



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

AERODYNAMICKÉ ÚPRAVY MALÉHO SPORTOVNÍHO LETOUNU

AERODYNAMIC TUNING OF SMALL SPORTS AIRPLANE

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Boris Orság

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Robert Popela, Ph.D.

BRNO 2021

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Boris Orság**
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce: **Ing. Robert Popela, Ph.D.**
Akademický rok: 2020/21

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 bakalářské práce:

Aerodynamické úpravy malého sportovního letounu

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Provedení analýzy stávajícího stavu daného malého sportovního letounu a návrh úprav vedoucích ke zlepšení aerodynamických vlastností. Návrh implementace na prototypu letounu.

Cíle bakalářské práce:

Návrh souboru aerodynamických úprav malého sportovního letounu se zdůvodněním jejich potenciálu zlepšení aerodynamických charakteristik letounu, návrh implementace na letounu

Seznam doporučené literatury:

ANDERSON, J., Aircraft Performance & Design, Mcgraw-hill Education, ISBN-13: 978-0070019713.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2020/21

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Táto bakalárska práca sa zaoberá experimentálnym upravovaním aerodynamických prvkov lietadla a ich testovanie na vplyv a výkon lietadla počas letu. Úvod práce oboznamuje čitateľa s triedou ultraľahkých športových lietadiel a konkretizuje lietadlo použité na experiment. Nasleduje rešeršná časť vybraných aerodynamických vplyvov na výkon a vlastnosti lietadla za letu a taktiež popisuje druhy prúdení a obtekanie lietadla vzduchom. Experimentálna časť zachytáva predpokladané chyby návrhu aerodynamických plôch lietadla a kapotáže, s experimentálnym riešením a zistenými výsledkami. Vyhodnotenie opisuje účinnosť a zmysluplnosť jednotlivých úprav na základe výsledkov experimentu.

KLÚČOVÉ SLOVÁ

Ultraľahké športové lietadlo, prúdenie, aerodynamika letu, experiment

ABSTRACT

This bachelor thesis deals with the experimental modification of the aerodynamic elements of the aircraft and their testing for the influence and performance of the aircraft during the flight. The introduction acquaints the reader with the class of ultralight sports aircraft and specifies the aircraft used for the experiment. The following is a research part of selected aerodynamic effects on the performance and characteristics of the aircraft in flight and also describes the types of airflow. The experimental part describes the assumed design errors of the aerodynamic surfaces of the aircraft and its bonnet, with the experimental solution and the results obtained. Evaluation describes the effectiveness and meaningfulness of individual adjustments based on the results of the experiment.

KEYWORDS

Ultralight sports aircraft, air flow, flight aerodynamics, experiment

BIBLIOGRAFICKÁ CITÁCIA

ORSÁG, Boris. *Aerodynamické úpravy malého sportovního letounu*. Brno, 2021, 47 s. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedúci práce Robert Popela.



ČESTNÉ PREHLÁSENIE

Prehlasujem, že bakalárska práca na tému Aerodynamické úpravy malého sportovního letounu je mojím pôvodným dielom. Spracoval som ju samostatne pod vedením Ing. Roberta Popelu Ph.D. a s použitím odbornej literatúry a zdrojov uvedených v zozname použitých informačných zdrojov.

V Brne dňa 20.5.2021

.....

Boris Orság

POĎAKOVANIE

Chcel by som sa poďakovať vedúcemu práce Ing. Robertovi Popelovi Ph.D. za cenné rady a pripomienky pri vypracovaní mojej bakalárskej práce. Ďalej by som chcel poďakovať mojej rodine a priateľke za celkovú podporu počas môjho štúdia.

OBSAH

Úvod	12
1 Popis lietadla Viper SD4	13
1.1 Kategorizácia	13
1.2 Technické parametre	14
1.3 Konštrukcia	15
1.4 Motor a palivová sústava	16
1.5 Bezpečnostné vybavenie	17
1.6 Prístrojové vybavenie	17
2 Základné pojmy	18
2.1 Aerodynamika	18
2.2 Rovnica kontinuity a Bernoulliho rovnica	18
2.3 Vzduch a jeho vlastnosti	18
2.4 Prúdenie	19
2.5 Vplyv aerodynamiky	19
2.6 Aerodynamické sily a momenty	19
2.7 Rýchlosť	21
2.8 NACA - VNORENÝ NASÁVAČ	23
3 Analýza a experimentálne riešenie vybraných častí lietadla	24
3.1 Nasávanie motora a chladenie motorového priestoru	24
3.2 Reflektor	30
3.3 Obruba nasávania do kabíny	35
3.4 Ostatné menšie úpravy	36
4 Vyhodnotenie experimentu	41
Záver	43
Zoznam použitých skratiek a symbolov	46
Zoznam obrázkov, grafov a tabuliek	47

ÚVOD

Letecký priemysel sa snaží od svojho počiatku optimalizovať aerodynamiku lietadiel. Táto snaha smeruje k maximalizovaniu doletu a minimalizácii nákladov na prepravu. Preto je potrebné vytvárať tvary aerodynamicky tak, aby kládli čo najmenší odpor voči prúdu vzduchu, ktorý lietadlo obteká. Prínosom týchto optimalizácií je znižovanie nákladov spojených s cestovaním a prepravovaním tovaru a nákladu. Ďalším aspektom je znižovanie spotreby, čo vedie k zníženiu tvorby emisií a tým sme ekologickejší voči planéte. Konštrukcie a aerodynamika lietadiel sa od svojho počiatku, kedy uskutočnili v roku 1903 bratia Wrightovci svoj prvý let motorovým lietadlom, riadi rovnakými zákonmi. Zdokonalenie je od tej doby veľmi veľké, nakoľko sa tento druh prepravy a dopravy stal veľmi obľúbeným. Cieľom tejto bakalárskej práce je navrhnúť a implementovať aerodynamické úpravy pre malý športový letún, ktoré by mali predpoklad zlepšiť jeho aerodynamické vlastnosti a znížiť jeho spotrebu tak, aby bolo prijateľnejšie k životnému prostrediu.

1 POPIS LIETADLA VIPER SD4

1.1 KATEGORIZÁCIA

Lietadlo (obr. 1, 2) použité na experiment sa radí do kategórie CS-LSA. Ide o ultraľahké lietadlo používané na športové a súkromné účely. Nakoľko sa na lietadle experimentuje, zaradujeme ho do zvláštnej kategórie spôsobilosti, a to do experimentálnej. Do tejto kategórie spadajú lietadlá, na ktorých sa skúšajú nové koncepcie, vybavenie, metódy používania alebo schvaľovanie typového osvedčenia daného lietadla.[1][3]



Obr. 1 Bočný pohľad na lietadlo[2]



Obr. 2 Priamy pohľad na lietadlo[2]

1.2 TECHNICKÉ PARAMETRE

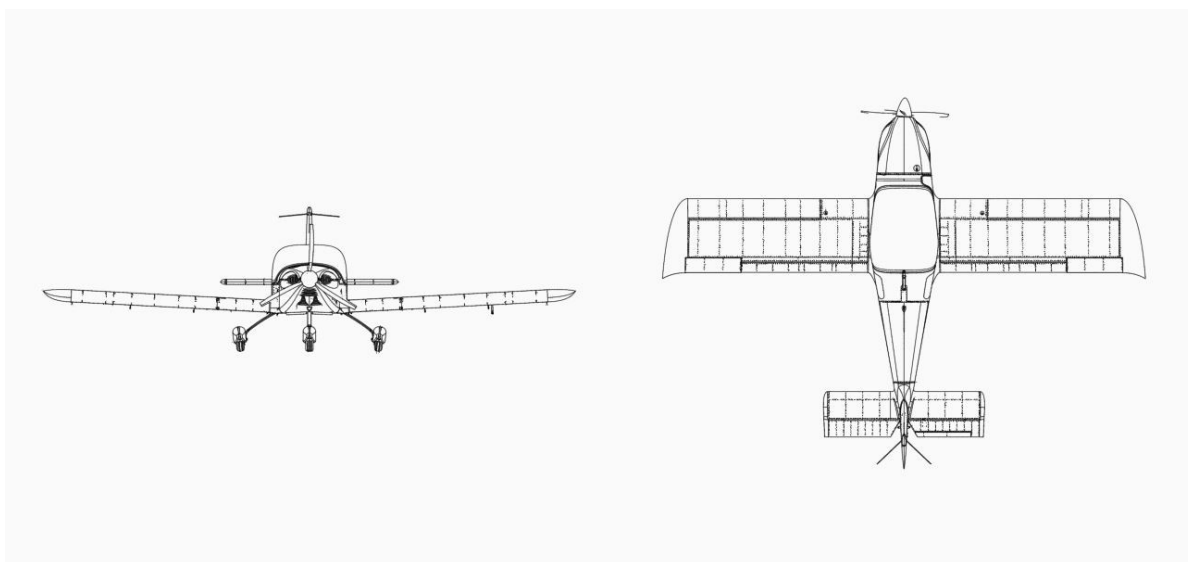
Technické parametre deklarované výrobcom pre fabričný model lietadla Viper SD4 (Tab.1).

Tab. 1 Technické parametre Lietadla Viper SD4[1]

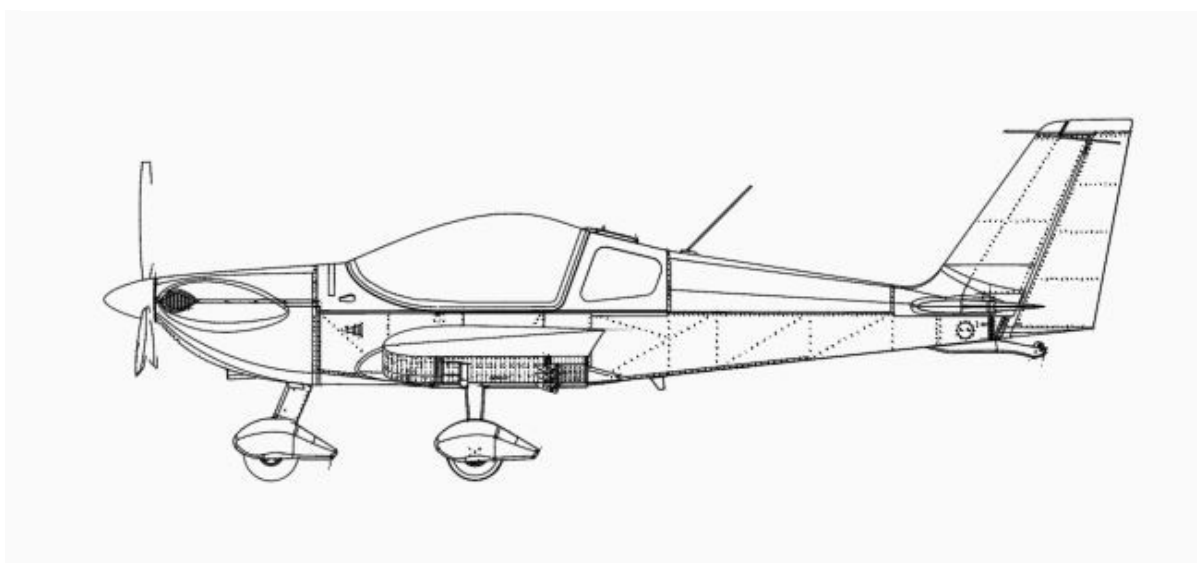
Posudzovaný parameter	Vlastnosť
Motor Rotax 912	100 HP
Objem nádrže	100 L
Spotreba	16,4 L/h
Rozpätie krídel	8,4 m
Dĺžka	6,4 m
Výška	2,2 m
Potrebná dĺžka dráhy na vzlet	180 m
Potrebná dĺžka dráhy na pristátie	160 m
Dolet	1 200 km
Cestovná rýchlosť	108 uzlov (200 km/h)
Maximálna rýchlosť	130 uzlov (240 km/h)
Pádová rýchlosť (vztlakové klapky zasunuté)	40 uzlov (75 km/h)
Stúpavosť	984 ft/min (300 m/min)
vzletová hmotnosť	600 kg

1.3 KONŠTRUKCIA

Jedná sa o celokovovú konštrukciu lietadla (obr. 3, 4), ktorá indikuje dlhú životnosť lietadla a zvyšuje jeho bezpečnosť. Vzhľadom na počet nosných plôch spadá lietadlo použité na experiment do kategórie jednoplošníkov. Krídlo je priame, obdĺžnikového tvaru, jednonosníkovej konštrukcie s pomocným nosníkom na konci zakončené wingletmi. Krídlo je vybavené ovládacou plochou, takzvaným krídelkom, a ďalej vztlakovou klapkou štrbinovej konštrukcie. Trup tvorí pološkrupinová priehradová konštrukcia, v ktorej sú umiestnené výstuhy. Podvozok je na lietadle upevnený pevne. Skladá sa z troch kolies, dvoch pod krídlami a jedného pod motorom. Brzdenie je riešené hydraulickými kotúčovými brzdami na hlavnom podvozku. Hlavný podvozok je tuhý a predné koleso je odpružené a ovládateľné pedálmi, ktoré sú napojené zároveň aj na koleso, aj na smerovku lietadla. Chvostové ovládacie plochy sa skladajú z horizontálnej časti priebežného stabilizátoru s výškovým kormidlom a vertikálnej časti kýlovej plochy a smerového kormidla. Pohon lietadla zaisťuje piestová pohonná jednotka od výrobcu Rotax.[1]



Obr. 3 Konštrukcia lietadla - predný a vrchný pohľad[2]



Obr. 4 Konštrukcia lietadla - bočný pohľad[2]

1.4 MOTOR A PALIVOVÁ SÚSTAVA

Lietadlo je vybavené motorom Rotax 912 ULS (obr. 5). Štvortaktný motor je letecký motor typu boxer, čo znamená, že piesty motora sú umiestnené proti bežne horizontálne, dva a dva proti sebe. Pracovnou látkou motora je benzín. Hlavy valcov sú na rozdiel od samotných valcov chladené kvapalinou a nie vzduchom. Produkuje maximálny výkon 100 konských síl. Životný cyklus tohto motora je fabrikou deklarovaný na 2000 hodín. Ide o pohonnú jednotku, ktorá v sebe spája nízku hmotnosť a dostatočný výkon pre malé športové lietadlá. Kvôli bezpečnosti je motor vybavený dvojitým zapalovaním. Za ustáleného vodorovného letu táto jednotka vyvodí podľa údajov udávanými výrobcom rýchlosť 240 kilometrov za hodinu pri spotrebe 16,4 litra paliva spotrebovaného za motohodinu. Palivové nádrže lietadla sú umiestnené v krídlach, odkiaľ je palivo dodávané potrubím pomocou elektrického čerpadla do motora. Nádrže sú zabezpečené uzamykateľným vekom. [1][2]



Obr. 5 Motor ROTAX 912 ULS

1.5 BEZPEČNOSTNÉ VYBAVENIE

Okrem bežnej bezpečnostnej výbavy pre danú kategóriu má lietadlo použité na experiment aj takúto dodatočnú výbavu. Výbava na tomto lietadle zahŕňa aj bezpečnostný padák umiestnený na trupe lietadla. Ďalej zahŕňa funkciu T-CAS, ktorá slúži na upozornenie na okolitú prevádzku. V prípade zlyhania motora funkcia NEAREST, GLIDING RANGE a VNAV dokáže vzhľadom na výšku a rýchlosť letu, ak sa dá, naviesť na najbližšie letisko alebo ukázať bod stretu lietadla so zemou.[2]

1.6 PRÍSTROJOVÉ VYBAVENIE

Lietadlo má na palubnej doske (obr. 6) umiestnené dva glass cockpity Garmin G3X Touch, ktoré v sebe spájajú vymoženosti všetkých prístrojov, ktoré sa nachádzajú na lietadle. Pre bezpečnosť je v strede umiestnený ešte jeden malý monitor Garmin G5, ktorý disponuje záložnou batériou v prípade výpadku dodávky elektrickej energie do systému. Ďalej sa tu nachádza elektrické ovládanie vztlakových klapiek, páka na ovládanie výkonu motora a bohatosti zmesi, vyhrievanie karburátora, vypínače na motor, generátor a letové prístroje, poistky, odpovedač, vysielacia a v neposlednom rade ručná brzda, ktorá slúži na brzdenie lietadla a aj ako parkovacia brzda, nakoľko lietadlo nie je vybavené ovládaním brzd na pedáloch.[2]



Obr. 6 Pohľad na prístrojový panel z pohľadu veliteľa lietadla

2 ZÁKLADNÉ POJMY

2.1 AERODYNAMIKA

Vedný odbor zaoberajúci sa prúdením vzduchu a účinkom vyvolaným týmto prúdením na telesá. Aplikácia sa zameriava hlavne na vplyv obtekania telies s analýzou odporu, ktorý pri tomto pôsobení vzniká. Pri analýze a experimente je médium vzduch. Vzhľadom na nízku rýchlosť prúdenia vzduchu (do 0,4 až 0,5 násobku rýchlosti zvuku pre dané prostredie) pri obtekaní kapotáže športového lietadla budeme považovať vzduch za nestlačiteľnú tekutinu.[3][4][5][6]

2.2 ROVNICA KONTINUITY A BERNOULLIHO ROVNICA

Rovnica kontinuity a Bernoulliho rovnica sú základnými rovnicami mechaniky tekutín. Rovnica kontinuity matematicky popisuje zákon zachovania hmotnosti.

$$S \cdot v = konst$$

S – plocha, cez ktorú tekutina prechádza

v – rýchlosť prúdenia tekutiny

(2.1)

Rovnica popisuje, že také množstvo tekutiny, ktoré do uzavretej trubice vstúpi, také z nej musí aj vystúpiť. Jej podmienkou však je, že tekutinu považujeme za ideálnu, čiže nestlačiteľnú, pretože v niektorých prípadoch by sa mohla stlačiteľná tekutina v potrubí začať hromadiť.

V nadväznosti na rovnicu kontinuity poznáme aj Bernoulliho rovnicu, ktorá matematicky popisuje zákon zachovania mechanickej energie. Tak isto ako aj predchádzajúca rovnica, popisuje Bernoulliho rovnica správanie ideálnej tekutiny. Keďže sa mechanická energia zachováva, pri spomalení prúdenia sa tlak tekutiny zvyšuje. Prvý člen rovnice vyjadruje špecifickú kinetickú energiu závislú na druhej mocnине rýchlosti, druhý člen vyjadruje špecifickú tlakovú energiu.

$$\frac{v^2}{2} + \frac{p}{\rho} = B_{konst}$$

v^2 – druhá mocnina rýchlosti prúdenia tekutiny

ρ – hustota prúdiacej tekutiny

p – tlak tekutiny

(2.2)

Bernoulliho rovnica v praxi predstavuje obtekanie profilu krídla, pri ktorom sa vzduch delí na dve časti, obtekanie nad a pod profilom. Prúd vzduchu dosiahne rovnaký koncový bod v rovnakom čase, preto musí vzduch prejsť okolo hornej strany profilu rýchlejšie ako okolo spodnej. Na základe Bernoulliho rovnice je dané, že pri rýchlejšom prúde vzduchu sa tlak zníži. Preto je pod profilom vyšší tlak a nad ním nižší, nakoľko tlak sa vždy presúva z vyššieho tlaku do nižšieho, preto sa vzduch spod krídla snaží dostať hore a tým vzniká vztlak. [13][14] [15]

2.3 VZDUCH A JEHO VLASTNOSTI

Vzduch je zmes plynov v atmosfére, ktoré dokážu prúdiť a meniť svoje charakteristiky na základe prostredia. Keď uvažujeme o vzduchu ako o médiu, ktoré obteká lietadlo, musíme

poznať jeho jednotlivé vlastnosti a ich závislosti medzi sebou. Medzi najdôležitejšie v letectve patria tlak a hustota. Na vzduch môže pôsobiť veľa druhov tlaku, ale vzhľadom na charakter tejto práce nás zaujíma atmosférický tlak. Atmosférický tlak vzniká pôsobením molekúl na seba vplyvom gravitácie, čo znamená, že atmosférický tlak sa so zvyšujúcou nadmorskou výškou znižuje. Hustota je priamo závislá na tlaku. Vďaka tlaku je lietadlo schopné vyvolať vztlak, preto čím vyššie lietadlo bude, tým slabší vztlak bude mať, a teda sa zníži jeho stúpavosť. Ďalší veľký vplyv majú tieto dve vlastnosti na výkon motora, kde motor vo väčšej výške nedokáže nasáť dostatočné množstvo vzduchu, a tým sa zníži aj jeho výkon.[3][4][15]

2.4 PRÚDENIE

V okolí lietadla prúdi vzduch rôznymi spôsobmi. V prvom rade je to prúdenie laminárne, pri ktorom sa tekutina pohybuje priestorom v rovnobežných vrstvách a prúdnicie do seba nenarádzajú a neinterferujú iným spôsobom. Turbulentné prúdenie je presným opakom laminárneho. Ide o nepravidelný pohyb častíc, ktoré sa navzájom premiešavajú. Ak tekutina prúdi okolo nejakého telesa, tak v blízkom okolí daného telesa vzniká takzvaná medzná vrstva. Vplyvom vnútorného trenia tekutiny je na povrchu telesa nulová rýchlosť prúdenia a zvyšuje sa až na rýchlosť prúdenia prostredia, čím viac sa od neho vzdiaľujeme.[3][5]

2.5 VPLYV AERODYNAMIKY

Aerodynamika lietadla má veľký vplyv na jeho riadenie a správanie sa počas letu. Lietadlo je riadené takzvanými riadiacimi plochami. Riadiace plochy sú ovládané pilotom, ich plocha voči celkovej nosnej ploche lietadla je veľmi malá. Pohyb týmito riadiacimi plochami spôsobuje zmenu vztlaku obtekaného profilu v dôsledku narušenia prúdenia, a taktiež zmenu odporu voči vzduchu, čo vyvodzuje zmenu smeru.[6][12]

2.6 AERODYNAMICKÉ SILY A MOMENTY

Aerodynamická sila popisuje vplyv pôsobenia vzduchu pri pôsobení na lietadlo (obr. 7). Pri popise tejto sily nerozlišujeme, či sa hýbe teleso voči tekutine, alebo tekutina voči telesu. Ide o princíp relatívnosti prúdenia, ktorý nám umožňuje používať aerodynamické tunely na merania na zemi. Veľkosť aerodynamickej sily závisí na mnohých faktoroch. Najvýraznejší vplyv má rýchlosť prúdenia, pri ktorej rastie aerodynamická sila s druhou mocninou. Ďalej je to hustota vzduchu, plocha na ktorú pôsobí a koeficient výslednej aerodynamickej sily.

$$R = \frac{\rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_R}{2}$$

R – výsledná aerodynamická sila [N]

v – rýchlosť prúdenia vzduchu [m·s⁻¹]

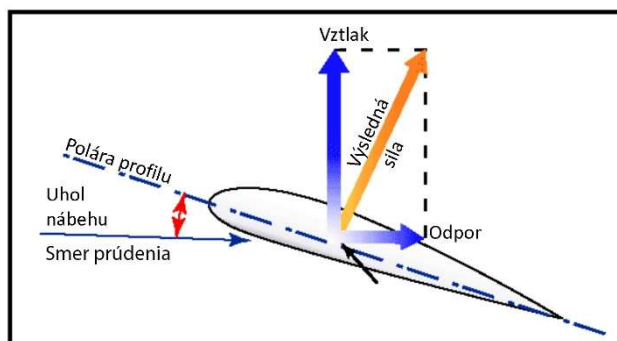
ρ – hustota vzduchu [kg·m⁻³]

S – vzťažná plocha [m²]

c_R – koeficient výslednej aerodynamickej sily [-]

(2.3)

Pri lietadlách sa táto sila pri rôznych veľkostiach uhlu nábehu rozkladá na dve základné zložky, ktoré sa nazývajú odpor a vztlak. [3] [15][16]



Obr. 7 Vektory pôsobiacich síl[12]

2.6.1 VZTLAK

Vztlak je zložka aerodynamickej sily, ktorá pôsobí v smere vztlakovej osi. Smer tejto sily je proti smeru tiaže lietadla. V rôznych fázach letu sa lietadlo nemusí nachádzať rovnobežne so zemským povrchom, preto je lepšie definovať smer tejto sily ako kolmý na smer letu. Vztlak vzniká jedine pri relatívnom pohybe telesa a tekutiny, takže ak vzduch neprúdi, stráca sa tým aj vztlak. Pre určenie vztlaku profilu si musíme najprv určiť súčiniteľ vztlaku, či už experimentálne, alebo výpočtom.

$$L = \frac{\rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_L}{2}$$

L – vztlak [N]

v – rýchlosť prúdenia vzduchu [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]

ρ – hustota vzduchu [$\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$]

S – vzťahová plocha [m^2]

c_L – koeficient vztlakovej sily [-]

(2.4)

Vztlak vzniká zmenou tlaku v okolí profilu v dôsledku prúdenia tekutiny. Prúdenie na hornej strane profilu sa vplyvom uhlu nábehu zrýchli na rýchlosť väčšiu ako je rýchlosť lietadla, prúdnice sa približujú k sebe a znižuje sa tak tlak. Preto, na základe Bernoulliho rovnice o spojitosti prúdenia, je pod profilom prúdenie pomalšie, ale tlak sa zvyšuje. Vzhľadom na túto skutočnosť môžeme povedať, že krídlo sa takzvané opiera o vzduch, ktorý pod ním prúdi.[3][5][6][15][16]

2.6.2 ODPOR

Odpor je druhá zložka výslednej aerodynamickej sily. Smer odporu je proti smeru pohybu lietadla. Podľa Eiffelových meraní je pri uhle nábehu α menších ako 12° odpor prostredia úmerný druhej mocnine relatívnej rýchlosti, čím vieme usúdiť, že rýchlosť letu má na veľkosť odporu veľký vplyv.

$$D = \frac{\rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_D}{2}$$

D – odpor [-]

v – rýchlosť prúdenia vzduchu [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]

ρ – hustota vzduchu [$\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$]

S – vzťažná plocha [m^2]

c_D – koeficient odporu [-]

(2.5)

Poznáme tri základné druhy odporu: tvarový, interferenčný a trecí. Súčet všetkých týchto odporov sa nazýva škodlivý odpor.[3][4][11][12]

Tvarový odpor

Často označovaný aj ako tlakový, je určený tvarom telesa. Je to druhá najväčšia zložka celkového odporu, preto sa kladie dôraz na návrh tvaru, aby sa veľkosť tohto odporu minimalizovala. V praxi sa kladie dôraz na prúdenie za telesom, a preto aj na dizajn zadnej časti telesa, aby sa zachovalo laminárne prúdenie a nedošlo k vzniku turbulentného. Tieto víry, ktoré sa nachádzajú v úplave, spotrebujú veľké množstvo energie.

Interferenčný odpor

Odpor, ktorý vzniká pri obtekaní dvoch telies, ktoré sú spojené. Jeho veľkosť je závislá na spôsobe spojenia týchto častí. Je potrebné zabezpečiť, aby sa prúdenie okolo týchto spojených častí ovplyvňovalo čo najmenej.

Trecí odpor

Vznik tohto odporu je v medznej vrstve. Kladie sa dôraz na kvalitu povrchu a rieši sa vplyv prúdenia v medznej vrstve. Na základe experimentov bolo dokázané, že turbulentné prúdenie v medznej vrstve má menší odpor ako laminárne. Pri dobre aerodynamicky tvarovaných telesách tvorí táto zložka najväčšiu časť celkového odporu.

2.7 RÝCHLOSŤ

Rýchlosť letu patrí v leteckom priemysle k jednej z najdôležitejších veličín vzhľadom na to, že pri lete za vizuálnych podmienok je to asi jediná vec, ktorú musí pilot vedieť. Počas letu môžeme z pohľadu mechaniky pozorovať viacero druhov rýchlostí. Z hľadiska pozorovania a experimentu je potrebné rozlišovať rozdiely medzi nimi, aby sme vedeli nájsť vhodný typ, pre ktorý bude platiť, že výsledky za rôznych podmienok budú čo najpresnejšie. Väčšinou sa rýchlosť letu udáva v jednotkách uzloch (Knots - kts). Jednotka uzol je definovaná

ako jedna námorná míľa (=1 852 m) za hodinu. Princíp merania rýchlosti letu je založený na Bernoulliho rovnici, pri prúdení pôsobí celkový tlak (statický a dynamický) na prednú časť trubice, z čoho dynamický tlak je rozdiel medzi tlakom celkovým a tlakom statickým. Prístroj na meranie týchto tlakov sa nazýva Prandltova trubica (obr. 8). Ide o zariadenie, ktoré sa nachádza u väčšiny malých lietadiel pod krídlom a je odsadené od krídla. Toto odsadenie je tam z toho dôvodu, aby vzduch, ktorý vstupuje do trubice nebol ovplyvnený prúdením okolo krídla, a tak správne meral tlak vzduchu.[3][7]



Obr. 8 Prandltova trubica na krídle lietadla[10]

- **Prístrojová rýchlosť – ASIR** – rýchlosť, ktorá nie je nijakým spôsobom upravená. Je to výstup rýchlomeru umiestneného na lietadle.
- **Indikovaná vzdušná rýchlosť – IAS** – rýchlosť je upravená len o prístrojovú chybu, ktorá je spôsobená nepresnosťou výroby prístroja a jeho konštrukciou. Táto rýchlosť je zobrazená na rýchlomere lietadla. Rýchlosť je udávaná v uzloch, preto sa tiež niekedy nazýva aj KIAS (Knots-Indicated airspeed). Pre túto rýchlosť sa určujú dôležité charakteristiky lietadla, ako je napríklad uhol nábehu.
- **Kalibrovaná vzdušná rýchlosť – CAS** – indikovaná vzdušná rýchlosť upravená o prístrojovú chybu a tiež o takzvanú aerodynamickú chybu, ktorá je spôsobená umiestnením na lietadle, a teda ide o vplyv plynúci z rozrušenia prúdu od obtekajúceho profilu krídla. Rýchlosť je udávaná v uzloch, preto sa tiež môže nazývať aj KCAS (Knots-Calibrated airspeed). Rýchlosť sa v reálnej situácii veľmi nelíši od indikovanej.
- **Ekvivalentná vzdušná rýchlosť – EAS** – kalibrovaná rýchlosť, ktorá berie do úvahy vplyv stlačiteľnosti vzduchu ako tekutiny v danej výške letu. Pri malom športovom lietadle tento vplyv neuvažujeme vzhľadom na to, že sa lieta v rýchlostiach do 500 km/h. Rýchlosť je udávaná v uzloch, preto sa tiež môže nazývať aj KEAS (Knots-Equivalent airspeed).
- **Skutočná vzdušná rýchlosť – TAS** – rýchlosť lietadla, vzhľadom na nerozrušený prúd vzduchu. Táto rýchlosť je upravená o všetky prístrojové chyby, vplyv stlačiteľnosti vzduchu, a taktiež o vplyv hustoty vzduchu, a tým pádom aj o teplotu a tlak, preto ju vieme jednoducho prepočítať z ekvivalentnej vzdušnej rýchlosti. Rýchlosť je udávaná v uzloch, preto sa tiež môže nazývať aj KTAS (Knots-True airspeed). Táto rýchlosť je dôležitá hlavne pre navigáciu.

- **Traťová rýchlosť** – GS – rýchlosť lietadla voči zemskému povrchu, ide o skutočnú vzdušnú rýchlosť upravenú o vplyv vetra.
- **Mach** – M – pomer skutočnej vzdušnej rýchlosti a rýchlosti šírenia zvuku v danom prostredí.



Obr. 9 Letecký rýchlomer[8]

2.8 NACA - VNORENÝ NASÁVAČ

Typ nasávača vzduchu, ktorý pracuje s medznou vrstvou vytvorenou na povrchu lietadla. Celým svojím objemom je vnorený do samotnej kapotáže. Na rozdiel od iných typov nasávačov, ktoré využívajú pri vstupe do sacieho kanála RAM efekt, ktorý zabezpečuje, aby bol vzduch do vnútra tlačný, NACA vstup je charakteristický pre využitie samotného nasávania z medznej vrstvy, v ktorej vznikajú turbulencie a vírenie.

Pre túto prácu bol zvolený divergentný typ vnoreného nasávača. Charakteristickým tvarom vstupu je to, že je na začiatku úzky a postupne sa rozširuje. Pre tento typ nasávača je veľmi dôležité jeho správne umiestnenie na trupe lietadla. Vzhľadom na to, že medzná vrstva má pre tento vstup nevyhovujúce účinky, je snaha umiestniť tento vstup čo možno najviac do prednej časti trupu lietadla, kde ešte táto medzná vrstva nie je taká výrazná. Medzi najdôležitejšie deje vnútornej aerodynamiky nasávača patria tlaková premena a distorzia prúdenia. Preto, že podstatou je tvorba vírov okolo vrchnej hrany bočných stien, je dôležité dodržať určitú geometriu pre tvorbu a dizajn nasávača. Tlaková premena v nasávači sa dá ovplyvniť rôznymi spôsobmi. Dva najznámejšie sú: použitie deflektorov okolo bočných hrán nasávača a podobným riešením je odsávanie alebo vyfukovanie medznej vrstvy zo vstupu.[17][18][19]

3 ANALÝZA A EXPERIMENTÁLNE RIEŠENIE VYBRANÝCH ČASTÍ LIETADLA

3.1 NASÁVANIE MOTORA A CHLADENIE MOTOROVÉHO PRIESTORU

3.1.1 ANALÝZA

Kapotáž motoru je navrhnutá tak, že spredu sú motor a kapota vybavené dvomi mriežkami, ktoré majú svojimi listami smerovať prúdenie vzduchu. Po otvorení kapoty zistujeme, že pravá časť je nasmerovaná tak, že prúd vzduchu ofukuje najmä kapotáž a nie je nijako nasmerovaný na potrebné časti, ktoré treba v motorovom priestore chladiť. Ľavá strana je celá presmerovaná do sacieho potrubia motora, ktoré je upevnené o kapotu a následne zalomené do pravého uhla a nasmerované do motora. Z tohto vyplýva, že ľavá časť nie je chladená vôbec. Celé chladenie motora je tým pádom nerovnomerné a nie je optimálne pre chod motora, olej je chladený zvlášť v prednej časti pod vrtľou.

3.1.2 NÁVRH A PRÍSTUP K RIEŠENIU

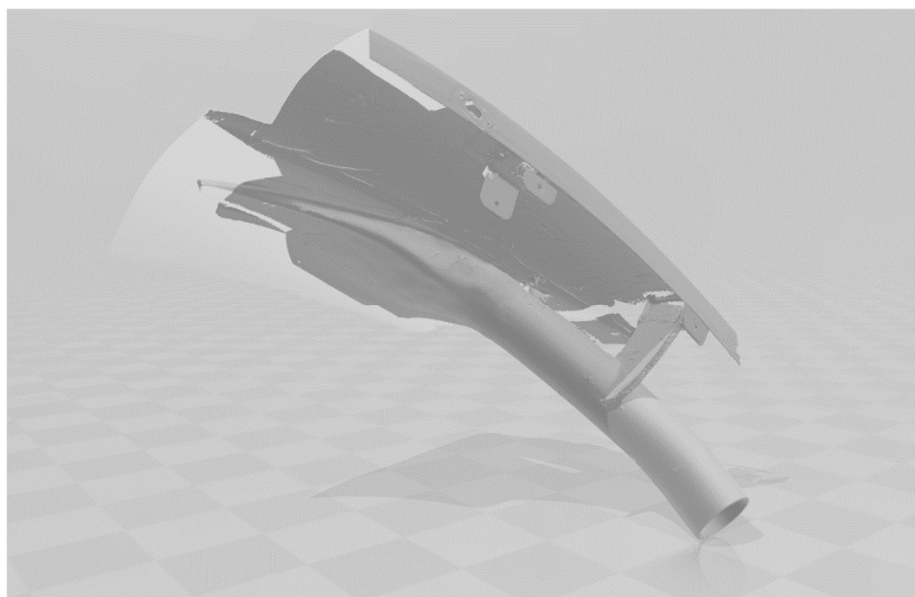
Pre optimalizáciu bolo rozhodnuté zmeniť doterajší spôsob chladenia a nasávania. Z dôvodu rovnomerného rozloženia prúdu vzduchu na horúce časti motora, z ktorých je potreba toto teplo odvádzať je potrebné presunúť vstup vzduchu pre nasávanie motora. Z tohto dôvodu bolo potrebné vytvoriť otvor pre nové nasávanie. Nové miesto bolo vybrané vzhľadom na to, aby sa nenarušila pevnosť kapotáže ako celku a využilo sa prúdenie za vrtľou, ktoré vháňa vzduch do vstupu sacieho potrubia. Vhodnosť miesta sa pokladá za dostatočnú aj vzhľadom na to, že prúd vzduchu od vstupu do trubice až po výstup ide po relatívne priamej trase a nie je rozrušovaná. Na vstupe bol pre jeho vysokú účinnosť zvolený NACA nasávač. Chladenie motora sa tým pádom mohlo zefektívniť, čiže chladiť z oboch strán. Avšak, ak by sme zostali pri pôvodnej mriežke chladiča, nebolo by to dostatočné. Preto bolo navrhnuté zmeniť tieto nasávania na NACA vstupy a vytvoriť za nimi smerovací tunel, ktorý nasmeruje vzduch priamo na hlavy motora, a tak ich aktívne chladí. Vzhľadom na to, že sa ostatné časti v motore natoľko nezohrievajú, nie je potrebné vzduch smerovať aj inam. Stačí, že vzduch, ktorý obteká hlavy motora prirodzenou cestou prejde aj okolo ostatných častí a následne vystúpi v zadnej spodnej časti pod trup lietadla.

3.1.3 RIEŠENIE

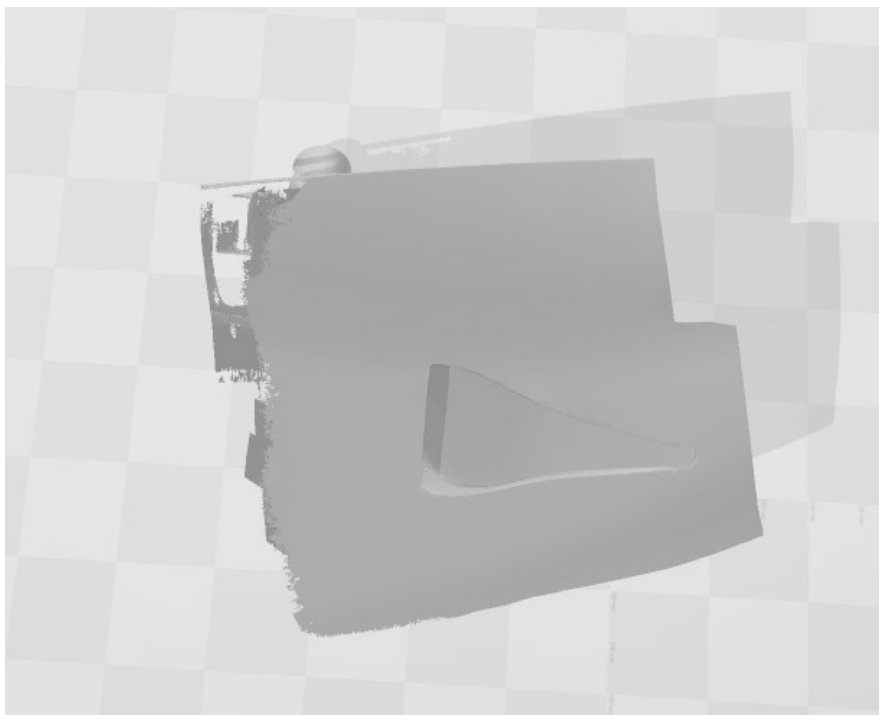
Vzhľadom na analýzu sa pristúpilo k experimentálnemu riešeniu. Ako prvé sa upravilo nasávanie a pridal sa NACA nasávač (obr. 10). Vzhľadom na povahu lietadla, aké je ľahké a dostatočný rozpočet, bolo rozhodnuté, že tento nasávač sa urobí celý z karbónu. Prvotný model sa vyrábal z plastickej formy a sklenených vlákien. Následne sa takto vytvorená súčiastka naskenovala a vložila do CAD softwaru (obr. 11, 12), v ktorom sa upravila tak, aby vytvorilo kopyto na možnú lamináciu finálneho dielu (obr. 13, 14).



Obr. 10 Kapota lietadla upravená o bočný NACA nasávač



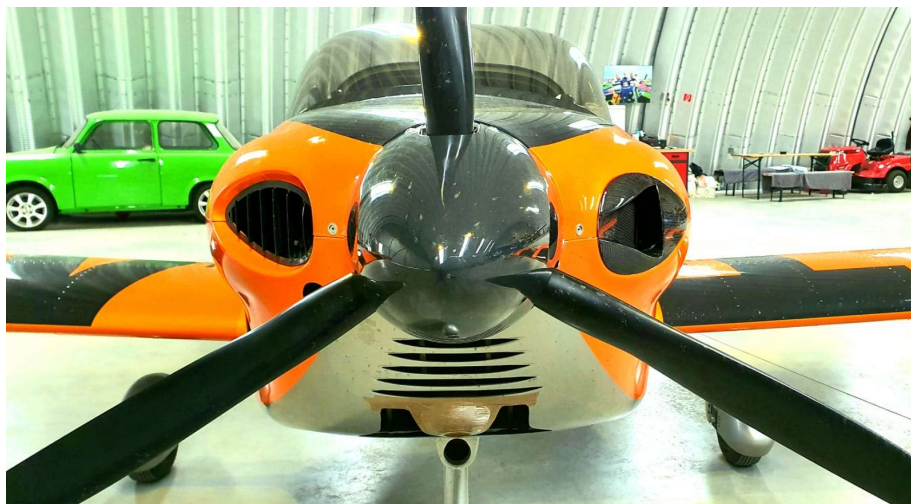
Obr. 11 3D sken nového sacieho potrubia



Obr. 12 3D sken NACA nasávača



Obr. 13 Kapota s osadeným nasávacím potrubím

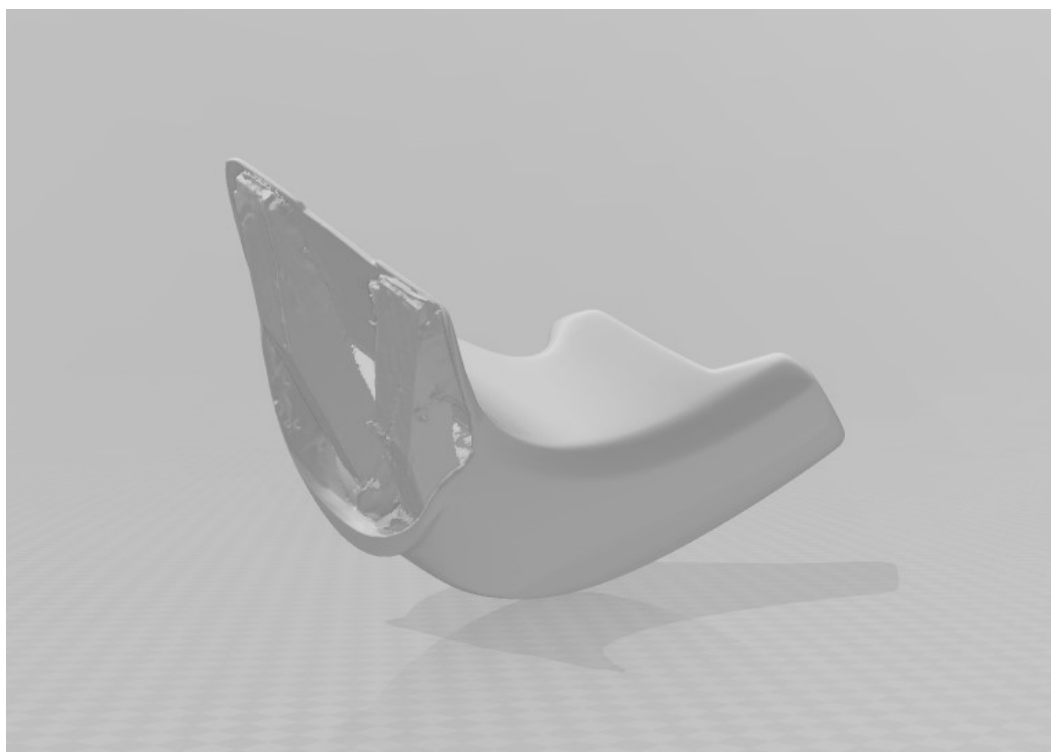


Obr. 14 Predná časť lietadla

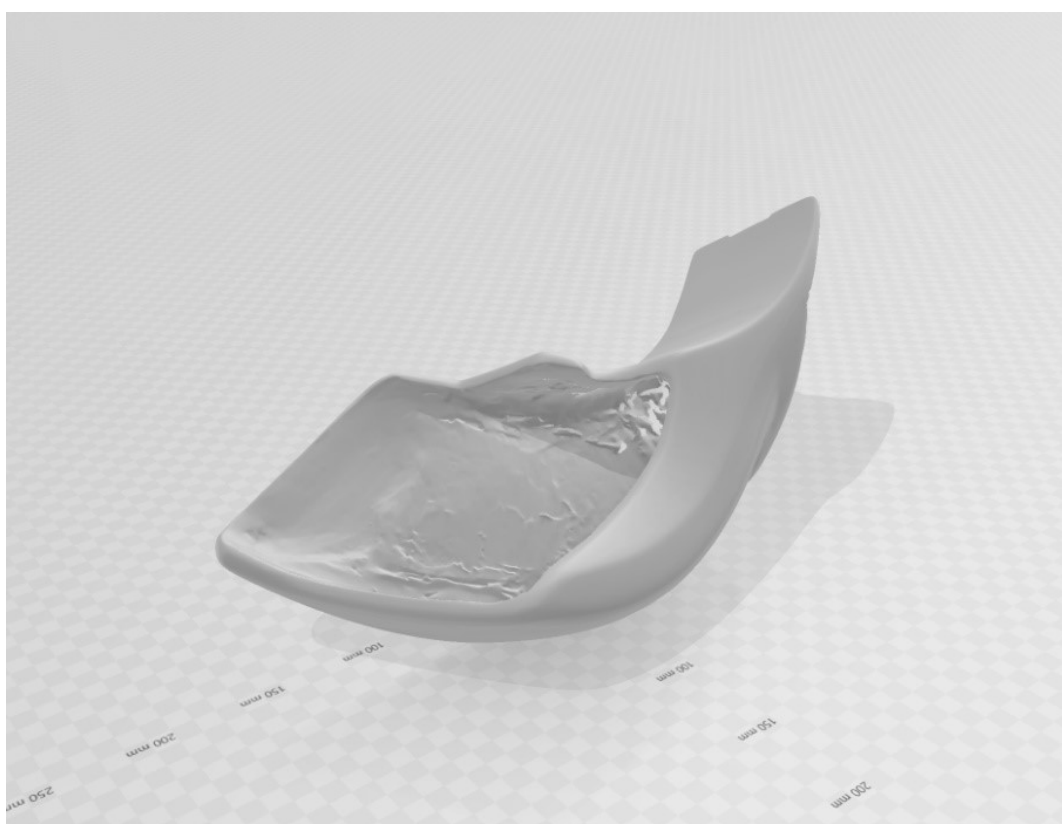
Na chladenie motorového priestoru boli navrhnuté dva rovnaké kanály. Ako aj pri nasávači motora, boli aj tieto nasávače najprv vyrobené z plastickej formy, následne po naskenovaní (obr. 15) upravené a vyskúšané ako 3D model (obr. 16, 17) pred laminovaním finálneho dielu (obr. 18, 19). Po nastavení polohy boli tieto kanály na chladenie upevnené na hornú kapotu (obr. 20) pre jednoduchosť montáže a demontáže.



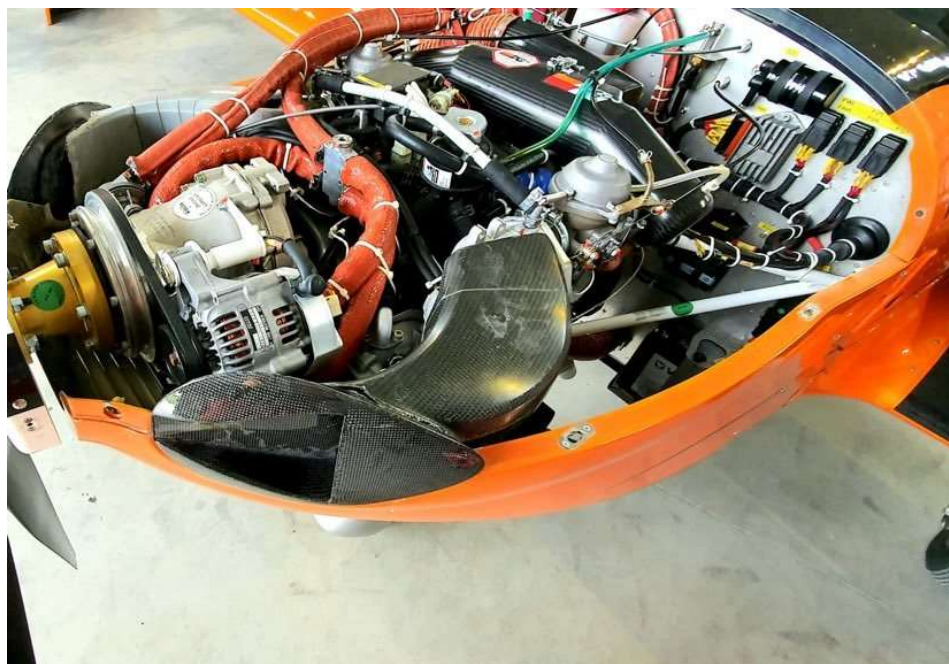
Obr. 15 Proces skenovania



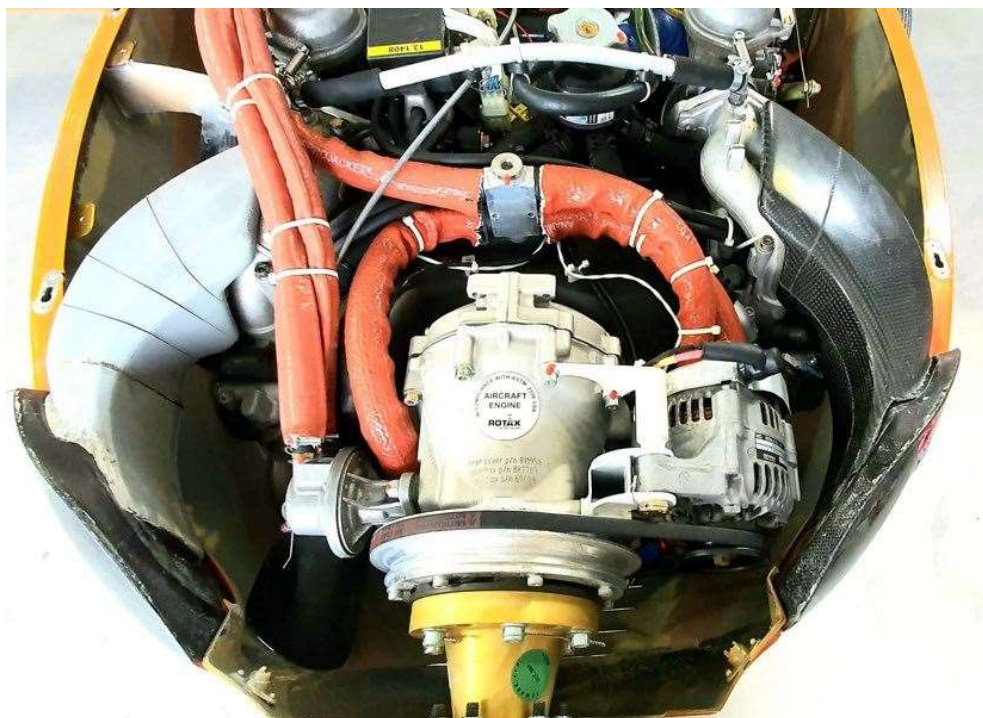
Obr. 16 Kanál na chladenie motora 1



Obr. 17 Kanál na chladenie motora 2



Obr. 18 Osadený chladiaci kanál z kompozitu



Obr. 19 Porovnanie 3D tlačeneho kanála a kompozitného



Obr. 20 Chladiace kanály upevnené na hornej časti kapoty motora

3.2 REFLEKTOR

3.2.1 ANALÝZA

Továrenský reflektor (obr. 21) vykazoval poruchovosť a vzhľadom na let a pristátie vo večerných hodinách aj nízku svietivosť (obr. 22). Taktiež vzhľadom na jeho tvar a umiestnenie na lietadle pôsobil ako tvarová brzda, na ktorej vzniká veľký odpor.



Obr. 21 Reflektor



Obr. 22 Pôvodné žiarovky reflektoru

3.2.2 NÁVRH A PRÍSTUP K RIEŠENIU

Bolo potrebné zmeniť druh osvetlenia. Použité mali byť led žiarovky, ktoré vykazovali vyššiu svietivosť a nižšiu spotrebu energie. Pôvodný návrh nového svetlometu mal mať aj diery, ktoré by zabezpečovali chladenie led svetiel. Avšak po experimente v dielni, kde boli tieto nové žiarovky umiestnené do uzavretej plastovej nádoby a zapnuté počas dvoch hodín, nebola pozorovaná významná zmena teploty, a preto sa od návrhu dier v svetlomete ustúpilo. Tvar nového svetlometu bol volený tak, aby sa nové vybavenie potrebné pre zapojenie led žiaroviek zmestilo do otvoru, a aby boli prechody medzi kapotou a svetlometom čo najplynulejšie, aby nedošlo k vzniku interferenčného odporu.

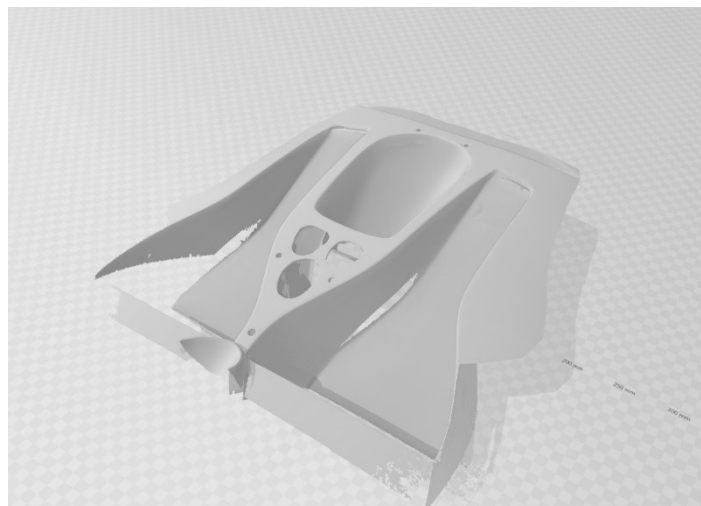
3.2.3 RIEŠENIE

K vyriešeniu tohto návrhu dizajnu bolo potrebné naskenovať a vytvoriť dosadaciu plochu reflektoru na lietadlo (obr. 23, 24).

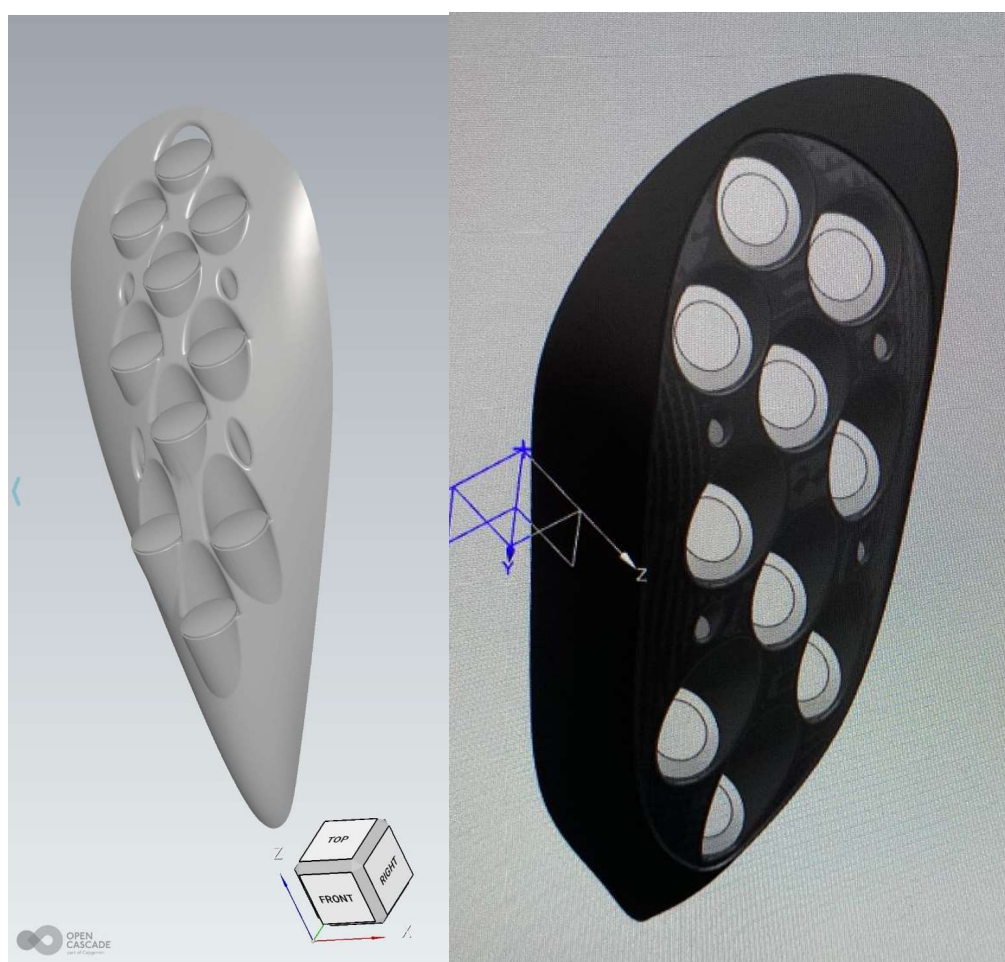


Obr. 23 Proces laminácie časti okolo reflektoru

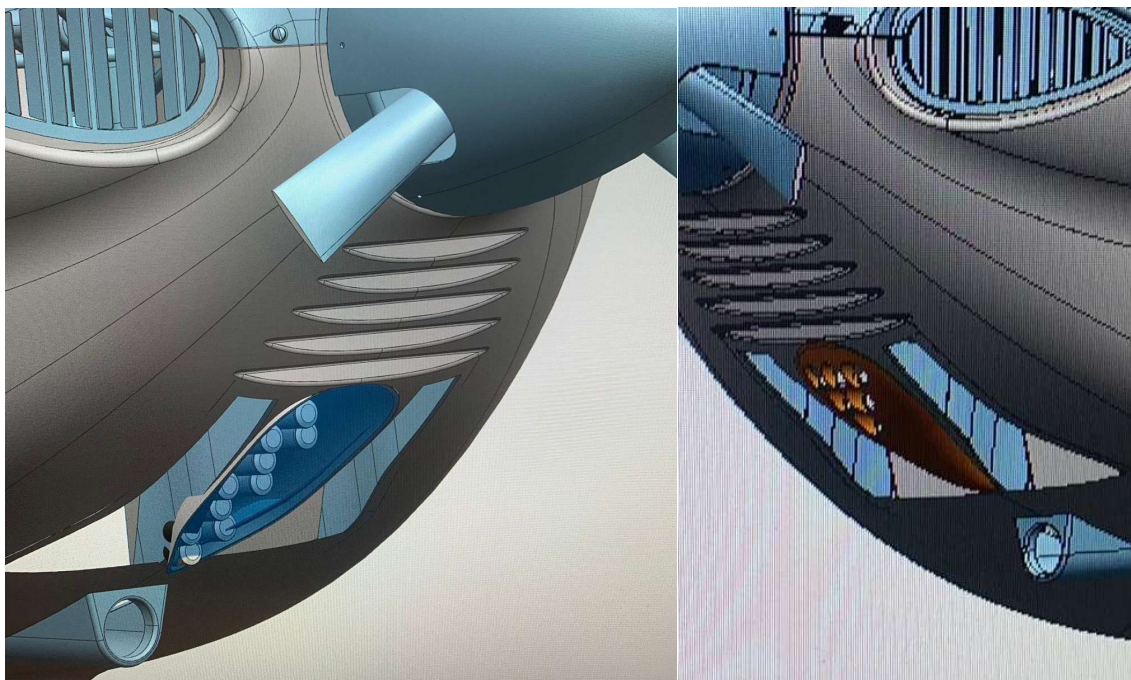
Následne sa vytvorili viaceré verzie v 3D programe (obr. 25, 26), ktoré spĺňali výkonnostné podmienky, ale bolo potrebné ich odsúhlasenie od vedenia, aby bolo jasné, ktorý dizajn sa použije na lietadle.



Obr. 24 3D sken kapoty v oblasti reflektoru



Obr. 25 Varianty návrhu reflektoru 1



Obr. 26 Varianty návrhu reflektoru 2

Po schválení bol vytlačený na 3D tlačiarňi model, ktorý bol použitý ako skúšobný. Po odstránení posledných nedostatkov sa tento model upravil tak, aby slúžil ako kopyto pre lamináciu na výrobu (obr. 27, 28). Následne bol vyrobený kus pripevnený na lietadlo (obr. 29, 30).



Obr. 27 Finálny model reflektoru



Obr. 28 Finálny model pohľad 2



Obr. 29 Pohľad na lietadlo spredu



Obr. 30 Pohľad na lietadlo pod uhlom

3.3 OBRUBA NASÁVANIA DO KABÍNY

3.3.1 ANALÝZA

Nasávač pre vzduch na chladenie a vykurovanie kabíny pre pasažierov je umiestnený v spodnej časti prednej kapoty pod reflektorom (obr. 31, 32). Podobne ako to bolo aj pri svetle je čelná plocha obruby tohto nasávača kolmo na smer letu, a teda aj prúdenia vzduchu. Z tohto dôvodu vyvodzuje z hľadiska zlého tvarovania a umiestnenia škodlivý odpor.



Obr. 31 Pôvodná obruba spredu



Obr. 32 Pôvodná obruba z boku

3.3.2 NÁVRH A PRÍSTUP K RIEŠENIU

Bolo potrebné zmeniť tvar obruby nasávača, a to bez porušenia už vytvorenej konštrukcie. Z tohto dôvodu bolo rozhodnuté, že sa použije násada, ktorá sa do pôvodného vstupu na nasávanie vsunie a prilne k lietadlu bez potreby iného upevnenia. Toto riešenie malo priniesť jednoduchú montáž a demontáž a zároveň zefektívniť prísun vzduchu do kabínového priestoru so znížením celkového odporu pôsobiaceho na lietadlo.

3.3.3 RIEŠENIE

Riešeniu predchádzala analýza, ktorej výsledkom bolo spracovanie tohto nasávača najskôr v plastickej forme, ktorá sa priložila na lietadlo, aby čo najpresnejšie kopírovala jeho tvary, a aby sa dal dizajn jednoducho nahrubo prispôbiť aktuálnemu dizajnu prednej kapotáže. Následne bol tento model naskenovaný na 3D skeneri a pomocou príslušného softwaru spracovaný reverzným inžinierstvom na funkčný model, ktorý sa na skúšku vytlačil a následne po drobných úpravách laminoval. Na záver bola do prednej časti ešte umiestnená sieťka, ktorá zabraňuje vstupu väčších nečistôt do systému (obr. 33, 34).



Obr. 33 Nová obruba



Obr. 34 Nová obruba z boku na lietadle

3.4 OSTATNÉ MENŠIE ÚPRAVY

3.4.1 ANALÝZA

Na tomto lietadle bolo nájdených ešte niekoľko menších nedostatkov, ktoré by nemali mať až taký veľký vplyv na odpor lietadla, ale vzhľadom na mieru úpravy a zmenu dizajnu bolo rozhodnuté upraviť aj tieto miesta. Ide napríklad o umiestnenie vlečného zariadenia (obr. 35) na chvostovej ploche lietadla. Ďalším takýmto miestom je aj spojenie krídla lietadla a trupu (obr. 36), kde dochádzalo k tvarovému odporu z dôvodu nesprávneho spojenia týchto dvoch častí. Ďalším predmetom riešenia boli aerodynamické papuče, ktoré slúžia ako kryty kolies. V neposlednom rade to je upevnenie zadnej časti podvozkových nôh (obr. 37) o trup lietadla.



Obr. 35 Vlečné zariadenie



Obr. 36 Prechod medzi krídlom a trupom lietadla zo spodnej strany



Obr. 37 Upevnenie hlavného podvozku na trup lietadla

3.4.2 NÁVRH A PRÍSTUP K RIEŠENIU

Pri týchto drobných úpravách išlo hlavne o funkčný dizajn, ktorý mal znížiť odpor, i keď bolo jasné, že tieto malé zmeny sa veľmi neprejavia na výsledných výkonoch lietadla, ale dodajú mu jeho osobitý charakter. Návrh týchto častí spočíval hlavne v dizajne, ktorý vyžadoval riaditeľ projektu.

3.4.1 RIEŠENIE

Vytvoreniu týchto dielov nepredchádzali skúšky za letu ako pri predchádzajúcich dieloch. Išlo o logické riešenia založené na úvahách a skúsenostiach z predchádzajúcich projektov. Na chvostovú časť lietadla sa vyrobil karbónový kryt pripomínajúci plutvu (obr. 38, 39), ktorý zaisťuje čo najmenšie zmeny v prúde okolo ťažného telesa na lietadle.



Obr. 38 Prekrytie ťažného zariadenia



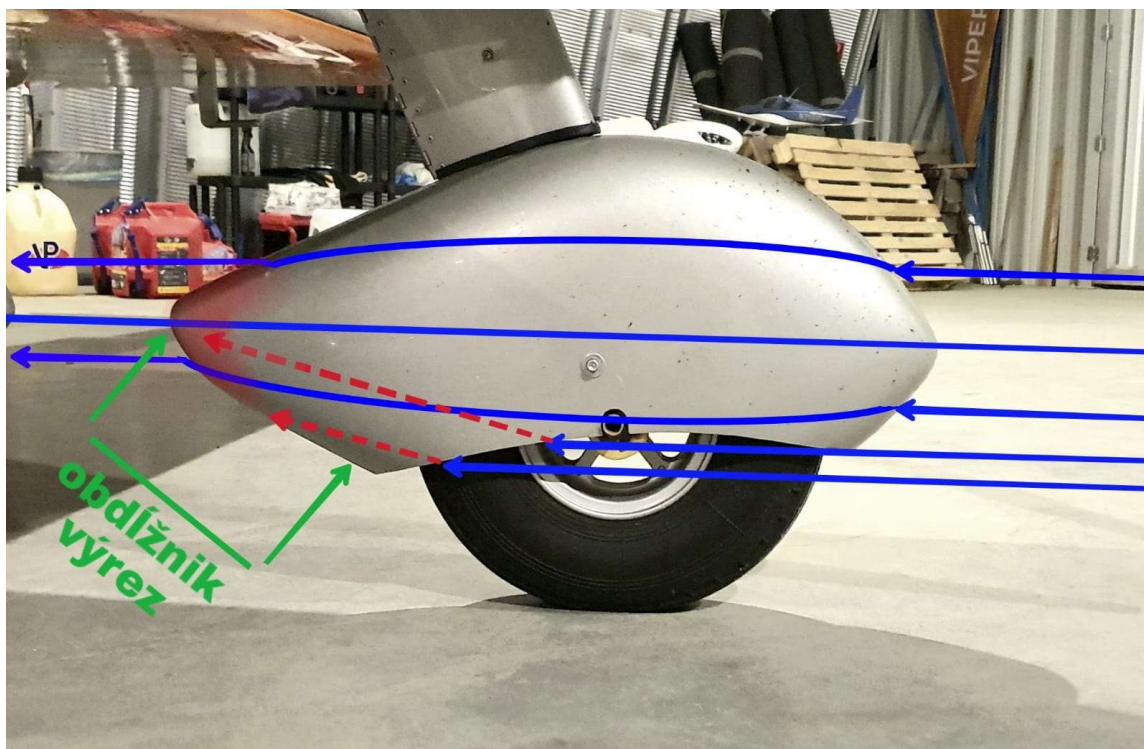
Obr. 39 Prekrytie ťažného zariadenia detail

Ďalšia bola diera, ktorá sa nachádzala medzi trupom a krídlom (obr. 40). Preto, aby nedochádzalo k zbytočnému odtrhávaniu prúdnic a ku vzniku turbulentného prúdenia, v týchto miestach, bolo rozhodnuté, že sa sem vloží plát, ktorý túto dieru uzavrie a zarovná s povrchom lietadla.



Obr. 40 Riešenie uzatvorenia priestoru medzi krídlom a trupom

Nasledovali takzvané papuče (obr. 41), ktoré by síce zaist'ovali lepšie prúdenie okolo podvozku ako keby tam neboli, ale vzhľadom na ich dizajn, kde boli otvorené aj za stredom kolesa, ale v zadnej časti uzavreté, dochádzalo k víreniu vzduchu v papuči a vzduch sa tam len nafukoval a pôsobilo to ako aerodynamická brzda. Z týchto dôvodov sa pristúpilo na vyrezanie zadnej časti, aby mohol vzduch, ktorý do tejto papuče zospodu prúdi rovno aj vyjsť.



Obr. 41 Úprava aerodynamickej papuče hlavného podvozku

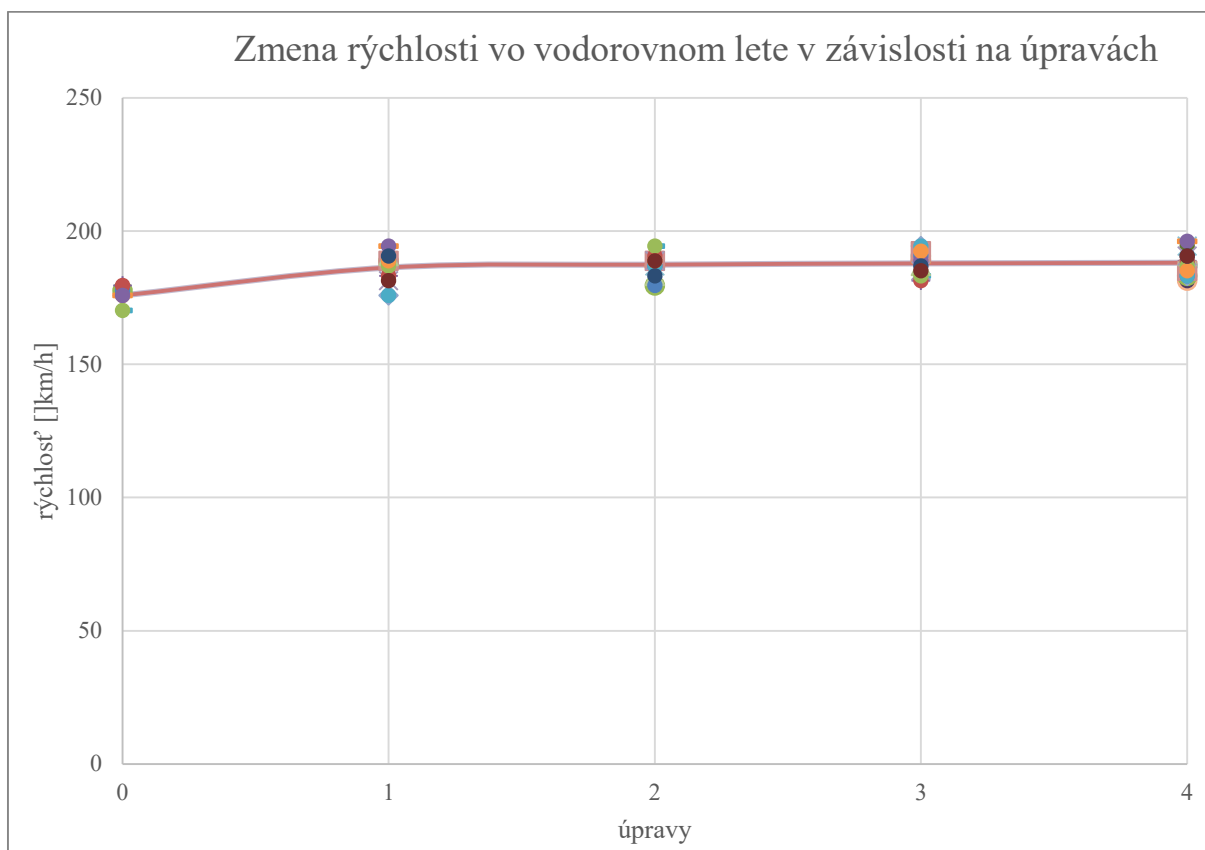
Na záver sa riešilo prekrytie upevnenia podvozku (obr. 42), ktoré nemalo veľký vplyv na aerodynamiku, ale išlo o výsledný dizajn lietadla.



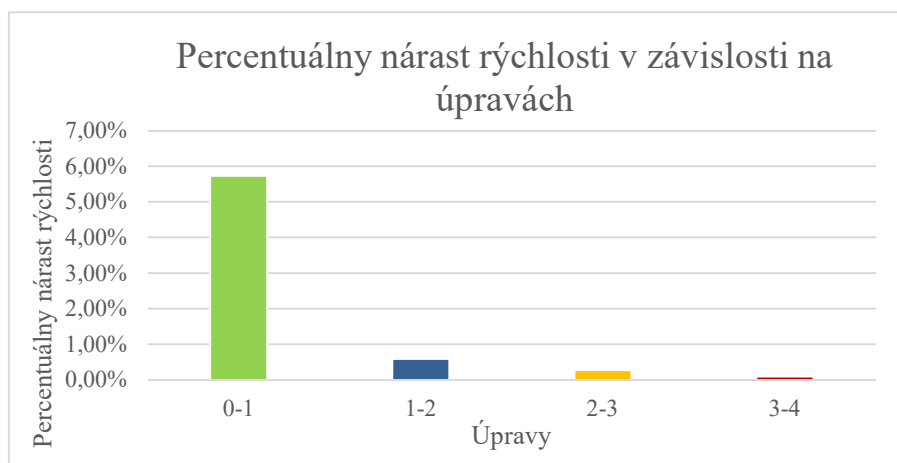
Obr. 42 Krytovanie spoju medzi hlavným podvozkom a trupom lietadla

4 VYHODNOTENIE EXPERIMENTU

Výsledky úprav vykonaných na tomto lietadle boli testované a posudzované s výsledkami letových skúšok. Porovnávacím kritériom bude rýchlosť. Najoptimálnejšie bude posudzovať výsledky vzhľadom na ekvivalentnú vzdušnú rýchlosť, ktorá v sebe zahŕňa vplyv podmienok, ako sú napríklad zmena tlaku a rýchlosti vzduchu, pretože podmienky pri jednotlivých meraniach medzi sebou, a taktiež aj na začiatku a na konci meracieho dňa sa menili v závislosti od aktuálneho stavu atmosféry. Merania prebiehali v rovnakej nadmorskej výške a za rovnakého režimu letu. Prípust' lietadla bola po uvedení lietadla do horizontálneho letu korigovaná na 5300 rpm (rotácie za minútu). Výška, v ktorej letové skúšky prebiehali bola 500 metrov (AMSL) nad strednou hladinou mora. Barometrický tlak sa riadil oblastným QNH (určuje tlak na letisku prepočítaný na strednú hladinu mora), pretože pokusy sa robili pod riadenou oblasťou Bratislavského letiska, hodnota QNH sa odpočítavala z údajov, ktoré letisko obnovuje v pravidelných intervaloch. Hodnota QNH kolísala medzi jednotlivými meraniami 3 jednotky plus mínus.



Graf 1 Vplyv úprav na zmenu rýchlosti letu za konštantných otáčok



Graf 2 Percentuálne porovnanie nárastu rýchlosti

Grafy 1 a 2 znázorňujú vplyv jednotlivých úprav vykonaných na lietadle voči rýchlosti letu. Merania boli uskutočnené aj bez úprav, keďže parametre od výrobcu nie vždy zodpovedajú reálnym výkonom lietadla a taktiež, aby boli hodnoty čo najpresnejšie vzhľadom k ďalším meraniam za rovnakých podmienok. Ako je možné vidieť na grafe, najväčší vplyv na zvýšenie rýchlosti letu mala prvá úprava, ktorá zahŕňala zlepšenie sania do motora. Pridala lietadlu výkon. Táto úprava zahŕňala aj zníženie teploty motora vďaka efektívnejšiemu chladeniu, ktoré privádzalo väčšie množstvo vzduchu do motorového priestoru a nasmerovalo tento prúd na tepelne exponované súčiastky motora. Motor preto fungoval hladšie. Táto úprava sa aj pred samotným meraním pokladala za najefektívnejšiu zo všetkých vzhľadom na jej charakter. Nasledovala úprava svetlometu, ktorá mala mať za úlohu zmenšiť odpor lietadla, ale hlavne zlepšiť účinnosť predného svetlometu, nakoľko pôvodný vykazoval slabú svietivosť a pole osvetlenia bolo tiež limitované otvorom, v ktorom sa svetlomet nachádzal. Po jeho úprave bolo v podvečerných a večerných hodinách oveľa lepšie vidieť aj pri pristávaní, a taktiež pri pohybe lietadla po obslužných letiskových plochách a následnom parkovaní. Nasledovala obruba nasávača a ďalšie drobné úpravy, pri ktorých bolo možné pozorovať zlepšenie letových vlastností. Nebolo to však také významné, a keďže sa testovanie robilo len vo vzduchu a nie v aerodynamickom tuneli, výsledky meraní často kolísali. Tieto ostatné drobné úpravy viedli viac k lepšiemu dizajnu lietadla ako k samotnému zlepšeniu jeho výkonu a ovládania. Pri jednej z úprav, konkrétne pri papuči lietadla, bolo po vyhodnotení a analýze po lete zhodnotených, že tento druh úpravy nebol vhodne zvolený, čo sa potvrdilo aj dohľadom materiálov ohľadom danej problematiky. Pri video analýze pred a po tejto úprave bolo spozorované nadmerné kmitanie spôsobené nesprávnym odobratím materiálu zo zadnej časti, kde tak vznikalo turbulentné prúdenie, ktoré za letu rozkmitalo papuču. Riešili sa aj preto, že toto lietadlo bolo využívané primárne na nespevnených pristávacích a vzletových dráhach, ktoré neboli vždy korektné upravené a zachytávala sa v nich aj tráva. Táto úprava mala vyriešiť preto aj vyfukovanie špiny cez otvor vyrezaný v zadnej časti, ale nepomohlo to ani tejto problematike. Preto je táto úprava hodnotená ako nedostatočná a nevhodná. Očakávalo sa zníženie spotreby počas letu. Z výsledkov vyplýva, že úpravy na spotrebu paliva na hodinovej závislosti nemali žiaden vplyv vzhľadom na to, že prípusť sa nemenila je tento výsledok relevantný. Ale keďže sa zvýšila cestovná rýchlosť, aj keď sa spotreba pri lietadlách uvádza skôr na litre za hodinu, je možné usúdiť, že lietadlo za ten istý čas preletí väčšiu vzdialenosť pri rovnakej spotrebe paliva za hodinu. Teda zníži svoju spotrebu.

ZÁVER

Cieľom tejto práce bolo navrhnuť a implementovať aerodynamické úpravy malého športového letúnu, ktoré by mali potenciál zlepšiť jeho aerodynamické charakteristiky. Po uskutočnení experimentu bolo zistené, že po aplikácii úprav vykazovalo lietadlo zvýšenie rýchlosti v horizontálnom lete o 6,33%. Z tohto vyplýva, nakoľko má lietadlo pri rovnakej prípusti 5300 rpm rovnakú spotrebu, že lietadlo spotrebuje menej paliva pri prelete rovnakej vzdialenosti ako pred úpravami. Z tohto usudzujem, že úpravy priniesli pri vynaložení malého množstva investícií s nie veľkými zásahmi do konštrukcie samotného lietadla zlepšenie výsledných vlastností. Pre samotného pilota lietadla to má prínos v tom, že ušetrí pohonné hmoty alebo sa mu eventuálne zväčší dolet o 70km pri plných nádržiach, pričom bude produkovať menšie množstvo emisií za hodinu oproti pôvodnému stavu. Tieto úpravy by sa dali jednoduchými úpravami implementovať na veľké množstvo podobných lietadiel v rovnakej kategórii, nakoľko sú si veľmi podobné svojimi tvarmi, charakteristikami a aj prevedením. V budúcnosti by mohla byť táto bakalárska práca základom pre ďalšie testovanie a overovanie výsledkov, napríklad aj v aerodynamickom tuneli. Ak by sa potvrdili výsledky, bolo by možné tieto úpravy certifikovať, a tak po implementácii na lietadlo poslúžiť širokej verejnosti.

POUŽITÉ INFORMAČNÉ ZDROJE

- [1] Viper SD 4: informácie o lietadle. Tomarkaero [online]. Nedatované [cit. 2021-02-26]. Dostupné z: <http://vipersd4.sk/viper-sd4/informacie-o-lietadle>
- [2] ATTACK airplane. ATTACK [online]. Nedatované [cit. 2021-02-26]. Dostupné z: <https://www.a1attack.com/airplane/>
- [3] Učebnice pilota 2016: pro žáky a piloty všech druhů letounů a sportovních létajících zařízení, provozujících létání jako svou zájmovou činnost. Cheb: Svět křídel, 2016. ISBN 978-80-87567-89-0.
- [4] ANDERSON, John D. Aircraft Performance and Design. Boston: McGraw-Hill, 1999, 580 s. ISBN 0-07-116010-8.
- [5] PROCHÁZKA, Arnold. Proudění tekutin potrubím a kanály. Praha: Státní nakladatelství technické literatury, 1962. Dostupné také z: <https://dnnt.mzk.cz/uuid/uuid:9a5d5d70-fc88-11e5-b4f9-005056827e51>
- [6] ČORBA, Stanislav a Katedra letecké dopravy. Aerodynamika, konstrukce a systémy letadel: studijní modul 13. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2005. ISBN 80-7204-395-1. Dostupné také z: <https://ndk.cz/uuid/uuid:bebc19c0-9a26-11e3-8e84-005056827e51>
- [7] MACH NUMBER and AIRSPEED vs ALTITUDE. *Granite Island Group* [online]. [cit. 2021-03-12]. Dostupné z: <http://www.tscm.com/mach-as.pdf>
- [8] Pixabay [online]. Nedatované [cit. 2021-03-28]. Dostupné z: <https://pixabay.com/sk/vectors/lietadl%C3%A1-lietadlo-r%C3%BDchlomer-36298/>
- [9] Proudění. *Vutbr* [online]. [cit. 2021-03-28]. Dostupné z: https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/283292/mod_resource/content/1/TT-JS2020-21Z-21-Proudění.pdf
- [10] *FlyBrno* [online]. Nedatované [cit. 2021-03-28]. Dostupné z: <https://www.facebook.com/flybrno.cz/photos/a.113561320521308/139661131244660/>
- [11] Odpor a vztlak při nosných plochách letadel. *Katedra Fyziky STUBA* [online]. Nedatované [cit. 2021-03-28]. Dostupné z: http://www.kf.elf.stuba.sk/~bokes/DI_web/DI-I/DI-I-7-19.pdf
- [12] Aerodynamics. *Free Online Private Pilot Ground School* [online]. Nedatované [cit. 2021-03-28]. Dostupné z: <http://www.free-online-private-pilot-ground-school.com/aerodynamics.html>
- [13] Bernoulliho rovnice. *Bakalářská fyzika* [online]. [cit. 2021-03-28]. Dostupné z: <http://if.vsb.cz/bf/39.html>
- [14] ŠOB, František. Hydromechanika. Vyd. 2. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2008. ISBN 978-80-214-3578-0

- [15] Theory of Flight. *MIT* [online]. MIT Department of Aeronautics and Astronautics: MIT, 1997, 16 March 1997 [cit. 2021-5-3]. Dostupné z: <https://web.mit.edu/16.00/www/aec/flight.html>
- [16] Bernoullis Principle [online]. U.S.: National Aeronautics and Space Administration, nedatovane [cit. 2021-5-16]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/bernoulli_principle_k-4.pdf
- [17] Intake Aerodynamics. 1. Great Britain: John Seddon and E.L. Goldsmith, 1985. ISBN 0-00-383048.
- [18] AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF THE DESIGN VARIABLES FOR NACA SUBMERGED DUCT ENTRANCES. National Advisory Committee for Aeronautics. Moffet Field California: Ames Aeronautical Laboratory, 1948, 1948(A7130), 64.
- [19] THEORETICAL INVESTIGATION OF SUBMERGED INLETS AT LOW SPEEDS. National Advisory Committee for Aeronautics. Moffet Field California: Ames Aeronautical Laboratory, 1951, 1951(TN2323), 49.

ZOZNAM POUŽITÝCH SKRATIEK A SYMBOLOV

S	[m ²]	Plocha
v	[m/s;km/h]	Rýchlosť
ρ	[kg/m ³]	Hustota
p	[Pa]	Tlak
R	[N]	Výsledná aerodynamická sila
c_R	[-]	Koeficient aerodynamickej sily
L	[N]	Vztlak
c_L	[-]	Koeficient vztlakovej sily
D	[-]	Odpor
c_D	[Pa]	Koeficient odporu
α	[°]	Uhol
CS-LSA	[-]	Ľahké športové lietadlo
T-CAS	[-]	Palubný protizrážkový systém (Traffic collision avoidance system)
VNAV	[-]	Vertikálna navigácia (Vertical Navigation)
ASIR	[kts]	Prístrojová rýchlosť (Instrument airspeed)
IAS	[kts]	Indikovaná vzdušná rýchlosť (Indicated airspeed)
CAS	[kts]	Kalibrovaná vzdušná rýchlosť (Calibrated airspeed)
EAS	[kts]	Ekvivalentná vzdušná rýchlosť (Equivalent airspeed)
TAS	[kts]	Skutočná vzdušná rýchlosť (True airspeed)
GS	[kts]	Traťová rýchlosť (Ground speed)
MACH	[M]	Rýchlosť vyjadrená v Machoch
RAM	[-]	Typ nasávača vzduchu
NACA	[-]	Typ nasávača vzduchu
CAD	[-]	Návrh pomocou počítača (Computer-aided design)
3D	[-]	Trojdimenzionálne
AMSL	[ft]	Výška nad hladinou mora (Above mean sea level)
QNH	[Pa]	Tlak na danom letisku prepočítaný na hladinu mora

ZOZNAM OBRÁZKOV, GRAFOV A TABULIEK

Obr. 1 Bočný pohľad na lietadlo[2].....	13
Obr. 2 Priamy pohľad na lietadlo[2].....	13
Obr. 3 Konštrukcia lietadla - predný a vrchný pohľad[2]	15
Obr. 4 Konštrukcia lietadla - bočný pohľad[2]	15
Obr. 5 Motor ROTAX 912 ULS.....	16
Obr. 6 Pohľad na prístrojový panel z pohľadu veliteľa lietadla	17
Obr. 7 Vektory pôsobiacich síl[12]	20
Obr. 8 Prandltova trubica na krídle lietadla[10].....	22
Obr. 9 Letecký rýchlomer[8]	23
Obr. 10 Kapota lietadla upravená o bočný NACA nasávač	25
Obr. 11 3D sken nového sacieho potrubia.....	25
Obr. 12 3D sken NACA nasávača	26
Obr. 13 Kapota s osadeným nasávacím potrubím	26
Obr. 14 Predná časť lietadla	27
Obr. 15 Proces skenovania	27
Obr. 16 Kanál na chladenie motora 1	28
Obr. 17 Kanál na chladenie motora 2	28
Obr. 18 Osadený chladiaci kanál z kompozitu	29
Obr. 19 Porovnanie 3D tlačeneho kanála a kompozitného	29
Obr. 20 Chladiace kanály upevnené na hornej časti kapoty motora	30
Obr. 21 Reflektor.....	30
Obr. 22 Pôvodné žiarovky reflektoru	31
Obr. 23 Proces laminácie časti okolo reflektoru.....	31
Obr. 24 3D sken kapoty v oblasti reflektoru	32
Obr. 25 Varianty návrhu reflektoru 1	32
Obr. 26 Varianty návrhu reflektoru 2	33
Obr. 27 Finálny model reflektoru.....	33
Obr. 28 Finálny model pohľad 2	34
Obr. 29 Pohľad na lietadlo spredu.....	34
Obr. 30 Pohľad na lietadlo pod uhlom	34
Obr. 31 Pôvodná obruba spredu	35
Obr. 32 Pôvodná obruba z boku	35
Obr. 33 Nová obruba	36
Obr. 34 Nová obruba z boku na lietadle.....	36
Obr. 35 Vlečné zariadenie	37
Obr. 36 Prechod medzi krídlom a trupom lietadla zo spodnej strany	37
Obr. 37 Upevnenie hlavného podvozku na trup lietadla	38
Obr. 38 Prekrytie ťažného zariadenia.....	38
Obr. 39 Prekrytie ťažného zariadenia detail	39
Obr. 40 Riešenie uzatvorenia priestoru medzi krídlom a trupom	39
Obr. 41 Úprava aerodynamickej papuče hlavného podvozku.....	40
Obr. 42 Krytovanie spoju medzi hlavným podvozkom a trupom lietadla.....	40
Graf 1 Vplyv úprav na zmenu rýchlosti letu za konštantných otáčok.....	41
Graf 2 Percentuálne porovnanie nárastu rýchlosti.....	42
Tab. 1 Technické parametre Lietadla Viper SD4[1]	14