



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH ZABUDOVÁNÍ ELEKTRICKÉHO POHONU DO KLUZÁKU ORLIČAN VSO-10 GRADIENT

DESIGN FOR BUILDING AN ELECTRIC DRIVE INTO A ORLICAN VSO-10 GRADIENT GLIDER

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Miroslav Vančo

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Filip Sklenář, Ph.D.

BRNO 2023

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Miroslav Vančo**
Studijní program: Letecká a kosmická technika
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **Ing. Filip Sklenář, Ph.D.**
Akademický rok: 2022/23

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 zabudování elektrického pohonu do kluzáku Orličan VSO–10 Gradient

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Výrobci kluzáků nabízejí kluzáky bezmotorové, s pístovým motorem, s turbínovým motorem a s elektrickým motorem. Nové kluzáky s různými pohony jsou finančně náročné, tohoto důvodu se nabízí možnosti přestavění stávajících bezmotorových kluzáků na kluzáky motorové. Tato práce je zaměřená na přestavbu kluzáku Orličan VSO–10 Gradient.

Cíle diplomové práce:

1. Provedte rešerši pohonů kluzáků.
2. Provedte výpočet potřebného tahu pro kluzák Orličan VSO–10 Gradient (s podmínkou stoupavosti minimálně 3 m/s v nadmořské výšce 500 metrů).
3. Z výsledků dle bodu 2. vyberte vhodný elektromotor, baterii, vrtuli a regulátor. Vytvořte schéma zapojení.
4. Vytvořte koncepční návrhy umístění pohonu s ohledem na hmotnost a vyvážení (prioritně zpracujte koncepci FES).
5. Zhodnoťte klady a zápory navržené zástavby.

Seznam doporučené literatury:

CS-22, Amendment 3. Sailplanes and Powered Sailplanes. European Aviation Safety Agency EASA, 2021-09-17.

DANĚK, Vladimír. Mechanika letu. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-807-2046-591.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2022/23

V Brně, dne

L. S.

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

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

ABSTRAKT

Cieľom tejto diplomovej práce je návrh zabudovania elektrického pohonu kategórie FES do bezmotorového lietadla Orličan VSO-10 Gradient. Úvod je zameraný na definovanie problému s hlavnými výzvami pre zabudovanie elektrického pohonu do bezmotorových lietadiel. V rešeršnej časti je uvedený prehľad súčasných typov pohonov, ich základných parametrov, konfigurácií a prehľad situácie na trhu. Z daných typov a konfigurácií pohonov je následne zvolená najvyhovujúcejšia kombinácia na základe výpočtov potrebných výkonov, ceny a zhodnosti s predpismi. Pre vybranú konfiguráciu je následne navrhnutá konštrukcia zabudovania pohonu do vetroňa v zhode s aktuálnymi predpismi. Na záver je vyjadrený výpočet ceny celého pohonu so zabudovaním a s jednotlivými položkami.

KLÚČOVÉ SLOVÁ

Vetroň, pomocný motor, pohonná sústava, elektrický motor, FES, ťažisko, letová obálka

ABSTRACT

This diploma thesis deals with the design of building electric propulsion (FES) into an Orličan VSO-10 Gradient glider. The introduction is focused on problem statement with main challenges of building electric propulsion into gliders. The research section is devoted to current situation on the market of gliders with overview of the propulsion systems and their basic parameters. The most appropriate configuration of the propulsion system is selected, based on performance calculations, regulations, and requirements. For final configuration, installation into the glider construction is designed with respect to actual regulations. In the last part, cost of propulsion and installation is calculated.

KEY WORDS

Glider, auxiliary engine, propulsion system, electric motor, FES, centre of gravity, flight envelope

BIBLIOGRAFICKÁ CITÁCIA

VANČO, Miroslav. Návrh zabudování elektrického pohonu do kluzáku Orličan VSO-10 Gradient. Brno, 2023. Dostupné také z: <https://www.vut.cz/studenti/zav-prace/detail/149568>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Filip Sklenář.

ČESTNÉ PREHLÁSENIE

Ja, Miroslav Vančo, prehlasujem, že som diplomovú prácu na tému **Návrh zabudování elektrického pohonu do kluzáku Orličan VSO-10 Gradient** vypracoval samostatne s použitím odbornej literatúry a prameňov, uvedených v zozname, ktorý tvorí prílohu tejto práce.

25. 5. 2023

Dátum

Miroslav Vančo

POĎAKOVANIE

Predovšetkým by som chcel poďakovať svojmu vedúcemu diplomovej práce Ing. Filipovi Sklenářovi, Ph.D. za jeho cenné rady, konzultácie, trpezlivosť a ochotu pri tvorbe tejto diplomovej práce. Ďalej by som chcel poďakovať Ing. Janovi Navrátilovi, Ph.D. a Ing. Pavlovi Zikmundovi, Ph.D. za konzultácie a rady pri tvorbe diplomovej práce, p. Katrušákovi z firmy MGM COMPRO za konzultácie ohľadom pohonnej sústavy, Bc. Samuelovi Liptákovi za pomoc a rady pri tvorbe elektrického obvodu, Kapitánovi a ďalším priateľom z Aeroklubu Očová za pomoc a rady pri tvorbe diplomovej práce. V neposlednom rade by som chcel poďakovať svojej rodine a priateľom, ktorí ma podporovali po celú dobu štúdia.

Obsah

1	ÚVOD.....	13
2	PREDSTAVENIE PROBLÉMU	14
2.1	MOTOROVÝ VETROŇ	14
2.2	NÁVRH ZMENY A OČAKÁVANÉ VÝSLEDKY	16
3	POHONNÉ JEDNOTKY	17
3.1	SPALOVACIE MOTORY	17
3.2	ELEKTRICKÉ MOTORY	20
3.3	HYBRIDNÉ POHONY	25
3.4	ANALÝZA POHONU	26
4	CHARAKTERISTIKA LIETADLA VSO 10 GRADIENT	28
4.1	PREHĽAD SÚČASNEJ KONKURENCIE.....	29
5	PREDPISY	31
5.1	ANALÝZA POTREBNÝCH PREDPISOV	31
6	VÝPOČET VÝKONOV.....	37
6.1	POTREBNÉ VÝKONY A ICH VÝPOČET	37
6.1.1	Ustálený horizontálny let.....	37
6.1.2	Stúpavý let a dostup.....	45
6.1.3	Kĺzavý let.....	48
6.1.4	Dolet	50
6.1.5	Vzlet	53
6.2	POROVNANIE PARAMETROV S PŮVODNÝM LIETADLOM.....	56
6.3	VÝBER VHODNEJ POHONNEJ SÚSTAVY	57
6.4	ZHODNOTENIE.....	60
7	ZABUDOVANIE POHONNEJ SÚSTAVY	61
7.1	HMOTNOSTNÝ ROZBOR	61
7.1.1	Variant 1.....	63
7.1.2	Variant 2.....	67
7.2	NÁVRH KONŠTRUKCIE A ÚPRAV S OHĽADOM NA PREDPIS UL 2 ČASŤ I	72
7.3	VÝPOČET ZAŤAŽENIA KONŠTRUKCIE UCHYTENIA MOTORA	76
7.4	ZHODNOTENIE.....	79
8	VÝPOČET CENY ZÁSTAVBY	81
9	ZÁVER.....	82
	ZOZNAM POUŽITÝCH ZDROJOV	84
	ZOZNAM TABULIEK.....	88
	ZOZNAM GRAFOV	89

ZOZNAM OBRÁZKOV.....	90
ZOZNAM ELEKTRONICKÝCH PRÍLOH.....	91

1 Úvod

Vetrone sú špecifickou kategóriou lietadiel, ktoré sú schopné udržať sa vo vzduchu a lietať bez pomoci pohonnej jednotky za špecifických atmosférických podmienok. Snaha o zmenšenie odporu, opadania a zvýšenie kĺzavosti bola prítomná už od počiatkov bezmotorového lietania. S vývojom letectva sa bolo možné udržať vo vzduchu čoraz dlhšie pomocou termických prúdov, svahového lietania alebo pomocou lietania vo vlne. Od počiatkov bezmotorového lietania však nastával problém s tým ako dostať vetroň do vzduchu a ako ho tam udržať v prípade nepriaznivých podmienok. V prípade nepriaznivých podmienok je pilot vetroňa schopný doklzať iba na najbližšiu vhodnú plochu na pristátie, pričom pri absencii takejto plochy sa takáto situácia končí často haváriou alebo poškodením a zraneniami.

Logickým vývojom vznikli motorizované vetrone, vybavené pomocným alebo štartovacím motorom. V súčasnosti je na trhu veľké množstvo vetroňov s pomocným alebo štartovacím motorom priamo od výrobcu. Tieto vetrone majú pohon integrovaný od počiatočného návrhu, dokážu si preto zachovať (alebo len veľmi mierne zhoršiť) letové vlastnosti svojich nemotorizovaných dvojičiek. Zároveň majú však veľmi vysokú cenu nielen ako nové, ale aj z druhej ruky. Väčšina tuzemských aeroklubov, prípadne súkromných prevádzkovateľov, nemá dostatok financií na nákup takéhoto vetroňa. Zároveň je problémom, najmä v menších aerokluboch, nedostatok ľudí na prevádzku. Pravdepodobne každý pilot vetroňa z menšieho aeroklubu sa už ocitol v situácii, keď bolo ideálne počasie na lietanie ale na letisku chýbala aspoň jedná premenná z výberu vlekár/vlečné lietadlo/dostatok ľudí na prevádzku. Rovnako pri pristátí do terénu je nutný dostatok ľudí na prípadné rozobratie a prevezenie lietadla späť na letisko. Pomocou udržiavacieho pohonu je možné vyhnúť sa nechcenému pristátiu do terénu mimo letiska, v prípade štartovacieho pohonu odpadá aj závislosť na vlečnom lietadle/vlekárovi, čiže plachtár sa stáva v podstate nezávislým.

V súčasnosti je na trhu niekoľko typov starších výkonných vetroňov za nízke ceny. Pre tuzemských plachtárov sa jedná najmä o vetroň VSO-10 Osa, ktorý je súčasťou inventáru drvivej väčšiny aeroklubov, pričom zároveň jeho ceny dosahujú v súčasnosti minima. Cieľom tejto práce je preto návrh nízkonákladovej prestavby vetroňa VSO-10B Osa na motorizovaný vetroň s udržiavacím pohonom typu FES.

2 Predstavenie problému

Od začiatkov plachtenia sú vetrone pri štarte závislé na externej pomoci (napr. aerovlek, naviják, gumicuk, rozjazd z kopca a iné spôsoby). Zároveň sú náchylné na aktuálne poveternostné podmienky a ich zmenu [12]. V prípade nepriaznivých podmienok je pilot donútený sa vrátiť na letisko vzletu, pristáť na inom letisku príp. na ktorejkoľvek voľnej ploche postačujúcej na pristátie do terénu. Preto je každý vetroň stavaný s ohľadom na pristátie do terénu a následné rýchle rozloženie a transport na letisko. V prípade absencie vhodnej plochy takéto situácie často končia haváriou.

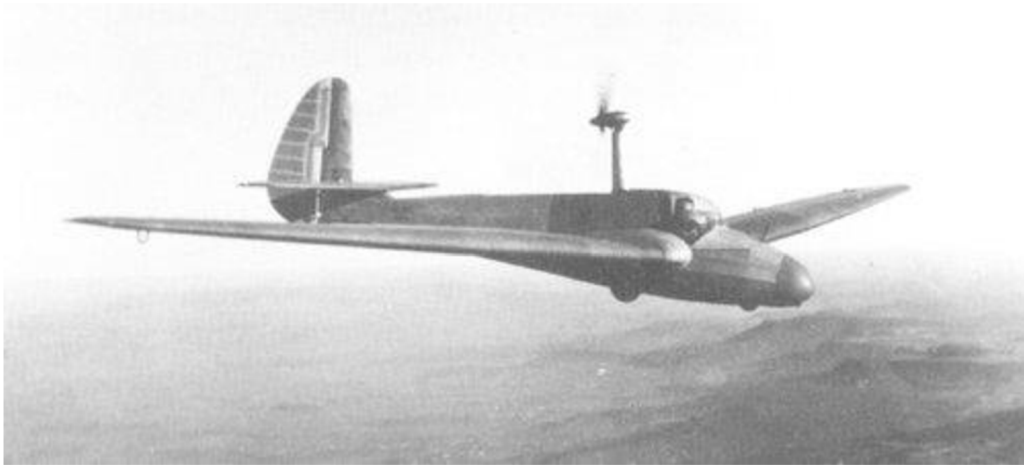
Od počiatkov plachtárskeho športu bola vyvíjaná snaha o montáž pomocného motora určeného na nezávislý štart a tiež ako záloha pre zvýšenie bezpečnosti pri lietaní. Tento pohon je často navrhnutý len pre krátkodobé použitie (napr. počas štartu) [12]. V súčasnosti je možné nové vetrone od väčšiny výrobcov zakúpiť v motorizovanej verzii s udržiavacím alebo aj štartovacím motorom. Kúpa nového výkonného vetroňa je však finančne náročná a v našich podmienkach pre väčšinu súkromných majiteľov a aerokluby v podstate nemožná. Problémom najmä menších aeroklubov je závislosť na vlečnom lietadle (a jeho pilotovi) a partii ľudí, ktorí sú schopní pomôcť vetroňu odštartovať. Naskytuje sa preto možnosť prestavby staršieho výkonného vetroňa na motorizovaný vetroň. Táto diplomová práca sa zaoberá návrhom prestavby vetroňa Orličan VSO 10 B Osa, ktorý je známy v každom aeroklube a jeho zostatková hodnota sa v súčasnosti pohybuje na minimách. Tento vetroň je súčasťou inventára väčšiny aeroklubov, pričom mnoho z vetroňov má stále možnosť nalietať veľa letových hodín. V diplomovej práci bude prezentovaná možnosť prestavby na motorizovaný vetroň s udržiavacím pohonom, prednostne typu FES. S prihliadnutím na skutočnosť, že autor diplomovej práce je aktívny plachtár v menšom aeroklube, cieľom práce bolo vytvorenie návrhu pohonu s ohľadom na obmedzené finančné možnosti menších aeroklubov, pričom na začiatku tejto práce bol daný predpoklad na cenu okolo 10 000 eur za prestavbu bez ceny lietadla.

2.1 Motorový vetroň

Podľa definície FAI (Fédération aéronautique internationale - Medzinárodná letecká asociácia) je motorovým vetroňom lietadlo s pevnými nosnými plochami vybavené pohonom, schopné plachtenia bez použitia pohonu [1]. Myšlienkou na samostatný štart vetroňov, bez odkázania na iné prostriedky a infraštruktúru, sa zaoberali piloti už od počiatkov plachtárskeho lietania.

Podľa *Gliding Heritage center* [2], pravdepodobne prvým motorovým vetroňom bol britský Carden - Baynes Auxiliary, vybavený 250 cm³ motocyklovým vzduchom chladeným motorom o výkone 9 koní, postavený na základe vetroňa Abbott - Baynes Scud 3. Motor s vrtuľou boli spoločne umiestnené na pylóne. Zároveň bolo možné tento motor s vrtuľou za letu zaťahovať do šachty a tým znížiť odpor [2]. Jedným z prvých motorových vetroňov bol nemecký MoSe Hi-20 (obrázok č. 1) navrhnutý Wolfom Hertzom na základe vetroňa Göppingen Gö 4 vyrábaného spoločnosťou Schempp-Hirth.

Tento vetroň bol vybavený štvorvalcovým vzduchom chladeným motorom s výkonom 25 koní. Samotný motor bol skrytý v trupe odkiaľ pomocou hriadeľa poháňal vrtuľu na pylóne. Tento pylón bolo možné zložiť do trupu pre zníženie odporu [3].



Obrázok č. 1: Motorový vetroň MoSe Hi-20 počas letu [43]

Oba spôsoby umiestnenia pohonu sú v základnej podstate používané dodnes. Práve snaha o zníženie odporu v čase prevádzky bez pracujúcej pohonnej zostavy je jednou z unikátnych črt motorových vetroňov. Ako možno vidieť na predchádzajúcich prípadoch, idea znižovania odporu zasunutím pohonnej sústavy tu bola od počiatku. Rozvoj nastal po druhej svetovej vojne vďaka prebytku cvičných vetroňov z predvojnovnej a vojnovnej doby. Pre širšie využitie a sériovú výrobu však neboli vhodné. Tieto vetrone boli jednoduchej, drevenej a ľahkej konštrukcie, čo pri zabudovaní ťažkej a málo výkonnej pohonnej jednotky spôsobovalo pevnostné a výkonové problémy [16].

Rozmach motorových vetroňov nastal s príchodom vetroňov kovovej prípadne celokovovej konštrukcie, dovoľujúcej zastavať do konštrukcie výkonnejšie pohonné jednotky, ktorých vývoj tiež postúpil a ich pomer výkonu k hmotnosti sa zvýšil [16]. Vznikla kategória turistických motorových vetroňov (TMG), ktoré majú nezaťahovateľný pohon zväčša v prednej časti trupu s pevnou prípadne práporovateľnou vrtuľou. TMG sú skonštruované ako výrazná prestavba pôvodného typu vetroňa (napr. L-13 SE/SW Vivat, obrázok č. 2) alebo ako úplne nový typ (napr. Schleicher ASK 16, Grob G-109). V priebehu sedemdesiatych a osemdesiatych rokov sa aj v kategórii TMG začínajú výraznejšie presadzovať laminátové konštrukcie. V porovnaní s vetroňmi so zasúvacím pohonom alebo bez pohonu, majú horšie vlastnosti kľzavého letu. Zároveň sú však schopné plachtárskeho letu a sú efektívnejšie ako porovnateľné ľahké motorové lietadlá resp. ultraľahké lietadlá [16].

Pre skutočný rozvoj výkonného plachtárskeho lietania bolo pri motorových vetroňoch nutné počkať do rozšírenia použitia laminátu v konštrukcii vetroňov. Nastal rozvoj vetroňov o vyšších hmotnostiach, výkonoch a väčších rozpätiach, s prídavnou vodnou záťažou, pri zároveň stále menších a ľahších pohonných sústavách. Pohonné sústavy sa zväčša umiestňujú na zaťahovateľný pylón, resp. na pylón s motorom v trupe.

Ďalšie štandardné umiestnenia pohonu sú v prednej časti trupu s pevnou alebo skladateľnou vrtuľou.



Obrázok č. 2: L-13 SE Vivat [galéria autora]

V súčasnosti je trendom pri motorových vetroňoch elektrický pohon [12]. Tieto pohony je ďalej možné deliť na tzv. self-launch pohon a tzv. sustainer. Pohon typu self-launch je, ako už z názvu vyplýva, pohon, ktorý je určený na samostatný štart. Zároveň ho je tiež možné použiť na udržanie sa v lete v prípade nepriaznivých podmienok a dolet na letisko. Sustainer je typ pohonu určený primárne na dolet na letisko v prípade nepriaznivých plachtárskych podmienok, prípadne na prelet na miesto s lepšími plachtárskymi podmienkami [12, 17]. Ďalším vývojom elektrických pohonov vznikol pohon typu FES (Front Electric Sustainer/Self-Launcher). Práve o pohone typu FES je táto diplomová práca.

2.2 Návrh zmeny a očakávané výsledky

Základnou myšlienkou diplomovej práce bol návrh lacnej a dostupnej možnosti prestavby staršieho výkonného vetroňa hojne rozšíreného a používaného v tuzemských aerokluboch. V rámci tejto prestavby je nutné previesť zmeny v konštrukcii súvisiace so zabudovaním motorovej prepážky, jej konštrukcie a samotného motora. Všetky zmeny sú zamýšľané pre splnenie požiadaviek predpisu UL 2 časť I. [14]. V súvislosti s umiestnením motora v prednej časti lietadla, je nutné presunúť pitotovu trubicu na časť lietadla neovplyvnenú prúdením vzduchu od motora. Rovnako je nutné umiestniť zástavbu batérie v súčinnosti s predpismi a tiež ako protiváhu ku konštrukcii uchytenia motora a samotného motora. V rámci konštrukčných zmien je potrebné brať zreteľ na čo najmenší zásah do konštrukcie a tiež do aerodynamiky pôvodného lietadla. Očakáva sa mierne zníženie výkonov, súvisiace so zvýšením súčiniteľa odporu v súvislosti s montážou motora a tiež so zvýšením hmotnosti. Je predpokladané, že pádová rýchlosť a rýchlosť opadania sa zvýšia, naopak zníži sa kĺzavosť a jej najvyššia hodnota sa posunie do vyššej rýchlosti. Vzhľadom na určený cieľ s rýchlosťou stúpania aspoň 3 m/s vo výške 500 metrov, je nutné zvoliť výkonnejší motor akým je vybavená prípadná konkurencia, preto možno očakávať výraznú výkonovú rezervu. V nasledujúcich kapitolách sú jednotlivé zmeny viac rozvinuté a overené, pričom je možné výsledky výpočtov porovnať s predpokladmi obsiahnutými v tejto kapitole.

3 Pohonné jednotky

Základným problémom pohonných jednotiek bola pri lietadlách ich hmotnosť. Obzvlášť výrazný bol tento problém pri prvých pokusoch o motorizáciu vetroňov, ktoré sami o sebe mali nízku hmotnosť a nízku nosnosť. Spoločne s vývojom konštrukcií vetroňov postupne klesala aj hmotnosť piestových spaľovacích jednotiek. Výrazným výkonovým skokom bol prechod na kompozitné konštrukcie tvorené spočiatku sklolaminátom [16]. Vzhľadom na pokrok vo vývoji batérií na lítiovom základe sa v novom storočí začali významne presadzovať elektrické pohony či už vo forme pohonov schopných samostatného štartu alebo iba udržiavacích pohonov. Elektrické pohony odstraňujú problémy so spúšťaním, resp. opätovným spúšťaním spaľovacích jednotiek počas letu, na druhú stranu ich dolet je značne obmedzený pre hmotnosť batérií. V súčasnosti prebiehajú pokusy s hybridnými pohonnými sústavami, ktoré by mohli čiastočne vyriešiť problémy oboch druhov pohonov. Vzhľadom na tému diplomovej práce bol braný ohľad najmä na elektrické pohonné sústavy typu FES (Front Electric Sustainer).

3.1 Spaľovacie motory

Pohonnou jednotkou motorových vetroňov boli v minulosti najmä rôzne piestové motory odvodené od motocyklových alebo automobilových motorov (napr. motory Trabant alebo VW). Vzhľadom na vysokú hmotnosť spaľovacích motorov (resp. nízky pomer hmotnosť výkon), si priekopníci motorových vetroňov často upravovali alebo rovno stavali vlastné motory. Na území Česka a predtým Československa vzniklo niekoľko prototypov, ale aj sériovo vyrábaných motorizovaných vetroňov.

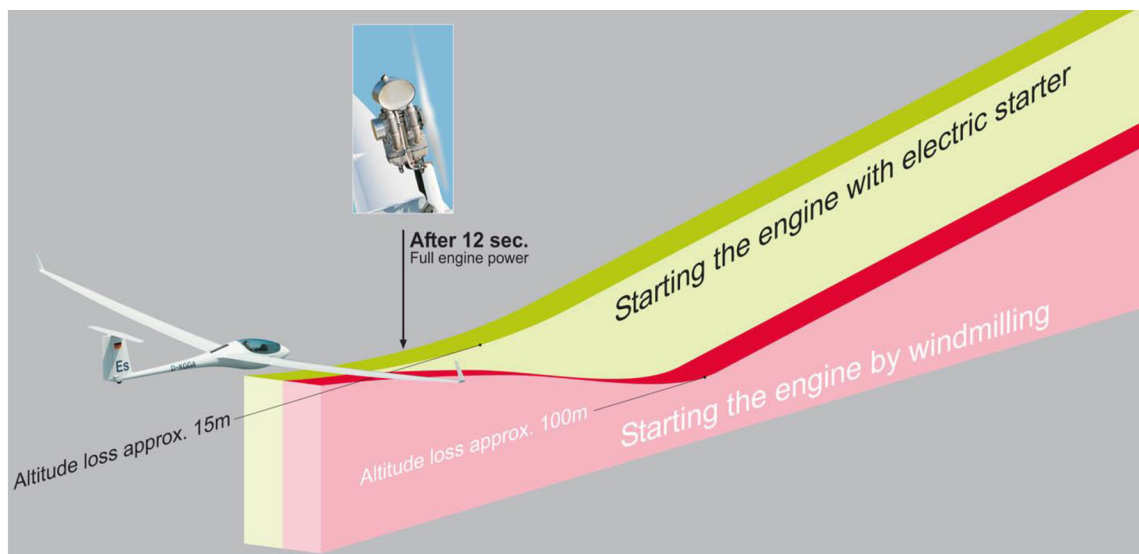
Podľa *Pujmana* [20], pravdepodobne prvým motorizovaným vetroňom vyrábaným na území Československa bol dvojmiestny vetroň EL-2 Šedý vlk inžiniera Ludvíka Elsnice. Tento vetroň bol od počiatku vyvíjaný s možnosťou motorizácie s pomocným motorom pripevneným najskôr v gondole nad baldachýnovým krídlom, neskôr k prednej časti trupu. Prvý motor bol upravený motocyklový motor Blackburn, ktorý ale nevyhovoval najmä z dôvodu nespoľahlivosti. Ostatné kusy boli motorizované leteckými dvojvalcovými plochými motormi Walter Atom a dvojvalcovým invertným motorom Pejšek JPK-20. Z celej série boli motorizované pravdepodobne 3 - 4 kusy. Ďalší vývoj a výrobu zastavila nemecká okupácia [20].

Neskôr, v šesťdesiatych rokoch, postupne prebiehali hlavne pokusy o motorizovanie vetroňa L-13 Blaník. Prvým pokusom o jeho motorizáciu, bolo v šesťdesiatych rokoch, umiestnenie leteckého dvojvalcového invertného motora Walter A o výkone 16 kW do gondoly nad trup v spojení s dvojlístou pevnou vrtuľou [4]. Neskôr pokračovali pokusy v motorizácii Blaník pomocou motorov Jawa a Trabant. Všetky tieto koncepcie boli nezaťahovateľné najmä z dôvodu, že pri zaťahovacej konfigurácii by sa vetroň stal jednomiestnym. Zďaleka najdôležitejším motorovým vetroňom vyvinutým u nás bol L-13 SE/SW Vivat. Vivat vznikol ako lietadlo kategórie TMG výrazným prekonštruovaním

z L-13 Blaník. Poháňaný bol štvorvalcovým invertným motorom Walter Mikron III s výkonom 48 kW [4].

Obdobným postupom prebiehal vývoj motorových vetroňov aj v ostatných krajinách, kde však bola časom snaha pohonný systém zatahnuť do trupu, alebo inak vhodne znížiť aerodynamický odpor najmä v čase, keď sa pohon nepoužíval. Zatiahnutie celej pohonnej sústavy, t. j. motora s vrtuľou, prípadne reduktora, predstavuje vzhľadom na jej hmotnosť významný problém z hľadiska vztyčovacieho mechanizmu, posunutia ťažiska a zaistenia celého pylónu. Čiastočne tento problém rieši oddelenie motora od vrtule, kde motor ostáva fixovaný v trupe a teda jeho poloha sa nemení. Prevod výkonu z motora na vrtuľu je štandardne riešený remeňom (príp. hriadeľom alebo iným typom prevodu). Vztyčovanie a zaťahovanie pylónu je dnes zväčša riešené automaticky, pričom doba spúšťania, od vysunutia pohonu do roztočenia vrtule, sa znížila na 12 až 20 sekúnd. Celú pohonnú jednotku je možné z vetroňa v prípade potreby vymontovať, pričom sa jedná o bežný úkon údržby. Moderné modely vetroňov sú od začiatku navrhované so zreteľom na pohonnú jednotku, preto je možné čistý vetroň prebudovať po čase na motorový bez významných zmien v konštrukcii [24].

Motory je možné spúšťať buď elektrickým štartérom, na stlačený plyn, alebo pomocou roztočenej vrtule od nabiehajúceho prúdu vzduchu (tzv. windmilling), čo možno vidieť na obrázku č. 3. Pre toto spustenie motora je nutné zvýšiť rýchlosť vetroňa, čo v praxi znamená väčšiu stratu výšky a dlhší proces spúšťania [25]. Dnes sa ako spaľovacie motory používajú čoraz častejšie rotačné motory typu Wankel. Tie majú výhodu vyššieho výkonu pri menšom objeme a nižšej hmotnosti. Zároveň dosahujú nižšej hlučnosti a nižších vibrácií. Jednou z firiem vyrábajúcich rotačné motory na použitie vo vetroňoch je rakúska firma Austro Engine [19].



Obrázok č. 3: Rozdielne spôsoby spúšťania piestového motora [26]

Jedným z typov spaľovacích motorov je pomocný prúdový motor, ktorý možno vidieť na obrázku č. 4. Toto riešenie v súčasnosti naberá na popularite. Na rozdiel od

piestového alebo elektrického motora s vrtľou, ktoré sa vysúvajú pákovým spôsobom rotáciou okolo osi Y, prúdový motor sa vysúva buď podobnou rotáciou okolo osi Y, alebo iba v smere osi Z. Vďaka tomu je zmena ťažiska lietadla pri vysunutej a zasunutej pohonnej sústave minimálna. Prúdové motory pre vetrone sú vybavené riadiacou jednotkou, ktorá riadi celý proces spúšťania a vypínania motora. Pre použitie vo vetroňoch musí byť motor schopný rýchleho spustenia počas letu. Motor je nutné pred zatiahnutím do trupu nechať dochladieť v ráde jednotiek minút. Ako palivo je možné použiť bežnú naftu [23].

Priekopníkom tohto pohonu vo vetroňoch je juhoafrický výrobca Jonker Sailplanes spolu s výrobcom prúdovej pohonnej sústavy M+D Flugzeugbau, ktorí v súčasnosti vyprodukovali viac než 200 vetroňov vybavených prúdovým motorom. Ich pohon pre vetroň JS-3 váži 17 kilogramov pričom štandardne je vybavený nádržou pre 17 kilogramov paliva, čo dáva vetroňu dolet približne 150 kilometrov za ideálnych podmienok [21]. Na trhu existuje niekoľko výrobcov prúdových pohonných jednotiek, ktoré je možné použiť vo vetroňoch, či už v novostavbách, alebo ako retrofit. Jedným z výrobcov je aj firma PBS Veľká Bíteš, ktorej motor TJ100 je použitý v niekoľkých modeloch vetroňov (napr. HpH 304JS (obrázok č. 4), TeST TST-14 BonusJet, Arcus) a poskytuje ťah 1,25 kN. Tento motor bol vyvinutý a skúšaný na skúšobnej platforme tvorenej vetroňom L-13 Blaník [22]. Holandská firma PSR Jet System sa špecializuje na retrofit prúdového pohonu do už vyrobených vetroňov od väčšiny výrobcov vysokovýkonných vetroňov (Schempp-Hirth, DG, Alexander Schleicher, Rolladen-Schneider LS8, SZD Bielsko, Jonker Sailplanes, LAK, HpH) [23].

Výhodou prúdového pohonu pri motorových vetroňoch je nižšia hmotnosť pohonnej sústavy, nižšie vibrácie a menšia zmena ťažiska v porovnaní s piestovými motormi. Oproti pohonným sústavám s vrtľami poskytujú v podstate konštantný ťah v celom rozsahu rýchlostí vetroňa. Moderné prúdové jednotky používané vo vetroňoch sú zároveň spoľahlivejšie ako piestové. Nevýhodou je najmä vysoká spotreba paliva v porovnaní s piestovými motormi (až jednotky litrov za minútu). Po dobu dochladzovania pohonu je nutné letieť s vysunutou pohonnou jednotkou, čo sa po danú dobu prejaví vo vyššom odpore a teda zhoršených aerodynamických vlastnostiach [23].



Obrázok č. 4: Vetroň HpH 304 JS (Jet Sustainer) s pomocným prúdovým motorom [44]

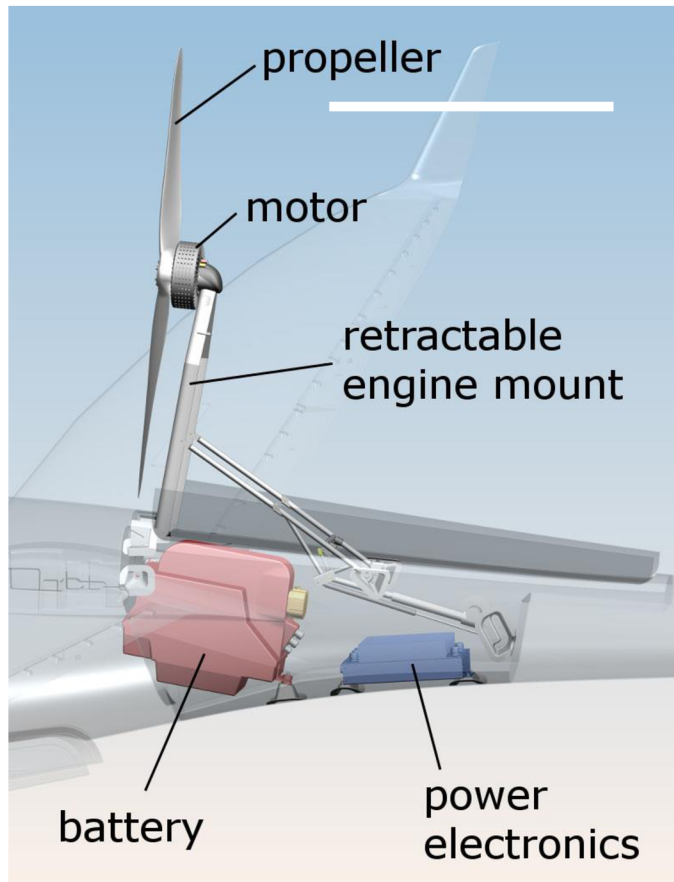
3.2 Elektrické motory

V súčasnosti na trhu prevažujú motorizované vetrone s elektrickým pohonom, napríklad vetroň firmy GP 15 JETA na obrázku č. 8. Ich rozšíreniu napomohol vývoj v oblasti elektromotorov, ale hlavne batérií. Oproti piestovým spaľovacím motorom majú nižšiu hlučnosť, nižšie celkové náklady na údržbu a prevádzku, nižšie miestne emisie, nízke vibrácie. Zároveň sú spoľahlivejšie, ich spustenie počas letu nie je viazané výškou, je rýchlejšie a jednoduchšie, čo sa určite podpíše aj na psychickej pohode pilota v situácií, keď je potrebné motor použiť. Naopak, zároveň môže viesť k prílišnému spoliehaniu sa na pohon ako zálohu a tým pádom môže viesť k vyššiemu riskovaniu pilota. Na rozdiel od piestových motorov sa pri nich neobjavuje pokles výkonu s výškou [25, 27]. V prípade dvojmiestnych vetroňov, je možné vybaviť obe miesta ovládaním pohonu [27].

Na rozdiel od piestového motora, elektromotor poskytuje väčšinu krútiaceho momentu nezávisle od otáčok. Otázka hmotnosti je diskutabilná. Samotný elektromotor je ľahší ako spaľovací motor a tiež nie je nutné pre prevod sily z motora na vrtuľu použiť remeň (prípadne iný druh prevodu). Vzhľadom na nižšiu hmotnosť motora sa pri vysunutí motora nemení ťažisko tak veľmi ako pri vysunutí celého spaľovacieho motora.

Problém posúvania ťažiska rieši pohon typu FES. Batérie sú zväčša umiestnené v trupe a ich polohu je možné pri návrhu vetroňa (alebo pri jeho dodatočnej montáži) využiť na vyváženie lietadla resp. vyváženie pohonnej sústavy. Takto umiestnené batérie (obrázok č. 5) je možné po lete fyzicky vybrať a umiestniť ich na nabíjacie zariadenie [27].

V prípade novostavby je možné batérie umiestniť taktiež do krídel, čo v súčasnosti využíva napríklad firma Alexander Schleicher pri ich AS 33 Me na obrázku č. 6 [25]. Tieto batérie sa nabíjajú na zemi cez špeciálne bezpečnostné konektory v trupe. V súčasnosti sa používajú najmä lítiové batérie (Li-Ion,, Li-Fe-PO4 a iné), v minulosti boli tiež používané batérie na niklovom základe [11].



Obrázok č. 6: Umiestnenie prvkov elektrickej pohonnej sústavy s výklopným elektromotorom a batériami v trupe [27]

hmotnosť regulácie nízka a z hľadiska hmotnosti celého pohonu takmer zanedbateľná [12].

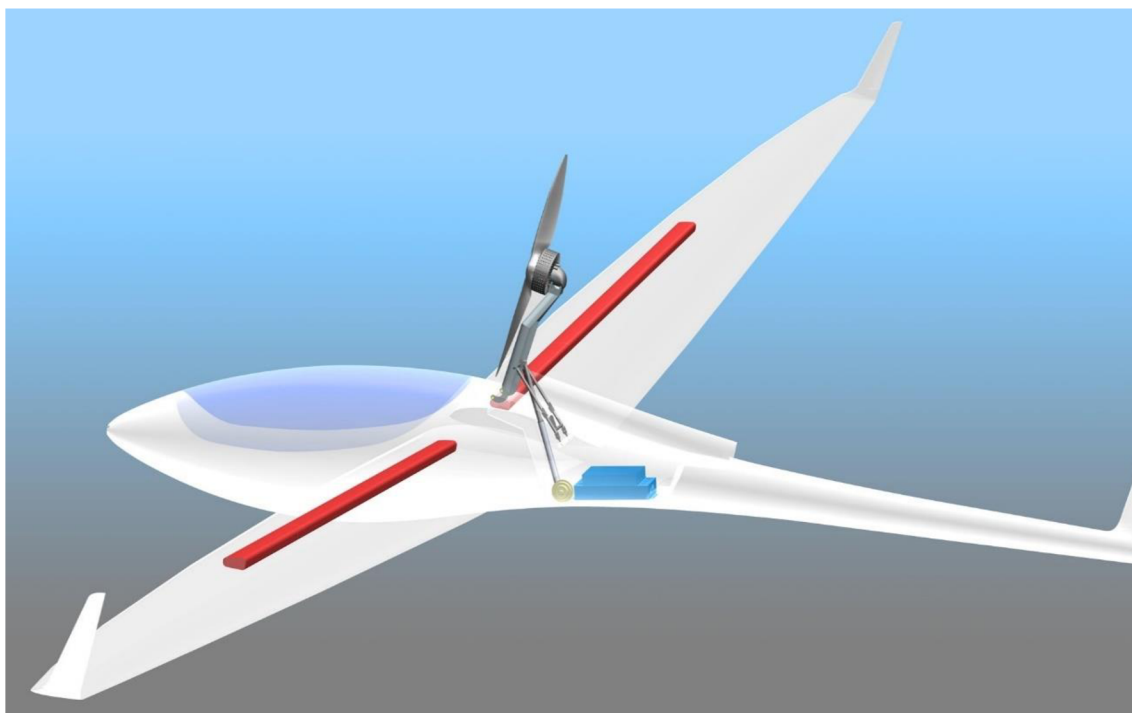
Pokusne boli skúšané aj možnosti dobíjania batérií regeneráciou pomocou vysunutej vrtule so zmenšeným uhlom stúpania vrtule pri lietaní v stúpavých prúdoch. Základom bola myšlienka jednoduchšej, spoľahlivej a lacnej prestavby existujúceho staršieho vetroňa bez pohonu na pohon pomocou BLDC elektromotora. Tento motor bol použitý aj pre skutočnosť, že elektrický motor typu BLDC má oveľa menšie vnútorné odpory. Pomocou pokusov a výpočtov v brazílskej štúdií zverejnenej v časopise *Technical Soaring* [11] bolo dokázané, že tieto batérie je možné čiastočne dobíjať počas letu, keď ofukovaná vrtuľa roztáča elektromotor v generátorovom režime. Pri štúdií boli použité

Najpoužívanejšími motormi sú dnes elektromotory typu BLDC (Brushless Direct Current Motor). Tieto motory sú budené elektricky, majú vyššiu efektivitu (v letecktvie používané elektromotory majú účinnosť 90 - 97% zriedkavo aj viac) a zároveň nižšie náklady na prevádzku a údržbu v porovnaní s kontaktne budenými elektromotormi a hlavne spaľovacími motormi. Aby bolo možné motor roztočiť, elektronický kontrolný systém (komutátor/regulátor) skokovo prepína zmysel smeru prúdu vo vodiči. Je nutné preto pomocou senzorov poznať polohu jednotlivých magnetov voči statoru. Kontrolný signál udáva informáciu pre systém pulzne šírkovej modulácie (PWM – Pulse Width Modulation), ktorá na základe dĺžky impulzov reguluje charakteristiky motoru. Impulzy sú obdĺžnikového tvaru. Táto regulácia pracuje s minimálnymi stratami a v súčasnosti je

dve za letu staviteľné vrtule (dvojlistá o priemere 1,9 metra a trojlistá o priemere 1,8 metra), elektromotor o výkone 25 kW a vetroň SZD-42 Jantar 2 Standard. Podľa štúdie bol zvýšený súčiniteľ odporu c_{D0} z 0,01 na hodnotu približne 0,0122 v ideálnom režime pri dvojlistej vrtuli. Klzávosť bola znížená z hodnoty približne 36 na hodnotu približne 33. Z výsledkov štúdie je zrejmé, že energiu nutnú na vzlet a stúpanie do výšky 600 metrov, je možné regenerovať počas približne 20 minútového letu rýchlosťou 95 km/h, kedy pohonná sústava pracuje v generátorovom režime [11]. V praxi je však tento spôsob prakticky vylúčený snahami každého pilota vetroňa o výkonný let s čo najnižším odporom.

V porovnaní so spaľovacími motormi majú batérie omnoho nižšiu energetickú hustotu ako palivo pre spaľovacie motory (0,2 - 0,35 kWh/kg pre Li-Pol a Li-Ion batérie oproti približne 13 kWh/kg pre benzín), pričom počas letu, pri bežiacom motore, pri spotrebovávaní ich energie, ostáva hmotnosť celého lietadla rovnaká [12]. Hmotnosť batérií pri bežnom klzavom lete nie je nutne na škodu pretože môže suplovať časť vodného balastu. Pri pohone s konfiguráciou self-launch je ale nutný vyšší výkon motoru, pokiaľ chceme zachovať hmotnosť vodného balastu, prípadne zmenšiť objem nádrží na vodný balast o hmotnosť batérií. Pre vyššiu výdrž resp. dlhší dolet, sa rozdiel v hmotnosti batérií a ekvivalentného paliva pre spaľovací motor iba zväčšuje. Ďalšou nevýhodou je dĺžka nabitia batérií, ktorá sa pohybuje v rádoch hodín v prípade úplného vybitia.

Celý systém je v dnešnej dobe riadený automaticky cez riadiacu jednotku. Batéria a jej stav počas prevádzky a nabíjania je riadená pomocou BMS (Battery Management System), ktorý sleduje parametre batérie (prúd, napätie, teplota, atď.) a v prípade prekročenia hraničných hodnôt batériu a celý pohon bezpečne odstaví. Vďaka tomu je možnosť prebitia alebo naopak hlbokého vybitia, prípadne iného prekročenia prevádzkových predpisov minimalizovaná. Batéria sa skladá z viacerých článkov, ktoré sú prepojené navzájom jednotlivými konektormi, ktoré sú schopné v prípade skratu zafungovať ako poistka. Každá batéria, resp. elektrický pohonný systém, je vybavená hlavným ističom, odpojújúcim celú batériu od systému pre prípad údržby [27].



Obrázok č. 5: Rozmiestnenie batériových článkov v krídle vetroňa AS 34 Me [28]

Vetrone s elektrickým pohonom je možné deliť do dvoch kategórií. Jednou sú tzv. Self-Launch motorizované vetrone, čo sú vetrone, ktoré sú vybavené dostatočne silným motorom pre samostatný vzlet. Vetrone tejto koncepcie sú zväčša vybavené pohonom na pevnom alebo zaťahovacom pylóne za kabínou, vďaka čomu nepotrebujú výraznejšie úpravy podvozku kvôli bezpečnej vzdialenosti vrtule od povrchu. Majú silnejšie motory (zväčša 30 kW a viac) spojené s vrtulami o väčšom priemere ako udržovacie motory (priemer 1,5 - 1,9 metra) [24, 25, 26, 27, 28]. Tento pohon môže byť však tiež použitý ako udržovací v prípade potreby. V súčasnosti sa objavujú prvé koncepcie (LAK 17C FES) Self-Launch vetroňov so zabudovaným pohonom v prednej časti lietadla ako pri pohone typu FES [29]. Druhou kategóriou sú tzv. Sustainery, čo sú udržovacie motory slúžiace ako poistka pri nepriaznivých podmienkach, aby pilot nemusel pristávať mimo letiska. Sustainery sú spaľovacie (piestové a prúdové) a elektrické motory o menšom výkone (typicky 18 - 25 kW), ktorý im neumožňuje za štandardných podmienok samostatný vzlet. Vybavené sú vrtulou o menšom priemere ako Self-Launch vetrone (typicky 1 - 1,25 metra) [12, 30, 31, 33,].

Špeciálnou kategóriou elektrických pohonov je pohon typu FES (Front Electric Sustainer/Self-Launcher). Prvou firmou, ktorá začala komerčne vyrábať pohon typu FES, je slovinská firma LZ Design, ktorá si celý pohonný systém navrhla od základov sama. Tvar prednej časti motora je možné tvarovať pre použitie v rôznych modeloch vetroňov. Motor má nominálny výkon 20 kW, pričom maximálny výkon je 22 - 23 kW. Vrtule sú veľmi ľahké (hmotnosť listu približne 260 gramov), z uhlíkového kompozitu, vyrobené ako sklopné, dvojlisté. Možno ich vidieť na obrázku č. 7. Ich tvar spolu s vrtulovým kužeľom môže byť prispôbený konkrétnemu modelu vetroňa. Interval prehládok vrtulí

a unášača je 50 hodín. Vrtuľový kužel je vybavený centrálnym otvorom, ktorý slúži na chladenie motora a na vetranie kabíny. Tento otvor je možné v prípade vypnutého motora z kabíny uzavrieť. Ich otvorenie zabezpečuje odstredivá sila pri otáčaní motora, sklopenie listov vrtule nastáva po vypnutí a zabrzdení motora pomocou odporu vzduchu. Listy vrtule sú pri zabrzdennom motore vždy v horizontálnej polohe [30]. Ich odpor je preto minimálny. Veľkou výhodou tohto typu pohonu je okamžitý nástup výkonu a rovnako v postate okamžité zníženie odporu po vypnutí motora, pretože nie je potrebné pohonný systém vysunúť resp. zasunúť do trupu.



Obrázok č. 6: Listy vrtule z pohonu FES firmy LZ Design [30]

Batérie sú tvorené dvoma batériovými súbormi od výrobcu Kokam, zapojenými do série. Každý obsahuje 14 Lítiových (LiMnNiCoO₂) článkov v sérii, dokopy o kapacite 4,2 kWh. Tieto súbory batérií sú v obale odolnom vysokým teplotám, umiestnené sú v spevnenej časti trupu za nosníkmi krídel [30]. V súčasnosti sa začína rozširovať umiestnenie batérií do krídel [25], čo možno vidieť na obrázku č. 6. Každý súbor batérií váži 15,7 kg. Batérie sú zároveň používané aj pre napájanie palubných prístrojov, pričom je zabezpečený dostatok energie pre prístroje aj v prípade nedostatku energie pre motor. Riadiaca jednotka má názov FCU (FES Control Unit), pričom riadi a zobrazuje na malom displeji všetky potrebné parametre pohonu (výkon, napätie, prúd, zostávajúcu kapacitu batérie, zostávajúci čas výdrže, údaje o motore a batériách, atď.). V súčasnosti je k dispozícii aj verzia Self-Launcher vybavená motorom o výkone 36 kW, vrtuľou o priemere 1,2 metra a kapacite batérie 5,5 kWh [30]. V Českej republike má v ponuke pohon typu FES firma MGM Compro, ktorá tento systém vyvinula v spolupráci s poľským výrobcom vetroňov GP Gliders pre ich vetroň GP 11 Pulse a elektropohon používa aj vo vetroňi GP 15 JETA (obrázok č. 8) [33].

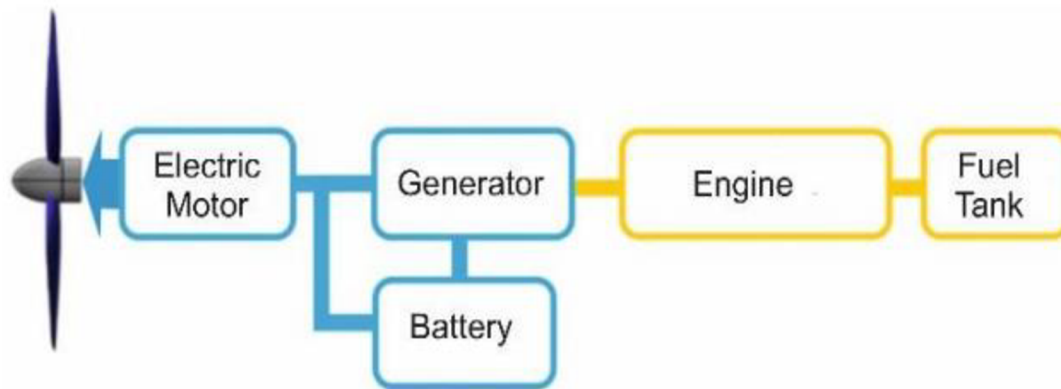


Obrázok č. 7: GP 15 JETA s elektropohonom [45]

3.3 Hybridné pohony

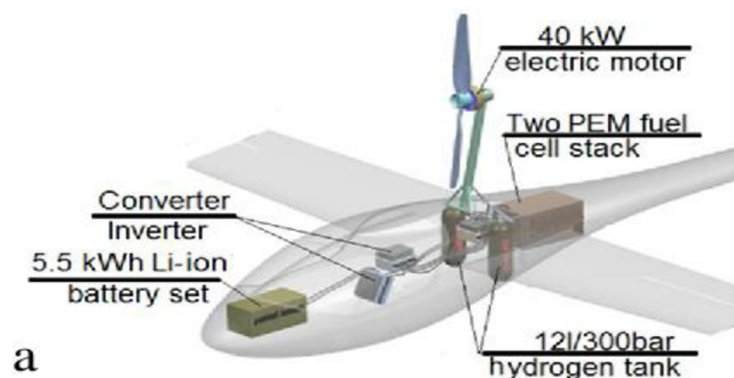
Základnou nevýhodou elektrického pohonu pre lietadlá je hmotnosť batérií pri ich malej energetickej hustote. To výrazne obmedzuje výdrž a dolet lietadla. Lietadlu so spaľovacími motormi počas letu hmotnosť klesá a teda pre stúpanie alebo výkonnostne náročné manévry potrebuje s postupujúcou dĺžkou letu čoraz menej energie. Pri elektrických lietadlách, hmotnosť batérií ostáva počas celého letu rovnaká. Kým sa vývoj batérií posunie dostatočne dopredu aby mali batérie aspoň približujúcu sa energetickú hustotu, je možné čiastočne tento problém riešiť hybridným pohonom podobným ako v automobilovom priemysle. Pri hybridnom pohone spaľovací motor nie je priamo kineticky prepojený s vrtuľou. Zdrojom energie pre elektrickú časť pohonu sú batérie (o oveľa menšej kapacite ako pri čisto elektrickom lietadle) a spaľovací motor pracujúci v režime generátora. Spaľovací motor pracuje v rámci najväčšej efektivity a dobíja a udržuje batérie, z ktorých je odoberaná energia pre pohon. Batérie zároveň slúžia ako zásobáreň energie, ktorá sa využije pri potrebe zvýšeného výkonu [8] Základnú schému hybridného pohonu možno vidieť nižšie na obrázku č. 9.

Schému hybridného pohonu možno vidieť na obrázku č. 9. Ideálnym motorom pre toto použitie je rotačný Wankelov motor, vďaka vysokému pomeru výkon - hmotnosť, vysokému krútiacemu momentu a nízkym vibráciám. Podľa poľskej štúdie z Technickej Univerzity v Rzeszove [8], hybridné pohony sú schopné poskytnúť približne 4 krát viacej energie pre lietadlo s približne päťnásobným zväčšením doletu pri zachovaní rovnakej vzletovej hmotnosti.



Obrázok č. 8: Základná schéma hybridného pohonu [46]

V súčasnosti sú vo vývoji a vo fáze testovania hybridné pohonné sústavy a pohonné sústavy s vodíkovými článkami. Jedným z takýchto pokusov je projekt združenia poľských univerzít [9]. Ich vetroň AOS-H2 bol vybavený elektromotorom o výkone 40 kW na pevnom pylóne. Elektromotor je napájaný z batérií typu Li-Ion o kapacite 5,5 kWh. Tieto batérie sú napájané pomocou palivového článku o výkone 10 kW zloženého z dvoch modulov zapojených do série. Vodík je uchovávaný v dvoch 12 litrových kompozitových nádržiach pod tlakom 300 barov, čo zodpovedá zásobe na približne 50 minút letu. Celý systém je riadený pomocou EMS (Energy Management System). Celý systém musí byť externe chladený vzduchom pomocou ventilátora, pričom pri pokusoch bol využitý ventilátor s výkonom 1400 W [9]. Vzhľadom na legislatívne prekážky prebehli len pozemné testy. Schému hybridného vodíkoveho pohonu možno vidieť na obrázku č. 10 [9].



Obrázok č. 9: Schéma hybridného pohonu vetroňa AOS-H₂ [9]

3.4 Analýza pohonu

Jedným z cieľov práce bol výber elektrického pohonu. Ostatné druhy pohonov (spaľovacie, hybridné), neboli preto ďalej v tejto práci brané do úvahy.

V prípade pohonu pomocou motora na sklopnom pylóne, by motor, koreň pylónu a sklopný mechanizmus tohoto ramena musel byť umiestnený v centroláne a otvor na

toto rameno by zasahoval do chvostovej časti. V rámci konštrukcie by bolo nutné po celej dráhe pylónu vytvoriť otvor pre tento pylón. Otvor by zasahoval hlavne do konštrukcie chvostovej časti, ktorá je tvorená plechovou rúrou. Zároveň by tento otvor prechádzal priamo cez miesto napojenia plechovej chvostovej časti do trubkovej konštrukcie centroplánu [10]. S ohľadom na veľkosť zásahu do konštrukcie by bolo potrebné minimálne výrazné zosilnenie konštrukcie v okolí otvoru, prípadne by zníženie tuhosti mohlo dosiahnuť až úplnú nemožnosť tohto riešenia.

V prípade umiestnenia pohonu na pevnom pylóne by došlo k výraznejšiemu poklesu výkonov, z dôvodu zvýšeného odporu pylónu, ako pri použití pohonu typu FES. Prípadné čiastočné zníženie odporu by mohlo byť dosiahnuté použitím sklopných vrtúl.

V prípade pohonu umiestneného v prednej časti, je možné hovoriť o pohone typu FES (Front Electric Sustainer/Self-Launcher). Odpadá zvýšenie odporu a hmotnosti od pylónu a nutnosť mechanizmu na vyklopenie pylónu. V prípade vetroňov, ako je VSO-10 Osa, ktoré sú týmto pohonom vybavené dodatočne, bez predchodzieho zreteľa na možnú montáž motora, je nutné aspoň overiť pevnosť konštrukcie kabíny, prípadne postaviť konštrukciu uchytenia motora vedenú z centroplánu alebo inej nosnej časti vetroňa. V prípade vetroňa VSO-10 Osa, je touto časťou trubkový centroplán [18, 10]. Odpor pri nepoužívaní pohonu je možné znížiť použitím sklopných vrtulí. Pri použití sklopných vrtulí je odpor celého vetroňa pri nepoužívaní pohonu len minimálne vyšší ako v prípade vetroňa bez pohonu.

Vzhľadom na zmiešanú konštrukciu vetroňa VSO-10 Osa a snahu o čo najmenší nárast odporu a pokles výkonov, bol zvolený koncept pohonu typu FES (Front Electric Sustainer/Self-Launcher) so sklopnou vrtulou.

4 Charakteristika lietadla VSO 10 Gradient

VSO 10 Gradient Osa je výkonný, jednomiestny, samonosný, hornoplošník zmiešanej konštrukcie so zaťahovacím podvozkom určený pre športové lietanie a pokračovací výcvik (obrázok č. 11). V dobe svojho vzniku sa jednalo o vysokovýkonný súťažný vetroň. Lichobežníkové krídlo je jednonosníkové, drevené, v trupe spojené dvoma čapmi. Poťah tvoria sendvičové panely s balzovou výplňou, koncové oblúky a nábežné hrany sú laminátové. Krídlo nie je vybavené vztakovými klapkami, aerodynamické brzdy sú typu Schempp-Hirth. Trup je zmiešanej konštrukcie, v prednej časti tvorený vystuženou laminátovou škrupinou, prechádzajúcou do trubkovej prútovinovej strednej časti. Zadná časť spolu s kýlovou plochou je tvorená duralovou škrupinou. Chvostové plochy sú v usporiadaní do T, celokovové, s kormidlami potiahnutými plátom. Pripojenie VOP je riešené hlavným závesom a predným pomocným závesom s výsuvným čapom. Podvozok je jednostopý, tvorený hlavným jednokolesovým, brzdeným, gumovými členmi odpruženým, plne zaťahovacím, dozadu zalamujúcim sa podvozkom a ostrohovým podvozkom tvoreným neodpruženým, nenatáčajúcim sa pevným kolieskom z plnej gumeny. Kabína sa otvára odklopením do strany. V priebehu výroby bolo vyrobených niekoľko kusov s označením VSO 10C, vybavených pevným podvozkom, ktoré boli vyvinuté pre splnenie predpisovej klubovej kategórie [18].

V tabuľke č. 1 sú uvedené základné technické dáta, v tabuľke č. 2 sú uvedené vybrané prevádzkové obmedzenia:

Tabuľka č. 1: Vybrané technické dáta [18]

	Značka	Rozmer	Jednotka
Rozpätie	b	15	m
Dĺžka	l	7	m
Výška	h	1,38	m
Prierez trupu	S_{tr}	0,405	m ²
Plocha	S	12	m ²
Štíhlosť	λ	18,75	-
Stredná geometrická tetiva	b_{SAT}	0,824	m
Maximálny súčiniteľ vztlaku	C_{L_max}	1,323	-
Maximálny súčiniteľ momentu	c_m	-0,0879	-
Mín. opadanie	-	0,64/0,67 (C)	m/s
Mín. rýchlosť opadania	-	73	km/h
Max. kĺzavosť	-	36/34 (C)	-



Obrázok č. 10: VSO 10B Gradient (Osa) pri pristátí [galéria autora]

Tabuľka č. 2: Vybrané prevádzkové obmedzenia [18]

Obmedzenie	Značka	Rozmer	Jednotka
Max. prípustná rýchlosť	V_{NE}	250	km/h
Max. prípustná rýchlosť v turbulencií	V_B	160	km/h
Pádová rýchlosť	V_S	68	km/h
Max. vzletová hmotnosť	M_{TOW}	380	kg
Prázdna hmotnosť	M	234	kg
Max. hmotnosť pilota	M_p	110	kg
Centráž	-	28 - 46	% b_{SAT}
Max. násobky - turbulencia (160km/h)	n	+5,5/-3,5	-
Max. násobky-kl'ud (250km/h)	n	+4,6/-2,6	-

4.1 Prehľad súčasnej konkurencie

V súčasnosti je na trhu niekoľko modelov od rôznych výrobcov. Vzhľadom na povahu diplomovej práce boli ako priama konkurencia brané len modely s pohonom typu FES. Tieto modely boli vyvinuté s časovým rozdielom 20 - 30 rokov po vetroni VSO-10 a sú špeciálne navrhnuté na inštaláciu pohonu FES, pričom pohon je inštalovaný už počas výroby. Z tejto skutočnosti je možné s vysokou istotou predpokladať, že dosahované výkony konkurencie by boli lepšie vo väčšine kategórií. Vzhľadom na technický vývoj, boli pre zníženie rozdielu vo výkonoch ako priama konkurencia porovnávané vetrone s rozpätím do 15 metrov. Ako konkurenčné vetrone boli zvolené nasledujúce typy: Diana 2 - FES (SZD 56-3), MiniLAK FES, GP 11E Pulse, Albastar 15 FES. Tieto vetrone majú rozpätie 13,5 resp. 15 metrov a dosahujú výkonov a parametrov čiastočne podobných s VSO-10 pričom ich ceny sú jedny z najnižších na trhu s novými vetronmi. Ich základné parametre sú uvedené v nasledujúcej tabuľke č. 3. Základné parametre pre VSO-10 FES sú vypočítané v nasledujúcich kapitolách. Cena je určená pre základnú variantu výbavy na základe informácií o výrobcov a zo špecializovaných portálov o plachtárskom letaní [18, 27, 31, 32, 33, 35].

Tabuľka č. 3: Porovnanie základných parametrov s konkurenciou [18, 27, 31, 32, 33, 35]

Typ	MiniLAK	Diana 2 - FES	GP 11 E Pulse	Albistar 15 FES	VSO-10 FES	Jednotky
Rozpätie	13,5	15	13,5	15	15	[m]
Pádová rýchlosť	83	60/82	65	62	72	[km/h]
Min. opadanie	-0,55	-0,45/-0,65	-0,53	-0,62	-0,67	[m/s]
pri rýchlosti	80	80/115	77	90	76	[km/h]
Rýchlosť stúpania	2,5	1,7	4,7	2,6	3,9	[m/s]
Kĺzavosť	39,5	52	39	42	32,5	[-]
pri rýchlosti	90-100	93/121	95	104	102	[km/h]
Max. výkon	23	26	20	23	25	[kW]
Kapacita batérií	4,2	5,5	4,73	4,2	3,5	[kWh]
MTOW	350	500	256	315	400	[kg]
Cena	77 000 (2017)	129 000	96 700	-	cca 17000	[€]

Na základe porovnania v tabuľke č. 3 možno konštatovať, že najsilnejším konkurenčným parametrom pre VSO-10 FES je jednoznačne cena. Z porovnáwanej päťice vetroňov sa jedná o druhý najťažší vetroň s druhým najväčším výkonom motora. Má najmenšiu kapacitu batérií, čo však vzhľadom na účel prestavby nie je problém. Najvýznamnejším negatívom VSO-10 FES voči konkurencií je najnižšia kĺzavosť, ktorá je oproti konkurencií o najmenej 7 bodov nižšia. Zároveň má najvyššiu rýchlosť opadania, pri nej sa však nejedná o taký významný rozdiel ako pri kĺzavosti. Pádová rýchlosť je v rozsahu priemeru konkurencie.

5 Predpisy

V rámci práce bol pohon a prestavba navrhovaná s ohľadom na predpis UL 2 časť I, t. j. pre Požiadavky letové spôsobilosti SLZ - Ultralehké letouny rižené aerodynamicky [14]. V rámci experimentálnej prestavby sa jedná o menej prísne, legislatívne a administratívne jednoduchšie riešenie ako návrh s ohľadom na predpis CS-22 [13]. Napriek tomu je v tejto kapitole uvedené porovnanie dôležitých častí predpisu pre túto prestavbu medzi predpismi UL 2 časť I a CS-22. Pre návrh nebol použitý predpis UL 2 časť VI, t. j. Požiadavky letové spôsobilosti SLZ - Ultralehké kluzáky, ultralehké motorové kluzáky, repliky historických kluzákov [15], pretože tento predpis je určený pre UL vetrone do maximálnej vzletovej hmotnosti 300 kg (resp. 450 kg v dvojmiestnej verzii), čo je nedostatočné, keďže VSO-10 Osa má maximálnu vzletovú hmotnosť 380 kilogramov a prestavba na verziu VSO-10 FES má maximálnu vzletovú hmotnosť 400 kilogramov. Preto boli použité len časti tohto predpisu, týkajúce sa priamo vetroňov, ktoré nie sú bližšie opísané v predpise UL 2 časť I. Vzhľadom na skutočnosť, že ide o prestavbu typu spĺňajúceho predpis CS-22, je možné zjednodušiť pre potreby tejto práce predpokladať, že pri nezmenených parametroch v rámci jednotlivých častí lietadla, možno predpisy týkajúce sa danej časti zanedbať. V nasledujúcej podkapitole sú uvedené hlavne tie predpisy v ktorých jednoznačne k zmene došlo. Celý analýza predpisov vychádza z vyššie uvedených troch predpisov [13, 14, 15]

5.1 Analýza potrebných predpisov

V úvode každého predpisu je uvedená základná definícia lietadla, pre ktoré je daný predpis určený. Predpis CS-22.1 je určený pre vetrone o maximálnej hmotnosti 750 kg (resp. pre motorové vetrone do hmotnosti 850 kg), predpis UL 2 § 1 je určený pre lietadlá s maximálnou hmotnosťou 600 kg.

Maximálna hmotnosť pilota, resp. pilota so záchranným padákom, pre jednomiestny vetroň podľa predpisu CS-22.25 aj UL 2 § 23 bod 2 nesmie byť nižšia než 110 kg. Najnižšia hmotnosť pilota musí byť vyššia ako 55 kg pre predpis CS-22.25, s možnou dodatočnou odnímateľnou záťažou podľa CS-22.31 pre pilota s nižšou hmotnosťou než 70 kg, resp. obdobne je určená minimálna hmotnosť pri predpise UL 2 § 23 bod 2 a to 70kg.

Pádová rýchlosť VSO je rovná pádovej rýchlosti VS1, pričom pre predpis CS-22.49 táto rýchlosť, pre pristávaciu konfiguráciu s maximálnou hmotnosťou a najnepriaznivejšou polohou ťažiska, nesmie prekročiť 80 km/h. Predpis UL 2 § 49 spolu s predpisom UL 2 § 1 bod 2 sú pri pádovej rýchlosti mierne benevolentnejší a pri rovnakých podmienkach ako v predpise CS-22.49 určujú rýchlosť VSO na maximálne 83 km/h.

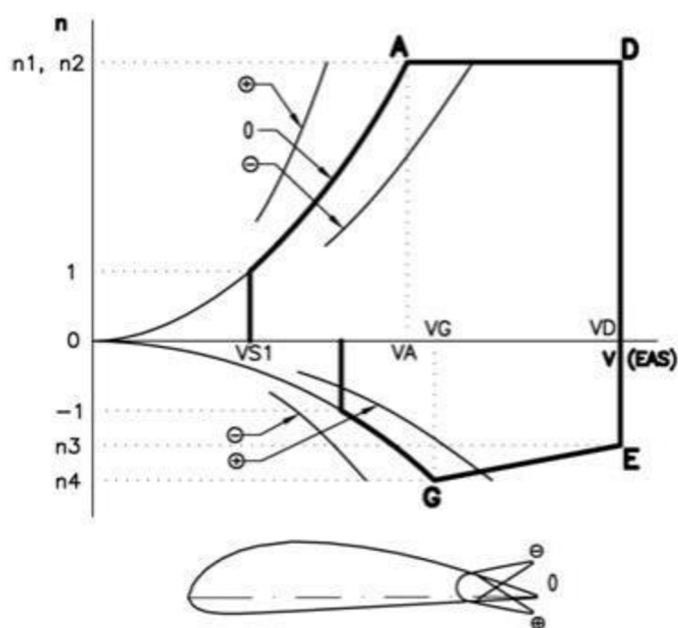
V prípade ďalšieho vývoja na verziu s možnosťou samostatného vzletu je podľa predpisu CS-22.51 vzdialenosť pre vzlet z kľudu do výšky 15 metrov maximálne 500 metrov z tvrdého, suchého, rovného povrchu. Pri predpise UL 2 § 51 je vzdialenosť vzletu

do 15 metrov definovaná ako 450 metrov zo suchého, rovného, nakrátko pokoseného trávniku.

Čas stúpania do výšky 360 metrov nad zemou podľa CS 22-65 pre motorový klzák nesmie presiahnuť viac než 4 minúty, pri použití vzletových klapiek, vzletového výkonu motora, zatiahnutom podvozku a klapkách krytu motora (ak je nimi vetroň vybavený) v polohe pre skúšku chladenia. Za obdobných podmienok je pri predpise UL 2 § 65 predpísaná stúpacia rýchlosť vyššia než 1,5 m/s. Vzhľadom na jeden z cieľov práce, kde je explicitne uvedená hodnota stúpajúcej rýchlosti ako 3 m/s, je možné predpokladať, že požiadavky na stúpajúcu rýchlosť budú splnené pre oba predpisy. Pre motorový vetroň schopný udržiavania hladiny letu musí byť stanovená maximálna nadmorská výška, ktorú je možné udržať.

Najmenšia rýchlosť opadania pri maximálnej hmotnosti, najnepriaznivejšom ťažisku a s vypnutým motorom nesmie, podľa predpisu CS 22-71, u jednosedadlového motorového klzáku presiahnuť 1 m/s.

Letová obálka je tvorená obratovou a poryvovou obálkou. Pre obratovú obálku musí lietadlo byť schopné podľa predpisu UL 2 § 337 a CS-22.337 (kategória Utility) zniesť po dobu aspoň 3 sekundy násobky podľa tabuľky č. 4 pre body podľa obrázka č. 12.

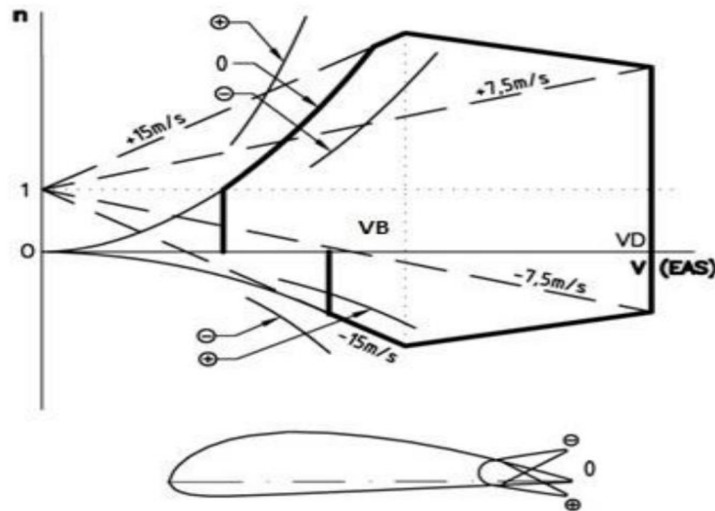


Obrázok č. 11: Obratová obálka z predpisu UL 2 § 333 [14]

Tabuľka č. 4: Násobky pre obratovú obálku [13, 14]

Násobok	CS-22	UL 2
N ₁	+5,3	+4,0
N ₂	+4,0	+4,0
N ₃	-1,5	-1,5
N ₄	-2,65	-2,0

Pre poryvovú obálku, platí pre predpis UL 2 § 333 aj CS-22.333, že pri návrhovej rýchlosti VB musí byť lietadlo schopné zniesť kladný (nahor) poryv a negatívny (nadol) poryv do veľkosti 15 m/s, ktorý pôsobí kolmo na dráhu letu a pri návrhovej rýchlosti VD musí lietadlo zniesť kladný a negatívny poryv do veľkosti 7,5 m/s pôsobiaci kolmo na dráhu letu. Poryvová obálka podľa predpisu je uvedená na obrázku č. 13.



Obrázok č. 12: Poryvová obálka podľa predpisu UL 2 § 333 [14]

Návrhové rýchlosti vzťahujúce sa na lietadlo v diplomovej práci a ich výpočet podľa predpisu UL 2 § 335 sú uvedené v kapitole 7. Poryvové násobky podľa predpisu UL 2 § 341 sú uvedené spolu s výpočtom rovnako v kapitole 7.

Motorová lóža spolu s uchyténím musí byť dimenzovaná podľa predpisu UL 2 § 361 a 363. Jej podrobnejší výpočet je uvedený v kapitole 7.

Vzhľadom na možnosť núdzového pristátia, lietadlo musí byť navrhnuté s ohľadom na to, aby každá osoba na palube bola ochránená pred účinkami zotrvačných síl podľa predpisu UL 2 § 561. V prípade správneho použitia bezpečnostných pásov musí mať osoba vysokú šancu uniknúť vážnemu zraneniu pri nezávislom pôsobení síl podľa tabuľky č. 5. Ich rozdiel oproti predpisu CS-22.561 je rovnako vyjadrený v tabuľke č. 5. Uchytenie batérií, ktoré možno definovať ako zaťaženie osamelými hmotami podľa predpisu UL 2 § 597, musí zniesť zaťaženie zotrvačnými silami podľa tabuľky č. 5 definovanej predpisom UL 2 § 561.

Tabuľka č. 5: Zaťaženie zotrvačnými silami podľa predpisov CS-22 a UL 2 [13, 14]

Smer zaťaženia	CS-22	UL 2
	násobok	násobok
	[-]	[-]
Nahor	7,5	4,5
Napred	15	9
Bočným smerom	6	3
Nadol	9	4,5

Podľa predpisu UL 2 § 786 musia byť pevné nosné časti konštrukcie kryté čalúnením aby osoba na palube bola chránená v prípade ľahkého núdzového pristátia. Podľa predpisu CS-22.786 je navyše podmienkou, že súčasti konštrukcie schopné preraziť prístrojový panel musia byť navrhnuté alebo umiestnené tak, aby nemohlo dôjsť ku zraneniu osôb na palube podľa CS 22.561 časť 2 (b).

Motorové vetrone so zaťahovateľnými pohonnými jednotkami alebo vrtuľami musia vyhovovať nasledujúcim podmienkam podľa predpisu CS-22.902:

- a) Zasunutie a vysunutie musí byť možné bez rizika poškodenia a bez zvláštnych zručností alebo vynaloženia veľkého úsilia alebo príliš dlhej doby.
- b) Zasúvací/vysúvací mechanizmus musí byť možné zaistiť v krajných polohách. Musia byť k dispozícii prostriedky informujúce pilota o tom, že tento mechanizmus je zaistený v danej polohe.
- c) Žiadne dvere resp. súčasti spojené s vysunutím/zasunutím nesmú brániť vysunutiu/zasunutiu a musia byť zaistené proti náhodnému otvoreniu.
- d) Zástavba musí byť navrhnutá tak, aby bolo zabránené vzniku požiaru teplom od motora alebo podobným nebezpečným podmienkam.
- e) Palivo ani mazivo nesmie v nebezpečnom množstve unikáť z motoru a jeho súčastí a príslušenstva, keď je pohonná jednotka v zasunutej polohe a počas vysúvania a zasúvania.

Predpis CS-22.903 a UL 2 § 903 je základným predpisom popisujúcim návrh, konštrukciu, skúšky a skúšobnú prevádzku motorov. Motor musí byť možné opätovne spustiť za letu. Ostatné časti predpisu sú definované pre piestové spaľovacie motory. Pre elektromotory v predpisoch nie je spomenutá žiadna forma skúšky, preto skúšku spoľahlivosti je nutné konzultovať s príslušným úradom.

Pre nezakrytovanú vrtuľu nesmie prekročiť minimálna vzdialenosť pri maximálnej hmotnosti, najnepriaznivejšej polohe ťažiska a nastavení listov vrtule podľa predpisu UL 2 § 925 aj predpisu CS-22.925, pričom zároveň musí spĺňať podmienky:

- a) Vzdialenosť vrtule od zeme je minimálne 170 mm pre podvozok s prednou podvozkovou nohu resp. 230 mm pre ostruhový podvozok, pričom táto vzdialenosť musí byť dosiahnutá vo vzletovej polohe alebo v polohe pri rolovaní, podľa toho, ktorá poloha je kritickejšia. Bezpečná vzdialenosť musí byť podľa UL 2 § 925 a CS 22-925 dosiahnutá aj pokiaľ je:
 1. kritická vzpera podvozku staticky zaťažená a pneumatika je bez tlaku
 2. alebo je kritická vzpera na doraze a pneumatika je staticky zaťažená.
- b) Musí existovať:
 1. radiálna vzdialenosť aspoň 25 mm medzi koncami listu vrtule a konštrukciou vetroňa plus ďalšia vzdialenosť, ktorá je nutná pre zamedzenie nebezpečných vibrácií.

2. Pozdĺžna vzdialenosť aspoň 13 mm medzi listami vrtule alebo vrtuľovými krytmi a stacionárnymi časťami vetroňa.
3. Preukázateľná vzdialenosť medzi ostatnými rotujúcimi časťami vrtule alebo aerodynamického krytu vrtuľovej hlavy a stacionárnymi časťami vetroňa.

Vzhľadom na predpis UL 2 § 1145 resp. CS-22.1145 a skutočnosti, že lietadlo má elektrický pohon, celý elektrický obvod od hlavnej zbernice je možné odpojiť samostatným spínačom umiestneným v dosahu pilota na palubnej doske podľa UL 2 § 1361 resp. CS-22.1631.

Otáčky vrtule musia byť podľa predpisu UL 2 § 1149 a CS-22.1149 obmedzené na hodnoty, ktoré účinne zaisťujú bezpečnú prevádzku za normálnych prevádzkových podmienok:

1. Behom vzletu a stúpania najlepšou stúpacou rýchlosťou, musí vrtuľa obmedziť otáčky motora na plnom výkone tak, aby sa neprekročili maximálne prípustné otáčky.
2. Pri klzaní rýchlosťou V_{NE} so zastaveným motorom, nesmie vrtuľa dosiahnuť takých otáčok, ktoré by prekročili 110% maximálnych prípustných otáčok motora alebo vrtule, pričom z nich je rozhodujúca nižšia hodnota.
3. Pre motorizované vetrone schopné vysunutia a zasunutia pohonnej jednotky behom plachtenia pri V_{PE} (maximálna rýchlosť s vyťahnutou pohonnou jednotkou resp. vrtuľou), vrtuľa nesmie umožniť, aby motor dosiahol viac než 110% maximálnych trvalých otáčok. Rýchlosť V_{PE} nesmie byť nižšia než $1,4 V_{S1}$.

Motor musí byť podľa predpisu UL 2 § 1191 a tiež CS-22.1191 izolovaný od ostatných častí lietadla protipožiarnou stenou, krytom alebo ekvivalentnými prostriedkami, pokiaľ to konštrukčné usporiadanie dovoľí. Protipožiarna stena resp. kryt musí mať takú konštrukciu, aby sa z motorového priestoru nedostalo do ostatných častí lietadla žiadne nebezpečné množstvo kvapaliny, plynu alebo plameňov. Protipožiarna stena resp. kryt musí byť žiarupevná a chránená proti korózií.

Každý elektrický vodič musí mať podľa predpisu UL 2 § 1365 resp. CS-22. 1365 dostatočný prierez a musí byť vhodne vedený, uchytený a pripojený tak, aby bol pokiaľ je to možné vylúčený vznik skratu a požiaru. Zároveň každé elektrické zariadenie musí mať zaistenú ochranu proti preťaženiu. Žiadne istiace zariadenie nesmie byť určené pre viac ako jeden okruh dôležitý pre letovú bezpečnosť. Pri predpise CS-22.1365 je ešte požiadavka, že pokiaľ nemá každá zástavba vedenie od batérie k ochrannému zariadeniu obvodu, alebo k hlavnému vypínaču, podľa toho čo je bližšie k batérii, prenosovú kapacitu dostatočnú k tomu, aby v dôsledku skratu nevznikla nebezpečná porucha, musí byť dĺžka kábla chránená alebo vedená vzhľadom k častiam motorového klzáku tak, aby bolo nebezpečenstvo skratu minimalizované.

Všetky rýchlosti musia byť stanovené ako indikované rýchlosti IAS. Maximálna rýchlosť V_{NE} podľa predpisu UL 2 § 1505 a CS-22.1505, nesmie prekročiť 90%

maximálnej rýchlosti V_{DF} preukázanej letovými skúškami. Rovnako maximálna rýchlosť V_{DF} , preukázaná letovými skúškami, nesmie prekročiť maximálnu návrhovú rýchlosť V_D . Podľa UL 2 § 1507 a CS-22.1507, obratová rýchlosť nesmie prekročiť návrhovú obratovú rýchlosť V_A , podľa predpisu UL 2 § 335, resp. CS-22.335.

Podľa CS.22-1513 a UL2-VI § 1513 musí byť stanovený rozsah rýchlostí letu pri vysunutí a zasunutí pohonnej jednotky spolu so všetkými súvisiacimi obmedzeniami.

Podľa UL 2 § 1517 maximálna prípustná rýchlosť v silnej turbulencii V_{RA} nesmie prekročiť návrhovú rýchlosť V_B určenú pre maximálne požiadavky na poryv za letu, stanovenú podľa predpisu UL 2 § 333, bod 3.

Hmotnostné a ťažiskové obmedzenia sú podľa UL 2 § 1517 resp. CS 22-1519 nasledujúce:

1. Maximálna hmotnosť určená podľa UL 2 § 25 resp. CS 22.25 sa musí stanoviť ako prevádzkové obmedzenie.
2. Pre CS 22-1519 musí byť stanovená hmotnosť nevztlakových konštrukčných súčastí.
3. Rozmedzie polôh ťažiska určeného podľa UL 2 § 23 resp. CS 22.23 musí byť stanovené ako prevádzkové obmedzenie.
4. Prázdna hmotnosť a odpovedajúce polohy ťažiska musia byť určené podľa predpisu UL 2 § 29 resp. CS 22.29.

Vzhľadom na predpis CS-22.1585, bod h), je nutné definovať vzletové vzdialenosti podľa CS-22.51, pokiaľ nie je vetroň klasifikovaný ako vetroň schopný udržať hladinu letu. V takom prípade musí byť v kapitole Obmedzenia v Letovej príručke uvedené prehlásenie, že vetroň nie je schválený pre vzlety výhradne pomocou vlastného výkonu. V tomto prehlásení musí byť tiež vyjasnené, ktoré konfigurácie sú pre vzlet schválené. Podľa bodu j), je pre motorové vetrone schopné udržať hladinu letu nutné definovať maximálnu nadmorskú výšku, ktorá môže byť udržiavaná.

Skúška upevnenia listov musí byť vedená podľa CS.22-1935. Usporiadanie vrtuľovej hlavy a upevnenie listov vrtule s odnímateľnými listami, musí byť podrobené zaťaženiu rovnému dvojnásobku odstredivej sily, ktorá vzniká pri maximálnych otáčkach (mimo prechodné prekročenie otáčok), pre ktoré je požadované schválenie alebo pri maximálnej regulovanej rýchlosti otáčania, pričom spôsob je určený podľa vhodnosti. Túto požiadavku je možné splniť buď rotačnou skúškou alebo statickou skúškou ťahom.

6 Výpočet výkonov

Pre návrh pohonu je nutné najprv poznať požadované výkony. Pre výpočet výkonov v tejto kapitole bola používaná predovšetkým literatúra [5, 6, 7]. Vzhľadom na určené ciele diplomovej práce je nutné vybrať dostatočne výkonný pohon pre udržanie stúpacej rýchlosti aspoň 3 m/s vo výške 500 metrov podľa ISA. Možno predpokladať, že tento pohon bude pre horizontálny let značne premotorovaný, avšak v prípade reálnej prevádzky lietadlo nelieta len v kľudnom vzduchu. V prípade použitia pohonu navrhovaného pre dané lietadlo sa dá predpokladať, že pohon bude mnohokrát použitý najmä ako záchrana. Piloti vetroňov z vlastnej skúsenosti vedia, že klesavé prúdy majú často hodnotu jednotiek metrov za sekundu. V situácií, keď bude vetroň v klesavom prúde vzduchu, kde od pozitívnej stúpacej rýchlosti bude nutné odpočítať opadanie spôsobené okolitými podmienkami, určite každý plachtár ocení vyššiu výkonovú rezervu. Táto výkonová rezerva zároveň slúži ako základ v prípade budúceho rozvoja na verziu so samostatným vzletom, pričom pre potrebu samostatného vzletu je na konci tejto kapitoly uvedená podkapitola s výpočtom potrebnej dĺžky vzletovej dráhy. Všetky výpočty letových výkonov sú potom podrobnejšie uvedené v priloženej elektronickej prílohe A v programe Excel a sú označené písmenom A.

6.1 Potrebné výkony a ich výpočet

V rámci výpočtu výkonov je na počiatku výpočtov nutná znalosť niektorých základných parametrov. Z tabuľky č. 1 a č. 2 je možné prevziať väčšinu základných údajov. Vzhľadom na neznalosť Oswaldovho súčiniteľa e a súčiniteľa odporu pri nulovom vztlaku c_{D0} , bol tento súčiniteľ prevzatý z literatúry a porovnaný s podobnými typmi vetroňov [8, 11]. Podľa literatúry [8, 11] bol zvolený súčiniteľ odporu pri nulovom vztlaku c_{D0} o hodnote 0,011 a Oswaldov súčiniteľ e o hodnote 0,8. Atmosférické parametre sú založené na prepočte hodnôt ISA (International Standard Atmosphere) pre danú výšku. Výkony boli počítané pre podmienky cieľovej výšky 500 metrov. Pri výpočte výkonov bola zohľadnená aj možnosť samostatného štartu (tzv. Front Electric Self-Launcher), hoci samostatný štart je mimo cieľov diplomovej práce. V nasledujúcich kapitolách sú popísané výpočty výkonov v jednotlivých fázach letu.

6.1.1 Ustálený horizontálny let

Výšky letu: $H_1 = 0$ m, $H_2 = 500$ m, $H_3 = 1\,000$ m, $H_4 = 2\,000$ m, $H_5 = 3\,000$ m

Keďže v cieľoch práce je uvedená ako cieľová výška 500 metrov, je nutné si niektoré údaje pre túto výšku vypočítať, pričom ich hodnotu možno overiť tabuľkami v zdroji [7]. Teplotu pre danú výšku je možné vypočítať pomocou vzorca:

$$\begin{aligned} T &= T_0 - (0,0065 * H) && (5.1) \\ T &= 288,15 - (0,0065 * 700) = 283,6 && [\text{K}] \\ &= 10,45 && [^\circ\text{C}] \end{aligned}$$

kde: T - teplota pre danú výšku [K]
 T_0 - teplota v nulovej výške podľa MSA [K]
 H - výška [m]

Hustotu vzduchu je potom možné vypočítať podľa vzorca [7]:

$$\rho = \rho_0 \cdot \left(\frac{T}{T_0}\right)^{4,256} \quad (5.2)$$

$$\rho = 1,225 \cdot \left(\frac{284,9}{288,15}\right)^{4,256} = 1,1673 \quad \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right]$$

kde: T - teplota pre danú výšku [K]
 T_0 - teplota v nulovej výške podľa MSA [K]
 ρ - hustota [kg/m³]
 ρ_0 - hustota v nulovej výške podľa MSA [kg/m³]

Tlak pre danú výšku je potom možné vypočítať pomocou vzorca [7]:

$$p = p_0 \cdot \left(\frac{T}{T_0}\right)^{5,256} \quad (5.3)$$

$$p = 101325 \cdot \left(\frac{284,9}{288,15}\right)^{5,256} = 95461 \quad [\text{Pa}]$$

kde: T - teplota pre danú výšku [K]
 T_0 - teplota v nulovej výške podľa MSA [K]
 p - tlak [kg/m³]
 p_0 - tlak v nulovej výške podľa MSA [kg/m³]

Vzhľadom na to, že vetroň je vybavený elektromotorom, výkon motora sa s výškou nemení. Hodnoty tlaku a výkonu pre jednotlivé výšky sú uvedené nižšie v tabuľke č. 6.

Tabuľka č. 6: Tabuľka so závislosťou výkonu motora od výšky

H	0	500	1 000	2 000	3000	m
ρ	1,225	1,1673	1,112	1,007	0,909	kg·m ⁻³
p_{\max}	25	25	25	25	25	kW

V rámci diplomovej práce boli vyšetrované nasledujúce rýchlosti letu: 20, 40, 50, 60, 70, 80, 90, 100, 110, 120, 130, 140, 150, 160, 162, 164, 166, 168, 170 km/hod. Rozstup po dvoch kilometroch za hodinu v rozmedzí rýchlostí 160 až 170 km/h bol zvolený pre bližšie určenie maximálnej horizontálnej rýchlosti letu. Pre výpočty výkonov bolo ďalej nutné vyjadriť si tzv. normalizovaný postupový pomer vrtule [41]:

$$L = \frac{v}{v_{cest}} \quad [-] \quad (5.4)$$

kde: L - normalizovaný postupový pomer [-]
 v_{cest} - cestovná rýchlosť [km/h príp. m/s]
 v - aktuálna letová rýchlosť [km/h príp. m/s]

Keďže vetroň je vybavený pevnou vrtuľou, je nutné počítať s tzv. normalizovanou účinnosťou pevnej vrtule, čo možno vypočítať pomocou vzorca [41]:

$$\text{Pre } L < 1 \quad E = 1 - (1 - L^2) \cdot (0,3669 \cdot L + 1) \quad [-] \quad (5.5)$$

$$\text{Pre } L > 1 \quad E = 1 - (1 - L^2) \cdot (88,036 \cdot (L + 1)^2 + 2,6247 \cdot (L - 1) + 1,3669) \quad [-] \quad (5.6)$$

kde: L - normalizovaný postupový pomer [-]
 E - normalizovaná účinnosť vrtule [-]

Rýchlostný pomer vrtule je možné vypočítať pomocou nasledujúceho vzorca [7, 41]:

$$J = \frac{v}{n \cdot D_{vrt}} \quad [-] \quad (5.7)$$

kde: J - rýchlostný pomer [-]
 v - rýchlosť prúdu vzduchu (príp. dopredná rýchlosť vrtule) [m/s]
 n - otáčky vrtule [ot/s]
 D_{vrt} - priemer vrtule [m]

Samotnú účinnosť vrtule možno potom vypočítať ako [7]:

$$\eta_{vrt} = \eta_{vrtmax} \cdot E \quad [-] \quad (5.8)$$

$$\eta_{vrt} = \frac{c_T}{c_P} \cdot J \quad [-] \quad (5.9)$$

kde: E - normalizovaná účinnosť vrtule [-]
 J - rýchlostný pomer [-]
 c_P - súčiniteľ výkonu [-]
 c_T - súčiniteľ ťahu [-]
 η_{vrt} - účinnosť vrtule [-]
 η_{vrtmax} - účinnosť vrtule [-]

Vzhľadom na skutočnosť, že vetroň je vybavený elektromotorom a teda výkon s výškou neklesá, bude využitelný výkon pre každú vyšetovanú výšku rovnaký, bude sa meniť len pre jednotlivé rýchlosti a je ho možné vypočítať pomocou vzorca [7]:

$$P_v(H) = P_{max}(H) \cdot \eta_{vrt} \quad [\text{kW}] \quad (5.10)$$

kde: P_v - využitelný výkon [kW]
 P_{max} - maximálny výkon pre danú výšku [kW]
 η_{vrt} - účinnosť vrtule [-]

Súčiniteľ vztlaku je potom možné vypočítať ako [7]:

$$c_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot v^2} \quad [-] \quad (5.11)$$

kde: m - hmotnosť [kg]
 c_L - súčiniteľ vztlaku [-]
 ρ - hustota vzduchu [kg/m³]
 g - gravitačné zrýchlenie [m/s²]
 S - plocha krídla [m²]
 v^2 - rýchlosť letu [m/s]

Pri maximálnej horizontálnej rýchlosti možno predpokladať, že využitelný výkon sa bude rovnať potrebnému výkonu a z neho je možné vyjadriť za pomoci znalosti rýchlosti veľkosť odporu, čo možno vidieť nižšie [7]:

$$P_v(v_{cmax}) = P_p(v_{cmax}) = D \cdot v_{cmax} \quad [\text{kW}] \quad (5.12)$$

kde:

$$D = \frac{P_v(v_{cmax})}{v_{cmax}} \quad [\text{N}] \quad (5.13)$$

kde: P_v - využitelný výkon [kW]
 P_p - potrebný výkon [kW]
 v - rýchlosť letu [m/s]
 D - odpor [N]

Súčiniteľ odporu je potom možné vypočítať rovnako ako pre analytickú poláru ako [7]:

$$c_D = c_{D0} + \frac{c_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad [-] \quad (5.14)$$

kde: c_D - súčiniteľ odporu [-]
 c_{D0} - súčiniteľ odporu pri nulovom vztlaku [-]
 c_L - súčiniteľ vztlaku [-]
 e - Oswaldov súčiniteľ [-]
 A - štvorcová plocha krídla [-]

Odporovú silu možno potom vypočítať ako [7]:

$$D = \frac{1}{2} \cdot c_D \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \quad [-] \quad (5.15)$$

kde: D - odpor [N]
 c_D - súčiniteľ odporu [-]
 ρ - hustota vzduchu [kg/m³]
 S - plocha krídla [m²]
 v - rýchlosť letu [m/s]

Pri znalosti odporu je možné následne vyrátať potrebný výkon P_p [7]:

$$P_p = D \cdot v \quad [\text{kW}] \quad (5.16)$$

resp:

$$P_p = F_p \cdot v \quad [\text{kW}] \quad (5.17)$$

kde: D - odpor [N]
 P_p - potrebný výkon [kW]
 F_p - potrebný ťah [N]
 v - rýchlosť letu [m/s]

Potrebný ťah je ale tiež možné vypočítať ako [7]:

$$F_p = c_{D0} \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot \frac{2 \cdot G^2}{\pi \cdot A \cdot e \cdot \rho \cdot S \cdot v} \quad [\text{N}] \quad (5.18)$$

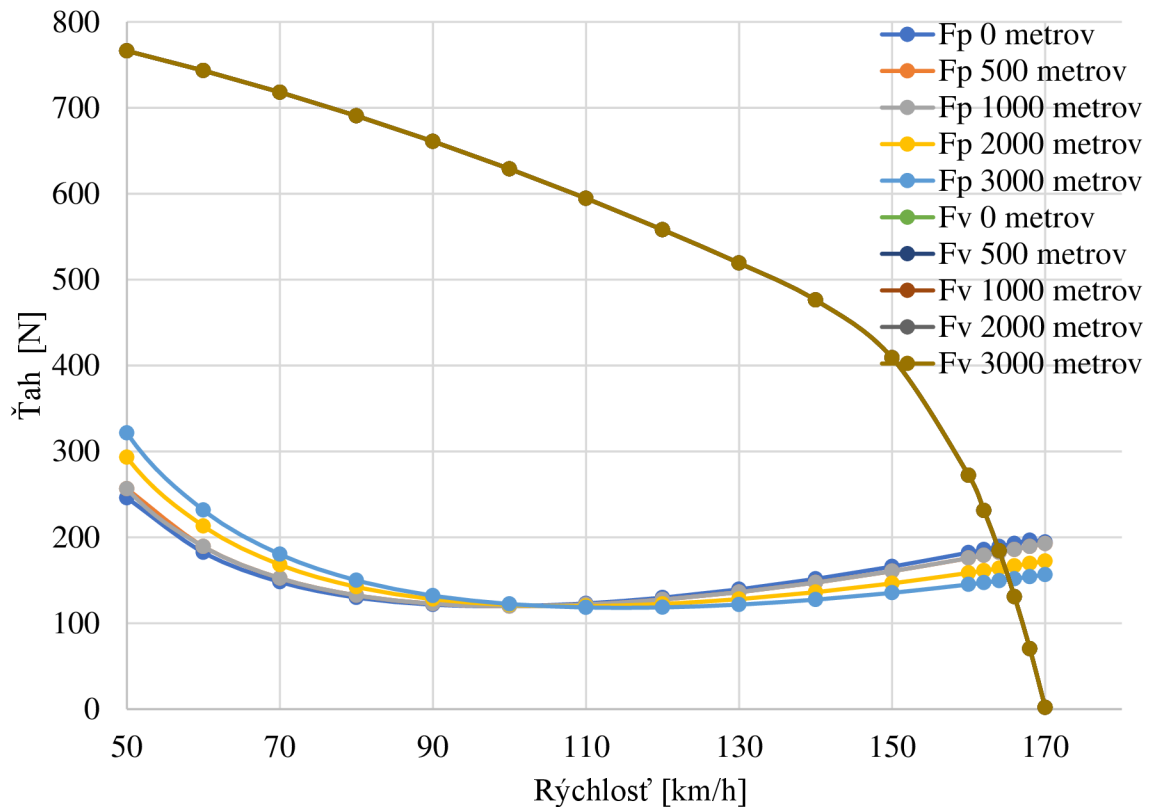
- kde: F_p - potrebný ťah [N]
 c_{D0} - súčiniteľ odporu pri nulovom vztlaku [-]
 ρ - hustota vzduchu [kg/m^3]
 S - plocha krídla [m^2]
 v - rýchlosť letu [m/s]
 e - Oswaldov súčiniteľ [-]
 A - štihlosť krídla [-]
 G - tiaž lietadla [N]

Podobne je možné vypočítať aj potrebný výkon ako [7]:

$$P_p = c_{D0} \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot v^3}{2} \cdot \frac{2 \cdot G^2}{\pi \cdot A \cdot e \cdot \rho \cdot S \cdot v} \quad [\text{N}] \quad (5.19)$$

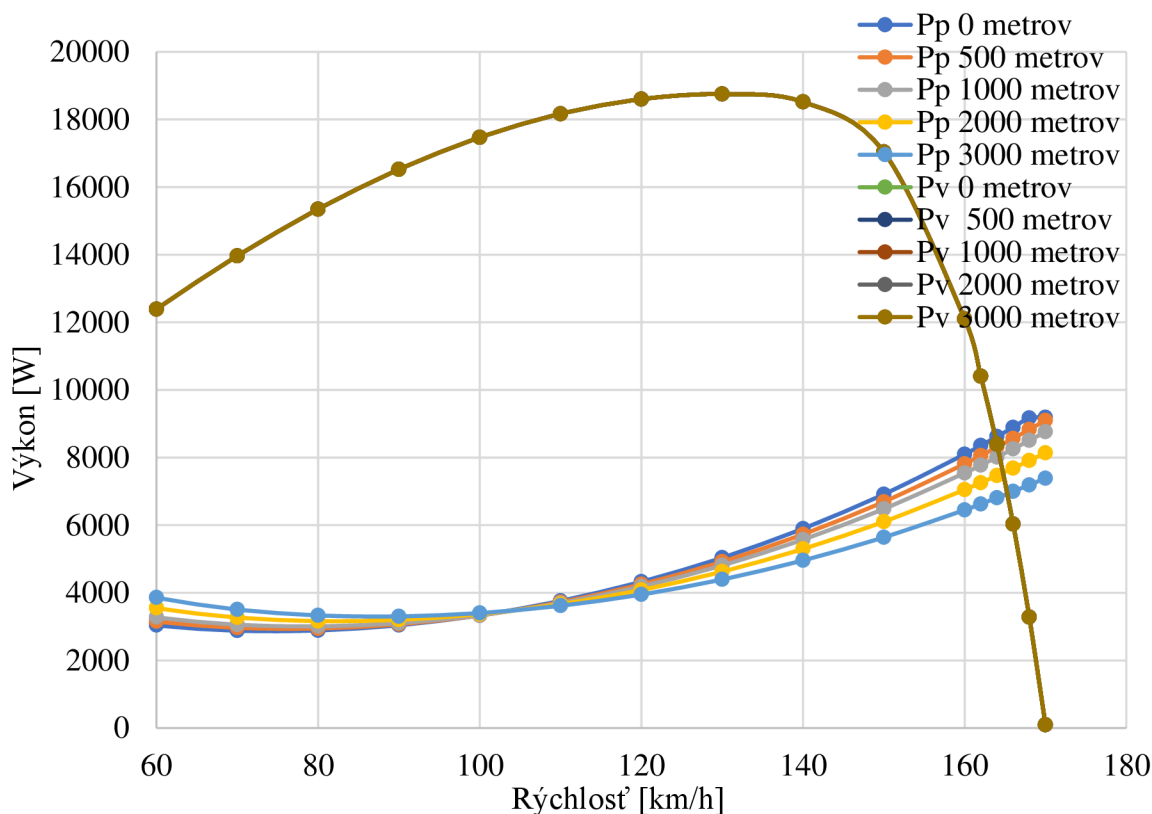
- kde: P_p - potrebný výkon [W]
 c_{D0} - súčiniteľ odporu pri nulovom vztlaku [-]
 ρ - hustota vzduchu [kg/m^3]
 S - plocha krídla [m^2]
 v - rýchlosť letu [m/s]
 e - Oswaldov súčiniteľ [-]
 A - štihlosť krídla [-]
 G - tiaž lietadla [N]

Priebeh potrebného a využiteľného ťahu s rýchlosťou letu možno pre vybrané výšky sledovať v grafe č. 1 nižšie:



Graf č. 1: Ťahové charakteristiky

Obdobne možno sledovať priebeh potrebného a využiteľného výkonu s rýchlosťou pre vybrané výšky na grafe č. 2. Z oboch grafov je zrejmé, že v rámci rýchlostí letu od pádovej po cestovnú, má lietadlo pre všetky výšky dostatočný prebytok ťahu a výkonu. Po prekročení navrhovanej cestovnej rýchlosti dochádza k postupne výraznejšiemu poklesu ťahu a výkonu až do rozmedzia rýchlostí 160-170 km/h, kde v závislosti na výške dochádza k dosiahnutiu maximálnej horizontálnej rýchlosti (resp. v_{max}), čo možno v oboch grafoch pozorovať ako priesečníky potrebného ťahu/výkonu s využiteľným ťahom/výkonom. Tieto rýchlosti sú presne vypočítané a uvedené v tabuľke č. 4 ako v_{max} .



Graf č. 2: Výkonové charakteristiky

6.1.1.1 Obálka rýchlostí ustáleného horizontálneho letu

Maximálna cestovná rýchlosť letu v_{max} je určená z priesečníku kriviek potrebného a využiteľného výkonu. Vzhľadom na fakt, že vetroň VSO-10 nie je vybavený vztlakovými klapkami, minimálnu rýchlosť (pádovú) v_s pre danú výšku 500 metrov, možno určiť z rovnice pre rovnováhu vztlaku a tiaže lietadla [7]:

$$v_s = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot c_{Lmax}}} \quad (5.20)$$

$$v_s = \sqrt{\frac{2 \cdot 380 \cdot 9,80665}{1,145 \cdot 12 \cdot 1,323}} = 20,49 \quad [\text{m/s}]$$

$$\text{resp.} \quad = 73,75 \quad [\text{km/h}]$$

- kde: m - hmotnosť [kg]
 c_{Lmax} - maximálny súčiniteľ vztlaku [-]
 ρ - hustota vzduchu [kg/m^3]
 g - gravitačné zrýchlenie [m/s^2]
 S - plocha krídla [m^2]
 v_s - pádová rýchlosť [m/s]

Režim minimálneho odporu je v grafe č. 3, reprezentovaný rýchlosťou v_{minD} , pričom túto rýchlosť možno vypočítať pre danú výšku 500 metrov pomocou nižšie uvedeného vzťahu 5.21 [7]:

$$v_{minD} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot \sqrt{\pi \cdot A \cdot e \cdot c_{Do}}}} \quad (5.21)$$

$$v_{minD} = \sqrt{\frac{2 \cdot 400 \cdot 9,80665}{1,145 \cdot 12 \cdot \sqrt{\pi \cdot 18,75 \cdot 0,8 \cdot 0,011}}} = 27,89 \quad [\text{m/s}]$$

resp. $\quad \quad \quad = 100,41 \quad [\text{km/h}]$

Režim rýchlosti pri minimálnom potrebnom výkone je možné vidieť v grafe č. 3 a pre danú výšku 500 metrov, v_{minP} možno vypočítať podľa nižšie uvedeného vzťahu 5.22 [7]:

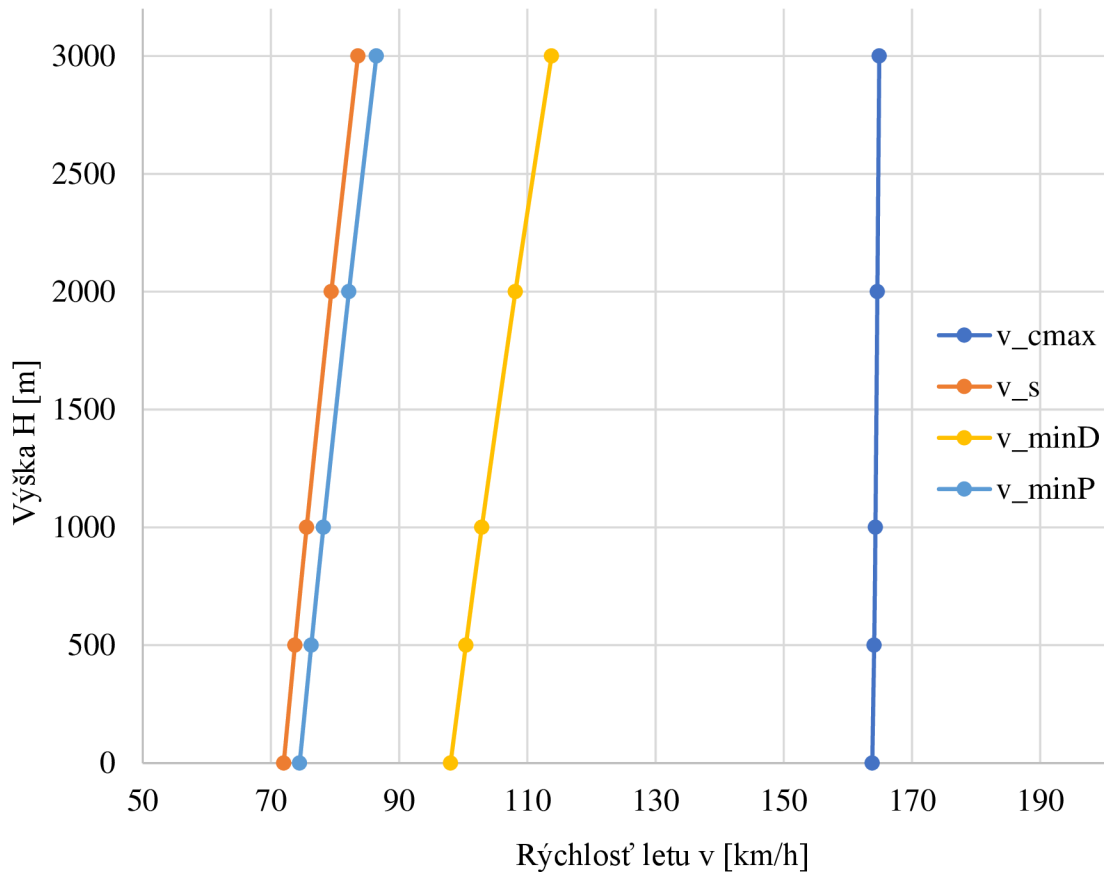
$$v_{minP} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot \sqrt{3 \cdot \pi \cdot A \cdot e \cdot c_{Do}}}} \quad (5.22)$$

$$v_{minP} = \sqrt{\frac{2 \cdot 400 \cdot 9,0665}{1,1673 \cdot 12 \cdot \sqrt{3 \cdot \pi \cdot 18,75 \cdot 0,8 \cdot 0,011}}} \quad [\text{m/s}]$$

resp. $\quad \quad \quad = 21,19 \quad [\text{km/h}]$
 $\quad \quad \quad = 76,29$

- kde: v_{minP} - rýchlosť minimálneho výkonu [m/s]
 v_{minD} - rýchlosť minimálneho odporu [m/s]
 m - hmotnosť [kg]
 ρ - hustota vzduchu [kg/m³]
 c_{Do} - súčiniteľ odporu pri nulovom vztlaku [-]
 g - gravitačné zrýchlenie [m/s²]
 S - plocha krídla [m²]
 e - Oswaldov súčiniteľ [-]
 A - štihlosť krídla [-]

Pre jednotlivé výšky sú nižšie uvedené priebehy rýchlostí vynesené do grafu č. 3. Z grafu č. 3 a tabuľky č. 4 je zrejmé, že v_{cmax} s výškou mierne rastie, čo je spôsobené nižším odporom a zároveň rovnakým výkonom motoru, vďaka použitiu elektromotora. Výraznejšie rastie pádová rýchlosť spolu s rýchlosťou minimálneho výkonu a odporu. Pre danú výšku 500 metrov je pádová rýchlosť približne 74 km/h, rýchlosť minimálneho výkonu približne 76 km/h a rýchlosť minimálneho odporu približne 100 km/h. V danom rozsahu výšok letu možno konštatovať, že vetroň má dostatočnú rezervu voči pádovej rýchlosti pri maximálnej horizontálnej cestovnej rýchlosti a čo je pri vetroni možno ešte dôležitejšie, aj pri rýchlosti s najmenším odporom.



Graf č. 3: Obálka rýchlostí

Tabuľka č. 7: Obálka rýchlostí

H	0	500	1000	2000	3000	[m]
v_{cmax}	163,80	164,10	164,30	164,60	164,90	[km/h]
v_s	71,99	73,75	75,57	79,42	83,56	[km/h]
v_{minD}	98,01	100,41	102,89	108,13	113,78	[km/h]
v_{minP}	74,47	76,29	78,18	82,16	86,45	[km/h]

Vzhľadom na absenciu vztlkových klapiek, možno konštatovať, že rýchlosť v_s je rovnaká ako rýchlosť v_{s0} . Z tabuľky č. 7 možno vidieť, že je splnená podmienka predpisu UL 2 § 49, kde je minimálna rýchlosť pre výšku 0 metrov podľa ISA nižšia ako predpisom požadovaná rýchlosť 83 km/h CAS.

6.1.2 Stúpavý let a dostup

Pre jednoduchšiu predstavu je vhodné na začiatku vyjadriť základné rovnice rovnováhy. V rámci predpokladu malého uhla nábehu a pri predpoklade, že vektor ťahu zvierá s pozdĺžnou osou lietadla minimálny uhol, možno rovnice rovnováhy zjednodušiť na [7]:

$$x_a \rightarrow F - D - G \cdot \sin\gamma = 0 \quad [\text{N}] \quad (5.23)$$

$$z_a \rightarrow L - G \cdot \cos\gamma = 0 \quad [\text{N}] \quad (5.24)$$

kde: z_a - aerodynamická os z [-]
 x_a - aerodynamická os x [-]
 F - ťah motora/hnacia sila [N]
 D - odpor [N]
 G - tiaž [N]
 L - vztlak [N]
 γ - uhol stúpania [°]

Rýchlosť stúpania možno pri znalosti rozdielu využiteľného a potrebného ťahu vypočítať pomocou rovnice [7]:

$$w = v \cdot \sin \gamma = \frac{F - D}{G} \cdot v = \frac{\Delta P}{m \cdot g} = \frac{(P_{v(h)} - P_{p(h)})}{m \cdot g} \quad [\text{N}] \quad (5.25)$$

kde: $P_{v(h)}$ - využiteľný ťah pre danú výšku [kW]
 $P_{p(h)}$ - potrebný ťah pre danú výšku [kW]
 ΔP - rozdiel výkonov [kW]
 F - ťah motora/hnacia sila [N]
 D - odpor [N]
 G - tiaž [N]
 m - hmotnosť [kg]
 g - gravitačné zrýchlenie [m/s²]
 v - rýchlosť letu [m/s]
 w - rýchlosť stúpania [m/s]
 γ - uhol stúpania [°]

Pričom následne možno vypočítať uhol stúpania ako [7]:

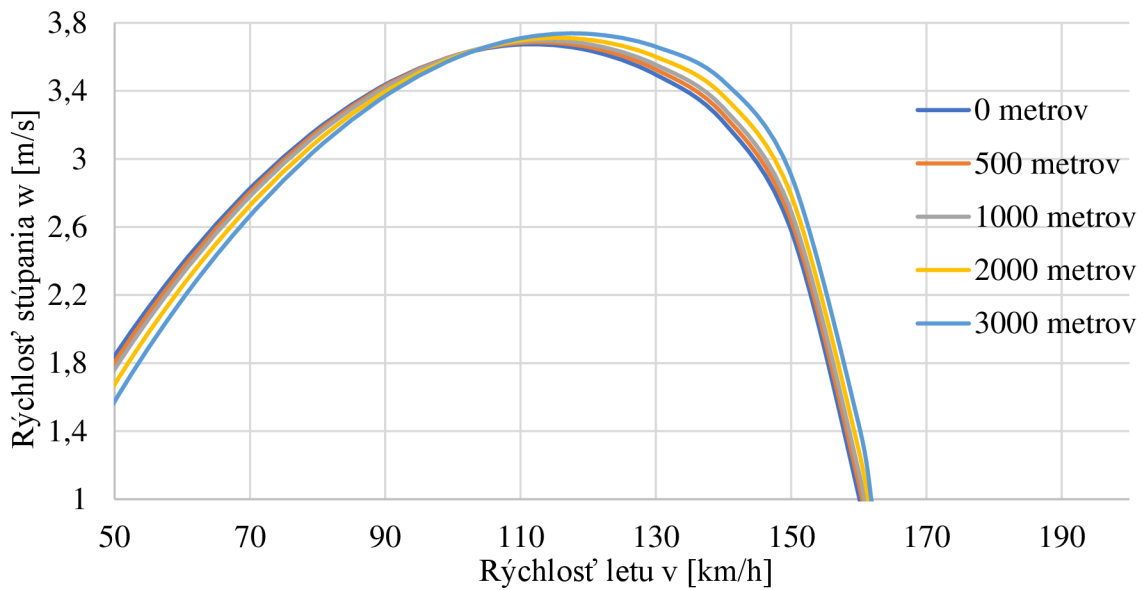
$$\gamma = \arcsin \cdot \frac{F - D}{G} = \arcsin \frac{w}{v} \quad [^\circ] \quad (5.26)$$

kde: F - ťah motora/hnacia sila [N]
 D - odpor [N]
 G - tiaž [N]
 v - rýchlosť letu [m/s]
 w - rýchlosť stúpania [m/s]
 γ - uhol stúpania [°]

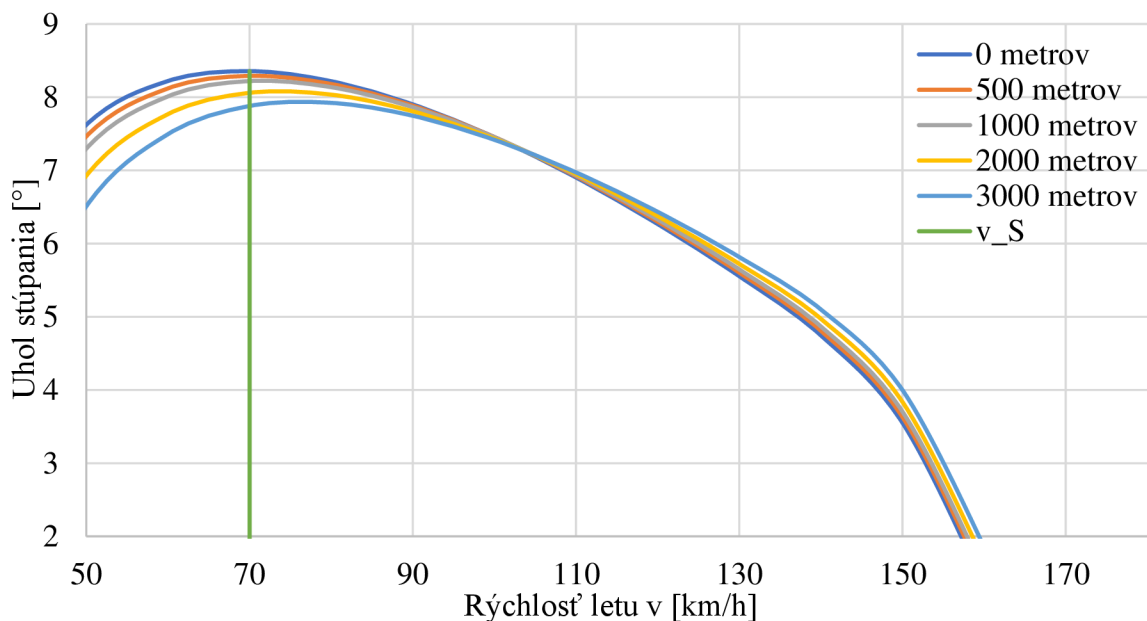
Pomocou výpočtov boli zistené závislosti rýchlosti stúpania a uhla stúpania na rýchlosti letu. Z nich možno konštatovať, že cieľ stúpajúcej rýchlosti 3 m/s vo výške 500 metrov bol dosiahnutý s výraznou rezervou. Rovnako možno konštatovať, že bol splnený predpis UL 2 § 65 o stúpajúcej rýchlosti aspoň 1,5 m/s. V grafoch č. 4 a č. 5 je možno vidieť podobné hodnoty uhlu a rýchlosti stúpania pre všetky vybrané výšky. Vzhľadom na použitie elektromotora, ktorého pokles výkonu sa s výškou neprejavuje, bol tento výsledok očakávaný. Možno vidieť, že pre danú výšku 500 metrov je stúpacia rýchlosť vyššia ako 3 m/s prakticky v celom spektre rýchlostí od pádovej až po rýchlosť blížiacu sa maximálnej horizontálnej rýchlosti (150 km/h), pričom najvyššiu stúpajúcu rýchlosť

(približne 3,6 až 3,7 m/s) dosahuje v rozmedzí rýchlostí 100 až 120 km/h. Maximálny uhol stúpania je dosahovaný blízko pádovej rýchlosti a to približne 8°.

Vzhľadom na skutočnosť, že pohon je navrhovaný ako udržiavací, maximálny dostup nie je podstatný. Z výpočtu výkonov a obálky rýchlostí možno vidieť, že dostup ďaleko prevyšuje výšku 3000 metrov. Výška 3000 metrov bola zvolená ako horná výkonová hranica, z dôvodu, že v rámci uvažovaného používania sa predpokladá, že do tejto výšky bude prebiehať drvivá väčšina prevádzky v našich podmienkach. Pri tejto úvahe bolo vychádzané zo skutočnosti, že na výšku 3000 metrov je potrebný kyslík a pre vysokovýkonné lietanie si piloti zabezpečia výkonnejši vetroň.



Graf č. 4: Závislosť rýchlosti stúpania na doprednej rýchlosti



Graf č. 5: Závislosť uhla stúpania na doprednej rýchlosti

6.1.3 Kĺzavý let

Vzhľadom na základnú charakteristiku vetroňa, je dôležité, aby boli čo najviac zachované vlastnosti pre kĺzavý let. S ohľadom na úpravy je predpokladané, že aerodynamické vlastnosti resp. letové výkony sa mierne zhoršia. V tejto podkapitole je uvedený výpočet vlastností kĺzavého letu pre vetroň VSO-10 FES po prestavbe. Výhodou koncepcie FES je práve minimálne ovplyvnenie aerodynamiky v nepoužívanom stave, preto je predpokladané, že najvyššia kĺzavosť bude stále nad hodnotou 30. Zvýšená hmotnosť prestavby by zas mala zvýšiť rýchlosť najvyššej kĺzavosti. Ustálený kĺzavý let nastane v prípade keď ťah motora je nulový a dopredná ťahová sila pohonnej jednotky je nahradená kĺzaním, t. j. výmenou výšky za rýchlosť. Pre tento prípad možno vyjadriť rovnice rovnováhy v nasledujúcom znení [7]:

$$x_a \rightarrow G \cdot \sin\bar{\gamma} - D = 0 \quad [\text{N}] \quad (5.27)$$

$$z_a \rightarrow L - G \cdot \sin\bar{\gamma} = 0 \quad [\text{N}] \quad (5.28)$$

kde: z_a - aerodynamická os z [-]
 x_a - aerodynamická os x [-]
 D - odpor [N]
 G - tiaž [N]
 L - vztlak [N]
 $\bar{\gamma}$ - uhol klesania [°]

Uhol kĺzania možno vyjadriť pomocou rovnice 5.29. Samotnú kĺzavosť je možné ďalej určiť ako otočený podiel oboch súčiniteľov ako je ukázane vo vzorci 5.30 [7]:

$$\frac{c_D}{c_L} = tg\bar{\gamma} \rightarrow \arctg \frac{c_D}{c_L} = \bar{\gamma} \quad [^\circ] \quad (5.29)$$

$$K = \frac{c_L}{c_D} \quad [-] \quad (5.30)$$

kde: K - kĺzavosť [-]
 $\bar{\gamma}$ - uhol klesania [°]
 c_D - súčiniteľ odporu [-]
 c_L - súčiniteľ vztlaku [-]

Následne bola vypočítaná vodorovná zložka rýchlosti u , zvislá zložka rýchlosti w a celková rýchlosť letu v . Rovnako bola vypočítaná rýchlosť minimálneho opadania [7].

vodorovná zložka $u = v \cdot \cos\bar{\gamma} \quad [\text{m/s}] \quad (5.31)$

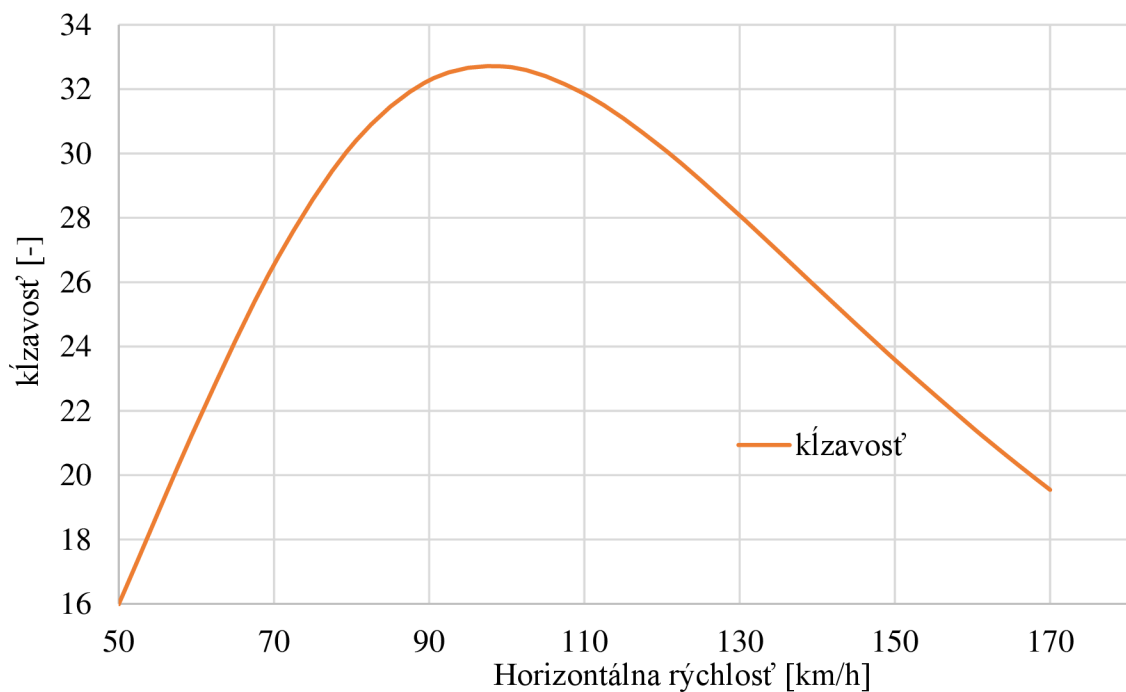
zvislá zložka $w = v \cdot \sin\bar{\gamma} \quad [\text{m/s}] \quad (5.32)$

$$w = \frac{c_D}{(c_D^2 + c_L^2)^{3/4}} * \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S}} \quad [\text{m/s}] \quad (5.33)$$

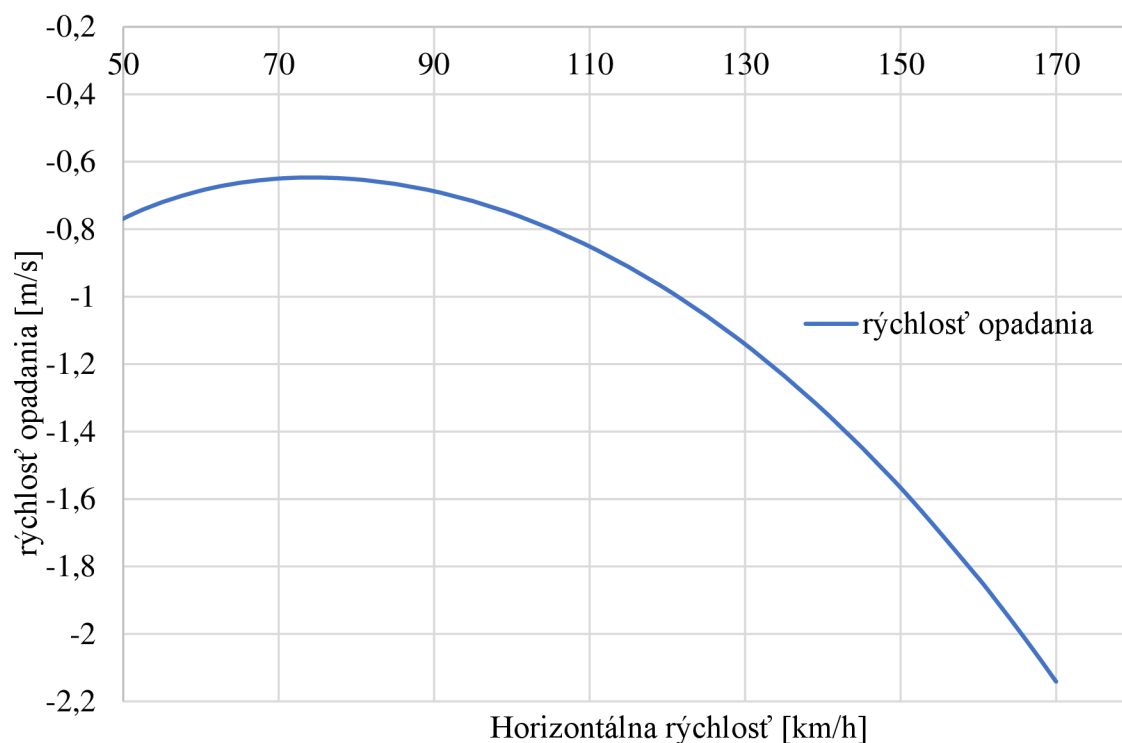
$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos\bar{\gamma}}{\rho \cdot S \cdot c_L}} \quad [\text{m/s}] \quad (5.34)$$

- kde: v - rýchlosť letu [m/s]
 w - zvislá zložka rýchlosti [m/s]
 u - vodorovná zložka rýchlosti [m/s]
 $\bar{\gamma}$ - uhol klesania [°]
 m - hmotnosť [kg]
 g - gravitačné zrýchlenie [m/s²]
 ρ - hustota vzduchu [kg/m³]
 S - plocha krídla [m²]
 c_D - súčiniteľ odporu [-]
 c_L - súčiniteľ vztlaku [-]

Pomocou týchto výpočtov bola vytvorená rýchlostná polára t. j. graf závislosti rýchlosti opadania a kĺzavosti na doprednej rýchlosti. Z nej možno vidieť, že minimálna rýchlosť opadania v režime kĺzavého letu je približne -0,67 m/s mierne nad hranicou pádovej rýchlosti pričom rozsah opadania -0,67 až -0,75 m/s je dosahovaný v rozsahu rýchlostí 70 až 100 km/h, kde po prekročení tejto rýchlosti, rýchlosť opadania ďalej rastie. Pri cestovnej rýchlosti 130 km/h je dosahovaná rýchlosť opadania približne -1,12 m/s. Najvyššia kĺzavosť je dosahovaná v rozmedzí rýchlostí 90-110 km/h, kde sa pohybuje okolo hodnoty 32,5, t. j. na jeden sklesaný výškový meter letu je možné preletieť 32,5 dopredných metrov. Oproti bezmotorovému vetroňu došlo teda k zhoršeniu kĺzavosti približne o 3,5 bodu. Priebehy kĺzavosti a rýchlosti opadania je možné vidieť na grafe č. 6 a č. 7.



Graf č. 6: Priebeh kĺzavosti v závislosti na rýchlosti letu



Graf č. 7: Priebeh rýchlosti opadania v závislosti na rýchlosti letu

6.1.4 Dolet

Pri vetroni je dolet ťažko špecifikovateľný parameter. Pri motorových vetroňoch je možné vyjadriť dolet pre rôzne režimy prevádzky ich pohonu. Dá sa predpokladať, že pri reálnej prevádzke nebude celý dolet využívaný. Pre účely diplomovej práce boli zvolené tri prípady: 3 stúpania najvyššou stúpacou rýchlosťou s prevýšením 600 metrov (resp. tzv. sawtooth climb), jedno stúpanie s prevýšením 600 metrov a následný let rýchlosťou s najmenším odporom na vzdialenosť 50 kilometrov a ako posledná situácia dolet s vybitím celej batérie pri rýchlosti s najmenším odporom vo výške 1000 metrov.

Pre výpočet potrebnej energie pre prvý prípad bola využitá znalosť využiteľného výkonu a stúpajúcej rýchlosti. Na ich základe bol najprv vypočítaný čas stúpania o výšku 600 metrov. Vzhľadom na predpokladaný účel takéhoto letu, t. j. nastúpanie výšky po vzlete prípadne únik pred pristátím do terénu po vypadnutí z vhodných plachtárskych podmienok, bola pre túto situáciu braná maximálna stúpacia rýchlosť pre výšku 500 metrov. Výpočet bol prevedený podľa nasledujúceho vzorca:

$$t_{11} = \frac{\Delta h_1}{w_1} \quad (5.35)$$

$$t_{11} = \frac{600}{3,683} = 162,91 \cong 170 \quad [\text{s}]$$

Pre 3 stúpania: $t_1 = 3 \cdot t_{11} = 3 \cdot 170 = 510 \text{ resp. } 8,5 \quad [\text{s}] \text{ resp. } [\text{min}]$

- kde: w_1 - zvislá zložka rýchlosti pre prípad 1 [m/s]
 t_{11} - čas jedného stúpania pre prípad 1 [s]
 t_1 - celkový čas stúpania pre prípad 1 [s]
 Δh_1 - zmena výšky [m]

Pre výpočet potrebnej kapacity batérie je potrebné poznať spotrebu energie. Vzhľadom na použitie elektromotora je možné počítať s rovnakým využitelným výkonom pre rôzne výšky. Pre tento prípad je počítané s maximálnym výkonom motora, pričom stúpanie prebieha pri najvyššej rýchlosti stúpania, ktorá nastáva pri rýchlosti letu približne 110 km/h. Odoberaný výkon z batérie je vyšší ako výkon na vrtuli z dôvodu strát. Účinnosť obvodu je možné vyjadriť násobkom účinností jednotlivých súčastí obvodu (elektromotor, regulátor, vedenie, vrtuľa). Pre zjednodušenie výpočtu a vzhľadom na minimálne rozdiely, je možné pre výpočet použiť maximálny výkon motora 25 kW. Potrebnú kapacitu možno vyjadriť, pri znalosti výkonu a času, po ktorý je tento výkon požadovaný, zjednodušene podľa nasledujúceho vzorca:

$$C_1 = \frac{P_{max} \cdot t_1}{3600} \quad (5.36)$$

$$C_1 = \frac{25 \cdot 510}{3600} = 3,54 \quad [\text{kWh}]$$

- kde: C_1 - potrebná kapacita pre prípad 1 [kWh]
 t_1 - celkový čas stúpania pre prípad 1 [s]
 P_v - využitelný výkon [kW]

Z výpočtu možno konštatovať, že pre prípad 1 je postačujúca kapacita batérie približne 3,54 kWh.

Pre prípad 2 možno použiť pre stúpanie čas t_{11} z predošlého prípadu podľa rovnakých podmienok. Vzdialenosť 50 kilometrov je uvažovaná ako dostatočná pre dolet na najbližšie letisko v rámci podmienok strednej Európy. Pre vyjadrenie spotreby pri horizontálnom lete bola vypočítaná doba letu a následne bola pomocou potrebného výkonu a účinnosti obvodu pri cestovnej rýchlosti vyjadrená spotreba energie. Konečná potrebná kapacita bola vyjadrená ako súčet spotreby resp. potrebnej kapacity pre obe fázy letu:

$$t_2 = \frac{d}{v_c} \cdot 3600 \quad (5.36)$$

$$t_2 = \frac{50}{100} \cdot 3600 = 1800 \quad [\text{s}]$$

$$C_2 = \frac{P_{max} \cdot t_{11} + \frac{P_p}{\eta_M \cdot \eta_{ESC} \cdot \eta_{vrt}} \cdot t_2}{3600} \quad (5.38)$$

$$C_2 = \frac{25 \cdot 170 + \frac{3,33}{0,96 \cdot 0,98 \cdot 0,75} \cdot 1800}{3600} = 3,54 \quad [\text{kWh}]$$

- kde: C_2 - potrebná kapacita pre prípad 2 [kWh]
 t_{11} - čas stúpania [s]
 P_v - využiteľný výkon [kW]
 t_2 - čas horizontálneho letu [s]
 P_p - potrebný výkon [kW]
 d - vzdialenosť horizontálneho letu [km]
 v_c - cestovná rýchlosť [km/h]
 $\eta_{M/ESC/vrt}$ - účinnosť motora/regulátora/vrtule [-]

Z výpočtu možno konštatovať, že pre prípad 2 je postačujúca kapacita batérie približne 3,54 kWh.

Pre prípad 3 je nutné použiť potrebný výkon pre rýchlosť minimálneho odporu, čo je pre výšku 1000 metrov rýchlosť približne 100 km/h. Táto výška a dolet 75 kilometrov boli zvolené ako preletové hodnoty, ktoré by vo väčšine prípadov mali postačovať v rámci stredoeurópskych podmienok. Pri prelete vyšších terénnych prekážok je nutné počítať so zvýšenou spotrebou energie pri stúpaní ponad prekážku. Vzhľadom na pokles aerodynamického odporu s výškou, je možné konštatovať, že v prípade vyššej výšky by bola spotreba energie mierne nižšia. Čas letu t_3 je v tomto prípade braný ako 45 minút, t. j. 2700 sekúnd. Potrebnú kapacitu možno vypočítať ako:

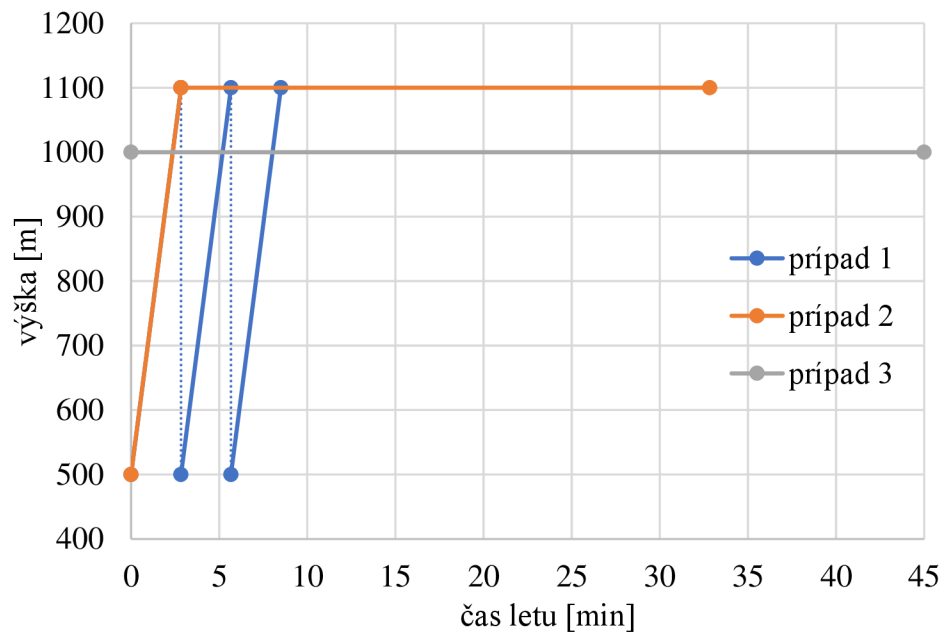
$$C_3 = \frac{P_p}{\eta_M \cdot \eta_{ESC} \cdot \eta_{vrt}} \cdot t_3 \quad (5.39)$$

$$C_3 = \frac{3,33}{0,96 \cdot 0,98 \cdot 0,75} \cdot 2700 \quad [\text{kWh}]$$

- kde: C_3 - potrebná kapacita pre prípad 3 [kWh]
 t_3 - čas letu pre prípad 3 [s]
 P_p - potrebný výkon [kW]
 η_M - účinnosť motora [-]
 η_{ESC} - účinnosť regulátora [-]
 η_{vrt} - účinnosť vrtule [-]

Z výpočtu možno konštatovať, že pre prípad 3 je postačujúca kapacita batérie približne 3,54 kWh.

Z výpočtov potrebných kapacít pre všetky tri prípady je zrejmé, že minimálna kapacita batérie musí byť aspoň 3,6 kWh. V záujme zvýšenia bezpečnosti a predĺženia životnosti batérie, je požadovaná kapacita zvýšená aspoň na 3,7 kWh. Je potrebné podotknúť, že vypočítané časy, rýchlosti stúpania a spotreby sú za ideálnych podmienok. V realite sa situácia môže odlišovať s ohľadom na smer vetra a stúpavých/klesavých prúdov, preto je nutné aby aktuálnu situáciu bral pilot vždy na zreteľ. V grafe č. 8 je uvedené porovnanie dĺžky letu pre jednotlivé prípady v závislosti na zmene výšky.



Graf č. 8: Porovnanie 3 prípadov letu

6.1.5 Vzlet

V rámci tejto diplomovej práce je rozoberaný pohon typu FES, ktorý je ,v prípade ďalších konštrukčných zmien na zaručenie dostatočnej výšky vrtule nad zemou (napr. zvýšením podvozku), dostatočne výkonný na samostatný štart. V nasledujúcej podkapitole je vyjadrený postup výpočtu vzletovej dráhy.

6.1.5.1 Dĺžka pozemného rozjazdu SG

Vzlet sa delí na dve časti: - pozemnú a vzdušnú. Pozemná časť končí dosiahnutím rýchlosti v_{LOF} . Po dosiahnutí rýchlosti odpútania v_{LOF} začína vzdušná časť vzletu, ktorá končí dosiahnutím rýchlosti v_2 . Súčiniteľ vztlaku pre vzlet sa rovná maximálnemu súčiniteľu vztlaku 1,323 pre pádovú rýchlosť 72 km/h. Rýchlosti v_{LOF} a v_2 je možné vypočítať pomocou vzorcov [7]:

$$v_{LOF} = 1,1 \cdot v_s \quad [\text{m/s}] \quad (5.40)$$

$$v_{LOF} = 1,1 \cdot 20 = 22,1 \text{ resp. } 79,5 \quad [\text{m/s}] \text{ resp. } [\text{km/h}]$$

$$v_2 = 1,2 \cdot v_s \quad [\text{m/s}] \quad (5.41)$$

$$v_2 = 1,2 \cdot 20,1 = 24,1 \text{ resp. } 86,8 \quad [\text{m/s}] \text{ resp. } [\text{km/h}]$$

kde: v_{LOF} - rýchlosť odpútania [m/s]
 v_s - pádová rýchlosť [m/s]
 v_2 - bezpečná rýchlosť vzletu [m/s]

Pre výpočet súčiniteľa odporu vo vzletovej konfigurácii je potrebné odhadnúť prírastok odporu od podvozku. Vzhľadom na to, že vetroň VSO-10 FES je vybavený zaťahovacím podvozkom, prírastok vo vzletovej konfigurácii od podvozku je určený pomocou literatúry [5] s hodnotou 0,03. Súčiniteľ trenia na dráhe bol určený na hodnotu 0,06, čo odpovedá suchej pokosenej tráve podľa predpisu UL 2 § 51, čo sa zároveň dá predpokladať ako jeden z najrozšírenejších povrchov vzletových dráh pri používaní daného typu lietadla. Následné súčinitele vztlaku a odporu pre vzlet sú vypočítané pomocou vzorcov [7]:

$$c_{L_{opt}} = \frac{1}{2} \cdot f \cdot \pi \cdot A \cdot e \quad (5.42)$$

$$c_{L_{opt}} = \frac{1}{2} \cdot 0,06 \cdot \pi \cdot 18,75 \cdot 0,8 = 1,41 \quad [-]$$

$$C_{D_{vzlet}} = c_{D_0} + \frac{c_{L_{opt}}^2}{\pi \cdot A \cdot e} + \Delta c_{D_{podv}} \quad (5.43)$$

$$C_{D_{vzlet}} = 0,011 + \frac{1,41^2}{\pi \cdot 18,75 \cdot 0,8} + 0,03 \quad [-]$$

$$= 0,083$$

kde: $C_{D_{vzlet}}$ - súčiniteľ odporu pre vzlet [-]
 $c_{L_{opt}}$ - optimálny súčiniteľ vztlaku pre vzlet [-]
 c_{D_0} - súčiniteľ odporu pri nulovom vztlaku [-]
 $\Delta c_{D_{podv}}$ - súčiniteľ vztlaku [-]
 e - Oswaldov súčiniteľ [-]
 A - štihlosť krídla [-]
 f - súčiniteľ odporu pre suchu krátku trávu [-]

Zrýchlenie je možné vypočítať pomocou vzorca [7]:

$$a_x = g \cdot \left[\frac{F_{max}}{G} - f - (C_{D_{vzlet}} - f \cdot c_{L_{opt}}) \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot \frac{S}{G} \right] \quad (5.44)$$

kde: a_x - zrýchlenie [m/s²]
 c_{Dvzlet} - súčiniteľ odporu pre vzlet [-]
 c_{Lopt} - optimálny súčiniteľ vztlaku pre vzlet [-]
 v - aktuálna rýchlosť pri rozjazde [m/s]
 G - tiaž [N]
 f - súčiniteľ odporu pre suchu krátku trávu [-]
 F_{max} - maximálny ťah [N]
 g - gravitačné zrýchlenie [m/s²]
 ρ - hustota vzduchu [kg/m³]
 S - plocha krídla [m²]

Dĺžku pozemnej časti vzletu S_G možno vypočítať pomocou nasledujúceho integrálu [7]:

$$S_G = \int_0^{v_{LOF}} \frac{v}{a_x} \cdot dv \quad (5.45)$$

$$s_G = 117,02 \quad [m]$$

kde: S_G - vzdialenosť pozemnej časti vzletu [m]
 v_{LOF} - rýchlosť odpútania [m/s]
 v - aktuálna rýchlosť pri rozjazde [m/s]
 a_x - zrýchlenie [m/s²]

6.1.5.2 Dĺžka vzdušnej časti vzletu

Rozlet, teda vzdušná časť vzletu, je vzdialenosť potrebná pre zrýchlenie na bezpečnú rýchlosť pre začatie stúpania a následné vystúpanie nad výšku prekážky H_p , ktorá sa považuje za začiatok samotného letu. Táto výška je v prípade predpisu UL 2 § 51 15 metrov na rozdiel od predpisu pre motorové lietadlá CS 23.61, ktorý udáva ako minimálnu výšku 11 metrov. Dĺžku rozletu S_A možno vypočítať ako [7]:

$$S_A = \frac{m \cdot g}{(F - D)_{str}} \cdot \left(\frac{v_2^2 - v_{LOF}^2}{2 \cdot g} + H_p \right) \quad (5.46)$$

$$S_A = \frac{400 \cdot 9,80665}{(395,67)_{str}} \cdot \left(\frac{24,10^2 - 22,09^2}{2 \cdot 9,80665} + 15 \right)$$

$$S_A = 195,46 \quad [m]$$

kde: S_A - vzdialenosť letovej časti vzletu [m]
 v_{LOF} - rýchlosť odpútania [m/s]
 v_2 - rýchlosť vzletu [m/s]
 H_p - výška prekážky [m]
 F - ťah [N]
 D - odpor [N]
 m - hmotnosť [kg]
 g - gravitačné zrýchlenie [m/s²]

Dĺžku celého vzletu je možno potom vyrátať ako súčet pozemnej časti vzletu a rozletu, teda vzdušnej časti vzletu podľa vzorca [7]:

$$s = s_G + s_A \quad (5.47)$$

$$s = 117,02 + 195,46$$

$$s = 312,48 \quad [\text{m}]$$

kde: S - dĺžka celého vzletu do výšky 15 metrov [m]
 S_A - vzdialenosť letovej časti vzletu [m]
 S_G - vzdialenosť pozemnej časti vzletu [m]

Na základe vyššie uvedených výpočtov, možno konštatovať, že v prípade Self-Launch pohonu typu FES, je vetroň VSO-10FES Osa schopný samostatného vzletu do výšky 15 metrov z dráhy o dĺžke približne 315 metrov. Táto vzdialenosť zďaleka vyhovuje predpisu UL 2 § 51, kde je nutné dosiahnutie výšky 15 metrov na vzdialenosti 450 metrov. Rovnako táto vzdialenosť vyhovuje pre každé aeroklubové letisko v našich podmienkach.

6.2 Porovnanie parametrov s pôvodným lietadlom

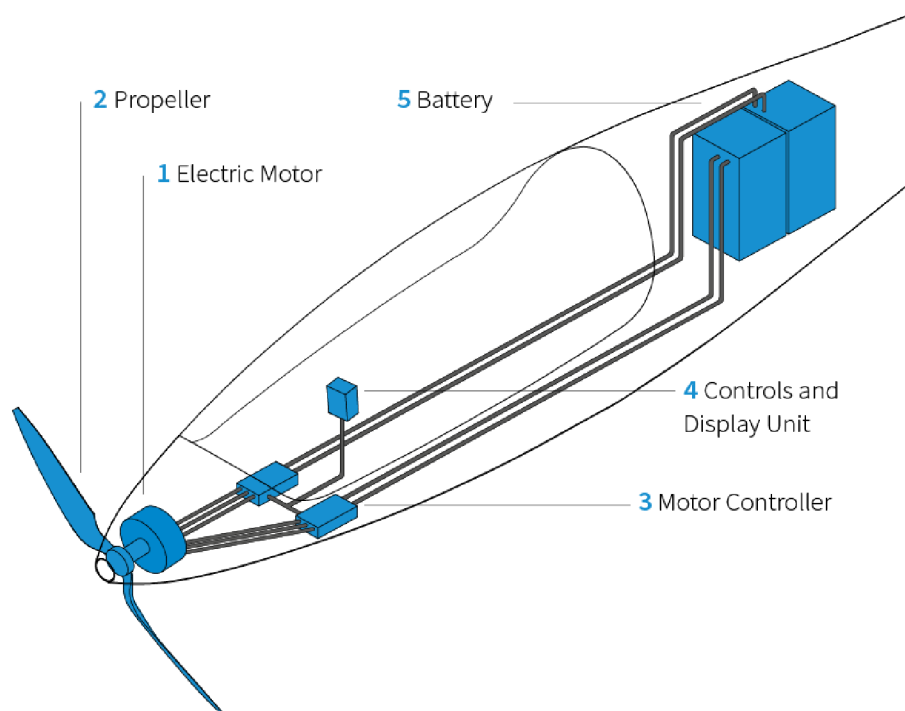
Na základe vypočítaných výkonov pre lietadlo po prestavbe a letovej príručky pôvodného vetroňa VSO-10 Osa [7], je možné porovnať niektoré parametre a výkony, hlavne v oblasti kĺzavého letu. Toto porovnanie možno vidieť v tabuľke č. 8. V tabuľke č. 8 možno vidieť zvýšenie prázdnej aj vzletovej hmotnosti na základe čoho narástla aj pádová rýchlosť o približne 4 km/h. V súvislosti s nárastom maximálnej hmotnosti musela byť vypočítaná nová letová obálka a obálka poryvov, pričom vzhľadom na predpis UL 2 § 337 klesli požadované násobky na +5/-3, kvôli čomu musela byť znížená aj rýchlosť v poryve. Došlo k očakávanému poklesu kĺzavosti, pričom najvyššia kĺzavosť je dosahovanej pri vyššej rýchlosti. Rovnako došlo k nárastu rýchlosti opadania, ktorej minimálna hodnota nastáva pri rýchlosti vyššej o približne 3 km/h.

Tabuľka č. 8: Porovnanie výkonov pred a po prestavbe [18]

Parameter	VSO-10 B	VSO-10 FES	Jednotky
Max. hmotnosť	380	400	[kg]
Prázdna hmotnosť	234	272	[kg]
Max. rýchlosť	250	220	[km/h]
Rýchlosť v poryve	160	151	[km/h]
Pádová rýchlosť	68	72	[km/h]
Násobok kladný	+5,5	+5	[-]
Násobok záporný	-3,5	-3	[-]
Min. rýchlosť opadania	-0,64	-0,67	[m/s]
Pri rýchlosti	73	78	[km/h]
Max. kĺzavosť	36	32,5	[-]
Pri rýchlosti	90	102	[km/h]

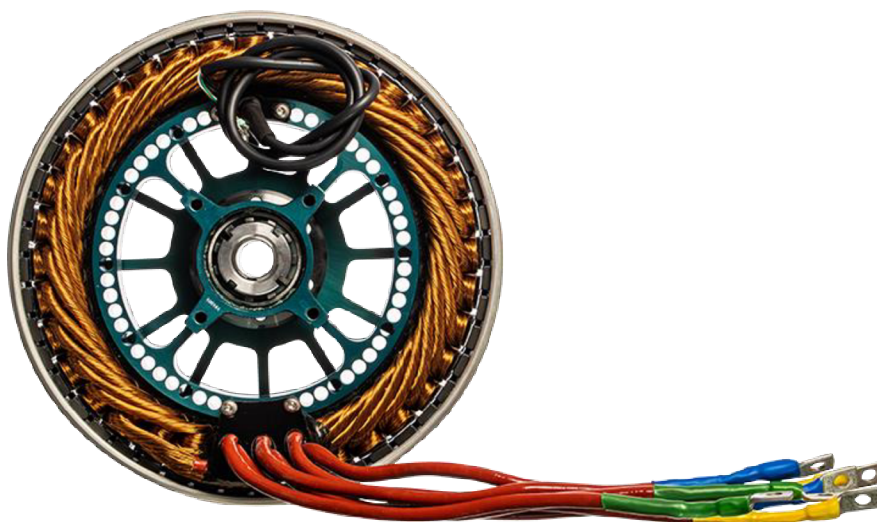
6.3 Výber vhodnej pohonnej sústavy

Výber pohonnej sústavy bol založený na vypočítaných potrebných výkonoch z predošlej kapitoly. Pohonné sústavy sú dodávané na základe požiadaviek výrobcu vetroňa špecializovanou firmou (napr. LZ Design, MGM Compro) alebo si ich vyvíja priamo výrobca lietadla (napr. Alexander Schleicher Segelflugzeugbau). Eventuálne je možné v prípade prototypovej stavby vyskladať si pohonný systém podľa vlastných požiadaviek kombináciou súčiastok od rôznych výrobcov. Firma LZ Design dodáva pohon len priamo výrobcom (prípadne sama tieto pohony montuje), ale len pre typy, ktoré sú od počiatku navrhované pre pohon typu FES, prípadne pre vetrone vedené pod národnými leteckými úradmi na základe Annex 1 [40]. Základná schéma pohonu FES (obrázok č. 14) je prakticky rovnaká pre všetky pohonné sústavy tohto typu.



Obrázok č. 13: Základná schéma pohonu typu FES [47]

Na základe konzultácie a parametrov poskytnutých firmou MGM Compro bol vybraný motor REX-30 (obrázok č. 15). Tento motor môže byť chladený vzduchom aj kvapalinou. Pre použitie v rámci diplomovej práce bolo vybrané chladenie vzduchom [37]. Na základe odporúčenia výrobcu motora bol zvolený regulátor HBCi série 320120 vhodný pre prakticky všetky druhy používaných batérií a pre napätie do 120 V [36]. Základné parametre motora možno vidieť nižšie v tabuľke č. 9, parametre regulátora v tabuľke č. 10:



Obrázok č. 14: Motor REX-30 z kabínovej strany [37]

Tabuľka č. 9: Základné parametre motora REX-30 [37]

Krútiaci moment	70	[Nm]
Maximálny výkon	25	[kW]
Trvalý výkon	17	[kW]
Maximálne otáčky	6000	[1/s]
Prevádzkové napätie	63-800	[V]
Priemer motora	216	[mm]
Hmotnosť	5,25	[kg]
Priemer vrtule	1	[m]

Tabuľka č. 10: Základné parametre regulátora [36]

Nominálny prúd	320	[A]
Maximálny krátkodobý prúd	600	[A]
Maximálny dlhodobý výkon	38	[kW]
Maximálny krátkodobý výkon	43	[kW]
Prevádzkové napätie	32-120	[V]
Hmotnosť	1,27	[kg]
Počet lítiových článkov	10-28	[-]
Prevádzkové teploty	-20-60	[°C]

Pre použitie bola zvolená dvojlistá nastaviteľná sklopná vrtuľa vyrobená z uhlíkového kompozitu. Táto vrtuľa je dostatočne ľahká a po vypnutí motora sa sklopí pomocou prúdu vzduchu, pričom pohon je obstaraný automatickým polohovaním vrtule do horizontu. Rovnako v prípade štartu motora, sa vrtuľa vplyvom odstredivej sily vyklopí. Pre zníženie odporu je vrtuľa čiastočne tvarovaná aby priliehala k trupu a teda pridaný odpor pri nepoužívaní pohonu by bol preto minimálny. Pre kategóriu FES sú dnes komerčne dostupné vrtule o priemere 1 resp. 1,2 metra [40]. Vzhľadom na znalosť

výkonu a účinnosti motora je možné vypočítať ideálny približný priemer použitej vrtule pomocou nasledujúceho vzorca [6]:

$$D = K_P \cdot \sqrt[4]{P_{kW}} \quad (6.1)$$

kde: $P_{kW} = P \cdot \eta \quad (6.9)$

$$P_{kW} = 25 \cdot 0,96 = 24 \quad [\text{kW}]$$

z čoho vyplýva: $D = 0,56 \cdot \sqrt[4]{24} = 1,24 \quad [\text{m}]$

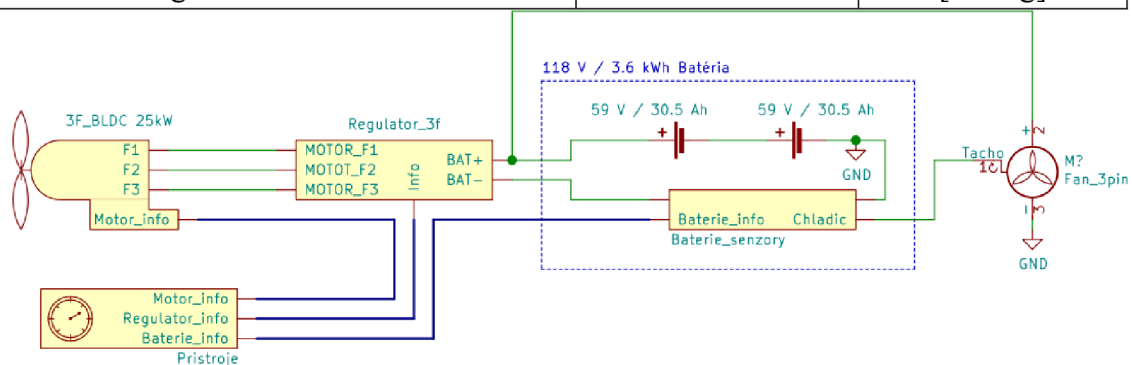
- kde: D - priemer vrtule [m]
 K_P - koeficient počtu listov vrtule (0,56 pre dvojlisté, 0,52 pre trojlisté, 0,49 pre štvorlisté vrtule) [-]
 P_{kW} - výkon [kW]
 P - príkon [kW]
 η - ideálna účinnosť motora [-]

Z výpočtu vyplýva, že ideálnou by bola vrtuľa o priemere 1,24 metra. Podľa predpisu UL 2 § 925, ktorý určuje minimálnu vzdialenosť vrtule od zeme, je nutné pre lietadlo s ostruhovým podvozkom v štartovacej polohe dodržať odstup medzi pracujúcou vrtuľou a zemou aspoň 230 milimetrov [14]. Vzhľadom na skutočnosť, že lietadlo nie je v prvom rade uvažované ako Self-Launcher, táto vzdialenosť (pri jasnom označení v rámci letového manuálu, že lietadlo nie je uspôsobené pre samostatné vzlety), nemusí byť dodržaná. Zároveň musí byť dodržaný dĺžkový odstup od ostatných častí lietadla aspoň 13 milimetrov. V prípade náhodného spustenia pohonu na zemi by však vrtuľa o priemere 1,2 metra bola nebezpečne blízko zeme a v prípade zaťaženého vetroňa a zle upraveného povrchu letiska by mohlo dôjsť ku kontaktu vrtule s povrchom. Bola preto zvolená komerčne dostupná sklopná vrtuľa o priemere 1 meter. V prípade ďalšieho rozvoja (prestavby na Self-Launcher), musí byť vzdialenosť vrtule od povrchu zväčšená napríklad zvýšením podvozku.

Vzhľadom na potrebné vypočítané kapacity batérie a čiastočnú kapacitnú rezervu oproti vypočítanej hodnote, bola zvolená kapacita batérie 3,7 kWh. Po konzultácii s firmou MGM Compro bola zvolená Líthium-Iónová batéria zložená z článkov Sony VTC-6 [38]. Informácie k batérii možno vidieť nižšie v tabuľke č. 11. Tvar batérie je možné čiastočne výrobcom upraviť pre umiestnenie do požadovanej aplikácie. Zjednodušenú schému celého pohonu použitého vo VSO-10 FES možno vidieť nižšie na obrázku č. 16.

Tabuľka č. 11: Základné parametre batérie [38]

Napätie batérie	120	[V]
Nominálne napätie článku	3,7	[V]
Rozsah napätia článku	2 až 4,25	[V]
Priemer článku	18,35	[mm]
Výška článku	65	[mm]
Max. trvalý prúd	5	[A]
Max. krátkodobý prúd	6	[A]
Kapacita batérie	3,7	[kWh]
Prevádzková teplota	-20 až +60	[°C]
Hmotnosť batérie	17	[kg]
Hmotnosť batériového packu	22 až 24	[kg]
Hustota energie	247	[Wh/kg]



Obrázok č. 15: Zjednodušená schéma pohonu VSO-10 FES [galéria autora]

6.4 Zhodnotenie

Základné súčasti zvoleného pohonného systému sú tvorené 25 kW motorom Rex-30, regulátorom HBCi série 320120, Li-Ion batériou o kapacite 3,7 kWh a dvojlistou sklopnou vrtuľou o priemere 1 meter. Pohonný systém pracuje s napätím maximálne 120 V. Kapacita batérie bola zvolená s ohľadom na tri popisované situácie v podkapitole 6.1.4. Výkon motora bol zvolený vzhľadom na určený cieľ (stúpacia rýchlosť aspoň 3 m/s vo výške 500 metrov) a s ohľadom na elektromotory ponúkané firmou MGM Compro. Tvar batérie je možné čiastočne prispôbiť miestu umiestnenia v lietadle. Vzhľadom na nedostatok miesta je nutné batériu rozdeliť na minimálne dva bloky.

Z výpočtov je zrejmé, že výkony tohto pohonu sú dostatočné pre splnenie cieľov. Možno tiež konštatovať, že pohon je dostatočne výkonný aj pre prípad prebudovania na typ Self-Launch. Vzhľadom na zabudovanie pohonu, narástla maximálna vzletová hmotnosť na 400 kg. Z hľadiska aerodynamiky a výkonov došlo k očakávanému miernemu zhoršeniu letových výkonov. Kľzavosť klesla z hodnoty 36 na hodnotu 32,5, minimálna rýchlosť opadania stúpla z -0,64 pri rýchlosti 73 km/h na -0,67 až -0,7 m/s pri rýchlosti približne 78 km/h pádová rýchlosť stúpla so 68 km/h na 72 km/h. Najvyššia rýchlosť stúpania sa pohybovala na úrovni približne 3,7 m/s.

7 Zabudovanie pohonnej sústavy

V tejto kapitole je opísaný návrh úprav pre zabudovanie pohonnej jednotky typu FES. Vzhľadom na skutočnosť, že vetroň VSO-10 Gradient nebol navrhovaný pre umiestnenie pohonu, bolo nutné navrhnuť spevňujúcu konštrukciu pre prednú časť trupu. Pre umiestnenie motorovej lôže a samotného motora je nutné predný kužeľ s vetraním a pitotovou trubicou nahradiť pohonom. Pitotovu trubicu je nutné presunúť mimo oblasti ovplyvnené prúdom vzduchu za vrtuľou (vrtuľového víru) a mimo oblasti potenciálne ovplyvnené prúdením okolo lietadla. Vetranie je zabezpečené rovnakým systémom ako pri klasickej VSO-10, s tým rozdielom, že vetranie musí byť pri prevádzke motora otvorené z dôvodu chladenia motora (rovnako ako pri pohone dodávanou firmou LZ Design). Vďaka použitiu bočného okienka by mali byť náležitosti predpisu UL 2 § 831 splnené. Umiestnenie batérie je navrhnuté na základe dostupných voľných priestorov a výsledku výpočtu ťažiska. Vzhľadom na predpis UL 2 § 967 je nutné batériu umiestniť a pevne uchytiť tak, aby jej konštrukcia a umiestnenie odolalo podmienkam podľa tohto predpisu. Pre také umiestnenie najlepšie vyhovuje centroplán tvorený trubkovou konštrukciou. Batériu je možné rozdeliť na dva batérové celky. Vzhľadom na možnosť núdzového pristátia resp. pristátia do terénu, musí konštrukcia uchytenia batérie vydržať zotrvačné sily podľa predpisu UL 2 § 561, pričom požadované násobky sú uvedené v tabuľke č. 5. Podrobnejšie výpočty sú v elektronickej prílohe označené písmenami B ať D.

7.1 Hmotnostný rozbor

Pri výpočte hmotnostného rozboru bolo vychádzané z pôvodného ťažiska a centráže voči vzťažnej rovine (V.R.) a strednej geometrickej tetivy b_{SAT} . Vzťažnou rovinou pre vetroň VSO-10 Osa je rovina tvorená nábežnou hranou krídla. Pôvodná centráž sa nachádza v 28% až 46% strednej geometrickej tetivy, pôvodné ťažisko prázdneho vetroňa v 68% strednej geometrickej tetivy [10, 18]. Keďže elektromotor s vrtuľou a motorovou lôžou sa nachádzajú na dlhom ramene voči ťažisku, majú tendenciu posunúť centráž príliš dopredu. Ako protizávažie sa preto štandardne používajú ťažké batérie umiestnené za ťažiskom. Pre umiestnenie pohonu boli spočiatku zvažované tri varianty.

Variant číslo 1 a 2 bol pohon kategórie FES. Variant číslo 1 počítal s logickým usporiadaním s motorom pred a batériami za ťažiskom. Bolo zvažované umiestnenie batérií v centropláne za podvozkovou šachtou. Uchytenie batérií by bolo možné o trubkovú konštrukciu centroplánu. Tieto batérie by bolo možné vybrať len po odmontovaní podvozku, preto možno predpokladať, že batérie by sa do trupu umiestnili na začiatku letovej sezóny a na jeseň po jej ukončení by sa vymontovali a skladovali v móde pre dlhodobé skladovanie (Storage). Nabíjanie počas prevádzky by prebiehalo pomocou konektorov v trupe, ktoré by boli dostupné pomocou montážnych otvorov v centropláne. Pri tvorbe diplomovej práce bolo neskôr zistené, že uvažovaný priestor je od podvozkovej šachty oddelený ešte laminátovou priečkou, čo možno vidieť v pravej

časti obrázku č. 17. Úplné odstránenie tejto priečky by bolo príliš veľkým zásahom do konštrukcie, čomu bola snaha sa v rámci práce vyhnúť. V prípade prestavby na tento variant sa naskýta možnosť otvoru v priečke s vystužením resp. náhrada priečky zalaminovaním novej, spevnenej priečky s otvorom. Použitelnosť tohto riešenia je možné overiť len za pomoci správcu výrobných dokumentácie.



Obrázok č. 16: Vnútro podvozkovej šachty so spomínanou priečkou vpravo [galéria autora]

Vzhľadom na relatívne veľký voľný priestor za sedačkou pilota, bolo ako variant 2 zvažované umiestnenie batérie za pilotom v priestore, kde sa nachádza štandardne batéria pre rádiostanicu, prípadne po bokoch vedenia ťiahel riadenia za sedačkou pilota. V prípade variantu 2, je kvôli veľkosti nutné batériu rozdeliť na dva bloky, jeden umiestnený medzi vidlicou hlavného nosníku a predným čapom, za opierkou hlavy pilota, druhý na pravej strane trupu. Umiestnenie medzi nosníkom a čapom zároveň zaručuje bezpečné uchytenie batérového bloku aj v prípade núdzového pristátia resp. nehody, čo možno vidieť na obrázku č. 18. Druhý blok batérií je umiestnený vpravo za sedačkou pilota, pričom blok je možno umiestniť a zabezpečiť samotnou konštrukciou prepážky a upevnením o trubkovú konštrukciu. Batéria na prístroje by v tomto variante bola umiestnená symetricky na opačnej strane za sedačkou, uchytená obdobným spôsobom. Pravidelné vyberanie a vkladanie batérií môže byť kvôli priestorovo tesnému umiestneniu značne komplikované, toto umiestnenie navyše obmedzuje kapacitu batérií a teda je prakticky vylúčené zvyšovanie jej kapacity do budúcnosti.

Variant 3 bol zvažovaný ako motor na pylóne zaťažujúci sa do trupu za krídlom. Vzhľadom na konštrukciu VSO-10 je však táto konštrukcia vylúčená, pretože v miestach umiestnenia pylónu a otvoru v trupe na zatahnutie motora, je uchytenie plechovej

konštrukcie nosníka, nesúceho chvostové plochy, do trubkového centroplánu [10]. Tiež je v týchto miestach spravený prechod laminátového poťahu centroplánu do nosníka chvostových plôch. Preto v ďalších výpočtoch nie je tento variant braný v úvahu.

7.1.1 Variant 1

Približné hmotnosti a polohy ťažísk jednotlivých pridaných súčastí pre variant 1 možno pozorovať v tabuľke č. 12, pričom záporným znamienkom je vyjadrená poloha pred vzťažnou rovinou a kladným za vzťažnou rovinou. Rovnako záporné znamienko pri momentoch z predchádzajúceho výpočtu značí polohu v zmysle ťažký na hlavu. Na základe predpokladaného posunu ťažiska smerom dopredu, bolo ako kompenzácia, pridané závažie o hmotnosti 1 kg do oblasti ostruhy.

Tabuľka č. 12: Súčasti pridané po prestavbe s hmotnosťami a polohami voči V.R. a ťažisku pre variant 1

Variant 1 – prázdne lietadlo	hmotnosť	poloha voči V.R	poloha voči ťažisku
	[kg]	[m]	[m]
prázdne lietadlo pôvodné	234		
batéria + uchytenie	25	0,85	0,28968
regulátor	1,4	0,85	0,28968
pilot	0	-0,55	-1,11032
motor	5,3	-1,8	-2,36032
vrtuľa	1	-1,9	-2,46032
batéria 15Ah	2,5	0,25	-0,31032
vrtuľový kužeľ	0,7	-1,9	-2,46032
prístroje + elektronika	0,5	-1,2	-1,76032
elektroinštalácia	1,6	-0,95	-1,51032
závažie v chvoste	1	4,1	3,53968
uchytenie motora	6	-1	-1,56032
uchytenie motorovej lôže	1	0,1	-0,46032
pitotka + uchytenie	0,2	4,2	3,63968
pôvodný predný kužeľ	-0,7	-1,9	-2,46032

Podľa Návodu na obsluhu a údržbu [10], sa ťažisko prázdneho lietadla nachádza v 68% b_{SAT} t. j. vo vzdialenosti 0,56032 metra od V.R. Vďaka znalosti pôvodného ťažiska

prázdného lietadla a znalosti hmotností a ramien umiestnení jednotlivých súčastí pridaných po prestavbe, bolo možné vypočítať nové ťažisko prázdného lietadla. Najprv bolo nutné vyjadriť moment pôvodnej hmotnosti od ťažiska voči V.R., sumu momentov voči V.R. a voči ťažisku od pridaných súčastí, ktorú možno vyrátať pre variant 1 ako:

$$\sum M_{VR} = g \cdot (m_{VR1} \cdot r_{VR1} + m_{VR2} \cdot r_{VR2} + \dots + m_{VRn} \cdot r_{VRn}) \quad (7.1a)$$

$$\sum M_{VR} = 83,80 \quad [\text{Nm}]$$

$$\sum M_T = g \cdot (m_{T1} \cdot r_T + m_{T2} \cdot r_{T2} + \dots + m_{Tn} \cdot r_{Tn}) \quad (7.2a)$$

$$\sum M_T = -166,22 \quad [\text{Nm}]$$

$$M_{T_wmin} = m_{w_min} \cdot g \cdot r_T \quad (7.3a)$$

$$M_{T_wmin} = 234 \cdot 9,80665 \cdot 0,56032 = 1285,80 \quad [\text{Nm}]$$

kde: M_{T_wmin} - moment pôvodnej prázdnej hmotnosti lietadla v ťažisku voči V.R. [Nm]

M_{VR} - moment nových súčastí lietadla voči V.R. [Nm]

M_T - moment nových súčastí lietadla voči ťažisku [Nm]

m_i - hmotnosť súčastí [kg]

m_{w_min} - prázdna hmotnosť lietadla pred prestavbou [kg]

r_i - rameno na ktorom je súčasť voči V.R. resp. ťažisku [m]

g - gravitačné zrýchlenie [m/s^2]

Po vyjadrení momentu voči pôvodnému ťažisku, je možné vyjadriť si polohu ťažiska lietadla po prestavbe pre variant 1 ako:

$$r_{T1} = \frac{M_{T_wmin} + \sum M_{VR}}{m_{w_min1} \cdot g} \quad (7.4a)$$

$$r_{T1} = \frac{1285,80 + 83,80}{279,5 \cdot 9,80665} = 0,500 \quad [\text{m}]$$

resp.

$$r_{T1\%} = \frac{r_{T1}}{b_{SAT}} \quad (7.5a)$$

$$\frac{0,500}{0,824} = 0,607 \cong 61\% b_{SAT} \quad [\text{m}], [\%]$$

kde: M_{T_wmin} - moment pôvodnej prázdnej hmotnosti lietadla v pôvodnom ťažisku voči V.R. [Nm]

M_{VR} - moment nových súčastí lietadla voči V.R. [Nm]

m_{w_min1} - prázdna hmotnosť lietadla po prestavbe pre variant 1 [kg]

r_{T1} - rameno na ktorom je nové ťažisko voči V.R. [m]

b_{SAT} - stredná geometrická tetiva [m]

g - gravitačné zrýchlenie [m/s^2]

Z výpočtu vyplýva, že ťažisko lietadla podľa variantu 1 sa nachádza v 61% b_{SAT} , resp. vo vzdialenosti 0,500 m od V.R.

Tabuľka č. 13: Hmotnosti a polohy súčasti pre krajné centráže variantu 1

Variant 1	Min. hmotnosť pilota	Max. hmotnosť pilota		
	hmotnosť	poloha voči V.R	poloha voči V.R	poloha voči ťažisku
	[kg]	[m]	[m]	[m]
prázdne lietadlo	279,5	279,5		
batéria + uchytenie	25	25	0,85	0,28968
Regulátor	1,4	1,4	0,85	0,28968
pilot	70	110	-0,55	-1,11032
motor	5,3	5,3	-1,8	-2,36032
vrtuľa	1	1	-1,9	-2,46032
batéria 15Ah	2,5	2,5	0,25	-0,31032
vrtuľový kužeľ	0,7	0,7	-1,9	-2,46032
prístroje + elektronika	0,5	0,3	-1,2	-1,76032
závažie v chvoste	1	1	4,1	3,53968
elektroinštalácia	1,6	1,6	-0,95	-1,51032
uchytenie motora	6	6	-1	-1,56032
uchytenie motorovej lôžy	1,2	1,2	0,1	-0,46032
pitotka + uchytenie	0,2	0,2	4,2	3,63968
pôvodný predný kužeľ	-0,7	-0,7	-1,9	-2,46032

Centráž pôvodného lietadla sa nachádza v 28% až 46% strednej geometrickej tetivy b_{SAT} , čiže vo vzdialenostiach 0,231 m od V.R., resp. 0,379 m od V.R. Snahou pri oboch variantoch bolo dostať sa do Pri znalosti ťažiska prázdneho lietadla varianty 1, bolo možné na základe polohy jednotlivých súčastí a polohy pilota, vypočítať krajné centráže. Výpočet bol založený na predpoklade, že krajná predná centráž je zhodná s centrážou pre lietadlo na maximálnej vzletovej hmotnosti s pilotom o maximálnej hmotnosti t. j. 110 kg. Krajná zadná centráž je naopak zhodná s centrážou pre pilota s minimálnou hmotnosťou, t. j. 70 kg, a lietadlo o odpovedajúcej vzletovej hmotnosti 350 kg. Údaje, o hmotnostiach a vzdialenostiach jednotlivých súčastí a pilota pre obe centráže, je možné vidieť vyššie

v tabuľke č. 13. Na základe tabuľky č. 13 a ťažiska prázdneho lietadla pre variantu 1 bolo možné krajné centráže vypočítať pomocou momentov voči V.R. ako:

$$M_{T_wmin1} = m_{w_min1} \cdot g \cdot r_{T1} \quad (7.6a)$$

$$M_{T_wmin1} = 279,5 \cdot 9,80665 \cdot 0,500 = 1369,60 \quad [\text{Nm}]$$

Zadná
centráž

$$\sum M_{VR1Z} = g \cdot (m_{VR1} \cdot r_{VR1} + m_{VR2} \cdot r_{VR2} + \dots + m_{VRn} \cdot r_{VRn}) \quad (7.7a)$$

$$\sum M_{VR1Z} = -293,56 \quad [\text{Nm}]$$

$$r_{T1Z} = \frac{M_{T_wmin1} + \sum M_{VR1Z}}{m_{w_min1} \cdot g} \quad (7.8a)$$

$$r_{T1Z} = \frac{1369,60 + (-293,56)}{279,5 \cdot 9,80665} = 0,314 \quad [\text{m}]$$

resp.

$$r_{T1Z\%} = \frac{r_{T1Z}}{b_{SAT}} \quad (7.9a)$$

$$\frac{0,314}{0,824} = 0,381 \cong 38\% b_{SAT} \quad [\text{m}], [\%]$$

Predná
centráž

$$\sum M_{VR1P} = g \cdot (m_{VR1} \cdot r_{VR1} + m_{VR2} \cdot r_{VR2} + \dots + m_{VRn} \cdot r_{VRn}) \quad (7.7b)$$

$$\sum M_{VR1P} = -506,95 \quad [\text{Nm}]$$

$$r_{T1P} = \frac{M_{T_wmin1} + \sum M_{VR1P}}{m_{w_min1} \cdot g} \quad (7.8b)$$

$$r_{T1P} = \frac{1369,60 + (-506,95)}{279,5 \cdot 9,80665} = 0,226 \quad [\text{m}]$$

resp.

$$r_{T1P\%} = \frac{r_{T1P}}{b_{SAT}} \quad (7.9b)$$

$$\frac{0,226}{0,824} = 0,275 \cong 28\% b_{SAT} \quad [\text{m}], [\%]$$

kde: M_{T_wmin} - moment prázdnej hmotnosti lietadla v ťažisku voči V.R. [Nm]

M_{VRi} - moment nových súčastí lietadla voči V.R. [Nm]

m_{w_min1} - prázdna hmotnosť lietadla po prestavbe pre variant 1 [kg]

m_{VRi} - hmotnosť danej súčasti [kg]

r_{VRi} - rameno na ktorom je daná súčasť voči V.R. [m]

r_{Ti} - rameno na ktorom je daná centráž voči V.R. [m]

$r_{T1P\%}$ - percentuálne rameno ťažiska voči V.R. [%]

b_{SAT} - stredná geometrická tetiva [m]

g - gravitačné zrýchlenie [m/s^2]

Z vyššie uvedených výpočtov možno pozorovať, že variant 1 sa s centrážami vojde do rozsahu pôvodných centráží, pričom predná krajná centráž sa nachádza približne v 28% b_{SAT} , resp. vo vzdialenosti 0,226 m od V.R. Zadná krajná centráž sa nachádza približne v 39% b_{SAT} , resp. vo vzdialenosti 0,314 m od V.R.

7.1.2 Variant 2

Približné hmotnosti a polohy ťažísk jednotlivých pridaných súčastí pre variant 2 možno pozorovať v tabuľke č. 14, pričom rovnako ako v predošlom prípade je záporným znamienkom vyjadrená poloha pred vzťažnou rovinou a kladným za vzťažnou rovinou. Rovnako záporné znamienko pri momentoch z predchádzajúceho výpočtu značí polohu v zmysle ťažký na hlavu. Vzhľadom na očakávaný posun ťažiska smerom dopredu bolo predpokladané, že predná centráž by sa nemusela zmestiť do pôvodného rozsahu centráží. Preto bolo do oblasti napojenia chvostových plôch a ostruhy pridané závažie o hmotnosti 4 kg. Zamýšľané miesto umiestnenia batérií v konštrukcii možno vidieť nižšie na obrázku č. 18. Následné hmotnosti a ťažiská s minimálnou a maximálnou hmotnosťou pilota sú potom uvedené v tabuľke č. 15.



Obrázok č. 17: Miesto pre batériový blok variantu 2 [galéria autora]

Tabuľka č. 14: Súčasti pridané po prestavbe s hmotnosťami a polohami voči V.R. a ťažisku pre variant 2

Variant 2 – prázdne lietadlo	hmotnosť	poloha voči V.R	poloha voči ťažisku
	[kg]	[m]	[m]
prázdne lietadlo pôvodné	234		
batéria + uchytenie	25	0,25	-0,31032
regulátor	1,4	0,25	-0,31032
pilot	0	-0,55	-1,11032
motor	5,3	-1,8	-2,36032
vrtuľa	1	-1,9	-2,46032
batéria 15Ah	2,5	0,25	-0,31032
vrtuľový kužeľ	0,7	-1,9	-2,46032
závažie v chvoste	4	4,1	3,53968
prístroje + elektronika	0,3	-1,2	-1,76032
elektroinštalácia	1,6	-0,95	-1,51032
uchytenie motora	6	-1	-1,56032
uchytenie motorovej lôže	1	0,1	-0,46032
pitotka + uchytenie	0,2	4,2	3,63968
pôvodný predný kužeľ	-0,7	-1,9	-2,46032

Rovnako ako v prípade variantu 1, je potrebné vypočítať aj pre variant 2 moment voči pôvodnému ťažisku. Tento moment bude mierne odlišný od variantu 1, pretože hmotnosť prázdneho lietadla narástla vzhľadom na pridané závažie. Tento moment možno vypočítať pomocou vzorca:

$$\sum M_{VR2} = g \cdot (m_{VR1} \cdot r_{VR1} + m_{VR2} \cdot r_{VR2} + \dots + m_{VRn} \cdot r_{VRn}) \quad (7.1b)$$

$$\sum M_{VR2} = 49,08 \quad [\text{Nm}]$$

$$\sum M_{T2} = g \cdot (m_{T1} \cdot r_{T1} + m_{T2} \cdot r_{T2} + \dots + m_{Tn} \cdot r_{Tn}) \quad (7.2b)$$

$$\sum M_{T2} = -217,42 \quad [\text{Nm}]$$

$$M_{T2_wmin} = m_{w_min} \cdot g \cdot r_T \quad (7.3b)$$

$$M_{T2_wmin} = 234 \cdot 9,80665 \cdot 0,56032 = 1286,24 \quad [\text{Nm}]$$

- kde: M_{T_wmin} - moment pôvodnej prázdnej hmotnosti lietadla v ťažisku voči V.R. [Nm]
 M_{VRi} - moment nových súčastí lietadla voči V.R. [Nm]
 M_{Ti} - moment nových súčastí lietadla voči ťažiskus [Nm]
 m_i - hmotnosť súčasti [kg]
 m_{w_min} - prázdna hmotnosť lietadla pred prestavbou [kg]
 r_i - rameno na ktorom je súčasť voči V.R. resp. ťažisku [m]
 g - gravitačné zrýchlenie [m/s^2]

Tabuľka č. 15: Hmotnosti a polohy súčasti pre krajné centráže variantu 2

Variant 2	Min. hmotnosť pilota	Max. hmotnosť pilota		
	hmotnosť	poloha voči V.R	poloha voči V.R	poloha voči ťažisku
	[kg]	[m]	[m]	[m]
prázdne lietadlo	281,5	281,5		
batéria + uchytenie	25	25	0,25	-0,31032
regulátor	1,4	1,4	0,25	-0,31032
pilot	70	115	-0,55	-1,11032
motor	5,3	5,3	-1,8	-2,36032
vrtuľa	1	1	-1,9	-2,46032
batéria 15Ah	2,5	2,5	0,25	-0,31032
vrtuľový kužeľ	0,7	0,7	-1,9	-2,46032
prístroje + elektronika	0,5	0,3	-1,2	-1,76032
závažie v chvoste	4	4	4,1	3,53968
elektroinštalácia	1,6	1,6	-0,95	-1,51032
uchytenie motora	6	6	-1	-1,56032
uchytenie motorovej lôže	1,2	1,2	0,1	-0,46032
pitotka + uchytenie	0,2	0,2	4,2	3,63968
pôvodný predný kužeľ	-0,7	-0,7	-1,9	-2,46032

Po vyjadrení momentu voči pôvodnému ťažisku, je možné vyjadriť si polohu ťažiska lietadla po prestavbe pre variant 2 ako:

$$r_{T2} = \frac{M_{T_wmin} + \sum M_{VR}}{m_{w_min2} \cdot g} \quad (7.4a)$$

$$r_{T2} = \frac{1286,24 + 49,08}{282,5 \cdot 9,80665} = 0,481 \quad [\text{m}]$$

resp. $r_{T2\%} = \frac{r_{T2}}{b_{SAT}} \quad (7.5a)$

$$\frac{0,481}{0,824} = 0,584 \cong 58\% b_{SAT} \quad [\text{m}], [\%]$$

kde: M_{T_wmin} - moment pôvodnej prázdnej hmotnosti lietadla v pôvodnom ťažisku voči V.R. [Nm]

M_{VR} - moment nových súčastí lietadla voči V.R. [Nm]

m_{w_min2} - prázdna hmotnosť lietadla po prestavbe pre variant 2 [kg]

r_{T2} - rameno na ktorom je nové ťažisko voči V.R. [m]

b_{SAT} - stredná geometrická tetiva [m]

g - gravitačné zrýchlenie [m/s^2]

Z výpočtu vyplýva, že ťažisko lietadla podľa variantu 2 sa nachádza v 58% b_{SAT} , resp. vo vzdialenosti 0,481 m od V.R. Vzhľadom na posun ťažiska vpred oproti variante 1 aj pôvodnému lietadlu, bolo možné predpokladať, že centráž sa rovnako posunie dopredu, bližšie ku vzťažnej rovine tvorenej nábežnou hranou krídla. Preto bolo uvažované umiestnenie závažia do oblasti napojenia chvostových plôch. V oboch prípadoch krajných centrál vyhovuje, vzhľadom na minimalizáciu momentu a posunu centráže, umiestnenie závažia o hmotnosti 4 kg.

$$M_{T_wmin2} = m_{w_min2} \cdot g \cdot r_{T2} \quad (7.6b)$$

$$M_{T_wmin2} = 282,5 \cdot 9,80665 \cdot 0,482 = 1335,32 \quad [\text{Nm}]$$

Zadná centráž $\sum M_{VR2Z} = g \cdot (m_{VR1} \cdot r_{VR1} + m_{VR2} \cdot r_{VR2} + \dots + m_{VRn} \cdot r_{VRn}) \quad (7.7c)$

$$\sum M_{VR2Z} = -325,92 \quad [\text{Nm}]$$

$$r_{T2Z} = \frac{M_{T_wmin2} + \sum M_{VR2Z}}{m_{w_min2} \cdot g} \quad (7.8c)$$

$$r_{T2Z} = \frac{1335,32 + (-325,92)}{282,5 \cdot 9,80665} = 0,292 \quad [\text{m}]$$

resp. $r_{T2Z\%} = \frac{r_{T2Z}}{b_{SAT}} \quad (7.9c)$

$$\frac{0,292}{0,824} = 0,355 \cong 36\% b_{SAT} \quad [m],[\%]$$

$$\text{Predná centráž} \quad \sum M_{VR2P} = g \cdot (m_{VR1} \cdot r_{VR1} + m_{VR2} \cdot r_{VR2} + \dots + m_{VRn} \cdot r_{VRn}) \quad (7.7d)$$

$$\sum M_{VR2P} = -541,67 \quad [Nm]$$

$$r_{T2P} = \frac{M_{T_wmin1} + \sum M_{VR1P}}{m_{w_min1} \cdot g} \quad (7.8d)$$

$$r_{T2P} = \frac{1335,32 + (-541,67)}{282,5 \cdot 9,80665} = 0,206 \quad [m]$$

$$\text{resp.} \quad r_{T2P\%} = \frac{r_{T2P}}{b_{SAT}} \quad (7.9d)$$

$$\frac{0,206}{0,824} = 0,250 \cong 25\% b_{SAT} \quad [m],[\%]$$

kde: M_{T_wmin} - moment prázdnej hmotnosti lietadla v ťažisku voči V.R. [Nm]

M_{VRi} - moment nových súčastí lietadla voči V.R. [Nm]

m_{w_min2} - prázdna hmotnosť lietadla po prestavbe pre variant 2 [kg]

m_{VR2i} - hmotnosť danej súčasti [kg]

r_{VR2i} - rameno na ktorom je daná súčasť voči V.R. [m]

r_{T2i} - rameno na ktorom je daná centráž voči V.R. [m]

$r_{T2P\%}$ - percentuálne rameno ťažiska voči V.R. [%]

b_{SAT} - stredná geometrická tetiva [m]

g - gravitačné zrýchlenie [m/s^2]

Z výpočtov vyplýva, že zadná krajná centráž sa nachádza v rámci rozsahu centrží pôvodného lietadla a to v 36% b_{SAT} , resp. vo vzdialenosti 0,292 m od V.R. Predná krajná centráž sa aj pri závaží o hmotnosti 4 kg nachádza mierne pred pôvodným rozsahom centrží a to v 25% b_{SAT} , resp. vo vzdialenosti 0,206 m od V.R, čo je 25 mm pred prednou krajnou centrážou pôvodného lietadla [18]. V prípade zvýšenia hmotnosti závažia na 5 kg sa predná krajná centráž dostane do rozmedzia pôvodných centrží, pričom hodnoty krajných centrží budú 28% a 38% b_{SAT} . Pridávanie závažia nie je, z hľadiska letových vlastností a efektivity letu, najvhodnejším riešením. Vzhľadom na skutočnosť, že závažie je koncentrovanou hmotou v časti konštrukcie, nezriedka v jej krajných častiach, môže v extrémnych (napr. krajné hodnoty centráže) resp. neštandardných situáciách (napr. vyberanie vývrtky a pádu, akrobacia, atď.) ovplyvňovať správanie a letové vlastnosti lietadla. Preto je závažie používané ako jedna z posledných možností úpravy konštrukcie.

V rámci oboch variant došlo k posunutiu ťažiska mierne dopredu. Pri dodržaní rozsahu centrží možno konštatovať, že lietadlo by malo ostať stabilné a riaditeľné. Vzhľadom na posunutú centráž, môže, pri ťažkom pilotovi blízko maximálnej hmotnosti, dôjsť pri nastupovaní k dočasnému preklopeniu vetroňa na prednú časť. Vďaka

tvarovaníu pôvodného trupu, je možnosť poškodenia pohonnej sústavy minimalizovaná. Je však možné, že v niektorých režimoch (najmä pri vyšších rýchlostiach) letu, bude pri ťažkom pilotovi (krajnej prednej centrácii) nutné vyvinúť väčšiu silu pri pritiahnutí ako pri pôvodnom lietadle. Vyváženie na pôvodnom lietadle VSO-10 Osa je dostatočne účinné aj pri krajnej prednej centrácii, preto možno predpokladať, že pri dodržaní vypočítaných centrácii, zostane toto vyváženie dostatočne účinné aj po prestavbe. Rezerva pre zadnú krajnú centráciu je pre oba varianty dostatočná.

7.2 Návrh konštrukcie a úprav s ohľadom na predpis UL 2 časť I

Vzhľadom na úpravy bolo potrebné vypočítať novú obálku obrátov a poryvov. Tieto obálky boli počítané pomocou predpisu UL 2 § 333, 335, 337 a 341. Podľa predpisu UL 2 § 335 boli vypočítané návrhové rýchlosti [14].

Z kapitoly 6 je z výpočtu výkonov známa pádová rýchlosť. Pre výpočet letovej obálky bolo nutné ďalej zistiť pádovú rýchlosť pri lete na chrbte resp. so záporným násobkom rovným -1. Z predpisu UL 2 § 331.5 časť a) bol pre výpočet tejto rýchlosti uvažovaný negatívny súčiniteľ vztlaku s hodnotou -0,8 [14]. Pádovú rýchlosť pri lete na chrbte možno vypočítať ako [7]:

$$v_{s-} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot n}{\rho \cdot S \cdot c_{Lmin}}} \quad (7.10)$$

$$V_{s-} = \sqrt{\frac{2 \cdot 400 \cdot 9,80665 \cdot (-1)}{1,225 \cdot 12 \cdot (-0,8)}} = 25,82 \text{ resp. } 92,95 \quad [\text{m/s resp. km/h}]$$

kde: V_{s-} - pádová rýchlosť pri lete na chrbte [m/s]

m - hmotnosť [kg]

c_{Lmin} - súčiniteľ vztlaku pre let na chrbte [-]

ρ - hustota vzduchu [kg/m³]

g - gravitačné zrýchlenie [m/s²]

S - plocha krídla [m²]

n - násobok pri lete na chrbte (v tomto prípade -1) [-]

Manévrovaciu rýchlosť V_{A+} je podľa tohto predpisu možné vypočítať pomocou nasledujúceho vzorca [14]:

$$V_{A+} = V_{s+} \cdot \sqrt{N_1} \quad (7.11)$$

$$V_{A+} = 72 \cdot \sqrt{4} = 144 \quad [\text{km/h}]$$

Obdobne ako manévrovaciu rýchlosť V_{A+} pre kladné násobky, je možné vypočítať aj manévrovaciu rýchlosť pre negatívne násobky V_{A-} [14]:

$$V_{A-} = V_{s-} \cdot \sqrt{N_4} \quad (7.12)$$

$$V_{A-} = 92,95 \cdot (-\sqrt{2}) = 131,46 \quad [\text{km/h}]$$

- kde: V_{A+} - manévrovacía rýchlosť pre kladné násobky [km/h]
 V_{A-} - manévrovacía rýchlosť pre záporné násobky [km/h]
 V_{S+} - pádová rýchlosť [km/h]
 V_{S-} - pádová rýchlosť pri lete na chrbte [km/h]
 N_l - kladný násobok [-]
 N_d - záporný násobok [-]

Maximálna návrhová rýchlosť V_D môže byť zvolená, nesmie však byť podľa predpisu UL 2 § 335 menšia než väčšia z rýchlostí: $1,2 V_H$ alebo $1,5 V_A$. Z výpočtu letových výkonov je zrejmé, že pre výšku 0 metrov podľa ISA, je V_H približne 164 km/h. Maximálnu návrhová rýchlosť možno teda vyjadriť porovnaním rýchlostí V_A a V_H [14]:

$$V_D = V_A \cdot 1,5 \quad (7.13)$$

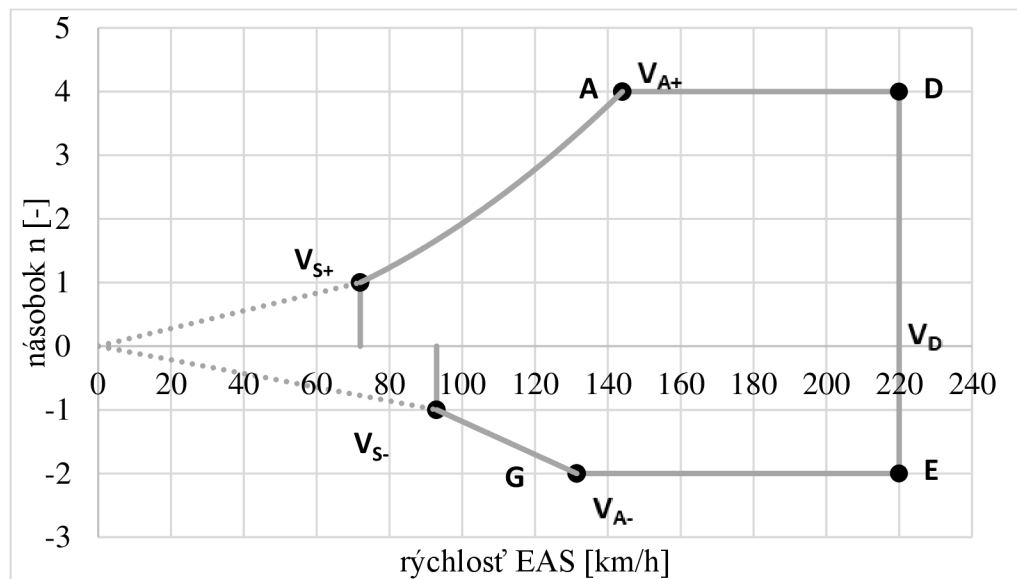
$$V_D = 144 \cdot 1,5 = 216 \quad [\text{km/h}]$$

resp. $V_D = V_H \cdot 1,2 \quad (7.14)$

$$V_D = 164 \cdot 1,2 = 196,8 \quad [\text{km/h}]$$

- kde: V_A - manévrovacía rýchlosť [km/h]
 V_D - maximálna návrhová rýchlosť [km/h]
 V_H - maximálna rýchlosť vodorovného letu pri max. trvalom výkone motora [km/h]

Z výpočtu vyplýva, že vyššia z rýchlostí má hodnotu 216 km/h, preto je po zaokrúhlení, ako maximálna návrhová rýchlosť zvolená rýchlosť 220 km/h. Na základe výpočtov bola vytvorená obratová obálka, ktorú možno vidieť na obrázku č. 19 nižšie.



Obrázok č. 18: Obálka obratov

Podľa predpisu UL 2 § 335 môže byť návrhová rýchlosť pri silnom poryve V_B zvolená, nesmie byť však nižšia ako V_A a zároveň nemusí byť väčšia než $0,9 V_H$ [14]. Pri voľbe tejto rýchlosti je vhodné vypočítať poryvové násobky. Rýchlosť V_B bola zvolená

ako 150 km/h, čiže 41,7 m/s. Poryvové násobky je možné vypočítať podľa nasledujúceho vzorca 7.6 uvedeného v predpise UL 2 § 341 [14]. Poryvové násobky boli určené podľa predpisu UL 2 § 341 pre silné poryvy o veľkosti 15 m/s pri návrhovej rýchlosti pre silný poryv V_B . Rovnakým spôsobom boli určené násobky pre slabý poryv o veľkosti 7,5 m/s pre návrhovú rýchlosť V_D [14].

$$N = 1 - \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot k \cdot \rho_0 \cdot U \cdot v \cdot a}{\frac{m \cdot g}{S}} \quad (7.15)$$

kde:

$$k = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu} \quad (7.16)$$

kde:

$$\mu = \frac{2 \cdot \frac{m}{S}}{\rho \cdot b_{SAT} \cdot a} \quad (7.17)$$

$$\mu = \frac{2 \cdot \frac{400}{12}}{1,225 \cdot 0,824 \cdot 5,557} = 11,885 \quad [-]$$

z čoho vyplýva:

$$k = \frac{0,88 \cdot 11,885}{5,3 + 11,885} = 0,609 \quad [-]$$

pre rýchlosť V_B pre silný poryv:

$$N = 1 - \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot 0,609 \cdot 1,225 \cdot 15 \cdot 41,7 \cdot 5,557}{\frac{400 \cdot 9,80665}{12}} = -3 \text{ resp. } +5 \quad [-] \text{ resp. } [-]$$

pre rýchlosť V_D pre slabý poryv:

$$N = 1 - \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot 0,609 \cdot 1,225 \cdot 7,5 \cdot 61 \cdot 5,557}{\frac{400 \cdot 9,80665}{12}} = -1,9 \text{ resp. } +3,9 \quad [-] \text{ resp. } [-]$$

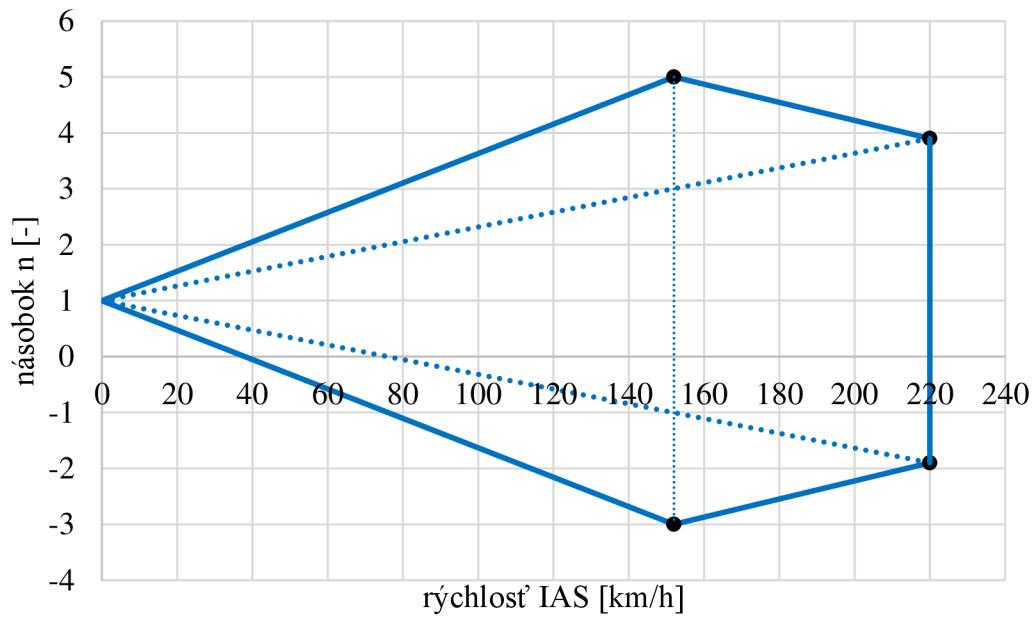
hodnota N nemusí byť vyššia než:

$$N = 1,25 \cdot \left(\frac{V}{V_{S1}}\right)^2 \quad (7.18)$$

$$N = 1,25 \cdot \left(\frac{40}{20}\right)^2 = 5 \quad [-]$$

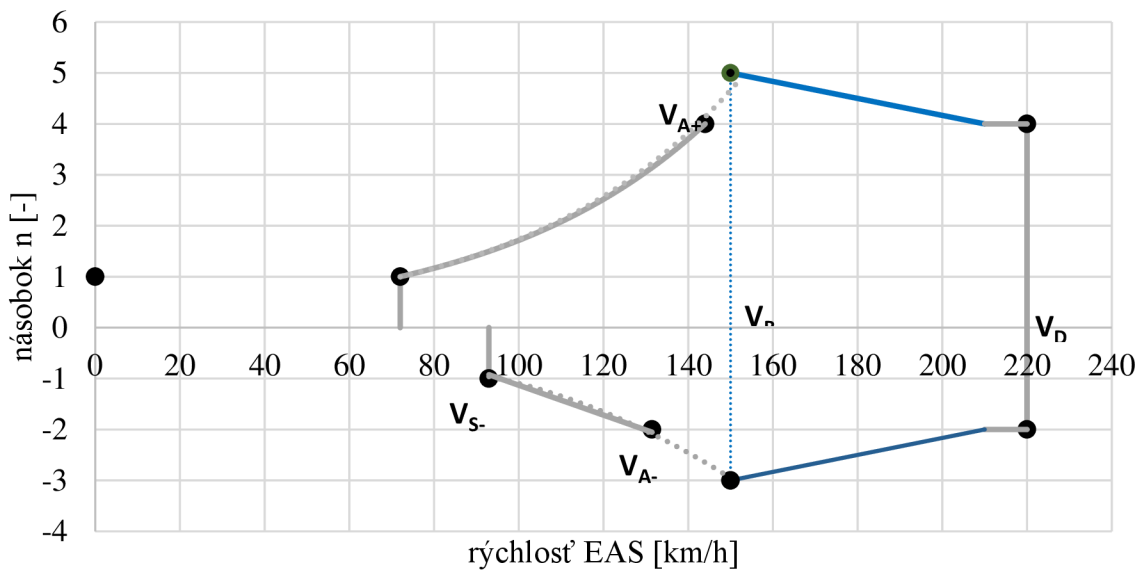
- kde: N - násobok [-]
 V_{S1} - pádová rýchlosť [m/s]
 V - rýchlosť letu [m/s]
 U - rýchlosť poryvu [m/s]
 m - hmotnosť [kg]
 g - gravitačné zrýchlenie [m/s²]
 S - plocha krídla [m²]
 a - sklon vztlakovej čiary [1/rad]
 ρ_0 - hustota vzduchu vo výške 0 metrov [kg/m³]
 b_{SAT} - stredná aerodynamická tetiva [m]
 k - zmierňujúci súčiniteľ [-]
 μ - relatívny hmotnostný pomer lietadla [-]

Na základe výpočtu násobkov pri poryvoch je možné určiť poryvovú obálku lietadla (obrázok č. 20).



Obrázok č. 19: Poryvová obálka

Z poryvových násobkov je zrejmé, že maximálne násobky v turbulentnom prúdení, teda pri silných poryvoch sú +5 resp. -3, pre slabý poryv pri maximálnej návrhovej rýchlosti +3,9 resp. -1,9. Z toho je možné určiť maximálne prevádzkové násobky lietadla na +5 resp. -3. Na základe výpočtov obratovej obálky a poryvovej obálky bola vytvorená letová obálka (na obrázku č. 21). Z výpočtov je možné konštatovať, že lietadlo spĺňa náležitosti predpisu UL 2 § 333, § 335, § 337 a § 341 a malo by byť schopné prevádzky podľa týchto predpisov pri dodržaní návrhových rýchlostí.



Obrázok č. 20: Letová obálka VSO-10 FES

7.3 Výpočet zaťaženia konštrukcie uchytenia motora

Prednú časť trupu vetroňa VSO-10 Osa tvorí sklolaminátová škrupina napojená na trubkový centroplán, pričom táto škrupina nie je nosnou časťou konštrukcie. Vzhľadom na dodatočné zaťaženie konštrukcie od motora, bolo nutné navrhnuť nosnú konštrukciu uchytenia motora, napojenú do nosnej trubkovej časti centroplánu. Uchytenie motora je zaťažované kombinovane, najmä ohybom a krutom, v menšej miere ťahom. Konštrukcia uchytenia motora bola počítaná tak, aby vyhovela predpisu UL 2 § 361. Motorová lóža spolu s uchytením musí byť podľa predpisu UL 2 § 361 dimenzovaná na [14]:

- a. prevádzkové zaťaženie krútiacim momentom od vrtule, ktoré odpovedá vzletovému výkonu s príslušnými otáčkami pri pôsobení 75% prevádzkového zaťaženia podľa prípadu A v predpise UL 2 § 333. Pre účel tejto práce sú to nasledujúce hodnoty: ťahová sila 830 N, násobok 3G a krútiaci moment 70 Nm.
- b. prevádzkové zaťaženie krútiacim momentom od vrtule, ktoré odpovedá maximálnemu trvalému výkonu s príslušnými otáčkami pri pôsobení 75% prevádzkového zaťaženia podľa prípadu A v predpise UL 2 § 333. Hodnoty zaťaženia sú rovnaké ako v bode a).

Obdobne sú určené podmienky aj predpisom CS-22.361. Vzhľadom na skutočnosť, že je lietadlo poháňané elektromotorom, prevádzkový krútiaci moment od motora pre výpočet možno vypočítať násobením stredného (priemerného) krútiaceho momentu príslušným súčiniteľom pre splnenie predpisu UL 2 § 361 a CS-22.361 [14]. Súčiniteľ bol po konzultácii s LAA (Letecká Amatérska Asociace) pre elektrický pohon určený s hodnotou 1. Podľa Dodatku I predpisu CS-22, nemusí motorový vetroň spĺňať CS-22.361 bod a).

V bočnom smere musí konštrukcia motorovej lóže zniesť zaťaženia aspoň jednou tretinou prevádzkového násobku z obálky pre bod A (teda $1/3 N1$) podľa predpisu UL 2 § 363. Hodnota násobku zaťaženia sa pre účely tejto práce teda rovná 1,33 G. Predpis CS 22-363 má rovnaké znenie s dodatkom, ktorý hovorí, že bočné zaťaženie môže byť považované za nezávislé na ostatných letových podmienkach [14].

Konštrukcia zástavby motorovej lóže bola zároveň počítaná s ohľadom na obsah predpisu UL 2 § 303 časť 1, t. j. súčiniteľ bezpečnosti má hodnotu 1,5 [14]. Uchytenie motora je tvorené štyrmi pásnicami zo zliatiny EN AW 6060 s medzou klzu $R_e=150$ MPa. Dve (každá na jednej strane) o priereze 5x50 mm sú vedené z konštrukcie závesu pre navijákový štart po boku a popod rám kabíny. Dve o priereze 50x5 mm sú vedené popod vaňu v ktorej sedí pilot, pričom medzi nimi je zachované vedenie tiahel riadenia. Aby nedošlo k rozťahovaniu pôvodného laminátového trupu pásnicami, je konštrukcia navzájom prepojená dvoma pásnicami 30x5 mm, Pásnice môžu byť k trupu zároveň prilaminované vrstvou tkaniny, pričom následne sú prekryté čalúnením (pre bočné pásnice) alebo zakryté vaňou v ktorej je umiestnená sedačka pilota (pre spodné pásnice). Ich primárne pripojenie na trubkovú konštrukciu môže byť riešené svorkami, prípadne prechodovým členom medzi trubkou a pásnicou. Za krajnou polohou pedálov riadenia sú

tieto pásnice ohnuté o 25 stupňov (pre spodné pásnice), resp. 30 stupňov (pre bočné pásnice) a privarené k motorovej prepážke z rovnakého materiálu, pričom zároveň tvoria jej oporu v predo-zadnom smere. K motorovej prepážke je priskrutkovaný motor podľa rozptylu dier na ráme motora. V tejto kapitole sú ďalej uvedené výpočty napätia v konštrukcii od základných foriem namáhania.

Na základe znalosti maximálneho ťahu (830 N), je možné vypočítať ťahové napätie v konštrukcii pomocou nasledujúceho vzorca [42]:

$$\sigma_N = \frac{F}{S} \quad (7.19)$$

kde: $S_r = 4 \cdot a \cdot b \quad (7.20)$

$$S_r = 4 \cdot 50 \cdot 5 = 1000 \quad [\text{mm}^2]$$

teda: $\sigma_N = \frac{830}{1000} = 0,83 \quad [\text{MPa}]$

- kde: σ_N - ťahové napätie [MPa]
 F - ťahová sila [N]
 S_r - plocha vzťažného prierezu ramena [mm²]
 a - strana a v priereze [mm]
 b - strana b v priereze [mm]

Upevnenie motora, resp. motorovej prepážky je vo vzdialenosti približne 1,9 metra (vďaka zakriveniu trupu a ohybe na pred napojením) od napojenia na trubkovú konštrukciu centroplánu, pričom o tomto napojení môžeme zjednodušene uvažovať ako o votknutí. Táto konštrukcia musí byť schopná zniesť zaťaženie od sústavy motor + vrtuľa + predný kužel spolu s uchytením celej sústavy. V rámci hmotnostného rozboru sa jedná o hmotnosť približne 7 kg. Na základe predpisu UL 2 § 361, § 303 a § 363, musí konštrukcia v pre účely diplomovej práce zniesť 4,5 násobok základného zaťaženia. Pre vyjadrenie pridaného ohybového momentu od hmotnosti samotnej konštrukcie je nutné vypočítať hmotnosť tejto konštrukcie ako súčet hmotností jednotlivých ramien a ich priechnych výstuží pomocou:

$$m_k = (S_r \cdot r_r + S_v \cdot d_v) \cdot \rho \quad (7.21)$$

$$m_k = (1000 \cdot 10^{-6} \cdot 1,9 + 300 \cdot 10^{-6} \cdot 1,1) \cdot 2700 = 6,02 \quad [\text{kg}]$$

kde: $S_v = 2 \cdot a \cdot b \quad (7.22)$

$$S_v = 2 \cdot 30 \cdot 5 = 300 \quad [\text{mm}^2]$$

- kde: m_k - hmotnosť konštrukcie motorovej lôžie/uchytenia motora [kg]
 S_v - plocha prierezu výstuže [mm²]
 S_r - plocha prierezu ramena [mm²]
 r_r - dĺžka pozdĺžneho ramena [m]
 d_v - dĺžka výstuže [m]
 a - strana a v priereze [mm]
 b - strana b v priereze [mm]

Z výpočtu je zřejmé, že pozdĺžne ramená majú hmotnosť $m_{kl} = 5,13$ kg a priečne výstuhy majú dokopy hmotnosť 0,891 kg a sú umiestnené vo vzdialenostiach $r_{v1} = 0,7$ m a $r_{v2} = 1,2$ m od V.R. v smere dopredu. Ohybový moment možno potom vyrátať ako:

$$M_o = g \cdot \left(m_m \cdot r + \frac{m_v}{2} \cdot r_{v1} + \frac{m_v}{2} \cdot r_{v2} + \frac{m_r \cdot r^2}{2} \right) \cdot n \cdot k \quad (7.23)$$

$$M_o = 9,80665 \cdot \left(\frac{7 \cdot 1800 + \frac{0,891}{2} \cdot 700 + \frac{0,891}{2} \cdot 1200 + \frac{5,13 \cdot 1800^2}{2}}{2} \right) \cdot 3 \cdot 1,5 = 643\,222 \quad [\text{Nmm}]$$

kde: M_o - celkový ohybový moment [Nmm]
 m_m - hmotnosť časti pohonnej sústavy na konštrukcii motorovej lôže [kg]
 m_v - hmotnosť priečných výstuží [kg]
 m_r - hmotnosť motorovej lôže bez priečných výstuží [kg]
 r - dĺžka pozdĺžneho ramena [mm]
 r_{vi} - rameno jednotlivej výstuže [mm]
 g - gravitačné zrýchlenie [m/s^2]
 n - násobok podľa predpisu UL 2 § 361 [-]
 k - súčiniteľ bezpečnosti [-]

Pri znalosti ohybového momentu bolo možné zjednodušene vypočítať napätie od ohybového momentu ako [42]:

$$\sigma_{M_o} = \frac{M_o}{2 \cdot w_{o_{dno}} + 2 \cdot w_{o_{bok}}} \quad (7.24)$$

$$\sigma_{M_o} = \frac{643\,222}{2 \cdot 208 + 2 \cdot 2083} = 140,38 \quad [\text{MPa}]$$

kde: σ_{M_o} - ohybové napätie [MPa]
 M_o - celkový ohybový moment [Nmm]
 $w_{o_{dno}}$ - modul prierezu v ohybe pre spodné pásnice [mm^3]
 $w_{o_{bok}}$ - modul prierezu v ohybe pre bočné pásnice [mm^3]

Redukované napätie od ťahu a ohybového momentu možno potom vyjadriť ako súčet oboch napätí:

$$\sigma = \sigma_{M_o} + \sigma_N \quad (7.26)$$

$$\sigma = 140,38 + 0,83 = 141,21 \quad [\text{MPa}]$$

kde: σ - redukované napätie od ohybu a ťahu [MPa]
 σ_{M_o} - ohybové napätie [MPa]
 σ_N - ťahové napätie [MPa]

S ohľadom na predpis UL 2 § 361, maximálny krútiaci moment, na ktorý musí byť motorová lôža dimenzovaná je 70 Nm. Napätie v krute možno zjednodušene vyjadriť potom ako [42]:

$$\tau_{Mk} = \frac{M_k}{2 \cdot w_{k_{dno}} + 2 \cdot w_{k_{bok}}} \quad (7.27)$$

$$\tau_{Mk} = \frac{70 \cdot 10^3}{2 \cdot 172,5 + 2 \cdot 1725} = 18,45 \quad [\text{MPa}]$$

kde: τ_{Mk} - napätie v krute [MPa]
 M_k - krútiaci moment [Nmm]
 $w_{k_{dno}}$ - modul prierezu v krute pre spodné pásnice [mm³]
 $w_{k_{bok}}$ - modul prierezu v krute pre bočné pásnice [mm³]

Vzhľadom na skutočnosť, že ide o kombinované namáhanie, bolo nutné vypočítať celkové redukované napätie, pričom bola zvolená metóda $\max\tau$ (Guestova) [42]:

$$\sigma_{red} = \sqrt{\sigma^2 + (2 \cdot \tau_{Mk})^2} \quad (7.28)$$

$$\sigma_{red} = \sqrt{141,21^2 + (2 \cdot 18,45)^2} = 145,95 \quad [\text{MPa}]$$

kde: σ_{red} - redukované napätie [MPa]
 σ - napätie od ohybu a ťahu [MPa]
 τ_{Mk} - napätie v krute [MPa]

Po získaní redukovaného napätie bolo možné toto napätie porovnať s medzou klzu R_e a zistiť, či návrh konštrukcie vyhovuje:

$$k = \frac{R_e}{\sigma_{red}} \quad (7.29)$$

$$k = \frac{150}{145,95} = 1,03 \quad [-]$$

kde: k - súčiniteľ bezpečnosti
 σ_{red} - redukované napätie [MPa]
 R_e - medz klzu [MPa]

Na základe výpočtu súčiniteľa bezpečnosti možno konštatovať, že konštrukcia motorovej lôže z hľadiska pevnosti vyhovuje. Hmotnosť motorovej lôže je približne 6 kg a je tvorená dvoma pásnicami 5x50 mm na bokoch pod rámom kabíny a dvoma pásnicami 50x5 mm prechádzajúcimi spodkom vane kabíny po stranách vedenia tiahel. Na dvoch miestach sú priečne prepojené výstužami 5x30 mm, ktoré by mali zaručiť, aby bočné pásnice neroztráhovali pôvodný trup.

7.4 Zhodnotenie

Zástavba pohonu do vetroňa VSO-10 Osa sa počas tvorby diplomovej práce ukázala byť väčším problémom, ako sa spočiatku zdalo. Z pôvodne troch navrhovaných variant sú teoreticky prevediteľné len dva. V prípade variantu 1 je umiestnenie batérie za ťažiskom logické a praktické. V tejto variante by batérie boli do trupu umiestňované na začiatku sezóny a po jej skončení by boli opäť vybraté a zazimované. Nabíjané by boli portami v servisných otvoroch. Tento variant zároveň má zároveň hraničné centráže v rozmedzí pôvodných centráží, pričom ťažisko prázdneho lietadla sa posunulo o 60 mm

smerom ku vzťažnej rovine. Ako bolo zistené počas tvorby práce, na umiestnenie batérií za podvozkovú šachtu je nutné odstrániť laminátovú prepážku resp. spraviť v nej otvor a spevniť ju, čo je možné považovať za veľký zásah do konštrukcie. Daný zásah do konštrukcie je nutné konzultovať so schvaľovacou autoritou na základe dokumentácie od výrobcu resp. správcu dokumentácie. Vzhľadom na úpravy je preto jednoduchšie zvoliť variantu 2.

Problémom varianty 2 je nutnosť závažia o hmotnosti 4 kg v chvostovej časti. Aj s týmto závažím sa predná krajná centráž nachádza 25 mm pred pôvodnou prednou krajnou centrážou. Pre dosiahnutie prednej krajnej centráže zhodnej s pôvodnou centrážou, je nutné závažie o hmotnosti aspoň 5 kg. Koncentrovanie takejto veľkej hmotnosti prakticky bodovo najmä v krajných bodoch konštrukcie mení, okrem iného, moment zotrvačnosti čo môže v krajných prípadoch spôsobiť zhoršenie riaditeľnosti v neštandardných situáciách. Zároveň v prípade tvrdého pristátia s hraničným zaťažením môže ľahšie dôjsť k poškodeniu konštrukcie. Tento variant je však jednoduchší na umiestnenie batérie, pričom batériu (resp. jej jednotlivé bloky) by bolo možné vyberať po každom lete/letovom dni. Toto umiestnenie je však zároveň priestorovo obmedzené, pričom pre pravidelné vyberanie a vkladanie je nutné priestor uspošobiť na použitie rýchlo upínača v zadnej časti, z dôvodu zlej dostupnosti ku zadnej časti priestoru. Následne by sa batéria napevno zaistila vpredu. Toto umiestnenie je zároveň obmedzením v prípade budúceho zvýšenia kapacity batérií, jednak z dôvodu nárastu hmotnosti ale tiež z dôvodu nedostatku priestoru.

Konštrukcia motorovej lôže sa skladá zo štyroch hliníkových pásnic z materiálu EN AW 6060 s medzou klzu 150 MPa. Na základe výpočtov spĺňa pevnostné kritériá, pričom pridáva približne 7,2 kg hmotnosti. Podľa novej letovej obálky boli obmedzené manévry na násobok +4/-2 pri rýchlosti 144 km/h. Konštrukcia je schopná zniesť násobky v poryve o hodnote +5/-3 pri rýchlosti 152 km/h. Najvyššia návrhová rýchlosť je obmedzená na 220 km/h, pádová rýchlosť má hodnotu 72 km/h pri maximálnej vzletovej hmotnosti.

8 Výpočet ceny zástavby

V nasledujúcej tabuľke č. 16 je výpočet približnej ceny zabudovania pohonnej sústavy. Ceny za pohonnú sústavu boli zistené pomocou e-mailovej komunikácie s firmou MGM Compro a nimi odhadovanými cenami. Cena vetroňa je uvedená na základe informácií od zástupcov 4 aeroklubov a na základe porovnania inzerovaných vetroňov na internete [39]. Cena prestavby je odhadovaná na základe dostupných cien materiálu bez započítanej ceny práce.

Tabuľka č. 16: Približný cenový rozbor prestavby

	Cena	Mena
Vetroň VSO-10B Osa	3500	[€]
Elektromotor REX-30	2 210	[€]
Regulátor	2 930	[€]
Vrtuľa	280	[€]
Batéria	4 650	[€]
Design + case štúdia pre batériu	2 000 až 3 000	[€]
Prístroje	700	[€]
Spotrebný materiál	200	[€]
Materiál na zástavbu	300	[€]
Cena prestavby (bez lietadla)	13 200-14 200	[€]
Celková cena	cca 17 000	[€]

Konečná cena, ktorá bola vypočítaná sa pohybuje okolo hodnoty 14 000 eur bez lietadla a ceny za robotu. Cena lietadla sa v súčasnosti na trhu pohybuje okolo hodnoty 3500 eur. Cena za prestavbu, žiaľ, výrazne prekročila pôvodný predpoklad (10 000 eur). Cenu práce zástavby možno odhadovať na ďalších približne 3 000 - 4 000 eur. S prácou na zástavbe by sa cena zástavby bez lietadla mohla pohybovať okolo hodnoty 17 – 18 000 eur. S ohľadom na zvýšenú cenu je na mieste myšlienka, či by na prípadnú prestavbu nebolo vhodnejšie iné lietadlo s lepšími výkonmi a konštrukciou vhodnejšou pre prestavbu. Jadro pohonného systému by v takom prípade ostalo rovnaké alebo s minimálnymi zmenami (napr. zvýšenie kapacity batérií), pričom jeho cena by sa už výrazne nezmenila.

9 Záver

Úlohou diplomovej práce bolo preto preskúmať možnosť dostupnej, lacnej prestavby vetroňa VSO-10 Osa, stále hojne rozšíreného v tuzemských aerokluboch, ktorého ceny sa v súčasnosti pohybujú na minime. Ceny nových aj olietanych motorizovaných vetroňov sú v súčasnosti mimo finančné možnosti väčšiny tuzemských aeroklubov a súkromných prevádzkovateľov. Takouto prestavbou by bolo možné v rámci menších aeroklubov, získať za nízku cenu motorizovaný vetroň s udržiavacím motorom, čo by sa následne mohlo prejavovať na vyššom ročnom nálete v rámci plachtárskej členskej základne.

Na základe teoretickej rešerše a požiadaviek zo zadania, bol vybraný typ pohonu FES. Následne boli prevedené výpočty potrebných výkonov lietadla po prestavbe s ohľadom na zadané ciele práce. Letové výkony s ohľadom na predpis UL 2 časť I. a určený cieľ stúpavosti vo výške 500 metrov boli splnené so značnou rezervou. V rámci práce je tiež uvedené porovnanie výkonov vetroňa VSO 10B a vetroňa po prestavbe, pričom možno konštatovať, že došlo k miernemu zhoršeniu letových vlastností. Kľzavosť po prestavbe dosahuje hodnotu 32,5, najmenšie opadanie stúplo na hodnotu -0,67 m/s pri rýchlosti 78 km/h a pádová rýchlosť stúpila na 72 km/h.

S ohľadom na vypočítané potrebné výkony a komunikáciu s firmou MGM COMPRO, bola vybraná batéria s kapacitou 3,7 kWh, elektromotor o výkone 25 kW, regulátor a sklopná vrtuľa o priemere 1 meter. Zároveň bola vypracovaná schéma zapojenia. Tento pohon dovoľuje lietadlu vytrvalosť približne 45 minút (resp. dolet 75 km) v horizontálnom lete za ideálnych podmienok alebo tri stúpania s prevýšením 600 metrov alebo jedno stúpanie s prevýšením 600 metrov a následný let na vzdialenosť 50 kilometrov.

Vzhľadom na zmenu vzletovej hmotnosti a hmotnosti prázdneho lietadla, bola vypočítaná nová letová obálka s ohľadom na pôvodné obmedzenia. Na základe výpočtov bola znížená návrhová obrátová rýchlosť na 144 km/h, maximálna návrhová rýchlosť na 220 km/h a rýchlosť v silnom poryve na 152 km/h. Maximálne prevádzkové násobky boli na základe výpočtov určené na +4/-2.

Pre umiestnenie batérií boli pôvodne zvažované tri varianty, avšak jedna z nich nie je vôbec prakticky realizovateľná a preto s ňou nebolo ďalej počítané. Variant 1 má aj po prestavbe krajné centráže v rámci centrží pôvodného lietadla. V rámci variantu 1 je nutné spraviť väčšie zásahy do konštrukcie pôvodného lietadla ako v prípade variantu 2. Variant 2 má batérie umiestnené za pilotom ale stále pred ťažiskom, vyskytujú sa preto uňho problémy s krajnou prednou centrážou, ktorá sa, aj pri použití závažia o hmotnosti 4 kg v chvostovej časti, nachádza stále 25 mm pred pôvodnou prednou centrážou. Zvýšením hmotnosti závažia na 5 kg alebo znížením maximálnej hmotnosti pilota na 100 kg sa predná krajná centráž dostane na hranicu pôvodného rozsahu centrží. Zníženie

hmotnosti pilota nie je možné vzhľadom na minimálnu najvyššiu hmotnosť pilota. Konštrukcia motorovej lôže na základe výpočtov a predpisov pevnostne vyhovuje.

Konečná cena prestavby bez samotného lietadla presiahla pôvodne odhadovanú sumu o približne 4000 eur bez ceny práce na samotnej zástavbe. S cenou práce na zástavbe sa konečná cena odhaduje okolo hranice 18 000 eur, čo výrazne prekračuje pôvodný predpoklad.

S ohľadom na vyššiu cenu prestavby a problémy so zabudovaním batérie resp. posunom centráže v oboch počítaných variantoch možno konštatovať, že zástavba pohonu FES do vetroňa VSO-10 by nebola praktická. S ohľadom na zloženie konštrukcie by bolo vhodnejšie na prestavbu zvoliť iný výkonný vetroň celolaminátovej konštrukcie z daného obdobia, do ktorého by bolo jednoduchšie zabudovať motorovú lôžu a umiestniť batérie za ťažisko, čím by nenastal problém pri prednej krajnej centrácii ako v prípade rozoberanom v diplomovej práci. Zároveň je možné pri týchto vetroňoch predpokladať, že rozdiel v prázdnej a maximálnej vzletovej hmotnosti, je väčší ako v prípade vetroňa VSO-10B Osa, pretože mnoho je vybavených nádržami na vodnú záťaž. Jadro pohonného systému by v takom prípade ostalo rovnaké alebo s minimálnymi zmenami (napr. zvýšenie kapacity batérií), pričom jeho cena by sa už výrazne nezmenila.

Zoznam použitých zdrojov

1. Section 3 – Gliding. *Fédération Aéronautique Internationale/World Air Sports Federation* [online]. [cit. 7.02.2023]. Dostupné z: https://www.fai.org/sites/default/files/sc3_2017a.pdf
2. GLYN, Bradney. *The SCUD gliders built by ABBOTT BAYNES of Farnham*. Gliding heritage center [online]. [cit. 8.02.2023]. Dostupné z: <http://www.glidingheritage.org.uk/documents/articles/AbbottBaynesv2.pdf>
3. Engine Options. *SCHEMPP-HIRTH Flugzeugbau GmbH: Hochleistungs-Segelflugzeuge* [online]. [cit. 8.02.2023]. Dostupné z: <https://www.schempp-hirth.com/en/individual/engine-options>
4. ŠOREL, Václav. *Encyklopedie českého a slovenského letectví*. Brno: CP Books, 2008. ISBN 80-251-0733-7.
5. GUDMUNDSSON, Snorri. *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*. Second edition. United Kingdom: United States: Butterworth-Heinemann, 2014, 1099 stran ISBN 978-0-12818465-3.
6. RAYMER, Daniel P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. 3 ed. Reston: AIAA American Institute of Aeronautics, 1999, 923 s. ISBN 1-56347-281-3.
7. DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu. I, Letové výkony*. Vydání 2., doplněné a opravené. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2019, 299 stran : ilustrace ; 26 cm. ISBN 978-80-7623-014-9.
8. ORKISZ, M., P. WYGONIK, M. KUŹNIAR, M. KALWARA. *Analysis of the possibility of using an engine with a rotating piston as the propulsion of an electric generator in application to a motor glider propulsion*. Combustion Engines. 2019, 178(3), s. 264-268. DOI: 10.19206/CE-2019-346 [online]. [cit. 06.03.2023]. Dostupné z: <http://www.combustion-engines.eu/pdf-116281-45562?filename=Analysis%20of%20the.pdf>
9. CZARNOCKI P., K. DRABAREK, W. FRACZEK, G. IWAŃSKI, T. MIAZGA, M. NIKONIUK, A. RAŹNIAK, M. ROSÓL a M. DUDEK., *Electric motor-glider powered by a hydrogen fuel cell stack*, „MATEC Web of Conferences”, 2019, vol.304, s. 1–8. [online]. [cit.10.03.2023]. Dostupné z: https://www.matec-conferences.org/articles/mateconf/pdf/2019/53/mateconf_easn2019_03011.pdf
10. *Návod na obsluhu a údržbu klzáka VSO 10, vydanie III*, Orličan. Choceň: Orličan n.p, 1987
11. LEME, Galvao F. A Note on Glider Electric Propulsion. *Technical Soaring*, Vol. 36, No. 4, 2012, s. 94 - 101. [online]. [cit. 25.02.2023]. Dostupné z: <https://journals.sfu.ca/ts/index.php/ts/article/viewFile/336/316>
12. KOZUBA Jaroslaw, T. WOJNAR, M. MROZIK, B. STOLTNY, 2021. Use of electric motors in the context of glider aviation. *Journal of KONBiN*. 2021. Vol. 51, s. 103–115. DOI 10.2478/jok-2021-0025. Dostupné z: https://www.researchgate.net/publication/353327453_Use_of_Electric_Motors_in_the_Context_of_Glider_Aviation

13. CS-22, Amendment 3. Sailplanes and Powered Sailplanes. European Aviation Safety Agency EASA, 2021.
14. UL 2 - I. část - Požadavky letové způsobilosti SLZ, Ultralehké letouny řízené aerodynamicky. Praha: Letecká amatérská asociace ČR LAA, 2019.
15. UL 2 - VI. část - Požadavky letové způsobilosti SLZ, Ultralehké kluzáky, Ultralehké motorové kluzáky, repliky historických kluzáků. Praha: Letecká amatérská asociace ČR LAA, 2019.
16. Powered Gliders. *Engineering and Technology history wiki*. [online]. [cit. 7.02.2023]. Dostupné z: https://ethw.org/Powered_Gliders
17. KESKIN, Goksel, S. DURMUS, H. KAFALI. *The developments in electric-powered motor gliders*. International Symposium on Electric Aviation and Autonomous Systems, 2019. [online]. [cit. 27.02.2023]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/publication/334279112_THE_DEVELOPMENTS_IN_ELECTRIC-POWERED_MOTOR_GLIDERS/link/5d20ddc9299bf1547c9eef3d/download
18. *Letová příručka kluzáku VSO 10*, Orličan. Choceň: Orličan n.p., 1981. 28 s.
19. *R Series – AE50R/AE110R*, Diamond Aircraft Industries. [online]. [cit. 26.02.2023]. Dostupné z: <https://www.diamondaircraft.com/en/austro-engine/r-series/overview/>
20. PUJMAN, Ivo. EL-2-M Šedý vlk, *Aeroweb.cz* [online]. [cit. 26.02.2023]. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/clanky/564-el-2-m-sedy-vlk>
21. Get the jet. *M&D Flugzeugbau* [online]. [cit. 27.02.2023]. Dostupné z: <https://md-flugzeugbau.de/en/expertise/jet-md-tj-42-2/get-the-jet/>
22. TJ100 Turbojet Engine – Target drones & gliders. *PBS Group* [online]. [cit. 26.02.2023]. Dostupné z: <https://www.pbs.cz/en/Aerospace/Aircraft-Engines/Jet-Engine-PBS-TJ100>
23. SCHRAMEK, Eike. The Turbine – better than its reputation. *PSR Jet System* [online]. [cit. 27.02.2023]. Dostupné z: http://psr-jet-system.com/___010_content_EN/___020_Download/20120116_-_The_Turbine_-_better_than_its_reputation_-_segelfliegen.pdf
24. ASH 31 Mi, *AS Segelflug*. [online]. [cit. 28.02.2023]. Dostupné z: <https://www.alexander-schleicher.de/en/flugzeuge/ash-31-mi/>
25. The AS 33 will become an Electric Self-launcher!, *AS Segelflug* [online]. [cit.28.02.2023]. Dostupné z: <https://www.alexander-schleicher.de/en/the-as-33-will-become-an-electric-self-launcher/>
26. AS 33 Es -the turbo with a starter, *AS Segelflug*. [online]. [cit. 28.02.2023]. Dostupné z: <https://www.alexander-schleicher.de/en/flugzeuge/as-33-es-der-turbo-mit-anlasser/>
27. ASG 32 El, *AS Segelflug* [online]. [cit. 28.02.2023]. Dostupné z: <https://www.alexander-schleicher.de/en/flugzeuge/asg-32-el/>
28. AS 34 Me, *AS Segelflug* [online]. [cit. 28.02.2023]. Dostupné z: <https://www.alexander-schleicher.de/en/flugzeuge/as-34-me/>

29. LAK 17C FES, *LAK- Sportinè Aviacija*. [online]. [cit. 05.03.2023]. Dostupné z: <https://www.lak.lt/models/lak17c-fes/>
30. What is FES?, *LZ Design*. [online]. [cit. 07.03.2023]. Dostupné z: <https://front-electric-sustainer.com/fes/what-is-fes/>
31. Diana 2 FES Sailplane, *Diana Sailplanes-Scandinavia*. [online]. [cit. 25.03.2023]. Dostupné z: <https://www.dianasailplanes-scandinavia.com/diana2fes-sailplane>
32. AS 15 m, *ALBASTAR*. [online]. [cit. 25.03.2023]. Dostupné z: <https://www.gliders-albatar.com/as-15-m/>
33. GP 11 PULSE, *GP Gliders - the evolution of performance*. [online]. [cit. 25.03.2023]. Dostupné z: <https://www.gpgliders.com/offer/gp-11-e-pulse>
34. Flight Manual LAK-17B FES mini Powered Sailplane with Front Electric System, *LAK SPORTINÈ AVIACIJA*. Pociunai: SPORTINÈ AVIACIJA ir Ko, 2021. 87 s. [online]. [cit. 25.03.2023]. Dostupné z: https://www.lak.lt/wp-content/uploads/2021/04/LAK-17B_FES_mini_FM_v2.0-20210303-1.pdf
35. ROSLUND, Mikael. Test: Mini LAK FES, *Nordic Gliding - Nordens storste magasin for svæveflyvning*. [online]. [cit. 25.03.2023]. Dostupné z: <https://nordicgliding.com/mini-lak-fes/>
36. Operating Manual HBCi-series 320120, *MGM COMPRO*. Zlín: MGM COMPRO s.r.o.
37. 25 kW Elektromotor, *MGM COMPRO*. [online]. [cit. 28.03.2023]. Dostupné z: <https://www.mgm-compro.cz/elektromotory/25-kw-elektromotor/>
38. UST180BMVTC6 Product specifications, *SONY Corporation*. Zlín: MGM COMPRO s.r.o.
39. VSO 10 Trencin, *segelflug.de*, [online]. [cit. 22.04.2023]. Dostupné z: https://www.segelflug.de/osclass/index.php?page=item&id=70366&fbclid=IwAR2KIjmcsi3NsSM3VcAvT3yoVwiSXIESIUNYiVQIP5-V9_O3ZeybQHAJU-Y
40. *Gliders with FES*, *LZ Design*. [online]. [cit. 07.03.2023]. Dostupné z: <https://front-electric-sustainer.com/fes/gliders-with-fes/>
41. FILAKOVSKÝ, Karol a Stanislav KLIMIČEK. Universal Propeller Characteristics. Brno, 1997. Brno University of Technology, Faculty of Mechanical Engineering, Institute of Aerospace Engineering
42. JURAČKA, Jaroslav. Únosnost leteckých konstrukcí – Sylabus přednášek. Brno, 2022. Vysoké Učení Technické, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav
43. Wolf Hirth Aircraft Designations, *Secret Projects Forum* [online]. [cit. 8.02.2023]. Dostupné z: <https://www.secretprojects.co.uk/threads/wolf-hirth-aircraft-designations.26889/>
44. HPH 304S Shark, *HPH Sailplanes*. [online]. [cit. 27.02.2023]. Dostupné z: <https://hph.cz/products/hph-304s-shark/>
45. GP 15 JETA, *GP Gliders*. [online]. [cit. 20.04.2023]. Dostupné z: <https://www.gpgliders.com/>

46. KALWARA, Maciej, M. KUŹNIAR, M, ORKISZ. A rotating piston engine with electric generator in serial hybrid propulsion system for use in light aircraft. *Combustion Engines*. 2021, 187(4), 42-45. <https://doi.org/10.19206/CE-141353>
47. Electric Glider – SZD-55 NEXUS-e-motion, *Allstar PZL Glider SZD*. [online]. [cit. 14.04.2023]. Dostupné z: <https://szdallstar.com/en/products/nexus-e-motion/>

Zoznam tabuliek

Tabuľka č. 1: Vybrané technické dáta	28
Tabuľka č. 2: Vybrané prevádzkové obmedzenia.....	29
Tabuľka č. 3: Porovnanie základných parametrov s konkurenciou	30
Tabuľka č. 4: Násobky pre obratovú obálku	32
Tabuľka č. 5: Minimálne zaťaženie zotrvačnými silami podľa predpisov CS-22 a UL 2	33
Tabuľka č. 6: Tabuľka so závislosťou výkonu motora od výšky	38
Tabuľka č. 7: Obálka rýchlostí	45
Tabuľka č. 8: Porovnanie výkonov pred a po prestavbe	56
Tabuľka č. 9: Základné parametre motora REX-30	58
Tabuľka č. 10: Základné parametre regulátora.....	58
Tabuľka č. 11: Základné parametre batérie	60
Tabuľka č. 12: Súčasti pridané po prestavbe s hmotnosťami a polohami voči V.R. a ťažisku pre variant 1	63
Tabuľka č. 13: Hmotnosti a polohy súčasti pre krajné centráže variantu 1	65
Tabuľka č. 14: Súčasti pridané po prestavbe s hmotnosťami a polohami voči V.R. a ťažisku pre variant 2	68
Tabuľka č. 15: Hmotnosti a polohy súčasti pre krajné centráže variantu 2	69
Tabuľka č. 16: Približný cenový rozbor prestavby.....	81

Zoznam grafov

Graf č. 1: Ťahové charakteristiky	42
Graf č. 2: Výkonové charakteristiky	43
Graf č. 3: Obálka rýchlostí.....	45
Graf č. 4: Závislosť rýchlosti stúpania na doprednej rýchlosti	47
Graf č. 5: Závislosť uhla stúpania na doprednej rýchlosti	47
Graf č. 6: Priebeh klzavosti v závislosti na rýchlosti letu.....	49
Graf č. 7: Priebeh rýchlosti opadania v závislosti na rýchlosti letu.....	50
Graf č. 8: Porovnanie 3 prípadov letu.....	53

Zoznam obrázkov

Obrázok č. 1: Motorový vetroň MoSe Hi-20 počas letu	15
Obrázok č. 2: L-13 SE Vivat	16
Obrázok č. 3: Rozdielne spôsoby spúšťania piestového motora	18
Obrázok č. 4: Vetroň HpH 304 JS (Jet Sustainer) s pomocným prúdovým motorom ...	20
Obrázok č. 5: Rozmiestnenie batériových článkov v krídle vetroňa AS 34 Me	23
Obrázok č. 6: Listy vrtule z pohonu FES firmy LZ Design	24
Obrázok č. 7: GP 15 JETA s elektropohonom	25
Obrázok č. 8: Základná schéma hybridného pohonu	26
Obrázok č. 9: Schéma hybridného pohonu vetroňa AOS-H ₂	26
Obrázok č. 10: VSO 10B Gradient (Osa) pri pristátí	29
Obrázok č. 11: Obratová obálka z predpisu UL 2 § 333	32
Obrázok č. 12: Poryvová obálka podľa predpisu UL 2 § 333	33
Obrázok č. 13: Základná schéma pohonu typu FES	57
Obrázok č. 14: Motor REX-30 z kabínovej strany	58
Obrázok č. 15: Zjednodušená schéma pohonu VSO-10 FES.....	60
Obrázok č. 16: Vnútro podvozkovej šachty so spomínanou priečkou vpravo	62
Obrázok č. 17: Miesto pre batériový blok variantu 2.....	67
Obrázok č. 18: Obálka obrátov	73
Obrázok č. 19: Poryvová obálka	75
Obrázok č. 20: Letová obálka VSO-10 FES	75

Zoznam elektronických príloh

Príloha A: Letové výkony	A
Príloha B: Ťažisko, centráže	B
Príloha C: Uchytenie motora	C
Príloha D: Obálky	D