

DESIGN OF THE REFERENCE MODEL OF THE AERO L-39 AIRCRAFT

NÁVRH A KONŠTRUKCIA REFERENČNÉHO MODELU LETÚNA AERO L-39

Ján Staňa
Air Transport Department
University of Žilina
Univerzitná 8215/1
010 26 Žilina
stana4@stud.uniza.sk

Filip Škultéty
Air Transport Department
University of Žilina
Univerzitná 8215/1
010 26 Žilina
skultety@fpedas.uniza.sk

Abstract

The object of the research of the paper is to design a reference model of an unmanned aircraft according to the model of the training jet Aero L-39. The work contains an analysis of the methods, procedures and typology used in the creation of reference models. Subsequently, the design of an unmanned vehicle was created using computer modelling, which was subjected to aerodynamic simulations and strength analysis. Aerodynamic performance was investigated on the airframe of the aircraft and strength analyses were determined on specific structural elements. After successful program tests, a functional model of the aircraft was built. The prerequisite was mainly aerodynamic analyses, which should determine with sufficient accuracy the basic structure of the model's flight. The result of solving the problem is a functional model of the aircraft, which is suitable for flight tests using appropriate hardware.

Keywords

airplane, construction, model, unmanned aerial vehicle, L-39

1. Úvod

Stav techniky v leteckom inžinierstve sa neustále urýchľuje vývojom pokročilých analytických a konštrukčných nástrojov. Metódy, ktoré sa používali v počiatočných fázach projektovania lietadiel, poskytli základné pochopenie fyzikálnych javov a umožnili konštruktérom predvídať a analyzovať kritické vlastnosti nových modelov vrátane schopnosti kontrolovať alebo upravovať neuspokojivé parametre. Relatívne nedávne používanie extrémne výkonného digitálneho počítačového hardvéru a softvéru malo zásadný vplyv na možnosti a postupy pri návrhu referenčných modelov. [1]

Diplomová práca sa zaoberá problematikou navrhnutia rádiom ovládaného referenčného modelu letúna. V modernej dobe sa rádiom ovládané modely čoraz častejšie používajú na rekreačné účely kvôli ich všeobecnej dostupnosti, vďaka čomu je dostupné aj množstvo stavebných materiálov a technologických postupov. Referenčné modely sa neustále využívajú pri navrhovaní a posudzovaní nových lietadiel na overenie ich letových vlastností. V praxi sa referenčné modely používajú na overenie prúdenia okolo letúna, správanie pri kritických uhloch nábehu, overenie uhlových rýchlostí okolo osí ale aj pri prvotných pevnostných výpočtoch. Modely sú zmenšené v ľubovoľnej mierke a podľa miery sa konvertujú výsledky letových skúšok na vyvíjaný letún.

Cieľom mojej diplomovej práce je navrhnuť referenčný model letúna Aero L-39 v mierke približne 1:6. Na vytvorenie modelu som používal analytické programy a s nimi spojené simulačné analýzy na vytvorenie vhodného aerodynamického tvaru a pevnostných komponentov.

V štruktúre diplomovej práce som rozoberal najprv súčasný stav riešenej problematiky. Išlo najmä o zadefinovanie referenčného modelu a jeho využitie, keďže finálnym produktom práce má byť práve funkčný model. Po zadefinovaní cieľov som sa venoval už konkrétnemu modelu a jeho konštrukčným prvkom. Navrhol som škrupinu modelu a tú následne podrobil aerodynamickým simuláciám. Podľa škrupiny letúna som vytvoril konštrukčné prvky trupu a krídla. Krídlo som podrobil pevnostnej analýze. Po adekvátnych výsledkoch som celý model skonštruoval z vopred zadefinovaných materiálov, konštrukčných prvkov a s použitím pohonnej a ovládacej sústavy.

2. Súčasný stav riešenej problematiky

Referenčný model letúna predstavuje zmenšený model letúna v ľubovoľnej mierke. Používa sa najmä na overenie správnosti aerodynamických výpočtov a pri skúškach v aerodynamických tuneloch.

Referenčné modely sú doplnkom mnohých nástrojov používaných v leteckom inžinierstve. Pri absencii nepriaznivých účinkov na mierku sa zistilo, že aerodynamické vlastnosti modelov veľmi dobre súhlasia s údajmi získanými z iných typov testov v aerodynamickom tuneli a teoretických analýz. Poskytnutím prehľadu o vplyve aerodynamiky a dynamiky letúnov, výsledky letov referenčných modelov pomáhajú budovať potrebné znalosti kritických aerodynamických parametrov a vplyvu úprav na riešenie problémov. Schopnosť vykonávať letové testy a aerodynamické merania s rovnakým modelom je veľkou výhodou testovacej techniky. V spojení so sofistikovanejšími statickými testami v aerodynamickom tuneli, výpočtovými metódami dynamiky tekutín a technológiou pilotovaného simulátora sú tieto testy mimoriadne

informatívne. Napokon sú vizuálne výsledky testovacieho letu pôsobivé a predstavujú možnosti ako uskutočniť radikálne a nekonvenčné návrhy, alebo identifikovať kritický problém letu pre novú konfiguráciu. [1]

Spôsob rozdelenia RFMD závisí taktiež na správcovi RFMD. U malých lietadiel a klzákov je najvhodnejšie rozdelenie RFMD podľa konštrukcie. Lietadla so zložitejšou konštrukciou napríklad L-39 je lepšie rozdeliť na viac úrovní. Čím je lietadlo väčšie a konštrukčne zložitejšie, tým ma celkový RFMD viac úrovní.

a) Rozdelenie podľa konštrukcie

Jednoduchšie delenie, používané pri malých a menej náročných konštrukčných koncepciách. RFMD celého lietadla sa skladá z RFMD trupu, krídla, vodorovných (VOP) a zvislých (SOP) chvostových plôch.

b) Rozdelenie podľa úrovne

Rozdelenie podľa úrovni znamená, že RFMD sa delí na definičný a konštrukčný RFMD. Definičný RFMD je model, ktorý predstavuje a definuje základnú teoretickú geometriu, napríklad celú plochu trupu. Konštrukčný RFMD je detailnejšie rozpracovaný a je viazaný na RFMD definičný. Pri konštrukčnom RFMD sú orezané plochy a rôzne priečky, rebrá, nosníky atď.

c) Rozdelenie podľa druhu

Podľa druhu sa delí na drakové, lokálne a pomocné RFMD. Drakový RFMD nám interpretuje konštrukčné riešenie a geometriu daného lietadla a delí sa podľa predchádzajúcich spomenutých spôsoboch v bode a) a b). Záleží na zložitosti a veľkosti lietadla. Lokálne RFMD vychádzajú z definície drakových RFMD a sú to takzvané systémové RFMD. Tieto RFMD sú úzko spojené z drakovým RFMD a definujú jednotlivé trasy systémov (napríklad hydraulický, pneumatický atď.) Lokálne RFMD môžu byť aj RFMD prechodových krytov, koncovej nádrže atď. Pri zložitých modeloch napríklad u zložitej kinematike viac štrbinovej klapky je využitý práve pomocný RFMD. [2]

3. Cieľ a metódy práce

Cieľom práce Návrh a konštrukcia referenčného modelu letúna Aero L-39 bolo vytvoriť funkčný model – maketu letúna, ktorý bude spĺňať ďalej špecifikované vlastnosti. Práca je rozdelená na niekoľko čiastkových cieľov.

Prvým cieľom práce bol výber alebo návrh vhodného profilu, jeho následné aerodynamické simulácie a určenie vztlačkových a odporových kriviek a veličín. Je dôležité vybrať vhodný profil nielen pre hlavnú nosnú plochu – krídlo, ale aj pre chvostové plochy kde sa vyžadujú odlišné požiadavky.

Po výbere vhodných profilov bolo mojím cieľom navrhnuť krídlo referenčného modelu. Krídlo bude mať geometricky zhodné parametre ako letún skutočnej veľkosti s malými úpravami. Pomocou aerodynamických simulácií v programe XFLR5 som zistil zvolené aerodynamické vlastnosti, ak by nevyhovovali krídlo by som upravil reverzným dizajnom. Následne som v programe Solidworks nakreslil drak modelu. Program XFLR5 síce umožňuje vytvorenie trupu lietadla vo svojom podprograme, no nie takého zložitého akým je trup letúna L-39, kvôli vstupnému ústrojenstvu do motora a následnému výstupnému ústrojenstvu. Posledným krokom tejto fázy bola simulácia letu

modelu a určenie pádovej rýchlosti, efektívneho uhla nábehu a množstva ďalších aerodynamických veličín.

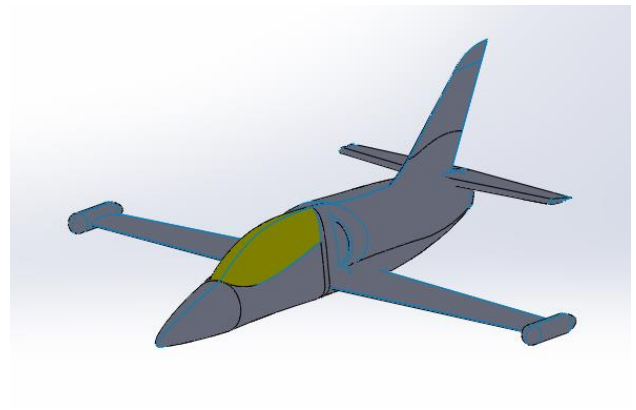
Ďalším cieľom práce bola výroba referenčného modelu. Po navrhnutí krídla v programe XFLR5 som krídlo navrhol v programe DevWing, ktorý je zameraný na tento účel a poskytuje platformu na presnú výrobu profilov krídla. Po výrobe krídla bolo mojím cieľom skonštruovať drak lietadla a chvostové plochy s následnou celkovou úpravou povrchu. Takto hotový model som následne osadil pohonnú a riadiacou sústavou.

Po vytvorení funkčného modelu boli mojím cieľom skúšky funkčnosti sústav na zemi a zmeranie maximálneho ťahu pohonnej jednotky, taktiež na zemi. Po tejto fáze boli mojím cieľom letové skúšky a porovnanie výsledkov s aerodynamickými simuláciami v programe XFLR5 a Solidworks.

4. Charakteristika a 3D návrh referenčného modelu letúna

Konštrukcia lietadla je rozsiahly proces, ktorý má tri hlavné fázy; prvá je fáza koncepčného návrhu. Táto fáza sa zaoberá usporiadaním konštrukčných prvkov lietadla a tým, aké hlavné charakteristiky musí mať, aby dosiahol svoje konštrukčné ciele. Ak má byť koncepčný návrh úspešný, nemali by sa na ňom v budúcich fázach implementovať zásadné zmeny. Koncepčný dizajn teda pohlcuje hlavnú charakteristiku lietadla a zároveň poskytuje usporiadanie jeho hlavných komponentov. [3]

Ako referenciu pre svoj dynamicky zmenšený model som si vybral letún Aero L-39. Je to dvojmiestny, cvičný, prúdový dolnoplošník s tandemovým usporiadaním posádky. Letún som si vybral najmä kvôli jeho letovým vlastnostiam a nadčasovému dizajnu. Vďaka svojim letovým výkonom nahradil viacero typov lietadiel používaných na výcvik vojenských pilotov a tým znížil celkové náklady výcviku. Do dnes sa tento typ letúna vyskytuje v armádach celého sveta na podporu pozemných vojsk, výcvik pilotov a v akrobatických skupinách akými sú: Baltic bees alebo Breitling, ale aj v súkromnom vlastníctve. [3] [4]

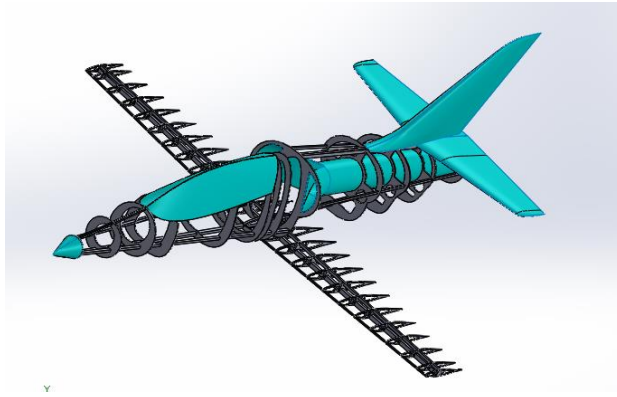


Obrázok 1: Škrupina referenčného modelu. Zdroj: Autori.

3D návrh referenčného modelu som začal návrhom v programe solidworks. V prvej fáze som navrhol škrupinu modelu. Táto škrupina je navrhnutá v skutočnej veľkosti a presne odzrkadľuje tvar budúceho modelu. Dôraz je kladený nielen na tvar trupu a nosných plôch ale aj na tvar vstupného a výstupného ústrojenstva. To zabezpečí presnú aerodynamickú analýzu nielen v oblasti prúdenia okolo letúna ale aj pri vstupe do motora a výstupe z neho. Škrupina je definovaná ako dokonale

pevná a nedeformuje sa, skladá sa z niekoľkých parciálnych častí spojených pevnou väzbou.

V druhej fáze som podľa prvotnej škrupiny navrhol pološkrupinovú konštrukciu trupu. Tá sa skladá z nosníkov, prekážok – trupu aj krídla, a nosného potáhu. Ako v prvej fáze, použil som program solidworks. Najprv som navrhol časť trupu a následne hlavnú nosnú plochu. Pomocou zostavy som obe časti presne spojil. Táto návrhová časť bude slúžiť na pevnostné analýzy a pomocou nej sa vyrobí a osadí referenčný model.

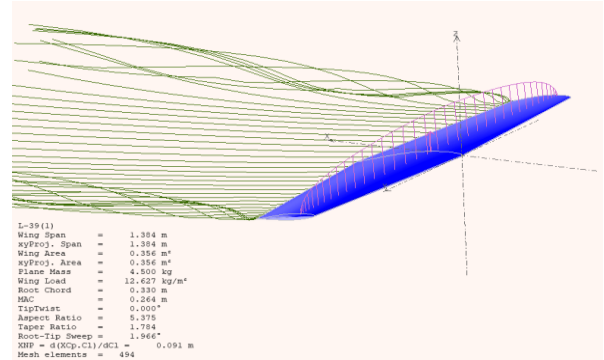


Obrázok 2: Návrh modelu L-39. Zdroj: Autori.

Prekážky trupu, profilové rebrá a všetky nosníky sú na obrázku znázornené sivou farbou, čo predstavuje drevenú časť konštrukcie. Všetky spoje drevenej konštrukcie sú navrhnuté ako lepené a takto sú aj simulované nasledujúce pevnostné výpočty. Tyrkysovou farbou je znázornená odoberateľná časť kabíny, vstupno-výstupné ústrojenstvo turbodúchadla, špička letúna, smerové a výškové kormidlo. Tieto časti budú vyrobené z kompozitných materiálov.

5. Aerodynamické simulácie a pevnostné výpočty

V tejto kapitole som sa zaoberal druhou a treťou fázou procesu návrhu; tieto fázy sa zaoberajú analýzou komponentov lietadla v hlavných aspektoch vzdušného priestoru, ako sú aerodynamické, pevnostné analýzy komponentov a ďalšie. Konceptný návrh použitý v tejto štúdii je založený na referencii. Metóda je vysoko štatistická na základe údajov letúna skutočnej veľkosti. Najskôr je nastavený súbor cieľov návrhu, ktorý poskytuje základnú ideu pre návrh. Potom sa vytvorí návrh konštrukcie s presnými profilovými priečkami. Na dosiahnutie odhadu hmotnosti letúna sa používa hrubá metóda odhadu hmotnosti na základe sčítania predpokladanej hmotnosti konštrukcie a komponentov osadenia. Na dosiahnutie presnejšieho odhadu hmotnosti sa odhaduje zaťaženie krídla a pomer ťahu k hmotnosti. Trojrozmerný model slúži na vytvorenie simulácie letu. Vykoná sa štruktúrna analýza krídla letúna, aby sa určila geometria nosníkov a nosného potáhu. Krídllová časť je navrhnutá tak, aby mala dva nosníky, približne v štvrtine MAC. Predpokladá sa, že profilové rebrá prenášajú iba priame napätia, zatiaľ čo potáh a nosníky aj šmykové napätia, čo umožňuje idealizáciu oblastí nosníkov do koncentrovanej oblasti s názvom jadro krídla. [3]



Obrázok 3: Prúdenie okolo krídla $\alpha=11^\circ$. Zdroj: Autori.

Na aerodynamickú analýzu som použil program XFLR5. Ako základnú podmienku pre vstup do analýzy som použil konštantný vztlak a predpokladanú hmotnosť 4,5 kg umiestnenú 0,11 m od nábežnej hrany krídla, (25% MAC). Program simuluje let (samotného krídla) pre špecifikované uhly nábehu od -5° po 15° . Týmto uhlom následne prideluje rýchlosti pre konštantný vztlak, ktorý sa rovná tiaži krídla, v našom prípade 45 N.

Uhly nábehu od -1° po -5° generujú negatívny vztlak, preto sú pre vodorovný let nevhodné. Kladný vztlak generujú uhly od $-0,5^\circ$ po 15° . Pri uhle nábehu $0,5^\circ$ by však krídlo muselo letieť rýchlosťou 103m/s. Pri optimálnom uhle nábehu 4° bude rýchlosť vodorovného letu 24m/s, čo je veľmi blízko prvotnému predpokladu. Pádová rýchlosť pre samotné krídlo je 15m/s. [5]

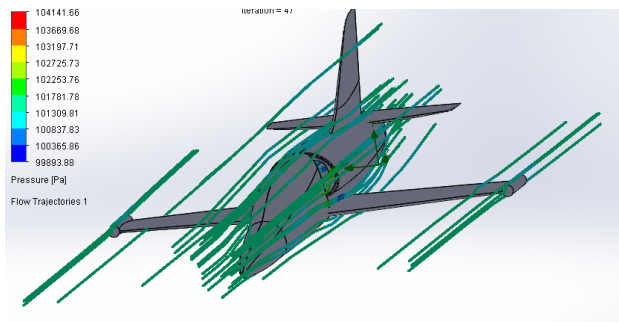
Tabuľka 1 znázorňuje vzťah medzi uhlom nábehu a rýchlosťou pri vodorovnom nezrýchlenom lete.

Tabuľka 4: Závislosť rýchlosti od uhla nábehu. Zdroj: Autori.

Uhol nábehu [°]	Rýchlosť [m/s]
0	59,96
1	39,42
2	31,49
3	26,99
4	24,00
5	21,83
6	20,17
7	18,84
8	17,75
9	16,84
10	16,05
11	15,38
12	14,78
13	14,26
14	13,79
15	13,37

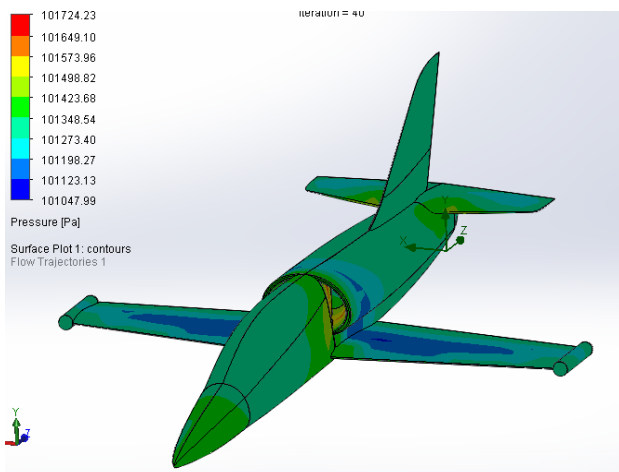
Po kompletnej analýze som pokračoval analýzou celého letúna s vopred vydefinovanými vstupnými parametrami a uhlami nábehu. Pre RFMD L-39 to boli tri uhly nábehu a to $\alpha=0,4,11^\circ$.

Prvým skúmaným uhlom nábehu je 0° , ktorý je zároveň pre krídlo prvým uhlom nábehu, ktorý generuje pozitívny vztlak a to pri rýchlosti 59,96 m/s. Toto sú základné údaje pre vstup do analýzy.



Obrázok 4: Aerodynamická simulácia RFMD $\alpha = 0^\circ$. Zdroj: Autori.

Uhol nábehu 4° je efektívny uhol nábehu a mal by byť využívaný čo najčastejšie pre čo najefektívnejší let. Analýzu uhla nábehu 4° som začal rýchlosťou 24 m/s. Z analýzy vyplýva, že vztlak vytváraný modelom je 45,7 N čo je veľmi blízko prvotnému predpokladu a postačuje na vyrovnanie tieže letúna – 45 N. Odporová sila je 8,9 N čo predstavuje 25% výkonu motora.



Obrázok 5: Pôsobenie tlaku na RFMD pri 4° uhle nábehu. Zdroj: Autori.

Uhol nábehu 11° predstavuje kritický uhol nábehu pri ktorom dochádza k odtrhaniu prúdnic a zároveň minimálnu rýchlosť letu bez motora. Po prekročení tohto uhla dochádza k pádu a pri nesprávaj pilotáži sa môže lietadlo dostať do vývrtky, ktorá môže mať za následok zničenie letúna. Analýzu uhla nábehu 11° som začal so vstupným parametrom rýchlosti 16 m/s.

Z analýzy vyplýva že pri rýchlosti 16 m/s a uhle nábehu 11° je vztlak generovaný letúnom iba 29 N pričom odporová sila je 5,3 N. Je preto potrebné zvýšiť rýchlosť aby sa model dostal na hodnotu 45 N pri 11° uhle nábehu.

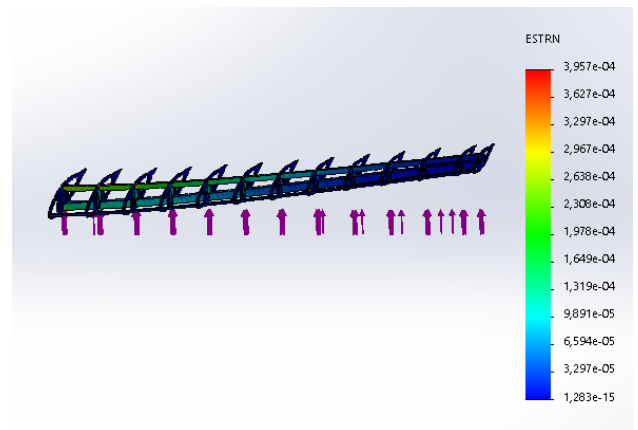
Model dosahuje vztakovú silu 45 N až pri rýchlosti 19,9 m/s, čo je o 4,5 m/s viac ako pre krídlo. Túto odchýlku spôsobuje komplexné prúdenie okolo RFMD. Taktiež je potrebné brať do úvahy, že časť krídla je prekrytá trupom letúna. Odporová sila pri tomto lete je 10 N čo je stále v limite ťahu pohonnej jednotky. [6]

6. Pevnostné charakteristiky krídla

Na analýzu a výpočet pevnostných charakteristík krídla som sa rozhodol použiť program Solidworks. Program dokáže simulovať sily, tlaky a ohybové momenty pôsobiace na konštrukciu krídla a po zadaní všetkých nutných hodnôt určí pevnostné zaťaženia na rôznych častiach krídla. Na základe týchto údajov je možné stanoviť, či sily pôsobiace na krídlo v nami určenej prevádzke predstavujú pre krídlo kritickú záťaž.

V prvej časti pevnostnej analýzy som skúmal správanie sa jadra krídla pri rôznych plošných zaťaženiach. V týchto analýzach pôjde o statické zaťaženie krídla a nie o pravidelne sa opakujúce sa dynamické zaťaženia, ktoré vznikajú pri pravidelnom používaní letúna.

Na úvod pevnostnej analýzy je dôležité zdefinovať použité materiály v konštrukcii. Program Solidworks disponuje rozsiahlou knižnicou materiálov z ktorej vychádzali analýzy. Následne som určil fixný bod, respektíve celú rovinu, ktorá predstavovala prvé profilové rebro, na ktoré boli napojené všetky tri nosníky.

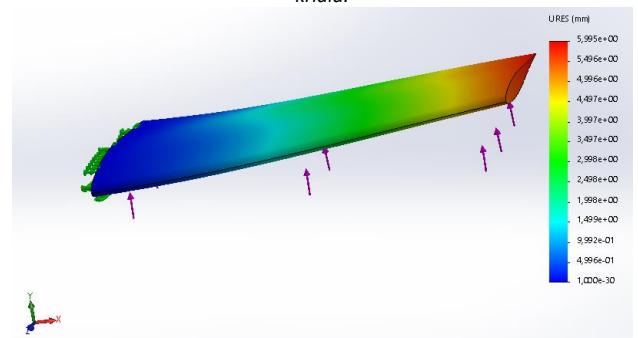


Obrázok 6: Zaťaženie krídla +7g. Zdroj: Autori.

Maximálne zaťaženie krídla bez poťahu predstavuje ekvivalent $\pm, -7g$.

Pevnostné analýzy krídla s poťahom som začal od násobku 7g čo predstavuje plošné zaťaženie krídla 315 N. Z výsledkov analýzy vyplýva, že krídlo odoláva tomuto zaťaženiu a krídlo sa prehlo na konci o 5 mm.

Ďalšou bola analýza predpokladaného maximálneho násobku čiže 8g. Po vykonaní analýzy sa krídlo prehlo o 6mm a nenarušila sa integrita krídla.



Obrázok 7: Vychýlenie krídla pri násobku 8g. Zdroj: Autori.

V poslednej analýze som zaťažoval krídlo až po maximálny možný násobok. Maximálne plošné zaťaženie pre krídlo RFMD je 900 N čo predstavuje násobok 20g. Dá sa teda predpokladať, že navrhnuté krídlo je predimenzované a postačoval by aj tenší a ľahší nosný poťah. Po prekročení sily 900 N sa krídlo nenávratne deformuje.

7. Konštrukcia referenčného modelu

Konštrukciu RFMD som začal výrezom profilových rebier krídla. Rebrá som vyrezával ručne a ako predlohu som používal plán vytvorený v programe Solidworks. Po vytvorení jadra krídla som pokračoval, vnútornou časťou pološkrupinovej konštrukcie trupu. Vyrezal som pričky trupu z topoľovej preglejky a na vodorovnej podložke som ich obdobne spojil s nosníkmi a vytvoril tak kostru trupu. Jadro krídla aj trupu som v ďalšom kroku vystužoval nosným poťahom z 3mm ľahkej balzy. Podľa možností som sa snažil používať čo najväčšie kusy aby som zachoval integritu dreva. Všetky spoje sú lepené špeciálnym lepidlom na drevo. Po kompletnom potiahnutí letúna nosným poťahom, som začal s jeho osadzovaným akčnými členmi a pohonnou sústavou. Na vopred vyvrtané otvory som vyrobil pevné uchytanie serva, ktoré som montoval do spodnej časti krídla, do nosného poťahu, výškového kormidla a ľavej časti smerového kormidla. Povrchová úprava RFMD má zabezpečiť efektívnosť aerodynamického tvaru, hladkosť povrchu a estetickú stránku modelu. Použil som čo najľahšie materiály, aby celková hmotnosť po úprave nepresiahla 4,5kg. V prvej fáze povrchových úprav som celý povrch modelu prebrúsil, klasickým brúsnym papierom aby som sa zbavil zbytkov lepidla a prečiahajúcich kusov povrchovej balzy. V druhej fáze som nanášal poťahový materiál. Ide o zmršťovanie fóliu bežne používanú modelármi.

8. Záver

V svojej diplomovej práci som skúmal súčasný stav riešenej problematiky v oblasti referenčných modelov na základe ktorého som nadviazal na koncepčný návrh referenčného modelu L-39. V úvodnej časti práce som popisoval konštrukciu a systémy použité pri dizajne RFMD. Pokračoval som 3D návrhom RFMD pomocou ktorého som skúmal jeho aerodynamické vlastnosti v počítačových simuláciách a pomocou 3D modelu vnútornej konštrukcie som skúmal pevnostné charakteristiky krídla. Po úspešných analýzach som model zostrojil pomocou vopred špecifikovaných materiálov a postupov.

Aerodynamické analýzy pre krídlo aj celkový RFMD predpokladajú cestovnú rýchlosť 24 m/s. Pri kritickom uhle nábehu sa výsledky pre krídlo aj model líšia preto je potrebné zvýšiť rýchlosť na 16 m/s aby model generoval dostatok vztlaku.

Kompletné krídlo vykazuje dostatočnú pevnosť a to hodnotu plošného zaťaženia 900 N, čo je ekvivalent + 20g. Z toho vyplýva že krídlo je predimenzované keďže by postačoval výsledok +8.

Vypočítané hodnoty je potrebné overiť leteckými skúškami alebo skúškami v aerodynamickom tuneli. Prácu by som navrhol na ďalšie skúmanie kde by sa overili predpokladané aerodynamické vlastnosti prípadne pevnostné charakteristiky.

Navrhnutý RFMD je vhodný pre použitie v priemysle ako zmenšený model letúna L-39 na skúmanie správania sa aerodynamiky počas letu. Jeho výhodou je lacné spracovanie použitím drevených častí a výkonná pohonná jednotka s použitím systému EDF. RFMD je taktiež vhodný na rekreačné použitie ako maketa cvičného letúna.

Referencie

- [1] CHAMBERS, J.R. 2010. *Modeling flight*. Washington, DC: U.S. Government Printing Office, 2010. ISBN 978-0-16-084633-5.
- [2] SLAVĚTÍNSKY, D. 1988. *Výpočetní geometrie ve stavbě letadel*. Brno: VA AZ, 1988. 80-722-6021-9.
- [3] RAYMER, D. 1992. *Aircraft Design. A Conceptual Approach*, Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- [4] HANČAR, M. 2005. „L-39.“ 2005. [online]. Dostupné na internete: http://l-39.cz/L-39_popis.html.
- [5] BUGAJ, M. 2020. *Aeromechanics 1*. Žilina: EDIS, 2020. ISBN 9788055416755.
- [6] BIRD, R.B. - STEWART, W.E. - LIGHTFOOT, E.N. 2006. *Transport Phenomena*. John Wiley & Sons, 2006. ISBN 978-0-470-11539-8.