

PREVÁDZKOVO-TECHNICKÉ VÝCHODISKÁ KONCEPCIE BWB LETÚNOV

Simona Kováčová
Air Transport Department
University of Žilina
Univerzitná 8215/1
010 26 Žilina

Filip Škultéty
Air Transport Department
University of Žilina
Univerzitná 8215/1
010 26 Žilina

Abstract

The Blended Wing Body is a revolutionary aircraft concept with the potential to surpass present-day conventional aircraft regarding aerodynamic efficiency, and to lower the environmental impact of the aviation industry. However, despite over thirty years of contemporary research, there is still no operational blended wing body airliner, suggesting the presence of multiple unresolved issues pertaining to this design. This article investigates various operational and technical aspects related to the design process of BWB aeroplanes and their influence on the resulting aerodynamic performance. The aim of this work is a multidisciplinary analysis with focus on aircraft structure, operational safety and ultimately on the inter-comparison of required and achievable flight characteristics.

Keywords

aerodynamics, blended wing body, aircraft design, efficiency, flight characteristics

1. Úvod

Bezchvosté lietadlá a lietajúce krídla nie sú v leteckom priemysle novinkou. Tieto typy lietadiel ale boli historicky sprevádzané problémami a len veľmi málo z nich sa dostalo do prevádzky. Nátlak na efektívnosť a zníženie spotreby paliva v leteckej doprave však v súčasnosti motivuje výrobcov lietadiel opätovne skúmať nekonvenčné koncepcie, vrátane koncepcie blended wing body (BWB).

2. Metodika a metódy skúmania

Cieľom práce bolo poskytnúť komplexný náhľad do problematiky prevádzkovo-technických determinantov BWB letúnov v kontexte ich aerodynamických vlastností. V rámci sekundárneho výskumu boli analyzované predošlé práce venované tejto téme, so zameraním na viacero aspektov.

Kľúčovými bodmi boli výhody BWB koncepcie, nároky na konštrukciu letúna z hľadiska veľkosti, kapacity a schopnosti prenášať zaťaženia vyvolané aerodynamickými silami a diferenciálnym tlakom zároveň. Taktiež boli skúmané požiadavky na letové vlastnosti a bezpečnosť letúna.

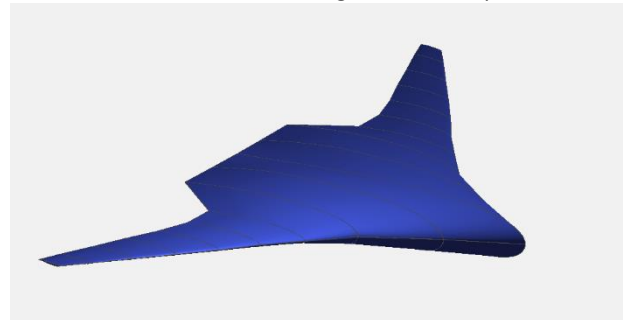
Výsledkom analýzy bol súhrn charakteristík, ktoré sú od letúna požadované. Ďalším krokom bolo overenie aerodynamických vlastností vybraného BWB letúna a ich komparácia so stanovenými požiadavkami. Letún použitý v analýze bol vytvorený na báze modelu SE²A [1], ktorý bol optimalizovaný pre transonické rýchlosti. Otázkou bolo, či takýto model bude mať prijateľné vlastnosti aj na nízkych rýchlostiach.

Pre vykonanie počiatočných simulácií bol zvolený program XFLR5. Tento softvér dokáže predpovedať parametre neviskózneho, nerotačného prúdenia tekutiny na báze Eulerových rovníc, je preto vhodný pre vyššie Reynoldsove čísla a nízke uhly nábehu. Má však limitácie, ktoré sa prejavujú ak je charakter prúdenia turbulentný, konkrétne nadhodnocovanie aerodynamickej jemnosti a neschopnosť pracovať s odtrhnutou medznou vrstvou [2].

Z dôvodu týchto obmedzení boli získané údaje dodatočne overené v programe Ansys Fluent. Tu bol vykonaný menší počet simulácií a chýbajúce hodnoty uhlov nábehu boli doplnené prostredníctvom extrapolácie. Úlohou dodatočných simulácií bolo predovšetkým potvrdiť použiteľnosť údajov získaných v XFLR5 pre potreby výskumu.

Model v XFLR5 bol vytvorený z 10 profilov, ktoré boli nakreslené prostredníctvom aproximačných kriviek na základe grafického zobrazenia v pôvodnej publikácii [1]. Jeho rozpätie bolo 0,3 m, obsah nosnej plochy bol 0,018 m² a uhol šípu bol 37,4°. Identický model bol vytvorený v programe Autodesk Inventor, ten bol pre ďalšiu analýzu importovaný do programu Ansys.

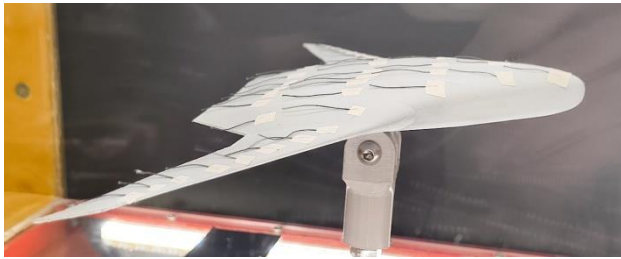
Samotné simulácie boli vykonané pri rýchlosti 20 m/s pri uhloch nábehu -5°- 15° v XFLR5, skonvergovali však len po uhol 8°, kde



Obrázok 1 Model BWB letúna v XFLR5 (Zdroj: autor)

začalo dochádzať k odtrhaniu prúdnic od koncov krídel dovnútra. V programe Ansys boli analyzované uhly nábehu 0°, 5° a 10°.

V poslednej fáze praktického výskumu bol vytlačený 3D model predmetného BWB letúna, na ktorom boli uskutočnené pozorovania vo veternom tuneli pre posúdenie charakteru prúdenia v jednotlivých sekciách telesa. Prínosom tejto formy pozorovania mal byť predovšetkým náhľad do aerodynamiky letúna na vysokých uhloch nábehu, ktorej pochopenie je nutné obzvlášť vo fázach vzletu a pristátia.



Obrázok 2 Model vo veternom tuneli (Zdroj: autor)

3. Výsledky

Analýza prevádzkovo-technických aspektov koncepcie BWB ukázala, že letúny tohto typu majú mnoho výhod, no boli identifikované aj slabé stránky, ktoré vyžadujú riešenia.

3.1. Príležitosti

Najväčšou výhodou BWB letúnov je menšia obtekaná plocha v porovnaní s konvenčnými letúňmi, vďaka čomu je ich trecí odpor nižší. Plynulý prechod trupu a krídla znižuje interferenčný odpor, celková spotreba paliva sa teda znižuje [3]. Aerodynamický čistejší tvar a umiestnenie pohonných jednotiek na vrch trupu letúna má tiež potenciál znížiť hlukovú stopu letúna. Okrem toho, jedinečný tvar trupu umožňuje nové usporiadania kabíny a rovnomerná výška stropu dodá pocit priestranosti, zvyšujúci komfort cestujúcich.

3.2. Výzvy

Jednou z hlavných výzev návrhu BWB letúna je nájdenie rovnováhy medzi výkonnosťou v cestovnom režime a ostatnými aspektami prevádzky.

3.2.1. Aerodynamika

Absencia chvostových plôch komplikuje stabilitu a riaditeľnosť letúna. Pozdĺžnu stabilitu možno riešiť viacerými spôsobmi: použitím autostabilných profilov v oblasti trupu, záporným skrútením koncov krídel, obe však navyšujú odpor lietadla. Tretím variantom je použitie výrezu pod nábežnou hranou trupového profilu [4]. Toto riešenie bolo navrhnuté pre BWB letún SAX-40, no vyžaduje si ďalší výskum [5].

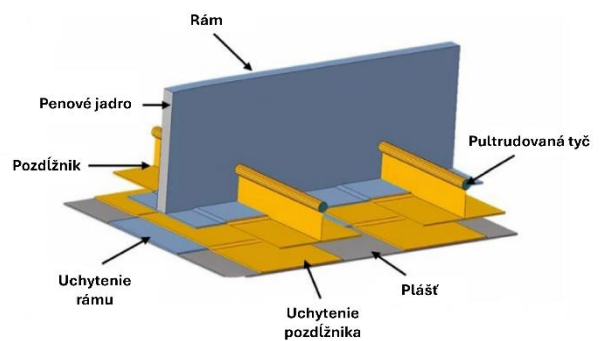
Priečna a stranová stabilita môže byť zabezpečená wingletmi alebo vertikálnymi stabilizátormi, ich účinnosť je však obmedzená krátkou vzdialenosťou od ťažiska. Celkovo pre BWB koncepciu platí, že nie je možné zabezpečiť rovnakú úroveň stability ako u konvenčného letúna. Je totiž potrebné brať ohľad nielen na výkonnosť, ale aj na riaditeľnosť letúna, keďže dĺžka páky riadiacich plôch je tu relatívne krátka. Ďalším nárokom na BWB letúny je teda aj výkonná a dynamická silová sústava spolu so systémami stabilizácie riadenia.

V neposlednom rade je podstatná výkonnosť pri nízkych rýchlostiach. Absencia horizontálnej chvostovej plochy by BWB letúnu neumožnila kompenzovať klopivý moment vyvolaný komplexnou vztlakovou mechanizáciou, preto musí byť schopný vytvárať dostatočnú vztakovú silu na nízkej rýchlosti aj bez nej [5].

3.2.2. Konštrukcia

Dôležitou otázkou je tiež konštrukcia trupu, ktorý je súčasťou nosnej plochy, ale zároveň je pretlakovaný. Jeho plošný tvar prenáša zaťaženie diferenciálnym tlakom horšie než konvenčné konštrukcie s kruhovým prierezom, čo komplikuje situáciu, obzvlášť keď je cieľom zachovať nízku hmotnosť letúna.

Možným riešením by mohlo byť použitie kompozitnej štruktúry PRSEUS, ktorá pozostáva z penových rámov, pozdĺžnikov a je zosilnená pultrudovanými tyčami. Jegley et al [6] preukázali, že kabína pozostávajúca z panelov vytvorených touto technológiou dokáže vydržať zaťaženia v prevádzkovom rozsahu, ktoré pre dopravné lietadlá vymedzuje CS-25.



Obrázok 3 Štruktúra PRSEUS Zdroj: [7]

3.2.3. Bezpečnosť a komfort cestujúcich

Pri návrhu dopravného letúna je potrebné zohľadniť možnosť evakuácie cestujúcich. Súčasný návrh BWB koncepcie sú zvyčajne strednoplôšniky, popri prípade hornoplôšniky, čo obmedzuje počet a rozmiestnenie núdzových východov. U strednoplôšnikov je možné umiestniť východy len do prednej a zadnej časti lietadla, čo znamená, že množstvo cestujúcich bude od najbližšieho východu ďaleko. Najväčšie riziko hrozí v prípade zablokovania všetkých východov v zadnej časti letúna, napr. v prípade požiaru [8]. V prípade hornoplôšnika je možné umiestniť východy aj po bokoch lietadla, ale je potrebné zvážiť možnosť poškodenia krídel pri náraze [9].

V neposlednom rade, nároky na pohodlie cestujúcich takisto ovplyvňujú návrhový proces. Uhol kabíny v cestovnom režime by nemal presahovať 3° , teda aj optimálny uhol nábehu pre tento režim by mal byť nízky. Taktiež je potrebné limitovať šírku kabíny, keďže vyššie uhly náklonu a vybočenia by mohli byť nepríjemné pre cestujúcich sediacich ďaleko od osi otáčania [3].

3.3. Analýza aerodynamických vlastností

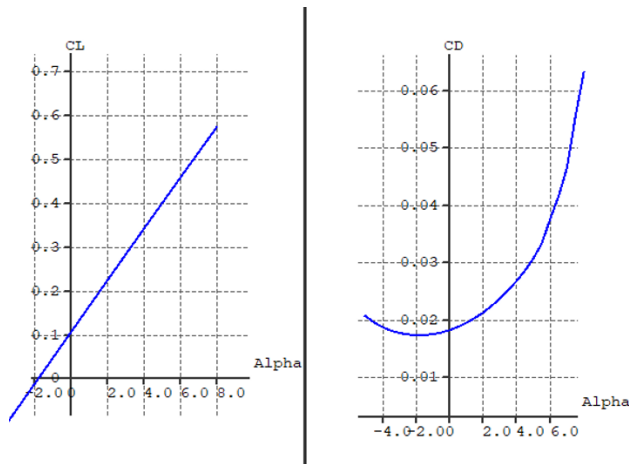
Cieľom analýzy aerodynamických vlastností BWB letúna v programe XFLR5 bolo získať nasledujúce údaje:

- Informácie o rozložení vztlakovej a odporovej sily.
- Priebeh súčiniteľa vztaku (C_L) a odporu (C_D) v závislosti od uhla nábehu (α) a ich vzájomný vzťah,
- Momentovú krivku letúna pre posúdenie pozdĺžnej stability,

Rozloženie vztlakovej sily bolo zmiešané, trojuholníkovovo-eliptické. Pozorovaných bolo zopár nerovností, pravdepodobne

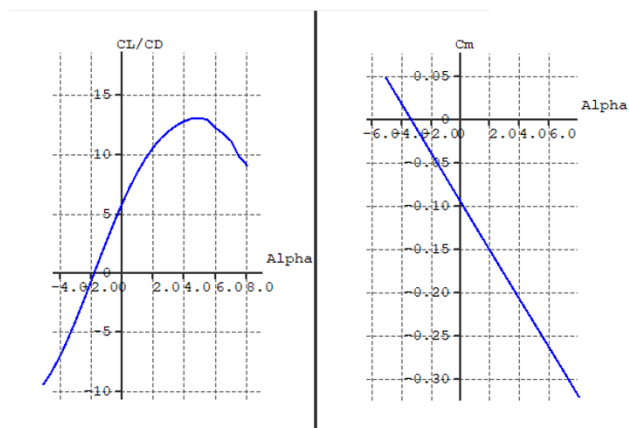
vplyvom nepresností pri návrhu profilov. Pôsobisko vztľaku bolo v zásade viac vpredu v koncových častiach krídla, kým na trupe bolo typicky až v druhej polovici dĺžky tetivy.

Na Obrázku 4 sa nachádzajú grafy C_L a C_D v závislosti od uhla nábehu. Pretože simulácia skonvergovala iba po $\alpha = 8^\circ$, nebolo možné určiť maximálny súčiniteľ vztľaku ani kritický uhol nábehu. Záznam z priebehu analýzy však indikoval postupné prekročenie miestnych C_{Lmax} počínajúc na koncoch krídla od uhlov nábehu nad 8° , čo implikuje odtrhnutie medznej vrstvy v týchto oblastiach. Čo sa týka súčiniteľa odporu, minimálna hodnota 0,017 je dosiahnutá približne pri $\alpha = -2^\circ$.



Obrázok 4 Vztľaková a odporová krivka BWB letúna (Zdroj: autor)

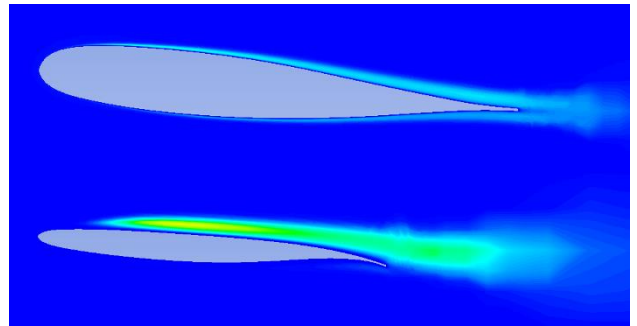
Obrázok 5 znázorňuje závislosť aerodynamickej jemnosti od uhla nábehu a momentovú krivku. Maximálna aerodynamická jemnosť v hodnote 12,96 je dosiahnutá je pri $\alpha = 4,5^\circ$. Pri pohľade na momentovú krivku možno vidieť, že má klesajúcu tendenciu, indikujúcu statickú stabilitu lietadla. Nulový súčiniteľ klopivého momentu (C_m) je však dosiahnutý pri zápornom uhle nábehu. Lietadlo tým pádom nie je možné vyvážiť vo vodorovnom lete. Táto vlastnosť vyplýva z návrhu letúna, v ktorom neboli uplatnené žiadne metódy zaistenia pozdĺžnej stability.



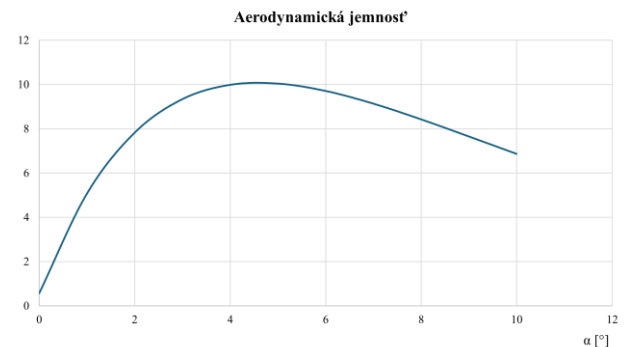
Obrázok 5 Aerodynamická jemnosť a momentová krivka letúna (Zdroj: autor)

Simulácie v programe Ansys slúžili pre overenie získaných hodnôt a pre vykreslenie tlakových polí okolo jednotlivých

profilov. Keďže Ansys využíva metódu RANS, nemá rovnaké obmedzenia ako XFLR5, bolo tu teda možné vidieť aj turbulentné prúdenie, ktoré bolo obzvlášť výrazne na konci krídla (viď. Obrázok 6). Maximálna dosiahnutá aerodynamická jemnosť tu bola iba 10, čo je o 23% menej v porovnaní s XFLR5. Taktiež nastala pri vyššom uhle nábehu -5° . Jej priebeh je znázornený na Obrázku 7.



Obrázok 6 Porovnanie prúdenia na vnútornom a koncovom profile krídla (Zdroj: autor)



Obrázok 13 Aerodynamická jemnosť v programe Ansys (Zdroj: autor)

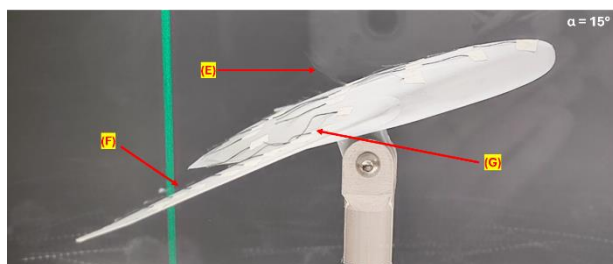
Na záver bol skúmaný charakter prúdenia na vysokých uhloch nábehu vo veternom tuneli. Počas pozorovania bolo zrejme, že k separácii medznej vrstvy dochádza najprv na vonkajšom krídle. Pri $\alpha = 10^\circ$ boli prúdnice až po spojnicu krídla a trupu plne odtrhnuté, pričom v tejto oblasti dochádzalo aj k výraznému zosúvaniu prúdenia smerom von. Prúdenie okolo trupu bolo pri tomto uhle stále laminárne, ako možno vidieť na Obrázku 8.



Obrázok 7 Veterný tunel pri $\alpha = 10^\circ$

K úplnému odtrhnutiu prúdnice došlo až okolo uhla nábehu 15° (viď. Obrázok 9). Tu už možno pozorovať turbulentné prúdenie aj nad trupovou časťou. Tiež je tu evidentné zosúvanie medznej vrstvy na spojnicu krídla a trupu. Pozorovania vo veternom tuneli však svedčia tomu, že BWB letún je schopný vytvárať dostatočné množstvo vztľaku aj pri vysokých uhloch nábehu. Problémové sú

konce krídel, kde by ale bolo možné oddialiť odtrhnutie medznej vrstvy pomocou vztlakovej mechanizácie.



Obrázok 8 Veterný tunel pri $\alpha = 15^\circ$ (Zdroj: autor)

4. Záver

V tomto článku boli opísané hlavné výhody a nevýhody BWB koncepcie spolu s výsledkami analýzy aerodynamických vlastností modelu vybraného letúna. Je zrejmé, že stále existujú oblasti vyžadujúce ďalší výskum, najmä čo sa týka konštrukcie, stability, riaditeľnosti a letu na nízkych rýchlostiach. Súčasný trendy sú však pozitívne, preto je možné predpokladať, že rozvoj nových technológií eventuálne umožní konštrukciu plne funkčného dopravného BWB lietadla.

Podakovanie

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. KARPUK, S. et al. Multi-Fidelity Design Optimization of a Long-Range Blended Wing Body Aircraft with New Airframe Technologies. In *Aerospace*. 2020. Vol. 7, no. 7, s. 87. DOI: 10.3390/aerospace7070087.
2. xflr5. [cit. 2025-04-20]. Dostupné na internete: <<https://www.xflr5.tech/xflr5.htm>>.
3. LIEBECK, R.H. Design of the blended wing body subsonic transport. In *Journal of Aircraft*. 2004. Vol. 41, no. 1, s. 10–25. DOI: 10.2514/1.9084.
4. SARGEANT, M.A. et al. Stability of Hybrid-Wing-Body-Type Aircraft with Centerbody Leading-Edge Carving. In *Journal of Aircraft*. 2010. Vol. 47, no. 3, s. 970–974. DOI: 10.2514/1.46544.
5. CHEN, Z. et al. Assessment on critical technologies for conceptual design of blended-wing-body civil aircraft. In *Chinese Journal of Aeronautics*. 2019. Vol. 32, no. 8, s. 1797–1827. DOI: 10.1016/j.cja.2019.06.006.
6. JEGLEY, D.C. et al. Structural Response of a Stitched Composite Hybrid Wing Body Center Section. In *Journal of*

Aircraft. 2021. Vol. 58, no. 3, s. 580–590. DOI: 10.2514/1.C035911.

7. MUKHOPADHYAY, V. Blended Wing Body (BWB) Fuselage Structural Design for Weight Reduction. In 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference [online]. 2005. [cit. 2025-04-03]. Dostupné z: <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2005-2349>>.
8. CHEN, K. et al. Modeling and evaluating passenger evacuation and risk in blended wing body aircraft using continuous displacement agents. In *Discover Applied Sciences*. 2025. Vol. 7, no. 1, s. 48. DOI: 10.1007/s42452-024-06325-y.
9. ZHANG, Y. - WANG, H. Crashworthiness analysis of PRSEUS-based Blended-Wing-Body civil aircraft. In *Aerospace Science and Technology*. 2024. Vol. 146. DOI: 10.1016/j.ast.2024.108927.