

AERODYNAMIC PROFILE DRAG

PROFILOVÝ AERODYNAMICKÝ ODPOR

Matej Sabo

Air Transport Department
University of Žilina
Univerzitná 8215/1
010 26 Žilina
sabo12@stud.uniza.sk

Martin Bugaj

Air Transport Department
University of Žilina
Univerzitná 8215/1
010 26 Žilina
martin.bugaj@fpedas.uniza.sk

Abstract

Higher awareness of aviation sustainability and environmental impact creates more research on profile drag reduction. The basic principles of aerodynamic profile drag are described and its role within the total drag. The boundary layer is defined using mathematical and physical principles of fluid dynamics. There are two types of movement inside the boundary layer: laminar and turbulent. In these, their impact on profile drag is analysed. The profile drag of a wing has two sources: form drag and friction drag. Applications with the most impact, throughout history, on both types of drag reductions were reviewed. Because most of the total drag comes from friction, researchers focus more on it compared to form drag. The significant way of reducing friction drag is postponing the transition of laminar flow into turbulent. The control of laminar flow became crucial for reducing friction drag. In the last two decades, European Union supported multiple projects concerning laminar flow control. These advancements in the field are starting to get implemented and tested on new aircraft by manufactures.

Keywords

aerodynamic drag, profile drag, boundary layer, drag reduction, laminar flow control

1. Úvod

V modernom svete postupujúcom čoraz väčšej globalizácii, získava letecká doprava väčšie zastúpenie. Výkonnosť a bezpečnosť moderných lietadiel poskytla možnosť cestovania širokej verejnosti. S výrazným rastom sa preto pozornosť presúva viac k ekonomickým a ekologickým problémom. Obe odvetvia spája snaha znížiť emisnú stopu leteckej dopravy.

Jednou z možných oblastí pre dosiahnutie daného cieľa je zníženie odporu. Pri znižovaní odporu je potrebný menšie množstvo výkonu, teda paliva. Celkový odpor lietadla sa skladá z veľkého počtu zdrojov. Najväčší podiel na odpore má trecí odpor, ktorý je generovaný predovšetkým na krídle lietadla. [1] [2]

Znižovanie profilového odporu je dlhodobou témou. Výrazné posuny v oblasti znižovania tvarového a trecieho odporu lietadla nastávali v leteckej predovšetkým v prvej polovici dvadsiateho storočia. Následne sa obrátila pozornosť na skúmanie indukovaného odporu a trecí odpor sa dostáva opäť do popredia po roku 2000. [3]

Pre možnosti skúmania a porovnávania jednotlivých spôsobov redukcie profilového odporu je potrebné podrobne rozobrať vlastnosti prúdenia okolo krídla a následky jeho interakcie. Následne je možné analyzovať a porovnať jednotlivé spôsoby znižovania profilového odporu a vyhodnotiť, ktoré spôsoby majú potenciál dodatočnej redukcie odporu na krídle.

2. Základy mechaniky prúdenia

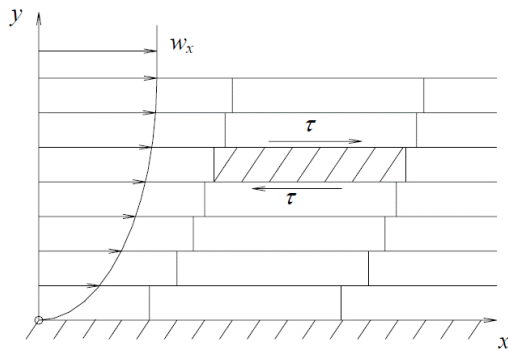
Tekutina je látka, ktorej častice sa vzájomne ľahko premiestňujú. Voľný pohyb častíc v tekutine spôsobuje zložité opisovanie a rozdielnosť pri ich skúmaní v makroskopickom alebo mikroskopickom pohľade. Pri makroskopickom pohľade sa tekutina správa ako spojité poddajná látka. Pri mikroskopickom treba brať do úvahy jednotlivé častice. [4]

Na to aby sme mohli tekutinu opisovať, potrebujeme mať zadané jej základné vlastnosti, ktorými vieme ďalej definovať stav tekutiny v priestore. Týmito vlastnosťami sú hustota ρ , tlak p a teplota T . Ak skúmame tekutinu aj s pohľadom na čas, je potrebné definovať aj jej rýchlosť w , v priestore. [4]

Dodatočne ku stavovým vlastnostiam, každá reálna tekutina má istú viskozitu. Pre základné vysvetlenie viskozity, sa pre jednoduchosť budeme zaoberať iba laminárnym prúdením. Pri ustálenom laminárnom prúdení sa jednotlivé molekuly tekutiny pohybujú rovnakou rýchlosťou a vzájomná interakcia častíc je minimálna a s malým odovzdávaním hybnosti. V prípade ak tekutina prúdi popri inej látke, častice na rozhraní jednej látky zasahujú do oblasti druhej látky. To spôsobí zmenu hybnosti jednotlivých častíc. K prenosu zmeny hybnosti v rámci tekutiny nastáva pomocou disperzie, rovnako ako pri prenose tepla. Častica môže iba odovzdať hybnosť ďalšej častici, nie naopak, preto sa viskozita prejavuje iba pri pohybe tekutiny. Podľa druhu jednotlivých látok a pohybu voči sebe, môžu častice takmer úplne zastaviť alebo až zmeniť smer. [4]

Ak uvažujeme o prúdení tekutiny trubicou, častice pri stenách trubice sú nárazmi do nerovností v povrchu trubice spomaľované, až zastavované. Častice nachádzajúce sa ďalej od

stien následne vrážajú do spomalených častíc. Takýmto spôsobom sa menšia rýchlosť častíc pri stene trubice prenáša ďalej do vnútra tekutiny. [4]



Obrázok 1: Zobrazenie vrstiev tekutiny v hraničnej vrstve. Zdroj: [4].

Prúdenie tekutiny pozdĺž steny trubice môžeme rozdeliť na malé vrstvy, kde rýchlosť jednotlivých vrstiev prúdu označíme w_x . Na rozhraní dvoch vrstiev vzniká šmykové napätie τ , ktoré druhej vrstve udeľuje zrýchlenie v smere podľa rozdielu rýchlostí. Pre výpočet hodnoty τ platí Newtonov vzťah pre laminárne prúdenie: [4]

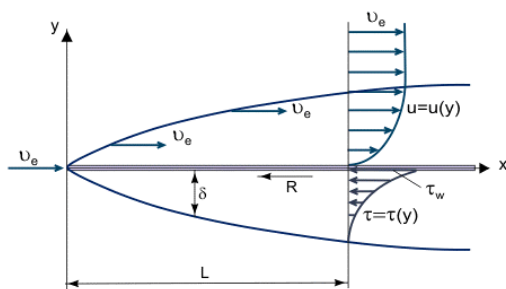
$$\tau = \eta * \frac{\partial w_x}{\partial y} \quad (1)$$

Kde η je dynamická viskozita laminárneho prúdenia. [4]

Viskozita je teda vlastnosť tekutiny, určujúca v akom množstve dochádza k disperzii hybnosti do prostredia tekutiny. Ak je jej hodnota vyššia, výsledné tangenciálne napätie v látke sa zväčší. To prakticky môžeme pozorovať pomalším tečením tekutiny a naopak. [4]

2.1. Hraničná vrstva

Hraničná vrstva je z časti znázornená na obrázku 1. Jej vznik je dôsledkom viskozity tekutín a pravidlom žiadneho šmyku. To znamená tekutina priamo dotýkajúca sa s povrchom nadobúda rovnakú rýchlosť ako povrch. [4]



Obrázok 2: Hraničná vrstva plochej dosky. Zdroj: [\[https://thermopedia.com/content/595\]](https://thermopedia.com/content/595) (citované 2021-01-18).

Hraničnú vrstvu definuje oblasť, kde rýchlosť vzduchu je znížená vplyvom ofukovaného objektu. Predpokladajme ofukovanie stacionárnej rovnej dosky, s hĺbkou L , vzduchom o rýchlosti V_∞ . Rýchlosťou na okraji hraničnej vrstvy označujeme pomocou U_e . Rýchlosť vzduchu vo vnútri hraničnej vrstvy je definovaná ako $u = u(y)$, kde y je normálová vzdialenosť od povrchu. Okraj hraničnej vrstvy definujúci hrúbku hraničnej vrstvy je miesto kde

rýchlosť vzduchu je rádovo rovnaká ako rýchlosť nerozrušeného prúdu V_e . Hrúbka hraničnej vrstvy δ sa postupne od nábežnej hrany k odtokovej zväčšuje. Zväčšovanie hraničnej vrstvy, rovnako ako rýchlosť, nie je lineárne. Vzduch na začiatku, pri povrchu dosky, je takmer okamžite spomalený na $u = 0$, pretože dotýkajúca sa vrstva vzduchu musí mať zhodnú rýchlosť s rýchlosťou dosky. Nasledujúca vrstva má výrazne rozdielnu rýchlosť oproti predošlej. Rozdiel rýchlostí spôsobuje veľké šmykové napätie medzi vrstvami, ktoré spôsobuje náhly rast hraničnej vrstvy na začiatku dosky. [3] [4] Na obrázku 2 je štandardne znázornená hraničná vrstva aj s profilom rýchlosti z hornej strany dosky. V reálnej prevádzke má hraničná vrstva tvar znázornený na spodnej strane dosky. V oboch prípadoch je odovzdanie energie rovnaké a pri skúmaní nemá vplyv ktorý model používame. [5]

2.2. Typy prúdenia v hraničnej vrstve

Prúdenie tekutiny v hraničnej vrstve nadobúda dva základné spôsoby. Laminárne a turbulentné prúdenie. Tretím stavom je ak sa laminárne prúdenie mení na turbulentné a nazýva sa prechodové prúdenie. Laminárne prúdenie je plynulé, jednotlivé vrstvy prúdu sa nepremiešavajú. Prechodové prúdenie sa skladá z laminárneho prúdu, v ktorom vznikajú miesta víry. Takéto víry stimulujú premiešavanie jednotlivých vrstiev. Turbulentné prúdenie sa skladá výhradne z vírov, ktoré spôsobujú silné premiešavanie jednotlivých vrstiev. Označuje sa aj ako chaotické prúdenie, pretože je komplikované sledovať jednotlivé prúdnice. [4]

Rýchle premiešavanie vrstiev spôsobuje strmý prepád rýchlosti v spodnej časti hraničnej vrstvy, pri turbulentnom prúdení. To znamená, že šmykové napätie v hraničnej vrstve je väčšie než pri laminárnom prúdení. To spôsobuje, že trecí odpor je vyšší v turbulentnom prúdení v porovnaní s laminárnym. [4]

2.3. Reynoldsovo číslo

V tekutine s rýchlosťou V_e zotrvačná sila pohybujúcich sa častíc pôsobí proti zmene smeru vytvorenej obtekaným objektom, ak dané sily sú dominantné, častice nekopírujú tvar objektu a prúdenie je turbulentné. Naopak, ak trecie sily sú dostačujúce pre potlačenie zotrvačných síl tekutiny, prúdenie je plynulé, laminárne. Hodnota pomeru týchto síl sa nazýva Reynoldsovo číslo (Re) a vieme ho zapísať ako: [6]

$$Re = \frac{\text{zotrvačné sily}}{\text{trecie sily}} = \frac{V_e * l}{\nu} \quad (2)$$

Kde V_e je rýchlosť nerozrušeného prúdu, l je charakteristický rozmer telesa, ν je kinematická viskozita.

Nízke hodnoty Re sú charakterizované laminárnym prúdením, vysoké turbulentným. Hodna, pri ktorej dochádza ku prechodu laminárneho prúdenia na turbulentné sa nazýva kritické Reynoldsovo číslo (Re_{krit}) a jeho hodnota sa mení od vlastností tekutín. [6]

2.4. Trecí odpor

Ako bolo už spomenuté v predošlých častiach, hraničná vrstva vzniká vďaka výmene hybnosti medzi tekutinou a obtekaním telesom. Množstvo vymenenej hybnosti je závislé na veľkosti šmykového napätia. Ak vieme lokálne hodnoty šmykového

napätia, veľkosť odporu získame jeho integrovaním na celom povrchu krídla:

$$F_D = \int_0^L \tau_w dx \quad (3)$$

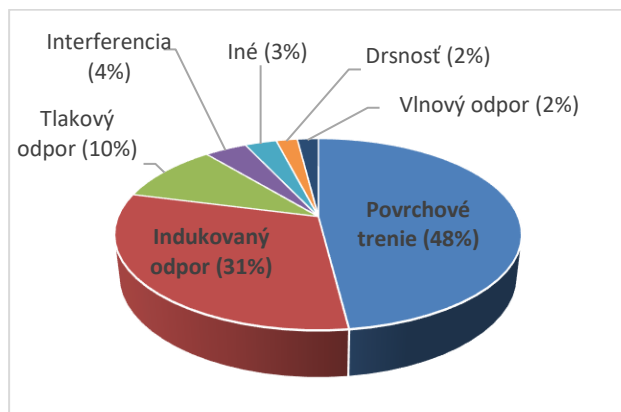
Pre zjednodušenie používame koeficient odporu, ktorý je pomerom šmykového napätia a dynamického tlaku tekutiny. Pri jeho dosadení do vzorca pre treciu silu dostávame vzorec:

$$F_D = C_F \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 S_w \quad (4)$$

Kde S_w je skúmaná obtekaná plocha. [5]

3. Profilový odpor

Celkový odpor letúna je sila, o ktorú je celkovo spomalené lietadlo obtekajúcim prúdom vzduchu. Skladá sa z niekoľkých menších odporov. [3] Fabrizio De Gregorio uvádza základné rozloženie odporu na jednotlivé zdroje pre typické dopravné lietadlo podľa obrázku 3.



Graf 1: Graf zastúpenia jednotlivých zdrojov odporu na celkovom odpore. Zdroj: [2].

Najväčšiu časť odporu, z obrázku 3, tvorí povrchové trenie a následne indukovaný odpor. Akékoľvek ich zníženie sa výrazne prejaví kladným spôsobom na celkovom odpore. Graf znázorňuje odpor iba vo všeobecnosti, podiel jednotlivých zdrojov sa mení podľa rýchlosti, konfigurácie lietadla, polohy a vytváraného vztľaku. Ak skúmame odpor závislosti na rýchlosti letu, v základe ho môžeme rozdeliť na dve kategórie. Aktívny a pasívny odpor.

Aktívny odpor vzniká výhradne pri vytváraní vztľaku na krídle, preto je nazývaný aj indukovaný. Je dôsledkom vírov vznikajúcich na koncoch krídiel pri 3D obtekaní. Hlavným spôsobom jeho eliminácie je upravenie koncov krídiel do tvaru wingletu. Pasívny odpor je tvorený tvarom a povrchom jednotlivých častí letúna a ich interakciou s obtekajúcim vzduchom. Jeho veľkosť s rýchlosťou rastie a tvorí prevažnú časť pri lete cestovnou rýchlosťou. [1]

Pasívny odpor je pomerne rozsiahly, je ďalej rozdeľovaný na tri časti:

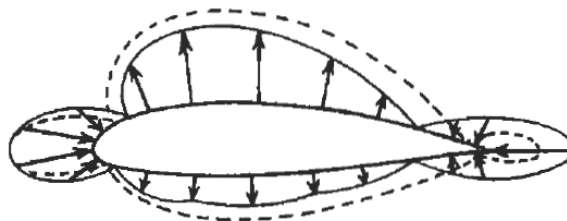
- Škodlivý odpor.
- Indukovaný odpor.

- Odpor krídel (profilový odpor).

Škodlivý odpor je tvorený tými časťami lietadla, ktoré neprispievajú ku vzniku vztľaku. Interferenčný odpor spôsobuje interakcia dvoch tvarovaných povrchov blízko seba, napríklad koreň krídla a trup lietadla. Odpor krídel je odpor tvorený výhradne nosnými plochami letúna, nazýva sa aj profilový odpor. Profilový odpor je skúmaný predovšetkým pri 2D obtekaní, zvyčajne vo veterných tuneloch. Pri komerčných lietadlách je ich zdrojom tvarový a trecí odpor. [1]

3.1. Tvarový odpor

Dôvodom vzniku tvarového odporu je strata tlaku a teploty v hraničnej vrstve. Tá spôsobuje nerovnomerné rozloženie tlaku okolo profilu krídla a výsledná sila, generovaná rozdielmi tlakov, smeruje proti smeru pohybu. Rozloženie je znázornené na obrázku 4. [3]



Obrázok 3: Rozloženie tlaku okolo profilu krídla. Prerušovaná čiara – neviskózná tekutina, plná čiara – viskózná tekutina. Zdroj: [3].

S tvarovým odporom je priamo prepojený aj úplav, ktorý je jeho následkom. Veľkosť úplavu sa zväčšuje s tvarovým odporom. Silnejší úplav za telesom je sprevádzaný výraznejším odtrhávaním prúdnic a charakteristickým turbulentným prúdením. Profily krídel moderných lietadiel majú podiel tvarového odporu približne 20% až 60% z profilového odporu, v závislosti na viacerých faktoroch. [3]

3.2. Trecí odpor

Trecí odpor je spôsobený interakciou vzduchu s povrchom krídla. Na povrchu sa vytvára tenká hraničná vrstva, ktorá je opísaná v predošlej kapitole. V skutočných podmienkach je hraničná vrstva na krídle vždy zmiešaného typu. Prúdenie na začiatku krídla je laminárne. Následne prechádza do zmiešaného a turbulentného. Ku koncu krídla sa odtrháva a vzniká úplav. Najväčšiu časť trecieho odporu vytvára turbulentné prúdenie a následná separácia od povrchu. Preto oddialenie prechodu má priaznivé účinky na trecí odpor. [3] V civilnej doprave tvorí trecí odpor 40 až 50% z celkového odporu. V prípade vetroňa, zameraného na čo najlepšiu aerodynamiku, môže trecí odpor tvoriť až 90%. [2]

4. Spôsoby zníženia profilového odporu

Zdrojov odporu na krídle lietadla je niekoľko. Závislosť medzi nimi sa prejavuje rovnako aj na spôsoboch zníženia odporu. Preto nie je možné zamerať sa iba na zníženie jedného zdroja. Akýkoľvek spôsob ovplyvnenia prúdenia vytvorí nové interakcie s časťou krídla ďalej po povrchu. Je preto dôležité nové spôsoby

zníženia odporu skúmať pri plnom profile krídla, prípadne v leteckej prevádzke.

Zníženie odporu môžeme rozdeliť podľa zdrojov. Zníženie tvarového odporu je možné pomocou úpravy geometrie profilu, pre čo najnižšie tlakové straty, predovšetkým za krídlom. Trecí odpor je možné znižovať udržiavaním laminárneho prúdenia pozdĺž celého povrchu alebo úpravou interakcie turbulentného prúdenia s povrchom. Zároveň modernejšie krídla pre udržiavanie laminárneho prúdenia používajú vhodné rozloženie tlakov na krídle, teda integrovaním daných spôsobov do jedného.

4.1. Spôsoby zníženia tvarového odporu

Hlavným dôvodom vzniku tvarového odporu je separácia hraničnej vrstvy od povrchu krídla a následný úplav. Taktiež popri tom vznikajúce rozdiely v tlakových poliach. Spôsobom pre zníženie tvarového odporu je teda udržanie hraničnej vrstvy na povrchu. To vieme doceliť dvoma spôsobmi, a to vytvorením efektívnych aerodynamických profilov alebo dodávaním energie hraničnej vrstve, predovšetkým za pomoci turbulizátorov. [1] [3]

Teóriu aerodynamických profilov ako prvý úspešne zaviedol Žukovskij, na začiatku dvadsiateho storočia. Následne v priebehu storočia vzniklo niekoľko matematických modelov a transformácií pre skúmanie tvarov, použiteľných pre optimalizáciu aerodynamických profilov. [3] Aktuálne existuje veľký počet skúmaných profilov, pre ktoré existuje niekoľko databáz alebo programov pre ich analýzu. Pri výbere profilu pre lietadlo je dôležitých viacero parametrov, nielen dopad na odpor. Preto väčšina výrobcov používa vlastné profily vytvorené pre konkrétny typ lietadla a jeho prevádzku. Pre experimenty alebo pre jednoduchšie lietadlá je možné použiť databázu ako má napríklad NACA. [7]

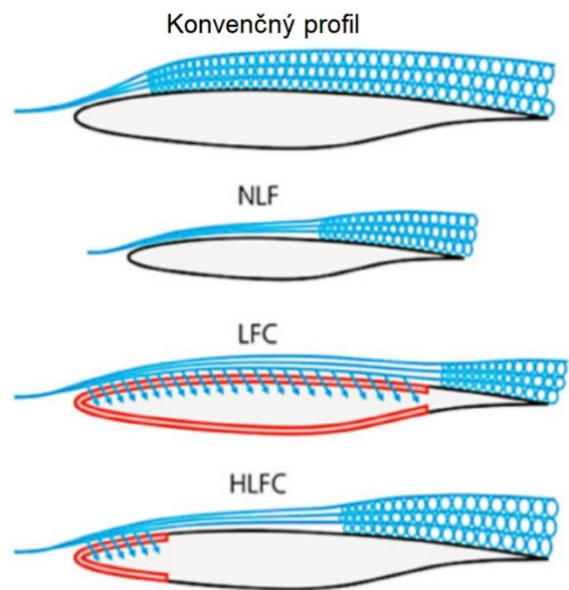
V určitých situáciách, ako napríklad veľký uhol nábehu, nízka rýchlosť prúdenia vzduchu okolo krídla alebo pri vzniku rázových vln, dochádza ku separácii hraničnej vrstvy od povrchu, aj napriek efektívnym tvarom krídiel. [3] Separáciu spôsobuje spomalenie, zastavenie a následné obrátenie smeru prúdu vzduchu v hraničnej vrstve, pričom je sprevádzaná s výraznou stratou energie a vztlaku. Jedným zo spôsobov dodania energie do spodných častí hraničnej vrstvy je použitie turbulizátorov — generátorov vírivého prúdenia. Tie boli vynájdené v roku 1947 Taylorom, ktorého koncept pozostával z malých plôšok uložených vedľa seba, kolmo na povrch krídla a mierne vychýlených zo smeru prúdenia vzduchu. Taylor týmto spôsobom vytvoril vírivé prúdenie, ktoré dodalo energiu hraničnej vrstve a oddialilo separáciu, čím dokázal výrazne zvýšiť vztlak a znížiť odpor, predovšetkým tvorený úplavom. Typy turbulizátorov sa mierne líšia a existuje viacero spôsobov ich implementácie. Medzi ne patria: lopatkové, naklonené plošiny, výstupky v tvare vidlice, dvojité plošiny a iné. Na začiatku sedemdesiatich rokov Kuethe navrhol spôsob ako prekonať hlavný problém konvenčných pasívnych turbulizátorov. Skúmal turbulizátory, ktoré mali pomer výšky k hrúbke hraničnej vrstvy 0,27 až 0,42. Víry spôsobené takýmito turbulizátormi neovplyvňovali úplav za lietadlom v takej miere, následkom čoho je podstatné zníženie parazitického odporu. [8]

4.2. Spôsoby zníženia trecieho odporu

Prvým a najviac skúmaným spôsobom zníženia trecieho odporu v posledných rokoch je odďaľovanie prechodu laminárneho prúdenia na turbulentné. Ide o rôzne spôsoby tlmenia rozručov a udržiavania čistého poťahu pre čo najkvalitnejšie prúdenie. V prípade ak už nie je ďalej možné udržať laminárne prúdenie existuje technológia vrúbok.

4.2.1. Využitie laminárneho prúdenia

Ideálnym prípadom je udržanie laminárneho prúdenia na celej hĺbke profilu krídla. Podmienky prostredia a rýchlosti letu lietadla to však neumožňujú, a tak dokážeme udržať iba čiastočné laminárne prúdenie. Hlavným cieľom skúmania je teda odďaľovanie bodu prechodu laminárneho prúdenia na turbulentné. [1] Jednotlivé oblasti skúmania môžeme zdeliť do troch skupín. Ovládanie laminárneho prúdu (Laminar Flow Control, LFC), ktoré využíva aktívne spôsoby ovládania, predovšetkým odsávanie hraničnej vrstvy. Prirodzené laminárne prúdenie (Natural Laminar Flow, NLF), ktoré používa pasívne metódy ako profily krídiel, hladkosť povrchu a iné. Najnovší koncept v oblasti skúmania laminárneho prúdenia je spoločné využitie NLF aj LFC v podobe hybridného ovládania laminárneho prúdenia (Hybrid Laminar Flow Control, HLFC). Na obrázku 5 je schematicky zobrazený rozdiel jednotlivých systémov a ich efekt na prúdenie v hornej časti profilu. [9]



Obrázok 4: Schematické porovnanie NLF, LFC a HLFC. Zdroj: [9].

Pri snahe udržať laminárne prúdenie u moderných dopravných lietadiel, boli určené tri najdôležitejšie rozrušenia stabilného prúdu, a to: Tollmien-Schlichtingova nestabilita (TSI), hranica vzniku hraničnej vrstvy (attachment line transition, ALT) a nestabilita bočného prúdenia (crossflow instability, CFI). Predovšetkým ALT a CFI sú rozrušenia spojené so šípovitou krídiel. V posledných dvadsiatich rokoch sa výskum v oblasti laminárneho prúdenia zameriaval na opis a pochopenie vzniku týchto rozručov a o snahu ich eliminovať. Vzniklo viacero projektov aj v rámci Európskej únie, ktorých cieľom je využitie konceptov NLF a HLFC. [10]

Výskum v oblasti NLF sa presmeroval zo skúmania samotného dvojrozmerného profilu krídla k trojrozmernému skúmaniu. Hlavným dôvodom je šípovitost krídiel moderných dopravných lietadiel, kedy vznikajú prúdenia pozdĺž nábežnej hrany. V prvých, približne dvadsiatich percentách, hĺbky profilu prevládajú rozruchy spôsobené ALT a CFI. Následne ďalej po krídle už prevládajú TSI, spôsobené povrchom krídla. Pomocou úpravy profilu je možné prispôsobiť tlakové polia v prospech zníženia rozručov, ale kompletne odstránenie rozručov, spôsobených šípovitostou, nie. [10]

Európska únia podporila niekoľko projektov pre výskum NLF, v rámci ktorých bola aj spoločnosť Airbus. Získané poznatky aplikovali na testovacím lietadle A340. Projekt pod názvom BLADE má upravenú koncovú časť krídla podľa novo optimalizovaných profilov s technológiou NLF. Testy vykonané na začiatku 2018 preukázali zníženie trecieho odporu o päťdesiat percent a zníženie celkového odporu o osem percent. Rýchlosť letu bola zachovaná na hodnote 0,75 Ma. [11]

4.2.2. Povrch krídla

Efekty povrchu krídla na laminárne prúdenie boli skúmané už v 1930 asociáciou NACA v Amerike. Preukázali, že drsnosť povrchu má zásadný vplyv na odpor lietadla pri akomkoľvek type prúdenia [16]. Prvou možnou úpravou je vytvorenie hladkého povrchu za pomoci leštenia. Okrem hladkosti je dôležité udržať správnu geometriu a tuhosť krídla. Pri krídlach vyrobených z nosníkov, rebier či pevného potahu, je takéto krídlo pri zaťažení náchylné k ohýbaniu a zmene tvaru. Zároveň pri spájaní takejto konštrukcie sú používané nity, ktoré vyčnievajú z povrchu a spôsobujú zvyšovanie odporu. Riešením je použitie väčšieho počtu rebier a zapustených nitov, ktoré sú v rovine s povrchom krídla. [1]

Pri prevádzke lietadla dochádza ešte k dodatočnému znečisteniu, ktoré spôsobuje dodatočné rozrušenie prúdu. Medzi spôsoby znečistenia patrí dážď, námraza a hmyz. [12] Meteorologické podmienky môžu mať výrazný dopad na povrch krídla. Akákoľvek námraza na krídle má výrazný dopad na jeho výkonnosť. Svojou váhou a rozrušením laminárneho prúdenia znižuje vztlak a zvyšuje odpor. Na zemi je odstraňovanie znečistenia zabezpečené chemikáliami alebo horúcou vodou. Protí námraze počas letu slúži niekoľko zariadení, fungujúcich na princípe chemikálií, mechanizácie alebo vyhrievania. V závislosti od aerodynamiky a profilu krídla dážď spôsobuje na krídle: vytvorenie vlnového vodného filmu na povrchu, prekrytie medzery vodou pri odtekaní vody zo slotu na nábežnú hranu krídla a separáciu vodného filmu od povrchu krídla a následné odchýlenie prúdu vzduchu od profilu. Spôsoby, ktoré znižujú účinky vody a zrážok na krídlo, ako gély alebo nátery, nie sú dostatočne efektívne alebo praktické. [1] [12]

Najviac rozoznávaným problémom v oblasti znečistenia profilu krídla sú pozostatky z nárazu hmyzu o nábežnú hranu krídla. Rýchlosť lietadla spôsobí rozpad tela hmyzu, ktoré sa prichytí na povrch krídla. Tieto pozostatky vytvoria trojrozmernú štruktúru na povrchu, rozrušujúcu prúdenie. Tvorenie kontaminácie na krídle je možné eliminovať aktívnymi alebo pasívnymi spôsobmi. Aktívne spôsoby sú zamerané na prekrytie alebo očistenie nábežnej hrany počas letu, najznámejším spôsobom je použitie Krugerovej klapky. Pasívne spôsoby sú založené na chemických modifikáciách povrchu ako nátermi, elastickými povrchmi, rozpustnými filmami alebo tekutinami. Ich nevýhodou je

krátkodobá odolnosť alebo nedostatočná účinnosť látok na kontaminant. [13]

4.2.3. Aktívne ovládanie hraničnej vrstvy

Ďalším problémom laminárneho prúdenia je hraničná vrstva s nedostatkom energie, respektíve nízkou rýchlosťou. Jedným zo spôsobov je tangenciálne pridávanie vzduchu, ktoré môžeme odoberať z kompresora. Tým dodávame hraničnej vrstve energiu. Tento spôsob je pomerne náročný a v letectve nie je využívaný. Opačnou možnosťou je odsávanie oslabenej hraničnej vrstvy. Spomalený prúd vzduchu v spodných vrstvách je odsávaný, a tým je vytvorený priestor pre vyššie vrstvy s väčšou kinetickou energiou. Vďaka tomu je rýchlostný profil hraničnej vrstvy plnší a prúd je odolnejší voči rozrušeniu, vytváraným povrchom krídla. Systém sa preukázal účinný pri vojenských lietadlách ale pre komerčné letectvo neekonomické. [3]

Koncept HLFC spája všetky doposiaľ získané poznatky z oblasti ovládania prúdenia okolo profilu krídla. Predovšetkým využíva aktívne spôsoby ovládania hraničnej vrstvy a konceptu NLF. Ako bolo spomenuté pri NLF, problémom sú predovšetkým rozruchy spôsobené šípovitostou krídla. Snaha udržať podobnú konštrukciu moderných dopravných lietadiel a cestovnú rýchlosť lietadla, aby bolo teoreticky možné technológiu aplikovať aj na staršie modely, vytvoril sa koncept, kde v prednej časti nábežnej hrany aplikuje LFC v podobe odsávania, čím rozruchy ALT a CFI odsajeme a prúd nachádzajúci sa ďalej po prúde, už ovládame iba pomocou NLF. Potrebné odsávanie je len od nábežnej hrany po desať až dvadsať percent hĺbky profilu. Takýmto spôsobom znižujeme komplexnosť systému odsávania a znižujeme konštrukčné obmedzenia. Pri správnej aplikácii je možné udržať laminárne prúdenie do viac ako 50% hrúbky profilu. [9]

4.2.4. Tvarovateľné krídlo za letu

Tvarovateľné krídla za letu sú známe už od začiatku letectva, kedy bratia Wrightovci použili ohybné krídelká pre ovládanie okolo pozdĺžnej osi. Využívanie kovových materiálov v letectve však znemožnilo použitie pretvárajúceho sa a ohybného krídla. V posledných rokoch sa viaceré spoločnosti vracajú späť k tejto myšlienke. Dôvodom je vyžitie moderných materiálov, ktoré sú dostatočne pevné a zároveň ohybné. [14]

Snahou je vytvoriť krídlo bez predelov, ktoré dokáže meniť svoj tvar a tak nahradiť konvenčnú mechanizáciu krídel. Ďalšou výhodou je menšia váha a zložitost takejto konštrukcie. NASA spolu s programom SBIR a spoločnosťou FlexSys vytvorila technológiu FlexFoil. Koncept bol otestovaný na lietadle Gulfstream III, vyobrazené na obrázku 6. [1] [15]



Obrázok 5: FlexFoil na pravom krídle Gulfstream III. Zdroj: [15].

4.2.5. Vrúbkovanie

Turbulentné prúdenie je význačné vyšším trecím odporom než laminárne prúdenie. Vedci v NASA vytvorili technológiu vrúbok, po anglicky Riblets, ktoré znižujú nepriaznivé interakcie prúdenia a majú kladný dopad na trecí odpor. Vrúbkovaný povrch je možné porovnať aj s povrchom žraločích šupín. Spôsobov ryhovania je viacero, najčastejší spôsob je v tvare trojuholníkov, ktoré sú vyrezané pozdĺžne s prúdením. Významnejšou spoločnosťou vyrábajúcou technológiu Riblets je spoločnosť 3M. [3]

5. Záver

Tvarový odpor bol prebádaný už v minulosti a jeho podiel na celkovom odpore je v súčasnosti nízky. Dôvodom dodatočného skúmania a optimalizácie geometrie profilu krídla je úprava tlakových polí tak, aby oddialili prechod prúdenia na turbulentné. Trecí odpor možno znižovať viacerými spôsobmi. V minulosti išlo predovšetkým o hladké povrchy a základné laminárne profily. Najmodernejšie spôsoby zníženia trecieho odporu, pomocou udržiavania laminárneho prúdenia, sa zameriavajú na znižovanie šípovitosti, zlepšenie tlakových polí na krídle, tlmenie rozručov v predných častiach profilu pomocou odsávania hraničnej vrstvy a použitie moderných kompozitných materiálov. Tieto pokroky prinášajú posun prechodu laminárneho prúdenia do turbulentného až za polovicu hĺbky profilu a bližšie k udržaniu plne laminárneho prúdenia okolo krídla.

V súčasnosti patrí k najviac skúmaným a pokročilým oblastiam vývoj hybridných laminárnych krídiel. Podľa získaných výsledkov vo veterných tuneloch majú veľký potenciál. Využitím najmodernejších materiálov a spôsobov ich spájania je ďalším cieľom výrobcov lietadiel aplikácia hybridných laminárnych krídel na skutočných lietadlách. Ďalšou možnou oblasťou skúmania je aplikácia a odolnosť modernejších filmov pre zníženie znečisťovania nábežných hrán na letiacich laboratóriách. Koncept tvarovateľných ohybných krídiel nie je ešte dostatočne prebádaný. Je potrebné ďalej analyzovať jednotlivé koncepty a podrobiť ich testom vo veterných tuneloch. V prípade kladných výsledkov majú v budúcnosti potenciál odstrániť konvenčné spôsoby mechanizácie krídla.

Referencie

- [1] BUGAJ, M. 2015. *Aeromechanika 1 – Základy aerodynamiky*. 1. vyd. Bratislava: Dolis, 2015. 208 s. ISBN 978-80-970419-3-9.
- [2] DE GREGORIO, F. et al. 2015 ERICA tiltrotor airframe wake characterization. In *41st European Rotorcraft Forum 2015*. Munich, 2015. 11 s.
- [3] HOUGHTON, C. – CARPENTER P. 2003. *Aerodynamics for Engineering Students*. 5. vyd. Amsterdam: Elsevier Science, 2003. 608 s. ISBN 978-00-80-49385-5.
- [4] LINHART, J. 2009. *Mechanika tekutin I*. Plzeň: Západočeská univerzita v Plzni, 2009. 123 s. ISBN 978-80-7043-766-7.
- [5] JUNIPER, M. *Learn Fluid Mechanics*. University of Cambridge [online]. Dostupné na internete: <http://www.learnfluidmechanics.org/> (citované 2021-01-16).

- [6] Simscale. 2021. *What is the Reynolds Number?* Simscale [online], 2021. Dostupné na internete: <https://www.simscale.com/docs/simwiki/numerics-background/what-is-the-reynolds-number/> (citované 2021-01-23).
- [7] GUDMUNDSSON, S. 2014. *General Aviation Aircraft Design: Chapter 8 – The Anatomy of the Airfoil*. Amsterdam: Elsevier, 2014. 235-297 s. ISBN 978-0-12-397308-5.
- [8] LIN, J. 2002. Review of research on low-profile vortex generators to control boundary layer separation. In *Progress in Aerospace Science*. ISSN 0376-0421, 2002, vol. 38, no. 4–5, s. 389-420.
- [9] KRISHNAN, K. et al. 2017. Review of hybrid laminar flow control systems. In *Progress in Aerospace Science*. ISSN 0376-0421, 2015, vol. 93, s. 24-52.
- [10] BECK, N et al. 2018. Drag Reduction by Laminar Flow Control. In *Energies*. 2015, vol. 11, no. 1: 252. <https://doi.org/10.3390/en11010252>
- [11] SAMPSON, B. 2018. *Airbus tests laminar flow wing*. Aerospace Testing International [online], 2018. Dostupné na internete: <https://www.aerospacetestinginternational.com/videos/airbus-tests-laminar-flow-wing.html> (citované 2021-04-28).
- [12] CAO, Y. et al. 2014. Effects of rainfall on aircraft aerodynamics. In *Progress in Aerospace Science*. ISSN 0376-0421, 2014, vol. 71, s. 85-127.
- [13] KOK, M. et al. 2015. Critical considerations in the mitigation of insect residue contamination on aircraft surfaces – A review. In *Progress in Aerospace Science*. ISSN 0376-0421, 2015, vol. 75, s. 1-14.
- [14] DIMINO, I. et al. 2016. Morphing Technologies: Adaptive Ailerons. In *Recent Progress in Some Aircraft Technologies*. IntechOpen [online], 2016. DOI: 10.5772/63645. Dostupné na internete: <https://www.intechopen.com/books/recent-progress-in-some-aircraft-technologies/morphing-technologies-adaptive-ailerons> (citované 2021-04-29).
- [15] AIR FORCE SBIR/STTR. 2015. *Flexible Wing Technology*. Youtube: Air Force SBIR/STTR [online], 2015. Dostupné na internete: <https://youtu.be/TfHUZ2C3HyA> (citované 2021-04-29).
- [16] Bugaj, M., Novák, A. 2010. *Všeobecné znalosti o lietadle: drak a systémy, elektrický systémy*. 1. vyd.-Žilina: Žilinská univerzita, 2004.-247 s.

Matej Sabo – narodený dňa 19.05.1999 v Trnave absolvoval v roku 2018 Gymnázium Jána Hollého v Trnave. Následne v roku 2018 nastúpil na Žilinskú univerzitu v Žiline v obore doprava, pričom sa zameriaval na št. program profesionálny pilot. Aktuálne študent danej univerzity.