



WING PLATFORMS OF SUPERSONIC AIRCRAFT

Richard Tabernaus

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

Martin Bugaj

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

Michal Hruz

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

Abstract

Goal of the paper is to describe various wing designs used in supersonic aircraft and their impact on lift, drag and stability with emphasis on high speed civil transport. Paper describes transonic and supersonic region, where formation of shockwaves is prevalent, and air behaves differently from subsonic region. The paper then describes different wing configurations and planforms affect the formation of lift and drag with emphasis on straight wing, swept wing and delta wing planforms. It also provides insight into the history and the present research of supersonic flight with emphasis on civil transport.

Keywords

supersonic flight, wing planforms, shockwaves, aerodynamics, comparison

1. Úvod

S vývinom leteckých motorov sa možnosti dosahovania vyšších rýchlostí stále zväčšovali. V roku 1941 sa ale objavil kritický problém pri prechode okolozvukovou oblasťou, keď americký pilot Ralph Virden so svojim stíhacím letúnom P-38 Lightning zahynul pri strmhlavom lete, ktorý nebol schopný zrovnať. Letún sa z dôvodu nadzvukového obtekania krídla stal neovládateľný a neovládateľné lietadlo následne narazilo do obytného domu. Nasledujúce roky viedli k rozsiahlym výskumom v oblasti okolozvukovej a nadzvukovej aerodynamiky kde ako vrchol pre nadzvukovú civilnú dopravu možme považovať britsko-francúzsky Concorde. Nadzvukové lietadlo musí mať nielen dostatočne veľký výkon aby prekonalo okolozvukovú oblasť a odpor s ňou spojený, ale aj dostatočne rafinovaný tvar a profil krídla pre ustálený nadzvukový let. Tento článok sa zaoberá možnosťami využitia rôznych tvarov krídla a vlastnosťami krídel nadzvukových letúnov.

2. HISTÓRIA

Prvé lietadlo ktoré prelomilo zvukovú bariéru bolo americké experimentálne Bell X-1 s pilotom Charlesom Yeagerom. Odtedy výskum nadzvukových lietadiel napredoval veľmi rýchlo, až napokon vyvrcholil do slávneho Aérospatiale – BAC Concorde a Tupoleva Tu-144. Tieto lietadlá boli síce technologicky veľmi vyspelé, ale súhra zlých udalostí ako problém so sonickými treskami, vysoké prevádzkové náklady a nehody Air France 4590 ich prinútila odísť zo služby. [1]

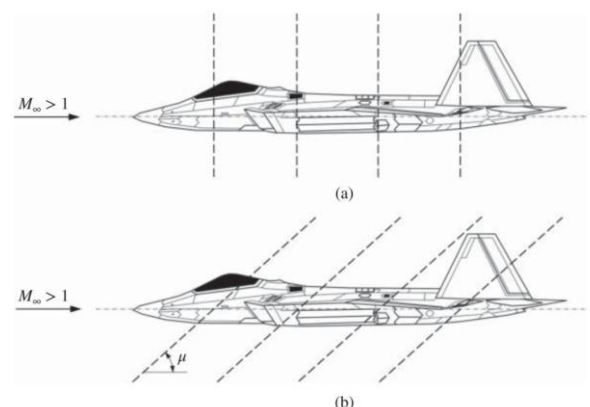
V súčasnosti sa na trhu pomaly objavujú nové koncepty nadzvukových lietadiel a riešení problémov ich predchodcov. Projekt X-59 QueSST sa zameriava na zníženie hlučnosti sonických treskov o takmer polovicu, pričom prvý let je plánovaný na rok 2023. V prípade nadzvukového bussinse jetu je vyvíjaný Spike S-512 firmou Spike Aerospace. A miesto nástupcu Concorde si nárokuje Boom Technology Overture ktorý si už objednalo niekoľko spoločností. Hlavnými prekážkami pre tieto letúne budú hlavne ich spotreba a legislatíva zakazujúca prelomenie zvukovej bariéry nad obývanými

oblasťami. Ak bude tento zákaz vplyvom úspešného ukončenia projektu X-59 upravený a dopyt po takýchto lietadlách dostatočne vysoký, je možné že začne nová éra pre leteckú dopravu. [2] [3] [4].

3. POŽIADAVKY NA TVAR NADZVUKOVÉHO KRÍDLA

3.1. Nadzvukové pravidlo plôch

Podobne ako pri okolozvukovej oblasti, aj v nadzvukovej oblasti platí Whitcombovo pravidlo plôch pre redukciju vlnového odporu. Narozdiel od okolozvukovej oblasti, kde sa sledovala jemnosť priebehu krivky prierezových plôch kolmých na pozdĺžnu os lietadla sa sleduje jemnosť krivky prierezových plôch kolmých na os, ktorá prechádza rázovou vlnou machového kužela letúna. Práve z tohto dôvodu je teda predmetné umiestňovať nosné plochy viac dozadu, ako to býva pri podzvukových lietadiel. [5]

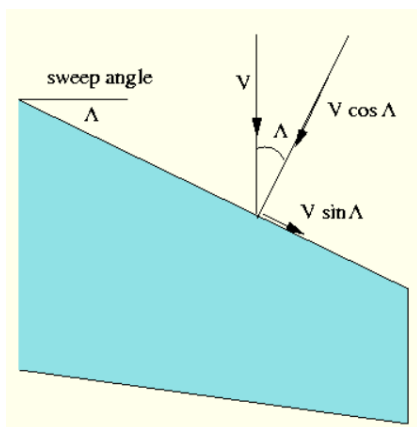


Obrázok 1 – Nadzvukové pravidlo plôch [5].

3.2. Šípovitost' krídla

Azda najdôležitejšou vlastnosťou krídla, okrem tvaru krídla je práve šípovitost'. Šípovitost' krídla je uhol medzi priečnou osou lietadla a osou prechádzajúcou bodmi, ktoré sa nachádzajú v 25% tetivy profilu. Šípovitost' krídla pomáha lietadlu aj pri prechode okolozvukovou oblasťou a zabezpečuje nižší odpor pri lete v nadzvukovom prostredí. [6]

Hlavným dôsledkom zväčšenia uhlu šípu je rozloženie vektora nabiehajúceho prúdu vzduchu na tangenciálnu zložku, ktorej vektor je v smere nábežnej hrany krídla a normálovú zložku, ktorá je kolmá na tangenciálnu. Vznik vztlaku a práve aj rázovej vlny závisia práve na normálovej zložke rýchlosti. Táto rýchlosť bude vždy menšia ako rýchlosť nabiehajúceho prúdu vzduchu, z čoho je možné usúdiť, že so zvyšovaním uhlu šípu sa bude Machovo kritické číslo zvyšovať. [6]

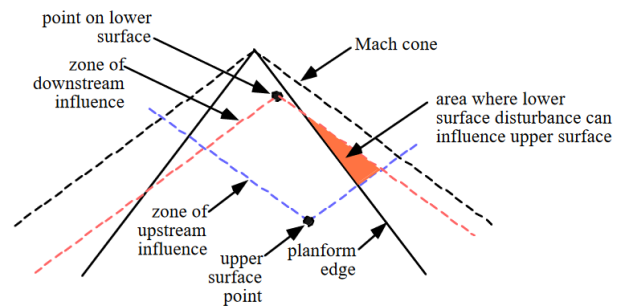


Obrázok 2 – Rozloženie vektora rýchlosti pri kladnom uhle šípu [7]

Normálová zložka rýchlosti sa dá vypočítať ako rýchlosť nabiehajúceho prúdu vzduchu V vynásobená kosínusom uhla Δ , kde uhol Δ označuje uhol šípu daného krídla. Tangenciálna zložka sa vypočíta zas ako rýchlosť nabiehajúceho prúdu vzduchu V vynásobená sínusom uhla Δ . [6]

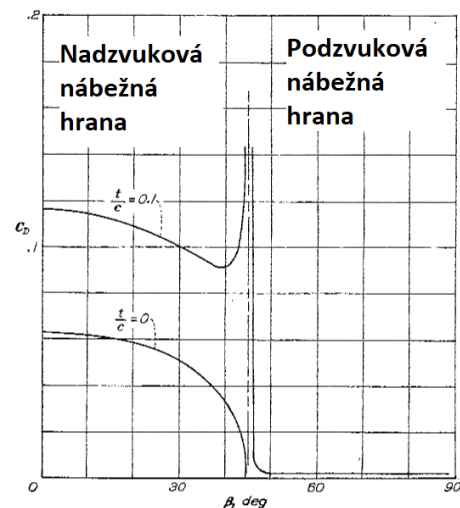
Ďalšou výhodou je zníženie vlnového odporu letúna. Vlnový odpor závisí od pomeru hrúbky profilu k tetive profilu. Nakoľko normálová zložka prúdu má dlhšiu vzdialenosť medzi nábežnou a odtokovou hranou, krídlo bude mať dlhšiu efektívnu tetivu a koeficient odporu bude omnoho nižší, ako pri priamom krídle. [8] [9]

Šípovitost' krídla je veľmi dôležitá vlastnosť krídla nielen pri okolozvukovom režíme ale aj pri nadzvukovom lete. Pre zníženie odporu sa snažíme krídlo umiestniť do machového kužeľa lietadla a do jeho vlastného machového kužeľa. Ak sa krídlo nachádza vo vnútri vlastného machového kužeľa, hovoríme, že má podzvukovú nábežnú hranu. Celková rýchlosť obtekajúca krídlo je vyššia ako rýchlosť zvuku, ale charakter obtekania a prenosu informácií tlakovými impulzami v smere obtekania podzvukový, lebo normálová zložka rýchlosti kolmá na nábežnú hranu je podzvuková. V tomto prípade je interakcia medzi hornou a spodnou nábežnou hranou zachovaná a je možné počítať s nasávaním vzduchu smerom nahor pre zvýšenie vztlaku. [8] [9]



Obrázok 3 – Podzvuková nábežná hrana [8]

Toto umožňuje používať pri nadzvukových rýchlostiach aj profily, ktoré sú podobné podzvukovým. Ak krídlo nie je umiestnené v machovom kuželi, vzniká na jeho nábežnej hrane silná rázová vlna, ktorá bude produkovať obrovský odpor, ktorý je mimoriadne citlivý na pomer hrúbky a tetivy profilu, štiplosti krídla, uhlu nábehu a uhlu šípu. Krídlo, ktoré má väčší uhol šípu bude pri takejto nadzvukovej nábežnej hrane produkovať viac odporu, ako krídlo ktoré je priame. Z tohto dôvodu je výhodnejšie pri veľmi vysokej rýchlosti mať tenké štíhle a priame krídlo. [9]



Graf 1 – Závislosť koeficientu odporu od uhla šípovitosti pri nadzvukovej a podzvukovej nábežnej hrane [9]

Nevýhodou vysokého uhlu šípu sú zhoršené aerodynamické charakteristiky pri nízkych rýchlostiach, kde krídlo neumožní také veľké zrýchlenie prúdu ako priame krídlo, čo spôsobí zvýšenie pristávacej rýchlosti, pádovej rýchlosti a zhorší celkovú manévrovateľnosť lietadla. Krídlo bude potrebovať vyššie uhly nábehu ako priame krídla. Tangenciálna zložka navyše spôsobí hrubnutie medznej vrstvy na konci krídla, čo spôsobí odtrhnutie medznej vrstvy pri páde najskôr na konci krídla. V tomto prípade sú ako prvé zasiahnuté krídelká a letún stráca schopnosť priečnej riaditeľnosti. [10]

Tento problém sa dá vyriešiť záporným uhlom šípu do smeru letu. V tomto prípade tangenciálna zložka spôsobí hrubnutie medznej vrstvy pri koreni krídla a následne jej odtrhnutie od koreňa. Krídelká sú zasiahnuté pri páde ako posledné a priečna riaditeľnosť je zachovaná. Nevýhodou takejto koncepcie sú ale vysoké aeroelastické momenty, ktoré zvyšujú nároky na konštrukciu. Materiály krídla musia byť dostatočne pevné, čo by

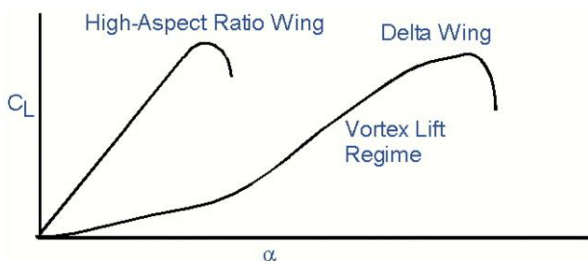
buď zvýšilo hmotnosť krídla a tak znegovalo výhodu tohto krídla alebo sú príliš drahé. Letún je avšak stále mimoriadne smerovo nestabilný a bez pomoci počítačov neriaditeľný a citlivý na fenomén nazývaný holandský krok. [10]

3.3. Delta krídla

Šípovitost' krídla je teda pri nadzvukových lietadlách takmer nevyhnutná. Štrukturálne ale sú ale krídla s vysokou šípovitost'ou dosť slabé. Z tohto dôvodu sa využívajú práve delta krídla. [9]

Čisté delta krídla vznikajú tak, že sa odtokové hrany obidvoch krídel spoja a vytvoria trojuholníkový tvar. Takéto krídlo má následne dlhšiu tetivu a tým pádom aj nižší vlnový odpor pri zachovaní tej istej hrúbky. V prípade, že je potrebné urobiť krídlo hrubšie, pomer hrúbky k tetive je porovnateľný s šikmým krídlom. Takéto krídlo je nielen pevnostne ideálnejšie, ale môže uskladniť väčší objem paliva alebo mechanizáciu. Spomínaná pevnosť umožní použitie ešte väčšieho uhlu šípu. Ďalšia výhoda takéhoto krídla je vyššia hodnota vztlaku pri rovnakej šípovitosti z dôvodu väčšieho obsahu. Krídlo má navyše menšiu štihlosť, ako šikmé krídlo. [9]

Nevýhodou delta krídel je ich vysoký indukovaný odpor pri nízkych rýchlostiach z dôvodu nízkej štihlosti krídla a vyšší profilový odpor, nakoľko obsah krídla sa zväčší. [11]

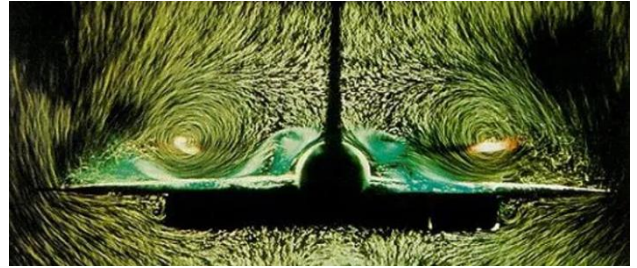


Obrázok 4 – Vztlková čiara delta krídla [Zdroj: 12]

Ďalšou nevýhodou je vysoká pristávací a vzletová rýchlosť. Krídlo potrebuje vyššiu rýchlosť a väčší uhol nábehu na generovanie dostatočne veľkého vztlaku, čo sa prejaví aj na menšom sklone vztlakovej čiary. Z tohto dôvodu sa využíva pri pristávaní fenomén vytvárania vztlaku pomocou dvoch kónických vírov, ktoré vznikajú na hornej strane krídla a fungujú ako dve rozsiahle oblasti nízkého tlaku vzduchu. [13] [14]

3.4. Zložené krídla

Zložené krídlo je špeciálny druh najčastejšie delta krídla skladajúci sa z dvoch alebo viacerých pôdorysov. Má niekoľko výhod. Jednou z výhod je jednoduchšie vytváranie vztlakových vírov. Tieto víry potrebujú uhol často veľký nábehu. Pri takomto naklopení lietadla sa za ostrou nábežnou hranou odtrhne medzná vrstva a vytvorí veľký vír, ktorý rotuje vysokou rýchlosťou a pôsobí ako rozsiahla tlaková depresia. Takýto vír sa následne pri zvyšovaní uhlu nábehu bude rozširovať od nábežnej hrany až na celú plochu hornej časti krídla. Tlakový diferenciál sa prejaví na strmom náraste súčiniteľa vztlaku. Pri prekročení kritického uhlu nábehu sa vír rozpadne a letún prudko stratí vztlak úplne. [13] [14]



Obrázok 5 - Vírový vztlak na lietadle Concorde [14]

Ďalšou požiadavkou pre vznik vztlakových vírov je dostatočne veľká šípovitost'. Nakoľko príliš veľká šípovitost' bude negatívne ovplyvňovať generáciu vztlaku, používajú sa predĺžené nábežné hrany s vysokou šípovitost'ou, kačacie plochy alebo práve zložené krídlo. Takéto krídlo bude mať najskôr od koreňa vysokú šípovitost' a následne sa uhol šípu zmenší a zachová sa tak zároveň aj dostatočne vysoký vztlak pri vodorovnom lete. [13] [14]

Výhodou zloženého krídla je aj redukcia posunu aerodynamického streda pri prechode okolozvukovou oblasťou. Čistá delta konfigurácia bude mať aerodynamický stred vždy viac vzadu v porovnaní so zloženým krídlom. Funguje to na princípe toho, že vnútorná časť krídla s väčším uhlom šípu a nižšou štihlosťou bude mať miernejší sklon vztlakovej čiary v porovnaní s vonkajšou časťou krídla. [15]

Zložené krídlo môže mať veľa tvarov. Najlepší tvar pre redukciu vlnového odporu je gotický lomený oblúk alebo aj nazývaný von Kármánova ogíva. Takéto krídlo bolo použité aj na britsko-francúzsky Concorde. Vnútorná časť krídla má vysoký uhol šípovitosti na generovanie vírového vztlaku pri vysokom uhle nábehu pri pristávaní, následne sa šípovitost' zmenší a krídlo je zakončené formou orezanej delty. [15]

4. Porovnanie koncepcií nadzvukových krídel

4.1. Porovnanie priameho, šikmého a delta krídla

Koncepcie krídel nadzvukových lietadiel sú naozaj rôznorodé. Je dôležité, aby lietadlo fungovalo správne v podzvukovom, okolozvukovom ale aj nadzvukovom režime.

Pre podzvukové režimy sú priame krídla účinnejšie ako šikmé alebo delta krídla, nakoľko tangenciálna zložka rýchlosti je nulová a teda aj strata vztlaku spôsobená uhlom šípu je nulová. Delta krídla navyše majú problém s vysokým indukovaným odporom z dôvodu nízkej štihlosti. Toto zase kompenzuje výhoda vytvárania vírového vztlaku pri lete vysokým uhlom nábehu čo značne znižuje ich pristávaciu rýchlosť. Ďalšou výhodou delta krídel je ich konštrukčná pevnosť a väčší objem krídla pre uskladnenie paliva a lepšie rozloženie zaťaženia. [6] [11]

Pre okolozvukové režimy sa výhody priamych krídel obrátia na nevýhody. Kritické machovo číslo sa zvyšuje so zväčšujúcim sa uhlom šípu a strmosť nárastu vlnového odporu sa znižuje so zväčšujúcim sa uhlom šípu. Rázová vlna, ktorá sa vytvára na profile priameho krídla je taká veľká a silná, že energetický nárok na lietadlo sú výrazne neekonomické. To je možno ešte zredukovať zmenšením pomeru hrúbky ku dĺžke tetivy profilu, čo však spôsobí že lietadlo má tenké krídla ktoré nemôžu

uskladniť veľa paliva a nie sú konštrukčne pevné. Avšak ani v tomto prípade sa nepoužívajú priame krídla, ale skôr lichobežníkové nosné plochy. Výhodou takých krídel je ale pozícia aerodynamického stredy, kde lichobežníkové krídlo má v oblasti okolo 0.4 dĺžky tetivy a delta krídlo okolo 2/3 dĺžky tetivy. Ak je aerodynamický stred príliš vzadu, Mach tuck spôsobuje príliš silný moment na hlavu, ktorý musí byť vyrovnaný príslušnou výchylkou horizontálneho stabilizátora alebo elevonov, čo ďalej znižuje hodnotu celkového vztlaku a zvyšuje hodnotu odporu. [16]

Pre nadzvukové režimy sa javí delta krídlo ako najlepšie riešenie z hľadiska možnosti využitia vysokého uhlu šípú, nízkeho pomeru hrúbky profilu k tetive profilu a možnosti upravenia ich tvaru do von Kármánovej krivky. Akonáhle ale požiadavky na šípovitost' s pribúdajúcou rýchlosťou stúpajú a podzvuková nábežná hrana nie je ďalej udržateľná, tak priame krídlo má menšiu hodnotu odporu pri nadzvukovej nábežnej hrane ako delta krídlo. Takéto krídlo by ale muselo byť veľmi štíhle a tenké pre prechod okolozvukovou oblasťou, čo je pre leteckú dopravu ekonomicky nerealizovateľné. [15]

4.2. Porovnanie delta krídel

Delta krídla môžu byť prevedené v rôznych koncepciách. V rade rozdeľujeme delta krídla na bezchvostové a delty s klasickým horizontálnym stabilizátorom. Bezchvostové delty sú také, pri ktorých funkciu horizontálneho stabilizátora plnia funkciu elevony ktoré združujú funkciu krídeliek a výškového kormidla a vyklápajú sa buď na rovnakú stranu pre klopenie alebo na opačnú stranu pre klonenie. Taktiež je možné využiť kačacie plochy pred nosnou plochou krídla. Výhodou takejto koncepcie je menší odpor a hmotnosť a nevýhodou práve horeuvedené konvenčné riešenie pozdĺžnej stability. Klapky sú v takomto prevedení len veľmi ťažko implementovateľné, lebo klapky menia prehnutie tetivy profilu a destabilizujú tak krídlo. Akonáhle nemáme horizontálnu stabilizačnú plochu, lietadlo sa dostáva do strmhlavého letu. Z týchto dôvodov je vhodné aj upraviť profil lietadla, nakoľko klasický asymetrický profil s kladným prehnutím tetivy profilu v prednej časti spôsobí moment na chvost, ktorý má tendenciu destabilizovať bezchvostové lietadlo. Používa sa preto reflexný profil. Je to taký profil, kde sa stredná krivka profilu zakrivuje v blízkosti odtokovej hrany dohora. Toto následne vytvorí kompenzačný moment na hlavu, ktorý sa bude pôsobiť proti momentu na chvost a bude sa snažiť lietadlo vrátiť do horizontálneho letu. Nevýhodou použitia takéhoto profilu je ale znížená efektívnosť pri vytváraní vztlaku z dôvodu straty odklonenia prúdu vzduchu krídlom na odtokovej hrane. [16] [17]

Koncepcia delta krídla s horizontálnym stabilizátorom za nosnou plochou je riešenie, pri ktorom nie je potrebné riešiť problémy so stabilitou. Delta krídlo má avšak z dôvodu rozloženia vztlakovej sily aerodynamický stred viac vzadu, ako to je u priameho a šikmého krídla, takže aj horizontálny stabilizátor musí byť umiestnený viac vzadu. [17]

Ďalšia možnosť je orezať koncové časti krídel a vytvoriť tak orezanú deltu. Takéto zakončenie krídla zmierňuje zhrubnutie medznej vrstvy na konci krídel. Orezaná delta je navyše konštrukčne pevnejšia a jednoduchšia na výrobu ako špicatý koniec konvenčnej delty. Krídla majú navyše menšie rozpätie a je ich jednoduchšie umiestniť do machového kužeľa lietadla. Výhodou je aj oddialenie rozpadnutia víru nad krídlom pri

vysokom uhle nábehu pre produkciu vírového vztlaku a tiež aerodynamický stred orezanej delty leží viac vpred. [17]

Koncepcia v podobe zalomeného šípú má tiež svoje opodstatnenie. Oproti klasickej delte má vyšší koeficient vztlaku a nižší koeficient odporu ako aj pri podzvukovej tak aj pri nadzvukovej rýchlosti. [18]

Zložená delta alebo niekedy nazývaná aj dvojité delta je delta krídlo, ktoré sa skladá z minimálne dvoch rôznych pôdorysov krídel a združuje takto dokopy vlastnosti viacerých delta krídel. Vyznačuje sa nízkym vlnovým odporom, vytvára ideálne podmienky na tvorbu vírového vztlaku pri zachovaní dostatočne vysokého súčiniteľa vztlaku a taktiež posúva aerodynamický stred smerom dopredu. Čím je navyše šípovitost' vnútorného krídla väčšia, tým je vír nad krídlom stabilnejší a rozpadá sa pod väčším uhlom nábehu. Predo sa v moderných koncepciách najčastejšie využíva zložená delta s orezanými okrajmi, prípadne so zalomením odtokovej hrany tak, ako to je pri koncepcii zalomeného šípú, čím sa dosahuje kompromis medzi všetkými konfiguráciami delta krídel. [17]

5. ZÁVER

Koncepcie krídel lietadiel určených pre nadzvukovú prevádzku sa výrazne líšia od krídel v podzvukovom režime. Najlepšie krídlo pre civilnú leteckú nadzvukovú dopravu zostáva stále delta krídlo pre svoje konštrukčné aj odporové výhody. Možnosti upravovania tvaru takéhoto krídla sú rozmanité. Šikmé krídlo je tiež veľmi dobrá voľba, avšak šípovitost' je obmedzená a nie je pri takomto krídle možné vytvárať vírový vztlak. Takéto krídlo by avšak pre nízke nadzvukové rýchlosti malých lietadiel vyhovovalo. Priame krídlo je v nadzvukovej civilnej doprave nepoužiteľné. Takéto krídlo je avšak v lichobežníkovej verzii využiteľné pre veľmi rýchle nadzvukové bojové letúne. Pre ďalšiu optimalizáciu koncepcií krídel je potrebný praktický výskum pomocou počítačových simulácií ale aj ofukovaním v nadzvukovom veternom tunely.

Podakovanie

Článok je publikovaný ako jeden z výstupov projektu Ministerstva školstva, vedy, výskumu a športu Slovenskej republiky **KEGA 040ŽU-4/2022** Transfer progresívnych metód vzdelávania do študijného programu "*Technológia údržby lietadiel*" a "*Letecká doprava*".

Referencie

- [1] Real Engineering, 2022. *The Insane Engineering of the Concorde* [online]. Dostupné na: <https://www.youtube.com/watch?v=hnrpXxbVhME>
- [2] *Boom Overture* [online]. Dostupné na: <https://boomsupersonic.com/>
- [3] *Spike Aerospace* [online]. Dostupné na: <https://www.spikeaerospace.com/>
- [4] *Quesst Quiet Supersonic Flight* [online]. Dostupné na: <https://www.nasa.gov/specials/Quesst/>
- [5] CORDA, S. *Intorduction to engineering with a Flight Test perspective*, Chichester: John Wiley & Sons, 2017. ISBN: 9781118953365

- [6] NASA, *Wings and Configurations for High-Speed Flight*, [Online]. Dostupné na: <https://history.nasa.gov/SP-468/ch10-4.htm>
- [7] FILIPPONE, A. *HIGH-SPEED Aerodynamics* [online]. Dostupné na: <https://aerodyn.org/sweepback/>
- [8] JONES, R.T. 1945. *Wing plan forms for high-speed flight* [online]. Dostupné na: https://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc60163/m2/1/high_res_d/19930091936.pdf
- [9] COWLES, G. 2015. *Supersonic flight* [online]. Dostupné na: <https://www.youtube.com/watch?v=4VLx9RCAs48>
- [10] Real Engineering, 2019. *Why Do Backwards Wings Exist?* [online]. Dostupné na: <https://www.youtube.com/watch?v=RN6vGxyMcVU>
- [11] NASA, *Supersonic flow* [online]. Dostupné na: <https://history.nasa.gov/SP-367/chapt6.htm>
- [12] ALMOSNINO, D. 2016. *Cart3D/Adjoint Assessment of 65° Transonic Delta Wing* [online]. Dostupné na: https://www.researchgate.net/publication/318969914_Cart3DAdjoint_Assessment_of_a_65_Transonic_Delta_Wing
- [13] LUCKRING, J.M. 2019. *The discovery and prediction of vortex flow aerodynamics*. In: *The Aeronautical Journal* [online]. 2019, č. 123, s. 729-804. Dostupné na: https://www.cambridge.org/core/services/aop-cambridge-core/content/view/DE576518A55429F30FC2D32FE057EC90/S0001924019000435a.pdf/discovery_and_prediction_of_vortex_flow_aerodynamics.pdf
- [14] GAURAV, G. a kol. 2021. *Aerodynamic Characteristics of Compound Delta Wings at Sea Level* [online]. Dostupné na: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/1149/1/012027/pdf>
- [15] MASON, W.H. 2019. *Supersonic aerodynamics* [online]. Dostupné na: https://archive.aoe.vt.edu/mason/Mason_f/ConfigAeroSupersonicNotes.pdf
- [16] SHREEPAL, A.M. KUMAR, S.H.V. 2019. *A Study on Flight Mechanics of Tailless Aircraft* [online]. Dostupné na: <https://wcc.ep.liu.se/index.php/TMAL02/article/view/559>
- [17] DIMITRIADIS, G. 2018. *Fighter aircraft design* [online]. Dostupné na: <http://www.ltas-cm3.ulg.ac.be/AERO0023-1/ConceptionAeroFighter.pdf>
- [18] DRAZ, A.M. a kol. 2020. *Investigation of Air Flow Over Delta and Cranked Arrow Delta Wings*. In: *Mansoura Engineering Journal* [online]. 2020, č.45, s. 1-19. Dostupné na: https://bfemu.journals.ekb.eg/article_112323_8b49967764d76546416ccab7aafcbc8b.pdf