



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

ÚSTAV KONSTRUOVÁNÍ

INSTITUTE OF MACHINE AND INDUSTRIAL DESIGN

NÁVRH MORFUJÍCÍ STRUKTURY ODTOKOVÉ HRANY KŘÍDLA

DESIGN OF A MORPHING TRAILING-EDGE WING STRUCTURE

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Dominik Strela

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Vítězslav Sobol

BRNO 2026

Zadání diplomové práce

Ústav: Ústav konstruování
Student: **Bc. Dominik Strela**
Studijní program: Konstrukční inženýrství
Studijní obor: bez specializace
Vedoucí práce: **Ing. Vítězslav Sobol**
Akademický rok: 2025/26

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Návrh morfující struktury odtokové hrany křídla

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

V poslední době je jedním z trendů v oblasti aditivní výroby v letectví využití komplexní geometrie ke změně tvaru. Taková geometrie může být využita například pro morfující mechanismu křídla, který dokáže nahradit sestavu více komponent pomocí jedné struktury. Ta umožní vlivem deformace materiálu výraznou změnu tvaru křídla a tím dokáže snížit komplexnost mechanismu, počet potřebných dílů, popřípadě zvýšit spolehlivost.

Typ práce: vývojová – konstrukční

Výstup práce: aplikovaný výsledek (Fužit, Fprum, Gprot, Gfunk, R)

Projekt: MŠMT

Cíle diplomové práce:

Hlavním cílem práce je návrh geometrie struktury odtokové hrany morfujícího křídla s požadavkem na změnu tvaru křídla v závislosti na letových podmínkách.

Dílčí cíle diplomové práce:

- analýza deformačních charakteristik potenciálně vhodných materiálů,
- analýza struktur vhodných pro morfující křídla,
- návrh struktury morfujícího křídla za daných letových podmínek,
- příprava a testování struktury pro ověření požadovaných vlastností.

Požadované výstupy: průvodní zpráva, digitální data.

Rozsah práce: cca 72 000 znaků (40 – 50 stran textu bez obrázků).

Časový plán, struktura práce a šablona průvodní zprávy jsou závazné:

<https://www.ustavkonstruovani.cz/texty/magisterske-studium-ukoncení/>

Seznam doporučené literatury:

Vasista S, Gaspari A De, Ricci S, Riemenschneider J, Monner HP, Kamp B Van De (2016) Compliant structures-based wing and wingtip morphing devices. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 88(2):311–330. <https://doi.org/10.1108/AEAT-02-2015-0067>

Zhang Y, Ge W, Zhang Z, Mo X, Zhang Y (2019) Design of compliant mechanism-based variable camber morphing wing with nonlinear large deformation. International Journal of Advanced Robotic Systems, 16(6):1–19. <https://doi.org/10.1177/1729881419886740>

Majid T, Jo BW (2021) Status and Challenges on Design and Implementation of Camber Morphing Mechanisms. International Journal of Aerospace Engineering, 2021<https://doi.org/10.1155/2021/6399937>

TONG X, GE W, YUAN Z, GAO D, GAO X (2021) Integrated design of topology and material for composite morphing trailing edge based compliant mechanism. Chinese Journal of Aeronautics, 34(5):331–340. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.07.041>

Kambayashi K, Kogiso N, Watanabe I, Yamada T (2023) Level-set-based topology optimization of a morphing flap as a compliant mechanism considering finite deformation analysis. Structural and Multidisciplinary Optimization, 66(10):1–17. <https://doi.org/10.1007/s00158-023-03670-1>

MUHAMMED SP, AJAJ RM, KHAN KA (2020) A compliant polymorphing wing for small UAVs. Chinese Journal of Aeronautics, 33(10):2575–2588. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.03.027>

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2025/26

V Brně, dne

L. S.

prof. Ing. Martin Hartl, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jiří Hlinka, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

V práci je riešený návrh poddajnej štruktúry odtokovej hrany krídla, ktorej funkcia je založená na pružnej deformácii tenkých ohybových prvkov. Cieľom bolo overiť, či môže byť plynulá zmena zakrivenia profilu použitá ako alternatíva k jednoduchej zalomenej klapke, pričom bola posudzovaná najmä mechanická realizovateľnosť, výrobitelnosť a aerodynamický prínos navrhnutého riešenia. Na základe porovnania koncepčných prístupov bol zvolený poddajný mechanizmus tvorený sústavou tuhých segmentov prepojených serpentínovými poddajnými väzbami. Tvar väzieb bol parametrizovaný pomocou jej geometrických parametrov a následne hodnotený metódou konečných prvkov. Použitelnosť numerického modelu bola podporená experimentálnym meraním vybraných vzoriek a porovnaním ich deformačného správania s výsledkami simulácií. Finálny návrh bol následne vyhodnotený dosiahnuteľnou deformáciou, napätovým stavom a aerodynamickými vlastnosťami. Výsledky ukázali, že deformácia bola sústredená prevažne do serpentínových väzieb, zatiaľ čo tuhé segmenty zostali pretvorené len v malej miere. Pri požadovanom ohybe z MKP analýzy vyplynulo maximálne napätie približne 172 MPa, čo je pod uvažovaným dovoleným limitom únavy materiálu Ti6Al4V. Aerodynamická analýza preukázala zvýšenie maximálneho súčiniteľa vztlaku z hodnoty 1,66 pri priamom profile na hodnotu 2,47 pri deformovanom profile. Zároveň bola v oblasti nízkych a stredných uhlov nábehu dosiahnutá vyššia aerodynamická účinnosť než pri modeli jednoduchej zalomenej klapky. Navrhnuté riešenie tak naznačuje, že poddajné mechanizmy môžu byť použiteľným základom pre návrh morfovúcich odtokových hrán krídel s plynulou zmenou geometrie profilu.

KLÍČOVÁ SLOVA

Poddajná štruktúra, morfovúce krídlo, odtoková hrana, serpentínové štruktúry

ABSTRACT

This thesis deals with the design of a compliant structure for the trailing edge of a wing, function of which, is based on the elastic deformation of thin bending elements. The aim was to verify whether a smooth change in the curvature of the airfoil could be used as an alternative to a simple hinged flap, with particular attention given to the mechanical feasibility, manufacturability and aerodynamic benefit of the proposed solution. Based on a comparison of conceptual approaches, a compliant mechanism consisting of a system of rigid segments connected by serpentine compliant joints was selected. The shape of the joints was parameterized using its geometrical parameters and subsequently evaluated by the finite element method. The applicability of the numerical model was supported by experimental measurements of selected specimens and by comparing their deformation behaviour with the simulation results. The final design was then evaluated in terms of achievable deformation, stress state and aerodynamic properties. The results showed that the deformation was concentrated mainly in the serpentine joints, while the rigid segments remained deformed only to a small extent. For the required bending deformation, the FEM analysis indicated a maximum stress of approximately 172 MPa, which is below the considered allowable fatigue limit of the Ti6Al4V material. The aerodynamic analysis demonstrated an increase in the maximum lift coefficient from 1,66 for the straight airfoil to 2,47 for the deformed airfoil. At the same time, higher aerodynamic efficiency than that of the simple hinged flap model was achieved in the range of low and medium angles of attack. The proposed solution therefore suggests that compliant mechanisms may provide a suitable basis for the design of morphing wing trailing edges with a smooth change in airfoil geometry.

KEYWORDS

Compliant structure, morphing wing, trailing edge, serpentine structures

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

STRELA, Dominik. *Návrh morfující struktury odtokové hrany křídla*. Diplomová práce. Ing. Vítězslav SOBOL (vedoucí práce). Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2026.

PODĚKOVÁNÍ

Na tomto mieste by som rád poďakovať Ing Vítězslavovi Sobolovi a Ing. Janovi Jarošovi Ph.D. za odborné vedenie a cenné pripomienky, ktoré významne prispeli k zlepšovaniu tejto práce. Taktiež by som sa chcel poďakovať rodine a priateľom za ich podporu počas celého štúdia.

PROHLÁŠENÍ AUTORA O PŮVODNOSTI PRÁCE

Prehlasujem, že diplomovú prácu som vypracoval samostatne, pod odborným vedením Ing. Vítězslava Sobola. Súčasne prehlasujem, že všetky zdroje obrazových a textových informácií, zo ktorých som čerpal, sú riadne citované v zozname použitých zdrojov. V práci boli využité jazykové modely LLM v rozsahu jazykových a pravopisných úprav.

.....

Podpis autora

OBSAH

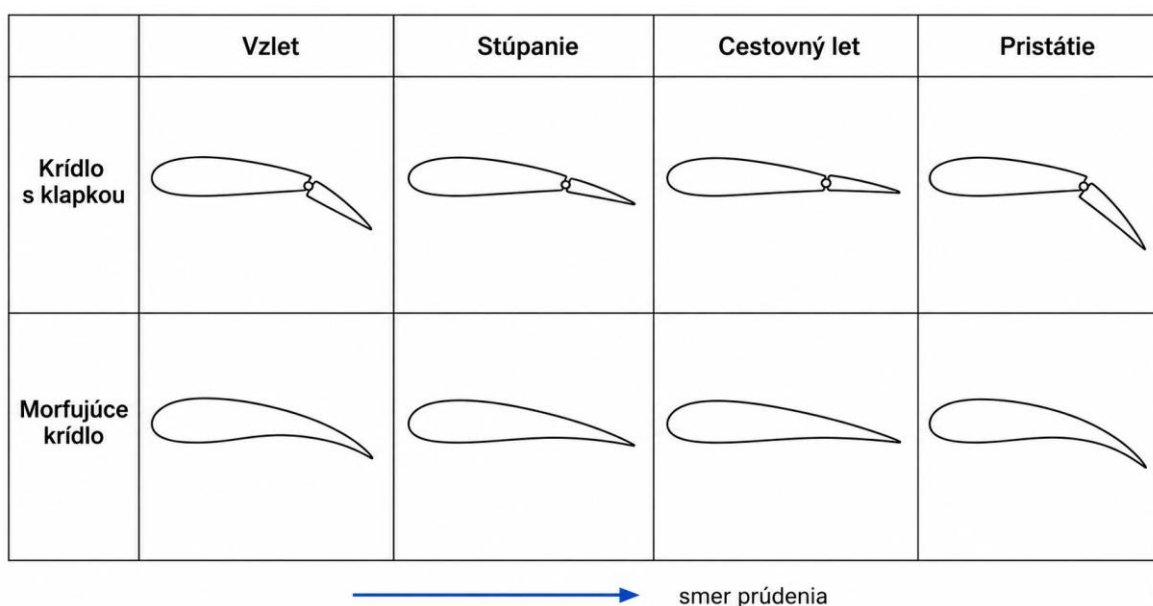
1	ÚVOD	13
2	PŘEHLED SOUČASNÉHO STAVU POZNÁNÍ	15
2.1	Křídla	15
2.1.1	Vysokovztlakové systémy	16
2.2	Morphing v letectve	17
2.3	Predchádzajúce prístupy	19
2.3.1	Monolitické štruktúry	19
2.3.2	Konvenčné mechanizmy	21
2.3.3	Auxetické štruktúry	21
2.3.4	Uhol šípovitosti krídla	22
2.3.5	Predlžovanie kordu	22
2.4	Ohybné mechanizmy	22
2.4.1	Úprava tuhosti	23
3	CÍLE PRÁCE	25
3.1	Analýza problému	25
3.2	Cíl práce	26
4	KONCEPČNÍ ŘEŠENÍ	28
4.1	Súvislý deformačný prvok	28
4.2	Poddajný mechanizmus	29
4.3	Metamateriálová štruktúra	30
4.4	Zhodnotenie koncepčných riešení	31
5	PŘEDBĚŽNÝ NÁVRH	32
5.1	Návrh tvaru mechanizmu	32
5.1.1	CFD simulácie	34
5.2	Návrh deformačnej väzby	35
5.2.1	Materiál	36
5.2.2	Priame lamely	36
5.3	Serpentínová lamela	37
5.3.1	Analýza serpentínových lamiel	38
5.3.2	MKP analýza	39
5.3.3	Výsledky analýzy odozvy	40

5.4	Aktuácia	43
5.5	Experimentálne overenie MKP modelu	46
5.5.1	Materiály a metódy	47
5.5.2	Výsledky a ich interpretácia	49
5.6	Úprava štruktúry	52
6	DETAILNÍ NÁVRH	54
6.1	Poddajná štruktúra	54
6.2	Systém aktuácie	56
6.3	Overenie návrhu	57
6.3.1	MKP analýza modelu štruktúry	57
6.3.2	CFD analýza	59
7	DISKUZE	64
7.1	Splnenie cieľov práce	64
7.2	Mechanické správanie štruktúry	65
7.3	Aerodynamický prínos	66
7.4	Návrh štruktúry a jej obmedzenia	67
7.5	Parametrizácia a prenositeľnosť	68
7.6	Ďalší vývoj	68
8	ZÁVĚR	69
9	VÝSLEDEK VÝZKUMU PODLE RIV	71
10	SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ	73
11	SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK, SYMBOLŮ A VELIČIN	76
11.1	Zoznam použitých skratiek	76
11.2	Zoznam použitých veličín	77
12	SEZNAM OBRÁZKŮ A GRAFŮ	79
13	SEZNAM TABULEK	81
14	SEZNAM PŘÍLOH	82

1 ÚVOD

Vývoj krídlových konštrukcií je dlhodobo spojený s hľadaním kompromisu medzi dostatočným vztlakom pri nízkych rýchlostiach a nízkym odporom pri cestovnom lete. Pri klasických lietadlách je tento problém riešený najmä pomocou klapiek a ďalších vysokovztlakových zariadení, ktoré menia geometriu profilu podľa aktuálneho letového režimu. Takéto riešenia sú technicky overené a široko používané, no zároveň prinášajú určité nevýhody. Vychýlením klapky vzniká na odtokovej hrane ostré zalomenie, ktoré môže nepriaznivo ovplyvniť obtekanie profilu. Súčasne, komplexné mechanizmy aktuácie klapkových systémov výrazne predražujú a komplikujú výrobu krídiel s vysokovztlakovými prvkami.

Práve tieto obmedzenia sú dôvodom, prečo je v posledných rokoch venovaná pozornosť morfovateľným krídlovým štruktúram. Ich cieľom je meniť tvar krídla plynulejším spôsobom, teda bez výrazných geometrických diskontinuít za pomoci mechanizmu umiestneného priamo v celistvej obálke krídla. Zmena tvaru odtokovej hrany by v tomto prípade mohla umožniť zvýšenie vztlaku pri vybraných režimoch letu, pričom by bol zároveň zachovaný hladší priehyb profilu než pri jednoduchej zalomenej klapke. Schematické porovnanie klapkového systému s morfujúcou odtokovou hranou krídla je na obr. 1-1.



Obr. 1-1 Schematické porovnanie krídla vybaveného klapkovým systémom a morfujúcim profilom krídla

Jednou z možností, ako takúto zmenu tvaru dosiahnuť, je použitie poddajných štruktúr. Pri nich nie je pohyb zabezpečený relatívnym otáčaním tuhých častí v čapoch alebo ložiskách, ale pružnou deformáciou vhodne navrhnutých oblastí materiálu. Výhodou takéhoto riešenia môže byť zníženie počtu trecích dvojíc a montovaných komponentov, nakoľko poddajné mechanizmy nevyžadujú kinematické väzby.

Zvyšovanie efektivity lietadiel má význam nielen z technického, ale aj z ekonomického a environmentálneho hľadiska. Aj relatívne malé zníženie aerodynamického odporu alebo hmotnosti konštrukcie sa môže pri dlhodobej prevádzke premietnuť do nižšej spotreby paliva. Tá následne znamená zníženie prevádzkových nákladov, čo je dôležité najmä pri lietadlách s veľkým počtom letových hodín. Súčasne sa tým môže obmedziť množstvo vyprodukovaných emisií, keďže spotreba paliva priamo súvisí s environmentálnou záťažou leteckej dopravy. Z tohto pohľadu majú konštrukčné riešenia vedúce k nižšiemu odporu, menšej hmotnosti alebo jednoduchšej mechanickej stavbe potenciál prispieť nielen k zlepšeniu letových vlastností, ale aj k udržateľnejšej prevádzke leteckej techniky.

Cielom práce je overiť, či môže byť takto navrhnutá poddajná štruktúra použitá ako technicky realizovateľný princíp pre morfovateľnú odtokovú hranu. Pozornosť je preto zameraná nielen na samotný tvar mechanizmu, ale aj na jeho mechanické správanie, spôsob aktuácie, vyrobiteľnosť a aerodynamický prínos. Návrh je posudzovaný pomocou metódy konečných prvkov, experimentálneho overenia vybraných ohybných väzieb a numerickej analýzy prúdenia. Tým má byť získaný ucelenejší pohľad na to, či je možné dosiahnuť požadovaný rozsah deformácie pri prijateľnom napäťovom stave a či sa plynulá deformácia profilu môže prejaviť priaznivo aj z hľadiska aerodynamickej účinnosti.

Význam práce spočíva najmä v prepojení konštrukčného návrhu poddajného mechanizmu s jeho mechanickým a aerodynamickým posúdením. Nejde teda iba o návrh samostatnej ohybnej väzby, ale o snahu začleniť takýto princíp do geometrie krídla a overiť jeho správanie v širšom kontexte. Výsledkom má byť návrhový postup a funkčný vzor, ktorý môže slúžiť ako základ pre ďalší vývoj poddajných krídlových štruktúr.

2 PŘEHLED SOUČASNÉHO STAVU POZNÁNÍ

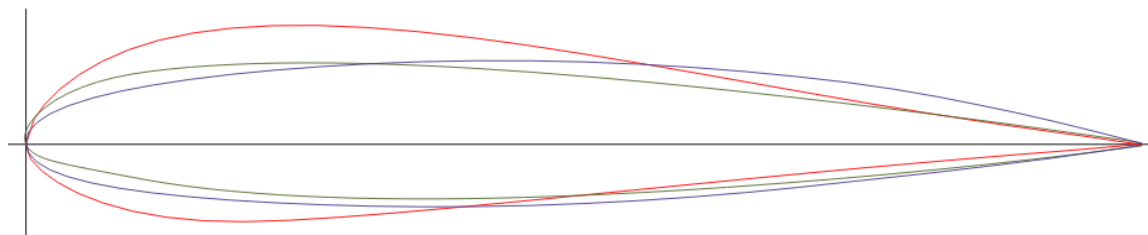
2.1 Krídla

Najdôležitejšou základnou časťou každého lietadla sú nosné plochy umožňujúce samotný let. Pri malých bezpilotných lietadlách (UAV) ide o pevné krídla doplnené o riadiace plochy ako krídelka a klapky.[1]

Krídlo s nesymetrickým profilom alebo profilom nakloneným pod určitým uhlom nábehu spôsobuje rozdiel v tlakoch medzi hornou a dolnou stranou. Nižší tlak na hornej strane krídla vytvára vztlak. Aj jednoduchá plocha naklonená v prúde vzduchu generuje vztlak, pričom súčiniteľ tohto vztlaku C_l je priamo úmerný s uhlom jej sklonu. Reálne profily disponujú určitou hrúbkou a často aj prehnutím (camber), pričom prehnutie pomáha zvyšovať vztlak pri danom uhle nábehu a hrúbka zväčšuje rozsah uhlov nábehu, pri ktorých nedochádza k odtrhnutiu prúdnic od povrchu krídla (stall). [1]

Konštrukcie malých UAV nemajú k dispozícii vysokotlakové mechanizmy pre komplexné systémy kídlok a viacštrbinových klapiek. Napriek tomu, krídlo musí zabezpečiť dostatočný vztlak pri nízkych rýchlostiach (vzlet a pristátie), no zároveň zaistiť čo najnižší odpor pri lete v cestovnej fáze.[1]

Existuje obrovské množstvo profilov krídiel, ktoré sú k dispozícii v leteckých databázach (NACA, EPPLER, AG, Lockheed - Obrázok 2-1). Pre väčšinu z nich sú známe súčinitele vztlaku, odporu a ich krivky. Bežné profily dosahujú pri uhle nábehu 10° súčiniteľ vztlaku $C_L \approx 1,1$ zatiaľ čo odpor rastie s uhlom nábehu kvadraticky. Najzásadnejšie rozdiely medzi jednotlivými profilmi sa objavujú pri maximálnom vztlaku pred aerodynamickým pádom v dôsledku stall-u. Využitie tenkých profilov pri týchto UAV by tak mohlo byť kontraproduktívne napriek značnému zvýšeniu maximálneho doletu.[1]



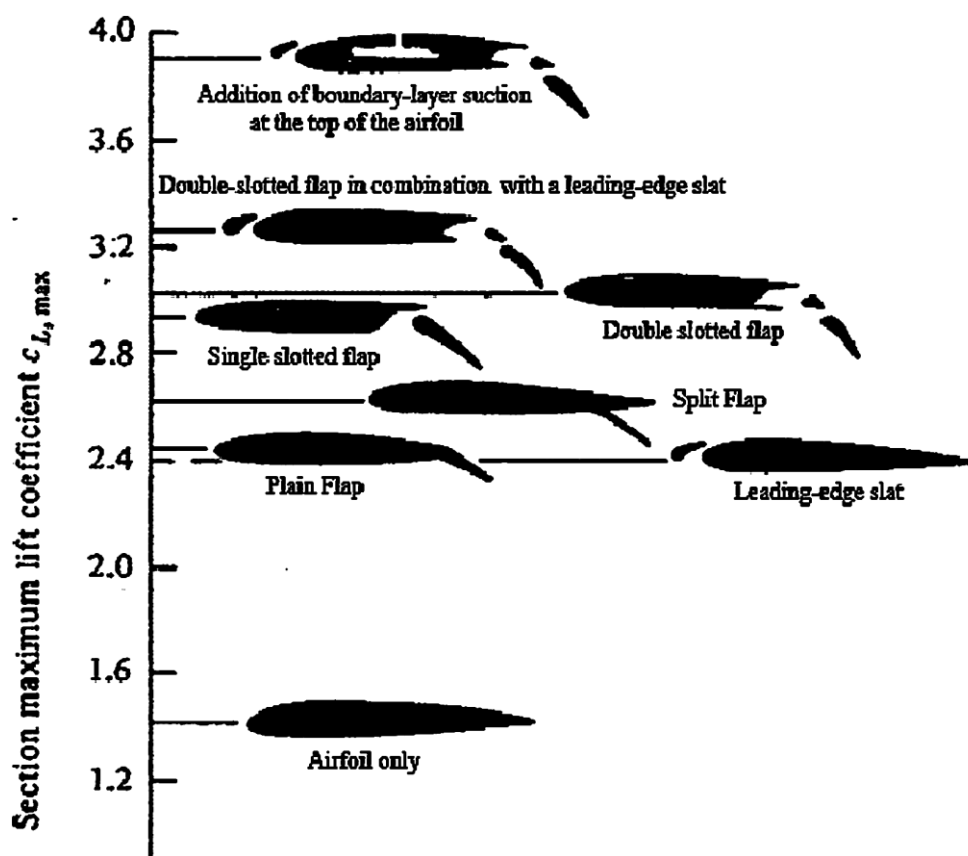
Obr. 2-1 Rôzne typy profilov krídel (Č - EPPLER, Z – NACA, F - Lockheed)

2.1.1 Vysokovztlakové systémy

Pri návrhu krídla existuje základný kompromis. Pre efektívny cestovný let (cruise) je efektívne krídlo s malým prehnutím a s vysokým plošným zaťažením. Naopak pre vzlet a pristátie je potrebný vysoký vztlak, ktorý sa dosahuje prehnutím profilu a nízkou plošnou záťažou. Historicky tak vznikali experimentálne návrhy pre zmenu plochy a prehnutia profilu.[2]

Najbežnejším riešením ktoré sa dnes v praxi používa, sú klapky. Ide o pohyblivé plochy na odtokovej hrane krídla. Najjednoduchším typom je rovinná klapka, čo je jednoduchá otočná časť profilu s dĺžkou do 30% tetivy. Pri vychýlení priamo zvyšuje prehnutie profilu a tým aj vztlak. Bežné klapkové mechanizmy dosahujú maximálny vztlak pri vychýlení o približne 40°.[2]

V tomto zmysle je možné považovať aj radiacie plochy za špeciálnu formu jednoduchých klapiek. Na rozdiel od radiacích plôch sa klapky využívajú pri vzlete, pristátí a poprípade manévroch pri nízkych rýchlostiach. Nevyužívajú sa teda na riadenie valu lietadla ale výlučne na zvýšenie vztlaku [2]. Z tohto dôvodu sa pri ich návrhu nekladie dôraz na vzniknutý odpor, ktorý v týchto fázach nepredstavuje významný problém. Tradičné klapky umožňujú zvýšiť maximálny súčiniteľ vztlaku krídla na $C_L \approx 2$, viacdielne systémy môžu túto hodnotu ešte značne zvýšiť až na hodnotu blízku 4, čo ukazuje obr. 2-2 [3].



Obr. 2-2 Porovnanie približného dosiahnuteľného súčiniteľa vztlaku podľa typu vysokovztlakového systému [3]

Súčiniteľ odporu C_d predstavuje bezrozmernú veličinu, pomocou ktorej je vyjadrovaná veľkosť aerodynamického odporu telesa pri prúde. Analogicky súčiniteľ vztlaku C_l vyjadruje schopnosť profilu alebo krídla generovať vztlak. Obe veličiny sú vzťahované na referenčnú plochu, hustotu vzduchu a druhú mocninu rýchlosti prúdenia, takže umožňujú porovnávanie aerodynamických vlastností rôznych profilov alebo rôznych konfigurácií pri odlišných rozmeroch a letových podmienkach. Zatiaľ čo C_l slúži na vyjadrenie účinnosti tvorby vztlaku, hodnota C_d informuje o tom, aká „cena“ je za tento účinok platená v podobe odporu. Práve z tohto dôvodu bývajú tieto veličiny často posudzované spoločne, najmä prostredníctvom ich pomeru C_l/C_d , ktorý býva chápaný ako ukazovateľ aerodynamickej účinnosti. Vyššia hodnota tohto pomeru spravidla naznačuje, že je pri danej konfigurácii generovaný väčší vztlak pri relatívne nižšom odpore.[2]

Systémy na zvýšenie vztlaku, tzn. klapky, nábehové krídelká, majú zásadný vplyv na vzletové a pristávacie charakteristiky, no predstavujú kompromis medzi aerodynamickým prínosom a konštrukčnými nárokmi. Príliš komplexné mechanizmy zásadne zvyšujú cenu a komplexnosť výroby. Cena týchto systémov môže predstavovať až 11% výrobných nákladov dopravného lietadla. Ich význam dokazuje aj štatistika v ktorej zvýšenie maximálneho súčiniteľa vztlaku o 1% môže pri dopravnom lietadle predstavovať nárast užitočného zaťaženia o približne 2 tony, čo predstavuje viac než 20 cestujúcich. [4]

2.2 Morphing v letectve

Práve snaha obmedziť nevýhody konvenčných klapiek, najmä geometrické zalomenie profilu, trecie väzby, vôle a montážnu zložitosť, vedie k uvažovaniu poddajných štruktúr, pri ktorých je zmena tvaru dosahovaná pružnou deformáciou materiálu. Najsľubnejšie riešenia využívajú superelastický nitinol pre vnútorné štruktúry, nasledovne obalené kompozitným poťahom. [5] Pre odtokové hrany krídel sú zaužívané riešenia využívajúce ohybné rebrá pripevnené k obálke pomocou posuvných väzieb. Trendy ale smerujú k tuhej sústave bez kinematických väzieb. Takého mechanizmy vykazujú dlhšiu životnosť a vyššiu spoľahlivosť. Poddajné štruktúry nevyžadujú komplexnú montáž a nie sú vystavené abrazívnemu opotrebeniu. Pri cyklickom namáhaní stúpa dôležitosť výberu materiálu. Každá nehomogenita môže pri miliónoch priehybov predstavovať miesto zárodku trhliny, preto sa kladie dôraz na kvalitu materiálu. Zároveň rastie potreba optimalizácie designu, tak aby ohybaný materiál počas cyklickej záťaže neprekračoval medzu únavy.[6]

Morfujúce krídlo s ohybnou odtokovou hranou musí spĺňať viacero základných funkčných a technických požiadaviek aby bolo schopné prevádzky. Pre konštrukciu sú kľúčové merateľné parametre definujúce spoľahlivosť a výkonnosť. [7]

Rozsah deformácie

Ohybná odtoková hrana by mala dosiahnuť zmenu profilu krídla, predĺžením kordu alebo zmenou zakrivenia, v dostatočnom rozsahu.[7] Typicky ide o jednotky až desiatky stupňov a pomerného predĺženia. Tento rozsah musí pokryť potreby rôznych režimov. Meria sa buď priamo optickým skenovaním alebo nepriamo cez aerodynamické účinky.[5][7] Dôležité je tiež zachovanie hladkého povrchu pri deformácii. Najjednoduchším návrhom pre riešenie vrásnenia obálky pri aktuácii je jej predpätie.[8]

Opakovateľnosť

Mechanizmus musí spoľahlivo opakovane dosahovať žiadané tvary bez výraznej degradácie alebo hysterézy. To znamená, že aj po mnohonásobnom cyklickom zaťažení a deformácie ostane správanie a odozva systému nezmenená. Overuje sa cyklickými skúškami opakovaným prehýbaním profilu pri experimente. Kontroluje sa stálosť výsledkov, únava materiálu a vôle v mechanizme. [8]

Aerodynamická účinnosť

Ohyb profilu by mal zlepšiť, minimálne nezhoršiť aerodynamické vlastnosti krídla. Hodnotí sa najmä vztlaková účinnosť a odpor vzduchu. Najčastejšie pomerom koeficientov vztlaku a odporu. [7] Vyhodnocovanie aerodynamickej účinnosti je možné pomocou simulácií CFD alebo experimentálne vo veternom tuneli pri rôznych uhloch nábehu a rýchlostiach prúdenia. [5]

Použitím jednoduchej klapky, na odtokovej časti krídla, oproti pevnému krídlu, koeficient vztlaku vzrastá typicky z 1,3-1,5 na 2,3-2,5. Pre ďalšie zvýšenie tohto súčiniteľa je potrebné využívať mechanizmy na nábehovej hrane a predlžovanie kordu krídla. [3]

Štrukturálna integrita

Poddajná štruktúra vnútri krídla musí preniesť aerodynamické zaťaženie v celom rozsahu bežných stavov – typicky až do niekoľko násobku vlastnej hmotnosti pri manévroch.[7] Vyžaduje sa určitá tuhosť a pevnosť v smeroch zaťaženia, tieto parametre sa vyhodnocujú obdobne pomocou MKP analýzy napätí a deformácií, taktiež statickými zaťažovacími skúškami. [7] Zaťaženie je typicky s magnitúdou 2,5 G no môže sa líšiť pre rôzne uplatenia.[8]

2.3 Predchádzajúce prístupy

Predchádzajúce konštrukcie ohybných krídel využívali pre návrh rôzne prístupy avšak každé riešenie obsahuje pružný poťah krídla a vnútornú deformovateľnú kostru ktorá plynule mení tvar

2.3.1 Monolitické štruktúry

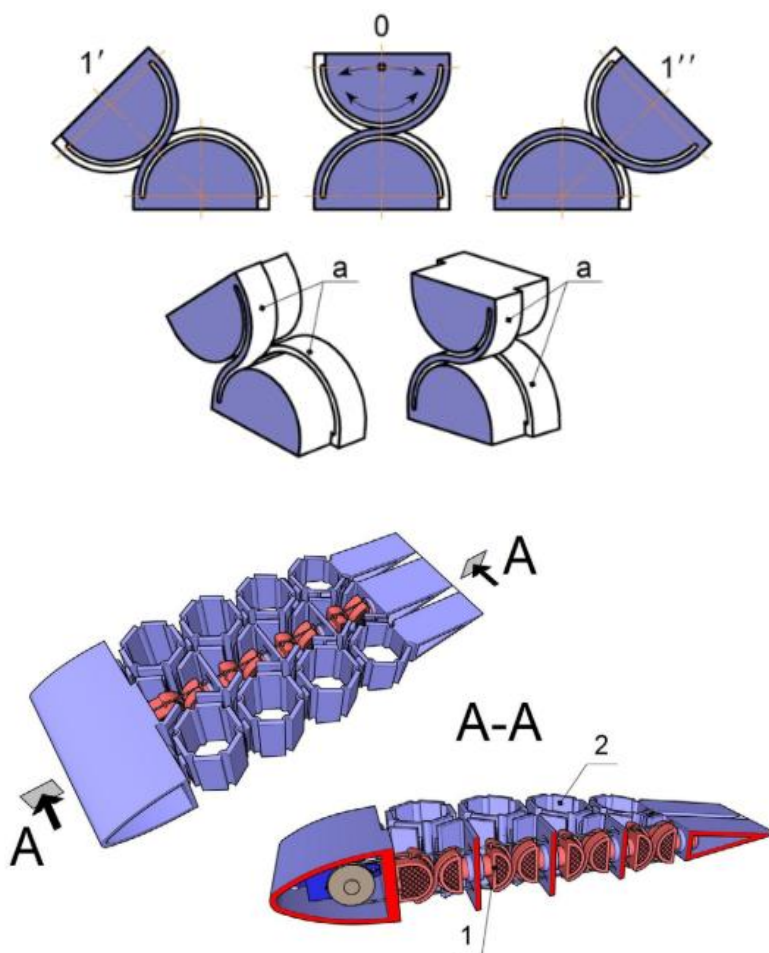
Tento spôsob realizácie ohybnej štruktúry je založený na pretvorení stavebného materiálu, využíva topologickú optimalizáciu alebo periodické, či auxetické ohybné štruktúry pre rozloženie materiálu v návrhovom rozpoležení (Viz. Obr. 2-3). Ku aktuácii dochádza pomocou “Push - Pull“ aktuátorov v jadre krídla alebo niekoľkými menšími aktuátormi rozloženými v samotnej poddajnej štruktúre. Medzi využívané materiály patrí hlavne titán, hliník a nitinol.[7]



Obr. 2-3 Koncept monolitickej štruktúry s vlnitým periodickým rebrom[7]

Jedným z príkladov takéhoto prístupu je práca Takahashi et al [9], v ktorej využili vlnité štruktúry ako nosné prvky. Tie majú vysokú tuhosť v smere rozpätia a zároveň nízku ohybovú tuhosť v smere priehybu profilu. Krídlo bolo v práci rozdelené na dve deformovateľné časti (Odtokovú a nábehovú hranu) a tuhé jadro krídla. Pohon riešili lankami navíjanými pomocou servomotorov. Pomocou ich návrhu dvoch deformačných štruktúr dokázali zvýšiť koeficient vztlaku o 1, čo je porovnateľné s jednoduchou pántovou klapkou.

Druhým príkladom monolitickéj štruktúry využívanej na ohyb je napr. práca od Ivchenko et al[10], v ktorej sa zaoberali koncepčným návrhom adaptívneho poddajného rámu krídla, ktorého jadro je tvorené bunkovou štruktúrou. Navrhnuté riešenie je založené na princípe poddajnej konštrukcie, pri ktorej sa zmena tvaru dosahuje najmä pružnou deformáciou a ohybom častí materiálu a to pomocou ohybných odvalovacích prvkov spojených tenkými lamelami (Obr. 2-4). Autori sa sústredili predovšetkým na nosnú časť vnútorného jadra krídla, jeho deformácie, napätia a životnosť, pričom samotný aerodynamický prínos alebo účinnosť mechanizmu neboli hlavnou náplňou práce. V numerickej časti vytvorili zjednodušený model časti rámu krídla, na ktorom sledovali napätia, posuvy, deformácie a poškodenie pri rôznych zaťaženiach. Zo simulácií únavového zaťažovania vyplynulo, že kritickým miestom konštrukcie je spoj v oblasti ohybu, kde dochádza k začiatku poškodzovania, pričom minimálna životnosť návrhu bola približne 16 000 cyklov ohýbania. Tento výsledok poukazuje na význam únavovej pevnosti pri návrhu poddajných morfovateľných štruktúr, najmä ak majú byť dlhodobo vystavené opakovaným zmenám tvaru.



Obr. 2-4 Hore - ohybný odvalovací prvok D-Core, dole – D-Core začlenený do poddajnej honeycomb štruktúry krídla [10]

2.3.2 Konvenčné mechanizmy

V oblasti morfovujúcich štruktúr sa považuje za tento typ štruktúra, ktorá pohyb zaistuje nezávisle od použitého materiálu.[7] Tieto mechanizmy využívajú trecie dvojice, čím značne znižujú výhodnosť použitia poddajnej štruktúry. Pre zaistenie žiadaného tvaru využívajú často väčšie množstvo aktuátorov pre vysoký počet stupňov voľnosti, ako je vidieť na obrázku 2-2. [7]

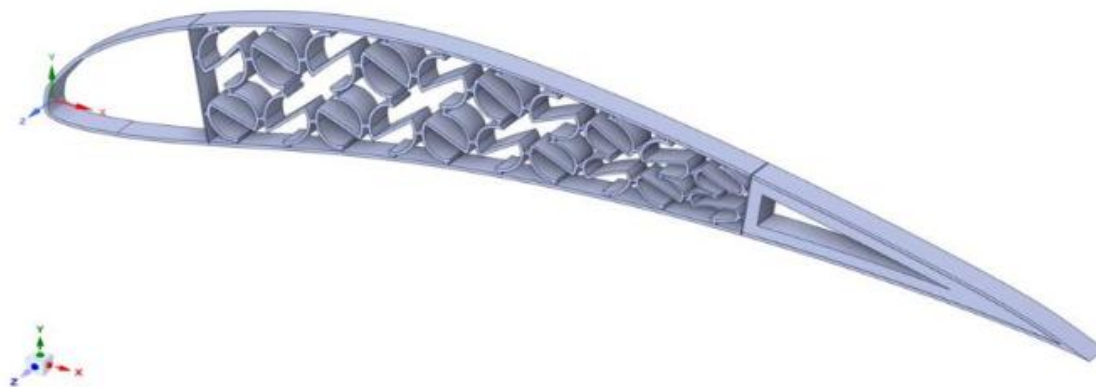


Obr. 2-5 Vľavo - Koncept štruktúry s viacerými stupňami voľnosti [7], vpravo Nožnicový prvok mechanizmu odtokovej hrany [7]

Takéto riešenie bolo využité aj v práci od Sahin et al [11] pre odtokovú hranu krídla. Pre deformáciu boli využité nožnicové prvky, zobrazené na obr. 2-3. Za predpokladu plne poddajnej obálky profilu sa v tejto práci podarilo navrhnuť mechanizmus, veľmi nízkou silou potrebnou na aktuáciu. Návrh sa zameriaval na jednoduchosť a podobnosť k základnému profilu krídla.

2.3.3 Auxetické štruktúry

V práci od Shatindra B. et al [12] študovali využitie auxetickej štruktúry ako vnútorného poddajného jadra morfovateľného profilu krídla. Ako referenčný profil bol zvolený Eppler 42X, zobrazený na obr. 2-4 nižšie, ktorý je charakteristický výraznejším zakrivením. Takýto profil je výhodný najmä pri nižších rýchlostiach, pretože dokáže generovať pomerne vysoký vztlak. Pri vyšších letových rýchlostiach však výrazné zakrivenie profilu môže spôsobovať zvýšený aerodynamický odpor. Z tohto dôvodu autori využili princíp pasívneho morphingu, pri ktorom sa tvar profilu mení pôsobením aerodynamického tlaku od prúdiaceho vzduchu. Vplyvom tohto zaťaženia dochádza k deformácii auxetickej štruktúry a k čiastočnému narovnaniu profilu, teda k zníženiu jeho zakrivenia. Auxetická štruktúra tak umožňuje prispôbenie geometrie krídla bez potreby aktívneho pohonu. Na základe CFD analýzy autori uvádzajú, že sa im podarilo znížiť súčiniteľ vztlaku približne o 0,5, čo naznačuje zníženie zakrivenia profilu a s tým súvisiaci predpoklad nižšieho aerodynamického odporu pri vyšších rýchlostiach letu.



Obr. 2-6 Silno zakryvený profil EPPLER 420 s auxetickou štruktúrou [12]

2.3.4 Uhol šípovitosti krídla

V literatúre nazývaný aj wing sweep angle je uhol natočenia krídla v rovine letu k smeru letu. Znižovanie tohoto uhlu počas letu je mierené na znižovanie odporu pri rýchlostiach blížiacim sa rýchlosti zvuku.[13]

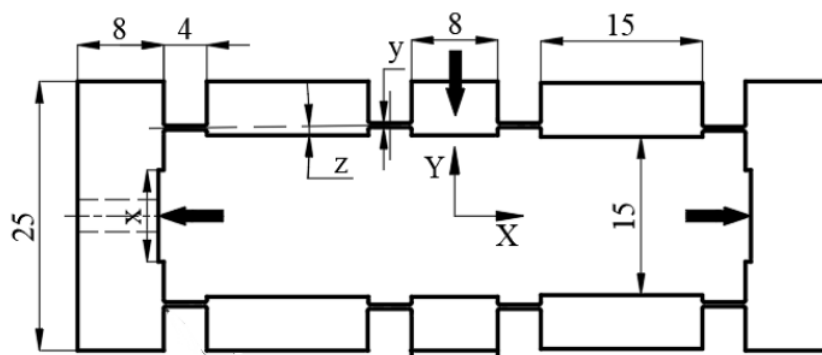
2.3.5 Predlžovanie kordu

Navýšiť účinnosť klapkových systémov a ich náhrad je možné doceliť pomocou predĺženia kordu. Tieto dva mechanizmy môžu byť aktuované separátne, čím sa rozširujú možnosti konkrétnych nastavení pre letové podmienky.[8] Tieto nezávislé systémy je ale ťažké implementovať s využitím zástavby obmedzenej na odtokovú hranu bez využitia trecích dvojíc.[7]

2.4 Ohybné mechanizmy

Pre náhradu rotačných väzieb tuhou väzbou sa najčastejšie využívajú mostíkové ohybné segmenty. Jedná sa o druh spojov, ktoré umožňujú veľké posuny a majú nízke napätia bez trenia. Typicky sa navrhujú v tvare tenkých pružných plôch, pri ktorých je cieľom rozloženie napätia pozdĺžne s cieľom minimalizácie tuhosti.[14]

Najjednoduchší spôsob realizácie ohybnej väzby je jednoduchá lamela ako v mechanizme na obr. 2-7 . Úprava vlastností tejto náhrady rotačnej väzby spočíva priamo v hrúbke a dĺžke lamely[14]



Obr. 2-7 Vývojový mechanizmus pre analýzu mostíkových ohybných väzieb [14]

Výsledky regresnej analýzy pre stanovenie optimálnych parametrov geometrie ohybných väzieb za cieľom maximálnej deformácie s minimálnym napätím v tabuľke 2-1 poukazujú na silný vplyv hrúbky lamely a kombinácie hrúbky s dĺžkou..

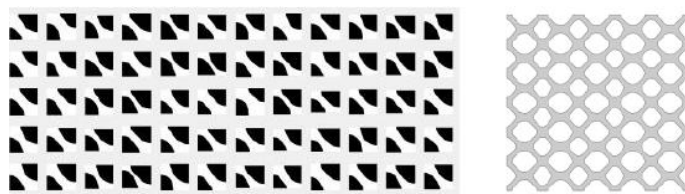
Tabuľka 2-1 Výsledné vplyvy parametrov regresnej analýzy ohybných segmentov [14]

Rozmer [mm]	Vplyv [%]
Dĺžka lamely	4,4
Hrúbka lamely	14,8
Poloha osy rotácie	2,4
Šírka lamely	4,1
Zaoblenie na konci lamely	8,1
Dĺžka x Dĺžka	1,8
Hrúbka x Hrúbka	17,0
Dĺžka x Hrúbka	41,3

Za optimalizovanú geometriu boli v práci vybrané parametre lamely – **5x4x0,4 mm** bez zaoblenia. Táto lamela vykazovala na testovanom telese (obr. 4.3) 0,7 mm deformáciu od osy pri napätí 79 MPa. [14]

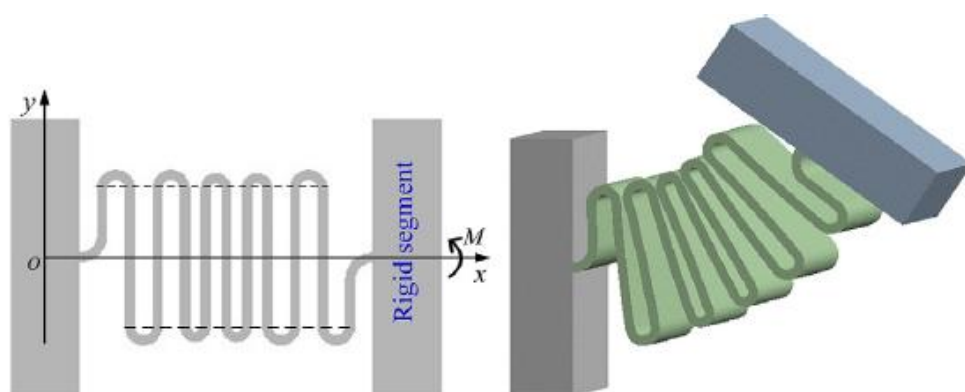
2.4.1 Úprava tuhosti

Na doladenie tuhosti mostíkových segmentov je možné použiť techniku perforácie, kde sa do štruktúry zavádzajú otvory generované metódou Monte Carlo (viz. Obr. 2-8). Tento prístup umožňuje náhodné, ale zároveň kontrolované rozmiestnenie dier, čím sa dosahuje zníženie tuhosti. Pri návrhu je zároveň nutné rešpektovať technologické obmedzenia výroby, konkrétne požiadavku, aby všetky previsy boli vytvorené s uhlom minimálne 45°, čo zaručuje bezproblémovú výrobu technológiou aditívnej výroby. Osobitnú pozornosť je potrebné venovať aj rovnomernému rozloženiu napätia v štruktúre, aby sa minimalizovali lokálne koncentrácie napätia, ktoré by mohli viesť k predčasnému porušeniu materiálu.[15]



Obr. 2-8 Perforovaný segment ohybnej lamely s diagramom vstupných parametrov pre metódu Monte carlo [15]

Ďalším spôsobom úpravy tuhosti môže byť predĺženie ohybného segmentu mimo roviny spoja ako na obr. 2-9. Toto predĺženie znásobuje dĺžku využiteľného materiálu pre ohyb bez zmeny rozmerov spojovaných plôch[16]. Predĺženie ohybnej väzby má rovnako ako jej hrúbka kubický vplyv na tuhosť a dosiahnuteľnú deformáciu bez prekročenia medze klzu. Najjednoduchším riešením pre predĺženie sú tzv. “Switchbacks“ ktoré zachovávajú kompaktnosť riešenia. [17]



Obr. 2-9 Serpentinová ohybná štruktúra "Switchback" [15]

Toto riešenie umožňuje taktiež istú variabilitu tuhosti podľa uhlu natočenia pomocou vzniknutých kontaktov na vnútornej strane ohybného segmentu[16]. Práca sa ale zaoberá využitím a vplyvu vzniknutých kontaktov na mechanické správanie, nerozoberá vplyv geometrie serpentinej väzby na tuhosť a minimalizácie napätia v rôznych smeroch.

3 CÍLE PRÁCE

3.1 Analýza problému

Klasické klapkové systémy umožňujú zvýšenie uhlu nábehu a vztlak za cenu zásadných diskontinuit povrhu a zvýšeného odporu. Právom tak vzniká snaha o náhradu týchto systémov a zachovanie jednotnosti povrhu krídla. Klasické klbové klapky majú nevýhodu v tom, že narúšajú hladké obtekanie vzduchu, podporujú tak vznik vírov a hluku. Zároveň si vyžadujú pánty a komplexné uloženia, čo spôsobuje konštrukčnú zložitosť a vysokú hmotnosť. Obmedzený rozsah zmeny tvaru obmedzuje prispôsobiteľnosť aerodynamického profilu pre čo najvyššiu účinnosť.

Konštrukcia morfujúceho krídla predstavuje kompromis medzi aerodynamickými, štrukturálnymi a technologickými požiadavkami. Pre lietadlo je optimálny tvar profilu závislý od letového režimu a podmienok. Pri vzlete a pristátí je potrebné vysoké zakrivenie a nízke plošné zaťaženie, zatiaľ čo pri cestovnom lete je výhodná nízka vztlaková záťaž a malý odpor. Aditívne technológie umožňujú využitie komplexnej geometrie mechanizmov v krídlach. Úlohou navrhovanej štruktúry je teda umožniť plynulú zmenu zakrivenia odtokovej hrany bez potrebného narušenia povrhu krídla, s cieľom zvýšiť aerodynamickú účinnosť a znížiť konštrukčnú zložitosť systému.

Súčasná riešenia morfovateľných krídel pritom ukazujú, že neexistuje jednoznačne univerzálny prístup k návrhu poddajnej odtokovej hrany. Monolitické a periodické štruktúry umožňujú plynulú zmenu tvaru, často však vyžadujú komplexnú topológiu, náročnú optimalizáciu alebo špecifické materiálové vlastnosti. Konvenčné mechanizmy síce poskytujú lepšie definovanú kinematiku, no ich výhodnosť môže byť znižovaná prítomnosťou trecích dvojíc, väčším počtom súčiastok a zložitejšou montážou. Auxetické a metamateriálové riešenia ponúkajú vysokú mieru prispôsobenia lokálnej tuhosti, ale ich správanie býva citlivé na výrobné nepresnosti a nemusí byť jednoducho prenositeľné do úzkeho priestoru odtokovej hrany. Z týchto dôvodov je v ďalšej časti práce potrebné porovnať viacero koncepčných možností a posúdiť ich nielen podľa schopnosti vytvoriť požadovaný tvar, ale aj podľa mechanickej čitateľnosti, výrobnjej realizovateľnosti, náročnosti aktuácie a možnosti ďalšej parametrizácie.

3.2 Cíl práce

Hlavným cieľom práce je navrhnúť a overiť geometriu poddajnej štruktúry odtokovej hrany krídla, ktorá by umožňovala plynulú zmenu tvaru profilu v závislosti od aktuálnych letových podmienok. Práca je koncipovaná ako štúdia uskutočniteľnosti navrhovaného princípu morfovania, a preto jej cieľom nie je vývoj finálneho produktu pripraveného na priame nasadenie v leteckej konštrukcii. Jej účelom je overiť, či je zvolený konštrukčný princíp technicky realizovateľný, aký rozsah deformácie je možné dosiahnuť a aký aerodynamický prínos môže mať navrhované riešenie v porovnaní s konvenčnými klapkami. Čiastkové ciele rozpísané ďalej v tejto kapitole sú:

- Analýza vhodných materiálov.
- Parametrizácia poddajnej štruktúry.
- Návrh geometrie a experimentálne testovanie prvkov poddajnej štruktúry.
- Numerické a experimentálne overenie funkčnej vzorky poddajnej štruktúry

Navrhovaný koncept predstavuje alternatívny prístup k návrhu morfovateľnej odtokovej hrany. Na rozdiel od prístupov založených na topologickej optimalizácii je riešenie v tejto práci založené na cielej materiálovej deformácii tenkých ohybných prvkov. Funkcia mechanizmu teda nevychádza z optimalizovanej komplexnej topológie, ale z vhodne navrhutej geometrie poddajnej štruktúry, ktorá využíva pružnú deformáciu materiálu na dosiahnutie požadovanej zmeny tvaru profilu. Takýto prístup môže priniesť jednoduchšiu interpretáciu mechanického správania, lepšiu kontrolu nad deformáciou a potenciálne vhodnejšie podmienky pre výrobu pomocou aditívnych technológií.

Súčasťou cieľa je zároveň navrhnúť geometriu štruktúry tak, aby bola do určitej miery parametrizovateľná a prispôsobiteľná rôznym profilom krídiel, rozmerovým mierkam a kategóriám lietadiel. Parametrický charakter návrhu má umožniť systematickú zmenu vybraných geometrických parametrov, napríklad dĺžky poddajnej časti, hrúbky ohybných prvkov, rozstupu väzieb alebo požadovaného rozsahu deformácie. Takýto prístup vytvára predpoklad pre adaptáciu riešenia na rôzne aerodynamické profily bez nutnosti úplného prepracovania základnej koncepcie mechanizmu.

Úvodná časť práce je zameraná na analýzu mechanických vlastností materiálov vhodných pre aditívnu výrobu. Cieľom tejto analýzy je identifikovať materiál, ktorý poskytuje vhodný kompromis medzi tuhosťou, pevnosťnými charakteristikami, únavovou odolnosťou a technologickou spracovateľnosťou. Výsledkom tejto časti je odporúčanie materiálu vhodného pre návrh ohybnej štruktúry uvažovanej v leteckej aplikácii.

Ďalším čiastočným cieľom je návrh geometrie a experimentálne testovanie prvkov poddajnej štruktúry. Táto časť práce slúži na overenie schopnosti navrhnutých prvkov prenášať požadovanú deformáciu bez prekročenia medzných stavov materiálu, najmä z pohľadu únavového poškodenia. Návrh bude zároveň zohľadňovať technologické limity a odporúčania aditívnej výroby. Výstupom bude experimentálne overený návrh poddajného prvku využiteľného pri celkovom návrhu morfovateľného mechanizmu.

Záverečným cieľom práce je numerické a experimentálne overenie funkčnej vzorky poddajnej štruktúry a zhodnotenie jej prínosu. Pomocou CFD simulácií bude posúdený aerodynamický účinok navrhutej deformácie, pričom simulácie budú vychádzať z reálnych deformácií nameraných na výslednej funkčnej vzorke. Výsledné parametre budú následne porovnané s bežnými klapkami a s vybranými predchádzajúcimi návrhmi poddajných štruktúr a mechanizmov.

Výsledky práce je preto potrebné interpretovať v kontexte štúdie uskutočniteľnosti. Navrhnutá štruktúra nepredstavuje finálny certifikovateľný produkt, ale vzor určený na overenie princípu, identifikáciu jeho hlavných výhod, obmedzení a smerovania ďalšieho vývoja. Detailná pevnostná optimalizácia, integrácia pohonu, dlhodobá únavová životnosť, výrobná optimalizácia, komplexné aeroelastické správanie a certifikačné požiadavky sú mimo rozsahu tejto práce a predstavujú možné smery nadväzujúceho výskumu. Prehľad sledovaných parametrov a definovaných vlastností mechanizmu je uvedený v tabuľke 3-1.

Tabuľka 3-1 Cieľ splnenia charakteristík a vlastností štruktúry

Charakteristika/Veličina	Hodnota/Kritérium
Vyrobiteľnosť technológiou LPBF	Minimálna hrúbka stien, ostré prechody
Súčiniteľ vztlaku C_l	$>2,1$
Plynulá geometria profilu	Bez ostrého zalomenia odtokovej hrany
Parametrizácia riešenia	Nastavenie pomocou opísaných vplyvov parametrov
Monolitická štruktúra	Bez trecích dvojíc
Aerodynamická účinnosť	Zvýšenie C_l/C_d oproti jednoduchšej klapke s porovnateľnými rozmermi

4 KONCEPČNÍ ŘEŠENÍ

Návrh koncepčních řešení struktury odtokové hrany vychází z troch hlavních přístupů z rešerše. Každý představuje rôznu filozofiu návrhu škálovateľnej morfolujúcej štruktúry. Jedným z prístupov je využitie súvislého deformačného prvku, ktorý vyplní celé rebro odtokovej hrany. Príkladom môže byť vlnovec alebo iná tenkostenná štruktúra zabezpečujúca požadovanú zmenu tvaru pomocou deformácie materiálu. Ďalším prístupom je štruktúra tvorená poddajným mechanizmom. Táto štruktúra je navrhnutá ako bežný mechanizmus, v ktorom sú rotačné väzby ale nahradené deformačnými prvkami. Tretím navrhovaným prístupom je využitie metamateriálov. Štruktúra rebra krídla vyplnená periodickou štruktúrou tvorených z buniek, ktorých tvar udáva mechanické vlastnosti.

4.1 Súvislý deformačný prvok

Koncept súvislej deformačnej štruktúry (ilustratívne zobrazený na Obr. 4-1) je najjednoduchším spôsobom ako doceliť zmenu tvaru odtokovej hrany pomocou deformácie materiálu. Ide o návrh v ktorom je celá plocha výstuhu profilu tvorená homogénnou tenkostennou štruktúrou. Tento návrh sa dá rozvíjať na rôzne použiteľné geometrie, ako napr. jednoducho parametrovateľný vlnovec.

Hlavnou výhodou tohto prístupu je jeho geometrická jednoduchosť a možnosť parametrizácie. Deformačné parametre je možné priamo meniť a ladiť zmenou hrúbky, tvaru či smeru lamiel. To umožňuje rýchle iterácie v koncepcnej fáze konštrukcie.

Riešenie je ale spojené s výrazným nedostatkom v oblasti presného riadenia tvaru deformácie. Pri nej môže dôjsť k nerovnomernému rozloženiu napätia a vo výsledku deformácie mimo cieľových oblastí. Tento prístup je prirovnateľný k mechanizmu s veľkým množstvom stupňov voľnosti. V dôsledku toho je obťažné dosiahnuť presne predom definovaný tvar odtokovej hrany a zachovať aerodynamickú geometriu. Okrem toho je tento prístup kompromisom medzi dostatočne nízkou tuhosťou a stabilitou pri aerodynamickom zaťažení.

Spomínanému problému s tvarovou presnosťou je možné predísť pomocou presnej aktuácie v definovaných bodoch, čím sa počet stupňov voľnosti znižuje. Systém aktuácie tak musí predstavovať určitú vodiacu koľaj tak, aby sa štruktúra nevyhla z požadovaného tvaru. Návrh tak komplexného systému však prevažuje hlavnú výhodu tohto prístupu, jednoduchosť a iteratívnosť.



Obr. 4-1 Návrh geometrie štruktúry odtokovej hrany (Súvislý deformačný prvok)

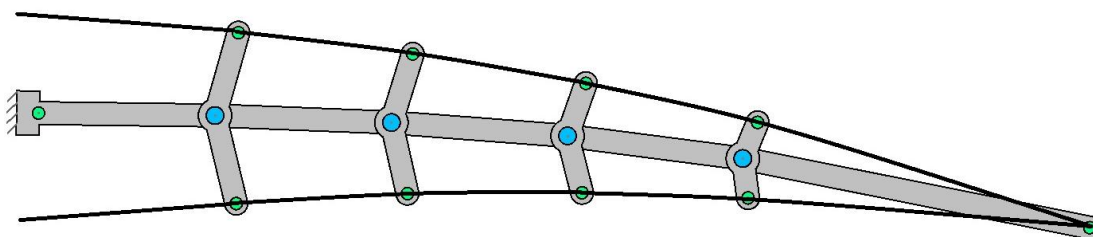
4.2 Poddajný mechanizmus

V tomto koncepčnom návrhu ide o riešenie, pri ktorom je deformácia riadená pomocou definovaných ohybných zón, v miestach kde nahrádzajú rotačné väzby (Obr.4-2 – Modro vyznačené body). Takto navrhnutá štruktúra (Schematicky zobrazená na obr. 4-2) sa správa podobne ako konvenčný mechanizmus, avšak pohyb je zabezpečený pružnou deformáciou, pomocou flexúr na miesto čapov, ložísk či iných kinematických dvojíc.

Významnou prednosťou tohto prístupu je možnosť presného riadenia deformácie vďaka presnej definícii polohy ohybných zón už v návrhovej fáze. Takéto riešenie umožňuje dosiahnuť žiadaný tvarový posun, bez deformácie v nežiaducich oblastiach. Riešenie je tak možné rozdeliť na návrh flexúr a návrh nosnej geometrie mechanizmu. Flexúry je potrebné navrhnuť tak, aby spĺňali požiadavky geometrie mechanizmu.

Návrh takéhoto systému môže byť ale zložitý a citlivý na zmeny, kritickým faktorom deformačných prvkov je výroba a jej rozmerová presnosť a opakovateľnosť. Ohybné väzby by mali byť navrhnuté s cieľom poskytnúť dostačujúci rozsah pohybu, no zároveň neboli náchylné na preťaženie a únavové poškodenie. Je preto znova potrebné nájsť kompromis medzi deformovateľnosťou a únosnosťou.

Tento prístup zohľadňuje miesta aktuácie už pri návrhu možným zjednodušením na konvenčný mechanizmus, ktorý je jednoducho simulovateľný. To znižuje komplexitu návrhu systému pohonu deformácie. Komplexnosť takéhoto mechanizmu sa skrýva v ladení tuhosti pri zachovaní pevnosti použitých flexúr.



Obr. 4-2 Koncepčný návrh poddajného mechanizmu v odtokovej hrane krídla

4.3 Metamateriálová štruktúra

Tretí koncepčný prístup je založený na využití metamateriálov. Ide o periodické štruktúry (viz. obr. 4-3), ktorých mechanické vlastnosti sú určené vnútornou geometriou jednotlivých buniek, nie len samotným materiálom. Umožňujú riadenú lokálnu tuhosť a tým aj definovanú deformáciu povrchu.

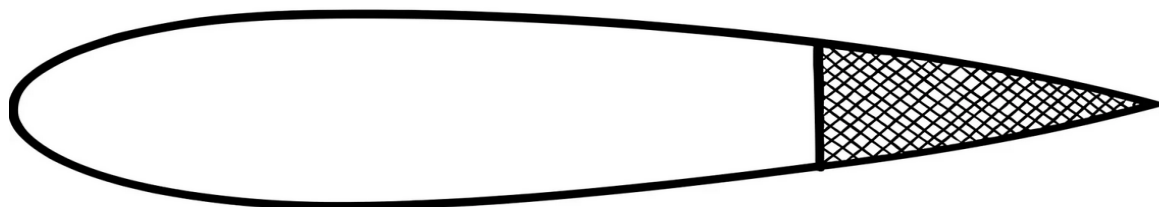
Dominantnou výhodou tohto prístupu je prispôsobiteľnosť. Geometriu buniek tvoriacich štruktúru je možné ladit' a upravovať tak, aby v jednotlivých oblastiach vykazovali inú tuhosť a smer deformácie. Navyše je tento koncept priamo škálovateľný pre rôzne profily a ich veľkosti. Značná časť známych metamateriálov má nulový alebo dokonca záporný Poissonov pomer¹. Táto anomálna odozva umožňuje dosiahnuť veľmi špecifické deformačné správanie bez bočných pohybov, či s auxetickým správaním.

Návrh a úpravy metamateriálov sú náramne komplexné a citlivé na najmenšie zmeny. Výsledné správanie závisí od mnohých premenných (napr. drsnosť, geometrické nepresnosti, vnútorné pnutie), ktoré zásadne vplývajú na reálnu odozvu. Z toho vyplýva aj náročnosť na nastavenie a výpočet simulácii, ktoré často vyžadujú homogenizačné zjednodušenia ktoré vnášajú chyby a neistoty.

Ďalším kritickým aspektom je zvýšená citlivosť na výrobné chyby a obmedzenia. Aj malá zmena uhlu alebo hrúbky stien môžu zmeniť smer deformácie a Poissonov pomer. Všetky druhy aditívnych technológií majú svoje obmedzenie aj v minimálnej hrúbke výrobitel'ného prvku, čo by mohlo viesť na príliš tuhú štruktúru.

Z hľadiska aplikácie štruktúry v profile krídla predstavuje prekážku aj samotná integrácia metamateriálu. Ten má spravidla diskretný charakter, ktorý je veľmi obtiažne prispôbiť a zjemniť v blízkosti povrchu. Práve v tejto oblasti je pritom požadovaná čo najplynulejšia zmena tvaru bez lokálnych nerovností.

Aktuácia metamateriálovej štruktúry môže byť pri vyladenej štruktúre jednoduchá. Presnú deformáciu môže zaistiť nehomogénna tuhosť a auxetické správanie. Docieľiť však tak vyladenú štruktúru sa však môže preukázať ako výpočetne a výrobné príliš náročné.



Obr. 4-3 Schéma využitia metamateriálov v odtokovej hrane krídla

¹. Záporný Poissonov pomer znamená, že materiál sa pri ťažení priečne rozširuje. Takéto materiály sa nazývajú auxetické.

4.4 Zhodnotenie koncepčných riešení

V tejto kapitole boli predstavené tri koncepčné prístupy k návrhu morfujúcej odtokovej hrany, súvislý deformačný prvok, poddajný mechanizmus a metamateriálová štruktúra. Každý z prístupov ponúka odlišnú mieru voľnosti pri návrhu a kladie rôzne nároky na simulácie, výrobu a integráciu do profilu krídla.

Ohodnotené kľúčové charakteristiky sú zhrnuté v tabuľke 4-1, kde je hodnotenie uvedené na stupnici od 1 do 5, pričom 1 znamená najmenej priaznivé a 5 je najpriaznivejšie z pohľadu danej požiadavky. Týmto prístupom je možné jednotlivé koncepčné návrhy porovnať na základe požadovaných vlastností a charakteristík.

Poddajný mechanizmus dosiahol najvyššie celkové hodnotenie, pretože ponúka najvyváženejší kompromis medzi prispôbitelnosťou, presnosťou, komplexnosťou a formou aktuácie. Z tohto dôvodu bol poddajný mechanizmus zvolený pre ďalšie detailné rozpracovanie v nasledujúcich kapitolách

Tabuľka 4-1 Porovnanie koncepčných návrhov.

Požiadavka	Súvislý deformačný	Poddajný mechanizmus	Metamateriálová štruktúra
Iteratívnosť návrhu	5	5	2
Náročnosť simulácii	5	4	1
Prispôbitelnosť (lokálna)	2	4	5
Presnosť riadenia tvaru	2	3	4
Citlivosť na výrobu	3	4	1
Integrácia do úzkeho profilu	3	3	2
Zložitosť aktuácie	2	5	3
Plynulý povrch	4	3	4
Súčet	26	31	23

5 PŘEDBĚŽNÝ NÁVRH

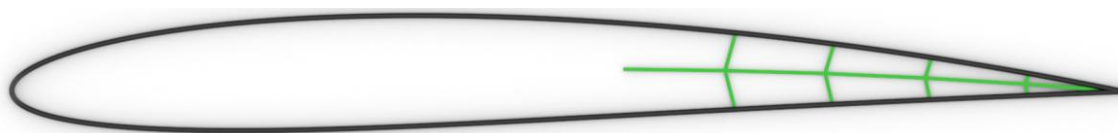
Táto kapitola sa venuje postupu pri predbežnom návrhu mechanizmu, ktorého relatívny pohyb je založený na deformačných väzbách. Cieľom je definovať model jednoduchej lamely ako ohybného prvku, ukázať jeho možnosti a obmedzenia. Ďalej je v tejto kapitole opísaná analýza komplexnejších ohybných prvkov pomocou metódy konečných prvkov a následným experimentálnym overením.

Poddajný mechanizmus je v tejto práci navrhovaný ako integrálna súčasť odtokovej hrany krídla tvoreného profilom NACA 2510, ktorý je škálovaný tak aby bolo možné štruktúru odtokovej hrany vyrobiť na zariadení SLM 280HL. Pracovná plocha tohto zariadenia umožňuje na uhlopriečku vyrobiť odtokovú hranu s dĺžkou 230 mm.

5.1 Návrh tvaru mechanizmu

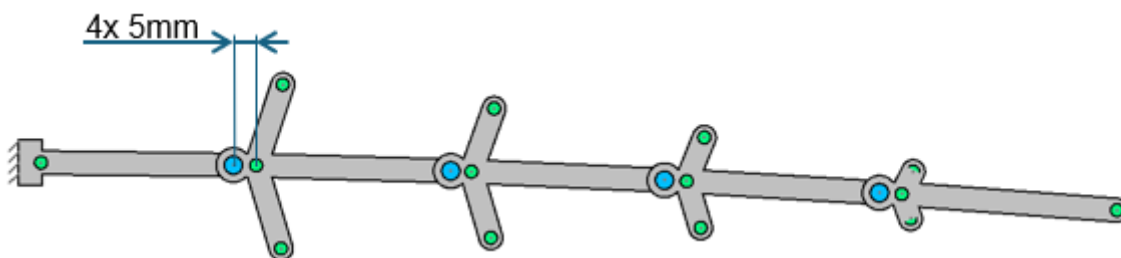
V tejto fáze je mechanizmus pre ohyb odtokovej hrany krídla navrhovaný ako konvenčný kinematický mechanizmus, tvorený sústavou tuhých segmentov prepojených idealizovanými rotačnými väzbami. Cieľom tejto iniciálnej fázy je definícia kinematiky a relatívnych pohybov, bez ohľadu na to, akým spôsobom budú rotačné väzby realizované. Náhrada idealizovaných väzieb v mechanizme je opísaná v ďalších podkapitolách predbežného návrhu.

Pre nosnú časť mechanizmu bola odtoková hrana krídla rozdelená na päť rovnako dlhých segmentov. Jedná sa o počet segmentov, ktorý minimalizuje efekt schodovitosti mechanizmu, zatiaľ čo značne neobmedzuje veľkosť ohybných elementov. Každý segment je v tejto časti návrhu uvažovaný ako dokonale tuhé teleso, ktoré si zachováva svoj tvar, pričom deformácia odtokovej hrany je dosiahnutá relatívnym pohybom, natáčaním, medzi jednotlivými segmentmi. Mechanizmus je na jednej strane ukotvený k pevnej vnútornej štruktúre krídla, segmenty sú zas pevne spojené s obálkou krídla. Pomocou ukotvených bodov je možné definovať referenčnú polohu mechanizmu, pričom ukotvené body prenášajú aerodynamické zaťaženie štruktúrou mechanizmu. Návrh segmentového mechanizmu s ukotvením je zobrazený na obrázku 5-1 nižšie.



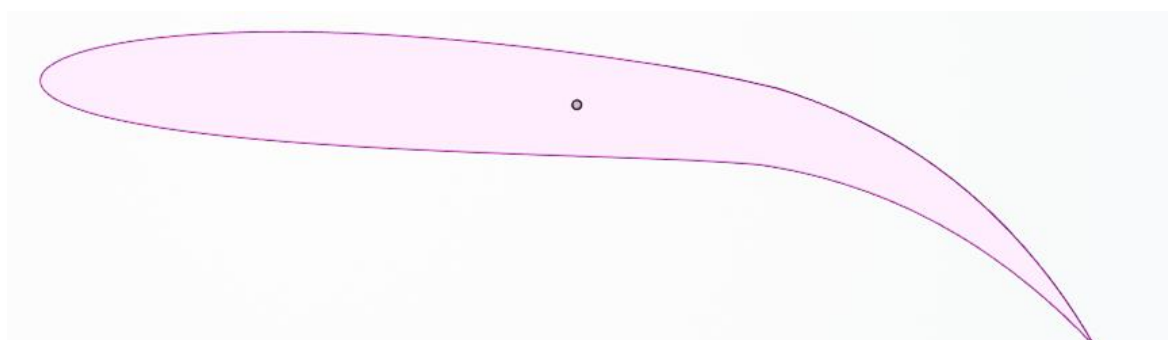
Obr. 5-1 Nosná štruktúra mechanizmu odtokovej hrany

Z referenčných bodov ukotvených k štruktúre a obálky krídla je možné zostaviť kinematický model pre definíciu relatívnych pohybov. Rotačné väzby pre analýzu umiestnené priamo pred prvkami ukotvenými k obálke krídla. Geometria mechanizmu s väzbami v kinematickom programe GIM, znázornená na obrázku 5-2, bola následne analyzovaná v rôznych rovnomerných rotáciách jednotlivých väzieb pre aproximáciu dosiahnuteľného tvaru krídla po deformácii. Dochádza tu k prvému zjednodušeniu predbežného návrhu, keďže reálne umiestnenie osi relatívnej rotácie medzi segmentmi závisí od návrhu deformačných väzieb, ten ale závisí od podmienok kinematiky, preto bola poloha týchto osí zjednodušená na vzdialenosť 5 mm od rozhrania segmentov.



Obr. 5-2 Mechanizmus ohybnej štruktúry v programe GIM

Program GIM umožňuje analýzu konvenčného kinematického mechanizmu. Na základe schémy na obrázku boli realizované kinematické simulácie, v ktorých sa inkrementálne predpísalo natočenie jednotlivých väzieb a sledoval sa výsledný tvar odtokovej hrany v ukotvených bodoch. Geometria profilu krídla bola následne upravená tak aby kopírovala tvar získaný z kinematickej simulácie, t.j. aby obálka odtokovej hrany bola stále ukotvená v bodoch z predchádzajúcej časti kapitoly. Príklad takto ohnutého profilu krídla použitý pre simulácie je na obr. 5-3. Boli tak získané geometrie pre ohyb väzieb v hodnotách 5, 6, 7,..., φ° .



Obr. 5-3 Ohnutý profil vzniknutý z kinematických simulácií mechanizmu

Takto upravená geometria krídla bola ďalej overená simuláciou externého prúdenia v CFD analýze. Cieľom bolo zistiť, aké je potrebné minimálne natočenie jednotlivých väzieb pre dosiahnutie vztľaku profilu na úrovni jednoduchkej klapky, teda približne $C_l \approx 2,1$ [18]. Pre zjednodušenie sa všetky štyri rotačné väzby natáčali o rovnaký uhol ϕ . Výsledný tvar ohnutej odtokovej hrany bol tak výsledkom rovnomerne rozdelených uhlových prírastkov medzi segmentmi. V CFD bola potom realizovaná parametrická analýza, pričom sa hľadala najnižšia hodnota ϕ , pri ktorej dosahuje deformované krídlo referenčné hodnoty súčiniteľa vztľaku jednoduchých klapiek. Takto určené minimálne natočenie väzieb predstavuje požiadavku na rozsah pohybu deformačnej väzby.

V simulácii CFD je jedným z priamo merateľných výstupov celková vztľaková sila pôsobiaca na profil krídla. Pre porovnanie s referenčnými databázami je však vhodnejšie pracovať so súčiniteľom vztľaku C_l , ktorý je stanovený pre dvojrozmerné profily. C_l je definovaný vzťahom:

$$C_l = \frac{2 \cdot L}{\rho \cdot v^2 \cdot S} [-] \quad (1)$$

kde L je vztľaková sila [N], ρ_{vzduch} hustota vzduchu $\left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right]$, v rýchlosť prúdenia $\left[\frac{\text{m}}{\text{s}}\right]$ a S referenčná plocha profilu $[\text{m}^2]$

Pre zvolený profil NACA 2510 databáza programu XFLR5 [GNU General Public License] udáva maximálny súčiniteľ vztľaku $C_l \approx 1,2$, pri uhle nábehu $AoA = 18^\circ$. Tento stav reprezentuje čistý profil bez klapky alebo akéhokoľvek prehnutia. Cieľom navrhnutého mechanizmu je zvýšiť tento súčiniteľ na úroveň 2,1. Pri zanedbateľnej zmene plochy deformáciou a konštantnej rýchlosti to znamená, že pomer vztľakových síl referenčného profilu a deformovanej štruktúry musí odpovedať pomere ich súčiniteľov vztľaku.

$$\frac{C_{l_{\text{cieľ}}}}{C_{l_{\text{ref}}}} = \frac{L_{\text{cieľ}}}{L_{\text{ref}}} = \frac{2,1}{1,2} = 1,75 \rightarrow L_{\text{cieľ}} = 1,75 \cdot L_{\text{ref}} \quad (2)$$

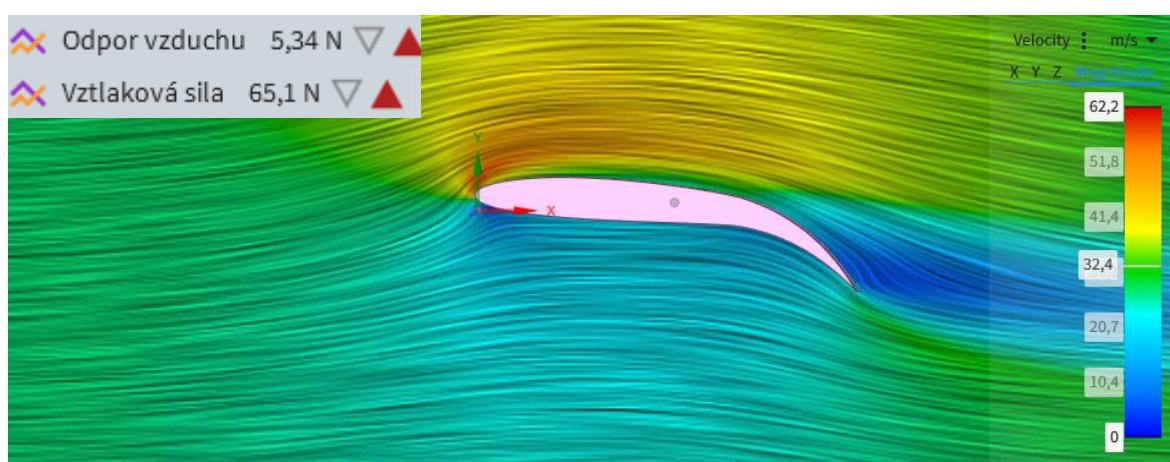
Deformované krídlo s poddajným mechanizmom musí tak pri rovnakých podmienkach generovať 1,75-násobok vztľakovej sily profilu bez vztľakových systémov. Tento pomer bol nasledovne použitý pri vyhodnocovaní CFD analýz.

5.1.1 CFD simulácie

Na analýzu bol využitý program ANSYS Discovery. Ako prúdiace médium, zvolený vzduch z databázy ANSYS, rýchlosť prúdenia na vstupe 30 ms^{-1} (rýchlosť dosahovaná malými bezpilotnými lietadlami [19]), výstup 0 Pa pretlak. Vyhodnocovaná bola sila na plochu krídla. Keďže program umožňuje len 3D analýzu plocha profilov bola vysunutá o 100 mm. Toto vysunutie slúži pre elimináciu 3D artefaktov pri CFD analýze.

Pre referenčné hodnoty vztlakovej sily bol ako prvý analyzovaný holý profil NACA 2510. Ako overenie správnosti modelu slúžila parametrická štúdia pre nájdenie uhlu nábehu, pri ktorom je vztlaková sila najvyššia. Ten súhlasil s oficiálnymi hodnotami profilov a pri uhle nábehu 18° dosiahla vztlaková sila hodnotu 37,1 N. To znamená, že ohnutá štruktúra musí dosiahnuť vztlakovú silu vyššiu než 64,9 N. Najnižšia miera ohybu, ktorá túto požiadavku spĺňa bola následne zvolená pre predbežný návrh.

Túto hodnotu dosiahla štruktúra so štvornásobným 10° inkrementálnym prehnutím. Tá dosiahla maximálnu vztlakovú silu 65,1 N pri uhle nábehu 5° . Je dôležité podotknúť, že tento uhol je výrazne nižší ako pri narovnanom profile, to je spôsobené tým, že k odtrhnutiu prúdnic na ohnutej časti krídla dôjde omnoho skôr, tento jav je bežne pozorovaný aj pri klapkových systémoch [4]. Vyplyvajúca geometria s minimálnym prehnutím v rýchlostnom poli je zobrazená na obr. 5.4



Obr. 5-4 Výsledky CFD simulácie profilu s vyhovujúcim prehnutím

5.2 Návrh deformačnej väzby

V predchádzajúcich častiach práce bol mechanizmus odtokovej hrany navrhovaný ako konvenčný kinematický systém s tuhými segmentmi a ideálnymi rotačnými väzbami a to pre určenie potrebného počtu segmentov a ich natočenia. Táto práca sa ďalej zaoberá náhradou rotačných väzieb deformačnými členmi poddajného mechanizmu. V tejto kapitole bude opísaný postup pri návrhu deformačných väzieb.

5.2.1 Materiál

Pre konkrétny návrh lamely bola zvolená titánová zliatina Ti-6Al-4V vyrábaná aditívnou technológiou Laser Powder Bed Fusion (LPBF). Materiálové vlastnosti (Youngov modul, medza klzu a únavová pevnosť) sú prevzaté z článku [20] venujúceho sa aditívne vyrábanému Ti-6Al-4V. Z článku vyplýva únavová medza (MSÚ) približne 360 MPa, na ktorú bol následne aplikovaný bezpečnostný faktor $k = 1,3$. Pre dovolené napätie 276 MPa je tak možné vypočítať potrebnú dĺžku lamely pre priehyb o 10° , ktorý vyplýva z predchádzajúcej kapitoly. Pre čo najnižšiu tuhosť a napätia v ohybe bola za hrúbku lamely $t_{min} = 0,8 \text{ mm}$. Jedná sa o rozmer ktorý overene vedie k spoľahlivej výrobe s minimom defektov v materiáli.

Zliatina Ti6Al4V bola zvolená z dôvodu jej rozšíreného použitia v leteectve a v aditívnej výrobe, najmä v aplikáciách s požiadavkou na vysokú mernú pevnosť. Materiál je charakteristický nízkou hustotou a vysokou pevnosťou, zároveň vykazuje priaznivé únavové vlastnosti, čo je kľúčové pri cyklickom namáhaní poddajných väzieb. Nevýhodou je relatívne vysoký Youngov modul (v porovnaní s hliníkovými zliatinami), teda vyššia tuhosť, čo zvyšuje nároky na aktuáciu ohybnej oblasti pre dosiahnutie požadovanej deformácie.

5.2.2 Priame lamely

Najjednoduchším spôsobom náhrady rotačného kĺbu je priama ohybová lamela, tvorená tenkou vrstvou materiálu medzi dvomi tuhými segmentmi mechanizmu. Takáto lamela má spravidla obdĺžnikový prierez so šírkou b , hrúbkou t a dĺžkou l . Pri malých deformáciách je správanie takejto geometrie analyticky riešiteľné pomocou nosníkovej teórie. Pre priehyb v tomto prípade platí:

$$\varphi = \frac{M \cdot l}{2 \cdot E \cdot I} [^\circ], \text{ kde } I = \frac{b \cdot t^3}{12} [mm^4] \quad (3), (4)$$

Pričom M je ohybový moment [Nm], E Youngov modul pružnosti [Pa]

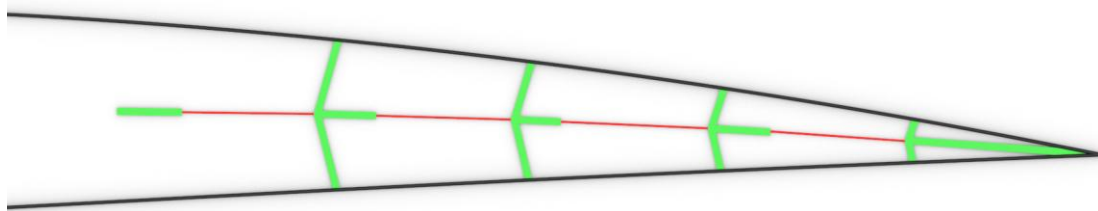
A pre maximálne ohybové napätie

$$\sigma_{o_max} = \frac{M \cdot t}{2 \cdot I} [Pa] \quad (5)$$

Zo vzťahov nosníkovej teórie je možné túto dĺžku vyjadriť v závislosti na materiáli a priehybe nasledovne:

$$M = \frac{2 \cdot \varphi \cdot E \cdot I}{l} [Nm] \rightarrow \sigma_{o_max} = \frac{M \cdot t}{2 \cdot I} = \frac{2 \cdot \varphi \cdot E \cdot I \cdot t}{2 \cdot I \cdot l} = \frac{\varphi \cdot E \cdot t}{l} [Pa]$$
$$l = \frac{\varphi \cdot E \cdot t}{\sigma_{dov}} [m]$$

Z dosadenia do vzťahov vyplýva že dĺžka takejto lamely pre ohnutie o 10° , musí byť aspoň 35 mm len pre to aby nepresiahla dovolené napätie pri aktuácii. Takáto dĺžka ohybnej väzby predstavuje viac ako polovicu dĺžky jedného segmentu a to pri minimálnej výrobitelnej hrúbke. Mechanizmus by tak strácal tendencie správať sa ako sústava piatich tuhých segmentov spojených rotačnými väzbami, ale ako kontinuálne poddajný nosník, čo je od pôvodného kinematického modelu zásadný rozdiel. Pre ukážku je takáto štruktúra znázornená na obrázku 5-5.



Obr. 5-5 Štruktúra tvorená tuhými segmentmi (zelená) s tenkými priamymi lamelami (červená)

Druhou zásadnou nevýhodou je, že takto dlhá lamela posúva účinnú os rotácie ďaleko (v polovici dĺžky lamely [21]) od miest navrhnutých v kinematickom modeli. Uhol natočenia tak nie je koncentrovaný do blízkosti uvažovaných kĺbov, ale rozkladá sa postupne pozdĺž celej lamely. Priama lamela preto, kvôli obmedzeniam, nedokáže spoľahlivo reprodukovať kinematiku referenčného mechanizmu z predchádzajúcej časti.

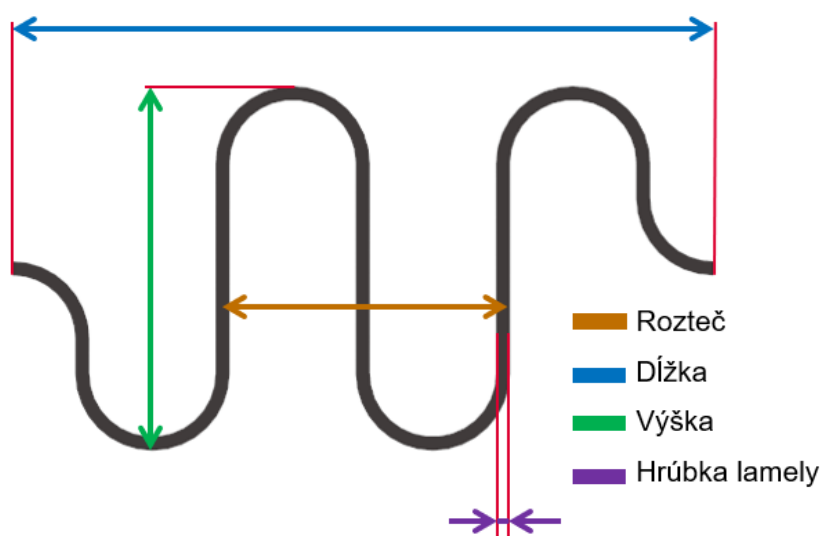
5.3 Serpentínová lamela

Serpentínové lamely predstavujú ohybnú väzbu založenú na rovnakom princípe pretvorenia ako priama lamela, teda na pružnom ohybe tenkostennej časti medzi dvoma tuhými telesami. Rozdiel ale spočíva v geometrii, ktorá je rozložená do ďalšieho smeru. Je tak možné predĺžiť ohybnú tenkú stenu bez zvýšenia celkovej dĺžky väzby. Deformácia je v serpentínovom člene rozložená do viacerých rovnobežných ramien a ich prechodov. Táto geometria je podstatne komplexnejšia a obsahuje zaoblenia, prechody, ktoré tvoria ťažko opísateľné koncentrátory napätia. Ich vplyv a geometria sa mení počas deformácie, preto bol analytický model zvolený ako nevhodný. Vhodne navrhnutá geometria tak môže viesť k správaniu, ktoré sa bližšie podobá kinematickému modelu z predchádzajúcej časti, v ktorej boli rotačné väzby umiestnené 5 mm od koncov tuhých segmentov. Oproti iným riešeniam tuhých rotačných väzieb serpentínové lamely rozkladajú napätie na viacerých miestach (konkrétne v zaobleniach) a nekoncentrujú napätia v jednom bode, čo môže priniesť vyššiu celkovú únosnosť v deformovanom stave.

5.3.1 Analýza serpentínových lamiel

Pre analýzu vplyvu geometrie bola použitá metóda plošnej odozvy v kombinácii s MKP. Ide o regresnú analýzu vplyvu jednotlivých geometrických parametrov na sledované výstupy. Za parametre geometrie boli zvolené: dĺžka, výška, rozteč (súvisí s počtom rovnobežných lamiel), a hrúbka lamely. Sledované a vyhodnocované parametre: bezpečnosť k MSÚ pri ohybe o 10° , ohybová tuhosť, tuhosť v smere predĺženia. Zhrnutie parametrov analýzy so znázornením geometrie sa nachádza nižšie v tejto kapitole na obr. 5-6 a v tabuľke 5-1.

So známym vplyvom týchto parametrov je možné navrhnúť vhodnú geometriu pre náhradu rotačných väzieb, ktoré budú integrované do odtokovej hrany krídla.



Obr. 5-6 Geometrické parametre serpentínovej lamely

Minimálna výrobitelná hrúbka tenkostennej lamely pri výrobe na zariadení SLM 280HL bola uvažovaná 0,5 mm. Z dôvodu zníženia vplyvu defektov tenkých stien bola ako dolná hranica návrhu zvolená hrúbka 0,8 mm.

Zástavbové obmedzenia vyplývajú aj z geometrie profilu krídla. Keďže profil je pomerne štíhly, maximálna výška serpentínového člena bola limitovaná na 15 mm, aby bolo možné zachovať požadovanú hrúbku obálky.

Maximálna dĺžka ohybnej väzby bola stanovená na 30 mm. Toto obmedzenie vyplýva z dĺžky segmentov mechanizmu a požiadavky zachovať dostatočne tuhé časti medzi jednotlivými ohybnými zónami. Pri tejto maximálnej dĺžke dochádza k posunu účinnej osi rotácie približne o 10 mm oproti polohe predpokladanej v kinematickom modeli, čo je potrebné zohľadniť pri hodnotení zhody deformácie s požadovanou kinematikou.

Tabuľka 5-1 Prehľad vstupných parametrov analýzy

Parameter	Min [mm]	Stred [mm]	Max [mm]
Dĺžka	20	25	30
Výška	10	12,5	15
Rozteč	2	3,5	5
Hrúbka lamely	0,8	1	1,2

Pomocou programu Minitab boli pre zvolené návrhové parametre vygenerované konkrétne kombinácie hodnôt pre návrh experimentu. Celkovo bolo vytvorených 25 kombinácií parametrov, pričom každá kombinácia predstavovala jednu variantu geometrie serpentínovej lamely. Na základe toho bolo následne pripravených 25 samostatných geometrických modelov, ktoré boli vyhodnotené pomocou MKP.

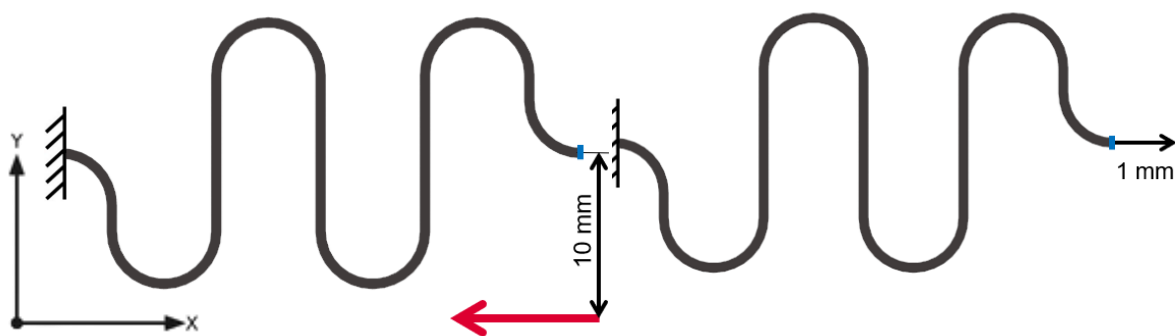
V MKP analýze bol použitý lineárne elastický materiálový model zliatiny Ti6Al4V z knižnice aditívnych materiálov programu ANSYS a zohľadňované veľké deformácie iteračným solverom. Lineárna elasticita bola zvolená zámerne, keďže návrh uvažuje prevádzku v oblasti napätí pod medzou únavy, kde je deformácia materiálu v prvom priblížení elastická a platí Hookeov zákon. Takéto zjednodušenie je vhodné pre porovnávacie hodnotenie vplyvu geometrických parametrov, keďže umožňuje konzistentne vyhodnotiť zmeny napätia a tuhosti medzi jednotlivými variantami bez vplyvu plastického pretvorenia.

5.3.2 MKP analýza

MKP analýza serpentínových lamiel bola zvolená v dvojrozsmernej formulácii, keďže uvažované zaťaženie aj deformácia prebiehajú v rovine lamely. Tento prístup výrazne znižuje výpočtovú náročnosť a zároveň je postačujúci na porovnanie vplyvu geometrických parametrov v rámci regresnej analýzy.

Diskretizácia plochy bola realizovaná jemnou MKP sieťou s kvadraticky dominantnými prvkami. Veľkosť prvku bola zvolená $0,05\text{ mm}$, pričom táto hodnota zabezpečuje viac než päť kvadratických prvkov v priečnom reze lamely. Takéto rozlíšenie je potrebné najmä v oblastiach prechodov a zaoblení, kde sa očakávajú lokálne koncentrácie napätia a kde má hrúbka lamely rozhodujúci vplyv na výsledné napätie aj tuhosť.

Okrajové podmienky boli definované ako votknutie na jednom konci serpentínového člena, ktoré reprezentuje pevné spojenie s tuhým segmentom mechanizmu. Na druhom konci boli analyzované dve základné záťažové situácie. V prvom výpočte bola lamela zaťažená silou pôsobiacou na ramene s dĺžkou 10 mm. V druhom bol druhý koniec predpísane posunutý v pozdĺžnom smere o 1 mm, pričom z reakčnej sily bola určená pozdĺžna tuhosť serpentínového člena. Smer zaťažovania bol počas výpočtu uvažovaný ako konštantný, teda nemenil sa v závislosti od priebežnej deformácie serpentínového člena. Záťažové prípady boli zvolené tak, aby čo najvernejšie reprezentovali predpokladaný spôsob aktuácie mechanizmu. Konkrétne ide o idealizované zaťaženie, ktoré zodpovedá pôsobeniu aktuátora v definovanom bode a smere, pričom samotný návrh a kinematika aktuácie budú podrobnejšie rozobraté v nasledujúcej podkapitole. Schematické znázornenie okrajových podmienok jednotlivých výpočtov je na obr. 5-7.



Obr. 5-7 Vľavo - Okrajové podmienky pre ohybovú MKP analýzu (modrá - pôsobisko zaťažovania, červená - nositeľka a smer zaťažovania), Vpravo - Okrajové podmienky MKP analýzy tuhosti v ose x

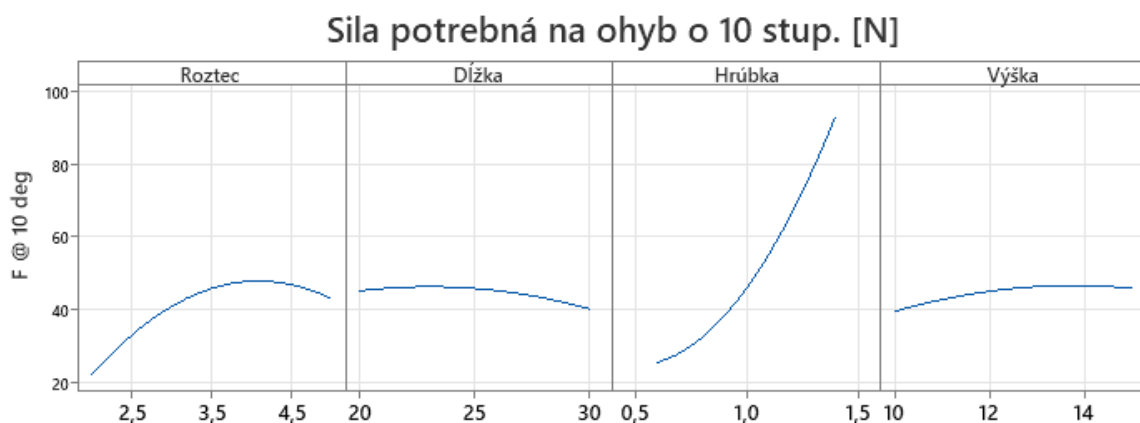
Meraným kritériom bola aj bezpečnosť vzhľadom na medzu únavy. Ako limitná hodnota bola použitá únavová medza 360 MPa, pričom z MKP výsledkov bolo vyhodnotené maximálne ekvivalentné napätie a následne stanovená bezpečnosť voči medznému stavu únavy pre prípad ohybu o 10° . Vyššia bezpečnosť je priaznivá v tom že, znamená menej výstužných štruktúr na dĺžku krídla, pretože unesú vyššiu aerodynamickú záťaž. Menší počet štruktúr v krídle predstavuje nižšiu hmotnosť lietadla.

5.3.3 Výsledky analýzy odozvy

V tejto podkapitole sú uvedené a interpretované výsledky analýzy metódou plošnej odozvy. Na základe regresných modelov sú vyhodnotené hlavné vplyvy geometrických parametrov pri ohybovom a ťahovom namáhaní.

Ohybová tuhosť

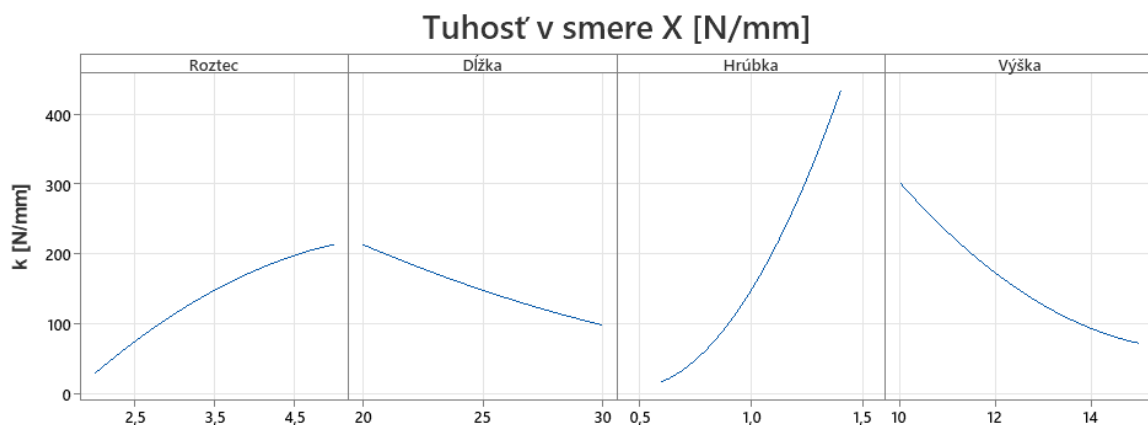
Najvýraznejší vplyv má hrúbka lamely. So zvyšujúcou sa hrúbkou rastie potrebný moment výrazne nelineárne, čo zodpovedá rastu ohybovej tuhosti pri rovnakej požadovanej deformácii. So zvyšujúcou roztečou ohybová tuhosť mierne stúpa. Výška a celková dĺžka geometrie majú na úrovni $\alpha=0,05$ štatisticky nevýznamný vplyv.



Obr. 5-8 Vplyv jednotlivých parametrov na ohybovú tuhosť – Vstupné parametre v mm

Pozdĺžna tuhosť

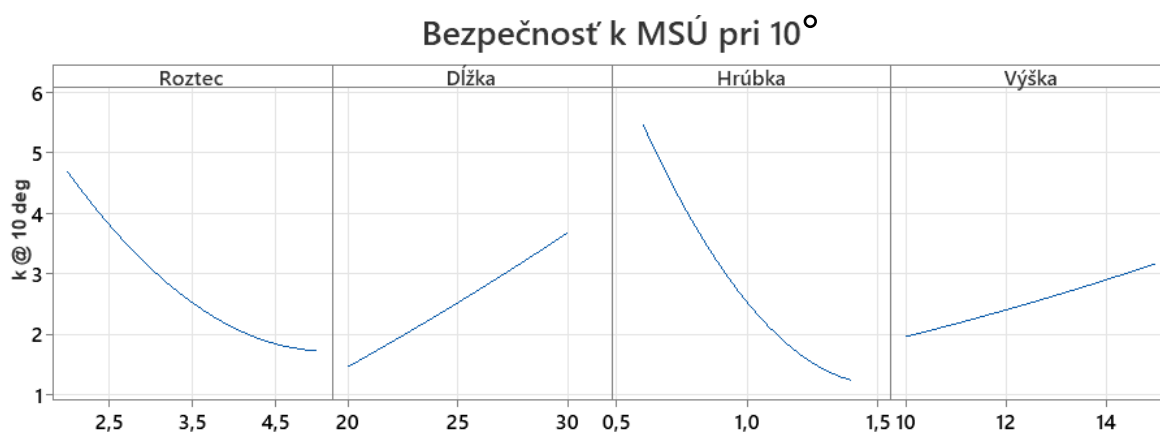
Tuhosť v osi x (predĺženie kolmo na rovnobežné lamely) rastie so zvyšujúcou sa roztečou. Dĺžka pôsobí opačne, so zvyšovaním dĺžky tuhosť v osi x klesá, čo je očakávané, keďže dlhší serpentínový člen má väčší podiel poddajnej dráhy a nižšiu axiálnu tuhosť. Hrúbka je opäť dominantný faktor, pričom vyššia hrúbka vedie k výraznému nárastu tuhosti v osi x. Výška má negatívny vplyv, so zvyšujúcou sa výškou tuhosť v osi x klesá, čo naznačuje zvýšenie poddajnosti v dôsledku dlhších ramien a väčších lokálnych ohybových príspevkov pri axiálnom zaťažení.



Obr. 5-9 Vplyv jednotlivých parametrov na pozdĺžnu tuhosť – Vstupné parametre v mm

Bezpečnosť voči medzi únavy pri ohybe o 10 stupňov

Bezpečnosť výrazne klesá so zvyšujúcou sa roztečou. Dĺžka má jednoznačne pozitívny vplyv, so zvyšovaním dĺžky bezpečnosť rastie, čo je dôsledkom zníženia maximálnych napätí pri rozložení deformácie do väčšej efektívnej dĺžky. Hrúbka má výrazný negatívny vplyv, pri vyššej hrúbke bezpečnosť klesá, keďže pre rovnaký uhol deformácie vznikajú vyššie napätia. Výška má mierne pozitívny vplyv, vyššia výška vedie k rastu bezpečnosti.



Obr. 5-10 Vplyv jednotlivých parametrov na bezpečnosť – Vstupné parametre v mm

Súhrn

Z porovnania hlavných efektov vyplýva základný konflikt medzi požiadavkou na nízku aktuálnu silu a vysokú bezpečnosť na jednej strane a požiadavkou na vysokú tuhosť v osi x na druhej strane. Nižšia hrúbka a väčšia dĺžka zlepšujú silu aj bezpečnosť, ale znižujú tuhosť v osi x. Naopak vyššia hrúbka, väčšia rozteč a kratšia dĺžka zvyšujú tuhosť v osi x, ale zhoršujú aktuálne požiadavky a bezpečnosť. Pre finálny výber geometrie je preto vhodné použiť kombinované kritérium, napríklad váhovú funkciu. Kompletne výsledky analýzy plošnej odozvy geometrie sa nachádza v Prílohe č.1.

Geometrická váhová funkcia bola zostavená tak, že sa jednotlivé sledované odozvy najprv prevedú na bezrozmerné čiastkové kritériá v intervale od 0 do 1, aby boli navzájom porovnateľné aj napriek rozdielnym jednotkám a rozdielnym smerom optimalizácie. Pre odozvu, ktorú je potrebné minimalizovať, napríklad silu potrebnú na ohyb, bola použitá normalizácia, ktorá dáva hodnotu 1 najlepšiemu prípadu a 0 najhoršiemu v rámci uvažovaného rozsahu. Celkové skóre sa definuje ako vážený geometrický priemer týchto čiastkových kritérií, pričom exponenty predstavujú koeficienty dôležitosti jednotlivých odoziev. Výsledná váhová funkcia je číslo, ktoré sa maximalizuje. Využitie geometrickej namiesto aritmetickej váhovej funkcie znižuje riziko, že extrémne dobrá hodnota jednej odozvy prekryje nevyhovujúcu hodnotu inej odozvy. Konkrétne hodnoty váh pre veličiny sú uvedené v tabuľke nižšie.

Normalizované príspevky minimalizovaných veličín: $dX_{min} = \frac{X_{max}-X}{X_{max}-X_{min}}$ (4)

Pre maximalizované veličiny: $dX_{max} = \frac{X-X_{min}}{X_{max}-X_{min}}$ (5)

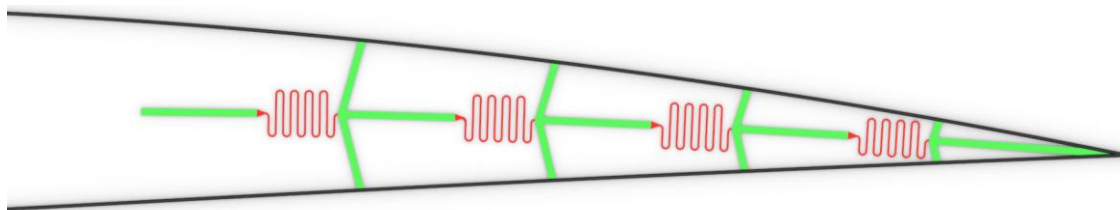
Tabuľka 5-2 Definícia veličín váhovej funkcie

Veličina	Cieľ	Váha	Označenie
Ohybová tuhosť	MIN	3	ko
Bezpečnosť	MAX	3	k
Dĺžka	MIN	2	l
Pozdĺžna tuhosť	MAX	1	kx

Výsledná váhová funkcia s konkrétnymi príspevkami je v tvare:

$$Skóre = \sqrt[9]{d k o^3 \cdot d k^3 \cdot d l^2 \cdot k x} \quad (6)$$

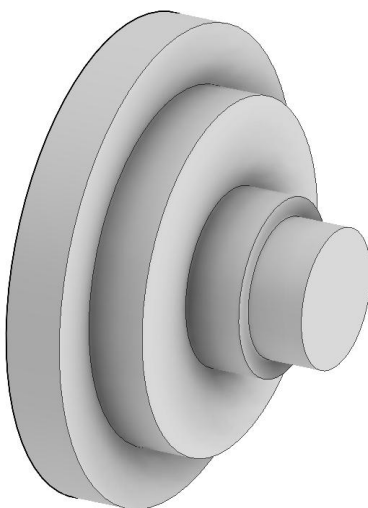
Najvyššie skóre vo váhovej funkcii dosiahla väzba s nasledujúcimi parametrami geometrie: dĺžka – 20 mm, výška - 15 mm, hrúbka – 0,8 mm a rozteč – 3,5 mm. Táto deformačná väzba má tuhosť v ohybe 7 Nmm/°, bezpečnosť pri 10° na úrovni 5,7 a pozdĺžnu tuhosť 38,8 N/mm. Väzba s touto geometriou je tak vybraná pre aplikáciu v predbežnom návrhu. Jej zobrazenie priamo v štruktúre odtokovej hrany je na obr. 5-11



Obr. 5-11 Predbežný návrh štruktúry poddajného mechanizmu v odtokovej hrane

5.4 Aktuácia

Ako pracovný člen na hriadeľi bol navrhnutý valec rozdelený na štyri samostatné bubny s rôznymi priermi. Každý bubon určený pre aktuáciu jedného segmentu mechanizmu (obr. 5-12). Rotačný pohyb hriadeľa sa prenáša na štruktúru pomocou laniek, ktoré sú navinuté na jednotlivých bubnoch a na druhej strane ukotvené v definovaných bodoch na príslušných segmentoch. Pri otočení hriadeľa dôjde k navinutiu alebo odvinutiu lanka, čím sa vytvorí ťahová sila pôsobiaca na segment a vyvolá sa jeho natočenie v oblasti ohybnej väzby.

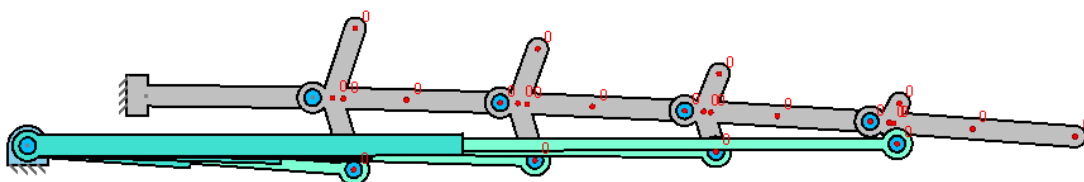


Obr. 5-12 Predbežný návrh pracovného člena aktuácie

Zmysel rôznych priemerov bubnov spočíva v tom, že kompenzujú zvyšujúce sa absolútne natočenie jednotlivých segmentov. Väčší polomer bubna preto pri rovnakom natočení vytvorí väčší posuv lanka. Tento princíp umožňuje realizovať rozdielne požadované natočenia jednotlivých segmentov jedným motorom, bez potreby samostatných aktuátorov pre každý segment. Rôzne priemery majú ale za dôsledok rôzne smery pôsobenia aktuačných síl na mechanizmus. Miera tejto výchyľky v uhle závisí od vzdialenosti pracovného člena od mechanizmu.

Z hľadiska prenášaných síl je rozhodujúci vzťah medzi krútiacim momentom motora a ťahovou silou v lanku. Menší polomer bubna zvyšuje dostupnú silu, ale znižuje posuv na jednu otáčku. Pri návrhu priemerov bubnov je preto potrebné kombinovať požiadavku na dostatočný posuv pre cieľové natočenie segmentu a súčasne overiť, že požadovaná ťahová sila neprekročí limit daný maximálnym momentom motora. Pre prevod posuvu lanka na natočenie segmentu je vhodné počítat s lokálnym ramenom uchytenia na segmente.

V ďalšom kroku návrhu je potom možné využiť regresné modely tuhostí a potrebných síl na stanovenie požadovaných priemerov bubnov tak, aby jedna spoločná uhlová poloha motora vyvolala požadované rozdelenie natočení segmentov pri čo najmenšej záťaži na motor. Pomer jednotlivých posunov aktuovaných bodov mechanizmu je možné simulovať v programe GIM pomocou piestov, ktoré v simulácii nahradia lanká (Obr. 5-13). Pre plynulú aktuáciu musí byť tento pomer rovnaký ako je pomer obvodov jednotlivých valcových plôch.



Obr. 5-13 Kinematický model mechanizmu s piestmi na rotačných väzbách

Konkrétne vzniknuté skrátenia piestov pre ohyb väzieb o 10 stupňov počínajúc najkratším:

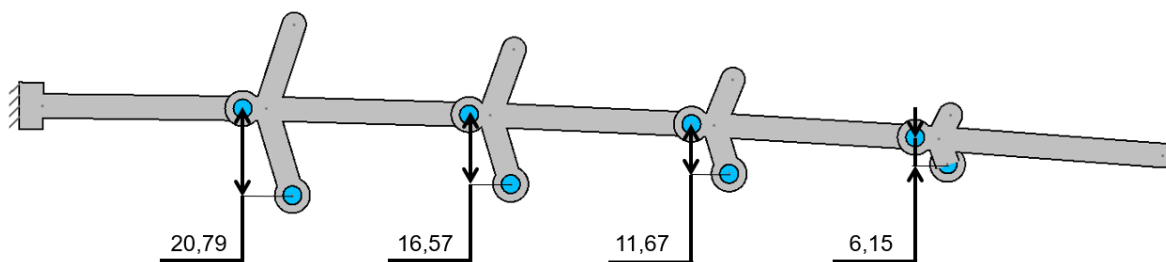
- P_1 : 3,64 mm
- P_2 : 6,32 mm
- P_3 : 9,53 mm
- P_4 : 12,99 mm

Pomocou pomerov skrátenia piestov je tak možné definovať pomery medzi obvodmi, tým aj polomerami valcových plôch. Je žiaduce voliť priemery valcových plôch čo najmenšie, aby bol pri danom krútiacom momente motora dosiahnuteľný čo najvyšší ťah v lankách. Tento prístup má svoje opodstatnenie v predpoklade prevádzkového zaťaženia. Motor neprekonáva len tuhosť poddajnej štruktúry počas aktuácie, ale aj dodatočné aerodynamické namáhanie, ktoré bude pôsobiť proti deformácii a bude sa snažiť krídlo vrátiť do neutrálnej polohy. Ako prvý bol preto navrhnutý najmenší priemer $D_1 = 5$ mm. Z definovaných pomerov je tak možné určiť ostatné priemery vzťahom $D_x = \frac{D_1}{P_1} \cdot P_x$. Zoznam takto získaných priemerov:

- $D_1 = 5$ mm
- $D_2 = 8,68$ mm
- $D_3 = 13,09$ mm
- $D_4 = 17,84$ mm

Pre relatívne natočenie medzi všetkými segmentmi o uhol 10° je tak potrebné natočenie hriadeľa $83,4^\circ$.

Vybraná deformačná väzba z predchádzajúcej podkapitoly na natočenie o potrebný uhol potrebuje 70 N. Pomocou ramien jednotlivých priemerov valca, sily potrebnej na natočenie a ramien jednotlivých segmentov (obr. 5-14) je tak možná kontrola potrebného momentu na aktuáciu.



Obr. 5-14 Ramená bodov aktuácie segmentov [mm]

Sily v lanách potrebné na aktuáciu je možné vyjadriť ako:

$$F_{lano_x} \cdot l_{rameno_x} = F_{10mm} \cdot 10 \rightarrow F_{lano_x} = \frac{F_{10mm} \cdot 10}{l_{rameno_x}} \quad (7)$$

Dosadením do tohto vzťahu kde, $F_{10mm} = 70 \text{ N}$, vyplýva, že:

$$F_{lano_1} = 114 \text{ N}; F_{lano_2} = 60 \text{ N}; F_{lano_3} = 42 \text{ N}; F_{lano_4} = 34 \text{ N}$$

Moment pôsobiaci na pracovný člen je v tejto konfigurácii súčtom všetkých momentových príspevkov od jednotlivých lán, je ho možné vyjadriť vzťahom:

$$M_p = \sum_{i=1}^4 \frac{D_i}{2} * F_{lano_i} = 1676 \text{ Nmm} \quad (8)$$

5.5 Experimentálne overenie MKP modelu

Táto podkapitola je zameraná na experimentálne overenie a následné spresnenie numerického MKP modelu vytvoreného v predchádzajúcej časti práce. Spoľahlivosť a presnosť výpočtového a materiálového modelu môžu byť zaťažené systematickými chybami. Pre ďalší postup práce boli preto výsledky MKP modelu porovnané s reálnym správaním skúmanej štruktúry.

Overovanie bolo vykonané na serpentinových lamelách, ktoré boli zaťažované na univerzálnom testovacom zariadení v režime riadeného posuvu. Súčasne bolo využité optické meranie metódou Digital Image Correlation, čím bolo umožnené sledovanie deformačného poľa na povrchu vzoriek. Okrem toho boli zaznamenávané silové a posuvové údaje priamo zo zariadenia.

V ďalších častiach kapitoly bude opísaná metodika merania, spracovanie získaných dát a ich porovnanie s výsledkami numerickej simulácie. Následne bude diskutovaná miera zhody medzi experimentom a modelom a budú naznačené možné úpravy parametrov, ktoré by mohli viesť k zvýšeniu presnosti predikcie správania poddajnej konštrukcie.

5.5.1 Materiály a metódy

V tejto časti práce je opísaný materiál vzoriek, spôsob ich výroby a metodika experimentálneho merania, ktoré bolo použité na overenie a spresnenie MKP modelu. Zámerom je dosiahnuť úroveň opakovateľnosti, aby porovnanie s numerickými výsledkami nebolo založené len na kvalitatívnom dojme, ale na dátach s jasne definovaným pôvodom a spracovaním.

Výroba vzoriek

Vzorky boli vyrobené zo zliatiny Ti6Al4V, pričom mechanické vlastnosti môžu byť výrazne ovplyvnené výrobnou trasou a následným spracovaním [22]. Výroba bola realizovaná aditívnou technológiou selektívneho laserového tavenia na zariadení SLM 280 HL Pre vzorky boli použité procesné parametre doporučené výrobcom a nasledovne tepelné spracovanie. Pri takomto postupe sa spravidla dosahuje vysoká geometrická voľnosť, no zároveň sa môžu objavovať javy ako zvyškový stav napätia, pórovitosť alebo zvýšená drsnosť povrchu, ktoré mohli v určitej miere vstupovať do nameranej tuhosti[22].

Návrh experimentálnej sady a geometrické parametre

Z ekonomických dôvodov bol počet fyzicky vyrobených a testovaných vzoriek znížený z dvadsiatich piatich variantov uvažovaných v parametrickej MKP analýze na deväť konfigurácií. Zachytenie vplyvu geometrických parametrov na ohybovú tuhosť serpentínovej štruktúry malo zostať zachované aj po redukcii, preto bola zvolená stratégia zmeny jedného parametra pri súčasnom ponechaní ostatných na stredných hodnotách. Týmto postupom sa síce nepostihujú všetky interakcie medzi parametrami, avšak trendové posúdenie citlivosti tuhosti na jednotlivé rozmery je možné zachytiť pomerne jednoducho.

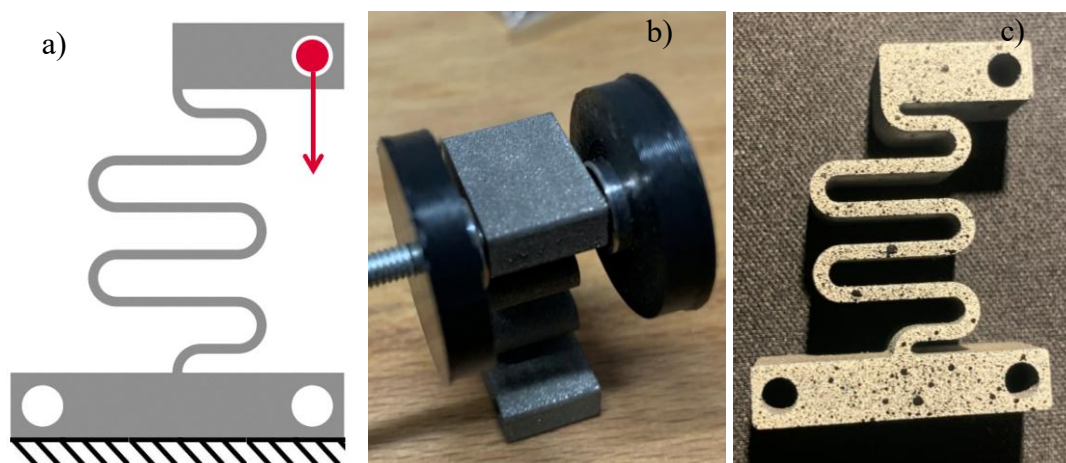
Geometria každej vzorky bola, rovnako ako v predchádzajúcej kapitole, definovaná štvoricou parametrov, kde H predstavovala hrúbku lamely, V výšku serpentínového profilu, D charakteristickú dĺžku a R rozteč opakujúcej sa geometrie. Konkrétne hodnoty boli zhrnuté v tabuľke, pričom stredné hodnoty boli reprezentované konfiguráciou vzorky č. 1 a odchýlky boli vytvárané vždy len v jednej veličine. Zoznam testovaných vzoriek je v tabuľke 5-3.

Tabuľka 5-3 Zoznam vzoriek a ich geometrických parametrov				
Vzorka č.	H (hrúbka) [mm]	V (výška) [mm]	D (dĺžka) [mm]	R (rozteč) [mm]
1	1,0	13,5	20	3,5
2	0,8	13,5	20	3,5
3	1,2	13,5	20	3,5
4	1,0	11,0	20	3,5
5	1,0	16,0	20	3,5
6	1,0	13,5	15	3,5
7	1,0	13,5	25	3,5
8	1,0	13,5	20	2,0
9	1,0	13,5	20	5,0

Všetky geometrické varianty boli vyrábané s celkovou šírkou 36 mm. Spodná časť v rozsahu 6 mm bola následne odstránená, keďže v tejto oblasti bola zámerne použitá upravená geometria určená na zlepšenie priľnavosti k podložke. Zo zvyšných 30 mm boli nasledovne pripravené tri samostatné skúšobné telieska s širokú 10 mm, čím bola zaistená opakovateľnosť merania a zároveň zvýšená štatistická výpovedná hodnota porovnania medzi experimentom a MKP modelom. Delenie a finálne rezanie vzoriek bolo vykonané elektroerozívnym rezaním EDM, ktoré je považované za vhodné pri presnom delení kovových súčiastok s minimalizáciou mechanického zaťaženia v reze.

Skúšobné zariadenie a spôsob zaťažovania

Zaťažovanie serpentínovej lamely bolo realizované na trhacom zariadení v režime riadeného posuvu, pričom spodná strana vzorky (Obr. 5-15a) bola pevne upnutá do spodnej časti stroja. Na hornej strane bolo zvolené vyosené pôsobisko sily, ku ktorému boli z prednej aj zadnej strany pripevnené ložiská (viz. Obr 5-15b), čím bolo umožnené bočné vychýlenie vzorky, takže pôsobenie zaťaženia mohlo byť interpretované ako aproximácia ťahu lana. Pre každú skúšanú konfiguráciu bol aplikovaný posuv v rozsahu 8 mm, pričom rýchlosť posuvu bola nastavená na 6 mm/min, aby bol podporený kvázi statický charakter skúšky a aby bolo možné následne porovnávať silovo posunové charakteristiky s výsledkami MKP modelu.



Obr. 5-15 a) Vzorka na testovanie ohybu na univerzálnom trhacom zariadení b) Vzorka s ložiskami v mieste zaťaženia c) Stochastický vzor na povrchu vzorky

Meranie pomocou DIC

Bezkontaktné meranie deformácií bolo vykonané metódou Digital Image Correlation, ktorou bolo možné stanoviť pole posunov na povrchu vzoriek. Pred snímaním bola na povrchu každej vzorky pripravená korelačná textúra so stochastickým charakterom, pričom najskôr bola nanosená súvislá biela základná vrstva a následne bol čiernym sprejom vytvorený náhodný bodový obrazec viditeľný na obrázku 5-14c, aby bola zabezpečená dostatočná lokálna kontrastnosť pre korelačný algoritmus. Takto získané DIC údaje boli využité ako doplnok ku globálnej silovo posuvovej charakteristike, keďže umožňovali posúdenie plošného rozloženia deformácie. Tieto údaje sú tak doplnkom k údajom z trhacieho zariadenia pre overenie tvaru deformácie v MKP modeli.

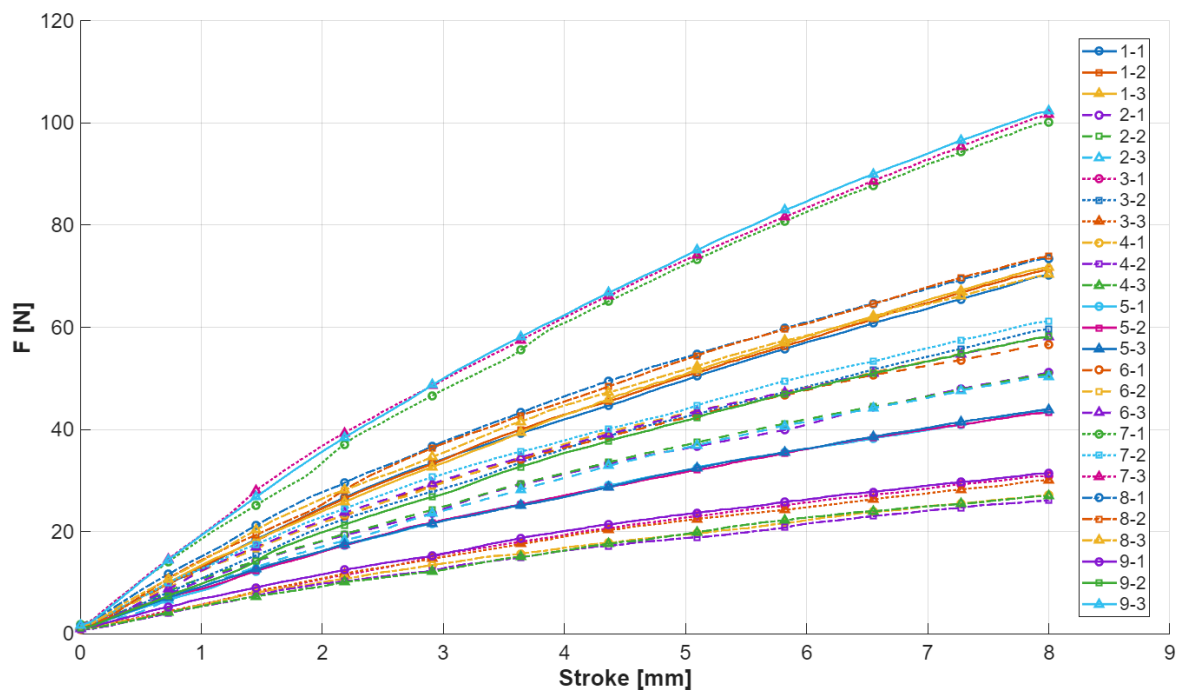
5.5.2 Výsledky a ich interpretácia

Namerané údaje zo zariadenia a z DIC vyhodnotenia boli spracované tak, aby bolo umožnené priame porovnanie s numerickými výsledkami. Na globálnej úrovni bola porovnávaná tuhosť odvodená zo sily a posuvu. Lokálne informácie z DIC boli využité na porovnanie tvaru deformácie v kritických oblastiach serpentíny.

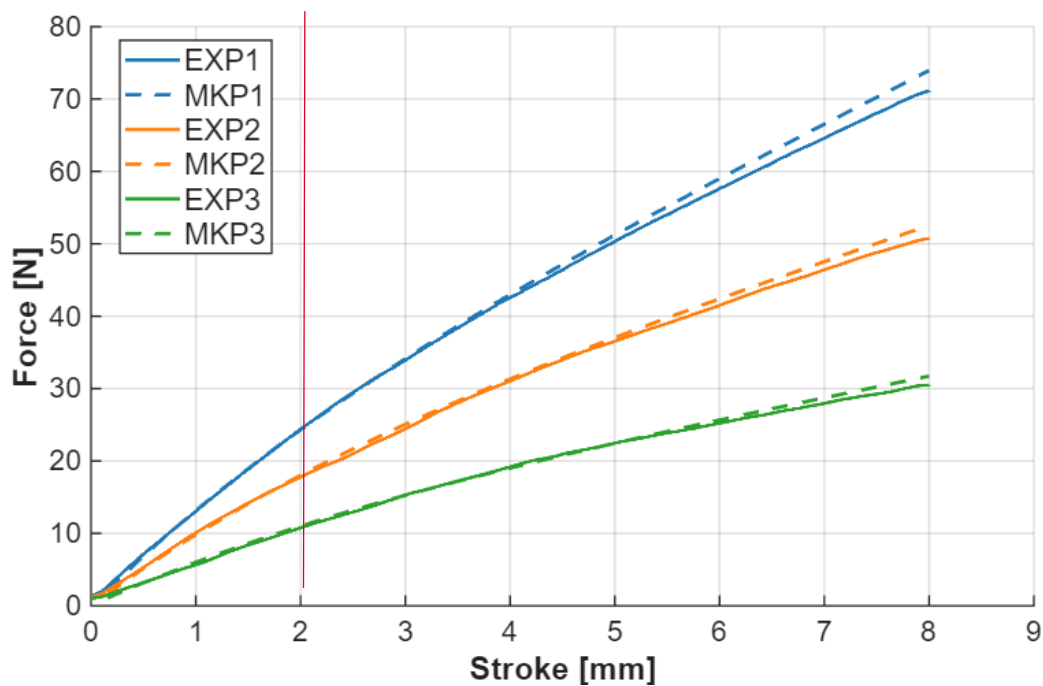
Takto nastavená metodika umožňuje nielen overenie trendov predikovaných MKP modelom, ale aj identifikáciu odchýlok, ktoré mohli naznačovať potrebu úpravy materiálových parametrov, okrajových podmienok alebo idealizácie geometrie. V tejto podkapitole bude následne rozpracované vyhodnotenie zhody medzi experimentom a simuláciou.

Výsledky tlakovej skúšky

Na obr. 5-16 je prezentované porovnanie silovo posunových charakteristík všetkých parametrických vzoriek, pričom z priebehov je možné usúdiť, že zvolená sada geometrií pokryla relatívne širokú škálu ohybových tuhostí. V rámci väčšiny trojíc opakovaní bol pozorovaný len malý rozptyl, čo naznačuje primeranú opakovateľnosť merania a konzistentné správanie skúšobných telies. Počas skúšok nebol pri žiadnej konfigurácii zaznamenaný kontakt susedných segmentov serpentínovej štruktúry, takže odozva nebola ovplyvnená dodatočnými nelinearitami spojenými s dotykom. Zároveň bolo po odľahčení pri vizuálnej kontrole konštatované obnovenie pôvodného tvaru pri všetkých vzorkách, čím bolo podporené tvrdenie, že skúšky boli vykonané v elastickej oblasti deformácie.



Obr. 5-16 Výsledky tlakovej skúšky - Všetky vzorky



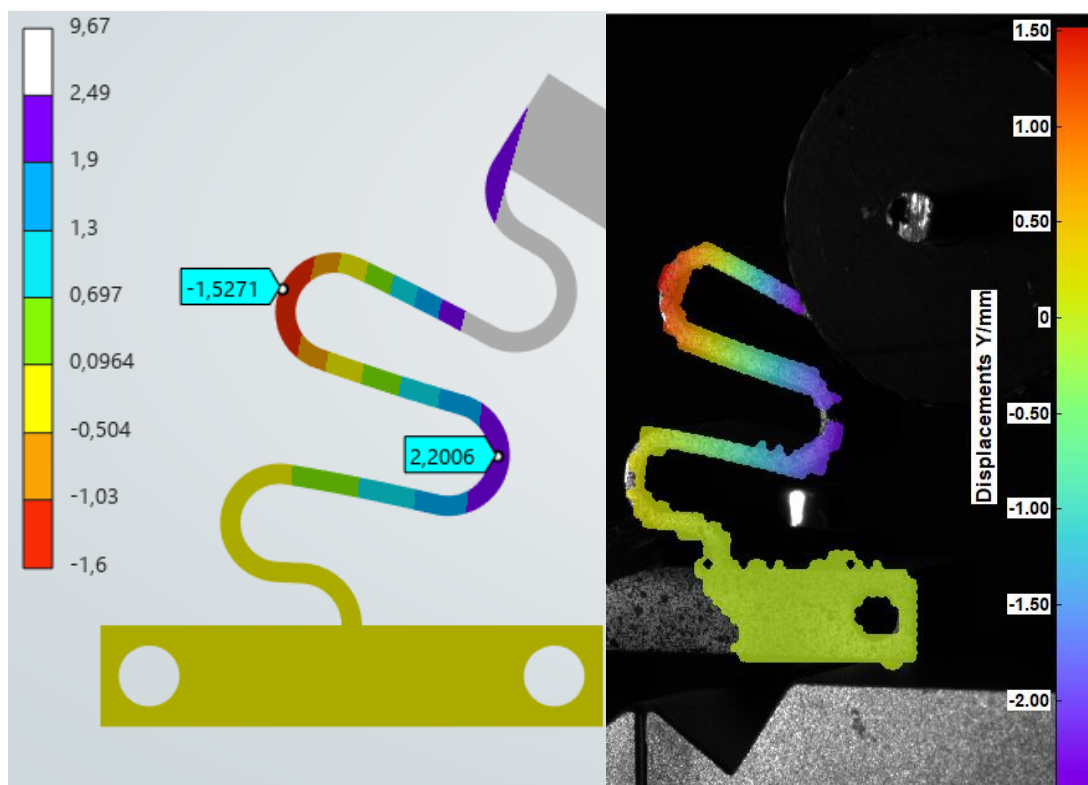
Obr. 5-17 Graf pre porovnanie reakčných síl v MKP modeli s experimentom pre vybrané konfigurácie, červená čiara vyznačuje 10° natočenia

Pri porovnávaní experimentálnych kriviek s MKP predikciou (obr. 5-17) bola ako rozhodujúca oblasť uvažovaná len počiatočná časť priebehu do stlačenia 2 mm, ktorá je v príslušnom grafe vyznačená zvislou čiarou. V kontexte návrhu odtokovej hrany bol totiž relevantný práve tento úsek, keďže už pri uvedenej hodnote stlačenia dochádzalo k ohybu približne o 10° , a teda k deformácii zodpovedajúcej požadovanému prevádzkovému nastaveniu. V tomto intervale sa krivky experimentu a MKP modelu spravidla tesne kopírovali, zatiaľ čo pri väčších stlačeniach sa začalo prejavovať len mierne rozchádzanie priebehov.

Výsledky merania pomocou DIC

Pri vyhodnocovaní výsledkov z metódy Digital Image Correlation bol dôraz kladený predovšetkým na porovnanie tvaru a smeru deformácie, keďže týmto spôsobom mala byť doplnená informácia získaná zo silovo posunových charakteristík. Výstupy z DIC boli využité na vizuálne porovnanie deformovaného tvaru vzorky s predikciou MKP modelu, pričom zhoda mala byť posudzovaná kvalitatívne na základe podobnosti zakrivenia a celkového priebehu vyhnutia. Okrem toho boli porovnávané aj farebné mapy zložkových posunov v osi X a v osi Y, pomocou ktorých malo byť možné overiť, či sa v experimente a v simulácii prejavovali porovnateľné smerové komponenty posunu a či boli oblasti s najvyššou deformáciou lokalizované v zhodných častiach serpentínovej geometrie.

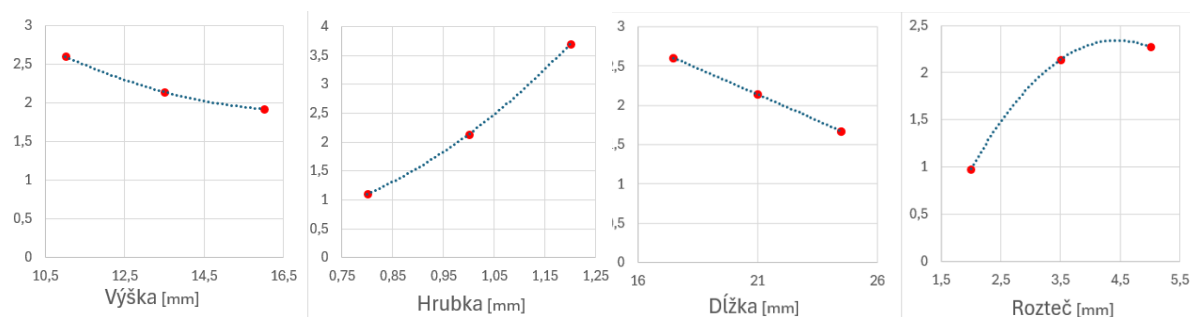
Prostredia Ansys a Istra 4D (program použitý na vyhodnotenie DIC) používajú odlišný spôsob farebného škálovania. Navyše bolo potrebné zohľadniť rozdielnu definíciu súradnicových osí, keďže v MKP modeli bola zvislá zložka posunu viazaná na os X, zatiaľ čo v DIC vyhodnotení bola tá istá zložka interpretovaná v osi Y. Z tohto dôvodu boli do MKP modelu pre zobrazenie zvislého posunu doplnené dva ľahko identifikovateľné body, podľa ktorých mohla byť poloha a smer vychýlenia jednoznačne vyhodnocovaná aj pri odlišnej grafickej reprezentácii. Pri porovnaní výsledkov bolo na obrázku 5-18 možné pozorovať veľmi podobný tvar deformovaného telesa, čo bolo vnímané ako ďalší argument podporujúci správnosť MKP modelu z hľadiska zachytenia mechanizmu deformácie.



Obr. 5-18 Vľavo - MKP riešenie okrajových podmienok, Vpravo - Experimentálny záznam z DIC pri maximálnom zaťažení

Súhrn experimentu

Na základe realizovaného experimentálneho overenia bola preukázaná dostatočná zhoda medzi nameranou odozvou a upravenou predikciou MKP modelu, takže numerický model spolu s kalibrovaným materiálovým nastavením môže byť považovaný za použiteľný podklad pre ďalšie analýzy navrhovanej poddajnej štruktúry. Súčasne bolo potvrdené, že regresný model odvodený v predchádzajúcej časti práce zachytáva vplyvy jednotlivých geometrických parametrov na hodnotené mechanické vlastnosti v rozsahu, ktorý bol v experimente skúšaný, pričom na obrázku boli pre ukážku uvedené štyri grafy sily potrebnej na dosiahnutie ohybu o 10 stupňov a pozorované trendy, viditeľné na obr. 5-19 boli veľmi podobné tým, ktoré boli získané pri numerickej parametrickej analýze, viz obr.5-8. Z týchto výsledkov sa preto môže vychádzať pri pokračovaní návrhu celej odtokovej hrany, kde má byť vykonaný nový výber vhodnej poddajnej väzby a následne overená jej funkčnosť v širšom konštrukčnom kontexte.

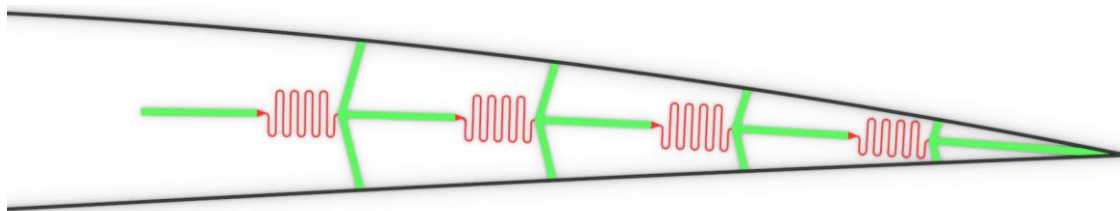


Obr. 5-19 Experimentálny model vplyvu geometrických parametrov na ohybovú tuhosť serpentíny

5.6 Úprava štruktúry

Aj keď bola zhoda medzi experimentom a pôvodným analytickým modelom vyhodnotená ako dostatočná, z prvého návrhu štruktúry bola zároveň identifikovaná pomerne vysoká požadovaná aktuálna sila. Z toho dôvodu boli zvolené lokálne úpravy štruktúry. V tejto kapitole bude preto zavedená stratégia graduálneho znižovania tuhosti poddajných väzieb pozdĺž odtokovej hrany, pričom tuhosť nebude rozdeľovaná rovnomerne, ale bude prispôbená miestnym požiadavkám na prenos zaťaženia a na pôsobenie aktuácie.

V oblasti prvej väzby (Obrázok 5-20 - Vľavo) je uvažované najväčšie rameno na ohyb, keďže profil krídla je v tejto časti spravidla najširší, a súčasne má byť prenášaná aj najvyššia záťaž reprezentujúca príspevok celej odtokovej hrany. Z uvedeného dôvodu je potrebné aby bola prvá väzba navrhnutá ako najtuhšia. Vysoká tuhosť tejto väzby môže zabezpečiť ochranu pred nadmerným lokálnym pretvorením, aby bol zachovaný požadovaný tvar deformácie. Opačná situácia je predpokladaná pri poslednej väzbe, pri ktorej je využiteľné podstatne kratšie aktuálne rameno a zároveň aj nižšie prenášané zaťaženie. Zníženie tuhosti v koncovej oblasti je preto výhodné z hľadiska redukcie aktuálnej sily pri zachovaní funkcie mechanizmu.



Obr. 5-20 Známenie štruktúry s ohybnými väzbami

Úpravy jednotlivých väzieb pozdĺž odtokovej hrany boli vykonané priamo na základe výsledkov predchádzajúcej analýzy. Pre prvú väzbu, situovanú najbližšie k jadru krídla, bola zvolená zvýšená hrúbka $H = 1,0$ mm. Vyššia nosnosť bola v tejto oblasti preferovaná a zvýšená tuhosť (o 65%) nebola považovaná za kritickú vzhľadom na veľké rameno ohybu a prenášané zaťaženie.

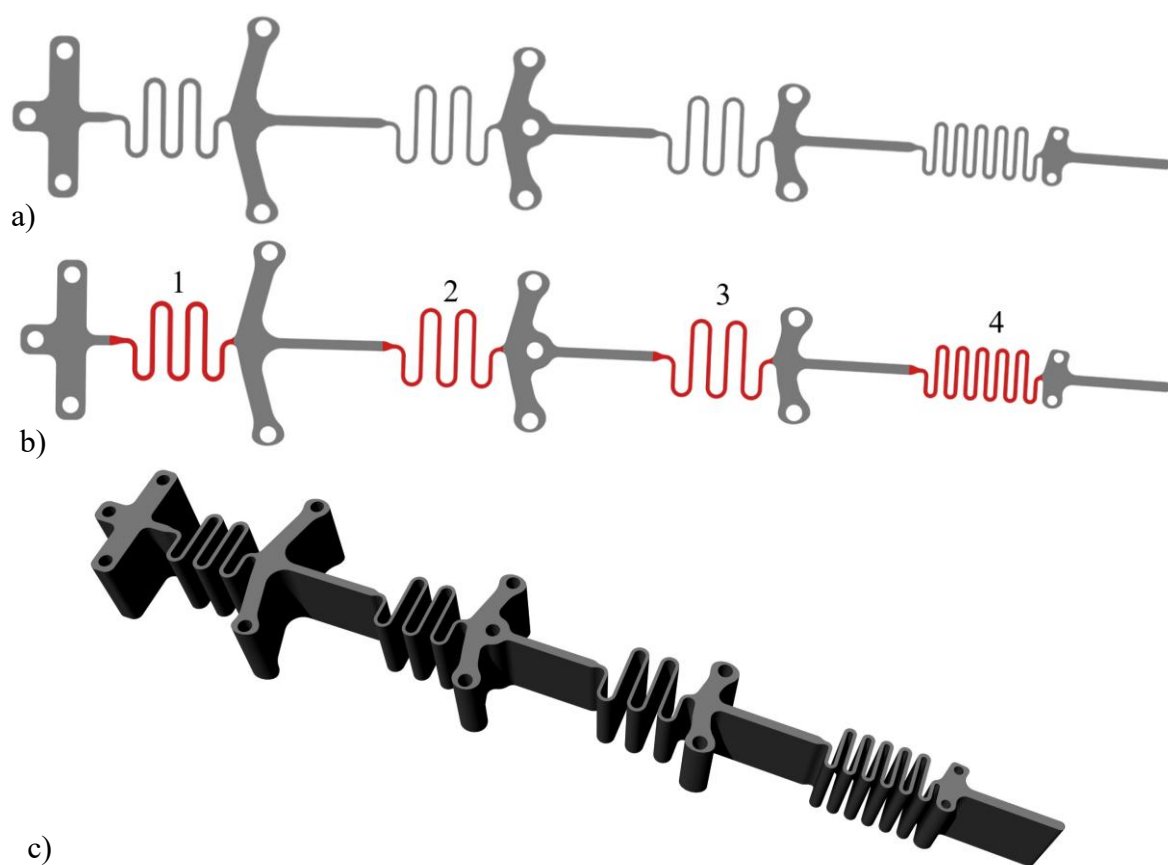
Pre druhú a tretiu väzbu, umiestnené v strednej časti odtokovej hrany, boli ponechané rozmery, ktoré vychádzali ako vhodné kompromisné riešenie v rámci predchádzajúceho hodnotenia: $H = 0,8$ mm, $V = 15$ mm, $R = 3,5$ mm a $D = 20$ mm. Táto voľba mala zabezpečiť stabilnú tuhosť a zároveň zachovať porovnateľný mechanizmus deformácie v prechode medzi tuhšou koreňovou a mäkkšou koncovou oblasťou.

Pri poslednej väzbe na konci odtokovej hrany boli parametre zvolené s dôrazom na minimalizáciu tuhosti pri súčasnej integračnej obmedzenosti profilu. Výška bola obmedzená na $V = 10$ mm z dôvodu dostupného priestoru v profile krídla. Hrúbka bola zachovaná na $H = 0,8$ mm a rozteč bola nastavená na $R = 2,0$ mm, aby bola podporená nižšia ohybová tuhosť. Dĺžka bola súčasne zväčšená na $D = 25$ mm, čím mala byť čiastočne kompenzovaná menšia výška a zachovaná požadovaná poddajnosť pri kontrolovanom priebehu deformácie.

6 DETAILNÍ NÁVRH

Táto kapitola sa detailne venuje vybranému návrhu poddajnej štruktúry a jej jednotlivým prvkom. Obsahuje taktiež overenie návrhu pomocou simulácií v kombinácii s reálne nameranými hodnotami. Hlavnou časťou tejto kapitoly je opis geometrie štruktúry a jej aktuálneho systému. V neposlednej rade je v tejto kapitole popísaná úprava geometrie pre výrobu pomocou technológie LPBF.

6.1 Poddajná štruktúra



Obr. 6-1 a) Detailný návrh tvaru štruktúry poddajnej odtokovej hrany, b) Zvýraznenie a označenie serpentínových štruktúr, c) 3D zobrazenie finálnej štruktúry odtokovej hrany

Do predbežného návrhu poddajnej štruktúry boli doplnené zaoblenia prechodov geometrií (viď Obr. 6-1a), tak aby boli eliminované všetky ostré hrany. Zaoblenia ostrých prvkov geometrie je výhodné najmä z pohľadu výrobnnej kompatibility. Všetky otvory okrem koncových boli navrhnuté s priemerom 3,3 mm. Tento rozmer umožňuje využitie otvorov pre upevnenie k profilu krídla pomocou metrických závitových tyčí M3, s ktorými diery tvoria uloženie s voľou. Do stredovej časti bol navyše pridaný samostatný otvor pre prvok vedenia laniek, aby ich vedenie nepresahovalo mimo profil ohýbaného krídla.

Obrázok 6-1b vyznačuje tvary použitých ohybných väzieb. Ich konkrétne geometrické parametre sú v tabuľke 6-1 nižšie. Pre rôzne aktuálne podmienky pre každú väzbu, boli väzby rozdelené do troch skupín. Prvá väzba (obr. 6-1b pozícia 1) prenáša aerodynamickú záťaž celej odtokovej hrany a má zároveň najpriaznivejšie podmienky pre aktuáciu, preto bola zvolená najrobustnejšia geometria s vyššou tuhosťou. Stredové väzby (obr. 6-1b pozície 2,3) boli vybrané ako najpriaznivejšie z parametrickej analýzy. Posledná väzba (obr. 6-1b pozícia 4) bola zvolená s nižšou výškou a jemnejšou roztečou pre čo najnižšiu tuhosť a zástavbový priestor.

Tabuľka 6-1 Súhrn zvolených geometrických parametrov serpentínových väzieb

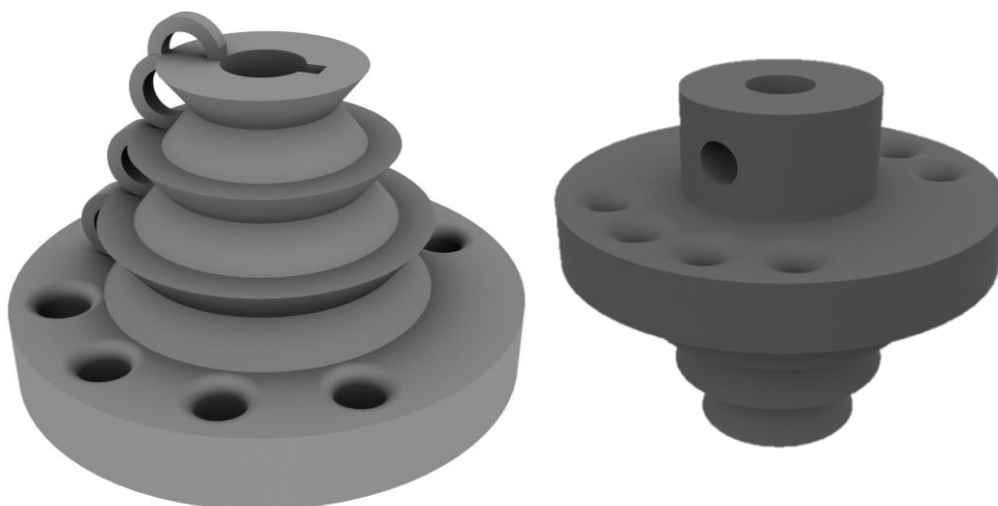
Väzba	1	2	3	4
Hrúbka [mm]	1	0,8	0,8	0,8
Dĺžka [mm]	20	20	20	25
Výška [mm]	15	15	15	10
Rozteč [mm]	3,5	3,5	3,5	2
Sila potrebná na aktuáciu o 10° [N]	19,2	11,1	12,3	11,4

Hrúbka tuhých segmentov bola v návrhu stanovená na 2 mm, čo zabezpečuje dostatočnú tuhosť nosných častí pri zachovaní kompaktnosti a minimalizácii použitého materiálu. V okolí aktuálnych otvorov bol zároveň pridaný materiál s eliptickým tvarovaním, keďže práve takáto úprava umožňuje sústrediť väčší objem materiálu do smerov dominantného zaťažovania bez toho, aby bolo menené rameno páky pri ohybe.

Takto upravená geometria bola nasledovne vysunutá o 20 mm. Tento rozmer by mal zamedziť vzperovým kritickým stavom do strany a zaistiť žiadanú tuhosť. Zobrazenie finálnej trojrozmernej geometrie je na obrázku 6-1c.

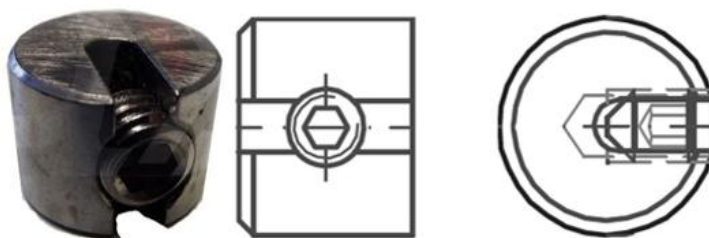
6.2 Systém aktuácie

Pre štruktúru je navrhnutý aj samostatný systém aktuácie, ktorý je so štruktúrou prepojený prostredníctvom laniiek. Jeho hlavná funkčná časť je pracovný člen s variabilným priemerom, pre umožnenie aktuácie jednotlivých segmentov podľa požadovanej deformácie. Na jednotlivých priemeroch boli súčasne navrhnuté skosenia a vodiace oká, práve tieto prvky zabezpečujú plynulejšie vedenie laniiek a ich udržiavanie v príslušných dráhach bez nežiaducich bočných odchýlok. Týmto usporiadaním mala byť podporená nielen funkčnosť samotnej aktuácie, ale aj stabilita prenosu pohybu medzi pracovným členom a deformovateľnou časťou mechanizmu. Prídavné prvky taktiež uľahčujú vinutie laniiek počas montáže. Navrhovaný prenos krútiaceho momentu z vedenia je pomocou zvieracej skrutky (červíka) a drážky na hriadeľi s priemerom 5 mm. Táto hriadeľ zároveň tvorí aj posledný, najmenší priemer pracovného člena. Pracovný člen s vodiacimi prvkami a hriadeľov je zobrazený na obrázku 6-2.



Obr. 6-2 Detailný návrh pracovného člena aktuácie

Pre ukotvenie laniiek v pracovnom člene po prevlečení cez otvory môžu byť využité nerezové zarážky (Obr. 6-3). Alebo iné prvky s možnosťou dodatočného napínania lán.



Obr. 6-3 Nerezové zarážky pre ukotvenie oceľových lán [23]

6.3 Overenie návrhu

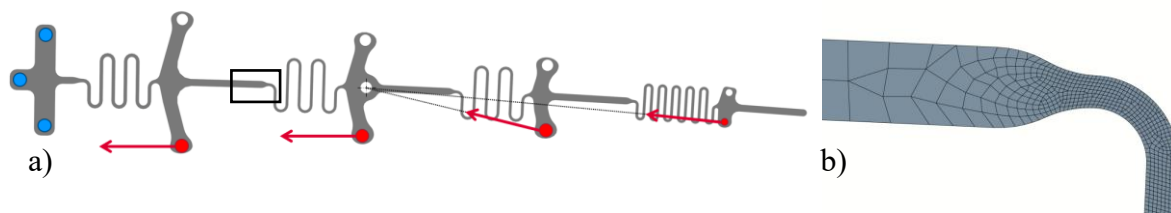
Táto kapitola je zameraná na overenie splnenia vopred stanovených cieľov návrhu štruktúry a to pomocou MKP a CFD simulácií doplnených o výsledky reálnej deformačnej skúšky. Prostredníctvom MKP analýzy je hodnotené deformačné správanie štruktúry pri navrhovanej aktuácii, pričom súčasne sú posudzované aj napätia vznikajúce v dôsledku vyvolanej deformácie. Tým má byť overené nielen dosiahnutie požadovaného tvaru ohybu, ale aj mechanická prijateľnosť navrhnutého riešenia. CFD analýza je následne zameraná na aerodynamické posúdenie deformovaného profilu, predovšetkým formou porovnania s neohnutým profilom krídla a s profilom vybaveným jednoduchou zalomenou klapkou. Výsledné zhodnotenie preto nie je založené iba na numerických simuláciách, ale aj na ich porovnanie s výsledkami získanými pri reálnej deformačnej skúške, čím má byť posúdená miera zhody medzi navrhnutým modelom a fyzickým správaním štruktúry.

6.3.1 MKP analýza modelu štruktúry

Pomocou metódy konečných prvkov je ďalej posudzované mechanické správanie navrhutej poddajnej štruktúry pri aktuácii. Hodnotené je najmä to, aká deformácia je pri navrhnutom spôsobe zaťaženia dosiahnuteľná a aké napätia pri nej v konštrukcii vznikajú. Keďže počas deformácie dochádza k výraznej zmene geometrie, bola použitá nelineárna 2D analýza s aktívnym nastavením Large Deflections. Materiál bol v analýze opísaný lineárnym modelom, ktorý bol overený v predošlej kapitole.

Nastavenie simulácie

Nastavenie simulácie bolo prispôbené tvaru riešenej štruktúry. Globálna veľkosť prvkov siete bola zvolená na 2 mm, pričom v oblasti serpentín bola lokálne zjemnená na veľkosť 0,1 mm detail na Obr. 6-4b. Bolo tak možné zachovať na priereze viac ako päť prvkov aby mohlo byť lokálne deformačné správanie zachytené s dostatočným rozlíšením. Okrajové podmienky boli definované ako pevné väzby v montážnych dierach (Obr 6-6a modrá), ktoré sú na príslušnom obrázku zobrazené vľavo. Zaťaženie bolo následne zavedené vo forme síl pôsobiacich v dierach pri povrchu krídla, pričom ich smer bol určený približne podľa smeru vedenia príslušných laniiek (Obr. 6-6a červená).



Obr. 6-4 a) Okrajové podmienky MKP výpočtu, b) Detail prechodu hrubej siete na jemnú

Magnitúda zaťažovacích síl potrebných na konkrétny ohyb o 10° bola napokon mierne nižšia, než bolo pôvodne predpokladané, čo mohlo byť spôsobené tým, že sily pôsobiace na jednotlivé segmenty ovplyvňujú aj deformáciu predchádzajúcich segmentov, zatiaľ čo v matematickom modeli z predchádzajúcej kapitoly tento vzájomný vplyv nebol uvažovaný. Konkrétne magnitúdy síl vyznačených červenou na obrázku 6-6 sú zhrnuté v tabuľke 6-2 nižšie.

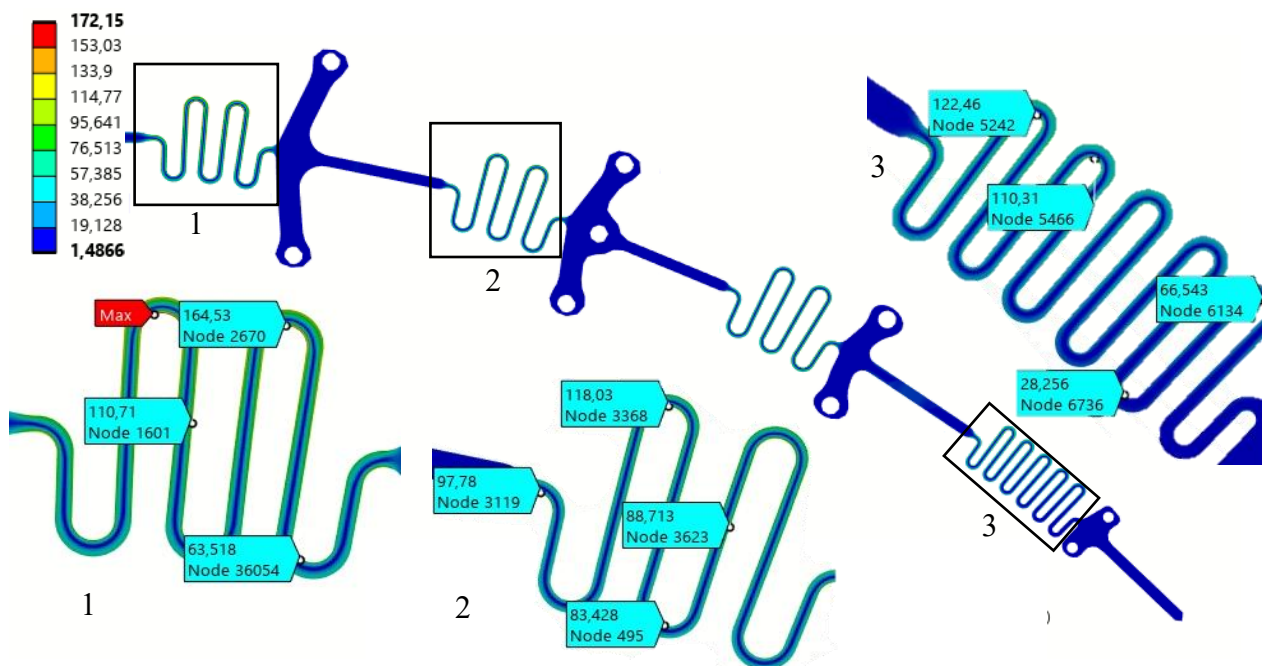
Tabuľka 6-2 Sily potrebné na uvažovaný ohyb mechanizmu

Poradie na Obr. 6-6 (z ľava)	Predpokladaná sila potrebná	Sila potrebná na ohyb o 10°
1	19,2	12,4
2	11,1	6,6
3	12,3	12,5
4	11,4	11,6

Výsledky simulácie

Z výsledkov simulácie vyplynulo, že k pretvoreniu štruktúry dochádzalo takmer výhradne v oblasti serpentín, čo bolo v súlade s očakávaným princípom deformácie navrhnutého mechanizmu. V tuhších segmentoch zostala deformácia zanedbateľná (miera pretvorenia menej než 2%), a preto bolo možné usudzovať, že ohyb bol sústredený najmä do oblastí, ktoré boli na tento účel geometricky prispôbené. Najvyššia hodnota deformácie bola zaznamenaná na najtuhšej väzbe, teda na prvej zľava na obrázku 6-1. Absolútne natočenie jednotlivých segmentov sa zároveň stupňovalo postupne približne po 10 stupňoch, pričom na poslednom segmente bolo dosiahnuté natočenie $40,2^\circ$.

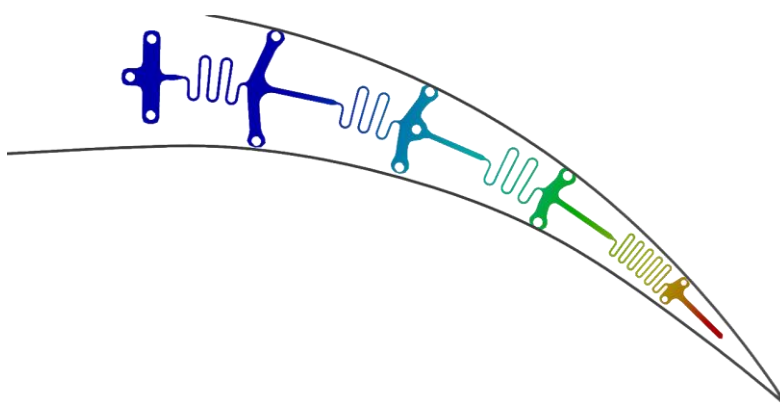
Výsledky napät'ovej analýzy, viz Obr. 6-5, ukázali, že maximálne napätie na najtuhšej väzbe presiahlo len mierne hodnotu 172 MPa, takže zostalo výrazne pod uvažovanou medzou únavy. Maximum bolo lokalizované na vnútornej strane zaoblenia serpentíny, kde pri danom spôsobe ohybu vzniká tlakové napätie. Na ostatných serpentínach boli zistené ešte nižšie hodnoty napätia a ich úroveň sa pozdĺž štruktúry postupne znižovala. Obdobné hodnoty napätia boli dosiahnuté aj pri poslednej väzbe, ktorej geometria musela byť navrhnutá ako kompromis vzhľadom na veľmi obmedzený zástavbový priestor. S výnimkou prvej serpentíny sa lokálne maximá napätia približne zhodovali, čo naznačuje pomerne rovnomerné rozdelenie napät'ového stavu medzi jednotlivými väzbami.



Obr. 6-5 Výsledky napäťovej analýzy s detailným zobrazením serpentín

6.3.2 CFD analýza

Táto podkapitola slúži na overenie aerodynamických cieľov navrhnutého riešenia. Posudzované je v nej najmä to, či je pomocou navrhovanej štruktúry dosahovaný vztlak na úrovni jednoduchkej klapky a zároveň či je v porovnaní so zalomeným profilom krídla s klapkou dosiahnuté zníženie aerodynamického odporu. Do CFD riešenia pritom vstupuje profil krídla odvodený z výsledkov deformácie získaných pomocou MKP analýzy, pričom jeho tvar bol vytvorený s využitím G2 nadväznosti kriviek. Ide síce o určité zjednodušenie, keďže samotná obálka krídla nepredstavuje hlavnú časť tejto práce ani predmet MKP simulácie, no takto aproximovaný deformovaný tvar by mal byť stále dostatočný na zachytenie podstatných aerodynamických javov aj rozdielov voči čisto zalomenému profilu jednoduchého klapkového systému. Porovnanie aproximácie deformácie odtokovej hrany krídla s výsledkami MKP simulácie je na Obr.6-6.



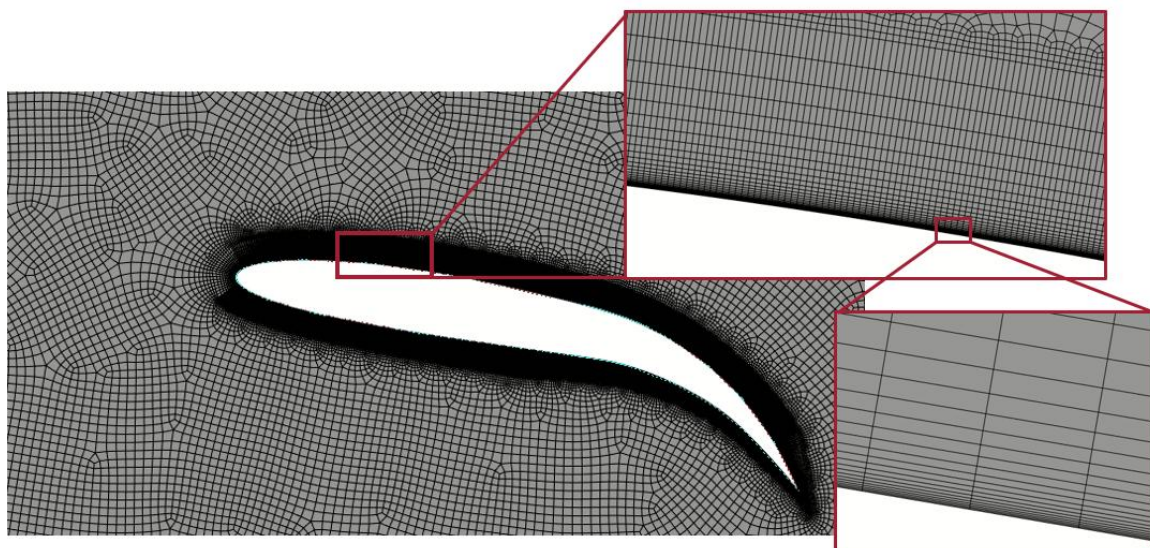
Obr. 6-6 Vizuálne porovnanie aproximovaného tvaru deformovaného profilu s výsledkami MKP

Okrajové podmienky modelu

Pre CFD analýzu bol použitý program ANSYS Fluent. Okolo profilu krídla bola vytvorená plošná oblasť predstavujúca výpočtovú doménu prúdiaceho vzduchu. Horná aj spodná hrana tejto domény boli definované pomocou okrajovej podmienky symetrie. Na vstupe bola predpísaná rýchlosť letu, zatiaľ čo na výstupe bol nastavený pretlak 0 Pa. Povrch obálky krídla bol následne definovaný podmienkou no slip, pri ktorej sa predpokladá nulová relatívna rýchlosť prúdiaceho vzduchu na stene.

Sieť výpočtovej domény s rozmermi $2,5 \times 2 \text{ m}^2$ bola vytvorená s globálnou veľkosťou prvkov 8 mm. Na generovanie siete bola použitá metóda Multizone s preferenciou výhradne štvoruholníkových prvkov. Na povrchu krídla bolo zároveň aplikované lokálne zjemnenie typu edge sizing s veľkosťou prvkov 0,8 mm. V blízkosti steny bola ďalej vytvorená inflačná vrstva, pričom výška prvej vrstvy bola nastavená na 0,008 mm, growth rate na 1,2 a počet vrstiev na 30.

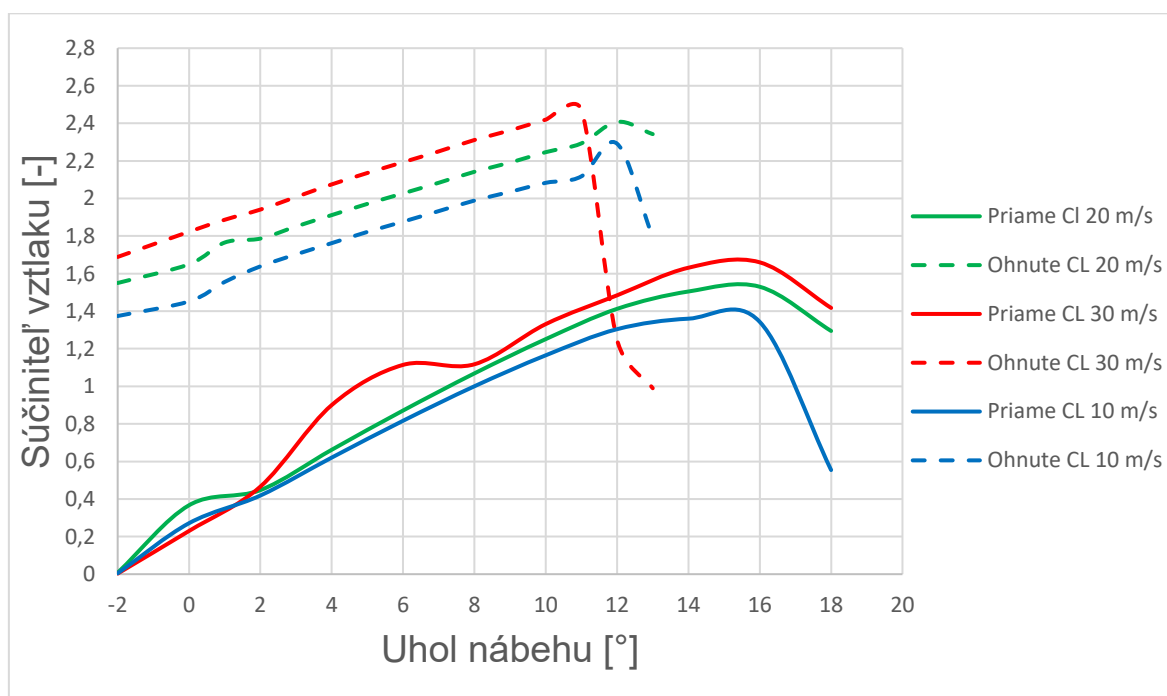
Takto jemná sieť bola zvolená v súvislosti s použitým modelom turbulencie aj s relatívne vysokou rýchlosťou prúdenia. Na výpočet turbulentného prúdenia bol použitý model $k-\omega$ SST, ktorý patrí medzi najvhodnejšie modely pre riešenie vonkajšieho obtekania pri vyšších Reynoldsových číslach. Pri tete krídla 600 mm a rýchlosti prúdenia 30 m/s vychádza Reynoldsovo číslo približne 1,2 milióna. Pri tomto type solvera je dôležitým kritériom jemnosti siete bezrozmerná veličina y^+ , ktorej hodnota by sa pre čo najpresnejšie výsledky mala pohybovať približne okolo 1 [24]. Navrhnutá sieť pri rýchlosti 30 m/s dosahovala hodnotu y^+ približne 1,1, takže mohla byť považovaná za dostatočne jemnú pre spoľahlivé zachytenie dejov v medznej vrstve. Výsledná sieť je zobrazená na Obr. 6-7.



Obr. 6-7 Sieť výpočtovej domény vzduchu

Výsledky analýzy

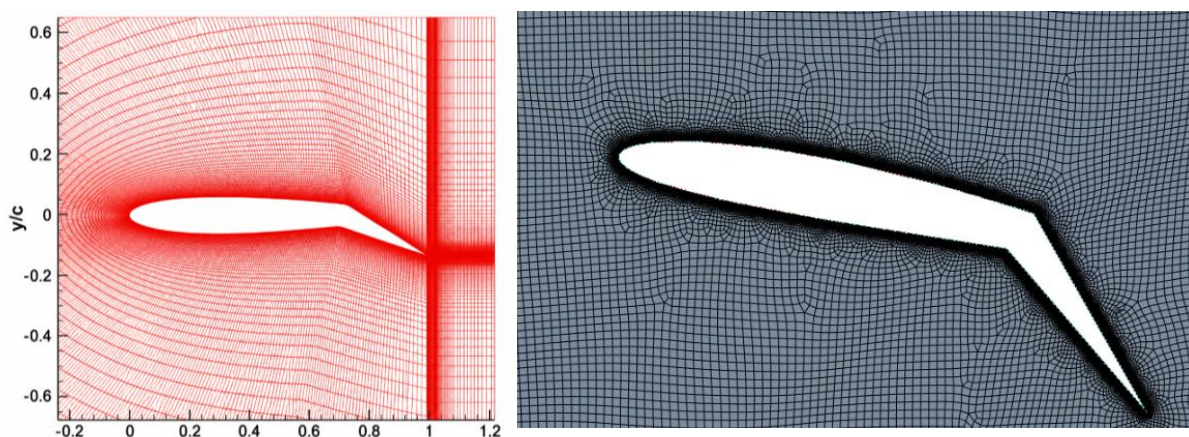
Z výsledkov CFD analýzy bolo zistené, že deformovaný profil dosahuje v porovnaní s priamym profilom výrazne vyššie hodnoty súčiniteľa vztľaku v celom sledovanom predkritickom rozsahu uhlov nábehu. Rozdiel medzi priebehmi sa pritom vo väčšine pracovnej oblasti javí ako približne konštantný, takže účinok deformácie môže byť interpretovaný ako takmer rovnomerný prírastok vztľakovej charakteristiky smerom k vyšším hodnotám. Pre lepšie zasadenie týchto výsledkov do fyzikálneho kontextu možno uviesť, že hodnote $C_l = 1$ zodpovedá pri rýchlosti 30 m/s vztľaková sila približne 313 N na jeden meter rozpätia krídla, pri rýchlosti 20 m/s približne 147 N a pri rýchlosti 10 m/s približne 38 N. Už samotný prírastok súčiniteľa vztľaku o rádovo jednu jednotku preto predstavuje výraznú zmenu výslednej vztľakovej sily, najmä pri vyšších rýchlostiach letu. Konkrétne výsledky porovnávajúce vyrovnaný profil krídla s aproximáciou výsledného profilu je zobrazený na obrázku 6-8 nižšie.



Obr. 6-8 Graf výsledkov simulácií súčiniteľa vztľaku priameho a ohnutého krídla pri rôznych letových rýchlostiach v závislosti na uhle nábehu

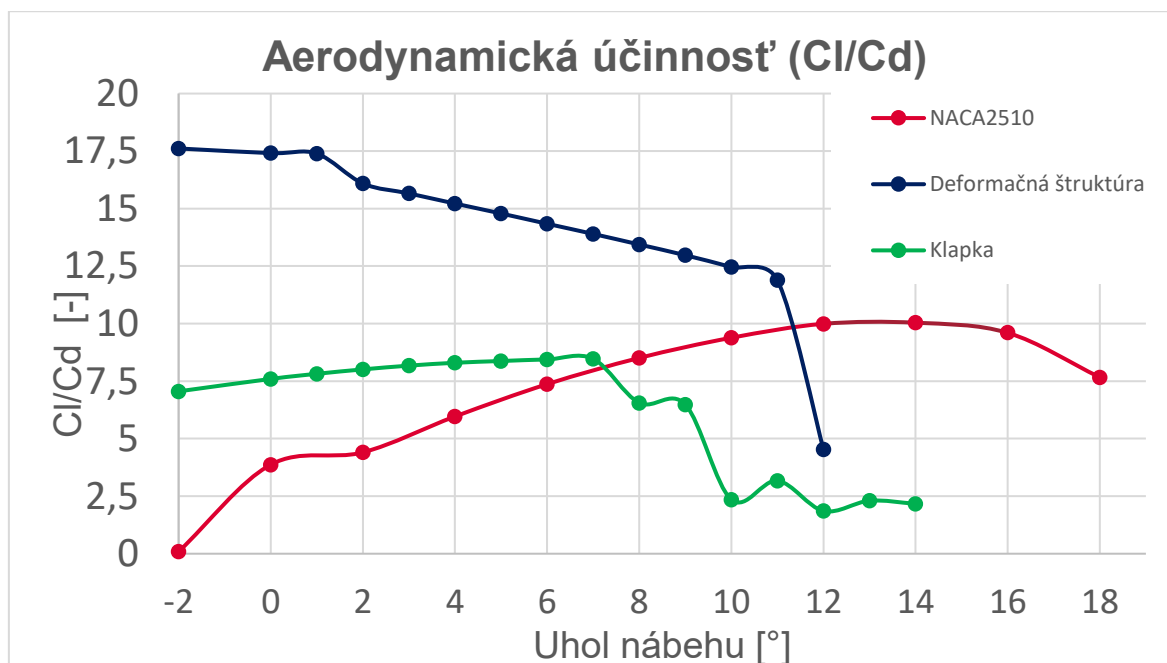
Z pohľadu porovnania s cieľmi práce sa javí ako podstatné, že maximálne hodnoty C_l dosahované ohnutým profilom sa približujú rozsahu typickému pre jednoduché klapky, pri ktorých býva v rešeršnej časti uvádzaný nárast maximálneho súčiniteľa vztlaku približne z úrovne 1,3 až 1,5 na 2,1 až 2,5. V tomto zmysle možno usudzovať, že navrhnutá poddajná štruktúra napĺňa požadovaný aerodynamický cieľ aspoň v základnom porovnávacom rámci. Zároveň bolo v práci Takahashi et al.[9] uvedené zvýšenie súčiniteľa vztlaku približne o 1 pri morfovateľnej štruktúre s vlnitými nosnými prvkami. Pri porovnaní s týmto riešením sa ukazuje, že aj v predloženom návrhu je dosahovaný nárast presahujúci jednu jednotku C_l , avšak tento efekt je výrazný najmä pri nižších uhloch nábehu. Pri vyšších uhloch sa rozdiel medzi priamym a deformovaným profilom síce stále zachováva, no po dosiahnutí maxima je už zároveň naznačený skorší pokles vztlaku, čo zrejme súvisí s citlivejším odtrhnutím prúdenia na deformovanej odtokovej hrane. Takéto správanie bolo očakávané a dochádza k nemu aj pri bežných klapkových systémoch.

V ďalšej časti CFD analýzy bola porovnávaná aerodynamická účinnosť priameho profilu NACA 2510, profilu deformovaného pomocou navrhutej poddajnej štruktúry a profilu s jednoduchou zalomenou klapkou. Geometria modelu jednoduchej zalomenej klapky (Obr.6-9) bola vytvorená na základe referenčného riešenia uvedeného v literatúre [25], pričom táto geometria predstavuje určité zjednodušenie od reality, no poskytuje jednoduchý referenčný príklad. Ako hodnotiace kritérium bol zvolený pomer C_l/C_d , teda aerodynamická účinnosť, ktorá vyjadruje pomer medzi vytvoreným vztlakom a odporom vznikajúcim pri obtekaní profilu.



Obr. 6-9 Geometria siete výpočtovej domény a) z literatúry[25] b) použitá geometria

Z výsledkov uvedených na Obr. 6-10 vyplýva, že deformovaný profil dosahuje najvyššiu aerodynamickú účinnosť v oblasti nízkych a stredných uhlov nábehu. V rozsahu približne od 2° do 11° je jeho hodnota C_l/C_d vyššia než pri priamom profile a jednoduchej klapke. Tento výsledok je významný najmä preto, že pri deformovanom profile bol už v predchádzajúcej časti preukázaný výrazný nárast súčiniteľa vztlaku. Nárast vztlaku teda nebol dosiahnutý iba za cenu neúmerneho zvýšenia odporu, ale v značnej časti sledovaného rozsahu bola súčasne zachovaná aj priaznivá aerodynamická účinnosť.



Obr. 6-10 Graf porovnania aerodynamickej účinnosti v závislosti na uhle nábehu pre rýchlosť 20m/s

Pri porovnaní so zalomenou klapkou je rozdiel ešte výraznejší. Jednoduchá klapka dosahuje v nižších uhloch nábehu pomerne stabilné, ale podstatne nižšie hodnoty C_l/C_d . Po prekročení približne 7° až 9° je navyše pozorovaný rýchly pokles účinnosti, čo pravdepodobne súvisí s výraznejším narušením prúdenia v oblasti zalomenia a s postupným odtrhávaním prúdnice na odtokovej hrane profilu. Plynulo deformovaný profil vykazuje v tomto rozsahu podstatne priaznivejší priebeh, čo podporuje predpoklad, že odstránenie geometrickej diskontinuity môže viesť k nižším stratám odporom oproti jednoduchej klapke.

Pri vyšších uhloch nábehu sa však výhoda deformovaného profilu postupne stráca. Po prekročení približne 11° dochádza k prudkému poklesu hodnoty C_l/C_d , zatiaľ čo priamy profil NACA 2510 si v tejto oblasti zachováva vyššiu účinnosť až do svojho maxima. Tento jav naznačuje, že deformovaná konfigurácia je vhodná najmä pre režimy, v ktorých je požadovaný vysoký vztlak pri nižšom až strednom uhle nábehu. Z hľadiska cieľov práce je preto možné konštatovať, že navrhnutá poddajná štruktúra preukázala priaznivú aerodynamickú účinnosť najmä v pracovnom rozsahu, v ktorom by mohla nahrádzať jednoduchý klapkový systém.

7 DISKUZE

V tejto kapitole sú zhodnotené dosiahnuté výsledky návrhu poddajnej štruktúry odtokovej hrany krídla vo vzťahu k cieľom práce a použitým zjednodušeniam. Zameraná najmä na mechanické správanie navrhnutého mechanizmu, možný aerodynamický prínos a obmedzenia vyplývajúce z použitej metodiky. Keďže práca je chápaná ako štúdia uskutočniteľnosti, výsledky nie sú interpretované ako dôkaz pripravenosti riešenia na praktické nasadenie. Jedná sa o podklad pre posúdenie potenciálu zvoleného princípu a pre určenie smerov ďalšieho vývoja.

7.1 Splnenie cieľov práce

Pri hodnotení splnenia cieľov bolo za rozhodujúce považované najmä overenie, či je pomocou zvolenej poddajnej štruktúry možné dosiahnuť požadovanú deformáciu odtokovej hrany, udržať napätia v prijateľnom rozsahu a získať aerodynamický prínos porovnateľný s jednoduchým klapkovým systémom. Súčasne bolo posudzované, či môže byť navrhnutá geometria aspoň čiastočne parametrizovaná a či je jej výroba realizovateľná zvolenou technológiou.

Z hľadiska mechanického správania možno cieľ považovať za splnený v rozsahu numerického overenia. Pomocou MKP analýzy bolo dosiahnuté postupné natočenie segmentov, pričom posledný segment dosiahol absolútne natočenie približne $40,2^\circ$. Pretvorenie bolo zároveň sústredené takmer výhradne do serpentínových väzieb, čo zodpovedá predpokladanému princípu funkcie mechanizmu. Napäťová analýza ukázala maximálne napätie približne 172 MPa, teda hodnotu nižšiu než uvažovaný dovolený limit (360 MPa) odvodený z medze únavy použitého materiálu. Toto zistenie podporuje mechanickú prijateľnosť návrhu, hoci samo osebe ešte nepredstavuje plnohodnotné únavové overenie celej štruktúry.

Aerodynamické ciele boli podľa výsledkov CFD analýzy splnené najmä v pracovnom rozsahu nízkych až stredných uhlov nábehu. Deformovaný profil dosahoval hodnoty súčiniteľa vztlaku porovnateľné s jednoduchou klapkou a voči priamemu profilu vykazoval výrazný nárast C_l . Pri porovnaní aerodynamickej účinnosti bolo zároveň zistené, že plynulo deformovaný profil dosahuje vyššie hodnoty C_l/C_d než zjednodušený model zalomenej klapky približne v rozsahu uhlov nábehu do 11° . Tento výsledok naznačuje, že plynulá deformácia odtokovej hrany môže byť z aerodynamického hľadiska výhodná, najmä ak je porovnávaná s geometriou obsahujúcou výrazné zalomenie.

Za čiastočne splnený možno považovať aj cieľ parametrizovateľnosti návrhu. Geometria poddajných väzieb bola opísaná pomocou nastaviteľných parametrov, najmä hrúbky, dĺžky, výšky a rozteče serpentínovej časti. Vďaka tomu bolo možné meniť tuhosť a napät'ovú odozvu jednotlivých väzieb podľa ich polohy v odtokovej hrane. Výrobná realizovateľnosť bola overená aspoň na základnej úrovni, keďže štruktúra bola fyzicky vyrobená a spojená s pracovným členom aktuácie. Takéto overenie však nemožno zamieňať za systematickú analýzu výrobnéj opakovateľnosti alebo dlhodobej spoľahlivosti. Napriek tomu, že v práci nedošlo k overeniu využiteľnosti pre rôzne veľkosti a profily krídiel, parametrizácia serpentínových ohybných štruktúr je v práci detailne popísaná, a ich integrácia do iného profilu sa od nej odvíja.

Na základe uvedených výsledkov možno konštatovať, že hlavné ciele práce boli splnené. Navrhnutý princíp umožnil dosiahnutie požadovanej deformácie, nevedol k prekročeniu uvažovaných napät'ových limitov a zároveň priniesol aerodynamický prínos voči referenčným konfiguráciám. Za otvorené však zostáva najmä únavové správanie celej štruktúry, reálna účinnosť aktuácie pri opakovanom zaťažení a komplexná integrácia pružnej obálky krídla. Tieto oblasti presahujú rozsah tejto práce, no pre prípadný ďalší vývoj by mali byť považované za kľúčové.

7.2 Mechanické správanie štruktúry

Z mechanického hľadiska je podstatné, že simulované správanie štruktúry zodpovedalo pôvodnej návrhovej predstave, podľa ktorej mali byť hlavné deformácie sústredené do serpentínových väzieb a tuhé segmenty mali slúžiť najmä na prenos výsledného tvaru odtokovej hrany. Tento výsledok podporuje vhodnosť zvoleného princípu, pretože deformácia nevznikala nekontrolovane v celej štruktúre, ale v oblastiach, ktoré boli na tento účel geometricky navrhnuté. Zároveň sa tým potvrdilo, že rozdelenie mechanizmu na tuhšie segmenty a poddajné väzby môže byť použiteľným prístupom pri návrhu morfovateľnej odtokovej hrany.

Pri interpretácii výsledkov je však potrebné zohľadniť zjednodušenia použitého MKP modelu. Analýza bola riešená ako dvojrozmerná, s idealizovanými okrajovými podmienkami a bez zahrnutia pružnej obálky krídla, vedenia laniek či montážnych vôlí. Hoci boli uvažované veľké deformácie, výsledky preto nemožno chápať ako úplný opis správania reálnej zostavy, ale skôr ako overenie nosného princípu a identifikáciu kritických oblastí návrhu.

Za dôležité možno považovať aj rozdiel medzi predbežným výpočtom aktuálnych síl a správaním celej štruktúry. Ukázalo sa, že jednotlivé segmenty sa pri deformácii navzájom ovplyvňujú, takže izolované hodnotenie väzieb nemusí úplne vystihovať odozvu kompletnej zostavy. Tento poznatok je dôležitý pre ďalší návrh, pretože naznačuje, že matematický model samostatných väzieb je vhodný najmä pre predbežné dimenzovanie, zatiaľ čo finálne posúdenie musí byť vykonané na úrovni celej štruktúry.

Použiteľnosť MKP modelu bola podporená experimentálnymi skúškami samostatných serpentínových vzoriek. Porovnanie silovo posuvových charakteristík a výsledkov merania pomocou DIC naznačilo, že numerický model dokázal zachytiť hlavný mechanizmus deformácie a mohol byť použitý ako podklad pre ďalší návrh. Zároveň však treba zohľadniť, že experimentálne boli overované iba jednotlivé väzby, nie celá funkčná odtoková hrana s obálkou krídla, lankami a pracovným členom. Overenie teda poskytlo užitočný základ pre kalibráciu modelu, no nemôže plne nahradiť skúšku kompletnej zostavy. Určité obmedzenie predstavuje aj redukovaný počet fyzicky testovaných vzoriek oproti pôvodnej parametrickej sade, v dôsledku čoho mohli byť niektoré kombinované vplyvy geometrických parametrov zachytené iba čiastočne.

7.3 Aerodynamický prínos

Výsledky CFD analýzy ukázali, že deformovaný profil priniesol výrazné zvýšenie súčiniteľa vztlaku (až o 49 %) voči priamemu profilu NACA 2510. Bol tak splnený základný aerodynamický cieľ návrhu, keďže dosiahnuté hodnoty C_l sa približovali úrovni jednoduchej klapky. Ešte priaznivejšie je však porovnanie aerodynamickej účinnosti, pri ktorom deformovaný profil dosahoval vyššie hodnoty C_l/C_d než zvolený referenčný model zalomenej klapky pri uhle nábehu do 11° . Tento výsledok podporuje predpoklad, že plynulá zmena tvaru odtokovej hrany môže znížiť aerodynamické straty spojené s ostrým, či nespojitým zalomením profilu.

Zároveň bolo naznačené, že výhoda deformovaného profilu nie je univerzálna v celom rozsahu uhlov nábehu. Pri vyšších uhloch dochádzalo k výraznejšiemu poklesu aerodynamickej účinnosti, čo pravdepodobne súvisí so skorším nástupom odtrhnutia prúdenia na výrazne prehnutej odtokovej časti. Navrhnutá konfigurácia by preto mala byť braná skôr ako vysokovztlakové riešenie vhodné pre nízke až stredné uhly nábehu, nie ako aerodynamicky výhodnejší profil pre všetky letové režimy.

Pri interpretácii CFD výsledkov je však potrebné brať ohľad na použité zjednodušenia. Analýza bola vykonaná ako dvojrozmerná aproximácia profilu, bez zahrnutia konečného rozpätia krídla, koncových vírov a ďalších trojrozmerných javov. Deformovaný tvar profilu bol navyše vytvorený aproximáciou výsledkov MKP pomocou ideálnej nadväznosti kriviek, nie priamym výpočtom pružnej obálky krídla. Zjednodušený bol aj model referenčnej klapky, ktorý slúžil najmä ako porovnávací zalomený profil, a nie ako optimalizovaný klapkový systém. Z tohto dôvodu by nemalo byť tvrdené, že navrhnuté riešenie všeobecne prekonáva všetky konvenčné klapky, ale skôr to, že v sledovanom pracovnom rozsahu dosiahlo priaznivejšie výsledky než zvolená referenčná geometria. Ďalším obmedzením zostáva absencia aeroelastickej väzby medzi prúdením a deformáciou štruktúry, ktorá by mohla pri reálnom zaťažení ovplyvniť výsledný tvar aj aerodynamickú odozvu.

7.4 Návrh štruktúry a jej obmedzenia

Z konštrukčného hľadiska je hlavnou výhodou navrhutej poddajnej štruktúry obmedzenie počtu klasických kinematických dvojíc. Nahradením rotačných väzieb serpentínovými deformačnými členmi sa môže znížiť riziko vzniku vôlí, trecieho opotrebenia a montážnej zložitosti. Monolitický charakter nosnej časti je pomerne vhodný pre výrobu technológiou LPBF, keďže umožňuje vytvárať geometricky zložité prvky bez potreby skladania väčšieho počtu drobných súčiastok.

Na druhej strane práve tenké serpentínové väzby predstavujú citlivú časť návrhu. Ich správanie môže byť výrazne ovplyvnené výrobnými nepresnosťami a vysokou drsnosťou povrchu z výroby. Pri takto namáhaných prvkoch môže aj malá zmena hrúbky alebo tvaru zaoblenia viesť k zmene tuhosti, aktuálnej sily a lokálneho napätia.

Samostatným konštrukčným obmedzením je lanková aktuácia. Jej výhodou je kompaktnosť a možnosť ovládať viacero segmentov pomocou jedného pracovného člena s odstupňovanými priermi. Takéto riešenie však prináša aj viaceré praktické riziká. Funkcia systému závisí na rovnomernom predpätí všetkých laniek. Lanková aktuácia si taktiež vyžaduje prvky pre ich vedenie, ktoré môžu komplikovať samotnú montáž. Takáto forma aktuácie sa ale v leteectve bežne využíva najmä na riadiace plochy.

7.5 Parametrizácia a prenositeľnosť

Navrhnuté riešenie možno považovať za parametrizovateľné, keďže závislosť mechanických vlastností serpentínových väzieb na ich geometrii bola v práci opísaná. V práci spomínané rozmery umožňujú meniť ohybovú tuhosť, aktuálnu silu aj napät'ovú odozvu jednotlivých väzieb. Vďaka tomu môže byť ich charakteristika upravovaná podľa polohy v odtokovej hrane a podľa miestnych požiadaviek na deformáciu alebo únosnosť.

Prenos riešenia na iný profil krídla však nemožno chápať ako priamu zmenu mierky existujúcej geometrie. Pri odlišnom profile a dĺžky tetivy je potrebné znovu navrhnuť rozmery väzieb a overiť napät'ové stavy a aerodynamickú odozvu. Zvlášť limitujúco môže vplývať dostupná výška v odtokovej hrane, keďže práve tá výrazne obmedzuje tvar a veľkosť serpentínových členov.

Parametrizácia teda predstavuje skôr metodický základ pre ďalší návrh než univerzálnu geometriu použiteľnú bez úprav. Jej prínos spočíva najmä v tom, že umožňuje systematicky meniť vybrané rozmery a sledovať ich vplyv na funkciu poddajnej štruktúry. Pre každú novú aplikáciu by však muselo byť vykonané samostatné mechanické a aerodynamické overenie.

7.6 Ďalší vývoj

Ďalší vývoj by mal byť zameraný najmä na experimentálne overenie celej zostavy, teda vyrobenej odtokovej hrany spolu s rôznymi riešeniami pružnej obálky krídla. Takéto overenie by umožnilo posúdiť reálny vplyv aktuácie na aerodynamickú obálku. Nadväzujúcim krokom by mali byť cyklické únavové skúšky pri prevádzkovom rozsahu deformácie, keďže práve dlhodobé opakované namáhanie predstavuje pri poddajných mechanizmoch jedno z hlavných rizík. Presnejšie posúdenie by následne mohlo byť dosiahnuté pomocou aeroelastickej FSI analýzy, kde by bolo súčasne riešené prúdenie vzduchu, deformácia obálky a zaťaženie vnútornej štruktúry. Z aerodynamického hľadiska by bolo taktiež vhodné doplniť numerické výsledky meraním vo veternom tuneli.

Pri samotnej konštrukcii by mohlo byť výhodné pokračovať optimalizáciou serpentínových väzieb so zameraním na využitie perforácií pre zníženie tuhosti. Pozornosť by mala byť venovaná aj pružnej obálke krídla, keďže bezpochybne ovplyvní výsledný aerodynamický tvar. Ak by mala byť odtoková hrana využiteľná nielen ako vysokovtlakový prvok, ale aj ako riadiaca plocha, bolo by potrebné dopracovať obojsmernú aktuáciu umožňujúcu kontrolovanú deformáciu v oboch smeroch.

8 ZÁVĚR

Práca bola zameraná na návrh a overenie poddajnej štruktúry odtokovej hrany krídla, ktorej funkcia je založená na pružnej deformácii tenkých ohybových prvkov. Riešený problém vychádzal z požiadavky na plynulú zmenu zakrivenia profilu bez použitia konvenčných rotačných väzieb. Navrhnuté riešenie preto predstavuje alternatívny prístup k vysokovztlakovým systémom, pri ktorom bol dôraz kladený na využitie poddajných mechanizmov, kompaktnú geometriu a možnú výrobu pomocou technológie LPBF.

V prvom kroku boli spracované a porovnané možné koncepčné prístupy k riešeniu deformovateľnej odtokovej hrany. Na základe ich zhodnotenia bol pre ďalší návrh zvolený poddajný mechanizmus, v ktorom sú rotačné väzby nahradené serpentínovými ohybnými členmi. Predbežná geometria bola najskôr odvodená z kinematického modelu a následne upravovaná podľa výsledkov MKP analýz jednotlivých väzieb. Súčasťou návrhového postupu bolo aj experimentálne overenie vybraných serpentínových vzoriek, pričom získané dáta boli využité na posúdenie použiteľnosti numerického modelu. Finálna geometria štruktúry bola napokon hodnotená pomocou MKP analýzy z hľadiska deformácie a napätia a pomocou CFD analýzy z hľadiska aerodynamického prínosu.

Z mechanického hľadiska bolo preukázané, že navrhnutá štruktúra je schopná dosiahnuť požadovaný rozsah deformácie. Pretvorenie bolo sústredené najmä do serpentínových väzieb, zatiaľ čo tuhé segmenty zostali deformované len v malej miere. Potrebná magnitúda tejto deformácie bola určená na základe predbežnej analýzy prúdenia vzduchu, v ktorej bol hľadaný tvar odtokovej hrany, ktorý umožní dosiahnuť vztlak porovnateľný s jednoduchou klapkou. Napät'ová analýza zároveň ukázala maximálne napätie približne 172 MPa, ktoré zostalo pod uvažovaným dovoleným limitom odvodeným z únavových vlastností použitého materiálu. Tento výsledok naznačuje, že navrhnutá geometria nebola pri požadovanej deformácii zjavne preťažená.

Z aerodynamických simulácií bolo zistené, že deformovaný profil dosahuje výrazne vyššie hodnoty súčiniteľa vztlaku ($C_{l_max}=2,47$) než priamy profil NACA 2510 ($C_{l_max}=1,66$). Dosiahnuté hodnoty sa približovali úrovni jednoduchkej klapky, čím bol podporený základný predpoklad návrhu. Pri porovnaní aerodynamickej účinnosti bolo zároveň preukázané, že plynulo deformovaný profil dosahuje priaznivejšie hodnoty C_l/C_d než zvolený referenčný model zalomenej klapky, najmä v oblasti nízkych uhlov nábehu kde model predpovedá až 120% zvýšenie účinnosti. Tento výsledok naznačuje, že plynulá zmena tvaru odtokovej hrany môže obmedziť straty spôsobené výraznou geometrickou diskontinuitou. Voči priamemu profilu NACA 2510 však bola pri uhloch nábehu vyšších než 10° pozorovaná skôr nastupujúca strata vztlaku, čo možno považovať za očakávaný dôsledok zvýšenej krivosti profilu a skoršieho odtrhnutia prúdenia.

Stanovené ciele práce boli splnené v rozsahu overenia navrhovaného princípu. Bola navrhnutá geometria poddajnej štruktúry, boli definované a vyhodnotené parametre serpentínových väzieb a bol doplnený systém aktuácie pomocou laniiek a pracovného člena s variabilným priemerom. V práci bola preukázaná aj parametrizovateľnosť riešenia, keďže mechanická odozva väzieb mohla byť upravovaná zmenou ich hrúbky, výšky, dĺžky a rozteče. Výrobná realizovateľnosť bola podporená úpravami geometrie pre technológiu LPBF, najmä zaoblením ostrých prechodov a rešpektovaním minimálnych hrúbok tenkých stien. Únavové správanie celej zostavy, dlhodobá opakovateľnosť aktuácie a integrácia pružnej obálky však zostávajú otvorenými oblasťami.

Ďalší vývoj by mal byť zameraný najmä na analýzu celkovej zostavy odtokovej hrany vrátane pružnej obálky, keďže jej tuhosť a uchytenie budú priamo ovplyvňovať výsledný tvar profilu a potrebné aktuačné sily. Presnejšie posúdenie interakcie medzi prúdením, deformáciou obálky a zaťažením vnútornej štruktúry by mohlo byť dosiahnuté pomocou aeroelastickej FSI analýzy. Súčasne by mali byť doplnené únavové simulácie a následné cyklické skúšky pri prevádzkovom rozsahu deformácie, keďže dlhodobé opakované namáhanie zostáva jedným z hlavných rizík poddajných mechanizmov.

9 VÝSLEDEK VÝZKUMU PODLE RIV



Apollo ID: 202056

Datum: 18.5.2026

Typ výsledku: G - funkční vzorek

Autoři: Bc. Dominik Strela, Ing. Vítězslav Sobol, Ing. Jan Jaroš, Ph.D., doc. Ing. Daniel Koutný, Ph.D.

Technický popis:

Flexibilní struktura odtokové hrany je navrhnutá jako monolitický prvek vyrobený aditivní technologií Laser Powder Bed Fusion z materiálu Ti6Al4V. Tvoří ji tuhé segmenty propojené poddajnými články s parametrizovatelnou serpentinovou geometrií. Deformace je soustředěna primárně do těchto poddajných článků, zatímco tuhé segmenty přenášejí výsledný tvar na obálku profilu křídla a dále zajišťují jeho tuhost. Struktura umožňuje plynulou změnu zakřivení odtokové hrany až o $\pm 40^\circ$ bez ostrého zalomení profilu. Otvory v tuhých segmentech slouží k vedení akuačních lanek.

Základní technické parametry

Rozměry (DxŠxV): 230 x 20 x 40 mm

Hmotnost: 118 g

Profil odtokové hrany: NACA 2510

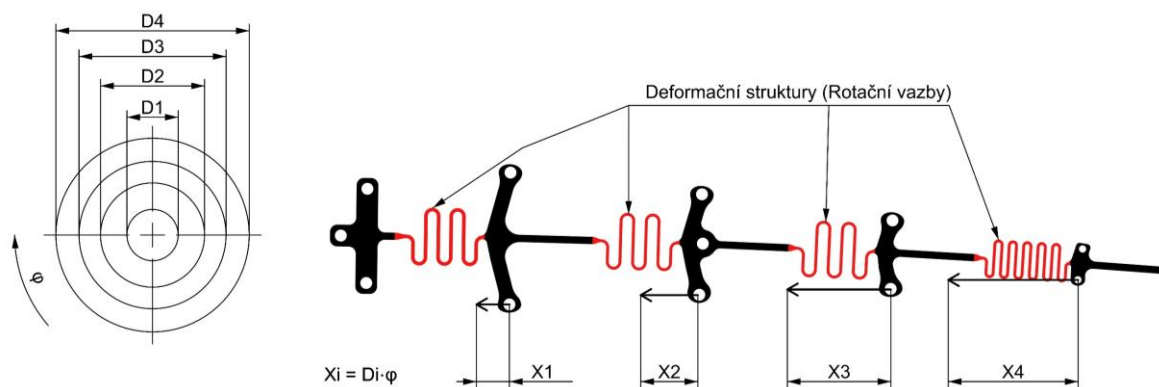
Počet poddajných segmentů: 4

Pracovní rozsah deformace: $\pm 40^\circ$ (10° na segment)

Způsob realizace

Funkční vzorek byl aditivně vyrobený technologií Laser Powder Bed Fusion s následným tepelným zpracováním. Ostré hrany otvorů byly zbroušeny. Zhotovený poddajný mechanismus byl doplněný o aktuační lanka a ovládací rameno za účelem demonstrace a experimentálního ověření rozsahu pohybu.

Funkční schéma



Fotodokumentace



10 SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] KEANE, Andrew J., James P. SCANLAN a András SÓBESTER. *SMALL UNMANNED FIXED-WING AIRCRAFT DESIGN*. 1. vyd. Hoboken, USA: John Wiley & Sons Ltd, 2017. ISBN 9781119406327.
- [2] RAYMER, Daniel P.. *Aircraft design: a conceptual approach*. B.m.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2018. ISBN 9781624104909.
- [3] AMIN, Md Tanjin a Shabbir AHMED. *Computational Study of Flow Around a NACA 0012 Wing Flapped at Different Flap Angles with Varying Mach Numbers* [online]. 2013. Dostupné z: <https://www.researchgate.net/publication/273923634>
- [4] PARK, Jinhwan, Nhu VAN NGUYEN, Maxim TYAN, Sangho KIM a Jae Woo LEE. Flap design optimization for very light aircraft in compliance with airworthiness certification. In: *21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference* [online]. 2013. Dostupné z: doi:10.2514/6.2013-2706
- [5] VASISTA, Srinivas, Alessandro DE GASPARI, Sergio RICCI, Johannes RIEMENSCHNEIDER, Hans Peter MONNER a Bram VAN DE KAMP. Compliant structures-based wing and wingtip morphing devices. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* [online]. 2016, **88**(2), 311–330. ISSN 00022667. Dostupné z: doi:10.1108/AEAT-02-2015-0067
- [6] CAVALIERI, Vittorio, Alessandro DE GASPARI a Sergio RICCI. Optimization of compliant adaptive structures in the design of a morphing droop nose. *Smart Materials and Structures* [online]. 2020, **29**(7). ISSN 1361665X. Dostupné z: doi:10.1088/1361-665X/ab8902
- [7] MAJID, Tuba a Bruce W. JO. *Status and Challenges on Design and Implementation of Camber Morphing Mechanisms* [online]. B.m.: Hindawi Limited. 2021. ISSN 16875974. Dostupné z: doi:10.1155/2021/6399937
- [8] MUHAMMED, Sadique P., Rafic M. AJAJ a Kamran A. KHAN. A compliant polymorphing wing for small UAVs. *Chinese Journal of Aeronautics* [online]. 2020, **33**(10), 2575–2588. ISSN 10009361. Dostupné z: doi:10.1016/j.cja.2020.03.027
- [9] TAKAHASHI, Hiroki, Tomohiro YOKOZEKI a Yoshiyasu HIRANO. Development of variable camber wing with morphing leading and trailing sections using corrugated structures. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* [online]. 2016, **27**(20), 2827–2836. ISSN 15308138. Dostupné z: doi:10.1177/1045389X16642298
- [10] IVCHENKO, Alexey V., Nikolay SHARONOV a Rushan ZIATDINOV. New conceptual design of the adaptive compliant aircraft wing frame. *Engineering Science and Technology, an International Journal* [online]. 2019, **22**(5), 1149–1154. ISSN 22150986. Dostupné z: doi:10.1016/j.jestch.2019.10.004

- [11] ŞAHİN, Harun Levent a Yavuz YAMAN. Synthesis, analysis, and design of a novel mechanism for the trailing edge of a morphing wing. *Aerospace* [online]. 2018, **5**(4), 1–20. ISSN 22264310. Dostupné z: doi:10.3390/aerospace5040127
- [12] SHATINDRA, B, SAGAR V NAVALGUND, TEJAS C C, ROHITH V CHINDI a Hareesha N.G. Aircraft Wing Morphing Using Auxetic Structures. *International Journal of Innovative Science and Research Technology (IJISRT)* [online]. 2024, 526–555. Dostupné z: doi:10.38124/ijisrt/ijisrt24may1201
- [13] GUO, Xiangying, Zhen WANG, Kuan LU a Dongxing CAO. Design and aerodynamic analysis of a morphing joined-wing aircraft with transonic flight capability. *Aerospace Science and Technology* [online]. 2025, **159**. ISSN 12709638. Dostupné z: doi:10.1016/j.ast.2025.109966
- [14] WANG, Chia Nan, Fu Chiang YANG, Van Thanh Tien NGUYEN, Quoc Manh NGUYEN, Ngoc Thai HUYNH a Thanh Thuong HUYNH. Optimal design for compliant mechanism flexure hinges: Bridge-type. *Micromachines* [online]. 2021, **12**(11). ISSN 2072666X. Dostupné z: doi:10.3390/mi12111304
- [15] KRUIS, Johan, Florent COSANDIER, Gérald PERRUCHOU, Lionel KIENER a Hervé SAUDAN. *6 Design principles for SLM-based compliant mechanisms* [online]. nedatováno. Dostupné z: www.euspen.eu
- [16] QIU, Lifang, Yuansong LIU, Yue YU a Yuntian Brian BAI. Design and stiffness analysis of a pitch-varying folded flexure hinge (PFFH). *Mechanism and Machine Theory* [online]. 2021, **157**. ISSN 0094114X. Dostupné z: doi:10.1016/j.mechmachtheory.2020.104187
- [17] JACOBSEN, Joseph O. *Fundamental Components for Lamina Emergent Mechanisms* [online]. 2008. Dostupné z: https://scholarsarchive.byu.edu/etd
- [18] LIU, Peiqing. High Lift Devices and Their Aerodynamic Performances. In: *Aerodynamics* [online]. Singapore: Springer Nature Singapore, 2022, s. 797–816. ISBN 978-981-19-4586-1. Dostupné z: doi:10.1007/978-981-19-4586-1_14
- [19] UAVOS INC. UAVOS. <https://www.uavos.com/uavos-fixed-wing-uav-sitaria-completed-flight-tests/>. 2025.
- [20] MOWER, Todd M. a Michael J. LONG. Mechanical behavior of additive manufactured, powder-bed laser-fused materials. *Materials Science and Engineering: A* [online]. 2016, **651**, 198–213. ISSN 09215093. Dostupné z: doi:10.1016/j.msea.2015.10.068
- [21] HOWELL, Larry L. *Compliant Mechanisms*. 2001.

- [22] LIU, Shunyu a Yung C. SHIN. Additive manufacturing of Ti6Al4V alloy: A review. *Materials and Design* [online]. 2019, **164**. ISSN 18734197. Dostupné z: doi:10.1016/j.matdes.2018.107552
- [23] *Nerezová zářka stoper* | *Pavlínek* [online]. [vid. 2026-05-18]. Dostupné z: <https://www.pavlinek.cz/products/nerezova-zarazka-stoper>
- [24] *Y Plus* | *CFDLAND* [online]. [vid. 2026-05-18]. Dostupné z: <https://cfdland.com/calculators/y-plus/>
- [25] FATAHIAN, Esmaeel, Ali LOHRASBI NICHKOOHI, Hesamoddin SALARIAN a Jahanfar KHALEGHINIA. Comparative study of flow separation control using suction and blowing over an airfoil with/without flap [online]. nedatováno. Dostupné z: doi:10.1007/s12046-019-1205-yS

11 SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK, SYMBOLŮ A VELIČIN

11.1 Zoznam použitých skratiek

Skratka	Jednotka	Veličina
AoA	°	uhol nábehu
CFD	—	výpočtová dynamika tekutín
DIC	—	digitálna obrazová korelácia
EDM	—	elektroerozívne rezanie
FSI	—	interakcia prúdenia a deformovateľnej štruktúry
GIM	—	program použitý na kinematickú analýzu mechanizmu
LPBF	—	Laser Powder Bed Fusion
MKP	—	metóda konečných prvkov
MSÚ	MPa	medza únavy
NACA	—	séria normalizovaných profilov krídel
SLM	—	Selective Laser Melting
SST	—	Shear Stress Transport model turbulencie
UAV	—	bezpilotné lietadlo
XFLR5	—	program pre aerodynamickú analýzu profilov

11.2 Zoznam použitých veličín

Symbol	Jednotka	Veličina
b	m	šírka priamej lamely
c	m	tetiva profilu krídla
C_d	–	súčiniteľ odporu
C_l	–	súčiniteľ vztlaku
C_l/C_d	–	aerodynamická účinnosť
D	m	charakteristická dĺžka serpentínovej geometrie
D_i	m	priemer i-teho bubna pracovného člena
E	Pa	Youngov modul pružnosti
F	N	sila
F_i	N	sila pôsobiaca v i-tom lanku
H	m	hrúbka serpentínovej lamely
k	–	bezpečnostný koeficient alebo bezpečnosť voči MSÚ
k_o	N mm ⁻¹	ohybová tuhosť
k_x	N mm ⁻¹	pozdlžna tuhosť
L	N	vztlaková sila
l	m	dĺžka priamej lamely
M	N m	ohybový alebo krútiaci moment
M_i	N m	momentový príspevok i-teho lanka

Symbol	Jednotka	Veličina
P_i	m	skrátene i-teho piesta alebo lanka
p	Pa	tlak
R	m	rozteč serpentínovej geometrie
Re	–	Reynoldsovo číslo
r_i	m	polomer i-teho bubna pracovného člena
S	m ²	referenčná plocha profilu
t	m	hrúbka priamej lamely
t_{min}	m	minimálna uvažovaná hrúbka lamely
V	m	výška serpentínovej geometrie
v	m s ⁻¹	rýchlosť prúdenia
y^+	–	bezrozmerná vzdialenosť prvej vrstvy siete od steny
α	–	hladina významnosti pri štatistickom hodnotení
φ	°	uhol natočenia väzby
ρ_{vzduch}	kg m ⁻³	hustota vzduchu
σ	Pa	normálové napätie
σ_{max}	Pa	maximálne napätie
σ_{dov}	Pa	dovolené napätie
σ_{mises}	Pa	ekvivalentné napätie podľa von Misesa

12 SEZNAM OBRÁZKŮ A GRAFŮ

Obr. 1-1 Schematické porovnanie krídla vybaveného klapkovým systémom a morfujuúcim profilom krídla	13
Obr. 2-1 Rôzne typy profilov krídel (Č - EPPLER, Z – NACA, F - Lockheed)	15
Obr. 2-2 Porovnanie približného dosiahnuteľného súčiniteľa vztlaku podľa typu vysokovztlakového systému [3].....	16
Obr. 2-3 Koncept monolitckej štruktúry s vlnitým periodickým rebrom[7].....	19
Obr. 2-4 Hore - ohybný odvalovací prvok D-Core, dole – D-Core začlenený do poddajnej honeycomb štruktúry krídla [10].....	20
Obr. 2-5 Vľavo - Koncept štruktúry s viacerými stupňami voľnosti [7], vpravo Nožnicový prvok mechanizmu odtokovej hrany [7].....	21
Obr. 2-6 Silno zakryvený profil EPPLER 420 s auxetickou štruktúrou [12].....	22
Obr. 2-7 Vývojový mechanizmus pre analýzu mostíkových ohybných väzieb [14].....	23
Obr. 2-8 Perforovaný segment ohybnej lamely s diagramom vstupných parametrov pre metódu Monte carlo [15]	24
Obr. 2-9 Serpentinová ohybná štruktúra "Switchback" [15]	24
Obr. 4-1 Návrh geometrie štruktúry odtokovej hrany (Súvislý deformačný prvok)	29
Obr. 4-2 Koncepčný návrh poddajného mechanizmu v odtokovej hrane krídla	29
Obr. 4-3 Schéma využitia metamateriálov v odtokovej hrane krídla	30
Obr. 5-1 Nosná štruktúra mechanizmu odtokovej hrany	33
Obr. 5-2 Mechanizmus ohybnej štruktúry v programe GIM	33
Obr. 5-3 Ohnutý profil vzniknutý z kinematických simulácií mechanizmu	33
Obr. 5-4 Výsledky CFD simulácie profilu s vyhovujúcim prehnutím	35
Obr. 5-5 Štruktúra tvorená tuhými segmentmi (zelená) s tenkými priamymi lamelami (červená).....	37
Obr. 5-6 Geometrické parametre serpentínovej lamely	38
Obr. 5-7 Vľavo - Okrajové podmienky pre ohybovú MKP analýzu (modrá - pôsobisko zaťažovania, červená - nositeľka a smer zaťažovania), Vpravo - Okrajové podmienky MKP analýzy tuhosti v ose x	40
Obr. 5-8 Vplyv jednotlivých parametrov na ohybovú tuhosť – Vstupné parametre v mm	41
Obr. 5-9 Vplyv jednotlivých parametrov na pozdĺžnu tuhosť – Vstupné parametre v mm	41

Obr. 5-10 Vplyv jednotlivých parametrov na bezpečnosť – Vstupné parametre v mm	42
Obr. 5-11 Predbežný návrh štruktúry poddajného mechanizmu v odtokovej hrane	43
Obr. 5-12 Predbežný návrh pracovného člena aktuácie	44
Obr. 5-13 Kinematický model mechanizmu s piestmi na rotačných väzbách.....	45
Obr. 5-14 Ramená bodov aktuácie segmentov [mm]	46
Obr. 5-15 a) Vzorka na testovanie ohybu na univerzálnom trhacom zariadení b) Vzorka s ložiskami v mieste zaťaženia c) Stochastický vzor na povrchu vzorky	48
Obr. 5-16 Výsledky tlakovej skúšky - Všetky vzorky	50
Obr. 5-17 Graf pre porovnanie reakčných síl v MKP modeli s experimentom pre vybrané konfigurácie, červená čiara vyznačuje 10° natočenia	50
Obr. 5-18 Vľavo - MKP riešenie okrajových podmienok, Vpravo - Experimentálny záznam z DIC pri maximálnom zaťažení	51
Obr. 5-19 Experimentálny model vplyvu geometrických parametrov na ohybovú tuhosť serpentíny.....	52
Obr. 5-20 Znázornenie štruktúry s ohybnými väzbami	53
Obr. 6-1 a) Detailný návrh tvaru štruktúry poddajnej odtokovej hrany, b) Zvýraznenie a označenie serpentínových štruktúr, c) 3D zobrazenie finálnej štruktúry odtokovej hrany	54
Obr. 6-2 Detailný návrh pracovného člena aktuácie	56
Obr. 6-3 Nerezové zarážky pre ukotvenie oceľových lán [23]	56
Obr. 6-4 a) Okrajové podmienky MKP výpočtu, b) Detail prechodu hrubej siete na jemnú	57
Obr. 6-5 Výsledky napäťovej analýzy s detailným zobrazením serpentín	59
Obr. 6-6 Vizualne porovnanie aproximovaného tvaru deformovaného profilu s výsledkami MKP.....	59
Obr. 6-7 Sieť výpočtovej domény vzduchu	60
Obr. 6-8 Graf výsledkov simulácií súčiniteľa vztaku priameho a ohnutého krídla pri rôznych letových rýchlostiach v závislosti na uhle nábehu	61
Obr. 6-9 Geometria siete výpočtovej domény a) z literatúry[25] b) použitá geometria	62
Obr. 6-10 Graf porovnania aerodynamickej účinnosti v závislosti na uhle nábehu pre rýchlosť 20m/s.....	63

13 SEZNAM TABULEK

Tabuľka 2-1 Výsledné vplyvy parametrov regresnej analýzy ohybných segmentov [14] ..	23
Tabuľka 3-1 Cieľ splnenia charakteristík a vlastností štruktúry.....	27
Tabuľka 5-1 Prehľad vstupných parametrov analýzy	39
Tabuľka 5-2 Definícia veličín váhovej funkcie	43
Tabuľka 5-3 Zoznam vzoriek a ich geometrických parametrov	47
Tabuľka 6-1 Súhrn zvolených geometrických parametrov serpentínových väzieb	55
Tabuľka 6-2 Sily potrebné na uvažovaný ohyb mechanizmu.....	58

14 SEZNAM PŘÍLOH

Príloha 1 – Výsledky parametrickej MKP analýzy