

Zmena polohy nevyužiteľného zvyšku paliva v krídlových nádržiach pri rôznych režimoch letu lietadla s negatívnym vzopätím krídel.

Ing. Maroš Divok , PhD.

Technická univerzita v Košiciach

Katedra leteckého inžinierstva

Rampová 7, 041 21 KOSICE

maros.divok@tuke.sk

Ing. Branislav Rácek, PhD.

Technická univerzita v Košiciach

Katedra leteckého inžinierstva

Rampová 7, 041 21 KOSICE

branislav.racek@tuke.sk

Ing. Samer AL-RABEEI , PhD.

Technická univerzita v Košiciach

Katedra leteckého inžinierstva

Rampová 7, 041 21 KOSICE

Samer.al-rabeei@tuke.sk

doc. Ing. Michal Hovanec, PhD., Ing.Paed.IGIP

Technická univerzita v Košiciach

Katedra leteckého inžinierstva

Rampová 7, 041 21 KOSICE

michal.hovanec@tuke.sk

Ing. Edina JENČOVÁ, PhD.

Technická univerzita v Košiciach

Katedra manažmentu leteckej prevádzky

Rampová 7, 041 21 KOSICE

edina.jencova@tuke.sk

Abstrakt

Geometrické, aerodynamické a konštrukčné aspekty anhedrálneho (negatívne vzopätého) krídla a dôsledky pre návrh a certifikáciu palivových systémov dopravných lietadiel má vplyv na stabilitu a ovládateľnosť lietadla, ako aj na správanie paliva v integračných krídlových nádržiach. Teoretická časť sa venuje hydrostatickému a hydrodynamickému správaniu kvapaliny v nádrži s negatívnym uhlom vzopätia, pričom zohľadňuje účinky laterálnych zrýchlení, deformácie krídla a premenlivého pôsobenia vztlakových a zotrvačných síl. Matematický model deformácie krídla bol spracovaný pre tri základné letové režimy –

© Published by Journal of Global Science.

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution License which permits unrestricted use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited. The moral rights of the named author(s) have been asserted.

statický stav, ustálený let a vzlet so stúpaním. Výsledky poukazujú na vzájomnú väzbu medzi konštrukčnou pružnosťou krídla, rozložením paliva a chybami merania množstva paliva počas letu. Získané poznatky umožňujú spresniť matematické modely palivovej automatiky tak, aby zahŕňali vplyv vertikálneho zrýchlenia lietadla a tým zvyšovali presnosť indikácie a spoľahlivosť systému

Kľúčové slová

Negatívne vzopätie krídla, nevyužiteľné palivo, deformácia krídla, palivový systém

Acknowledgement

This work was supported by the KEGA project “Economic assessments of the negative impact of aircraft noise and harmful emissions produced by aircraft engines,” project No. 044TUKE-4/2025, carried out at the Technical University of Košice. The authors gratefully acknowledge this support.

1. Úvod

Konfigurácia krídla s negatívnym uhlom vzopätia (tzv. anhedral, označovaná ako $\Gamma < 0^\circ$) predstavuje špecifické aerodynamické aj konštrukčné riešenie, pri ktorom sú koncové rebrá krídla situované nižšie než rovina koreňovej časti. Takéto usporiadanie sa využíva najmä pri hornoplošných dopravných a vojenských lietadlách, kde slúži ako stabilizačný prvok v oblasti laterálno-smerovej dynamiky a prispieva k celkovej ovládateľnosti lietadla.

Z aerodynamického hľadiska anhedrálne krídlo znižuje tzv. dihedralný efekt – teda prirodzenú tendenciu lietadla vracať sa do horizontálnej polohy po bočnom vychýlení. V prípade hornoplošníkov by bez prítomnosti anhedrálneho uhla vznikala nadmerná prirodzená stabilita rotácie v osi trupu. To by síce zlepšovalo stabilitu letu, no zároveň by znižovalo jeho obratnosť a citlivosť na riadenie. Negatívne vzopätie preto predstavuje aerodynamický kompromis medzi požadovanou stabilitou a potrebnou riaditeľnosťou.

Z konštrukčného hľadiska má však anhedral výrazný vplyv aj na vnútornú architektúru integrálnych krídlových palivových nádrží. Orientácia krídla voči horizontu mení vektor gravitačného pôsobenia vo vzťahu k geometrii nádrže, a tým aj polohu voľnej hladiny paliva počas ustáleného letu. Kým pri kladnom vzopätí krídla ($\Gamma > 0^\circ$) sa najnižší hydrostatický bod nachádza v blízkosti koreňa krídla, pri negatívnom vzopätí krídla ($\Gamma < 0^\circ$) sa tento bod presúva smerom k vonkajším sekciám krídla. Tento jav zásadne ovplyvňuje rozloženie tlakov paliva, množstvo neodčerpatelného paliva a spoľahlivosť zásobovania motorov palivom.

Ďalším významným aspektom je interakcia medzi sklonom krídla, fázou letu a dynamikou pohybu kvapaliny. Počas manévrov s laterálnym zrýchlením (napr. sklz, koordinovaná zatáčka či let s jedným nefunkčným motorom) sa účinky anhedrálneho uhla a bočných akcelerácií kombinujú, čím vznikajú komplexné vektory hydrostatických a hydrodynamických síl. Tieto javy môžu viesť k nerovnomernej distribúcii paliva, vzniku aerácie v sacích vetvách alebo až k dočasnej strate kontinuity prietoku v hlavných palivových potrubiach. Z hľadiska návrhu palivového systému sa preto anhedral považuje za nepriaznivý faktor z pohľadu pasívneho odčerpávania paliva. Zatiaľ čo dihedralný sklon prirodzene napomáha presunu paliva smerom ku koreňu krídla, anhedrálny vyžaduje implementáciu aktívnych palivových mechanizmov (napr. ejektorové čerpadlá, spätné ventily, spätné klapky a iné). Tie zabezpečujú, aby aj pri nízkej hladine paliva zostal prietok do motorov stabilný a bez prítomnosti vzduchových bublín. Zvýšenie negatívneho uhla vzopätia síce zlepšuje riaditeľnosť v osi trupu a znižuje dihedralný moment, no zároveň komplikuje preukazovanie zhody s certifikačnými požiadavkami predpisov EASA CS-25.955 a CS-25.959. Tieto predpisy požadujú preukázanie zabezpečenia predpísaného prietoku paliva aj v najnepriaznivejšej polohe lietadla.

2. Základný technický rámec problematiky

2.1 Definícia nevyužiteľného (nevyčerpatel'ného) množstva paliva v certifikačnej legislatíve

Návrh a certifikácia palivových systémov veľkokapacitných dopravných lietadiel sú upravené rozsiahlym súborom požiadaviek definovaných v dokumentoch EASA Certification Specification for Large Aeroplanes (CS-25) a ich americkom ekvivalente Federal Aviation Regulations (FAR) Part 25, ktoré vydáva Federal Aviation Administration (FAA).

Tieto predpisy predstavujú základný legislatívny rámec, v rámci ktorého musí výrobca preukázať, že palivový systém lietadla spĺňa všetky bezpečnostné, funkčné a prevádzkové požiadavky. V zásade musí byť preukázané, že systém zabezpečuje nepretržitý, dostatočný a bezpečný prietok paliva ku všetkým motorom a pomocným energetickým jednotkám (APU) pri všetkých predpokladaných prevádzkových režimoch, vrátane letov s nízkym stavom paliva a zároveň je navrhnutý tak, aby zostatkové množstvo nepoužiteľného paliva („unusable fuel“) bolo minimalizované. Palivový systém musí umožňovať bezpečné odvodušňovanie a ventiláciu nádrží pri všetkých kombináciách tlaku, teploty a letových polôh a súčasne porucha v jednej vetve palivového systému nesmie viesť k strate dodávky paliva do iných vetiev, pokiaľ tieto obsahujú použiteľné palivo.

CS 25.951 – General: vyžaduje, aby bol celý palivový systém schopný bezpečne zabezpečiť dodávku paliva ku všetkým motorom pri všetkých letových polohách a v akýchkoľvek teplotných podmienkach.

CS 25.955 – Fuel flow: stanovuje, že systém musí zabezpečiť prietok paliva minimálne 125 % maximálnej spotreby motora, a to aj v prípade zlyhania jedného čerpadla alebo pri režime gravitačného napájania.

CS 25.959 – Unusable fuel supply: definuje postup, ktorým sa musí určiť množstvo paliva, ktoré nie je možné bezpečne dodať motoru – buď pozemnými skúškami (na skúšobnom ráme – *fuel rig test*), alebo letovými skúškami v reálnych podmienkach.

CS 25.971 – Fuel tank sump: požaduje, aby boli palivové nádrže navrhnuté s vhodnými zbernými zónami (*sump*), ktoré umožňujú úplné odvádzanie vody a sedimentov.

CS 25.975 – Fuel tank vents and overflow: stanovuje požiadavky na ventilačný systém nádrže, ktorý musí zabrániť deformáciám stien, zabezpečiť rovnováhu tlakov a eliminovať riziko vniknutia vody či námrazy.

Americké predpisy 14 CFR Part 25 – Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes obsahujú ekvivalentné ustanovenia (§25.951, §25.955, §25.959, §25.971 a §25.975), ktoré majú takmer identický obsah a význam.

2.2 Definícia a určovanie nepoužiteľného paliva („Unusable Fuel“)

Podľa predpisu CS 25.959 / FAR 25.959 je *unusable fuel* definované ako:

„Tá časť paliva, ktorú nie je možné bezpečne dodať motoru za najnepriaznivejších podmienok letu a prevádzky.“ Inými slovami, ide o zvyškový objem paliva, ktorý zostáva v nádrži po tom, ako sa objavia prvé príznaky prerušenia chodu motora z dôvodu nedostatočného prívodu paliva. V prípade lietadiel s negatívnym uhlom vzopätia ($\Gamma < 0^\circ$) sa tento parameter stáva kritickým certifikačným ukazovateľom, keďže anhedrálny sklon spôsobuje presun paliva do vonkajších sekcií nádrže. Tým sa časť paliva môže ocitnúť mimo dosahu sacích otvorov, a to aj pri správne fungujúcich čerpadlách. Podľa AMC 25.959(a)(2) (Acceptable Means of Compliance) musí výrobca preukázať, že aj za týchto nepriaznivých podmienok – vrátane letu v sklze či pri asymetrickom zaťažení – zostáva zásobovanie motorov dostatočné. To sa overuje kombináciou: pozemných prietokových skúšok, merania zostatkových objemov a simulácií gravitačného odtoku. Výsledkom testov je

hodnota $V_{unusable}$, ktorá sa zapisuje do TCDS (Type Certificate Data Sheet) a do AFM (Aircraft Flight Manual) ako certifikované množstvo nevyužiteľného paliva.

2.3 Požiadavky na prietok paliva (Fuel Flow Compliance)

Podľa CS 25.955(a) musí byť pre každý motor preukázané, že:

Palivový systém musí zabezpečiť aspoň 125 % prietoku požadovaného motorom pri maximálnom vzletovom výkone alebo ťahu, pre ktorý sa žiada certifikácia. Táto požiadavka zohľadňuje možné straty tlaku, odpor v potrubíach a zníženú účinnosť komponentov v prípade zlyhania niektorých čerpadiel.

Pri gravitačnom napájaní (núdzový režim) sa vyžaduje preukázanie minimálne 100 % prietoku aj pri maximálnom náklone, sklone či zrýchlení lietadla (CS 25.955(c), AMC 25.955(a)).

U lietadiel s anhedrálnym krídlom je tento proces náročnejší, pretože geometria krídla ovplyvňuje:

- polohu najnižších bodov v nádrži,
- efektívnu výšku stĺpca paliva nad sacím otvorom,
- rozloženie hydrostatických tlakov počas rôznych letových režimov.

2.4 Ventilácia, odvzdušnenie a ochrana proti podtlaku

Podľa CS 25.975 / FAR 25.975 musí byť každá palivová nádrž vybavená ventilačným systémom, ktorý zabezpečuje vyrovnanie tlaku medzi nádržou a atmosférou počas plnenia, spotreby a zmeny nadmorskej výšky, ochranu proti nadmernému podtlaku alebo pretlaku, ktoré by mohli viesť k deformácii alebo implózii stien nádrže a zamedzenie vniknutiu vody či upchatiu ventilačných otvorov v dôsledku námrazy.

V prípade anhedrálneho krídla má ventilácia ešte väčší význam, keďže poloha častí so vzduchom v nádrži sa mení s uhlom vzopätia. Nesprávne navrhnuté odvzdušňovacie potrubie môže spôsobiť vznik vzduchových bublín pôsobiacich ako uzáverov (air locks), najmä v koreňových častiach krídla, čo ďalej znižuje tlakový rozdiel a obmedzuje prietok paliva do kolektora. Z tohto dôvodu AMC 25.975(b) požaduje, aby bol ventilačný systém testovaný aj v nepriaznivých priestorových konfiguráciách krídla vrátane extrémnych hodnôt vzopätia, sklzu a zrýchlení.

2.5 Interakcia medzi geometriou krídla a dynamikou paliva

Negatívny uhol vzopätia spôsobuje asymetrické rozloženie ťažiska kvapaliny v nádrži. Počas rýchlych zmien smeru letu sa palivo správa ako kvázi-viskózný oscilátor so zdržaním fázy medzi akceleráciou lietadla a reakciou hladiny. Tento jav možno aproximovať lineárnym modelom viskózneho sloshingu (špliechania)

Pri anhedrálnych konfiguráciách krídel lietadiel býva tlmenie kmitov kvapaliny paliva nižšie, pretože voľná hladina má väčšiu účinnú plochu pre pohyb, čo zvyšuje amplitúdu výkyvov.

3. Teoretická analýza posunutí koncovej časti krídla

Teoretická analýza posunutí koncovej časti krídla matematickým výpočtom zaťaženia, ktoré pôsobia na krídlo vo vertikálnom smere pod vplyvom zaťaženia pôsobiacich na krídlo lietadla pri rôznych režimoch zaťaženia – v statickom stave, počas priameho letu a v režime vzletu a stúpania. Cieľom je určiť, ako sa deformuje koncová časť krídla pod vplyvom tiažovej, vztlakovej a zotrvačnej sily s určením vplyvu deformácie krídla na rozloženie paliva v krídlových nádržiach.

Výpočet posunutia koncovej časti krídla v statickom stave lietadla

V tomto prípade na krídlo pôsobí iba tiaž rozložená od hmotnosti konštrukcie krídla a paliva, ktoré sa v ňom nachádza. Priebehy vnútorných síl v krídle v stojacom postavení lietadla sa vypočítavajú podľa známych vzťahov s ramenom sily tiaže P , ktoré sa rovná $1/3$ rozpätia krídla .

$$\sum Q = 0; Q = \frac{P_{\max} l \left(1 - \frac{z}{l}\right)^2}{2}; \quad (1)$$

$$\sum M = 0; M = -\frac{P_{\max} l^2 \left(1 - \frac{z}{l}\right)^3}{6}, \quad (2)$$

Kde: P_{\max} – je maximálna tiažová sila krídla; l – je rozpätie krídla lietadla; z – je bod pôsobenia sily. Zostavíme priebehy síl pozdĺž rozpätia krídla, momentu pozdĺž rozpätia krídla a momentu od jednotkovej sily, ktorá pôsobí na koniec krídla, v závislosti od rozpätia krídla .Nájdeme posunutie koncovej časti krídla pomocou Vereščaginovho pravidla.

$$\delta = \frac{1}{EI} \int_0^l M_z M_1 dz, \quad (3)$$

Kde: E – je modul pružnosti materiálu krídla; I – je moment zotrvačnosti krídla; M_z – je ohybový moment krídla pri pôsobení zaťaženia; M_1 – je ohybový moment krídla pri pôsobení jednotkového zaťaženia. Pre daný typ priebehu síl má vzorec pre posunutie nasledujúci tvar .

$$\delta = \frac{h b}{12EI}, \quad (4)$$

Kde: h – je veľkosť momentu M_z pri $x = 0$; b – je veľkosť momentu M_1 pri $x = 0$.

Vzorec (3) nadobúda nasledujúci tvar:

$$\delta = \frac{(-P_{\max}) l^3}{72EI}. \quad (5)$$

Ak za matematicky najbližší podobný tvar prierezu profilu krídla zvolíme elipsu, tak moment zotrvačnosti bude mať nasledujúci tvar

$$I = \frac{\pi c b^3}{4}, \quad (6)$$

Kde: c – je maximálna hrúbka profilu krídla; b – je tetiva profilu krídla.

Berúc do úvahy, že tiažová sila sa určuje podľa vzťahu:

$$P = mg, \quad (7)$$

Kde m – je hmotnosť krídla lietadla spolu s palivom v krídlovej nádrži; g – je zrýchlenie voľného pádu.

... .. zapíšeme v nasledujúcom tvare:

$$\delta = \frac{(-mg) l^3}{18E\pi c d^3}. \quad (8)$$

Znamienko „mínus“ označuje posunutie koncovej časti krídla v opačnom smere.

Pri tom posunutie koncovej časti krídla je tým väčšie, čím menšia je plocha prierezu a modul pružnosti krídla a čím väčšia je hmotnosť (spolu s palivom) a rozpätie krídla pri iných rovnakých podmienkach.

b) Výpočet posunutia koncovej časti krídla v letovej polohe lietadla

Počas letu lietadla, okrem tiažovej sily, pôsobí na krídlo aj vztlaková sila. Priebehy vnútorných síl krídla v letovej polohe lietadla sa vypočítavajú podľa vzťahov s ramenom tiažovej sily P rovným $1/3$ rozpätia, a ramenom vztlakovej sily Y tiež rovným $1/3$ rozpätia krídla.

$$\Sigma Q = 0; Q = \frac{P_{\max} l \left(1 - \frac{z}{l}\right)^2}{2} - \frac{Y l \left(1 - \frac{z}{l}\right)^2}{2} = \frac{(P_{\max} - Y) l \left(1 - \frac{z}{l}\right)^2}{2}; \quad (9)$$

$$\Sigma M = 0; M = \frac{Y l^2 \left(1 - \frac{z}{l}\right)^3}{6} - \frac{P_{\max} l^2 \left(1 - \frac{z}{l}\right)^3}{2} = \frac{(Y - P_{\max}) l^2 \left(1 - \frac{z}{l}\right)^3}{6} \quad (10)$$

kde Y je vztlaková sila; P_{\max} – je maximálna tiažová sila krídla.

Určíme posunutie koncovej časti krídla pomocou Vereščaginovho pravidla podľa vzorca (3).

Pri tom vzorec (4) pre variant (b) nadobúda nasledujúci tvar.

$$\delta = \frac{(Y_{\max} - P_{\max}) l^3}{72EI} \quad (11)$$

Berúc do úvahy, že

$$Y = \frac{C_y \rho v^2 s}{2} \quad (12)$$

kde C_y – je koeficient vztlakovej sily; ρ – je hustota vzduchu pri danom letovom režime; v – je rýchlosť prúdiaceho (nábehového) prúdu vzduchu; s – je plocha krídla.

Vzorec (11) potom zapíšeme v nasledujúcom tvare:

$$\delta = \frac{l^3}{18E\pi c d^3} \left(\frac{C_y \rho v^2 s}{2} - mg \right) \quad (13)$$

Plocha prierezu krídla (výška a dĺžka prierezu profilu krídla), rozpätie a modul pružnosti krídla sa počas letu nemenia. Pri tom posunutie koncovej časti krídla je tým väčšie, čím menšia je plocha prierezu a modul pružnosti krídla a čím väčšie je rozpätie krídla, pri ostatných rovnakých podmienkach. V reálnom lete sa parametre C_y , v , ρ , m a s menia v závislosti od režimu pilotáže lietadla. Pri tom posunutie koncovej časti krídla je väčšie čím väčší je uhol nábehu krídla, čím väčšia je plocha krídla a zároveň rýchlosť lietadla, čím menšia je hmotnosť krídla, a čím nižšia je výška letu (t. j. pôsobenie vyššej hustoty vzduchu).

c) Výpočet posunutí koncovej časti krídla v režime vzletu a stúpania

V režime vzletu a stúpania, okrem tiažovej sily a vztlakovej sily, pôsobí na krídlo aj doplnková zložka zotrvačnej (hmotnostnej) sily od vertikálneho zrýchlenia lietadla. Priebehy vnútorných síl krídla v letovej polohe lietadla sa vypočítavajú podľa vzťahov, kde rameno zotrvačnej sily F je rovné $1/3$ rozpätia krídla a rameno vztlakovej sily Y je taktiež rovné $1/3$ rozpätia krídla.

$$\Sigma Q = 0; Q = \frac{F_{\max} l \left(1 - \frac{z}{l}\right)^2}{2} - \frac{Y l \left(1 - \frac{z}{l}\right)^2}{2} = \frac{(F_{\max} - Y) l \left(1 - \frac{z}{l}\right)^2}{2} \quad (14)$$

$$\Sigma M = 0; M = \frac{Y l^2 \left(1 - \frac{z}{l}\right)^3}{6} - \frac{F_{\max} l^2 \left(1 - \frac{z}{l}\right)^3}{2} = \frac{(Y - F_{\max}) l^2 \left(1 - \frac{z}{l}\right)^3}{6} \quad (15)$$

kde Y – je vztlaková sila; F_{\max} – je maximálna zotrvačná (hmotnostná) sila.

Pri tom vzorec (4) pre variant (c) nadobúda nasledujúci tvar.

$$\delta = \frac{(Y - F_{\max})l^3}{72EI}. \quad (16)$$

Berúc do úvahy, že:

$$F = m(g + a), \quad (17)$$

kde m – je hmotnosť krídla lietadla; g – je zrýchlenie voľného pádu; a – je vertikálne zrýchlenie lietadla.

Vzorec (16) potom zapíšeme v nasledujúcom tvare:

$$\delta = \frac{l^3}{18E\pi cd^3} \left(\frac{C_y \rho v^2 s}{2} - m(g + a) \right) \quad (18)$$

Z uvedeného vyolýva, že počas vzletu a stúpania sa okrem parametrov uvedených v bode (b) môže meniť vertikálne zrýchlenie lietadla, ktoré závisí od rýchlosti stúpania. Posunutie koncovej časti krídla je teda, okrem iných faktorov (uvedených v bode b), tým väčšie, čím menšie je vertikálne zrýchlenie lietadla.

4. Výsledky a diskusia

Pri dosiahnutí určenej výšky letu sa krídlo deformuje pôsobením vztlakovej sily a jeho prehýbanie sa stáva kladným. V dôsledku toho časť neodčerpaného zvyšku paliva z koncovej časti krídlových nádrží pretečie do koreňovej časti, bližšie k trupu, smerom k snímačom palivomera. Údaje o množstve paliva v krídlových nádržiach potom nadobúdajú konečné hodnoty, čo naznačuje reálnu prítomnosť paliva v nádržiach v rámci stanovenej tolerancie, a nie chybnú činnosť palivovej automatiky. V momente vzletu alebo počas stúpania v dôsledku dodatočného pôsobenia síl zotrvačnosti od vertikálneho zrýchlenia lietadla sa koncová časť krídla nachádza nižšie alebo v rovine s jeho koreňovou časťou v závislosti od režimu vzletu. V tom prípade palivo preteká opačným smerom z koreňovej časti do koncovej časti krídla. Údaje o množstve paliva v krídlových nádržiach tak môžu nadobúdať hodnotu 0 kg. Týmto spôsobom možné zvýšenie alebo zníženie údajov o množstve paliva počas letu nie je spôsobené chybou palivovej automatiky, ale pretekaním paliva z koncovej časti krídla do koreňovej časti a späť v dôsledku letovej deformácie (prehýbania) krídla pod vplyvom vztlakovej sily a doplnkovej zložky zotrvačnej sily od vertikálneho zrýchlenia lietadla.

5. Záver

Možné indikované zvýšenie množstva paliva v krídlových nádržiach počas letu lietadla môže byť spôsobené pretekaním nevyčerpaného zvyšku paliva z koncovej časti krídlových nádrží do ich koreňovej časti v dôsledku kladného prehybu krídla počas letu pod vplyvom vztlakovej sily. Možné zníženie indikovaného množstva paliva v krídlových nádržiach v režime vzletu a stúpania môže byť spôsobené pretekaním nevyčerpaného zvyšku paliva z koreňovej časti nádrží späť do koncovej časti v dôsledku záporného alebo nulového prehybu krídla, ktorý je formovaný pôsobením zotrvačnej sily pri vertikálnom zrýchlení lietadla.

V matematických modeloch systémov merania paliva sa vertikálne zrýchlenie lietadla nezohľadňuje.

V výpočtoch sa využívajú buď pozdĺžne zložky zrýchlenia alebo rýchlosti lietadla, alebo podľa výsledkov získaných po inštalácii dodatočných snímačov hladiny paliva sa zohľadňuje zmena tvaru palivovej hladiny

počas manévrovania lietadla. Získané výsledky môžu byť použité na spresnenie matematických modelov, podľa ktorých palivová automatika vypočítava množstvo paliva v krídlových nádržiach so zohľadnením pretekania paliva v priebehu manévrovania lietadla a to najmä so zohľadnením vertikálneho zrýchlenia lietadla. Zahrnutie vertikálneho zrýchlenia lietadla do matematických modelov palivovej automatiky eliminuje skokové zmeny v údajoch o množstve paliva v krídlových nádržiach a tým zvyšuje prehľad posádky o okamžitom použiteľnom množstve paliva. Zahrnutie vertikálneho zrýchlenia a deformácie krídla do výpočtových modelov palivovej automatiky umožní presnejšie určovanie skutočného množstva paliva a vyšší bezpečnosť i spoľahlivosť prevádzky lietadla.

Zoznam bibliografických odkazov

1. EASA. 2023. "Certification Specifications for Large Aeroplanes (CS-25), Amendment 26." Cologne: European Union Aviation Safety Agency. Accessed October 12, 2025. <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications/cs-25-amendment-26>.
2. FAA. 2023. "14 CFR Part 25 – Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes." Washington, DC: Federal Aviation Administration. Accessed October 12, 2025. <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-25>.
3. Constantin, Lucian, Bartosz Titurus, Tom Rendall, and John A. Cooper. 2023. "Fuel Sloshing-Induced Effects on the Dynamic Response of a Scaled Research Wing Demonstrator." *Aerospace Science and Technology* 148 (108002). Accessed October 12, 2025. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108002>.
4. Constantin, Lucian, Bartosz Titurus, and John A. Cooper. 2022. "Effect of Fuel Sloshing on the Damping of a Scaled Wing." *Applied Sciences* 12 (15): 7860. Accessed October 12, 2025. <https://doi.org/10.3390/app12157860>.
5. Mastroddi, Francesco, Paolo Mastrangelo, and Andrea Marino. 2019. "Aircraft-Fuel Sloshing Reduced Order Models for Aeroelastic Applications." Rome: Sapienza University of Rome. Accessed October 12, 2025. https://iris.uniroma1.it/retrieve/e3835322-425f-15e8-e053-a505fe0a3de9/Mastroddi_Aircraft-fuel_2019.pdf.
6. Debschütz, Lars, Martin Klein, and Andreas Ronneberger. 2022. "Experimental Investigation of Fuel Slosh in a Typical Fighter Wing Tank Topology." In *Proceedings of the 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2022)*. Stockholm: ICAS. Accessed October 12, 2025. https://www.icas.org/ICAS_archive/ICAS2022/data/papers/ICAS2022_0467_paper.pdf.
7. Karahan, Kaan, Hüseyin Karaoğlan, and Ahmet Çetin. 2024. "Investigation of Fluid Dynamics in Various Aircraft Wing Tanks." *Aerospace* 11 (7): 519. Accessed October 12, 2025. <https://doi.org/10.3390/aerospace11070519>.
8. Stengel, Robert F. 2016. "Lecture 23: Aeroelasticity and Fuel Slosh." In *MAE 331 Flight Dynamics*, Princeton University. Accessed October 12, 2025. <https://stengel.mycpanel.princeton.edu/MAE331Lecture23.pdf>.