktívne prispievať k rýchlejšiemu dosiahnutiu požadovaného uhla nábehu, čím by sa skrátila vzletová dráha a zvýšila bezpečnosť pri kritických situáciách, ako je strata výkonu motora. V cestovnej fáze letu by kačacie plochy napríklad pomáhali optimalizovať rozloženie vztľaku medzi hlavnou nosnou plochou a predným stabilizátorom. Počas pristávania by kačacie plochy mohli zabezpečiť vyššiu kontrolu nad sklonom lietadla pri finálnom priblížení a umožniť plynulejšie dosadnutia na dráhu čo by mohlo mať dopad na zvýšenie komfortu cestujúcich a znížilo by to aj zaťaženie konštrukcie lietadla. Okrem toho by kačacie plochy mohli slúžiť ako dodatočné aerodynamické brzdy počas rýchleho klesania alebo v prípade potreby rýchleho zníženia rýchlosti [6,12].

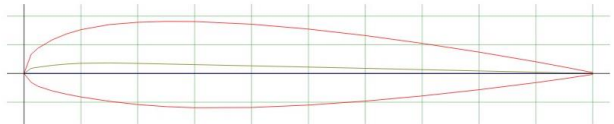
#### 4.2. Výber aerodynamického profilu

Základom úspešného návrhu kačacej konfigurácie je zabezpečenie správneho poradia pádovej rýchlosti pre krídla. Aby sa predišlo strate stability, musí kačacia plocha vždy dosiahnuť pádovú rýchlosť ako prvá. V takom prípade sa kačacia plocha dostane mimo vztľak, čím dôjde k samovoľnému poklesu nosa lietadla a k opätovnému nárastu vztľaku po dosiahnutí požadovanej rýchlosti. Ak by hlavná nosná plocha stratila vztľak skôr, kačacia plocha by spôsobila ešte väčšie zdvihnutie nosa, čo

by zhoršilo situáciu a mohlo by viesť k strate riadenia a teda k dynamickej nestabilite. V rámci výberu aerodynamického profilu bol teda zvolený symetrický profil **NACA0006** ktorý sa nachádza na obr. 3. Tento typ profilu má kritický uhol nábehu menší ( $\alpha_{canard}$ ) s porovnaním s hlavnou nosnou plochou (NACA23015) ( $\alpha_{hl.krídlo}$ ) z obr. 4 [6,9,10,11].



Obr. 3 Symetrický profil NACA0006 pre kačacie plochy



Obr. 4 Asymetrický profil NACA23015 pre hlavné nosné plochy

#### 4.3. určenie veľkosti a pozície krídiel a kačacích plôch

Tvar aj rozmery modelu lietadla boli inšpirované referenčným lietadlom Airbus A320. Jedná sa o časti lietadla ako napríklad plochu nosných plôch, veľkosť trupu, rozpätie krídiel, a pod. Čo je veľmi dôležité pri implementácii kačacích plôch, teda pri náhrade horizontálneho stabilizátora, je určenie jeho veľkosti a pozície. Pozícia kačacích plôch sa určila vzdialenosťou od ťažiska lietadla. Je nevyhnuté, aby vytvárali aspoň kladný alebo neutrálne stabilný moment okolo ťažiska. Výpočty vychádzali z požiadavky na statickú pozdĺžnu stabilitu, pričom neutrálny bod lietadla musel byť umiestnený za ťažiskom. Pozícia kačacej plochy bola navrhnutá tak, aby generovala kladný vztľak, čím znižovala zaťaženie hlavného krídla a tým aj celkový aerodynamický odpor. Veľkosť plochy bola dimenzovaná tak, aby pri bežných letových režimoch nebola potrebná významná zmena uhlu nábehu hlavného krídla [9,12].

### 5. ZHODNOTENIE VÝSLEDKOV

V rámci bakalárskej práce bol vytvorený simulačný model pomocou metodiky CFD oboch modelov lietadiel, prvý pre klasickú konfiguráciu ako aj pre konfiguráciu kačacích plôch implementovanú pre lietadlo Airbus A320. Simulácia bola uskutočnená v programe ANSYS Fluent.

#### 5.1. Príprava numerických modelov lietadiel

Ako prvé bolo potrebné zadefinovať okrajové podmienky pre numerický model.

- Rýchlosť lietadla : 150 m/s
- Nadmorská výška : 0m (101 325 Pa tlak)
- Druh letu : Horizontálny let

Rýchlosť 150 m/s alebo 540 km/h bola zvolená vzhľadom na stabilitu výpočtu a zároveň aj turbulencie prúdenia okolo krídiel modelu. Zvolená rýchlosť je vyššia ako rýchlosti pri nízkych Reynoldsových číslach, pri ktorých by mohlo dôjsť k zmene charakteru prúdenia. Vyššia rýchlosť nám teda zabezpečuje stabilnejší režim prúdenia v porovnaní s veľmi nízkymi rýchlosťami. Táto rýchlosť nám umožňuje simuláciu

podmienok pri použití menej presnej výpočtovej siete (mesh) ktorá sa z časovej náročnosti nedala zvládnuť.

## 5.2. Porovnanie výsledkov

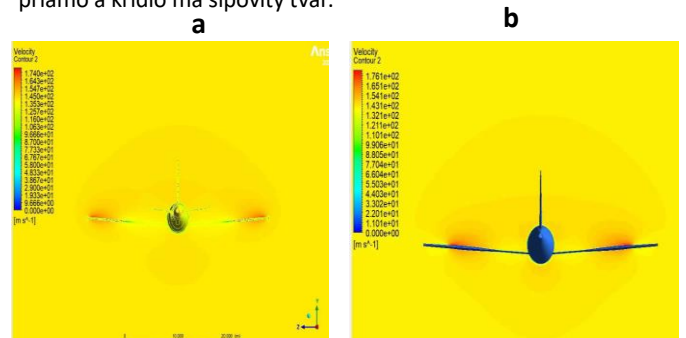
Konkrétne porovnanie výsledkov simulácie je možné vidieť na obr. 5 ktorý sumarizuje najdôležitejšie numerické výsledky z CFD. Ako je možné vidieť vyhodnocoval sa odpor a vztlak na hlavných nosných plochách, na horizontálnom stabilizátore a vertikálnom stabilizátore. Vztlak generovaný na vertikálnom stabilizátore nebol pripočítaný do výslednej vztlakovej sily nakoľko je zanedbateľný vzhľadom na veľkosť síl ostatných plôch. Z rovnakého dôvodu nie je zahrnutý vztlak spôsobený trupom lietadla.

model	Kridlo		Horizontálny stabilizátor	
	Vztlak [N]	Odpor [N]	Vztlak [N]	Odpor [N]
Klasická konfigurácia	143 537	10 178	-13 929	651
Canard konfigurácia	129 482	11 593	26 256	1 464
% rozdiel	-10%	14%	-289%	125%
Vertikálny stabilizátor		CELKOVO		
model	Vztlak [N]	Odpor [N]	Vztlak [N]	Odpor [N]
Klasická konfigurácia	1 150	1 490	129 608	10 829
Canard konfigurácia	1 316	1 285	155 738	13 057
% rozdiel	14%	-14%	20%	21%

Obr. 5 Porovnanie CFD výsledkov pre klasickú a canard konfiguráciu

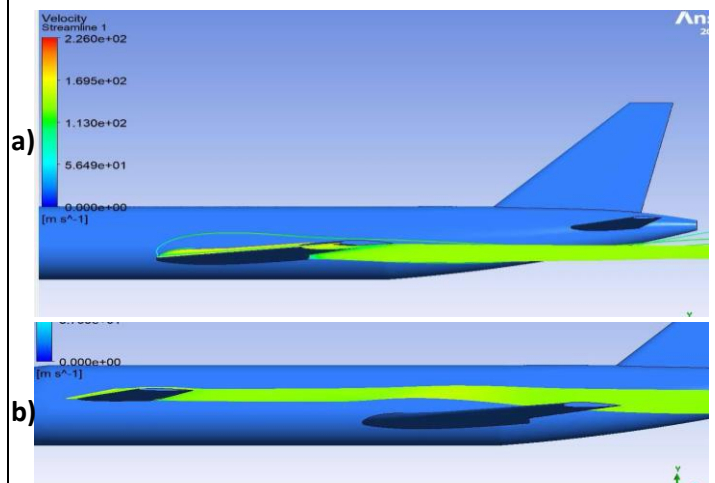
Výsledky CFD ukazujú, že lietadlo s konfiguráciou kačacích plôch, generuje o 20% vyšší vztlak vzhľadom na klasickú konfiguráciu. Vztlaková sila pri chvostovej konfigurácii je negatívna vzhľadom na udržovanie statickej rovnováhy momentových síl. Pri konfigurácii kačacích plôch sa vztlak zmenil z negatívnu na pozitívnu hodnotu. Rozdiel vztlaku horizontálnych stabilizačných plôch je 289%. Táto vysoká hodnota je spôsobená faktom, že horizontálny stabilizátor chvosta lietadla generuje prítlak, pričom kačacia plocha generuje vztlak. Samotná účinnosť horizontálnych plôch generovať vztlakovú, respektíve prítlakovú silu v závislosti od smeru pôsobenia, je teda 85%. Vertikálny stabilizátor neukazuje výrazné rozdiely v oboch konfiguráciách a v porovnaní s hlavnými nosnými plochami a horizontálnymi stabilizátormi, sú jeho sily zanedbateľné. Celkový odpor pri horizontálnom lete sa zvýšil o 21% čo udržuje rovnaký pomer vztlaku k odporu lietadla. Odpor sa mohol zvýšiť kvôli pridaniu dodatočných aerodynamických plôch v prednej časti trupu, ktoré spôsobujú lokálne vírenie a zvýšené trenie vzduchu. Kačacie plochy taktiež zasahujú do prúdenia smerom ku hlavnému krídlu, čo môže viesť k narušeniu laminárneho prúdenia a vzniku dodatočného interferenčného odporu. Vyšší odpor môže byť taktiež spôsobený že uhol nábehu kačacích plôch je väčší ako uhol nábehu klasického horizontálneho stabilizátora

Na obrázku 6 je zobrazené porovnanie zvislej distribúcie absolútnej rýchlosti vzduchu na rovine krídla. Z Obr. 6a je možné odčítať maximálnu lokálnu rýchlosť 176,1 m/s, pričom obr. 6b na rovnakej časti krídla ukazuje 170 m/s. Vyššia rýchlosť prúdenia pri klasickíj konfigurácii naznačuje väčší podtlak nad krídlom, čo sa prejavuje vyššou vztlakovou silou. V prípade konfigurácie kačacích plôch môže dôjsť k redistribúcii prúdenia, čím sa znižuje maximálna lokálna rýchlosť, ale zároveň zlepšuje stabilita a riadenie lietadla pri vyšších uhloch nábehu. Tento efekt môže súvisieť aj s predčasnou aktiváciou vírovej štruktúry z kačacích plôch. Avšak nie je možné považovať tieto informácie zo simulácie úplne vierohodne, nakoľko rez krídlom bol vykonaný priamo a krídlo má šípovitý tvar.



Obr. 6 Distribúcia absolútnej rýchlosti vzduchu v reze krídla a) Klasická konfigurácia b) Canard

Na záver sme sa zaoberali s výpočtom tzv. „streamliny“ alebo prúdnic konkrétne v našom prípade nad krídlom. Cieľom bolo zhodnotiť potenciálny vplyv alebo zmeny lokálneho uhla nábehu pri oboch konfiguráciách. Ako je možné vidieť (Obr. 36b) kačacie plochy nám zvyšujú rýchlosť prúdnic nad hlavnou nosnou plochou. Taktiež je možné vidieť nepatrný downwash kačacích plôch ktorý má za následok relatívny pokles uhla nábehu na hlavných nosných plochách čo môže mať za následok zníženie vztlaku hlavných nosných plôch a celkove zvýšenie odporu.



Obr. 7 Bočný pohľad prúdnic pre klasickú (a) a aj pre konfiguráciu s kačacími plochami (b)

## 6. Záver

Na základe vykonaného teoretického návrhu a praktických analýz je možné konštatovať, že implementácia kačacích stabilizačných plôch predstavuje potenciálne zlepšenie aerodynamických a letových charakteristík pre civilné lietadlá. Konkrétne pri referenčnom lietadle Airbus A320 sa ukázalo, že aplikácia stabilizačných plôch typu "canard" môže pozitívne ovplyvniť aerodynamickú stabilitu a efektivitu letu, čo potvrdzujú výsledky numerických simulácií prúdenia v softvéri ANSYS FLUENT. Tieto simulácie preukázali, že kačacie plochy efektívne prispievajú k optimalizácii rozloženia vztlaku a redukcii celkového odporu lietadla.

Zároveň je dôležité zdôrazniť, že správne určenie veľkosti a polohy kačacích plôch je kritickým faktorom pre dosiahnutie stabilnej konfigurácie. Výpočty a analýzy v kapitole 4 ukázali, že umiestnenie aerodynamického ťažiska a neutrálneho bodu sú parametre, ktoré musia byť dôkladne zohľadnené pri návrhu. Nevhodne zvolené parametre môžu viesť k nežiaducim aerodynamickým vlastnostiam, ako je nedostatočná stabilita alebo zhoršená ovládateľnosť lietadla, čím by sa eliminovali potenciálne výhody tejto konfigurácie.

Výsledky prezentované v kapitole 5 jednoznačne potvrdzujú teoretické predpoklady a ukazujú možnosť implementácie kačacích stabilizačných plôch v súčasných komerčných lietadlách. Porovnanie s klasickou konfiguráciou demonštrovalo, že konfigurácia s kačacími plochami by mohla poskytovať lepšie aerodynamické charakteristiky.

## Referencie

- [1] Horizontal stabilizer - elevator. In NASA [online]. [cit. 2025-03-10]. Dostupné na internete: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/elv.html>>.
- [2] AYAWAHAB Horizontal stabilizer in airplane to balance in the Air. In AN Aviation Services Co. [online]. 2025. [cit. 2025-03-16]. Dostupné na internete: <<https://an.aero/horizontal-stabilizers-in-aviation-essential-for-safe-and-stable-flight/>>.
- [3] Stabilator. In Stabilator | SKYbrary Aviation Safety [online]. [cit. 2025-04-10]. Dostupné na internete: <<https://skybrary.aero/articles/stabilator>>.
- [4] SADRAEY, M. Tail design. In Aircraft Design - Tail Design . 2012. s. 265–340. .
- [5] SCUNGIO, E. What are canards in aviation? In Simple Flying [online]. 2024. [cit. 2025-04-8]. Dostupné na internete: <<https://simpleflying.com/what-are-canards-in-aviation/>>.
- [6] GUDMUNDSSON, S. General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and procedures. . Oxford, UK: Butterworth-Heinemann, 2014. .
- [7] The Pros and cons of a T-tail empennage. In Blog Monroe Aerospace [online]. [cit. 2025-04-20]. Dostupné na internete: <[https://monroeaerospace.com/blog/the-pros-and-cons-of-a-t-tail-empennage/?srsId=AfmBOor1QW2jHNLX1tBM\\_IQVHGx7U-U9uXbB14KNxyj11\\_LyRS-SRh7k](https://monroeaerospace.com/blog/the-pros-and-cons-of-a-t-tail-empennage/?srsId=AfmBOor1QW2jHNLX1tBM_IQVHGx7U-U9uXbB14KNxyj11_LyRS-SRh7k)>.

[8] GHOREYSHI, M. - SPALART, P.R. - GOTTLIEB, J.J. - ELIASSON, P. - KAENEL, R.V. - RIZZI, A. - LUCKRING, J.M. - LAN, C.P.E. - WILLIAMS, J.E. - MELIN, T. Canard–wing interference effects on the flight characteristics of a transonic passenger aircraft. In Aerospace Science and Technology [online]. 2017. [cit. 2025-03-18]. Dostupné na internete: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1270963817304066>>.

[9] LENNON, A. Basics of R/C Model Aircraft Design: Practical Techniques for Building Better Models. . Wilton (Connecticut): Air Age, 2005.

[10] In NACA 0006 (NACA0006-IL) [online]. [cit. 2025-04-12]. Dostupné na internete: <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0006-il>>.

[11] In NACA 23015 (NACA23015-IL) [online]. [cit. 2025-04-12]. Dostupné na internete: <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca23015-il>>.

[12] HOUGHTON, E.L. Aerodynamics for engineering students 5th ed. . Oxford: Butterworth Heinemann, 2003. .