



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA DOPRAVNÍ

ÚSTAV LETECKÉ DOPRAVY

Bc. Ondřej Prokurát

Využití hybridního pohonu pro ultralehké letadlo

Diplomová práce

2021



K621 **Ústav letecké dopravy**

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

Bc. Ondřej Prokurát

Kód studijního programu a studijní obor studenta:

N 3710 – PL – Provoz a řízení letecké dopravy

Název tématu (česky): **Využití hybridního pohonu pro ultralehké letadlo**

Název tématu (anglicky): Utilization of hybrid power plant for an ultralight aircraft

Zásady pro vypracování

Při zpracování diplomové práce se řiďte následujícími pokyny:

- Cílem diplomové práce je vytvoření koncepčního návrhu hybridního pohonu pro ultralehké letadlo TL-3000 Sirius a určení jeho potenciální využitelnosti v provozu.
- Vypracujte analýzu současného stavu v oblasti hybridních pohonů v letectví. Rešerši zaměřte na kombinaci pístového a elektrického pohonu umístěného do sportovního letadla.
- Na základě analýzy současného stavu identifikujte výhody a nevýhody použití hybridního pohonu v ultralehkém letadle.
- Navrhněte vhodnou koncepci hybridního pohonu pro ultralehké letadlo TL-3000 Sirius.
- Proveďte diskuzi dosažených výsledků a poznatků pro případný konkrétní konstrukční návrh směřující pro komerční využití v sériové výrobě nebo zástavby.
- Stanovte závěry práce.



- Rozsah grafických prací: dle pokynů vedoucího diplomové práce
- Rozsah průvodní zprávy: minimálně 55 stran textu (včetně obrázků, grafů a tabulek, které jsou součástí průvodní zprávy)
- Seznam odborné literatury: TL-3000 Sirius letová provozní příručka. Hradec Králové, TL-ULTRALIGHT, 2019.
UL 2 – Část I. Požadavky letové způsobilosti SLZ Ultralehké letouny řízené aerodynamicky. Praha, Letecká amatérská asociace ČR, 2019.

Vedoucí diplomové práce: **Ing. Martin Novák, Ph.D.**
doc. Ing. Jakub Hospodka, Ph.D.

Datum zadání diplomové práce: **17. července 2020**
(datum prvního zadání této práce, které musí být nejpozději 10 měsíců před datem prvního předpokládaného odevzdání této práce vyplývajícího ze standardní doby studia)

Datum odevzdání diplomové práce: **17. května 2021**
a) datum prvního předpokládaného odevzdání práce vyplývající ze standardní doby studia a z doporučeného časového plánu studia
b) v případě odkladu odevzdání práce následující datum odevzdání práce vyplývající z doporučeného časového plánu studia

.....
doc. Ing. Jakub Kraus, Ph.D.
vedoucí
Ústavu letecké dopravy



.....
doc. Ing. Pavel Hrubeš, Ph.D.
děkan fakulty

Potvrzuji převzetí zadání diplomové práce.

.....
Bc. Ondřej Prokurát
jméno a podpis studenta

V Praze dne.....17. července 2020

Poděkování

Rád bych poděkoval všem, kteří mi poskytli podklady, informace a cenné rady potřebné pro vypracování této diplomové práce. Zvláště děkuji panu Ing. Martinu Novákovi, Ph.D. a panu doc. Ing. Jakubu Hospodkovi, Ph.D. za věcný, odborný a vstřícný přístup při vedení této práce. V neposlední řadě děkuji své rodině a blízkým za vytváření stabilního zázemí a poskytování velké podpory po celou dobu studia.

Prohlášení

Předkládám tímto k posouzení a obhajobě diplomovou práci zpracovanou na závěr studia na ČVUT v Praze Fakultě dopravní.

Prohlašuji, že jsem předloženou práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl veškeré použité informační zdroje v souladu s Metodickým pokynem o etické přípravě vysokoškolských závěrečných prací.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č. 121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne 9. srpna 2021



.....

Ondřej Prokurát

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA DOPRAVNÍ

Využití hybridního pohonu pro ultralehké letadlo

Diplomová práce

Bc. Ondřej Prokurát

2021

Abstrakt

Diplomová práce „Využití hybridního pohonu pro ultralehké letadlo“ se zabývá analýzou současného stavu v oblasti hybridních pohonů ve sportovním letectví. Součástí práce je definice výhod a nevýhod hybridního pohonu použitého v ultralehkém letadle. V praktické části jsou vytvořeny dva koncepční návrhy hybridního pohonu pro letoun TL-3000 Sirius. Závěr práce je věnován zhodnocení koncepčních návrhů včetně určení letových výkonů, vlastností a omezení hybridního letounu.

Klíčová slova

Hybridní pohon, spalovací motor, elektromotor, akumulátor, sériové uspořádání, paralelní uspořádání hmotnost, výkon, spotřeba paliva, energie

CZECH TECHNICAL UNIVERSITY IN PRAGUE

FACULTY OF TRANSPORTATION SCIENCES

Utilization of hybrid power plant for an ultralight aircraft

Master's thesis

Bc. Ondřej Prokurát

2021

Abstract

The aim of the Master's thesis "Utilization of hybrid power plant for an ultralight aircraft" is analysis of current situation in the field of hybrid power plants utilized in light sport aircraft. The work describes definitions of advantages and disadvantages of the hybrid propulsion application in ultralight aircraft. Two conceptual designs for hybrid propulsion power plant for the airplane TL-3000 Sirius are introduced in the experimental part of the thesis. The work concludes with evaluation of conceptual designs including determination of flight performance, characteristics and limitations of hybrid propulsion of the airplane.

Keywords

Hybrid power plant, combustion engine, electric motor, battery, series configuration, parallel configuration, mass, fuel consumption, energy

Obsah

Seznam použitých veličin	7
Seznam použitých zkratek.....	9
Úvod	10
1 Hybridní pohon	11
1.1 Druhy hybridních pohonů	13
2 Důvody pro využití hybridního pohonu v letectví	19
2.1 Bezpečnost.....	19
2.2 Emise	20
2.3 Hluk	21
2.4 Výkon pohonné jednotky	22
2.5 Úspora paliva	25
3 Negativa spojená s využitím hybridního pohonu v letectví	28
3.1 Hmotnost	28
3.2 Pořizovací náklady	29
3.3 Servisní požadavky	29
3.4 Riziko požáru.....	30
3.5 Náročná regulace výkonu.....	30
4 SWOT analýza.....	32
5 Koncepce hybridního pohonu pro ultralehké letadlo TL-3000 Sirius.	34
5.1 Výběr uspořádání hybridního pohonu	34
5.2 Volba letounu	35
5.3 Stanovení minimálního výkonu elektromotoru	37
5.4 Výběr komponentů pro elektropohon	38
5.5 Koncepční návrhy hybridního pohonu.....	49
5.6 Systém pro regulaci výkonu	52
5.7 Výpočet hmotnosti akumulátorů	52
5.8 Kapacita a umístění akumulátorů.....	56

5.9	Výpočet těžiště letounu	58
6	Zhodnocení Koncepčního návrhu	64
6.1	Provozní vlastnosti	64
6.2	Legislativní požadavky	72
6.3	Ekonomické aspekty koncepčního návrhu	73
6.4	Celková omezení a doporučení.....	75
	Závěr.....	76
	Použité zdroje	78
	Seznam obrázků.....	84
	Seznam tabulek a grafů.....	85

Seznam použitých veličin

C_{aku1} [Ah] – Kapacita akumulátoru pro K.n. 1

C_{aku2} [Ah] – Kapacita akumulátoru pro K.n. 2

$C_{aku0,9}$ [Ah] – 90 % kapacity akumulátoru pro K.n. 1

$C_{\check{c}l}$ [Ah] – Jmenovitá kapacita článku

C_{rate} [1/h] – Vybíjecí koeficient

$E_{aku0,9}$ [Wh] – 90 % energie akumulátorů pro K.n. 1

$E_{aku0,75}$ [Wh] – 75 % energie akumulátorů pro K.n. 1

E_{okruh} [Wh] – Energie spotřebovaná za letištní okruh

E_{nab} [Wh] – Energie potřebná k nabití akumulátoru

$E_{\check{z}ivotnost}$ [Wh] – Energie spotřebovaná za celou životnost akumulátoru

I_{max} [A] – Maximální proud akumulátoru

m_{blo} [kg] – Hmotnost sériového bloku

$m_{\check{c}l}$ [kg] – Hmotnost jednoho článku

m_{1max} [kg] – Maximální hmotnost akumulátoru u K.n. 1

m_{2max} [kg] – Maximální hmotnost akumulátoru u K.n. 2

$N_{\check{c}l}$ [-] – Počet článků v sérii

N_{blo1} [-] – Počet bloků u K.n. 1

N_{blo2} [-] – Počet bloků u K.n. 2

$n_{okruh\check{u}}$ [-] – Počet okruhů

n_t [-] – Počet nabíjecích cyklů za letovou hodinu

n_{aku} [-] – Maximální počet nabíjecích cyklů

P_{max} [W] – Maximální výkon akumulátoru

P_{0elm} [W] – Maximální trvalý příkon elektromotoru

P_{elm} [W] – Výkon dodaný elektromotorem

P_{aku} [W] – Výkon odebíraný z akumulátoru

$P_{aku/2}$ [W] – Poloviční výkon odebíraný z akumulátoru

P_{vaku} [W] – Výkon odebíraný z akumulátoru ve výkonovém režimu

$t_{1/0,9}$ [s] – Maximální vytrvalost elektropohonu

$t_{2/0,9}$ [s] – Maximální vytrvalost elektropohonu při sníženém výkonu

t_v [s] – Čas ve výkonovém režimu

T_{aku} [h] – Životnost akumulátoru

$U_{\check{c}lmax}$ [V] – Maximální napětí článku

$U_{\check{c}l}$ [V] – Jmenovité napětí článku

U_{aku} [V] – Napětí akumulátoru

U_{elmmax} [V] – Maximální napětí elektromotoru

η_{elm} [-] – Střední účinnosti elektromotoru

η_{reg} [-] – Účinnost regulátoru

η_{vod} [-] – Účinnost vodičů

η_{celk} [-] – Výsledná účinnost

Δ_{pal} [l] – Úspora paliva

$\Delta_{\check{z}ivotnost}$ [l] – Úspora paliva za životnost akumulátoru

Seznam použitých zkratek

BMS – Battery management systém (Řídící systém akumulátorů)

CAS – Calibrated airspeed (Kalibrovaná vzdušná rychlost)

DPH – Daň z přidané hodnoty

IAS – Indicated airspeed (Indikovaná vzdušná rychlost)

ISA – International standard atmosphere (Mezinárodní standardní atmosféra)

Li-Ion – Lithium-Ion battery

Li-Pol – Lithium-Ion polymer battery

Li-Fe – Lithium-Iron phosphate battery

SAT – Délka střední aerodynamické tělivy křídla

K.n. 1 – Konceptní návrh 1

K.n. 2 – Konceptní návrh 2

Úvod

Hybridní pohony se stávají v průběhu let používanějšími především v automobilovém průmyslu. Kombinace pístového motoru a elektromotoru ve své podstatě vytváří určitý mezikrok k plné elektrifikaci automobilové dopravy. Automobiloví výrobci jsou tlačeni k vývoji a prodeji hybridních i elektrických vozů především kvůli ochraně životního prostředí. V leteckém odvětví se elektrické ani hybridní pohony prozatím téměř nevyskytují. Hlavním důvodem je nedostatečně výkonný zdroj elektrické energie. Hmotnost letounu je jeden ze základních faktorů ovlivňujících letové výkony a charakteristiky. Sériově vyráběné akumulátory neuchovávají dostatečně velké množství energie vůči svojí hmotnosti. Při nahrazení energeticky vydatného paliva akumulátory s výrazně menší hustotou energie dochází ke zkrácení doletu letounu na nepříjemnou hodnotu. Vyšší tlak nadnárodních organizací na rozvoj elektrifikace i v ostatních odvětvích dopravy a vývoj dokonalejších akumulátorů může však danou situaci v brzké době změnit.

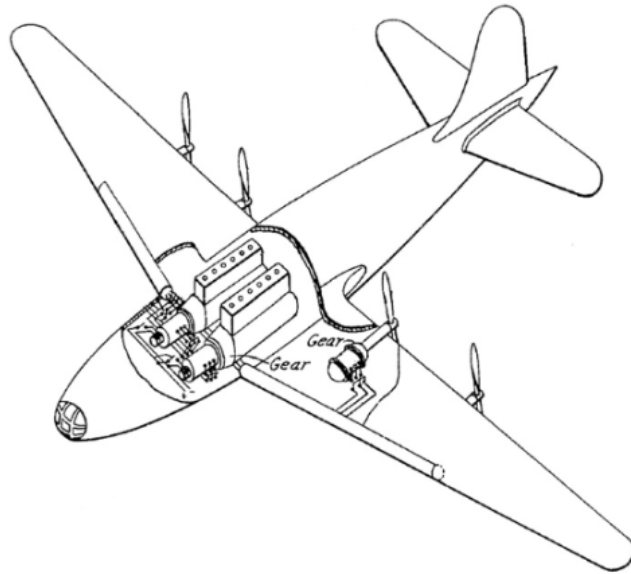
Stejně jako v automobilovém průmyslu může hybridní pohon tvořit přechodový stupeň i v letectví. Cílem této práce je určení potenciální využitelnosti hybridního pohonu v ultralehkém letadle. Jednotlivé vlastnosti budou hodnoceny na základě vytvořeného koncepčního návrhu kombinovaného pohonu pro letoun TL-3000 Sirius. V první části práce bude shrnut aktuální stav hybridních pohonů používaných v obecném letectví a budou zde definovány základní technické možnosti hybridních pohonů v současné době. Následovat budou teoretické výhody i nevýhody hybridního pohonu použitého v malém sportovním letounu. Teoretická část bude zakončena SWOT analýzou shrnující vnitřní i vnější faktory ovlivňující využití hybridního pohonu v letectví. Začátek praktické části práce bude zaměřen na výběr vhodných komponentů na základě zvolených parametrů letadlového pohonu. Součásti hybridního pohonu budou muset být vhodně zakomponovány do vybraného letounu podle vytvořeného koncepčního návrhu. Následovat bude určení velikosti akumulátoru na základě hmotnostních možností. Návrhová část bude zakončena ověřením provozních limitů pro hmotnost a vyvážení letounu. Závěr práce bude věnován rozboru výhod a nevýhod hybridního pohonu uvedených v teoretické části práce, ale již vztažených na ultralehký letoun Sirius upravený podle koncepčního návrhu.

Diplomová práce by měla přinést koncepční návrh možné aplikace hybridního pohonu v segmentu sportovních letadel. Pro teoretickou část budou použity především metody analýzy, analogie a indukce. V praktické části práce budou jednotlivé vlastnosti letounu ověřeny pomocí dedukce, které pak bude možné v určité míře za pomoci generalizace vztáhnout na celé odvětví sportovního letectví.

1 Hybridní pohon

Kombinované neboli hybridní pohony jsou v posledním desetiletí obecně známé především díky automobilovému průmyslu. Nejčastěji se používá kombinace pístového spalovacího motoru a elektromotoru. Za hybridní pohon lze ovšem považovat jakýkoliv pohon kombinující dva nebo více zdrojů energie. Jedna z prvních zmínek o hybridním pohonu pochází z druhé poloviny 17. století, kdy astronom a kněz Ferdinand Verbiest představil své plány povozu, který měl kombinovat parní pohon s koňskou silou. První hybridní vůz poháněný spalovacím i elektrickým motorem navrhnul Ferdinand Porsche v roce 1898. Semper Vivus byl poháněn dvěma elektromotory umístěnými v předních kolech. O napájení elektromotorů se staraly akumulátory společně s čtyřválcovým zážehovým motorem pohánějícím dynamo. Hybridní koncepce byla na počátku 20. století používána především pro její konstrukční jednoduchost, protože mechanický přenos síly od spalovacího motoru ke kolům ještě nebyl dostatečně dořešen. [1]

V letectví se pokusy s kombinací různých pohonů, převážně u vojenských letadel, konaly již v průběhu 20. století. Ve velké většině případů šlo ovšem pouze o kombinaci různých druhů spalovacích motorů na fosilní paliva. Existuje však patent podaný již v roce 1943 a schválený v roce 1949, který pojednává o elektrickém, z dnešního pohledu hybridním, pohonu letadla. (viz Obrázek 1) V tomto patentu je popsán způsob fungování letounu, u kterého jsou vrtule poháněny elektromotory. Napájení elektromotorů je řešeno pomocí pístových motorů s generátory a jedná se tak z dnešního pohledu o sériové uspořádání hybridního pohonu. [2] O možnosti pohánět letouny pomocí elektřiny se ale začalo ve větší míře uvažovat až v 21. století. Překážkou od samého začátku, až do dnešní doby, činila a činí schopnost ukládat elektrickou energii v dostatečném množství. Z tohoto důvodu se začal hledat kompromis mezi fosilním a elektrickým pohonem a začaly vznikat pohony hybridní. První lehký sportovní letoun s hybridním pohonem vznikl v roce 2011. Jedná se o motorový kluzák DA36 E-Star od Diamond Aircraft. V letounu je umístěný sériový hybridní pohon, který kombinuje elektrický motor Siemens o výkonu 70 kW a malý Wankelův motor o výkonu 30 kW. Motorový kluzák sloužil především pro testovací účely a svůj první úspěšný let absolvoval 8. června 2011 v Rakousku. [3]



Obrázek 1 - Patent hybridního letounu [2]

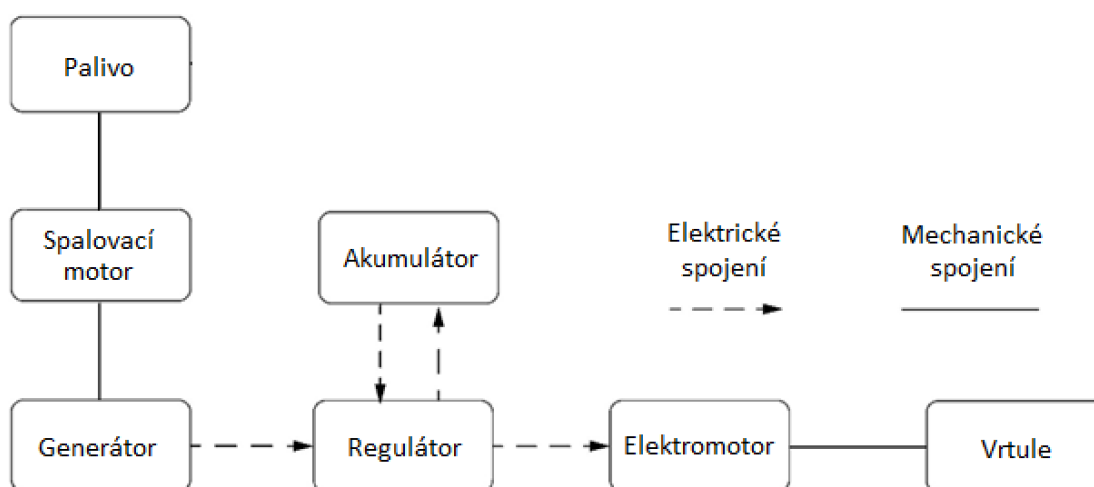
V současné době se hybridní pohony využívají ve značné míře v automobilové a železniční dopravě. Zatímco v železniční dopravě se dieselelektrické lokomotivy začaly využívat hojně již v průběhu 20. století, v automobilové dopravě odstartoval hybridní éru až model Toyota Prius v roce 1997. [1][4] V letectví prozatím není žádný sériově vyráběný letoun s hybridním pohonem v provozu a veškeré letouny hybridní koncepce existují pouze ve formě testovacích prototypů.

1.1 Druhy hybridních pohonů

Hybridní pohony mohou obecně kombinovat mnoho různých zdrojů energie, které mohou být různě uspořádané do jednoho pohonného celku. Tato práce bude zaměřena především na kombinaci pístového motoru s elektromotorem sloužící pro pohon malého sportovního letadla. V rámci této kombinace pohonů lze mluvit o třech typech uspořádání. Jedná se o hybridní uspořádání sériové, paralelní a sériově-paralelní. [5]

1.1.1 Sériové uspořádání

U sériového uspořádání hybridního pohonu (viz Obrázek 2) je vrtule poháněna pouze elektromotorem, který tak vytváří veškerý točivý moment. K napájení elektromotoru slouží generátor elektrické energie a akumulátor. Energie může být dodávána pouze generátorem, pouze akumulátorem, nebo oběma prvky zároveň. V případě, kdy je generátor schopný vytvářet více energie, než je potřeba v danou chvíli pro let, je přebytečná energie ukládána pomocí nabíječky do akumulátorů. Generátor elektrické energie je poháněn spalovacím motorem. S ohledem na hmotnost a účinnost je možné v rámci jednoho letounu využít i více elektromotorů, generátorů a akumulátorů. [5][6]



Obrázek 2 - Sériové uspořádání [5]

Výhody

- Spalovací motor určený k pohonu elektrického generátoru může u sériového hybridního zapojení fungovat ve svém ideálním pracovním pásmu. Přizpůsobení otáček a zatížení spalovacího motoru má velký vliv na jeho spotřebu paliva a výslednou účinnost. Motor v takovém případě také trpí menším opotřebením a vykazuje delší životnost.
- Spojení primárních zdrojů energie, tedy akumulátoru a spalovacího motoru + generátoru s hlavním akčním členem, což je elektromotor, je řešeno pomocí elektrických vodičů. V praxi lze tedy, především u větších letadel, umístit hmotnostně a prostorově náročné prvky pohonného systému na vyhovující místa do trupu letounu. Na aerodynamicky kritických částech letounu může být umístěn pouze elektromotor s vrtulí.
- S předchozím bodem souvisí i možnost relativně nenáročné distribuce energie po celém letounu. Mohou tedy vznikat letouny s velkým počtem pohonných jednotek vytvářející tah (např. velký počet menších vrtulí na křídle) a zároveň může dostatek energie obstarávat pouze jeden spalovací motor umístěný v trupu letounu.
- Elektromotory se vyznačují širokým spektrem použitelných otáček, proto je v některých případech možné připevnit vrtuli přímo na hřídel elektromotoru. Poté není potřeba reduktor, pohon je tak lehčí a mechanicky jednodušší. To samé platí pro ostatní části sériového hybridního pohonu, většina procesů může být řízena elektronicky, a proto je celek mechanicky jednodušší. [1][5][6]

Nevýhody

- I přes to, že spalovací motor pracuje ve velmi dobrých provozních podmínkách, tak není účinnost pohonného systému v sériovém uspořádání jako celku příliš dobrá. Již tak nízká účinnost pístového spalovacího motoru, která se pohybuje v rozmezí 26-35 % [2], je dále snižována několika procesy. Nejprve jde o přeměnu mechanické energie na elektrickou, dále přenos a přeměna elektrické energie, a nakonec opětovný převod elektrické energie na mechanickou. Na všech prvcích vznikají ztráty, které zhoršují celkovou účinnost pohonu.
- Za nevýhodu lze také považovat nutnost použití třech elektromechanických prvků spojených s výrobou a distribucí energie u sériového uspořádání hybridního pohonu. Jedná se o spalovací motor, generátor elektrické energie a elektromotor. V případě paralelního uspořádání lze v některých případech využít elektromotor současně i jako generátor elektrické energie. Toto řešení sebou však přináší další mechanické části.

Z pohledu hmotnosti, účinnosti a složitosti tak záleží na konkrétním pohonu, zdali se jedná o výhodu či nevýhodu.

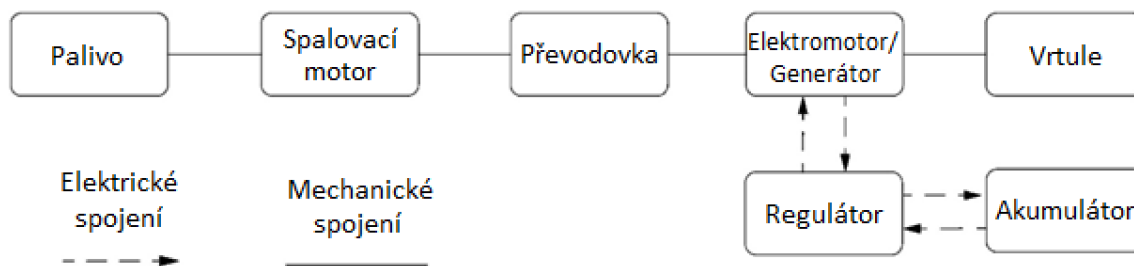
- V případech, kdy jsou akumulátory schopny dodávat dostatečné množství energie pro elektromotor není možné využít přebytečnou energii, kterou je schopný dodávat spalovací motor. Jednoduše řečeno, veškerý tah musí obstarat elektromotor i přesto, že by kombinovaný (spalovací motor + elektromotor) výkon pohonného systému v daném momentě mohl být vyšší.
- Hmotnost sériového uspořádání hybridního pohonu bude s největší pravděpodobností vyšší než u paralelního pohonu. Největší rozdíl ve hmotnosti tvoří generátor, vodiče a případně i zařízení pro přeměnu energie. (střídače, usměrňovače, transformátory). Nelze to však konstatovat s jistotou, protože je sériový systém mechanicky jednodušší. Proto bude záležet na konkrétním letounu a pohonu. Náklady na výrobu také nelze s určitostí porovnat bez znalosti konkrétního letounu. [1][5][6]

1.1.2 Paralelní uspořádání

U paralelního uspořádání hybridního pohonu je s vrtulí mechanicky spojen jak elektromotor/generátor, tak i spalovací motor. Oba prvky tedy mohou přímo přenášet vytvářenou mechanickou energii na vrtuli. Elektromotor zde může sloužit v reverzním režimu i jako generátor elektrické energie, případně také jako startér. Spojení spalovacího motoru s vrtulí bývá řešeno pomocí převodovky nebo reduktoru, elektromotor může být k vrtuli připojen převodovkou, spojkou, volnoběžkou a v nějakých případech může být pevně spojen s hřídelí vrtule. Jsou dvě základní možnosti pro spojení obou motorů. Jednohřídelové a dvouhřídelové řešení. [5][6]

1.1.2.1 Jednohřídelové řešení

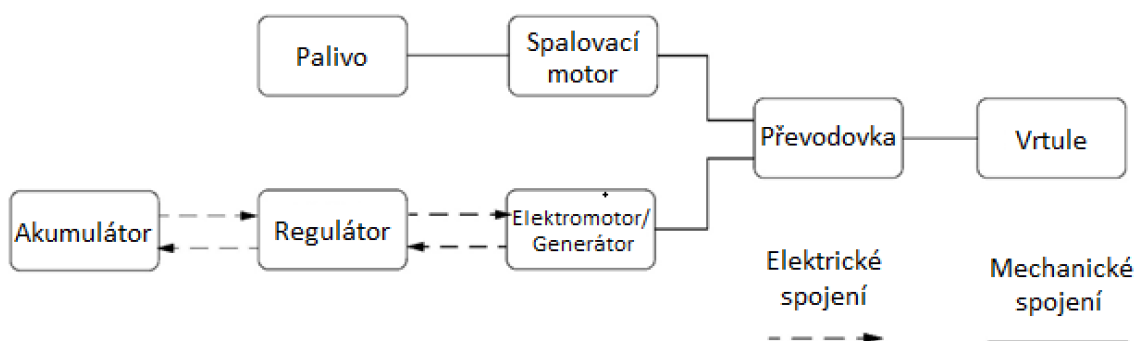
V případě jednohřídelového řešení (viz Obrázek 3) jde zpravidla do převodovky/reduktoru pouze výstupní hřídel ze spalovacího motoru. Následně je na výstupní hřídel z převodovky připojen elektromotor/generátor a na konec hřídele je připevněna vrtule. Pro potřebné rozdělení výkonu mezi obě pohonné jednotky v daných provozních situacích mohou sloužit spojky nebo volnoběžky. Otáčky elektromotoru/generátoru v případě jeho využívání vždy odpovídají otáčkám vrtule. Jednohřídelové provedení je mechanicky jednodušší, což má zpravidla za následek nižší hmotnost a vyšší spolehlivost systému. [5][6]



Obrázek 3 - Paralelní jednohřídelové uspořádání [5]

1.1.2.2 Dvuhřídelové řešení

V případě dvuhřídelové varianty (viz Obrázek 4) je každý motor umístěný na jedné hřídeli. Spojení těchto hřídelí řeší převodovka, ze které vede výstupní hřídel k vrtuli. Otáčky obou motorů i vrtule mohou být rozdílné a jejich vyrovnání řeší převodová skříň. Převodovka musí být velice komplexní, a proto má za důsledek hlavní nevýhody tohoto řešení, jako je vyšší hmotnost, složitost a případně nižší spolehlivost systému. [5][6]



Obrázek 4 - Paralelní dvuhřídelové uspořádání [5]

Výhody

- Celý systém se může skládat z menšího počtu elektromechanických prvků. Hlavní úsporu v hmotnosti a pořizovacích nákladech přináší možnost absence generátoru pro dobíjení akumulátorů. Funkci generátoru může zastávat samotný elektromotor, který lze navíc ještě využít jako startér spalovacího motoru.
- Paralelní uspořádání může využívat mechanickou energii získanou ze spalovacího i z elektrického motoru zároveň. Momenty a výkony obou motorů se sčítají (při zanedbání ztrát). Za letu tak lze využít plný kombinovaný výkon od obou motorů. Této výhody se dá využít dvěma různými způsoby. V prvním případě může letoun dosahovat vysokých, avšak časově omezených, výkonů. V druhém případě lze zmenšit jeden či oba motory

a využít tak součet výkonů pro zajištění standardních letových výkonů. Druhé řešení profituje z nižší hmotnosti, pořizovacích nákladů a případně z úspory paliva.

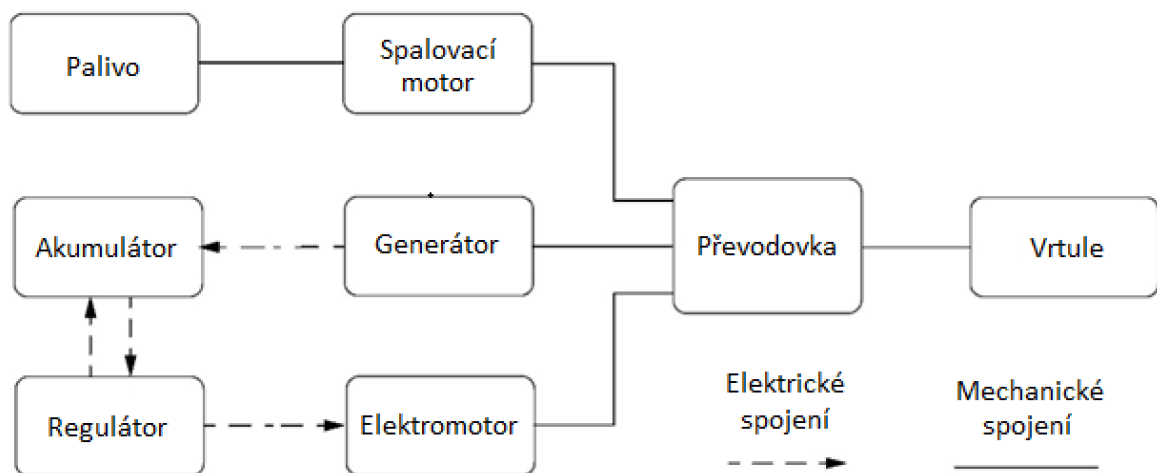
- Mechanická energie je u paralelního uspořádání pohonu přeměňována na elektrickou v daleko menší míře. Velká část mechanické energie od spalovacího motoru míří přímo k vrtuli letadla. Pouze ve vhodných momentech může být mechanická energie skrze elektromotor/generátor přeměňována na elektrickou pro dobíjení akumulátorů. Výsledkem jsou menší ztráty a lepší účinnost pohonného systému. [1][5][6]

Nevýhody

- Naopak negativní dopad na účinnost spalovacího motoru má jeho použití v ne vždy ideálním pracovním pásmu. Při regulaci tahu během letu musí být upravovány otáčky a zatížení často i mimo ideální pásmo, kde má spalovací motor nejvyšší účinnost.
- U paralelního uspořádání je nutná mechanická propojenost všech hlavních prvků pohonu (kromě akumulátorů). Celý pohonný systém je zpravidla potřeba vměstnat do jedné části letounu. Veškeré prvky v motorovém prostoru budou muset být s největší pravděpodobností umístěny blízko u sebe. Lze předpokládat vznik velké koncentrace hmotnosti a vznik podmínek pro přehřívání jednotlivých částí systému. V některých případech může být nutné řešit dodatečné chlazení.
- Výhoda vznikající absencí elektrického generátoru může být částečně vyrušena použitím těžké, složité a nákladné převodovky. Ta může být nutná pro plnohodnotné spojení sil vznikajících v elektromotoru a spalovacím motoru. Vyšší mechanická složitost může mít za následek nižší provozní spolehlivost pohonného systému.
- Ovládání tahu je další náročný úkol pro vývojáře paralelního hybridního pohonu. Správnému nastavení výstupního výkonu musí odpovídat správné nastavení výkonu spalovacího i elektrického motoru. Je tak nutné zároveň regulovat dva na sobě závislé prvky. [1][5][6]

1.1.3 Sériově-paralelní uspořádání

Kombinací sériového a paralelního pohonu vzniká nejkompaktnější hybridní systém. (viz Obrázek 5) U tohoto uspořádání má spalovací motor zajištěnou vazbu s výstupní hřídelí celého pohonného systému a zároveň může pohánět samostatný generátor sloužící pro výrobu elektrické energie. Mechanické spojení všech prvků je obvykle zajištěno pomocí spojek a převodovky. [5][6]



Obrázek 5 - Sériově-paralelní uspořádání [5]

Výhody

- Z hlediska využívání energie je tento systém nejdokonalejší. Spalovací motor může většinu času pracovat ve svém ideálním pracovním pásmu, ale zároveň může být v případě potřeby využit jeho plný potenciál pro pohon vrtule. Lze tak využít kombinovaný výkon obou motorů. Funkce elektrického generátoru není podmíněna vyřazením elektromotoru z činnosti a celý systém poskytuje nejvíce režimů pohonu. [1][5][6]

Nevýhody

- Kombinovaný systém ve své podstatě spojuje výhody i nevýhody paralelního a sériového pohonu. Tento pohon je tedy ve výsledku nejtěžší, nejnákladnější a nejsložitější. Oproti paralelnímu řešení obsahuje generátor navíc a oproti sériovému mnohem složitější převodovku, případně kombinaci více spojek. Zejména kvůli hmotnosti, možné nižší spolehlivosti a finanční náročnosti nelze předpokládat využití tohoto uspořádání u malých sportovních letounů. [1][5][6]

2 Důvody pro využití hybridního pohonu v letectví

Existuje celá řada nevýhod, které s sebou přináší použití spalovacích motorů v letectví. Jedná se zejména o vypouštění emisí v místě letu, spotřeba omezených zásob ropy, nízká účinnost spalování paliva, složitá konstrukce, rozměry a hmotnost, pokles výkonu při poklesu hustoty vzduchu a hluk. Tyto nevýhody vedou ke snaze o změnu druhu pohonných jednotek využívaných v letounech komerčního i rekreačního typu. Většina pozornosti se zaměřuje na využití elektřiny jakožto energie pro pohon v letectví budoucnosti. Elektromotory se obecně vyznačují dobrou účinností, relativně jednoduchou konstrukcí a nízkou hmotností. Jejich výkonová charakteristika se nemění s výškou, v místě letu nevznikají téměř žádné emise a vydávají méně hluku. [7][8] Největší překážkou tak již od samého počátku zůstává adekvátní zdroj elektrické energie. Akumulátory procházejí značným vývojem, ale specifická energie (energie na jednotku hmotnosti), kterou jsou schopny uchovávat, stále ani zdaleka nedosahuje množství specifické energie fosilních paliv. V současné době je poměr hmotnosti pro dodání jedné kWh mezi leteckým palivem AVGAS spalovaným pístovým motorem a akumulátory napájející elektromotor přibližně 22:1 ve prospěch spalovacího motoru. Do budoucna se předpokládá, že s nástupem akumulátorů nové generace (lithiové akumulátory s příměsí sulfuru nebo oxidu kobaltu, grafenové akumulátory) se může tento poměr zmenšit až na 8:1. [9]

Hybridní pohon představuje určitý kompromis, jenž má za úkol spojit dobré vlastnosti elektrického pohonu s dlouhým doletem, který poskytuje spalovací motor. Toto spojení přináší určité specifické vlastnosti a ve výsledku nemusí být vždy výhodné. Níže popsané vlastnosti budou vztaženy zejména ke sportovnímu letounu s hybridním pohonem tvořeným kombinací pístového motoru a elektromotoru s akumulátory.

- Bezpečnost
- Emise
- Hluk
- Výkon
- Úspora paliva

2.1 Bezpečnost

Dva motory využívající různé zdroje energie mohou zvyšovat spolehlivost pohonného systému podobně jako více motorů stejného typu. U hybridní konstrukce ale vždy existuje určitá závislost mezi oběma druhy pohonů, které si pravděpodobně ve většině případů nebudou rovnocenné. V případě výpadku pouze jedné části hybridního pohonu nemusí být zaručena

možnost pokračovat v letu, případně lze očekávat výrazné výkonové omezení. Konkrétní letová charakteristika vždy závisí na konkrétním letounu, ale také na typu hybridního uspořádání.

2.1.1 Sériové uspořádání

U sériového uspořádání vytváří veškerý tah pouze elektromotor, situace je proto poměrně jednoduchá. V případě poruchy spalovacího motoru dojde k zastavení generace elektrické energie a závisí tak pouze na proudové zatížitelnosti a kapacitě baterií, jaké výkony po jak dlouhou dobu bude elektromotor schopný vytvářet. V případě selhání elektromotoru dojde k okamžité ztrátě tahu a letoun musí přejít do nouzového bezmotorového sestupu.

2.1.2 Paralelní uspořádání

Pro určení vlastností po poruše pohonné jednotky u paralelního uspořádání daleko více záleží na konkrétním letounu. Schopnost letu po selhání jedné z pohonných jednotek závisí zejména na řešení spojovacího členu zajišťujícího rozdělení točivého momentu a na výkonu pohonné jednotky bez poruchy.

Selže-li spalovací motor a umožňuje-li převodovka či volnoběžka let pouze na elektromotor, tak výkonost a výdrž letounu závisí na výkonu elektromotoru a na kapacitě a proudové zatížitelnosti akumulátorů. U výše zmíněné situace je předpoklad krátké výdrže z důvodu nižší kapacity akumulátorů, která by však měla být dostatečná například pro bezpečnostní přistání. V případě, že výkon elektromotoru nedostačuje pro udržení letounu v horizontálním letu, je ho alespoň možné využít pro nižší rychlost klesání při optimální dopředné rychlosti. Letoun má tak vyšší šanci doletět na plochu vhodnou pro bezpečné přistání.

Selže-li elektromotor a umožňuje-li převodovka či volnoběžka let pouze na spalovací motor, tak výkonost a výdrž letounu závisí především na výkonu spalovacího motoru a na množství paliva v nádržích.

2.2 Emise

Jeden z hlavních důvodů, proč se v automobilovém průmyslu stále častěji používají hybridní a elektrické pohony, je snaha o snížení množství škodlivých spalin vypouštěných v místě provozu vozidla. Na krátké vzdálenosti a v nízkých rychlostech, tedy v podmínkách odpovídajících městskému provozu, jsou obvykle hybridní automobily schopny jezdit čistě na elektřinu. Spalovací motor tak v městském provozu neprodukuje žádné emise. Připojuje se až v případě nutnosti jet rychleji či na delší vzdálenost. [10]

V leteckém provozu není situace tak jednoznačná. Malá sportovní letadla létají víceméně nahodile v laterální i vertikální rovině, kdy ustálená výška letu bývá nejčastěji od 150 m do 3000 m nad úrovní terénu a rychlost letu od 120 km/h do 250 km/h. V hustě osídleném prostředí České republiky se sportovní letouny obvykle vyhýbají přeletům nad velkými městy, avšak vyhnout se přeletu nad všemi obydlenými oblastmi je prakticky neproveditelné. Minimální výškový rozstup stanovený VFR příručkou je 300 m nad hustě osídlenými oblastmi a 150 m nad neosídleným terénem. [11] Z výše uvedených informací je zřejmé, že když je vzat v úvahu pohyb vzduchu a vítr, je v českých podmínkách využití elektrické části hybridního pohonu pouze v blízkosti obydlených oblastí jen velice těžko proveditelné a dopad na cílené oblasti bude zanedbatelný.

Použití elektrického pohonu po omezeně dlouhou dobu (jedna z možných vlastností hybridního pohonu) může začít dávat větší smysl ve fázi vzletu a přistání letadla. Velká mezinárodní i malá sportovní letiště se často nacházejí v blízkosti velkých měst nebo hustě obydlených oblastí. Značnou část vzletu, která probíhá v nejmenší vzdálenosti od lidských sídel, tvoří rozjezd letadla po vzletové dráze a následné stoupání do letové hladiny. V případě provedení této části letu čistě na elektrický pohon, případně s minimální podporou spalovacího motoru (např. chod na volnoběžné otáčky), může letu značně přispět ke snížení emisní zátěže v okolí letiště.

Za jeden průměrný let sportovního letounu však nelze od hybridního pohonu očekávat snížení celkových emisí vypouštěných do ovzduší. Zvýšení hmotnosti letounu kvůli akumulátorům bude způsobovat vyšší odpor, výkon pro udržení vodorovného letu bude muset být vyšší a po vybití akumulátorů vzroste taktéž spotřeba spalovacího motoru. Celkové emise se tak mohou u delších letů naopak zvýšit.

Emise vydané hybridním letadlem mohou ale poklesnout při specifickém režimu provozu. V případě krátkých letových úseků může stačit i omezená kapacita akumulátoru pro velkou část letu bez nutnosti spalování fosilního paliva. Akumulátor bude muset být po tomto krátkém letovém úseku znovu na zemi dobit. Může se jednat například o krátké pozorovací, aerovlekové či výcvikové lety probíhající v těsné blízkosti letiště. Přesné letové charakteristiky a parametry budou vždy záviset na konkrétním letounu s danou pohonnou soustavou.

2.3 Hluk

Hluk letadel provozovaných na letištích v blízkosti lidských sídel způsobuje značné nepohodlí pro obyvatele. Na mezinárodních letištích i na menších vnitrostátních letištích je tento problém částečně řešen pomocí postupů a omezení. Na velkých mezinárodních letištích slouží ke snížení hluku koncept tzv. vyváženého přístupu k regulaci hluku, který se skládá ze 4 pilířů:

omezení hluku u zdroje, územní plánování a řízení, protihluková provozní opatření a provozní omezení. [12] Malá letiště s provozem převážně malých sportovních a výcvikových letadel nejčastěji upravují letové okruhy tak, aby letadla nepřelétávala nad obydlenými oblastmi, případně kvůli hluku omezují provozní hodiny.

Letadlový hluk se skládá z hlavních dvou částí, mechanický hluk a aerodynamický hluk. Výrazný aerodynamický hluk vydávají především velká dopravní letadla. Malé a sportovní letouny produkují daleko více mechanického hluku, který jde od spalovacího motoru. Úroveň hluku od spalovacího motoru v dané fázi letu ovlivňují především otáčky a zatížení motoru. Elektromotory nejsou zcela tiché a vydávají hluk ve vyšším frekvenčním pásmu, avšak oproti pístovým spalovacím motorům je hluková úroveň znatelně menší. [13][14]

V případě hybridního pohonu lze využít pro regulaci hluku hned první pilíř, tedy omezení hluku u zdroje. V hlukově kritických fázích letu, například let po okruhu, přiblížení, krátký let v malé výšce nad terénem, případně i vzlet a stoupání, lze využít pro pohon letounu pouze elektromotor nebo elektromotor se spalovacím motorem staženým na volnoběh. Hluk od pístového motoru tak nebude žádný, nebo bude minimalizován.

2.4 Výkon pohonné jednotky

Při volbě komponentů pro hybridní pohon je nejprve potřeba stanovit režimy, ve kterých by pohonná jednotka měla být schopna pracovat. Letoun může letět pouze na elektromotor, pouze na spalovací motor (není možné při sériovém uspořádání), nebo za pomoci obou pohonných jednotek zároveň. Velikost, potažmo výkon obou pohonných jednotek musí odpovídat zvoleným požadavkům.

2.4.1 Sériové uspořádání

Možností u sériového uspořádání není mnoho. Veškerý tah vytváří pouze elektromotor. Je tedy nutné zvolit dostatečně výkonný elektromotor, který zvládne všechny potřebné režimy letu. Výhodou je, že elektromotor může být naddimenzován pro poskytnutí krátkodobě vyššího výkonu, než je schopný dodávat spalovací motor. energii potřebnou při zvýšeném proudovém odběru poskytnou na omezenou dobu akumulátory. Volbu velikosti akumulátorů a spalovacího motoru ovlivňuje mnoho faktorů, mimo jiné to, po jakou dobu bude elektromotor schopný poskytovat plný výkon.

2.4.2 Paralelní uspořádání

U paralelního uspořádání se na výsledném výkonu přenášeném na vrtuli podílí obě pohonné jednotky. Při volbě pohonných jednotek je tedy nutné určit, v jakých režimech budou schopny pracovat. Nabízí se hned několik možností:

- Pro let je nutná činnost elektromotoru i spalovacího motoru zároveň.
- Pro let dostačuje činnost pouze elektromotoru (krátkodobě), ale ne pouze spalovacího motoru.
- Pro let dostačuje činnost pouze spalovacího motoru, ale ne pouze elektromotoru.
- Pro let dostačuje činnost pouze spalovacího motoru nebo pouze elektromotoru.

Výše uvedené možnosti jsou jen modelové, u reálného letounu nemusí být mezi jednotlivými režimy tak ostrá hranice. Let s pouze jednou pohonnou jednotkou v provozu může být možný, avšak bude značně limitován. Může se například jednat o schopnost udržet pouze vodorovný let, nebo o schopnost velmi pomalého stoupání. Konkrétní letové výkony při různých výkonových nastaveních obou pohonných jednotek vždy závisí na konkrétním letounu.

2.4.3 Výhody krátkodobě vyššího výkonu

Hybridní letoun na začátku vzorového letu disponuje dvěma plnými zdroji energie. Jedná se o chemickou energii uloženou v leteckém palivu a elektrickou energii uloženou v akumulátorech. Hustota energie uložená v akumulátorech je mnohonásobně menší než hustota energie uložená v leteckém palivu. [9] Z tohoto faktu lze usoudit, že pro zachování konkurenceschopné výdrže a doletu letounu (oproti tradičnímu pístovému pohonu), bude nutné vícenásobně vyšší část energie uchovávat v leteckém palivu. Výrazně menší část energie, která bude uložena v akumulátorech, bude při plném výkonu elektromotoru spotřebována za poměrně krátký časový úsek letu. Poté budou muset být akumulátory dobity pomocí spalovacího motoru, případně letoun dokončí let bez činnosti elektromotoru. Elektrická energie může být také spotřebovávána v malém množství po celou dobu letu. Z výše zmíněných vlastností hybridního pohonu lze při porovnání se spalovacím pohonem stanovit následující teoretické výhody:

- Kratší délka rozjezdu na dráze
- Vyšší stoupavost po vzletu / při nezdařilém přiblížení
- Vyšší stoupavost při úhybném manévru
- Částečná výkonová nezávislost na hustotě vzduchu

2.4.3.1 Délka rozjezdu

Délka vzletu za podmínek ISA přes 15 m vysokou překážku u ultralehkého letounu TL - 3000 Sirius se standardním vybavením je 395 m. Počáteční indikovaná rychlost stoupání je 120 km/h. [15] Z výše uvedených informací vyplývá, že vzlet u malých sportovních letadel trvá řádově několik desítek vteřin. Jde tedy, vzhledem k délce celého letu, o velice krátký interval. V tomto krátkém intervalu je možné využít plný výkon elektromotoru, který je napájen z akumulátorů. Jelikož se jedná o krátký časový úsek, není v takovém případě potřeba velká kapacita akumulátorů, pouze lze očekávat vysoký proudový odběr. V případě dobře navrženého letounu lze při sečtení výkonů od spalovacího a elektrického motoru očekávat kratší délku rozjezdu a vyšší stoupavost krátce po vzletu.

2.4.3.2 Stoupavost po vzletu

S předchozím bodem souvisí i následná fáze letu, při níž letadlo stoupá do letové hladiny. V případě plochého terénu a jednoduchého rozdělení vzdušného prostoru obvykle nejsou na rychlost stoupání vysoké nároky. Na některých letištích, například v hornatém terénu nebo v hustě osídlené oblasti, může být vyšší stoupavost značnou výhodou. Stoupavost ultralehkého letounu TL – 3000 Sirius se standardním vybavením je 276 m/min. [15] Z tohoto faktu lze usoudit, že fáze stoupání trvá řádově jednotky až desítky minut. Při využití elektrického pohonu pro krátký vzlet a následně co nejrychlejší stoupání vzniknou vyšší nároky na kapacitu akumulátorů, protože bude vysoká hodnota proudu odebírána i během stoupání. Je ale třeba počítat s tím, že s akumulátory o větší kapacitě značně vzroste i hmotnost letounu a hybridní pohon tak v určité fázi začne být neefektivní.

2.4.3.3 Stoupavost při úhybném manévru

Zvýšená hodnota maximální stoupavosti, i když jen po omezeně dlouhou dobu, nemusí být výhodou pouze při vzletu. Při pilotem nepředvídané události může výkonová rezerva přispět k vyřešení situace. Jako příklad lze uvést nečekané sblížení s ostatním leteckým provozem, kdy pilot vyhodnotí stoupání jako nejlepší řešení pro odvrácení střetu. V další situaci se může jednat o let ve špatných meteorologických podmínkách, kdy pilot zaregistruje překážku na velmi krátkou vzdálenost.

2.4.3.4 Částečná nezávislost na hustotě vzduchu

Závislost výkonu u spalovacích motorů na hustotě vzduchu značně omezuje rozsah provozních podmínek. Pístový motor spaluje letecké palivo pouze za přítomnosti kyslíku, který je obsažen ve vzduchu. Hmotnost (množství) kyslíku závisí na objemu a hustotě vzduchu nasátého do motoru a pokles hmotnosti výrazně snižuje výsledný výkon spalovacího motoru. Maximální objem vzduchu nasávaný do motoru je konstantní. [16] Hustota vzduchu je závislá

na tlaku, teplotě a vzdušné vlhkosti. Tlak vzduchu je dále závislý na nadmořské výšce a meteorologické situaci. [17] Z výše uvedeného vyplývá, že výkon pístového motoru klesá s rostoucí nadmořskou výškou a rostoucí teplotou (vliv meteorologické situace a vlhkosti vzduchu není tak výrazný). Pokles výkonu může částečně eliminovat turbodmychadlo, které stlačuje nasávaný vzduch a dokáže tak do motoru dodat vyšší hmotnost kyslíku. Jako příklad lze uvést motory Rotax řady 912 S a Rotax řady 914. Rotax 912 S je atmosférický motor, u něhož při nárůstu tlakové výšky o 3000 m a nárůstu teploty o 15 °C poklesne výkon přibližně o 35 %. Rotax 914 je přeplňovaný motor turbodmychadlem, u kterého bude pokles výkonu při stejných podmínkách přibližně 11 % (vztaženo k hladině moře a podmínkám standardní atmosféry). [18][19]

Elektromotory nelze označit za zcela nezávislé na poklesu tlaku, potažmo hustoty vzduchu. Vzduch s nižší hustotou hůře přenáší teplo, mohou tedy vznikat problémy s chlazením. Nižší hustota způsobuje také menší izolační vlastnosti vzduchu. Při nepřipravenosti motoru pro dané podmínky, případně volby motoru s nevhodnými parametry, může dojít ke zkratu mezi vodiči, a tak ke ztrátám, poškození nebo zničení částí elektrického pohonu. [20][21]

V případě, že je elektromotor správně navržený pro provoz ve velkých nadmořských výškách, tak z fyzikální podstaty jeho fungování nevyplývá výraznější omezení či snížení výkonu i při značném poklesu hustoty vzduchu. Jeho konstantní výkonová charakteristika, u které lze předpokládat nezávislost na změnách teploty a tlaku vzduchu (v případě dobrého chlazení), lze tedy využít pro vzlety z letišť umístěných ve vysoké nadmořské výšce. Obzvláště v horkých letních dnech kladou vysokohorská letiště s krátkou rozjezdovou dráhou vysoké nároky na výkony letounů. V případě sériového hybridu mohou veškerý deficit ve výkonu spalovacího motoru ve fázi vzletu kompenzovat akumulátory. U paralelního hybridu zůstává výkon od elektromotoru nezměněný, ale část výkonu přenášená od spalovacího motoru poklesne. Ve výsledku tak celkový výkon u paralelní konstrukce hybridního pohonu s klesající hustotou vzduchu poklesne, avšak pokles bude menší než u čistě pístového pohonu.

Výše zmíněné vlastnosti mohou být vhodné také pro rychlejší, nebo dočasné nastoupaní do vyšší letové hladiny. Příkladem může být vysoká hora, kterou je z daného důvodu nutné s dostatečným vertikálním rozestupem přeletět.

2.5 Úspora paliva

Otázka směřující na možnou úsporu paliva při použití hybridního pohonu v ultralehkém letounu nemá, podobně jako u emisí, jednoznačnou odpověď. Lze očekávat, že spotřeba fosilního paliva může klesnout pouze při specifickém využití letounu.

Narozdíl od automobilového průmyslu není dostatečně dobře možné využívat rekuperaci ve fázích letu, kdy pohon letounu není využíván. Snaha o co neekonomičtější létání vede k velice krátkým časovým úsekům, kdy je letoun potřeba nuceně brzdit. I v těchto úsecích se účinnost rekuperace pomocí vrtule, v úhlu nastavení pro to vhodném, pohybuje od 5 % do 40 % z celkové potenciální energie. Z výše uvedeného vyplývá, že dobíjení akumulátorů ve fázích rychlého klesání možné sice je, avšak s minimálním přínosem. [22]

Pro zachování co možná nejjednodušší konstrukce ultralehkého letadla lze tedy pro let uvažovat pouze chemickou energii uloženou ve fosilním palivu a elektrickou energii uloženou v akumulátorech. Vzhledem k vysoké hmotnosti akumulátorů je možné předpokládat, že při zachování podobných výkonových vlastností hmotnost hybridně poháněného letounu (oproti pístovému pohonu) poměrně výrazně stoupne. Z výše uvedeného lze usoudit 3 scénáře vztahující se k úspoře paliva:

- Velmi krátké lety
- Středně dlouhé lety
- Dlouhé lety

2.5.1 Velmi krátké lety

U časově krátkých a energeticky méně náročných letů lze očekávat nejvyšší úsporu fosilního paliva. Za předpokladu startu letounu s plně nabitými akumulátory je možné po relativně krátký časový interval pro pohon letadla využívat elektrickou energii v maximální možné míře. Spalovací motor by v takovém případě byl nečinný, nebo by pracoval v úsporném režimu. Po přistání by byly akumulátory opět dobity. Letoun by tak za daný let spotřeboval minimum fosilního paliva.

2.5.2 Středně dlouhé lety

U středně dlouhých letů, kde kapacita akumulátorů již nestačí na poskytování energie po celou dobu letu, se bude podle délky letu úspora fosilního paliva zmenšovat. Specifická energie uložená ve fosilním palivu je mnohem vyšší než energie uložená v běžně dostupných akumulátorech. Akumulátory představují poměrně velkou přídavnou hmotnost na palubě letounu, která i po vyčerpání elektrické energie zůstává konstantní. [9] Vzhledem k těmto faktům bude možné stanovit určitou energetickou náročnost letu (závislou na výšce letu, vzdálenosti, meteorologických podmínkách,...), od které spotřeba fosilního paliva hybridního letounu začne naopak stoupat. Jinak řečeno lze předpokládat, že od určité hodnoty celkové potřebné energie pro let dojde k vybití akumulátorů a bude nutné zvýšenou hmotnost letounu kompenzovat vyšším výkonem spalovacího motoru, který po určité vzdálenosti způsobí vyšší

celkovou spotřebu paliva než u letounu se spalovacím pohonem. Přesné hodnoty je však možné určit až pro konkrétní letoun.

2.5.3 Dlouhé lety

Vzhledem k faktu, že specifická energie akumulátorů ani zdaleka nedosahuje hodnot specifické energie fosilního paliva [9], nelze u dlouhých letů očekávat úsporu paliva. Akumulátory s nízkou energetickou hustotou nahradí část paliva s vysokou energetickou hustotou, a tak se dá předpokládat, že hybridní letoun bude mít naopak výrazně kratší celkový dolet oproti letounu, jenž má pouze pístový pohon. Pokud dolet letounu výrazně nepoklesne, je možné u dlouhých letů očekávat, že hmotnost akumulátorů a elektropohonu způsobí zvýšení spotřeby fosilního paliva.

3 Negativa spojená s využitím hybridního pohonu v letectví

Podobně jako hybridní spojení dvou pohonů poskytuje výhody od obou typů pohonu, tak je třeba počítat i s negativy spojenými s oběma pohony. Některé nevýhody jednoho či druhého pohonu lze alespoň částečně, nebo po omezeně dlouhou dobu, kompenzovat za pomoci druhého pohonu (viz kapitola 2). Existuje však několik významných negativ spojených právě s kombinací dvou pohonů. Pro účely této práce se jedná zejména o nevýhody vztahující se k hybridnímu pohonu tvořeného kombinací pístového motoru a elektromotoru napájeného akumulátory

- Hmotnost
- Pořizovací náklady
- Servisní požadavky
- Riziko požáru
- Náročná regulace výkonu

3.1 Hmotnost

Jako základní nevýhodu hybridního pohonu lze označit jeho hmotnost, kterou je možné vysvětlit dvěma důvody. Jedná se o hmotnost získanou od akumulátorů a hmotnost vytvořenou kombinací dvou jednodušších pohonů v jeden složitější hybridní pohon. Spalovací motor ani elektromotor sami o sobě nevytváří vyšší hmotnost pohonu, než je běžné. Jako příklad se dá uvést běžně využívaný motor Rotax 912 UL, jenž váží, dle volby doplňkové výbavy, přibližně 63 Kg. [18] Podobně výkonný certifikovaný letecký elektromotor Pipistrel E-811-268MVLC s regulátorem H300C má hmotnost 30,8 Kg. [23] Z výše uvedeného vyplývá, že pokud není brána v potaz hmotnost paliva a akumulátorů, je hmotnost elektropohonu vhodného pro ultralehké letadlo přibližně poloviční oproti spalovacímu motoru. V případě hybridního pohonu, kdy je ke spalovacímu motoru přidán elektropohon bez akumulátorů, nelze tedy očekávat neadekvátní zvýšení hmotnosti vůči výkonu. V případě spojení těchto dvou pohonů lze pouze očekávat vyšší hmotnost způsobenou vyšším počtem prvků, a tedy i složitostí hybridního pohonu. Zásadnější vliv na zvýšení hmotnosti celého letounu má hmotnost akumulátorů. Jak již bylo zmíněno v úvodu kapitoly 2, hmotnost akumulátorů je přibližně 22x vyšší než hmotnost paliva schopného vyprodukovat stejné množství výkonu. [9] Hmotnost leteckého paliva se v ultralehkých letounech pohybuje v řádu vyšších desítek kilogramů. [15] Jednoduchým vynásobením hmotnosti paliva příslušným poměrem a přičtením k hmotnosti pohonu je možné

zjistit, že elektropohon jako celek začne mít vyšší hmotnost již při použití velice malého akumulátoru. Ve výsledku lze předpokládat, že při použití akumulátoru, který bude schopný vyprodukovat výkon odpovídající alespoň několika kilogramům leteckého paliva, bude elektropohon i s akumulátory (vzhledem k množství vyprodukované energie) výrazně těžší částí hybridního pohonu. V porovnání se spalovacím motorem tak bude hmotnost hybridního pohonu o stejné výkonnosti vyšší.

Vyšší hmotnost letounu negativně ovlivňuje délku rozjezdu a přistání, stoupavost a úhel stoupání, dostup, dolet, obratnost a vytváří vyšší zátěž na konstrukci letounu. [24] Jako důsledek nahrazení části paliva těžkými akumulátory se značně nižší energetickou hustotou lze očekávat, zejména při letu na maximální hmotnosti, výrazný pokles doletu letounu.

3.2 Pořizovací náklady

Cena je velice důležitý faktor pro každého zákazníka zvažujícího nákup letounu. Konkrétní hodnoty pořizovacích nákladů hybridního pohonu lze stanovit pouze pro konkrétní letoun, ale vzhledem ke složitosti hybridního pohonu nelze očekávat stejné nebo dokonce nižší pořizovací náklady než u běžného pístového motoru. Hybridní pohon se skládá jak z pístového motoru, tak z elektromotoru a potřebných komponent (regulátor, akumulátory,...). Lze předpokládat, že hybridní kombinace dvou druhů pohonu, i když pravděpodobně každý o menší velikosti než při použití pouze jednoho druhu, bude finančně daleko nákladnější než dnes běžně používané pohony. Navíc se dá očekávat navýšení ceny kvůli nutným certifikacím nového typu pohonu od příslušných úřadů. Snížení pořizovací ceny lze předpokládat při sériové produkci a při výrazném zlevnění vhodných elektronických komponentů, případně při podpoře elektrifikace ze strany nadnárodních společností.

3.3 Servisní požadavky

Požadavky na náročnost, frekvenci a výslednou nákladnost servisních prohlídek opět úzce souvisí s komplexností pohonné jednotky. Za předpokladu použití hybridního pohonu tvořeného spojením běžně používaného pístového motoru a přídatného elektropohonu tedy lze očekávat vyšší servisní požadavky. Důvodem je zachování předepsaných servisních prohlídek u spalovacího motoru a zároveň nutnost servisovat i elektropohon. Navíc se dá očekávat vyšší náročnost servisních úkonů kvůli větší složitosti pohonného systému, kterou tvoří zejména přidaný elektromotor, regulační člen, akumulátory, spojovací/převodový mechanismus a ostatní komponenty elektrické části hybridního pohonu.

3.4 Riziko požáru

Následky požáru na palubě letounu za letu jsou na stupnici závažnosti často hodnoceny nejvyšším možným stupněm, tedy jako katastrofické. [25] Každý požár na palubě nutně nemusí způsobit katastrofu, ale je nutné této problematice věnovat obzvlášť velkou pozornost.

Podobně jako ve výše uvedených podkapitolách, také riziko požáru existuje i u dnes nejčastěji používaného pístového motoru a lze očekávat přenesení stejné úrovně rizika požáru i do pohonu hybridního. Požár může vzniknout na základě tří základních požadavků, kterými jsou hořlavý materiál, vzduch a zdroj vznícení/teplo. U spalovacího motoru může začít hořet především palivo a olej. Nelze však opomenout ani elektrické komponenty jako například alternátor, akumulátory, čerpadla a elektrická vedení. [26] Tyto komponenty mohou začít hořet nebo mohou vytvořit teplo potřebné ke vznícení jiné látky v jejich blízkosti.

Doplněním spalovacího motoru o elektromotor výrazně vzroste počet prvků v motorovém prostoru i mimo něj. Z informací uvedených v kapitole 1 vyplývá, že elektropohon se skládá minimálně z těchto prvků: elektromotor, regulační člen, akumulátor a elektrické vedení. Všechny tyto prvky budou sloužit k přímému pohonu letounu, takže je možné předpokládat vysoké výkony, a tak i produkci velkého množství tepla. Od všech těchto prvků může vzniknout požár jak přímo, tak nepřímo. Může tedy nastat vzplanutí komponentu jako takového, nebo komponent dosáhne příliš vysoké teploty vedoucí k požáru materiálů v okolí. Obzvláště velké riziko požáru lze předpokládat u regulačního členu a akumulátorů. Mezi nejznámější události související s požárem akumulátorů patří ty u Boeingu 787, který krátce po uvedení do provozu musel několikrát nouzově přistát kvůli dýmu v kabině. Bylo zjištěno, že dým pocházel z požáru moderních Li-ion akumulátorů. [27] Akumulátory sice u Boeingu neslouží pro pohon letounu, ale u pohonných akumulátorů je možno čekat ještě vyšší zátěž. Míru rizika lze ale určit až v případě volby konkrétního typu akumulátoru a jeho kvality.

3.5 Náročná regulace výkonu

Běžně v ultralehkých letadlech používaný motor Rotax řady 912 je za letu ovládán především pomocí přípustě plynu. [15] Změna množství směsi paliva a vzduchu mění výkon a potažmo otáčky motoru. U některých letounů je přípust' plynu doplněna ještě o ovládání směsi a ovládání stavitelné vrtule. [28] Dále pro ovládání motoru a palivového systému často slouží několik dalších ovládacích prvků, například palivový kohout, sytič, palivové čerpadlo, výhřev karburátoru, ovládání magnet a startéru, které jsou zapotřebí využít v určitých fázích letu. Množství ovládacích prvků a postupy pro jejich využití se liší s konkrétním typem letounu a jeho konfigurací, avšak obsluhu motoru lze označit pro pilota jako stěžejní.

V případě použití hybridního pohonu lze očekávat značný nárůst obtížnosti regulace výkonu a potažmo tahu pohonné jednotky. Nároky na regulaci výkonu spalovacího motoru zůstanou stejné, ale navíc k nim přibude nutnost regulovat výkon elektromotoru. Samotnou regulaci výkonu elektromotoru pro pilota je možné označit za poměrně jednoduchou, kdy ho lze regulovat pouze jednou pákou. Vedle regulace výkonu bude však nutné ovládat i spojovací mechanismus mezi spalovacím motorem a elektromotorem, případně ještě dobíjení akumulátoru.

Pro regulaci výsledného tahu hybridního pohonu tak bude potřeba značně vyšší koncentrace pilota, protože je nutné ovládat výkon spalovacího motoru i elektromotoru zároveň. V reálném letounu však lze spíše očekávat vytvoření elektronického systému pro ovládání tahu, který bude výkony obou motorů řídit na základě polohy jedné ovládací páky od pilota. Pilot bude mít dále možnost zvolit režimy hybridního pohonu tak, aby co nejvíce využil jeho potenciál a výhody.

4 SWOT analýza

V následující tabulce 1 je zpracována SWOT analýza, která uvádí informace o hybridním pohonu především ve vztahu k dnes v ultralehkých letadlech nejčastěji používanému pístovému motoru. Body uvedené v kolonce „vnitřní“ jsou blíže rozebrány v kapitolách 2 a 3. Kolonka „vnější“ uvádí aktuální trendy a problémy v letectví.

Tabulka 1 - SWOT analýza hybridního pohonu

SWOT analýza hybridního pohonu			
		Pozitivní	Negativní
		Silné stránky	Slabé stránky
Vnitřní	<ul style="list-style-type: none">• Vyšší bezpečnost• Nižší emise• Nižší hluk• Vyšší výkon• Úspora paliva		<ul style="list-style-type: none">• Vyšší hmotnost• Vyšší pořizovací náklady• Vyšší servisní požadavky• Vyšší riziko požáru• Náročná regulace výkonu
		Příležitosti	Hrozby
Vnější	<ul style="list-style-type: none">• Celosvětová snaha o ekologickou dopravu• Dlouhodobý důraz na zvýšení bezpečnosti v letectví• Omezování hluku v okolí letišť		<ul style="list-style-type: none">• Vysoká cenová konkurence v obecném letectví• Trend plně elektrických pohonů• Nedůvěra potenciálních zákazníků k nové technologii

V tabulce 2 a tabulce 3 jsou přehledně uvedeny hlavní výhody a nevýhody jednotlivých uspořádání. Daná problematika je blíže popsána v kapitole 1.1. Sériově-paralelní uspořádání není bráno v potaz, protože kombinuje výhody i nevýhody obou typů uspořádání. Pohon je tak sice technicky nejdokonalejší, ale také nejsložitější, nejtěžší a nejdražší (viz kapitola 1.1.3).

Tabulka 2 - Vlastnosti sériového uspořádání hybridního pohonu

Sériové uspořádání hybridního pohonu	
Výhody	Nevýhody
<ul style="list-style-type: none"> • Mechanicky jednodušší • Ideální pracovní pásmo spalovacího motoru • Mechanické oddělení obou pohonů • Možnost jednoduššího využití většího počtu pohonných jednotek 	<ul style="list-style-type: none"> • Nižší účinnost • Vyšší počet elektromechanických prvků • Výkon pohonných jednotek nelze sčítat • Potenciálně vyšší hmotnost

Tabulka 3 - Vlastnosti paralelního uspořádání hybridního pohonu

Paralelní uspořádání hybridního pohonu	
Výhody	Nevýhody
<ul style="list-style-type: none"> • Vyšší účinnost • Nižší počet elektromechanických prvků • Výkon pohonných jednotek lze sečíst • Potenciálně nižší hmotnost 	<ul style="list-style-type: none"> • Mechanicky složitější • Náročnější regulace výkonu • Nelze zajistit ideální pracovní pásmo spalovacího motoru • Nutnost umístění všech mechanických prvků pohonu blízko sebe

5 Koncepce hybridního pohonu pro ultralehké letadlo TL-3000 Sirius

Následující část práce je zaměřena na vytvoření koncepčního návrhu hybridního pohonu pro konkrétní ultralehké letadlo. Návrh zcela nového ultralehkého letounu je velice komplexní a náročná problematika, která nejen že přesahuje rozsah této práce, ale také mnohonásobně zvyšuje náklady na případnou konstrukci a uvedení letounu do provozu. Vzhledem k těmto faktům byla zvolena možnost přestavby současného ultralehkého letounu s běžně používaným pístovým motorem, který bude doplněn o elektromotor, akumulátory a ostatní potřebné komponenty potřebné pro vytvoření pohonu hybridního.

Dalším důvodem pro přestavbu existujícího letounu jsou legislativní požadavky. Certifikace jakéhokoliv letounu nebo jeho části je velice náročný proces. Z tohoto důvodu bude vyvinuta snaha o vyhovění předpisu UL2 v co největší možné míře, který definuje požadavky na letovou způsobilost ultralehkých letounů řízených aerodynamicky s maximální vzletovou hmotností 600 kg. [29]

5.1 Výběr uspořádání hybridního pohonu

Výběr uspořádání hybridního pohonu má velký vliv na technická řešení, cenu, a především na výsledné letové vlastnosti letounu. Uspořádání musí co možná nejvíce vyhovovat současnému řešení pohonné jednotky letounu tak, aby byla přídatná elektrická zástavba co možná nejjednodušeji proveditelná a přinášela co nejvíce výhod. Zároveň je důležité klást důraz na co nejnižší hmotnost, protože letoun musí splnit limity stanovené předpisem, mimo jiné maximální vzletovou hmotnost 600 kg. [29]

Vzhledem k vysoké hmotnosti, složitosti a vysokým pořizovacím nákladům se dá z výběru vyloučit sériově-paralelní uspořádání. Výběr se tedy zužuje na sériové nebo paralelní uspořádání. Po důkladném zvážení všech informací uvedených v kapitole 1.1, v tabulce 2 a v tabulce 3 a s ohledem na výběr existujícího ultralehkého letounu tradiční koncepce se paralelní uspořádání ukazuje jako vhodnější varianta. Zejména v tabulce 3 si lze povšimnout, že na rozdíl od sériového hybridního pohonu je všechny zmíněné výhody paralelního hybridního pohonu možné považovat za využitelné i u zvoleného typu letounu. Zároveň však žádná z uvedených nevýhod neznemožňuje vytvoření paralelního uspořádání hybridního pohonu, u již existujícího ultralehkého letounu.

5.2 Volba letounu

Výběr konkrétního ultralehkého letounu bude zásadní pro následující část práce. Vzhledem k důvodům uvedeným v kapitole 5.1 bude vyvinuta snaha o návrh úpravy pohonné jednotky tak, aby v co nejmenší možné míře zasahoval do konstrukce vybraného letounu. Lze tak předpokládat zachování velké většiny vlastností, které má letoun v sériové výrobě s pístovým motorem. Jednotlivé letové parametry a technická data budou brány z letové příručky a ostatních dokumentů o letounu a budou dále odhadovány jejich změny po přidání elektrické části pohonu.

Na základě průzkumu trhu, a především po zjištění dostupnosti informací o jednotlivých ultralehkých letounech byl zvolen letoun TL-3000 Sirius (viz Obrázek 6) od české firmy TL-Ultralight se sídlem v Hradci Králové.



Obrázek 6 - TL-3000 Sirius [30]

Jedná se o jednomotorový ultralehký letoun se dvěma sedadly umístěnými vedle sebe. Obdélníkové křídlo s lichoběžníkovou vnější částí je připevněno k horní části trupu a je podepřeno jednou vzpěrou z každé strany. Jedná se tak o hornoplošník vzpěrového typu. Trup letounu tvoří celokompozitová sendvičová skořepina s přepážkami. Pohonná jednotka je umístěna v přední části letounu. Za motorovou přepážkou se nachází pilotní prostor a za ním je zavazadlový prostor. Podvozek je pevný příďového uspořádání. Příďové kolo je řízené a hlavní kola jsou brzděná. Vzhledem k uspořádání sedadel vedle sebe je zde oproti uspořádání

sedadel za sebou předpoklad pro více prostoru využitelného k umístění přídavného elektrického pohonu. [15] Základní technické parametry letounu jsou uvedeny v tabulce 4.

Tabulka 4 - TL-3000 Sirius technická data [15]

TL-3000 Sirius	
Délka	6970 mm
Rozpětí křídel	9400 mm
Výška	2300 mm
Plocha křídla:	11,26 m ²
Štíhlost křídla	7,92
Klouzavost:	13:01
Nepřekročitelná rychlost	253 km/h
Maximální cestovní rychlost	200 km/h
Pádová rychlost	77 km/h
Pádová rychlost s klapkami	68 km/h
Maximální kladný násobek	4 g
Maximální záporný násobek	-2 g
Maximální vzletová hmotnost	600 kg
Prázdná hmotnost	od 297 kg
Maximální hmotnost posádky	180 kg
Kapacita palivových nádrží	130 l

5.2.1 Volba spalovacího motoru

Letoun je dodáván se čtyřmi základními typy pohonů od výrobce Rotax. Jedná se o motory Rotax 912 UL, Rotax 912 ULS, Rotax 912 iS a Rotax 914 UL. [31] Jsou to necertifikované letecké motory, pouze motor Rotax 912 iS je schválen dle ASTM F2339. [18][19][32]

Všechny pohonné jednotky Rotax jsou čtyřválcové čtyřtaktní motory, které mají kapalinou chlazené hlavy válců a vzduchem chlazené válce. Ty jsou umístěny horizontálně proti sobě a písty pracují protiběžně, jedná se tak o motor typu „Boxer“. Motory Rotax 912 UL, 912 ULS a 914 UL mají dva karburátory s konstantním tlakem v difuzoru, naproti tomu motor Rotax 912 iS má místo karburátorů systém zdvojeného vstřikování paliva. Všechny motory jsou atmosférické, pouze motor Rotax 914 UL má turbodmychadlo s přepouštěcím ventilem. Motory disponují reduktorem s prokluzovou spojkou. V tabulce 5 jsou uvedeny základní parametry jednotlivých motorů. [18][19][32]

Tabulka 5 - Technické parametry motorů Rotax [18][19][32]

Motor	Rotax 912 UL	Rotax 912 ULS	Rotax 912 iS	Rotax 914 UL
Startovní výkon [kW]	59,6	73,5	73,5	84,5
Startovní otáčky [ot/min]	5800	5800	5800	5800
Kroutící moment [Nm/ot]	103/4800	128/5100	121/5800	144/4900
Vrtání [mm]	79,5	84	84	79,5
Zdvih [mm]	61	61	61	61
Zdvihový objem [cm ³]	1211	1352	1352	1211
Kompresní poměr	9,0: 1	10,8: 1	10,8:1	9,0 : 1
Spotřeba paliva [l/h] (75% trvalého výkonu)	16,2	18,5	17	20,4
Hmotnost [kg]	65,9	67,3	69,9	75,4

Vzhledem k hmotnosti a ceně jednotlivých motorů byl pro hybridní pohon vybrán nejslabší motor Rotax 912 UL. Tento motor má dostatečný výkon pro let při maximální vzletové hmotnosti 600 kg, která je definovaná podle předpisu UL2 a která by neměla být překročena ani po přidání elektropohonu. Nižší výkony spalovacího motoru budou kompenzovány přidáním elektromotorem. Letoun bude dále osazen třilistou, za letu stavitelnou, vrtulí PowerMax od TL-Ultralight. Ta je ovládána pomocí servomotoru a je certifikována na maximální výkon motoru 115 hp. [33]

5.3 Stanovení minimálního výkonu elektromotoru

Pro výběr vhodných komponentů je nutné si nejprve stanovit základní výkonové požadavky, které by měl hybridní pohon splňovat. Zároveň je potřeba klást důraz na co nejnižší hmotnost. Daná problematika je blíže popsána v kapitole 2.4.2. Vzhledem k použití sériově dodávaného motoru Rotax 912 UL, který je schopný dodávat výkony potřebné pro celý let i při maximální vzletové hmotnosti, bude spalovací motor sloužit jako primární pohon. Letoun bude schopný vzletu, stoupání i dokončení celého letu pouze se spalovacím motorem.

V daném případě zbývají dvě limitní možnosti pro volbu velikosti elektromotoru, mezi kterými je možné se pohybovat. Je možné zvolit malý a málo výkonný elektromotor, který ovšem nebude schopen samostatně vytvářet tah ani pro vodorovný let. Takový elektromotor by mohl pouze zmírnit případné klesání. Druhou krajní možností je velký a výkonný elektromotor schopný celého letu i s vypnutým spalovacím motorem, který bude ale s největší pravděpodobností příliš rozměrný a těžký.

Jako minimální požadavek na výkon elektromotoru byla zvolena podmínka, že letoun bude způsobilý horizontálního letu pouze na elektřinu. Pro stanovení hodnoty minimálního výkonu

byla z letové příručky letounu TL-3000 vzata hodnota otáček doporučených pro cestovní rychlost v horizontálním letu, která je 4800 ot/min. [15] V návodu k obsluze od spalovacího motoru Rotax 912 UL je uvedeno (viz Tabulka 6), že výkon dodaný motorem se stavitelnou vrtulí v těchto otáčkách činí 37,7 kW. [18]

Tabulka 6 - Výkon motoru Rotax 912 UL [18]

nastavení výkonu	otáčky	výkon (kW)	kroučící moment (Nm)	tlak v sání (in.Hg)
startovní výkon	5800	59,6	98,1	plný plyn
trvalý výkon	5500	58,0	100,7	plný plyn
75 %	5000	43,5	83,1	27,2
65 %	4800	37,7	75,0	26,5
55 %	4300	31,9	70,8	26,3

Po zaokrouhlení výsledné hodnoty byla stanovena hranice minimálního výkonu pro elektromotor na 38 kW. Křivka závislosti minimálního potřebného výkonu na rychlosti letounu není k dispozici, avšak z obecné znalosti aerodynamiky lze předpokládat, že výkon potřebný pro horizontální let bude se snižující se rychlostí klesat. Minimální výkon stanovený pro elektromotor odpovídá horizontálnímu letu při cestovní rychlosti, jejíž spodní hranice je 180 km/h IAS. Naproti tomu pádová rychlost bez klapek je 77 km/h IAS a rychlost pro nejlepší klouzavost je 120 km/h IAS. [15] Na základě výše uvedených informací lze předpokládat, že rychlost 120 km/h bude velice blízká rychlosti pro nejnižší potřebný výkon. Ten může být až poloviční oproti stanovenému minimálnímu výkonu.

5.4 Výběr komponentů pro elektropohon

Na základě požadavků definovaných v předchozí části práce je nyní nutné vybrat vhodné komponenty pro elektrickou část pohonu. Při výběru bude kladen důraz především na výkonové parametry a hmotnost. Dále bude hodnocena technologie, kvalita a v neposlední řadě i cena. Pro kompletaci elektropohonu je nutné vybrat následující komponenty:

- Elektromotor
- Regulátor
- Akumulátory
- Generátor
- Systém nabíjení
- Převodové mechanismy

5.4.1 Elektromotor

Základním prvkem elektrické části pohonu je elektromotor, který přeměňuje elektrickou energii na mechanickou energii. Určuje hlavní výkonové parametry elektropohonu, jako jsou výkon, kroutící moment, pracovní otáčky, pracovní napětí a účinnost. Jeho špičkový výkon bývá zpravidla kvůli hromadění tepla časově omezený. Elektromotory vhodné pro použití v letectví jsou obvykle synchronní motory s rotačním pláštěm. Tato konstrukce elektromotoru má vyšší plochu magnetického pole a zajišťuje především dobré chlazení. Další překážkou velké většiny vyráběných elektromotorů pro použití v letectví je jejich hmotnost. V následující tabulce 7 jsou uvedeny elektromotory, které byly nalezeny při průzkumu trhu a vyhovují stanoveným výkonovým požadavkům.

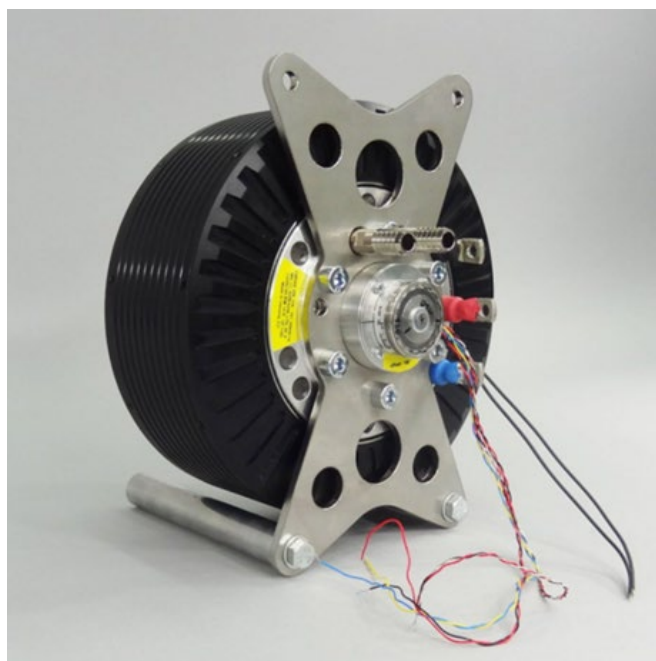
Tabulka 7 - Elektromotory dostupné na trhu [23][34][35][36]

Elektromotor	Trvalý výkon [kW]	Kroutící moment [Nm/ot]	Hmotnost [kg]	Průměr rotoru [mm]	Maximální otáčky [ot/min]
PIPISTREL E-811-268MVLC	49,2	200	22,7	268	2500
MGM COMPRO REB 50	40	200	12	266,8	4000
ROTEX REX 90	25	-	17	219,4	2200
EMRAX 208	41	80	9,3	208	6000

Vzhledem k parametrům uvedeným v tabulce 7 byl pro hybridní pohon vybrán motor EMRAX 208, který má pro hybridní koncepci nejvhodnější parametry. Jde především o nízkou hmotnost a průměr rotoru. Tyto dva parametry výrazně ovlivňují možnost, co nejjednoduší zástavby elektromotoru do letounu TL-3000 Sirius. Jedná se o synchronní motor axiálního uspořádání, který se vyznačuje velmi dobrým trvalým výkonem a přijatelnou hodnotou trvalého kroutícího momentu. Špičkově může výkon stoupnout až na 68 kW a kroutící moment na 140 Nm. Motor se vyrábí ve 3 variantách z hlediska napětí a může být chlazený vzduchem, kapalinou anebo kombinovaně. Pro hybridní zástavbu byla vybrána verze pro střední napětí 350 V, a to z důvodu přijatelného napětí i proudu. V tabulce 8 jsou uvedené základní parametry elektromotoru. Na grafu 1 je vidět závislost výkonu a kroutícího momentu na otáčkách motoru, který je zobrazený na obrázku 7. [37]

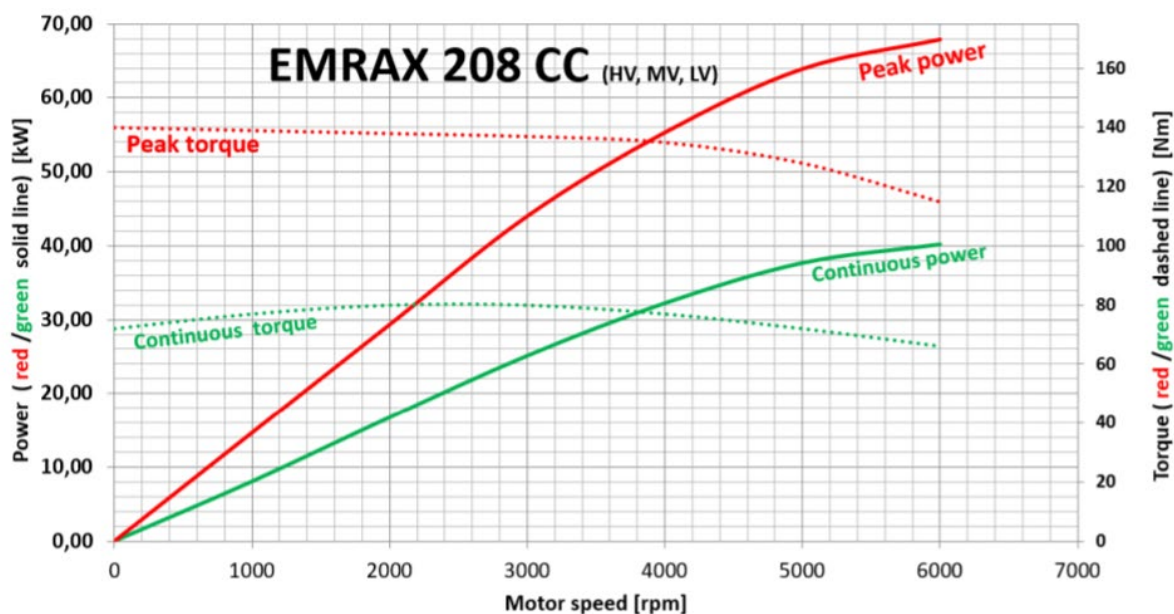
Tabulka 8 - EMRAX 208 parametry [37]

EMRAX 208	
Trvalý výkon	41 kW
Špičkový výkon	68 kW
Trvalý kroutící moment	80 Nm/ot
Špičkový kroutící moment	140 Nm/ot
Maximální otáčky	6000 ot/min
Maximální napětí	350 V
Maximální proud	320 A
Průměr rotoru	208 mm
Výška motoru	85 mm
Hmotnost	9,3 kg
Maximální teplota	120 °C
Počet pólů	10
Účinnost	92-98 %



Obrázek 7 - Elektromotor EMRAX 208 [36]

Graf 1 - EMRAX 208 závislost výkonu na otáčkách [37]



5.4.2 Regulátor

Dalším neméně důležitým prvkem elektropohonu je elektronický regulátor otáček. Jedná se o zařízení řídící chod elektromotoru. Stejnoseměrný proud z akumulátorů je nutné pro bezkartáčové synchronní motory s permanentními magnety upravit. V každé poloze otočení rotoru je potřeba poslat správné napětí na jednotlivé fáze elektromotoru. Elektronické regulátory využívají pro tuto úpravu součástky, jako jsou především tranzistory, diody a kondenzátory. Nejdůležitějšími parametry regulátorů jsou maximální proud a rozsah pracovního napětí. Jmenovitá hodnota maximálního proudu by u regulátoru měla být vždy vyšší než jmenovitá hodnota maximálního proudu u elektromotoru. V opačném případě bude docházet k přehřívání, které může vést až k požáru regulátoru. V tabulce 9 jsou uvedeny regulátory dostupné na trhu, které jsou kompatibilní se zvoleným elektromotorem, mají požadované výkonové parametry a přijatelnou hmotnost.

Tabulka 9 – Regulátory dostupné na trhu [38][39][40][41]

Regulátor	Trvalý výkon [kW]	Trvalý proud [A]	Napětí [V]	Hmotnost [kg]	Rozměry [mm]
MGM COMPRO HBC 400400-3	100	400	120-400	4,2	232x195x130
CASCADIA MOTION PM100 DX	100	300	50-400	7,5	200x87x314
SEVCON Gen5-S9	60	200	128-420	6,8	394x285x90
DRIVETRAIN INNOVATION HV-500	250	400	200-800	7,2	420x213x77

Z výše uvedených elektronických regulátorů otáček (viz Tabulka 9) byl pro hybridní zástavbu vybrán regulátor MGM COMPRO HBC 400400-3. Jedná se o regulátor od české společnosti MGM Compro zaměřující se na elektrické pohonné systémy. Regulátor HBC 400400-3 oproti uvedené konkurenci vyniká především v nízké hmotnosti. Ostatní parametry jsou také na vysoké úrovni a plně vyhovují požadavkům pro pohon vybraného elektromotoru. Regulátor je zobrazen na obrázku 8 a technické parametry je možné najít v tabulce 10. [38]

Tabulka 10 - MGM HBC 400400-3 parametry [38]

MGM COMPRO HBC 400400-3	
Trvalý výkon	100 kW
Napětí	120-400 V
Trvalý proud	400 A
Špičkový proud	560 A
Maximální účinnost	99 %
PWM frekvence	8-16 kHz
Počet regulačních kroků	2048
Rozměry	232x195x130 mm
Hmotnost	4,2 kg



Obrázek 8 - Regulátor MGM HBC 400400-3 [38]

5.4.3 Akumulátory

Akumulátor je jedním z nejdůležitějších prvků elektropohonu a zároveň tvoří jeho největší slabinu. Existuje více typů elektrochemických akumulátorů, zejména se jedná o akumulátory olověné, NiCd, NiMH, Li-Ion, Li-Pol a Li-Fe, ze kterých vychází mnoho dalších modifikovaných typů akumulátorů dostupných na trhu. Z hlediska uložené energie na jednotku hmotnosti nebo objemu lze pro použití v letectví uvažovat pouze akumulátory lithiové. [42] Při výběru konkrétních akumulátorových článků je důležité se zaměřit na jmenovité napětí, kapacitu, hmotnost, maximální vybíjecí a nabíjecí proud a provozní rozsah teploty. V tabulce 11 jsou uvedeny dostupné akumulátorové články na trhu vhodné pro napájení hybridního pohonu. Ve výběru nejsou vzaty v úvahu neověřené a experimentální akumulátory.

Tabulka 11 - Akumulátory dostupné na trhu [43][44][45][46][47]

Akumulátor	Technologie	Jmenovité napětí [V]	Kapacita [mAh]	Energie [Wh]	Max. vybíjecí proud [násobek kapacity - C]	Hmotnost [g]	Specifická energie [Wh/kg]
PANASONIC NCR18650B	Li-Ion	3,6	3350	12,06	2	47,5	253
Sony VTC6 18650	Li-Ion	3,7	3000	11,1	6	47	236
AMICELL ABLP8043125HGE	Li-Pol	3,7	5800	21,45	2	84	255
Kokam SLPB 526495	Li-Pol	3,7	3300	12,21	2	68	180
ENIX ACL9012 - 3.3Ah	Li-Fe	3,2	3300	10,56	3	80	132

Z hlediska specifické energie, tedy množství watthodin na kilogram, mají nejlepší vlastnosti Li-Pol články AMICELL. Maximální vybíjecí proud těchto akumulátorů činí ovšem pouze 2 C, tedy pro 5,8 Ah akumulátor je maximální vybíjecí proud 11,6 A. Velmi dobrý poměr mezi specifickou energií a maximální hodnotou vybíjecího proudu mají akumulátorové Li-Ion články Sony VTC6 ve velikosti 18650, které byly pro hybridní pohon vybrány. Maximální hodnota vybíjecího proudu 6,6 C je tak dělá při stejné kapacitě 3x výkonnější než články AMICELL. Články Sony jsou zobrazeny na obrázku 9 a parametry jsou uvedeny v tabulce 12.

Tabulka 12 - Sony VTC6 parametry [48]

Sony VTC6 18650	
Technologie	Li-Ion
Nominální napětí	3,7 V
Nominální kapacita	3120 mAh
Jmenovitá kapacita	3000 mAh
Max. napětí	4,2 V
Min. napětí	2,5 V
Max. vybíjecí proud	20 A (6,6 C)
Max. nabíjecí proud	3 A (1 C)
Udávaný počet cyklů	500
Vnitřní odpor	13 mΩ
Max. teplota	60 °C
Hmotnost	46,6 g
Rozměry	Ø18,5x65,2 mm



Obrázek 9 - Akumulátor Sony VTC6 [49]

Pro snížení protékajícího proudu a s tím spojenou minimalizaci ztrát elektropohonu bude využito maximální možné napětí, které specifikace vybraného elektromotoru EMRAX 208 dovolují. Pro výpočet počtu článků daných do série $N_{\text{čl}}$ bude použit následující vzorec, kdy maximální napětí na článku $U_{\text{člmax}} = 4,2 \text{ V}$ a maximální napětí elektromotoru $U_{\text{elmax}} = 350 \text{ V}$.

$$N_{\text{čl}} = \frac{U_{\text{elmax}}}{U_{\text{člmax}}} = \frac{350}{4,2} = 83,3 \text{ článků} \quad (1)$$

Po zaokrouhlení nahoru bude v akumulátoru sériově zapojeno 84 článků. Počet článků zapojených paralelně pro dosažení vyšší kapacity akumulátoru bude uveden v kapitole 5.8.1.

5.4.4 Generátor

Pro nabíjení akumulátorů za letu je možné získávat energii z přebytečného výkonu spalovacího motoru. Rotax 912 UL má zabudovaný generátor elektrické energie, ten je ale schopný dodávat pouze 20 A o napětí 12 V. Jedná se tedy o nízkonapěťový generátor sloužící pro napájení avioniky a dobíjení nízkonapěťového akumulátoru. [18]

Pro dobíjení pohonného akumulátoru bude sloužit zvolený elektromotor EMRAX 208, který ve spojení s regulátorem MGM COMPRO HBC 400400-3 může sloužit i jako generátor. Generované napětí odpovídá hodnotě maximálního napětí motoru, tedy 350 V a i ostatní charakteristiky elektromotoru jsou stejné také pro režim generátoru. Systém bude navíc pracovat na stejném napětí v režimu pohonu i generace, takže pro dobíjení za letu nebude letoun muset být vybaven dalšími součástkami sloužícími ke změně napětí. [37][38]

5.4.5 Systém nabíjení

Především u moderních lithiových akumulátorů je důležité správně a přesně řídit nabíjení. Při příliš vysokém napětí, nebo proudu může dojít ke vznícení akumulátorů. Dále jsou lithiové akumulátory velice citlivé na provozní rozsah napětí. I v případě nepatrného přebití, tedy zvýšení napětí akumulátoru nad provozní hodnotu, dochází k rychlé degradaci a zkracování životnosti akumulátoru. Navíc je nutné počítat s faktem, že jsou velké pohonné akumulátory složeny z velkého množství článků. Ty je alespoň v případě sériového zapojení nutné balancovat, tedy vyrovnávat napětí na každé sérii článků zvlášť.

Systém nabíjení se dá rozdělit na dvě hlavní části. Pro řízení nabíjení akumulátoru i pro balancování napětí jednotlivých článků slouží BMS. Vzhledem k vybranému regulátoru MGM COMPRO HBC bude pro řízení nabíjení akumulátorů sloužit BMS od stejné společnosti, konkrétně se jedná o MGM COMPRO BMS-16i. Daný BMS byl vybrán především kvůli nutnosti kompatibility a požadavku na dobrou optimalizaci s regulátorem, jenž bude společně s BMS řídit nabíjení akumulátorů za letu. [50] V tabulce 13 jsou uvedeny parametry BMS, který je zobrazen na obrázku 10.

Tabulka 13 - MGM BMS-16i parametry [50]

MGM COMPRO BMS-16i + HCBAL8	
Max. napětí akumulátoru	68 V
Max. počet článků	16
Max. počet BMS v sérii	8
Napětí na článku	1,8-5 V
Max. balanční proud	850 mA
Okolní teplota	-20 až +50 °C
Hmotnost s větráčky	305 g
Rozměry	140 × 95 × 46 mm



Obrázek 10 - Systém nabíjení MGM BMS-16i [50]

Vzhledem ke zvolenému napětí a počtu článků akumulátorů bude nutné použít 6 sériově řazených BMS. Jeden BMS bude typu master a zbylých 5 bude typu slave. Pro kompletní nabíjecí systém bude nutné použít ještě 500 A stykač, pojistku a konektor pro připojení síťové nabíječky. Hmotnost těchto komponentů je 0,7 kg a po přičtení 6x BMS vychází hmotnost systému nabíjení na 2,5 kg. [50]

Druhou hlavní částí systému nabíjení je zdroj nabíjecího proudu. Ten bude za letu obstarávat vybraný elektromotor/generátor společně s regulátorem. Pro nabíjení na zemi bude nutné použít odpovídající pozemní nabíjecí stanici, podobně jako je tomu v automobilovém průmyslu. V případě absence pozemní stanice na daném letišti bude nutné převážet přenosnou, méně výkonnou, nabíjecí stanici v zavazadlovém prostoru nebo dobíjet akumulátor pouze za letu.

5.4.6 Převodové mechanismy

Spalovací motor i elektromotor mohou vytvářet rotační pohyb využitelný k pohonu vrtule. Pevné mechanické spojení obou pohonů je možné v režimu, kdy pracují oba pohony zároveň. Problém nastává v případě činnosti pouze jednoho z motorů, kdy nečinný motor bude při pasivní rotaci vytvářet značný odpor. Za letu by tak nepracující nebo nefunkční pohon pohlcovao část energie dodané pracujícím pohonem. Pro dosažení některých výhod popsanych v kapitole 2 je tak nutné v určitých fázích letu pohony mechanicky oddělit. Pro účely navrhovaného hybridního pohonu lze použít spojku, volnoběžku nebo jejich kombinaci.

5.4.6.1 Spojka

Spojka je zařízení spojující rotační pohyb dvou hřídelí. V případě navrhovaného hybridního pohonu je nutné zvolit spojku, kterou bude možné spojovat a rozpojovat i při provozu pohonu a ovládání spojky bude možné umístit do pilotní kabiny letounu. Mezi základní parametry spojky patří její technologie, rozměry, maximální přenášený kroutící moment a maximální otáčky. Pro navrhovaný hybridní pohon je vhodná spojka s elektromagnetickým ovládáním. V tabulce 14 jsou uvedeny spojky dostupné na trhu.

Tabulka 14 – Spojky dostupné na trhu [51][52][53]

Spojka	Technologie	Kroutící moment [Nm]	Maximální otáčky [ot/min]	Hmotnost [kg]	Rozměry [mm]
SINFONIA TO-15	Zubová	150	-	2,7	Ø98x63
SEPAC SFTC - 375	Zubová	108.5	3000	-	Ø95x59
PSP EKS 16	Kotoučvá	160	6000	9,3	Ø216x55

Vzhledem k hmotnosti a rozměrům byla vybrána spojka Sinfonia TO-15. Jedná se o zubovou spojku s elektromagnetickým ovládáním. [51] Informace o maximálních otáčkách spojky nejsou dostupné, ale podle konkurence lze předpokládat, že bude spojka potřeba upravit pro vysokootáčkový provoz. Další nevýhodou zubových spojek je fakt, že je nelze používat ke spojování dvou hřídelí s rozdílnými otáčkami. V rámci systému ovládání výkonu bude nutné vytvořit ochranný protokol synchronizující otáčky obou pohonů při změně režimu spojky. Spojku lze vidět na obrázku 11.



Obrázek 11 - Spojka Sinfonia TO-15 [51]

5.4.6.2 Volnoběžka

Volnoběžka je druh spojky umožňující přenos kroutícího momentu pouze v jednom směru. Směr záběru volnoběžky je pevně daný a nelze jej během provozu měnit. Mezi důležité parametry volnoběžky patří rozměry, maximální přenášený kroutící moment a maximální volnoběžné otáčky. V tabulce 15 jsou uvedeny dostupné volnoběžky na trhu.

Tabulka 15 - Volnoběžky dostupné na trhu [54][55]

Volnoběžka	Kroutící moment [Nm]	Maximální otáčky [ot/min]	Hmotnost [kg]	Rozměry [mm]
TIANNIU GF 25	250	3600	1,2	Ø80x40
Volnoběžné ložisko				
GMN FKNN 6208	267	3700	0,44	Ø80x18

Vzhledem k rázům vytvářeným spalovacím motorem byly vybírány volnoběžky s výrazně vyšší hodnotou maximálního kroutícího momentu. Jak je z tabulky patrné, ani volnoběžky nevyhovují pro vysokootáčkový provoz a bude tak nutné navrhnout jejich úpravu. Pro hybridní pohon byla vybrána volnoběžka TIANNIU GF 25 (viz Obrázek 12) s již osazenými volnoběžnými ložisky. [54]



Obrázek 12 - Volnoběžka TIANNIU GF 25 [54]

5.5 Koncepční návrhy hybridního pohonu

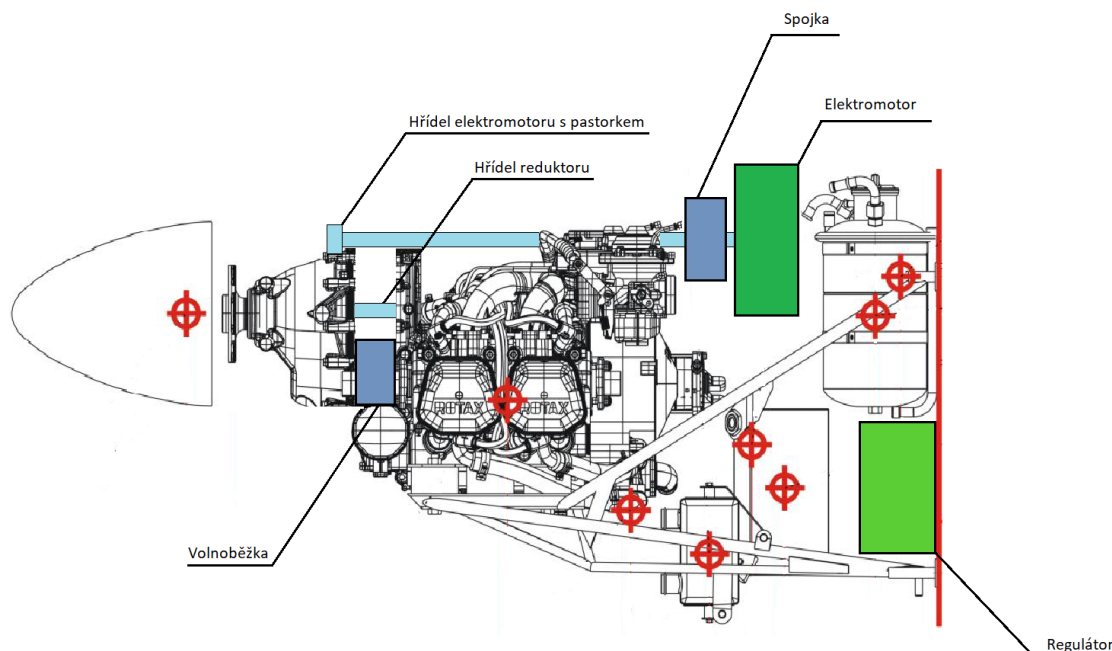
Vybrané komponenty je potřeba zakomponovat do letounu TL-3000 Sirius tak, aby bylo možné co nejméně upravovat současná technická řešení, především v motorovém prostoru a na motoru Rotax 912 UL. Základní požadavky na zástavbu vybraných komponentů tedy jsou:

- Nízká hmotnost nových technických řešení
- Vhodné umístění komponentů vzhledem k vyvážení letounu
- Minimalizace zásahů do současné konstrukce
- Jednoduchá konstrukce hybridní zástavby
- Minimalizace navýšení odporu letounu

I přes výše uvedené požadavky nelze vytvořit hybridní pohon zcela bez úprav současného letounu Sirius a spalovacího motoru Rotax. Pro účely této práce byly vytvořeny dva koncepční návrhy, ve kterých je zobrazen motorový prostor letounu TL-3000 Sirius s motorem Rotax řady 912. K současnému řešení jsou přidány komponenty elektrického pohonu. Vzhledem k nevyhovujícím parametrům vybrané volnoběžky a spojky budou rozměry těchto komponentů zvětšeny o 20 %. Zvětšení rozměrů zohledňuje nutnost návrhu robustnějších alternativ schopných provozu při vyšších otáčkách.

5.5.1 Konceptní návrh 1

Na obrázku 13 je barevně zobrazen Konceptní návrh 1, u něhož je elektromotor umístěn do horní části motorového prostoru mezi spalovací motor a motorovou přepážku.



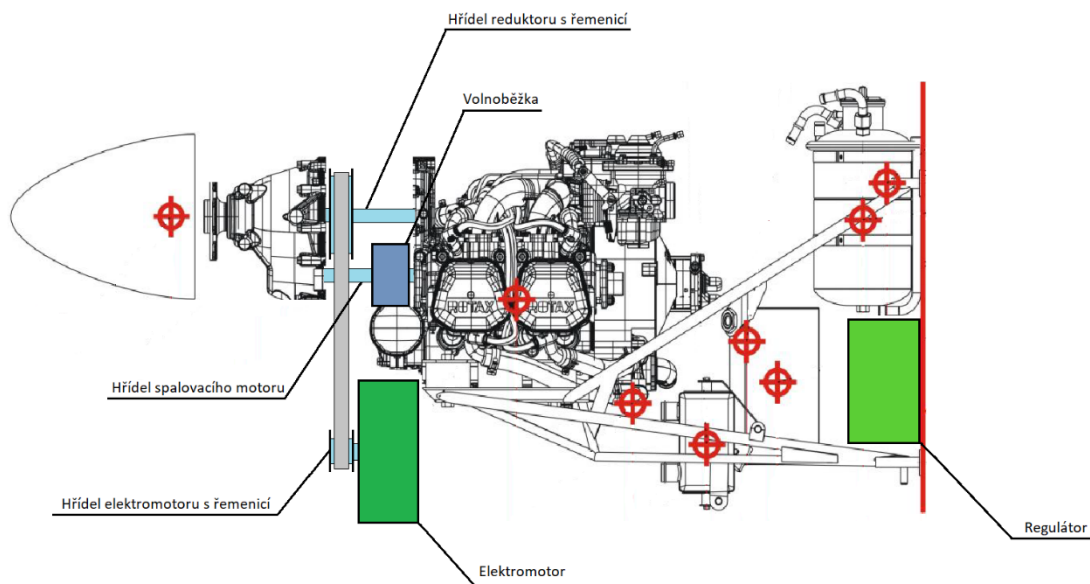
Obrázek 13 - Konceptní návrh 1

Při umístění komponentů podle Konceptního návrhu 1 je hmotnost elektromotoru a spojky koncentrována blíže těžišti letounu. Na výstupní hřídeli elektromotoru je umístěna spojka sloužící pro oddělení elektromotoru od zbytku pohonné soustavy. Ze spojky je vedena hřídel zakončená pastorkem, jenž je napojen přímo na hlavní ozubené kolo reduktoru. Tato hřídel bude vedena prostorem, kde je umístěna zapalovací skříňka. Ta bude muset být přemístěna a bude také potřeba upravit vedení vodičů a hadic v horní části motoru. Reduktor bude nutné upravit tak, aby mohla být na výstupní hřídel spalovacího motoru umístěna volnoběžka. Ta bude zabraňovat přenosu brzdného účinku spalovacího motoru do zbytku pohonné soustavy. Jak je z obrázku 13 patrné, reduktor bude muset být upraven i pro napojení pastorku hřídele elektromotoru na hlavní ozubené kolo. Převodový poměr zůstane, vzhledem k téměř identickým pracovním otáčkám elektromotoru, stejný jako u spalovacího motoru. Další úpravy budou muset být provedeny na motorových krytech, protože reduktor bude kvůli volnoběžce umístěn dál od motorové přepážky. V neposlední řadě bude nutné upravit a zesílit motorové lože. Stávající uchycení motoru bude možné zachovat, bude však potřeba udělat zesílení kvůli zatížení od komponentů elektropohonu a dále bude nutné přidat konstrukční prvky pro

uchycení elektropohonu. Regulátor je umístěn v dolní části motorové přepážky, aby byla pilotní kabina v případě požáru lépe chráněna.

5.5.2 Koncepční návrh 2

Na obrázku 14 je barevně zobrazen Koncepční návrh 2, u něhož je elektromotor umístěn v přední části motorového prostoru pod spalovacím motorem Rotax.



Obrázek 14 - Koncepční návrh 2

U Koncepčního návrhu 2 je na hřídeli elektromotoru umístěna kladka pro řemen, jenž zajišťuje přenos kroutícího momentu na kladku umístěnou na hřídeli reduktoru. Převodové poměry zůstanou stejné jako u ozubených kol reduktoru. Mezi elektromotorem a reduktorem není spojka, elektromotor je tedy pevně spojen s vrtulí. Mezi spalovací motor a elektromotor byla umístěna volnoběžka. Ta bude zabraňovat přenosu brzdného účinku spalovacího motoru do zbytku pohonné soustavy. Reduktor bude nutné upravit pro umístění volnoběžky, umístění kladky a vedení pohonného řemenu. Výsledná vzdálenost reduktoru od motorové přepážky tak bude ještě větší než u Koncepčního návrhu 1. Vzhledem k umístění elektromotoru a úpravám reduktoru budou muset být provedeny výrazné úpravy na motorových krytech. Kvůli přesahujícímu elektromotoru lze očekávat změnu při obtékání vzduchu, a tak i navýšení výsledného odporu. Stejně jako u předchozího návrhu bude nutné upravit a zesílit motorové lože. Stávající uchycení motoru bude možné zachovat, bude však potřeba udělat zesílení pro zvládnutí zatížení od komponentů elektropohonu a dále přidat konstrukční prvky pro uchycení

elektropohonu. Regulátor je na stejném místě v dolní části motorové přepážky, aby byla pilotní kabina v případě požáru lépe chráněna.

5.6 Systém pro regulaci výkonu

Vzhledem k výraznému nárůstu zátěže pro pilota při manuálním ovládní výkonu hybridního pohonu bude nutné pro regulaci výkonu navrhnout elektronický systém. Daná problematika je blíže popsána v kapitole 3.5. Systém zjednoduší ovládní výkonu hybridního pohonu pro pilota a dále bude zajišťovat omezení výkonu pro splnění provozních limitů stanovených pro různé části pohonné jednotky. Do systému budou přivedeny následující vstupy:

- Hlavní ovládací páka
- Ovládací panel
- Provozní hodnoty spalovacího motoru
- Provozní hodnoty elektropohonu a akumulátorů
- Poloha spojky

Pro efektivní ovládní hybridního pohonu bude systém řídit následující výstupy:

- Přípust' plynu spalovacího motoru
- Ovládní výkonu elektromotoru
- Ovládní generace elektřiny generátorem/elektromotorem
- Ovládní spojky

Ovládací panel systému bude umožňovat přepínání mezi několika režimy hybridního pohonu. Bude se jednat například o režim pro let pouze se spalovacím motorem, režim letu pouze na elektromotor, kombinovaný režim, režim dobíjení akumulátorů nebo režim maximálního výkonu. Systém bude dále řešit zachování maximálního možného tahu při poruše jednoho z pohonů nebo automatické spojování a rozpojování spojky po synchronizaci otáček obou motorů. Systém pro regulaci výkonu bude umístěn v prostoru avioniky. Předpokládaná hmotnost systému i s příslušenstvím je 0,5 kg.

5.7 Výpočet hmotnosti akumulátorů

Volba velikosti akumulátorů bude provedena na základě hmotnostního rozboru letounu s hybridní zástavbou dle Koncepčního návrhu 1 a 2. Po určení výsledné hmotnosti letounu bude možné stanovit maximální možnou hmotnost akumulátorů tak, aby letoun splňoval hmotnostní limity požadované podle předpisu UL2. Nejprve je však nutné odhadnout hmotnosti zbývajících dílů potřebných k realizaci projektu.

5.7.1 Hmotnosti ostatních komponentů

Kromě komponentů zmíněných v kapitole 5.4 bude potřebné zohlednit hmotnost následujících prvků:

- Úprava motorového lože
Motorové lože letounu Sirius pro motor Rotax má hmotnost 2,8 kg. Po úpravě pro hybridní pohon nelze očekávat navýšení hmotnosti o více než 50 %, výsledná hmotnost tedy bude o 1,4 kg vyšší. [56]
- Převodová skupina
Úprava převodové skupiny musí být poměrně rozsáhlá, základními upravovanými prvky mimo spojku a volnoběžku jsou: úprava reduktoru, přidání hřídelí, převodových kol, případně kladkového systému. Výsledná hmotnost se velice těžko odhaduje bez konkrétních konstrukčních řešení, nicméně hmotnost výše uvedených prvků byla po konzultaci s hlavním vývojářem TL-Ultralight predikována na 4 kg pro Koncepční návrh 1 i pro Koncepční návrh 2.
- Držák a kryt regulátoru
Pro uchycení a zakrytí regulátoru bude potřeba navrhnout držák a kryt regulátoru. Vzhledem k rozměrům regulátoru bude pro zakrytí stačit $0,15 \text{ m}^2$ hliníkového plechu o tloušťce 2 mm. I s hmotností držáku by příslušenství k regulátoru nemělo přesáhnout hmotnost 1 kg.
- Vodiče
Maximální trvalý proud vybraného elektromotoru při napětí 350 V je 200 A, [37] vzdálenost od motorového prostoru k zavazadlovému prostoru je přibližně 2,2 m. Při potřebném průřezu silového vodiče 70 mm^2 by výsledná hmotnost přidaných silových i signálových vodičů neměla přesáhnout 3 kg. [57]

5.7.2 Hmotnost letounu bez akumulátorů

V níže uvedených tabulkách je uveden výpočet hmotnosti prázdného letounu s hybridním pohonem bez akumulátorů pro Koncepční návrh 1 (viz Tabulka 16) a pro Koncepční návrh 2 (viz Tabulka 17). Vzhledem k nevyhovujícím parametrům vybrané volnoběžky a spojky bude hmotnost těchto komponentů zvýšena o 50 %. Navýšení hmotnosti zohledňuje nutnost návrhu robustnějších alternativ schopných provozu při vyšších otáčkách. Prázdná hmotnost letounu je hodnota, která je závislá na výbavě daného letounu pro konkrétního zákazníka. Jako referenční prázdná hmotnost byla vzata nejnižší možná hodnota udaná výrobcem 297 kg a byla zvýšena o hmotnost vrtule PowerMax s příslušenstvím. Výsledná prázdná hmotnost pro následující výpočty je 309 kg. [30][33]

Tabulka 16 - Hmotnost bez akumulátorů K.n. 1

Koncepční návrh 1	
TI 3000 Sirius + Rotax 912 UL	Hmotnost [kg]
Prázdný letoun s motorem 912 UL a vrtulí powermax	309
Přidané komponenty	
Elektromotor	9,3
Regulátor	4,2
Držák a kryt regulátoru	1
Systém nabíjení	2,5
Spojka	4
Volnoběžka	1,8
Úprava motorového lože	1,4
Převodová skupina	4
Vodiče	3
Jednotka regulace výkonu	0,5
Výsledná hmotnost	340,7

Tabulka 17 - Hmotnost bez akumulátorů K.n. 2

Koncepční návrh 2	
TI 3000 Sirius + Rotax 912 UL	Hmotnost [kg]
Prázdný letoun s motorem 912 UL a vrtulí powermax	309
Přidané komponenty	
Elektromotor	9,3
Regulátor	4,2
Držák a kryt regulátoru	1
Systém nabíjení	2,5
Volnoběžka	1,8
Úprava motorového lože	1,4
Převodová skupina	4
Vodiče	3
Jednotka regulace výkonu	0,5
Výsledná hmotnost	336,7

Výsledná hmotnost prázdného letounu s hybridním pohonem, ale bez akumulátorů, pro Koncepční návrh 1 činí 340,7 kg a pro Koncepční návrh 2 činí 336,7 Kg.

5.7.3 Maximální hmotnost akumulátorů

Výsledné hodnoty hmotností je nyní nutné odečíst od maximální povolené hmotnosti prázdného ultralehkého letounu. Ta je dána předpisem UL2, paragrafem 25 ve znění:

„Maximální hmotnost musí být stanovena tak, 1. aby nebyla vyšší než:

c. nebyla nižší než hmotnost, která se skládá z hmotnosti prázdného letounu s minimálním požadovaným vybavením, minimální hmotnosti člena posádky 110 kg pro jednomístný letoun nebo minimální hmotnosti členů posádky 200 kg pro dvoumístný letoun a zásoby paliva na hodinu letu při maximálním trvalém výkonu motoru.“ [29]

Zároveň je nutné uvážit maximální certifikovanou vzletovou hmotnost letounu TL-3000 Sirius, která je 600 kg a fakt, že se jedná o dvoumístný letoun. [15] Z výše uvedených informací lze odvodit následující vzorec:

$$MEM = MTOM - 200 \text{ kg} - FF \quad (2)$$

MEM – Maximální prázdná hmotnost [kg]

MTOM – Maximální vzletová hmotnost [kg]

FF – Spotřeba paliva za hodinu při maximálním trvalém výkonu [kg]

Použitý Rotax 912 UL má udanou spotřebu při maximálním trvalém výkonu 22,6 l/h, což při hustotě paliva 0,7 kg/l odpovídá hmotnosti 16 kg paliva. [15][18] Výsledný výpočet maximální hmotnosti prázdného letounu vypadá následovně:

$$MEM = 600 - 200 - 16 = 384 \text{ kg} \quad (3)$$

V níže uvedených tabulkách (viz Tabulka 18 a Tabulka 19) jsou po odečtení hodnot uvedeny maximální hmotnosti akumulátorů pro Konceptní návrh 1 i pro Konceptní návrh 2.

Tabulka 18 - Max. hmotnost akumulátorů K.n. 1

Konceptní návrh 1	
TI 3000 Sirius + hybridní pohon	Hmotnost [kg]
Maximální hmotnost prázdného letounu	384
Hybridní letoun bez akumulátorů	340,7
Maximální hmotnost akumulátorů	43,3

Tabulka 19 - Max. hmotnost akumulátorů K.n. 2

Koncepční návrh 2	
TI 3000 Sirius + hybridní pohon	Hmotnost [kg]
Maximální hmotnost prázdného letounu	384
Hybridní letoun bez akumulátorů	336,7
Maximální hmotnost akumulátorů	47,3

Maximální hmotnost akumulátorů i s kontejnerem může být 43,3 kg pro Koncepční návrh 1 a 47,3 kg pro Koncepční návrh 2.

5.8 Kapacita a umístění akumulátorů

Po zjištění maximální možné hmotnosti akumulátorů je nutné stanovit jejich výslednou kapacitu a rozměry, a zvolit vhodné umístění v trupu letounu. Správnost umístění akumulátorů bude ověřena v následující kapitole 5.9 výpočtem těžiště letounu s hybridním pohonem.

5.8.1 Kapacita akumulátorů

Kapacita akumulátorů bude určena dle hmotnostních možností pro Koncepční návrh 1 i pro Koncepční návrh 2. Počet sériově zapojených článků byl stanoven v kapitole 5.4.3 na $N_{\text{čl}} = 40$ článků. Hmotnost sériového bloku m_{blo} je určena následujícím výpočtem:

$$m_{\text{blo}} = N_{\text{čl}} \cdot m_{\text{čl}} = 84 \cdot 60 = 5040 \text{ g} = 5,04 \text{ kg} \quad (4)$$

Po konzultaci s vývojovým pracovníkem společnosti MGM COMPRO byla hmotnost jednoho článku pro výpočet navýšena na $m_{\text{čl}} = 60 \text{ g}$. Zvýšení hmotnosti o 13 g na článek slouží pro zohlednění hmotnosti součástí a materiálu nutného pro propojení článků do série a vytvoření bloku akumulátoru. Články budou v sériovém bloku řazeny vertikálně vedle sebe. V bloku bude umístěno 12 článků podélně a 7 článků příčně. Rozměry sériového bloku jsou určeny následujícími výpočty:

$$12 \times 18,5 \text{ mm} = 222 \text{ mm} \quad (5)$$

$$7 \times 18,5 \text{ mm} = 129 \text{ mm} \quad (6)$$

Délka srovnaných článků v sérii činí 222 mm, šířka 129 mm a výška je určena délkou článku, která je 65,2 mm. K vytvoření rezervy pro realizaci sériového bloku budou všechny rozměry zvětšeny o 20 %. Výsledné rozměry sériového bloku tak budou $267 \text{ mm} \times 155 \text{ mm} \times 78 \text{ mm}$.

Pro zvýšení kapacity akumulátoru je nutné propojit více bloků paralelně. Počet bloků N_{blo1} a N_{blo2} je dán hmotnostním omezením viz následující výpočty, kde jsou uvedeny podíly

maximálních hmotností pro akumulátory $m_{1max} = 43,3 \text{ kg}$ a $m_{2max} = 47,3 \text{ kg}$ pro oba koncepční návrhy (viz Tabulka 18 a Tabulka 19) hmotností jednoho sériového bloku $m_{blo} = 5,04 \text{ kg}$:

$$\text{Koncepční návrh 1:} \quad N_{blo1} = \frac{m_{1max}}{m_{blo}} = \frac{43,3}{5,04} = 8,6 \text{ bloků} \quad (7)$$

$$\text{Koncepční návrh 2:} \quad N_{blo2} = \frac{m_{2max}}{m_{blo}} = \frac{47,3}{5,04} = 9,4 \text{ bloků} \quad (8)$$

Do letounu dle Koncepčního návrhu 1 lze umístit 8 bloků paralelně a do letounu dle Koncepčního návrhu 2 lze umístit 9 bloků paralelně. Nevyužitou hmotnost je možné označit za hmotnostní rezervu a ta bude z velké části využita pro kontejner na akumulátory, který bude vyroben z kompozitního materiálu a jeho předpokládaná hmotnost je 2 kg. Výsledná kapacita akumulátorů je dána součtem kapacity paralelně propojených bloků $n_{blo1} = 8 \text{ bloků}$ a $n_{blo2} = 9 \text{ bloků}$. Kapacita sériového bloku je shodná s kapacitou jednoho článku, tedy $C_{\text{čl}} = 3000 \text{ mAh}$. Výsledná kapacita akumulátoru C_{aku1} a C_{aku2} je:

$$\text{Koncepční návrh 1:} \quad C_{aku1} = C_{\text{čl}} \cdot n_{blo1} = 3000 \cdot 8 = 24000 \text{ mAh} = 24 \text{ Ah} \quad (9)$$

$$\text{Koncepční návrh 2:} \quad C_{aku2} = C_{\text{čl}} \cdot n_{blo2} = 3000 \cdot 9 = 27000 \text{ mAh} = 27 \text{ Ah} \quad (10)$$

Akumulátorové bloky budou řazeny do dvou řad za sebe, kdy pro Koncepční návrh 1 budou v obou řadách 4 bloky akumulátorů, pro koncepční návrh 2 bude v první řadě 5 bloků a v druhé řadě pouze 4 bloky. Celkové rozměry akumulátoru budou následovné:

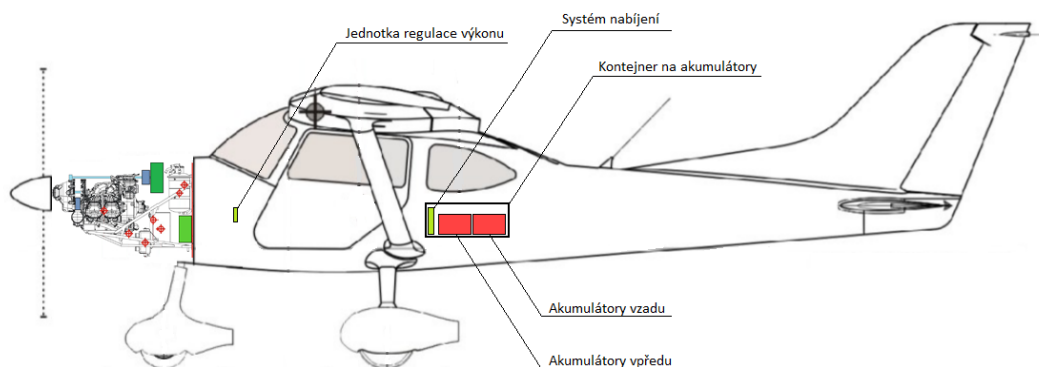
$$\text{Koncepční návrh 1:} \quad (2 \times 267) \times 155 \times (4 \times 78) = 534 \text{ mm} \times 155 \text{ mm} \times 312 \text{ mm} \quad (11)$$

$$\text{Koncepční návrh 2:} \quad (2 \times 267) \times 155 \times (5 \times 78) = 534 \text{ mm} \times 155 \text{ mm} \times 390 \text{ mm} \quad (12)$$

Do kontejneru na akumulátory bude umístěn i nabíjecí systém. S rezervou 30 % pro možnost chlazení akumulátorů bude výsledný rozměr kontejneru pro Koncepční návrh 1: 754 mm x 202 mm x 406 mm a pro Koncepční návrh 2: 754 mm x 202 mm x 507 mm.

5.8.2 Umístění akumulátorů

Letový provozní rozsah centráže musí být u letounu TL-3000 Sirius v rozmezí 22 – 32,5 % SAT. Motorová přepážka se nachází 719 mm před počátkem SAT. [15] Přidáním elektromotoru, regulátoru, volnoběžky či spojky do prostoru před motorovou přepážku se těžiště letounu posune směrem dopředu. Vzhledem ke snaze o zachování povolené centráže bude vhodné umístit akumulátory do zadní části letounu. Danému požadavku polohou odpovídá zavazadlový prostor a prostor určený pro záchranný systém. Umístění kontejneru s akumulátory a systémem nabíjení je zobrazeno barevně na obrázku 15.

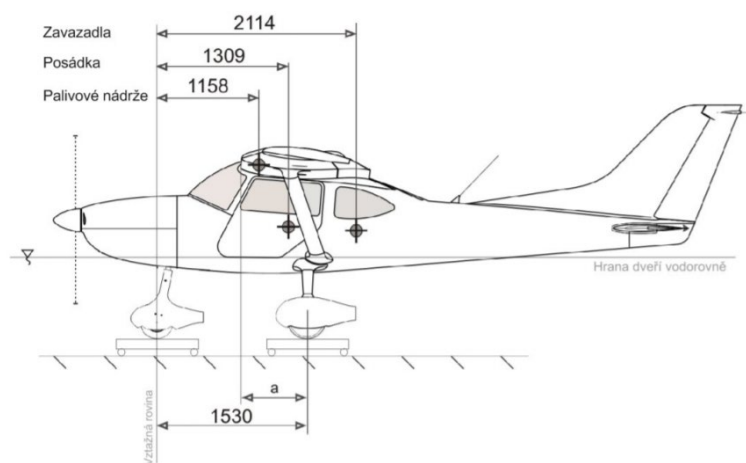


Obrázek 15 - Umístění akumulátorů [15]

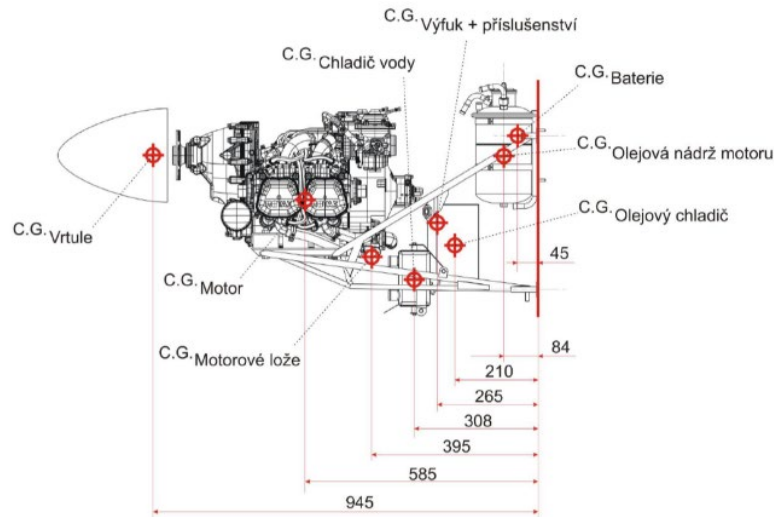
Maximální hmotnost nákladu v zavazadlovém prostoru je dle příručky letounu stanovena na 25 kg. [15] Po konzultaci s výrobcem letounu bylo rozhodnuto, že s drobnými úpravami bude možné zavazadlový prostor zatížit až dvojnásobnou hmotností. Kontejnery s akumulátory tak i přes omezení v letové a provozní příručce bude možné umístit do zavazadlového prostoru.

5.9 Výpočet těžiště letounu

Výpočet těžiště letounu slouží k ověření vhodnosti umístění komponentů hybridního pohonu. I s hybridním pohonem musí být zachována centráž letounu v provozním letovém rozsahu. Pro výpočet těžiště jsou využity již známé nebo stanovené hmotnosti jednotlivých komponentů z předchozích kapitol. Vzdálenost (rameno) hmoty od vztažné roviny je určena na základě znalosti vzdáleností uvedených v letové provozní příručce (viz Obrázek 16) a v dostupných materiálech poskytnutých výrobcem (viz Obrázek 17).



Obrázek 16 - Ramena hmot letounu [15]



Obrázek 17 - Ramena hmot motorového prostoru

Na obrázku 16 je vztažná rovina osa předního kola vzdálená 875 mm od počátku SAT a na obrázku 17 je vztažná rovina motorová přepážka vzdálená 719 mm od počátku SAT. Pro jednoduchost budou všechny vzdálenosti přepočítány a udány ve vzdálenosti od počátku SAT (zvolená vztažná rovina), kdy před počátkem SAT budou hodnoty vzdálenosti záporné a za počátkem SAT budou kladné.

5.9.1 Prázdný letoun

Nejprve bude vypočítáno těžiště prázdného letounu. To je v případě výroby nového letounu vždy zjištěno vážením letounu, protože je závislé na konkrétní výbavě. Obvykle se těžiště pohybuje v rozsahu 23 – 27 % SAT. Vzhledem ke zvolenému motoru Rotax 912 UL a vrtuli PowerMax byla po konzultaci s hlavním vývojářem TL-Ultralight poloha těžiště prázdného letounu bez hybridní zástavby určena na 23 % = 0,23 SAT. Délka střední aerodynamické tětiny křídla je SAT = 1230 mm. Těžiště letounu je určeno následujícím výpočtem:

$$Těžiště = 1230 \cdot 0,23 = 282,9 \text{ mm} \quad (13)$$

Ve výše uvedeném výpočtu byla určena výsledná vzdálenost těžiště prázdného letounu se spalovacím motorem a vrtulí na 282,9 mm od počátku SAT. V tabulce 20 a v tabulce 21 jsou uvedeny výpočty centráže prázdného letounu po přidání elektropohonu pro Koncepční návrh 1 i pro Koncepční návrh 2.

Tabulka 20 - Hmotnost a vyvážení K.n. 1

Koncepční návrh 1			
Položka	Hmotnost [kg]	Rameno hmoty [mm]	Výsledný moment [kg.mm]
Prázdný letoun před úpravou (Rotax 912 UL + vrtule PowerMax)	309	23 % SAT	87416,1
		282,9	
Elektromotor	9,3	-950	-8835
Regulátor	4,2	-775	-3255
Držák a kryt regulátoru	1	-775	-775
Akumulátory vpředu	20,2	1123	22639,7
Akumulátory vzadu	20,2	1363	27478,1
Systém nabíjení	2,5	955	2387,5
Kontejner na akumulátory	2	1207	2414
Spojka	4	-1034	-4136
Volnoběžka	1,8	-1480	-2664
Posunutí reduktoru	-6,6	-1516	10005,6
Posunutí reduktoru	6,6	-1564	-10322,4
Posunutí vrtule	-7	-1664	11648
Posunutí vrtule	7	-1729	-12103
Úprava motorového lože	1,4	-1114	-1559,6
Převodová skupina	4	-1459	-5836
Vodiče	3	-15	-45
Jednotka regulace výkonu	0,5	-395	-197,5
Součet	383		114260,5
Centráž		298,3	mm
		24,3	% SAT

Tabulka 21 - Hmotnost a vyvážení K.n. 2

Koncepční návrh 2			
Položka	Hmotnost [kg]	Rameno hmoty [mm]	Výsledný moment [kg.mm]
Prázdný letoun před úpravou (Rotax 912 UL + vrtule PowerMax)	309	23 % SAT	87416,1
		282,9	
Elektromotor	9,3	-1485	-13810,5
Regulátor	4,2	-776	-3259,2
Držák a kryt regulátoru	1	-776	-776
Akumulátory vpředu	25,2	1123	28299,6
Akumulátory vzadu	20,1	1363	27396,3
Systém nabíjení	2,5	955	2387,5
Kontejner na akumulátory	2	1207	2414
Volnoběžka	1,8	-1476	-2656,8
Posunutí reduktoru	-6,6	-1516	10005,6
Posunutí reduktoru	6,6	-1634	-10784,4
Posunutí vrtule	-7	-1664	11648
Posunutí vrtule	7	-1796	-12572
Úprava motorového lože	1,4	-1114	-1559,6
Převodová skupina	4	-1525	-6100
Vodiče	3	-15	-45
Jednotka regulace výkonu	0,5	-395	-197,5
Součet	384		117806,1
Centráž		306,8	mm
		24,9	% SAT

Z tabulek (viz Tabulka 20 a Tabulka 21) je patrné, že těžiště prázdného letounu se po přidání komponentů hybridního pohonu posunulo minimálně. Konkrétně se centráž posunula o 1,3 % SAT dozadu u Koncepčního návrhu 1 a o 1,6 % SAT dozadu u Koncepčního návrhu 2. Hmotnost i centráž prázdného letounu je závislá na konkrétní výbavě letounu, proto jsou v následující tabulce 22 a tabulce 23 uvedeny výpočty pro krajní povolené hodnoty centráže letounu.

Tabulka 22 - Min. a Max. centráž K.n.1

Koncepční návrh 1			
Položka	Hmotnost [kg]	Centráž [% SAT]	
		Min. přední	Max. zadní
Prázdný letoun před úpravou	309	22	32,5
Úprava pohonu	74	29,5	
Prázdný letoun s hybridním pohonem	383	23,5	31,9

Tabulka 23 - Min. a Max. centráž K.n.2

Koncepční návrh 2			
Položka	Hmotnost [kg]	Centráž [% SAT]	
		Min. přední	Max. zadní
Prázdný letoun před úpravou	309	22	32,5
Úprava pohonu	75	32,9	
Prázdný letoun s hybridním pohonem	384	24,1	32,6

Hybridní úprava pohonu posouvá u Koncepčního návrhu 1 v případě prázdného letounu centráž směrem ke středu povoleného rozsahu pro obě krajní meze, což se dá označit jako pozitivní vlastnost pro budoucí provoz letounu. U Koncepčního návrhu 2 je centráž letounu posunuta směrem dozadu pro obě krajní meze, což je pozitivní vlastnost pro letoun s přední centráží a negativní vlastnost pro letoun se zadní centráží.

5.9.2 Příklad hmotnosti a vyvážení

V tabulce 24 a tabulce 25 jsou uvedeny vzorové výpočty hmotnosti a vyvážení hybridního letounu pro různé letové zatížení. Výsledná hmotnost letounu je dána součtem hodnoty zatížení letounu a hmotnosti prázdného letounu s hybridním pohonem. Maximální hmotnost letounu nesmí překročit 600 kg. Maximální hmotnost paliva je 93,5 kg, minimální hmotnost pilota 60 kg a maximální 100 kg. [15] Maximální zatížitelnost zavazadlového prostoru je podle letové příručky 25 kg, ale vzhledem k umístění akumulátorů bude hmotnost zavazadel omezena na 5 kg pro Koncepční návrh 1 a na 3 kg pro Koncepční návrh 2.

Tabulka 24 - Příklad hmotnosti a vyvážení K.n. 1

Koncepční návrh 1			
Zatížení letounu posádka + palivo + zavazadla [kg]	Výsledná hmotnost letounu [kg]	Těžisté [mm]	Centráž [% SAT]
60 + 40 + 0	483	313,9	25,5
100 + 60 + 3	546	326,7	26,6
100 + 93,5 + 3	579,5	324,1	26,4
160 + 55 + 2	600	336,3	27,3

Tabulka 25 - Příklad hmotnosti a vyvážení K.n. 2

Koncepční návrh 2			
Zatížení letounu posádka + palivo + zavazadla [kg]	Výsledná hmotnost letounu [kg]	Těžisté [mm]	Centráž [% SAT]
60 + 40 + 0	484	320,6	26,1
100 + 60 + 3	547	332,5	27
100 + 93,5 + 3	580,5	329,7	26,8
160 + 54 + 2	600	341	27,8

Z tabulky 24 a tabulky 25 je patrné, že hmotnost hybridního pohonu značně omezuje maximální možné množství paliva na palubě při vzletu ve dvoučlenné posádce. Vestavba hybridního pohonu naopak velice málo ovlivňuje vyvážení letounu. Centráž prázdného i připraveného letounu pro let je téměř stejná jako u letounu bez hybridního pohonu a pro všechny uvedené příklady se s velkou rezervou vešla do stanovených provozních mezí pro oba Koncepční návrhy.

6 Zhodnocení Koncepčního návrhu

V této kapitole budou zhodnoceny požadavky na přestavbu pohonu a posouzeny vlastnosti letounu TL-3000 Sirius s navrženým hybridním pohonem. Při uvážení hybridního pohonu podle Koncepčního návrhu 2 dochází k výraznému narušení aerodynamického tvaru letounu elektromotorem v oblasti spodní části kapoty motoru. Změny v obtékání vzduchu kolem trupu lze zjistit pouze složitým modelováním nebo praktickým měřením. Dále u Koncepčního návrhu 2 není uvažována spojka pro odpojení a připojení elektromotoru. Elektromotor tak bude při nečinném stavu vytvářet ztráty v celé pohonné soustavě. Konkrétní hodnota ztrát při provozních otáčkách je velice těžko zjistitelná bez praktického měření. Z výše uvedených důvodů bude v této kapitole uvažován pouze hybridní pohon dle Koncepčního návrhu 1.

6.1 Provozní vlastnosti

Provozní vlastnosti letounu budou posouzeny podle kapitol 2 a 3, kde byly sepsány teoretické výhody i nevýhody hybridního pohonu v ultralehkém letadle. Na základě informací uvedených v kapitole 5 bude zhodnoceno, v jaké míře by letoun TL-3000 Sirius po úpravě dle Koncepčního návrhu 1 splňoval dané vlastnosti. Všechny výpočty se vztahují k letounu o maximální vzletové hmotnosti 600 kg a pokud není uvedeno jinak, je uvedena indikovaná rychlost IAS.

6.1.1 Bezpečnost

Pravděpodobnost úplného selhání hybridního pohonu je dána především pravděpodobnostmi selhání následujících prvků:

- Pravděpodobnost selhání spalovacího motoru
- Pravděpodobnost selhání elektromotoru
- Pravděpodobnost selhání volnoběžky
- Pravděpodobnost selhání spojky

Při samostatném selhání jakéhokoliv z výše uvedených prvků nedojde k úplné ztrátě tahu (za předpokladu alespoň částečně nabitých akumulátorů a dostatečného množství paliva). Ke kompletnímu selhání hybridního pohonu dojde až při selhání některých dvou (nebo více) prvků zároveň. Například selhání spalovacího motoru i elektromotoru, selhání spalovacího motoru a spojky k elektromotoru, selhání elektromotoru a volnoběžky spalovacího motoru, nebo při selhání volnoběžky i spojky. Ke ztrátám na výkonu dodaného spalovacím motorem dojde při selhání elektromotoru a spojky. Při kompletní analýze spolehlivosti bude nutné brát v úvahu i

možnost poruchy hřídelí a ozubených kol. Při selhání reduktoru nebo vrtule dojde ke ztrátě tahu nezávisle na komponentech hybridního pohonu.

6.1.1.1 Selhání větve elektromotoru

Při selhání jakéhokoliv komponentu elektropohonu, který bude mít za následek kompletní přerušování práce elektromotoru, bude veškerý potřebný výkon pro let dodávat spalovací motor. Za pomoci spojky bude možné mechanicky oddělit elektromotor od reduktoru, a tak minimalizovat ztráty. Při dostatečném množství paliva bude letoun i se samostatnou činností spalovacího motoru schopen všech standardních režimů letu. Výkonnost letounu v takovém případě odpovídá výkonnosti z letové a provozní příručky včetně doletu v závislosti na množství paliva v nádržích. (Výkonnost je v letové příručce definována pro maximální vzletovou hmotnost 600 kg, která nebude překročena ani s hybridním pohonem.)

6.1.1.2 Selhání větve spalovacího motoru

V případě selhání jakéhokoliv komponentu, který bude mít za následek zastavení spalovacího motoru, bude možné pokračovat v letu za pomoci elektropohonu. Spalovací motor je od reduktoru oddělen jednosměrnou spojkou neboli volnoběžkou, která zajišťuje minimalizaci ztrát vytvořených nefunkčním spalovacím motorem. Maximální trvalý výkon dodaný elektromotorem nezávisí pouze na jmenovité hodnotě trvalého výkonu elektromotoru, ale také na maximálním možném výkonu, který jsou schopny dodat akumulátory. V plně nabitěm stavu mají akumulátory následující maximální proud I_{max} , kdy kapacita akumulátoru je $C_{aku1} = 24 \text{ Ah}$ a vybíjecí koeficient je $C_{rate} = 6,6 \frac{1}{h}$:

$$I_{max} = C_{aku1} \cdot C_{rate} = 24 \cdot 6,6 = 158,4 \text{ A} \quad (14)$$

Napětí akumulátoru U_{aku} při jmenovitém napětí na článku $U_{\check{c}l} = 3,7 \text{ V}$ a počtu článků v sérii $N_{\check{c}l} = 84$ je:

$$U_{aku} = U_{\check{c}l} \cdot N_{\check{c}l} = 3,7 \cdot 84 = 310,8 \text{ V} \quad (15)$$

Výsledný maximální výkon akumulátoru P_{max} je:

$$P_{max} = U_{aku} \cdot I_{max} = 310,8 \cdot 158,4 = 49\,230 \text{ W} = 49,2 \text{ kW} \quad (16)$$

Z výše uvedených výpočtů je patrné, že výkon akumulátoru převyšuje maximální trvalý příkon elektromotoru, jenž je $P_{oelm} = 41 \text{ kW}$ a bude tak pro výkon elektropohonu limitující. Při započítání střední účinnosti elektromotoru $\eta_{elm} = 95 \% = 0,95$ [39] bude skutečný výkon P_{elm} dodaný elektromotorem následovný:

$$P_{elm} = \eta_{elm} \cdot P_{oelm} = 0,95 \cdot 41 = 38,95 \text{ kW} \quad (17)$$

Výsledný výkon zaokrouhlený na 39 kW bude s přebytkem výkonu 1 kW dostačovat pro vodorovný let při rychlosti 180 km/h. Pro vodorovný let při nižší rychlosti, ideálně při rychlosti pro nejvyšší klouzavost (120 km/h) [14], lze predikovat výrazně nižší potřebný výkon. Při využití plného výkonu elektropohonu při dané rychlosti se dá očekávat možnost pomalého stoupání. Záleží však na okolních podmínkách, jako jsou například nadmořská výška a teplota vzduchu. Daná problematika je blíže popsána v kapitole 5.3. Pro stanovení výdrže letounu poháněného pouze elektropohonem je nejprve důležité určit účinnost ostatních komponentů elektropohonu, především regulátoru a vodičů. Účinnost regulátoru je $\eta_{reg} = 99 \% = 0,99$ [38] a ztráty na vodičích byly po konzultaci s vývojovým pracovníkem MGM COMPRO predikovány na 2 %, tedy $\eta_{vod} = 98 \% = 0,98$. Výsledná účinnost η_{celk} je dána následujícím výpočtem:

$$\eta_{celk} = \eta_{reg} \cdot \eta_{vod} = 0,99 \cdot 0,98 = 0,97 \quad (18)$$

Výkon odebíraný z akumulátorů P_{aku} bude následovný:

$$P_{aku} = \frac{P_{oelm}}{\eta_{celk}} = \frac{41}{0,97} = 42,27 \text{ kW} \quad (19)$$

Akumulátory nemohou být vzhledem k jejich provozním vlastnostem zcela vybity. Z tohoto důvodu bude jmenovitá kapacita akumulátoru pro výpočet snížena o 10 % z $C_{aku} = 24 \text{ Ah}$ na $C_{aku0,9} = 21,6 \text{ Ah}$. Vybití akumulátoru na 10 % kapacity odpovídá pouze nouzové situaci. Při běžném provozu by akumulátor neměl být vybitý pod hranici 25 % kapacity. Napětí akumulátoru $U_{aku} = 310,8 \text{ V}$ je opět odvozeno z jmenovitého napětí jednoho článku $U_{\text{čl}} = 3,7 \text{ V}$. Energie uložená v akumulátorech $E_{aku0,9}$ je dána vztahem:

$$E_{aku0,9} = C_{aku0,9} \cdot U_{aku} = 21,6 \cdot 310,8 = 6,7 \text{ kWh} \quad (20)$$

Časový úsek $t_{1/0,9}$, po který mohou akumulátory poskytovat maximální trvalý výkon elektromotoru, je určen následovně:

$$t_{1/0,9} = \frac{E_{aku0,9}}{P_{aku}} = \frac{6,7}{42,27} = 0,16 \text{ h} = 9 \text{ min } 36 \text{ s} \quad (21)$$

Na základě informací uvedených v kapitole 5.3 lze předpokládat, že při rychlosti 120 km/h IAS bude letoun pro horizontální let potřebovat přibližně poloviční výkon $P_{aku/2} = 21,14 \text{ kW}$. Výpočet vytrvalosti $t_{2/0,9}$ při dané rychlosti vypadá následovně:

$$t_{2/0,9} = \frac{E_{aku0,9}}{P_{aku/2}} = \frac{6,7}{21,14} = 0,32 \text{ h} = 19 \text{ min } 2 \text{ s} \quad (22)$$

Predikovaná výdrž letounu při rychlosti 120 km/h je 19 min 2 s. Během této doby bude mít pilot čas doletět na vhodné místo pro nouzové přistání. Je však nutné dodat, že při nepovedeném

přiblížení bude možnost opakování i při maximálním výkonu elektropohonu nejistá. Letoun v takovém případě pravděpodobně stoupat bude, ale s velmi nízkou vertikální rychlostí. Velký faktor bude v takovém případě aktuální hmotnost a vyvážení letounu. Stejný scénář platí i pro vysazení spalovacího motoru těsně po vzletu. Při využití hybridního pohonu pro aplikace uvedené v některých z následujících kapitol se výdrž letounu sníží úměrně vybití akumulátoru, který ovšem v případě potřeby půjde dobít za letu viz kapitoly 5.4.4 a 5.4.5.

6.1.2 Emise

Hybridní pohon není navržen pro delší letové úseky v čistě elektrickém režimu. Z tohoto důvodu nelze u delších letů očekávat výrazné snížení emisí. V určitých fázích však bude možné lokální emise částečně omezit.

Pojíždění letounu bude možné provést čistě na elektropohon s vypnutým spalovacím motorem, jenž bude nastartován až ve vhodnou dobu před vzletem. Je však nutné počítat, především v případě vysazení spalovacího motoru, se snížením dostupné kapacity akumulátoru pro vzlet a stoupání. Dále bude možné spalovací motor vypnout ihned po přistání. Využitelnost pojíždění na elektromotor lze očekávat na velkých letištích s velkou vzdáleností mezi stojánkou a vzletovou dráhou.

Snížení emisí je možné očekávat také při krátkých letech po letištním okruhu. Čas jednoho letového okruhu je výrazně ovlivněn podmínkami, ale jako referenční hodnota bude sloužit 7 minut. Za referenční hodnotu výkonu potřebného pro vzlet bude brán maximální vzletový výkon motoru Rotax 912 UL 59,6 kW. [18] Při vzletu a stoupání s nastaveným maximálním výkonem elektromotoru 39 kW bude možné snížit výkon spalovacího motoru na 20,6 kW a výrazně tak zredukovat spotřebu paliva a s ní související emise. Po přibližně 2 minutách stoupání letoun dosáhne okružové výšky a přejde do vodorovného letu. V této fázi může být spalovací motor stáhnut na volnoběh a může tak zůstat až do přistání. Pro vodorovný let a klesání bude postačovat výkon elektromotoru.

Vodorovný let na elektropohon se spalovacím motorem ve volnoběžných otáčkách je možné po omezenou dobu provést i při traťovém letu, ale reálný přínos několikaminutového úseku se sníženými emisemi je diskutabilní. Jelikož nejsou dostupná data o konkrétních hodnotách vyprodukovaných emisí pro motor Rotax 912 UL při různém výkonovém zatížení, lze snížení emisí hodnotit na základě úspory paliva, viz kapitola 6.1.5.

6.1.3 Hluk

Snížení hluku při provozu hybridního letounu se velice těžko určuje bez hlukových měření. Pro elektromotor EMRAX, ani pro prvky převodové skupiny nejsou k dispozici konkrétní hlukové

údaje. Při provozu letounu poháněného elektropohonem se spalovacím motorem ve volnoběžných otáčkách je ovšem velmi pravděpodobné výrazné snížení hlukové zátěže pro okolní prostředí. Viz kapitola 2.3.

Hybridní letoun dle Koncepčního návrhu 1 by tak mohl přelétat kritické úseky za pomoci elektropohonu. Za kritické úseky lze považovat veškeré přelétané oblasti v malé výšce nad terénem při traťovém letu, při letu po okruhu nebo při přiletu na cílové letiště, kde jsou lidská obydlí nebo hlukově chráněná místa. Při letu cestovní rychlostí 180 km/h IAS = 164 km/h CAS v cestovní konfiguraci a vybití akumulátoru maximálně ze 75 % může mít takto přelétaná oblast v daném směru až 22 km.

6.1.4 Výkon

Součet výkonu spalovacího motoru (59,6 kW) a elektromotoru (39 kW) tvoří výsledných 98,6 kW (132,2 HP). Celkový výkon musí být ovšem vzhledem k výkonnostnímu omezení na reduktoru spalovacího motoru a na vrtuli PowerMax omezen pomocí systému pro regulaci výkonu na hodnotu 115 HP. [33] Při nejvyšším trvalém výkonu spalovacího motoru Rotax 912 UL 77,8 HP bude elektromotor pro maximální kombinovaný výkon dodávat 37,2 HP (27,7 kW). Po přičtení ztrát bude elektromotor z akumulátoru odebírat $P_{vaku} = 30 \text{ kW}$. Čas t_v , po který letoun může letět na maximální kombinovaný výkon do vybití akumulátoru ze 75 % ($E_{aku0,75} = 5,59 \text{ kWh}$), je následovný:

$$t_v = \frac{E_{aku0,75}}{P_{vaku}} = \frac{5,59}{30} = 0,186 \text{ h} = 11 \text{ min } 10 \text{ s} \quad (23)$$

V případě přizpůsobení reduktoru a použití vrtule certifikované na vyšší výkon bude možné využít i maximální kombinovaný výkon hybridního pohonu 132,2 HP. V takovém případě však klesne čas t_v a bude nutné ověřit síly působící na letoun a ovladatelnost letounu v kritických fázích letu. S rostoucí nadmořskou výškou bude klesat výkon spalovacího motoru a pro dosažení plného kombinovaného výkonu 115 HP bude potřeba vyšší výkon elektromotoru (viz kapitola 2.4.3.4). Čas t_v se tak bude zkracovat.

6.1.5 Úspora paliva

Pro určení úspory paliva letounu Sirius s pohonnou jednotkou upravenou podle Koncepčního návrhu 1 je nutné rozdělit délku letu do kategorií z kapitoly 2.5.

Pro velmi krátké lety typu okruhů, aerovleku či výcvikových manévru v prostoru letiště lze předpokládat poměrně vysokou úsporu paliva. Před každým takovým letem by ovšem akumulátor musel být znovu dobit. Jako příklad se dá znovu uvést let po okruhu, jenž bude trvat 7 minut. Úvodní 2 minuty stoupání bude elektromotor pracovat současně se spalovacím

motorem, který ale bude dodávat pouze doplňující výkon 20,6 kW se spotřebou paliva 10 l/h (viz kapitola 6.1.2). Zbýlých 5 minut letu po okruhu bude možné pokračovat pouze na elektropohon se spalovacím motorem ve volnoběžných otáčkách. Spotřeba paliva motoru Rotax 912 UL je při startovním výkonu 24 l/h. Ve vodorovném letu po okruhu je možné spotřebu paliva predikovat na 14 l/h, při klesání na 8 l/h a ve volnoběžných otáčkách na 3 l/h. [18] Předpokládaná úspora paliva pro jeden letištní okruh je uvedena v tabulce 26.

Tabulka 26 - Úspora paliva na okruhu

Let po okruhu		Spotřebované palivo [l]	
Fáze letu	Čas letu [min]	Spalovací motor	Hybridní pohon
Stoupání	2	0,8	0,34
Horizontální let	2	0,47	0
Klesání	3	0,4	0
Součet	7	1,67	0,34

Z tabulky 26 vyplývá, že pro letištní okruh může být úspora paliva až 80 %. V následující tabulce 27 je uvedena spotřeba elektrické energie pro daný letištní okruh. Elektrický výkon potřebný pro stoupání činí 42,27 kW, pro vodorovný let 21,14 kW (viz kapitola 6.1.1.2) a výkon pro klesání lze předpokládat na 12 kW.

Tabulka 27 - Spotřeba energie na okruhu

Let po okruhu		Spotřebovaná energie [Wh]
Fáze letu	Čas letu [min]	Hybridní pohon
Stoupání	2	1,41
Horizontální let	2	0,7
Klesání	3	0,6
Součet	7	2,71

Pro běžné využívání hybridního pohonu nebude akumulátor vybíjen pod 75 % jmenovité kapacity. V takovém případě je energie akumulátoru $E_{aku0,75} = 5,59 \text{ kWh}$. Při podílu energie akumulátoru a spotřebované energie $E_{okruh} = 2,71 \text{ kWh}$ (viz Tabulka 27) vyjde počet okruhů $n_{okruhů}$ na jedno nabití při maximálním využití elektropohonu:

$$n_{okruhů} = \frac{E_{aku0,75}}{E_{okruh}} = \frac{5,59}{2,71} = 2,06 \text{ okruhů} \quad (24)$$

Při provozu letounu pouze na letištních okruzích bude nutné pro maximální úsporou až 80 % paliva dobít akumulátor vždy po dvou přistáních. Alternativní možností je uzpůsobení akumulátorového kontejneru pro rychlou výměnu vybitého akumulátoru za náhradní nabitý akumulátor. Po přepočítání výsledků z tabulky 26 a tabulky 27 bude za jednu letovou hodinu

okruhů ušetřeno 11,4 l paliva a akumulátor bude muset být dobit 4x za 56 letových minut, respektive 4,3x za jednu letovou hodinu.

S prodlužující se délkou letu bude úspora paliva klesat. Z důvodu nedostupnosti dat o závislosti letových charakteristik na hmotnosti letounu nelze s jistotou určit, jakým způsobem přidaná hmotnost elektropohonu ovlivní spotřebu fosilního paliva na delších letových úsecích. Je však pravděpodobné, že i při maximálním možném využití kapacity akumulátoru během letu vyšší hmotnost hybridního pohonu způsobí nárůst potřebného výkonu pro let a ve výsledku tak od určité letové doby naroste i celková spotřeba fosilního paliva (viz kapitola 2.5.3).

6.1.6 Hmotnost

Hybridní zástavba podle Koncepčního návrhu 1 má hmotnost 74 kg. Elektropohon je schopný poskytovat výkon 39 kW po dobu 9 m 36 s. Spalovací motor má při stejném nastavení výkonu spotřebu paliva 15 l/h. [18] Energie získaná z elektropohonu by tak mohla být nahrazena pouhými 2,5 litry paliva, což odpovídá přibližně 2 kg hmotnosti. Letoun s hybridním pohonem bude tedy při ekvivalentním množství energie na palubě v okamžiku startu o 72 kg těžší než letoun se spalovacím motorem Rotax 912 UL. Hmotnostní rozdíl mezi motorem Rotax 912 UL a 914 UL je 9,5 kg v neprospěch motoru 914 UL. [18][19] Při odečtení tohoto rozdílu od předchozí hodnoty 72 kg vyjde hodnota 62,5 kg, která určuje navýšení hmotnosti při použití hybridního pohonu místo ekvivalentně výkonného spalovacího motoru.

Z důvodu nedostatku dat o závislosti hmotnosti na letových vlastnostech letounu není možné přesně určit změnu letových a výkonových charakteristik. Z kapitoly 5.9.2 vyplývá, že hmotnost hybridního pohonu začne v případě dvoučlenné posádky výrazně omezovat maximální množství paliva pro let. Nižší množství paliva může zkrátit výsledný dolet letounu i na polovinu maximálního, který tak závisí na konkrétní výbavě letounu a hmotnosti posádky se zavazadly.

Při hodnocení výsledné hmotnosti letounu je nutné poznamenat, že uvedená hmotnost prázdného letounu odpovídá základní výbavě. V situaci, kdy zákazník bude požadovat lépe vybavený letoun, nebude možné pro hybridní pohon volit stejně výkonné komponenty, především akumulátor. V takovém případě bude negativně ovlivněna většina uvedených výhod hybridního pohonu.

6.1.7 Servisní požadavky

Servisní požadavky na spalovací motor Rotax 912 UL zůstanou zachovány s výjimkou reduktoru, který bude podle Koncepčního návrhu 1 částečně upraven. Změny v servisních intervalech a úkonech však budou muset být provedeny kvůli přidanému elektropohonu.

Hybridní zástavbu dle Koncepčního návrhu 1 lze z hlediska údržby rozdělit na dvě hlavní části. Část elektrických komponentů a část převodových mechanismů. Po konzultaci s hlavním vývojářem TL-Ultralight ohledně servisních požadavků bylo dosaženo následujících závěrů:

Údržbu elektrických komponentů nelze hodnotit za příliš náročnou. Vybrané elektronické komponenty mají pokročilou interní diagnostiku a bude tak možné plánovat údržbu na základě naměřených dat. Při pravidelné prohlídce letounu bude provedena především vizuální kontrola vodičů a uchycení komponentů. Systém nabíjení bude sbírat kompletní data o akumulátorech a regulátor bude schopný diagnostikovat stav elektromotoru. Pouze mechanicky namáhané části elektromotoru bude nutné udržovat preventivně.

Z pohledu údržby za náročnější lze považovat provoz převodových mechanismů. Převodový systém hybridního pohonu je v porovnání s původním spalovacím motorem výrazně složitější. Především spojka a převodovka budou velmi namáhané prvky hybridního pohonu, které při selhání značně ohrozí bezpečnost letu. Z tohoto důvodu bude nutné provést kompletní analýzu spolehlivosti a vytvořit kvalitní program údržby pro tuto část hybridního pohonu. Zvýšení celkové náročnosti údržby hybridního pohonu se dá predikovat na desítky procent.

6.1.8 Riziko požáru

Riziko požáru po přidání hybridní zástavby zcela určitě vzroste. Pro minimalizaci tohoto rizika je důležité pečlivě volit konkrétní konstrukční řešení s ohledem na dobré chlazení a dostatečnou vzájemnou vzdálenost nebo izolovanost mezi jednotlivými komponenty spalovacího motoru a elektromotoru. Zmírnění rizika požáru bude dosaženo monitorováním teplotních čidel, které budou k dispozici ve všech elektronických komponentech i elektromotoru. Velké množství čidel bude vhodné rozmístit do bateriových bloků, jenž jsou umístěny v kabině letounu a představují největší riziko. V případě přehřívání některého z monitorovaných prvků bude muset být elektropohon okamžitě odstaven.

6.1.9 Náročná regulace výkonu

Pro zjednodušení regulace výkonu bude sloužit samostatný systém. Viz kapitola 5.6. Pilot bude ovládat výkon jednou pákou a volbou režimu na ovládacím panelu. Z hlediska pilotáže by tak ovládání výkonu hybridního pohonu nemělo být výrazně náročnější než při ovládaní spalovacího motoru. Pilot bude muset navíc správně zvolit režim hybridního pohonu, avšak v systému budou zařazeny ochranné procesy, které budou zabraňovat ztrátě výkonu z důvodu nevhodné obsluhy a nepozornosti pilota.

Náročné bude systém pro regulaci výkonu vyvinout a správně nastavit. Jedná se navíc o kritický prvek, jenž může při selhání výrazně ovlivnit bezpečnost letu. Pro takový případ budou v letounu k dispozici záložní ovládací prvky pro samostatné ovládání spalovacího motoru.

6.2 Legislativní požadavky

Hodnocení legislativních požadavků je vztaženo k předpisu UL2/2019 části I. [29] Jedná se o předpis stanovující požadavky na letovou způsobilost ultralehkých letounů řízených aerodynamicky. Základním požadavkem v hlavě A dle § 1 je maximální vzletová možnost 600 kg a nejvyšší pádová rychlost 83 km/h CAS. Oba tyto požadavky budou pro letoun dle Koncepčního návrhu 1 splněny. Hmotnost prázdného letounu podle § 25 a § 29 v hlavě B bude také dodržena. Požadavky na letové výkony, říditelnost a obratnost, stabilitu, přetažení a chování na zemi letoun TL-3000 Sirius splňuje s běžně dodávanými motorovými jednotkami. Vzhledem k zachování maximální provozní hmotnosti i vyvážení letounu lze očekávat splnění těchto požadavků i s hybridní zástavbou. Zvýšení úrovně vibrací a třepání podle § 251 vzhledem k vyváženému rotačnímu chodu elektromotoru není očekáváno. Pevnost letounu je definována v hlavě C, podle které bude nutné početně nebo pevnostní zkouškou ověřit pevnost jednotlivých částí konstrukce zatížených hybridní zástavbou. Předběžně však byla všechna koncepční řešení konzultována s výrobcem a je zde předpoklad, že hlavní konstrukce letounu nebude muset být upravována. Podle § 361 bude nutné správně nadimenzovat upravené motorové lože pro splnění všech uvedených požadavků a podle § 597 spolehlivě upevnit osamělé hmoty. Pro Koncepční návrh 1 se bude jednat zejména o upevnění akumulátorů v zavazadlovém prostoru podle § 787. Veškeré konstrukční řešení musejí být provedeny v souladu s hlavou D předpisu UL2. Hlava E je vztažena na pohonnou soustavu. Z § 903 vyplývá, že informace v dané stati se vztahují pouze na pístové motory s obvyklou konstrukcí. Vzhledem k úpravě reduktoru a přidání volnoběžky bude nutné provést dodatečnou zkoušku pístového motoru dle předpisu. O možnosti použití hybridního pohonu v předpise není zmíněno a bude tak nutné s příslušnou národní autoritou jednat individuálně. Na hybridní zástavbu však lze pohlížet jako na bezpečnostní systém, nikoliv jako na samostatnou pohonnou jednotku. Veškeré požadavky na vrtuli v § 905 a § 925 budou splněny i po přidání hybridní zástavby. Hlava F upravuje podmínky pro výstroj letounu. Kontejner na akumulátory by měl být konstruován v souladu s § 1353 a elektrické vodiče v souladu s § 1365. Hlava G určuje stanovení provozních omezení a údajů, podle níž bude nutné upravit provozně-technickou i letovou příručku tak, aby vyhovovaly provozu letounu s hybridním pohonem. Ostatní části předpisu UL2 se přímo netýkají hybridní zástavby. [29]

6.3 Ekonomické aspekty koncepčního návrhu

Skutečné ekonomické aspekty ultralehkého letounu Sirius s hybridním pohonem podle Koncepčního návrhu 1 lze jen velice těžko určit bez kompletního konstrukčního řešení a bez letových a provozních zkušeností. V následujících podkapitolách jsou shrnuta dostupná a predikovaná data týkající se ekonomiky pořízení i provozu letounu.

6.3.1 Pořizovací náklady

V níže uvedené tabulce 28 jsou uvedeny ceny jednotlivých komponentů hybridního pohonu. Částky za elektromotor, regulátor, systém nabíjení a letoun byly zjištěny při komunikaci s výrobcem. Částky v zbarvených kolonkách bylo nutné predikovat, protože se jedná o komponenty vyvinuté na míru danému hybridnímu letounu. Predikce byla provedena na základě ceny materiálu a konzultace s odborníky v daném oboru. Cena na kus odpovídá výrobě v malé sérii o počtu 5 kusů. Částky za spojku a volnoběžku byly oproti tržním cenám vybraných komponentů zdvojnásobeny z důvodu nutnosti úpravy pro vysokootáčkový provoz. Cenu akumulátoru tvoří násobek ceny jednoho článku i s příslušenstvím pro vytvoření akumulátorového bloku.

Tabulka 28 - Pořizovací náklady [58][59][60]

Položka	Cena bez DPH [EUR]
Elektromotor EMRAX	2 900
Regulátor MGM	4 500
Akumulátory Sony	6 720
Systém nabíjení MGM	2 100
Spojka	1 600
Volnoběžka	170
Úprava motorového lože	50
Převodová skupina	270
Jednotka regulace výkonu	1 700
Držák a kryt regulátoru	20
Vodiče	70
Kontejner na akumulátory	200
Celkem	20 300

Hybridní pohon dosahuje podobných výkonových parametrů jako motor Rotax 914 UL. Letoun Sirius je s motorem 914 UL přibližně o 18000 EUR dražší než s motorem 912 UL. [31] Při odečtení této částky od ceny hybridní zástavby vyjde částka 2300 EUR, kterou je možné

označit za příplatek při pořízení hybridního pohonu oproti adekvátně výkonné spalovací pohonné jednotce Rotax 914 UL.

6.3.2 Provoz letounu

Ekonomika provozu letounu bude počítána z pohledu potenciální úspory financí za fosilní palivo, ale s ohledem na životnost zvolených akumulátorů. Životnost a náklady na údržbu ostatních komponentů nebudou ve výpočtu brány v potaz. Režim provozu bude stejný jako v kapitole 6.1.5, tedy provoz na letištních okruzích. Životnost akumulátoru je dána maximálním počtem nabíjecích cyklů, jenž je u vybraného akumulátoru $n_{aku} = 500$ cyklů. [48] Počet nabíjecích cyklů za jednu letovou hodinu (viz kapitola 6.1.5) je $n_t = 4,3$ cyklů. h^{-1} . Výsledná životnost akumulátoru přepočítaná na letové hodiny T_{aku} je následovná:

$$T_{aku} = \frac{n_{aku}}{n_t} = \frac{500}{4,3} = 116 \text{ h} \quad (25)$$

Úspora paliva $\Delta_{pal} = 11,4 \text{ l} \cdot h^{-1}$ (viz kapitola 6.1.5), výsledná úspora paliva za životnost jednoho akumulátoru $\Delta_{životnost}$ je následující:

$$\Delta_{životnost} = T_{aku} \cdot \Delta_{pal} = 116 \cdot 11,4 = 1322,4 \text{ l} \quad (26)$$

Při aktuální ceně paliva Natural 95, která je 27 Kč/l bez DPH [61] je výsledná finanční úspora za palivo 35 705 Kč bez DPH. Od této částky je nutné odečíst cenu za elektrickou energii potřebnou pro nabíjení akumulátorů. Při běžném provozu bude akumulátor vybitý ze 75 %, energie akumulátoru je v takovém případě $E_{aku0,75} = 5,59 \text{ kWh}$. Po přičtení průměrné ztráty při nabíjení 20 % [62] je výsledná energie potřebná pro nabití akumulátoru $E_{nab} = 5,7 \text{ kWh}$. Energie spotřebovaná za celou životnost akumulátoru $E_{životnost}$ je spočítána následujícím způsobem:

$$E_{životnost} = n_{aku} \cdot E_{nab} = 500 \cdot 6,7 = 3350 \text{ kWh} \quad (27)$$

Průměrná cena elektřiny je v současné době 4 Kč/kWh bez DPH. [63] Výsledná cena za elektřinu spotřebovanou při nabíjení činí 13400 Kč bez DPH. Po odečtení ceny za elektřinu od finanční úspory za palivo vyjde částka 22 305 Kč bez DPH. Cena akumulátoru je 6720 EUR bez DPH, což při aktuálním kurzu eura 25,5 Kč [64] odpovídá 171 360 Kč bez DPH. Z výše uvedených výpočtů vyplývá, že při využití hybridního pohonu podle Koncepčního návrhu 1 dojde za 116 letových hodin k úspoře financí za pohonné hmoty v hodnotě 22 305 Kč bez DPH, avšak po stejném hodinovém náletu bude nutné vyměnit akumulátor za 171 360 Kč. Po odečtení těchto dvou hodnot vyjde částka 149 055 Kč, což je rozdíl finanční nákladnosti provozu hybridního pohonu za 116 letových hodin. Po přepočítání na 1 letovou hodinu je patrné, že provoz hybridního letounu je v současné době o 1284 Kč/h nákladnější než provoz

letounu se spalovacím pohonem. Na závěr je nutné dodat, že s rostoucím počtem cyklů klesá kapacita akumulátoru, tudíž bude v průběhu životnosti akumulátoru nutné pro dokončení dvou okruhů používat spalovací motor ve větší míře. Výsledná úspora paliva tak bude klesat a nákladnost na provoz hybridního letounu ještě stoupne.

6.4 Celková omezení a doporučení

V této kapitole budou uvedena další omezení a doporučení spojená s možnou realizací hybridní zástavby do ultralehkého letounu. V první řadě jde o volbu letounu TL-3000 Sirius od společnosti TL-Ultralight. Jedná se o velmi kvalitně a robustně zpracovaný letoun, jenž má prostorové i pevnostní předpoklady pro úpravu pohonu. Na druhou stranu má kvůli zmíněným vlastnostem vyšší hmotnost a pro hybridní zástavbu by bylo vhodné zvážit volbu některého z konkurenčních letounů s nižší hmotností. S danou problematikou souvisí i absence záchranného systému. Pro letoun Sirius dle Koncepčního návrhu 1 nebyl záchranný systém z důvodu vysoké hmotnosti přidán do výbavy letounu. Jako bezpečnostní prvek by měl sloužit hybridní pohon, který ovšem nelze považovat za plnohodnotnou náhradu záchranného padáku ve všech nouzových situacích. Výhodou hybridního pohonu jako bezpečnostního prvku je ale fakt, že při řešení nouzové situace nemusí dojít, narozdíl od záchranného systému, ke kompletnímu zničení letounu. Dalším bodem jsou ekonomické aspekty hybridního letounu. Po jejich zhodnocení je patrné, že při výběru akumulátorů je vhodné klást vysoký důraz na životnost akumulátoru, respektive na co nejmenší degradaci vlastností akumulátoru s rostoucím počtem nabíjecích cyklů. Letoun by měl s jiným typem akumulátoru pravděpodobně o něco horší letové výkony, ale provozní ekonomika letounu by s vyšším maximálním počtem cyklů mohla vycházet lépe.

Závěr

Úvodní část práce se zabývá současnou situací v oblasti hybridních pohonů ve sportovním letectví. Jsou zde uvedeny vlastnosti jednotlivých uspořádání hybridního pohonu se zaměřením na kombinaci pístového motoru a elektromotoru v malém sportovním letounu. Volba uspořádání hybridního pohonu významně ovlivňuje možnosti pro návrh, realizaci i pro následnou využitelnost a provoz letounu. Další kapitolu tvoří výčet důvodů pro využití hybridního pohonu v letectví. Výhody hybridních pohonů jsou v posledních letech obecně známé především díky automobilovému průmyslu. Bylo však potřebné určit, které z těchto výhod je možné smysluplně využít i při provozu hybridního letounu a zjistit, jestli hybridní pohony nepřinášejí do letectví další pozitiva. Po výčtu pozitivních vlastností bylo nutné definovat i negativa spojená s využitím hybridního pohonu v letectví, která brání většímu a rychlejšímu rozvoji hybridních pohonů v tomto odvětví dopravy. Celá teoretická část práce je zakončena SWOT analýzou, v níž jsou vnitřní silné i slabé stránky hybridního pohonu doplněny o vnější příležitosti a hrozby.

Cílem diplomové práce bylo vytvoření koncepčního návrhu hybridního pohonu pro ultralehké letadlo TL-3000 Sirius a určení jeho potenciální využitelnosti v provozu. Na začátku praktické části práce jsou uvedeny důvody pro volbu paralelního uspořádání navrhovaného hybridního pohonu spolu s volbou letounu a pohonné jednotky. Pro výběr komponentů se správnými parametry bylo nutné určit minimální požadovaný výkon elektromotoru. Kapitola pokračuje výběrem vhodných komponentů na základě průzkumu trhu. Některé komponenty s požadovanými provozními specifikacemi se na trhu nepodařilo nalézt a pro realizaci hybridního pohonu tak bude nutná jejich modifikace. Pro znázornění uspořádání vybraných komponentů byly vytvořeny dva Koncepční návrhy. Pro každý z nich byla spočítána hmotnost, navrhována velikost akumulátoru a spočítána výsledná hmotnost i vyvážení hybridního letounu. Z výsledků je patrné, že při správném rozložení hmotností jednotlivých částí hybridního pohonu je výsledné těžiště letounu jen velmi málo ovlivněno.

V závěrečné části práce je zhodnocen letoun TL-3000 Sirius upravený podle Koncepčního návrhu 1. Provozní vlastnosti jsou hodnoceny na základě informací uvedených v teoretické části práce. V každé podkapitole je posouzena míra využitelnosti dané výhody v reálném provozu a u nevýhod míra omezení při provozu letounu. Práce pokračuje analýzou legislativních požadavků dle příslušného národního předpisu, v níž jsou určeny základní požadavky na konstrukci letounu a pohonné jednotky. Práce je zakončena rozborem některých ekonomických aspektů hybridního letounu. V první části je uveden základní přehled pořizovacích nákladů jednotlivých komponentů i součet pořizovacích nákladů hybridního

pohonu jako celku. Z výsledku je patrné, že pořizovací náklady hybridního pohonu nejsou oproti adekvátně výkonnému spalovacímu motoru o tolik vyšší, než by se dalo očekávat. V druhé části ekonomických aspektů je zhodnocena ekonomika provozu letounu v definovaném režimu provozu. Z výsledků ekonomické části provozu je naopak patrné, že úspora paliva není jediným důležitým faktorem při hodnocení ekonomiky hybridního letounu.

Na základě dosažených výsledků práce nelze v současné době jednoznačně doporučit realizaci hybridního pohonu pro ultralehký letoun. I přes předpoklad výrazného snížení pravděpodobnosti úplného selhání letadlového pohonu je možné, že potenciálního zákazníka odradí negativa spojená s provozem hybridního letounu. Na druhou stranu může v následujících letech narůstat tlak na ochranu životního prostředí a v takovém případě by hybridní letoun začal tvořit rozumný kompromis. Vyhověl by tak daným požadavkům a zároveň by bylo možné zachovat většinu vlastností ultralehkých letadel se spalovacím motorem. V současnosti jsou největší překážkou pro větší rozvoj hybridních pohonů v letectví akumulátory. I přes přijatelné pořizovací náklady hybridního pohonu, blíží se pořizovacím nákladům odpovídajícího spalovacího motoru, je kvůli nízké životnosti akumulátorů výsledná ekonomika provozu výrazně horší.

Použité zdroje

- [1] PROCHÁZKA, Jan. *Trendy vývoje hybridních pohonů* [online]. Praha, 2019 [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/80626/F2-DP-2019-Prochazka-Jan-DP%202019%20JAN%20PROCHAZKA%20CD.pdf?sequence=-1&isAllowed=y>. Diplomová práce. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní. Vedoucí práce Josef Morkus.
- [2] *Electrical airplane propulsion* [online]. United States [cit. 2021-8-2]. US2462201A. Uděleno 1949-02-22. Dostupné z: <https://patents.google.com/patent/US2462201A/en>
- [3] Diamond Aircraft proudly presents the world's first serial hybrid electric aircraft "DA36 E-Star." *Diamond Aircraft* [online]. 2011 [cit. 2021-8-4]. Dostupné z: <https://www.diamondaircraft.com/en/about-diamond/newsroom/news/article/diamond-aircraft-proudly-presents-the-worlds-first-serial-hybrid-electric-aircraft-da36-e-star/>
- [4] CHÝLE, Martin. *Dvouzdrojové lokomotivy pro nákladní vlaky* [online]. Praha, 2019 [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/85352/F6-BP-2019-Chyle-Martin-bp_final_0820.pdf?sequence=-1&isAllowed=y. Bakalářská práce. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta dopravní. Vedoucí práce Michal Drábek.
- [5] Review of hybrid electric powered aircraft, its conceptual design and energy management methodologies. *ScienceDirect* [online]. 2021 [cit. 2021-8-4]. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1000936120303368#b0030>
- [6] GESELL, Hendrik, Florian WOLTERS a Martin PLOHR. SYSTEM ANALYSIS OF TURBO ELECTRIC AND HYBRID ELECTRIC PROPULSION SYSTEMS ON A REGIONAL AIRCRAFT. *ResearchGate* [online]. Brazílie, 2018 [cit. 2021-8-4]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/publication/329389864_SYSTEM_ANALYSIS_OF_TURBO_ELECTRIC_AND_HYBRID_ELECTRIC_PROPULSION_SYSTEMS_ON_A_REGIONAL_AIRCRAFT
- [7] *Thermal engines vs. electric motors* [online]. In: . Airbus, 2019 [cit. 2021-8-4]. Dostupné z: <https://www.airbus.com/newsroom/stories/airbus-pursues-hybrid-propulsion-solutions-for-future-air-vehicles.html>
- [8] *All-Electric Vehicles* [online]. In: . Oak Ridge National Laboratory for the U.S. Department [cit. 2021-8-4]. Dostupné z: <https://www.fueleconomy.gov/feg/evtech.shtml>

- [9] HOSPODKA, Jakub, Helena BÍNOVÁ a Stanislav PLENINGER. Assessment of All-Electric General Aviation Aircraft. *MDPI* [online]. Praha, 2020 [cit. 2021-8-4]. Dostupné z: <https://www.mdpi.com/1996-1073/13/23/6206>
- [10] EEA report confirms: electric cars are better for climate and air quality. *European Environment Agency* [online]. 2018 [cit. 2021-8-7]. Dostupné z: <https://www.eea.europa.eu/highlights/eea-report-confirms-electric-cars>
- [11] VFR-ENR-2: Pravidla pro VFR. *AIM Řízení letového provozu ČR* [online]. [cit. 2021-8-4]. Dostupné z: https://aim.rlp.cz/vfrmanual/actual/enr_2_cz.html
- [12] Aircraft Noise. *ICAO* [online]. Montréal [cit. 2021-8-4]. Dostupné z: <https://www.icao.int/environmental-protection/Pages/noise.aspx>
- [13] KOTVALDOVÁ, Tereza. *Hluková problematika přiletových tratí* [online]. Praha, 2018 [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/77338/F6-DP-2018-Kotvaldova-Tereza-Hlukova%20problematika%20priletovych%20trati.pdf?sequence=-1&isAllowed=y>. Diplomová práce. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta dopravní. Vedoucí práce Jakub Kraus, Šárka Hulínská.
- [14] GOTTHARDT, Alexandra. *Genuit Paper SIAT* [online]. In: . 2010, s. 13 [cit. 2021-8-4]. Dostupné z: https://global.head-acoustics.com/downloads/messen/Genuit_Paper_SIAT.pdf
- [15] MALASEK. *TL-3000 Sirius LETOVÁ A PROVOZNÍ PŘÍRUČKA* [online]. In: . 2019, s. 102 [cit. 2021-8-4]. Dostupné z: <http://www.tl-ultralight.cz/file/edee/2019/10/poh-sirius-600kg.pdf>
- [16] PROUZA, Petr. *Vývoj spalovacího motoru a jeho účinnosti* [online]. Praha, 2015 [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/64980/F6-DP-2016-Prouza-Petr-F6-DP-2015-Prouza-Petr-DP_Prouza_Petr_DS_2015.pdf?sequence=1&isAllowed=y. Diplomová práce. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta dopravní. Vedoucí práce Jiří First.
- [17] Cae Oxford Aviation Academy - 050 Meteorology (atpl Ground Training Series). *DOKU.PUB* [online]. 2014 [cit. 2021-8-4]. Dostupné z: <https://doku.pub/documents/cae-oxford-aviation-academy-050-meteorology-atpl-ground-training-series-2014-1q7j8ddw4vqv>
- [18] EXNER, Jaroslav. *Návod k obsluze pro motory Rotax řady 912* [online]. In: . 2015, s. 84 [cit. 2021-8-4]. Dostupné z: https://teveso.cz/content/m_dokumentace/Navod_912_vyd.3_rev.2.pdf

- [19] EXNER, Jaroslav. *Návod k obsluze pro motory Rotax řady 914* [online]. In: . 2015, s. 90 [cit. 2021-8-4]. Dostupné z: https://teveso.cz/content/m_dokumentace/Navod_914_vyd.2_rev.2.pdf
- [20] WANG, Yalin, Fang LUO a Yuan ZHAO. Insulation Design and Optimization of Laminated Busbar for More Electric Aircraft Motor Drive under High Altitude and Depressurized Environments. *IEEE Xplore* [online]. New Orleans: IEEE, 2020 [cit. 2021-8-4]. Dostupné z: <https://ieeexplore.ieee.org/document/9235164>
- [21] Altitude Effects On Electric Motors. *EMotors Direct* [online]. 2021 [cit. 2021-8-4]. Dostupné z: <https://www.emotorsdirect.ca/knowledge-center/article/altitude-effects-on-electric-motors>
- [22] Hybrid Electric Aircraft Propulsion Case Study for Skydiving Mission. *MDPI* [online]. Basel, 2017 [cit. 2021-8-4]. Dostupné z: <https://www.mdpi.com/2226-4310/4/3/45/htm>
- [23] E-811 EASA TC – Pipistrel Aircraft. *PIPISTREL* [online]. Slovinsko [cit. 2021-8-4]. Dostupné z: <https://www.pipistrel-aircraft.com/aircraft/electric-flight/e-811/#tab-id-2>
- [24] *Weight & Balance Handbook (FAA-H-8083-1B)* [online]. In: . 2016, s. 114 [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/media/faa-h-8083-1.pdf
- [25] *Safety Risk Management* [online]. In: . 2012, s. 28 [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: https://www.casa.gov.au/sites/default/files/_assets/main/sms/download/2012-sms-book3-safety-risk-management.pdf?acsf_files_redirect
- [26] Aircraft Fires. *AOPA* [online]. Maryland [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <https://www.aopa.org/training-and-safety/students/flighttestprep/skills/aircraft-fires>
- [27] IRFAN, Umair. How Lithium Ion Batteries Grounded the Dreamliner. *SCIENTIFIC AMERICAN* [online]. 2014 [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <https://www.scientificamerican.com/article/how-lithium-ion-batteries-grounded-the-dreamliner/>
- [28] *Information manual Cessna 172RG* [online]. In: . 2003, s. 89 [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: http://blueskyaviation.cz/wp-content/uploads/2019/04/Cessna_172RG_C172RG_Cutlass_1981_POH.pdf
- [29] *UL2 – část I.* [online]. In: . 2019, s. 69 [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: https://www.laacr.cz/SiteCollectionDocuments/predpisy/UL2%20%C4%8D%C3%A1st%20I_26.3.2019.pdf

- [30] TL-3000 Sirius. *TL-ULTRALIGHT Aircraft* [online]. Pouchov [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <http://www.tl-ultralight.cz/cs/ultralehka-letadla/tl-3000-sirius>
- [31] *Katalog tl3000 sirius 2018* [online]. In: . 2018, s. 28 [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <http://www.tl-ultralight.cz/file/edee/2018/12/katalog-tl3000-sirius-2018.pdf>
- [32] *OPERATORS MANUAL* [online]. In: . 2019, s. 92 [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: https://teveso.cz/content/m_dokumentace/OM_912_i_Series_ED2_R1.pdf
- [33] Vrtule Powermax. *TL-ULTRALIGHT Aircraft* [online]. Pouchov [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <http://www.tl-ultralight.cz/cs/ultralehka-letadla/vrtule-powermax>
- [34] 30-50 kW elektromotory. *MGM COMPRO* [online]. Zlín [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <https://www.mgm-compro.cz/produkty/30-50kw-electricke-motory/>
- [35] REX series. *ROTEX electric* [online]. Praha [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <http://www.rotexelectric.eu/products/bldc-motors/rex-series/>
- [36] EMRAX 208. *EMRAX INOVATIVE E-MOTORS* [online]. Slovinsko [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <https://emrax.com/e-motors/emrax-208/#1482059527961-2c92c2ea-c5c5>
- [37] *EMRAX 208 Technical Data Table* [online]. In: . 2020, s. 3 [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: https://emrax.com/wp-content/uploads/2020/03/emrax_208_technical_data_table_graphs_5.4.pdf
- [38] 100 kW vysokonapěťové regulátory otáček. *MGM COMPRO* [online]. Zlín [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <https://www.mgm-compro.cz/regulatory-otacek/100-kw-high-voltage-regulatory-otacek/>
- [39] PM100 (100+kW). *CASCADIA MOTION* [online]. Oregon [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <https://cascadiamotion.com/productlist/8-inverters/pm-inverters/1-pm100>
- [40] HV-500 Air-cooled. *Drivetraininnovation.com* [online]. Maďarsko [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <https://drivetraininnovation.com/hv-500-air-cooled/>
- [41] Gen5-S9. *SEVCON* [online]. Itálie [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <http://www.sevcon.com/products/high-voltage-controllers/gen5-s9/>
- [42] STENZEL, Peter, Johannes FLEER, Benedikt Michael ZIMMERMANN a Manuel Johann BAUMANN. Database development and evaluation for techno-economic assessments of electrochemical energy storage systems. *ResearchGate* [online]. 2014 [cit. 2021-8-7]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/publication/269297116_Database_development_and_evaluation_for techno-economic_assessments_of_electrochemical_energy_storage_systems

- [43] Panasonic NCR18650B; 3350mAh 6,7A 3,6V. *LB POWER* [online]. [cit. 2021-8-7]. Dostupné z: <https://www.lbpower.cz/panasonic-ncr18650b/>
- [44] Sony VTC6 18650 Battery 3000mAh Flat Top US18650VTC6 IMR High Current-Drain Li-ion 3.7V. *Orbtronic* [online]. Saint Petersburg [cit. 2021-8-7]. Dostupné z: <https://www.orbtronic.com/sony-vtc6-18650-battery-flat-top>
- [45] Li-Ion Polymer batteries. *Amicell* [online]. [cit. 2021-8-7]. Dostupné z: <https://www.amicell.co.il/li-ion-polymer-batteries/>
- [46] Kokam SLPB 526495, 3.7V / 3300 mAh, LiPo-Akku. *CONTREL* [online]. Švýcarsko [cit. 2021-8-7]. Dostupné z: <https://control.com/akkus-aufladbar/lithium-akkus/lithium-polymer/235/kokam-slpb-526495-3.7v/3300-mah-lipo-akku>
- [47] Lithium 26650 LiFePO4 3.2V 3300mAh. *Digitec.ch* [online]. [cit. 2021-8-7]. Dostupné z: <https://www.digitec.ch/en/s1/product/enix-energies-lithium-26650-lifepo4-32v-3300mah-rechargeable-battery-26650-3300mah-rechargeable-batt-9936322>
- [48] *Sony VTC6 Specification* [online]. In: . 2015, 2015, s. 9 [cit. 2021-8-7]. Dostupné z: https://voltaplex.com/media/whitepapers/specification-sheet/Sony_VTC6_Specification_Sheet2.pdf
- [49] Murata-Sony Konion US18650 VTC6 - 3120mAh. *ABATERIE* [online]. Brno - Komín [cit. 2021-8-7]. Dostupné z: <https://www.abaterie.cz/baterie-murata-sony-konion-us18650-vtc6-3120mah>
- [50] BMS-16I | BMS-8I. *MGM COMPRO* [online]. Zlín [cit. 2021-8-7]. Dostupné z: <https://www.mgm-compro.cz/produkty/bms-16i-bms-8i/>
- [51] Static coil clutch. *Sinfonia* [online]. Tokio [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <https://www.sinfo-t.jp/eng/clutch/tooth/to150.htm>
- [52] Stationary Field Tooth Clutches. *Sepac.com* [online]. New York [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <https://sepac.com/products/view/stationary-field-tooth-clutch/>
- [53] *Brzda EBA* [online]. In. Přerov, s. 2 [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: http://www.pohony.cz/files/pohony/_products/3/108-produktovy-list-spojka-eks-cz.pdf
- [54] GF Model Oneway Cam Clutch Bearing Overrunning Bearing Clutch. *Backstopclutch.com* [online]. Čína [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <https://www.backstopclutch.com/Product/Hot-Sell-GF-Model-Oneway-Cam-Clutch-Bearing-Overrunning-Bearing-Clutch.html>

- [55] GMN Sprag Clutch Catalog. *GMN Bearing USA* [online]. Texas [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: <https://www.gmnbt.com/gmn-sprag-clutch-catalog/>
- [56] *Katalog náhradních dílů TL - 3000 Sirius* [online]. In: . 2010, 2010 [cit. 2021-8-7]. Dostupné z: <http://www.tl-ultralight.cz/file/edee/prilohy/ke-stazeni/ilustrovany-katalog-nahradnich-dilu-pro-tl-3000-sirius.pdf>
- [57] Proudové zatížení pro flexibilní kabely. *Kabelyvodice.cz* [online]. Brno [cit. 2021-8-2]. Dostupné z: http://www.kabelyvodice.cz/technicka-podpora/tech_proud_zat.php
- [58] SONY US18650VTC6 3,0Ah Lithium-iontová 18650 baterie. *Elovec.cz* [online]. Bystřice pod Hostýnem [cit. 2021-8-7]. Dostupné z: https://www.elovec.cz/sony-us18650vtc6-3-0ah-lithium-iontova-18650-baterie?gclid=CjwKCAjwxo6IBhBKEiwAXSYBs8gTCgalR0bctvYqlwJ_8ScEU4M5AjZHJXrrprFg6ccEWi2EUISIMRoCOhEQAvD_BwE
- [59] Tooth series, static coil clutch (Sinfonia Technology) (TO-15). *MISUMI* [online]. Schaumburg [cit. 2021-8-7]. Dostupné z: <https://us.misumi-ec.com/vona2/detail/221004996025/?HissuCode=TO-15>
- [60] Other Ball Bearings. *OnlineShop.im* [online]. [cit. 2021-8-7]. Dostupné z: <https://onlineshop.im/catalog/14560199/p2>
- [61] Ceny benzínu a ceny nafty. *Penize.cz* [online]. [cit. 2021-8-5]. Dostupné z: <https://www.penize.cz/ceny-benzinu-a-ceny-nafty>
- [62] CODANI, Paul, Willett KEMPTON a Elpiniki APOSTOLAKI-IOSIFIDOU. Measurement of power loss during electric vehicle charging and discharging. *ResearchGate* [online]. 2017 [cit. 2021-8-5]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/publication/314301528_Measurement_of_power_loss_during_electric_vehicle_charging_and_discharging
- [63] Aktuální (průměrná) cena 1 kWh elektřiny. *Energie123.cz* [online]. [cit. 2021-8-5]. Dostupné z: <https://www.energie123.cz/elektrina/ceny-elektricke-energie/cena-1-kwh/>
- [64] *Česká národní banka* [online]. [cit. 2021-8-5]. Dostupné z: <https://www.cnb.cz/cs/>

Seznam obrázků

Obrázek 1 - Patent hybridního letounu [2]	12
Obrázek 2 - Sériové uspořádání [5].....	13
Obrázek 3 - Paralelní jednohřídelové uspořádání [5]	16
Obrázek 4 - Paralelní dvouhřídelové uspořádání [5]	16
Obrázek 5 - Sériově-paralelní uspořádání [5].....	18
Obrázek 6 - TL-3000 Sirius [30].....	35
Obrázek 7 - Elektromotor EMRAX 208 [36].....	40
Obrázek 8 - Regulátor MGM HBC 400400-3 [38].....	42
Obrázek 9 - Akumulátor Sony VTC6 [49]	44
Obrázek 10 - Systém nabíjení MGM BMS-16i [50].....	46
Obrázek 11 - Spojka Sinfonia TO-15 [51].....	48
Obrázek 12 - Volnoběžka TIANNIU GF 25 [54].....	48
Obrázek 13 - Koncepční návrh 1	50
Obrázek 14 - Koncepční návrh 2	51
Obrázek 15 - Umístění akumulátorů [15].....	58
Obrázek 16 - Ramena hmot letounu [15].....	58
Obrázek 17 - Ramena hmot motorového prostoru	59

Seznam tabulek a grafů

Tabulka 1 - SWOT analýza hybridního pohonu.....	32
Tabulka 2 - Vlastnosti sériového uspořádání hybridního pohonu.....	33
Tabulka 3 - Vlastnosti paralelního uspořádání hybridního pohonu.....	33
Tabulka 4 - TL-3000 Sirius technická data [15].....	36
Tabulka 5 - Technické parametry motorů Rotax [18][19][32].....	37
Tabulka 6 - Výkon motoru Rotax 912 UL [18].....	38
Tabulka 7 - Elektromotory dostupné na trhu [23][34][35][36].....	39
Tabulka 8 - EMRAX 208 parametry [37].....	40
Tabulka 9 – Regulátory dostupné na trhu [38][39][40][41].....	41
Tabulka 10 - MGM HBC 400400-3 parametry [38].....	42
Tabulka 11 - Akumulátory dostupné na trhu [43][44][45][46][47].....	43
Tabulka 12 - Sony VTC6 parametry [48].....	44
Tabulka 13 - MGM BMS-16i parametry [50].....	46
Tabulka 14 – Spojky dostupné na trhu [51][52][53].....	47
Tabulka 15 - Volnoběžky dostupné na trhu [54][55].....	48
Tabulka 16 - Hmotnost bez akumulátorů K.n. 1.....	54
Tabulka 17 - Hmotnost bez akumulátorů K.n. 2.....	54
Tabulka 18 - Max. hmotnost akumulátorů K.n. 1.....	55
Tabulka 19 - Max. hmotnost akumulátorů K.n. 2.....	56
Tabulka 20 - Hmotnost a vyvážení K.n. 1.....	60
Tabulka 21 - Hmotnost a vyvážení K.n. 2.....	61
Tabulka 22 - Min. a Max. centráž K.n.1.....	62
Tabulka 23 - Min. a Max. centráž K.n.2.....	62
Tabulka 24 - Příklad hmotnosti a vyvážení K.n. 1.....	63
Tabulka 25 - Příklad hmotnosti a vyvážení K.n. 2.....	63
Tabulka 26 - Úspora paliva na okruhu.....	69
Tabulka 27 - Spotřeba energie na okruhu.....	69
Tabulka 28 - Pořizovací náklady [58][59][60].....	73
Graf 1 - EMRAX 208 závislost výkonu na otáčkách [37].....	41