



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

KONCEPČNÍ NÁVRH ULTRALEHKÉHO LETOUNU NA VODÍKOVÝ POHON

CONCEPTUAL DESIGN OF A HYDROGEN POWERED ULTRALIGHT AIRCRAFT

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Andrej Vrana

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Rostislav Košťál, Ph.D.

BRNO 2024

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Andrej Vrana**
Studijní program: Letecká a kosmická technika
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **Ing. Rostislav Košťál, Ph.D.**
Akademický rok: 2023/24

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

Koncepční návrh ultralehkého letounu na vodíkový pohon

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Vytvoření koncepčního návrhu dvoumístného ultralehkého letounu, který k vyvození tahu využívá energii vygenerovanou pomocí vodíkového palivového článku. Definování hlavních problémů se zástavbou pohonného systému a návrh vhodných řešení.

Cíle diplomové práce:

1. Rešerše dostupných palivových článků, el. motorů a vrtulí, vhodných pro použití na UL letounu.
2. Stručný přehled existujících letadel s vodíkovým pohonem.
3. Koncepční návrh pohonného systému letounu.
4. Koncepční návrh letounu (předpisová báze UL-2 nebo CS-LSA) s ohledem na specifiká vodíkového pohonu (přetlaková nádrž atd.).
5. Vypočet základních letových charakteristik.
6. Hmotnostní rozbor.
7. Zhodnocení, zda takto řešený letoun může vyhovět požadavkům předpisům (CS-LSA, UL-2). Případně identifikovat body předpisů, které by pro certifikaci bylo nutné upravit.
8. Definice specifických problémů spojených s využitím vodíku a návrh řešení.

Seznam doporučené literatury:

Gudmundsson, Snorri. General Aviation Aircraft Design - Applied Methods and Procedures. Second Edition. 2022. Elsevier.

Hordeski, Michael F. Alternative fuels: the future of hydrogen. Third edition. Lilburn, GA: The Fairmont Press, 2013. ISBN 9781466580244.

Daněk, Vladimír. Mechanika letu. Druhé vydání. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2019. ISBN 978-80-7623-014-9.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2023/24

V Brně, dne

L. S.

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

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

Abstrakt

Táto diplomová práca sa zaoberá návrhom konceptu malého ultralightného lietadla, ktoré využíva vodík ako hlavný zdroj pohonu. Práca popisuje základnú problematiku uplatnenia vodíka v leteckom priemysle a dáva čitateľovi prehľad o existujúcich lietadlách na tento pohon. Samotný návrh konceptu pozostáva z výberu vhodných komponentov pohonného systému, ktorý bol spravený po obsiahlej rešerši, a návrhu geometrie lietadla. Základom celej pohonnej jednotky je palivový článok, ktorý z vodíka vytvára elektrickú energiu, ktorou je cez elektromotor hnaná vrtuľa. Návrh geometrie lietadla prebiehal podľa predpisu CS-LSA a do značnej miery sa opiera aj o štatistické údaje rozmerov lietadiel z rovnakej kategórie. Koncepčnému návrhu bol spravený hmotnostný rozbor, podľa predpisu navrhnutá obálka zaťaženia a boli preskúmané jeho základné letové výkony. Na záver práce bola zhodnotená použiteľnosť takéhoto lietadla v praxi a schopnosť jeho certifikácie podľa návrhového predpisu.

Abstract

This master's thesis deals with the conceptual design of a small ultralight aircraft, that uses hydrogen as its main fuel source. The thesis describes the main problem of hydrogen utilization in the aviation industry and provides the reader with an overview of existing aircraft with this power source. The design consists of a selection of suitable powerplant components, which was made after extensive research, and of the aircraft geometry design itself. The basis of the whole powerplant is a fuel cell, which produces electric energy from hydrogen, that drives a propeller via an electric motor. The aircraft geometry design was made according to CS-LSA regulations and is largely based on statistical values of dimensions of aircraft from the same category. The conceptual design is provided with a weight and balance analysis, a flight envelope according to regulation and an analysis of basic flight performance. In the end, a conclusion was made about the feasibility of operation of such an aircraft and about the compliance with regulation.

Kľúčové slová

Koncepčný návrh, ultralightné lietadlo, vodíkový pohon, palivový článok, CS-LSA

Key words

Conceptual design, ultralight aircraft, hydrogen propulsion, fuel cell, CS-LSA

Bibliografická citácia

VRANA, Andrej. Koncepční návrh ultralehkého letounu na vodíkový pohon. Brno, 2024. Dostupné také z: <https://www.vut.cz/studenti/zav-prace/detail/157661>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Rostislav Košťál.

Čestné prehlásenie

Prehlasujem, že som túto záverečnú prácu na tému *Koncepční návrh ultralehkého letounu na vodíkový pohon* vypracoval samostatne, pod vedením Ing. Rostislava Koštiala, Ph.D., s použitím doporučenej literatúry a ďalších odborných zdrojov uvedených v zozname použitej literatúry.

V Brne

Andrej Vrana

Podakovanie

Touto cestou by som rád poďakoval svojmu vedúcemu práce Ing. Rostislavovi Košťalovi Ph.D., za jeho odborné znalosti, cenné rady, vyjadrenú ochotu a pomoc počas písania tejto práce. Ďalej chcem poďakovať svojim rodičom, bratovi a starým rodičom z oboch strán, ktorí ma počas písania tejto práce a celého vysokoškolského štúdia podporovali, motivovali a stáli pri mne. Osobitné poďakovanie patrí mojim priateľom z projektu Katarínka a spoločenstva Jakubčatá, vďaka ktorým je môj život krajší a radostnejší.

Obsah

1	Úvod	12
2	Vodík a jeho uplatnenie v letectve	13
2.1	Druhy vodíkového pohonu	13
2.2	Vodík ako letecké palivo	14
2.2.1	Stlačený vodík GH_2	16
2.2.2	Kvapalný vodík LH_2	16
2.2.3	Ďalšie metódy skladovania vodíka	18
2.3	Technológia palivových článkov	19
2.3.1	Palivové články s polymérou membránou (PEMFC)	19
2.3.2	Palivové články s tuhými oxidmi (SOFC)	20
2.4	Výroba vodíka	20
3	Prehľad existujúcich lietadiel na vodíkový pohon	22
3.1	NACA B-57	23
3.2	Tupolev Tu-155	23
3.3	Boeing Fuel Cell Demonstrator	24
3.4	Antares DLR-H2	25
3.5	Rapid 200FC	26
3.6	H2FLY HY4	26
3.7	ZeroAvia Dornier 228	27
3.8	Universal Hydrogen Dash-8	28
4	Koncepcný návrh pohonného systému	29
4.1	Štatistika výkonov lietadiel kategórie CS-LSA a UL-2	29
4.2	Profil letu a navrhované výkony	30
4.3	Rešerš komponentov	31
4.3.1	Palivové články	32
4.3.2	Elektromotory	33
4.3.3	Meniče	34
4.3.4	Vodíkové nádrže	35

4.3.5	Vrtule	36
4.4	Zvolené komponenty	37
4.4.1	Palivový článok Ballard FCgen-LCS	37
4.4.2	Vodíková nádrž Iljin Hysolus HT700	44
4.4.3	Elektromotor Emrax 228MV	45
4.4.4	Menič EPowerlabs R300 DC/AC	46
4.4.5	Vrtuľa TL-Ultralight DuoMax	47
5	Koncepčný návrh ultralahkého lietadla	49
5.1	Obmedzenia návrhového predpisu	49
5.2	Voľba usporiadania	50
5.2.1	Krídlo	50
5.2.2	Chvostové plochy	51
5.2.3	Podvozok	51
5.2.4	Pohonná jednotka	51
5.2.5	Sedadlá	51
5.2.6	Palivové nádrže	51
5.3	Štatistika hmotností a rozmerov vybraných ultralahkých lietadiel	52
5.4	Návrh krídla	53
5.4.1	Plocha krídla	53
5.4.2	Rozpätie krídla	53
5.4.3	Štíhlosť krídla	53
5.4.4	Zúženie krídla	53
5.4.5	Koreňová a koncová hĺbka profilu	54
5.4.6	Stredná aerodynamická tetiva	54
5.4.7	Základné charakteristiky a geometria krídla	55
5.4.8	Potrebný vztlakový súčiniteľ profilu	56
5.4.9	Voľba profilu	57
5.4.10	Skrútenie krídla	60
5.4.11	Vztlaková mechanizácia	60
5.4.12	Krídello	61

5.4.13	Výsledná geometria navrhnutého krídla	61
5.4.14	Rozloženie súčiniteľa vztlaku po krídle	62
5.5	Návrh chvostových plôch	64
5.5.1	Mohutnosť chvostových plôch	64
5.5.2	Veľkosť chvostových plôch	65
5.5.3	Štíhlosť chvostových plôch	65
5.5.4	Rozpätie chvostových plôch	66
5.5.5	Koreňová a koncová hĺbka profilu chvostových plôch	66
5.5.6	Zúženie chvostových plôch	66
5.5.7	Profil chvostových plôch	67
5.5.8	Výsledná geometria navrhnutých chvostových plôch	68
5.6	Návrh trupu	69
5.7	Výkres navrhnutého lietadla	70
5.8	Umiestnenie komponentov pohonného systému	71
5.9	Model lietadla	72
5.10	Model pohonného systému	74
6	Hmotnostný rozbor a centráž	75
6.1	Hmotnosť lietadla a jeho častí	75
6.2	Poloha ťažiska a centráž	76
7	Obálka zafaženia	78
7.1	Obratová obálka	78
7.2	Klapková obálka	79
7.3	Poryvová obálka	80
7.4	Grafické znázornenie	81
8	Letové výkony	82
8.1	Analytická polára	82
8.2	Horizontálny let	83
8.2.1	Potrebný ťah a výkon	83
8.2.2	Využitelný výkon	83
8.2.3	Porovnanie potrebného a využiteľného výkonu	83

8.3	Stúpavý let	84
8.4	Kĺzavý let	85
8.5	Zhodnotenie spotreby	87
8.6	Dolet a vytrvalosť	88
8.7	Vzlet	89
8.7.1	Dĺžka rozjazdu	90
8.7.2	Dĺžka rozletu	91
8.7.3	Dĺžka vzletu	91
8.8	Pristátie	92
8.8.1	Dĺžka vzdušnej časti pristátia	92
8.8.2	Dĺžka dojazdu	93
8.8.3	Dĺžka pristátia	93
8.9	Zhodnotenie výkonov a úprava letového profilu	94
9	Zhodnotenie o vyhovení predpisu CS-LSA	95
10	Zhodnotenie problematiky použitia vodíka	95
	Záver	96
	Literatúra	97
	Zoznam skratiek	103
	Prílohy	105
	Príloha 1 – Merania profilu vo veternom tuneli	105
	Príloha 2 – Potrebný a využiteľný výkon	106
	Príloha 3 – Stúpacie rýchlosti	107
	Príloha 4 – Charakteristiky kĺzavého letu	107
	Príloha 5 – Hodnoty doletu	108
	Príloha 6 – Hodnoty vytrvalostí	109
	Príloha 7 – Výpočet dĺžky rozjazdu	110

1 Úvod

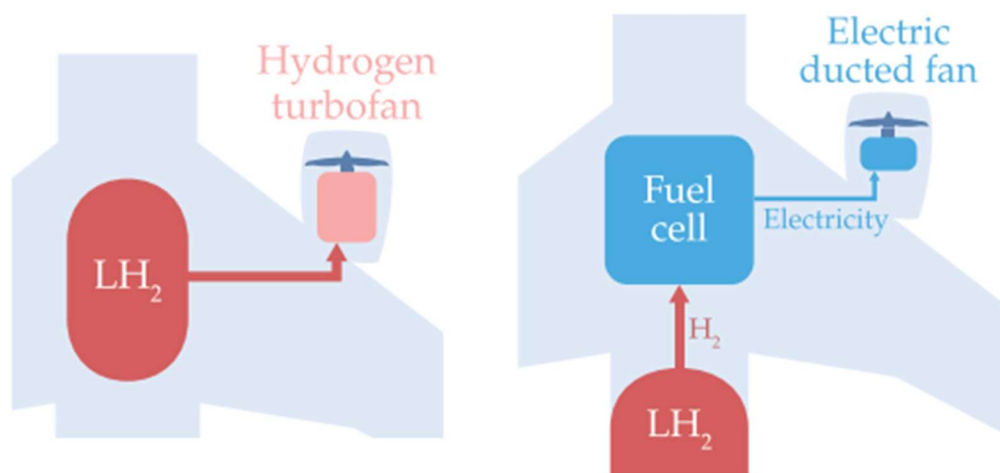
Už od prvopočiatku letectva bolo zrejmé, že udržateľnosť lietania na báze fosílnych palív nie je a ani nebude dlhodobo možná. Konečné zásoby týchto prostriedkov a čoraz viac zjavné účinky klimatickej zmeny nútia letectvo ako odvetvie skúmať možnosti odlišných zdrojov energie a prehodnocovať doterajšie konvenčné spôsoby pohonu. Aktuálne trendy napríklad v automobilovom priemysle čoraz viac presadzujú tzv. „zelenú“ mobilitu, s dôrazom na využívanie alternatívnych zdrojov energie, čo v tejto oblasti predstavujú hlavne elektromobily poháňané lítium-iónovými batériami. V letectve je využívanie batérii z dôvodu ich veľkej hmotnosti a malej energetickej hustote zatiaľ nevýhodný. Sľubnou alternatívou pre letectvo sa ukazuje byť pohon na spaľovanie vodíka v prúdových motoroch, ako aj palivové články na výrobu elektrickej energie k pohonu vrtúľ, prípadne hybridný pohon využívajúci kombináciu týchto dvoch technológií. Cieľom tejto práce je navrhnúť koncept ultraľahkého lietadla na vodíkový pohon, vrátane pohonnej jednotky a zhodnotiť letuschopnosť navrhnutého lietadla.

2 Vodík a jeho uplatnenie v letectve

V tejto kapitole budú predstavené základné druhy vodíkového pohonu lietadiel, spôsoby uskladňovania vodíka, technológie ktoré takýto pohon umožňujú ako aj výzvy, ktoré tento alternatívny zdroj energie pre letectvo znamenajú.

2.1 Druhy vodíkového pohonu

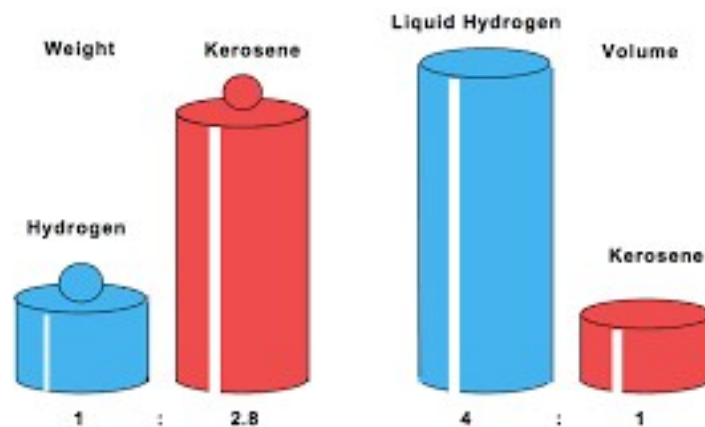
Spalovanie vodíka v turbínach a palivové články sú dve najčastejšie využívané technológie na dosiahnutie vodíkového pohonu lietadiel [1]. Základný princíp fungovania týchto dvoch technológií je zrejmý z Obrázok 2.1. Spalovanie vodíka umožňuje využiť už existujúce pohonné jednotky, a to turbovrtulové, ako aj prúdové motory. Kvôli rozdielnym termodynamickým vlastnostiam vodíka však tieto pohonné jednotky musia byť modifikované, a to hlavne ich spalovacie komory a systém prívodu paliva, keďže vodík má iný stechiometrický pomer zmesi palivo-vzduch ako letecký petrolej. Spalovanie vodíka v turbínach neprodukuje žiaden oxid uhličitý, čím je pre životné prostredie lepší ako bežné letecké palivá a ich ekologické varianty ako SAF, avšak produkuje aj škodlivé oxidy dusíku, čím nie je z ekologického hľadiska úplne nezávadný. Palivové články premieňajú vodík na elektrický prúd, ktorým vie byť cez elektromotor poháňaná vrtuľa. Jediným produktom tejto reakcie je vznik vodnej pary, takže je environmentálne nezávadný. Zatiaľ čo spalovanie vodíka sa v budúcnosti plánuje zaviesť pre veľké dopravné lietadlá s prúdovými motormi, už v súčasnosti je vidieť praktické využitie palivových článkov v menších vrtulových lietadlách a tzv. demonštrátoroch. V rámci zadania tejto práce tak bude hlbšie skúmaná druhá metóda tohto alternatívneho pohonu, a jej možnosť využitia na pohon malého ultralightného lietadla.



Obrázok 2.1 – Spalovanie vodíka v turbíne a pohon na palivový článok [1]

2.2 Vodík ako letecké palivo

Používanie vodíka ako leteckého paliva je spojené s výrazne odlišným spôsobom návrhu a usporiadania palivového systému lietadla oproti zaužívaným metódam, kde je palivo uskladnené najčastejšie v krídlach, v takzvaných integračných nádržiach. Tento rozdiel je spôsobený problémom pri jeho skladovaní, kvôli jeho nižšej *energetickej hustote* (energia vztiahnutá na objem). Ďalším faktorom, ktorý sa na prvý pohľad môže zdať výhodným je výrazne vyššia *špecifická energia* vodíka (energia vztiahnutá na hmotnosť), ktorá je skoro trikrát väčšia ako pri leteckom petroleji. Na dosiahnutie v praxi využiteľnej energetickej hustoty musí byť vodík uskladnený ako stlačený plyn za vysokého tlaku alebo v kvapalnej podobe za veľmi nízkych teplôt. Najvyššia energetická hustota je dosiahnutá skvapalnením vodíka, no napriek tomu je táto hodnota stále štyrikrát nižšia v porovnaní s leteckým petrolejom. Z porovnania týchto dvoch veličín nám oproti leteckému petroleju vyplýva, že na uskladnenie rovnakého množstva energie bude mať nádrž s kvapalným vodíkom síce približne iba tretinu hmotnosti, avšak potrebný objem na jeho uskladnenie narastie štvornásobne [1]. Táto vzájomná závislosť dvoch intuitívne protichodných veličín je prehľadnejšie znázornená na Obrázok 2.2. Pri oboch variantoch uskladnenia však vyplýva, že nádrž musí byť objemná a z toho dôvodu je nutné ju umiestniť do trupu lietadla, prípadne ju zavesiť externe na lietadlo, napríklad pod krídla.

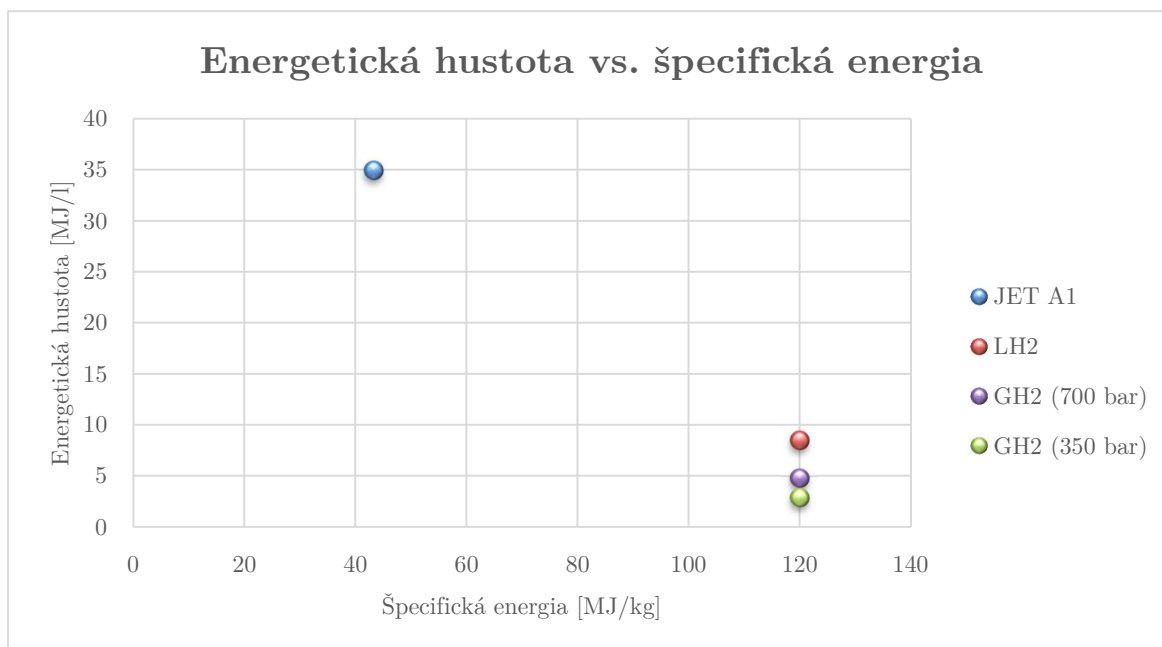


Obrázok 2.2 – Porovnanie hmotnosti a objemu kvapalného vodíka oproti leteckému petroleju [2]

Dôležitou veličinou pri uvažovaní o palivových nádržiach na vodík je ich gravimetrická účinnosť. Jedná sa o hmotnostný pomer, ktorý udáva percentuálne využitie uskladnenia hmotnosti paliva vztiahnuté na hmotnosť nádrže. Túto veličinu môžeme definovať nasledujúcim vzťahom: [1].

$$\eta_{nádrž} = \frac{m_{H_2}}{m_{H_2} + m_{nádrž}}$$

Gravimetrická účinnosť nádrží leteckého petroleja je 100%, pretože sú integrálne, zabudované v krídlach, čím konštrukcii nepridávajú dodatočnú hmotnosť. Spôsoby skladovania vodíka v stlačenej a kvapalnej podobe zo sebou prinášajú výhody aj nevýhody, v závislosti na zvolenom variante. Lepší prehľad vlastností stlačeného a kvapalného vodíka je možné získať z Graf 2.1 a Tabuľka 2.1. V ďalších dvoch podkapitolách sú bližšie popísané.



Graf 2.1 - Vlastnosti stlačeného a kvapalného vodíka v porovnaní s leteckým petrolejom

Veličina	JET A1	LH2	GH2	GH2
Špecifická energia [MJ/kg]	43,2	120	120	120
Energetická hustota [MJ/l]	34,9	8,5	2,9	4,8
Teplota skladovania [K]	okolie	20	okolie	okolie
Tlak skladovania [bar]	okolie	2	350	700
Gravimetrická účinnosť nádrže [%]	100	30-90	1-15	1-15

Tabuľka 2.1 – Vlastnosti stlačeného a kvapalného vodíka v porovnaní s leteckým petrolejom [1]

2.2.1 Stlačený vodík GH_2

Výhodou stlačeného vodíka je jednoduchosť jeho skladovania z hľadiska teploty, takéto nádrže môžu byť skladované pri bežných teplotách okolia. Taktiež môžu byť ponechané dlhý čas bez obsluhy, bez nutnosti popúšťania tlaku alebo dopĺňania vodíka. Nevýhodou stlačeného vodíka je nutnosť ho uskladňovať v ťažkých pretlakových nádobách, čo znižuje gravimetrickú účinnosť. Zvýšiť sa dá použitím ľahkých a pevných materiálov, akými sú uhlíkové a sklenené kompozity. Pretlakové nádrže z kovu nie sú kvôli veľkej hmotnosti doporučené ešte aj kvôli vodíkovej krehkosti, kedy difúziou vodíka do kryštalickej mriežky kovu dochádza ku krehnutiu materiálu. Hlavnou voľbou materiálu na vodíkové nádrže sa tak stávajú kompozity, ktorých gravimetrická účinnosť sa dá dodatočne zvýšiť ešte odstránením živice z kompozitu (Obrázok 2.3), a to až na 17%. Bežne dostupné kompozitné nádrže na stlačený vodík však v priemere nedosahujú vyššiu gravimetrickú účinnosť než 5%. Typický rozsah tlakov v týchto nádržiach je 350 až 700 bar [1]. Pri vyšších tlakoch rastie požiadavka na pevnosť nádrže, čím sa zvyšuje jej hmotnosť a tým pádom klesá gravimetrická účinnosť. Typickým súčiniteľom bezpečnosti takýchto nádrží je 2,25. Jedná sa o balansovanie parametrov a ich výhodnosti, od istých tlakov je výhodnejším variantom kvapalný vodík. Nevýhodou je taktiež nízka miera využitia priestoru oproti kvapalnému vodíku, kde na jednotku objemu máme výrazne menej paliva.

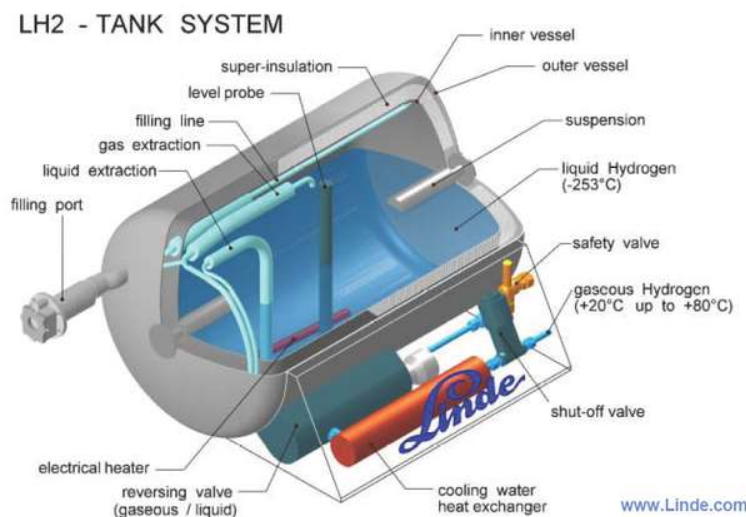


Obrázok 2.3 – Kompozitná nádrž na stlačený vodík po odstránení živice [1]

2.2.2 Kvapalný vodík LH_2

Ďalšou možnosťou ako skladovať vodík je jeho skvapalnenie. Táto metóda má oproti stlačeniu hneď dve veľké výhody. Prvou je zvýšenie množstva vodíka na objem nádrže, a tým pádom nárastu jeho energetickej hustoty. Druhou je, že kvapalný vodík vie byť skladovaný pri bežných tlakoch okolia, rádovo 1,5 až 3 bar, a nepotrebuje ťažké pretlakové nádrže. Tieto dve výhody umožňujú dosiahnuť gravimetrických účinností nádrží až 90%. S týmito dvoma výhodami prichádza však aj najväčšia nevýhoda, ktorou je nutnosť podchladenia vodíka na teplotu menšiu ako 20K, čím vzniká veľký problém s teplotnou izoláciou a voľbou materiálu nádrže. Na dosiahnutie najmenšieho prestupu tepla z okolia je potrebné pri jej návrhu

dosiahnuť čo najmenší pomer plochy ku objemu nádrže. Túto požiadavku najlepšie splňujú nádrže v tvare gule. Z praxe však vieme, že do trupov lietadiel sa tvarovo viac hodia valcové nádrže, čím dochádza od začiatku k nevýhode len samotným návrhom tvaru. Ďalším nevýhodným faktorom je nárast tlaku pri odparovaní vodíka v nádrži, ktorý treba pravidelne regulovať jeho vypúšťaním, čím dochádza k zbytočným stratám paliva. Nádrže musia mať preto expanzný priestor na odparovanie, a nesmú byť naplnené kvapalným vodíkom na viac ako 95-98%. Možnosťami tepelnej izolácie nádrží sú špeciálne izolačné peny a vákuová izolačná vrstva. Zatiaľ čo izolačné peny sú často používané v kozmických technológiách, napríklad na palivových nádržiach raketových nosičov, ich nevýhodou je neschopnosť znášať opakované teplotné cykly. V raketách sú tieto nádrže konštruované na jednorazové použitie, v letectve by však po čase dochádzalo k praskaniu, prípadne až odlupovaniu izolačnej vrstvy z nádrže. Omnoho výhodnejšou technológiou je vákuová izolačná vrstva. Takéto nádrže pozostávajú z dvoch stien, vnútorná so samotným vodíkom a vonkajšia, ktorá tvorí vákuovú bariéru medzi okolím a vnútrom nádrže, čím zabraňuje prestupu tepla. Typický vzhľad takejto nádrže je zrejmý z Obrázok 2.4. Prestup tepla sa dá obmedziť ešte pridaním reflexných fólií do vákuovej medzery, čím sa tepelná účinnosť oproti izolačným penám zvýši o dva rády. Takéto nádrže dosahujú gravimetrických účinností až 60%. Nevýhodou dvoch stien takýchto nádrží je zvýšená hmotnosť, riziko prerazenia nádrže čím by došlo k strate vákuua a schopnosti izolovať, a taktiež vhodná voľba materiálu. Oproti stlačenému vodíku pri kvapalnom nemožno použiť kompozity, keďže vlákna a spojivo majú rozdielne súčinitele tepelnej rozťažnosti. Nerezová oceľ má okrem vysokej hmotnosti nevýhodu aj kvôli vodíkovej krehkosti. Hliníkové zliatiny sú ľahké, v prostredí vodíka nekorodujú, a majú vhodné mechanické vlastnosti, čím sa v súčasnosti zdajú byť najvhodnejším materiálom na vodíkové kryogenicke nádrže [1].



Obrázok 2.4 – Schéma kryogenickej nádrže na vodík [3]

2.2.3 Ďalšie metódy skladovania vodíka

V predošlých dvoch kapitolách boli popísané dva hlavné spôsoby skladovania vodíka v jeho čistej podobe. Pre úplnosť prehľadu všetkých možností je nutné spomenúť aj zopár iných spôsobov skladovania, kde je vodík chemicky viazaný v zlúčeninách alebo iným spôsobom v materiáloch.

Typickými zlúčeninami, kde je vodík viazaný s ľahkými kovmi ako Mg, Li, Na, Al sú metalhydridy. Takýto spôsob skladovania je veľmi výhodný z hľadiska nízkeho objemu potrebného na uloženie daného množstva vodíka. Výhodou je tiež skladovanie za normálnej teploty a tlaku, typicky v kompaktných zásobníkoch, viď Obrázok 2.5. Nevýhodami sú nízky hmotnostný pomer vodíka v týchto zlúčeninách (prakticky nie viac ako 10 hm%), vysoké teploty potrebné na jeho uvoľňovanie a znovupoužitelnosť. Oproti stlačenému a kvapalnému vodíku sa však jedná o výrazne kompaktnjšiu a bezpečnejšiu metódu [4].

Ďalšou metódou uskladnenia vodíka je jeho adsorpcia, čiže hromadenie na povrchu daného materiálu. Zaujímavosťou je možnosť adsorpcie na uhlíkových nanorúrkach. Tieto rúrky sú tvorené vrstvami grafénu, ktoré sú stočené do seba a nasýtené vodíkom. Nevýhodou tejto technológie, že dosahuje nízkych hmotnostných pomerov vodíka (nie viac ako 5 hm%) a to pri kryogenických teplotách, typicky okolo 80K [5].

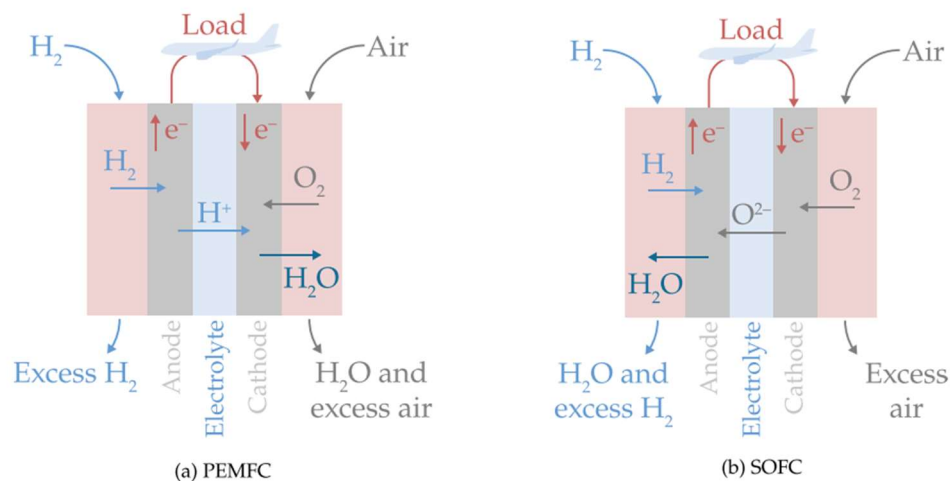
Poslednou zaujímavou možnosťou skladovania vodíka alternatívnym spôsobom sú mikroskopické sklenené guľičky. Tie sú vyrobené z kremičitého skla, a dosahujú priemer od 5 do 100 μ m a hrúbky steny 2 až 3 μ m. Vedia byť naplnené vodíkom až do tlaku 150MPa. Ich výhodou je, že sú ľahké, lacné, znovupoužiteľné a možno ich skladovať pri bežných teplotách. Nevýhodou je taktiež malý hmotnostný pomer tohto materiálu (2,3 hm%) a nutná zvýšená teplota (okolo 200°C) na dosiahnutie uvoľnenia vodíka [6].



Obrázok 2.5 – Metalhydridový zásobník [7]

2.3 Technológia palivových článkov

Vodíkový palivový článok je elektrochemické zariadenie, ktoré premieňa chemickú energiu vodíka a kyslíka na elektrickú energiu. Jedná sa o galvanický článok, ktorý pozostáva z dvoch elektród, medzi ktorými sa nachádza membrána alebo elektrolyt. Vodík je privádzaný na anódu a kyslík na katódu. Odtrhnuté elektróny z vodíka prúdia cez obvod, čím tvoria elektrický prúd. Dve najčastejšie varianty využiteľné v letectve sú palivové články s polymérou membránou (PEMFC) a palivové články s tuhými oxidmi (SOFC) [1].



Obrázok 2.6 – Palivové články PEMFC a SOFC a princíp ich fungovania [1]

2.3.1 Palivové články s polymérou membránou (PEMFC)

V týchto palivových článkoch dochádza k oxidácii (strate valenčného elektrónu) vodíka na anóde, čím vzniká kladne nabitý ión H^+ . Tieto katióny prechádzajú polymérou membránou, ktorá prepúšťa iba kladne nabité častice, a na katóde reagujú s elektrónmi a kyslíkom, čím vzniká voda. Tento typ palivových článkov má pracovnú teplotu v rozmedzí 30-100°C, čím spadajú do kategórie nízko-teplotných. Keďže pracujú pri nízkych teplotách, na urýchlenie chemickej reakcie na anóde vyžadujú katalyzátor z ušľachtilého kovu. Typickou voľbou je drahá platina. Katalyzátor je veľmi citlivý aj na stopové množstvá oxidu uhľnatého, ktorý vzniká pri produkcii vodíka z fosílnych palív, preto musí byť používaný vodík veľkej čistoty. Tento typ článkov vyžaduje taktiež zvlhčovanie polymérnej membrány, aby dochádzalo k účinnému presunu iónov vodíka na katódu. Palivové články s polymérou membránou vedia byť zapnuté a vypnuté behom pár sekúnd, pracujú pri nízkych teplotách a majú spomedzi všetkých najvyšší merný výkon. Sú tak najpoužívanejším variantom na pohon lietadiel. Ich typická účinnosť sa pohybuje v rozmedzí 50-60% [1].

2.3.2 Palivové články s tuhými oxidmi (SOFC)

V týchto palivových článkoch dochádza k redukcii (získaniu valenčného elektrónu) kyslíka na katóde, čím vzniká záporne nabitý ión O^{2-} . Tieto anióny prechádzajú keramickým elektrolytom na anódu, kde reagujú s iónmi vodíka a spolu tvoria vodu. Pracovná teplota týchto článkov sa pohybuje v rozmedzí 600-1000°C, čím spadajú do kategórie vysokoteplotných. Ich pracovná teplota spôsobuje, že na ich vypnutie a zapnutie je vyžadovaný dlhší časový interval, minimálne 10 minút, až jednu hodinu. Výhodou týchto článkov je, že z dôvodu vysokej pracovnej teploty nevyžadujú katalyzátor z drahých kovov, a vďaka voľbe keramického materiálu ani zvlhčovanie elektrolytu. Oproti PEMFC majú SOFC nižší merný výkon, ale podobnú účinnosť. SOFC produkujú množstvo zvyškového tepla, ktoré by mohlo byť uplatnené na produkciu vodíka z hydridov, alebo predohrev paliva pre vodíkovú turbínu. Ich využitie tak nájde najvyššie uplatnenie v hybridných pohonoch pozostávajúcich z palivového článku a turbíny spaľujúcej vodík [1].

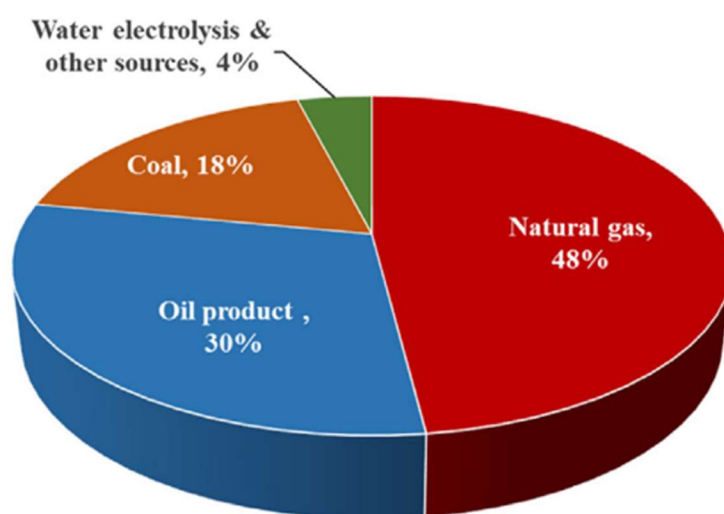
2.4 Výroba vodíka

Na výrobu vodíka existujú rôzne metódy. Zaužívaným spôsobom na vyjadrenie ich environmentálnej náročnosti výroby je pridelovanie farby, tak ako je zrejmé z Tabuľka 2.2.

Farba vodíka	Spôsob výroby
Zelený	Elektrolýza vody pomocou obnoviteľných zdrojov energie
Ružový	Elektrolýza vody pomocou jadrovej energie
Modrý	Parný reforming zemného plynu s odchytom CO_2
Šedý	Parný reforming zemného plynu/Parciálna oxidácia ropy
Hnedý	Splyňovanie uhlia

Tabuľka 2.2 – Metódy výroby vodíka zoradené od najmenej po najviac environmentálne náročnú [1]

Pri zvažovaní pohonu lietadiel na vodík je nutné poznať aj jeho zdroj, pretože ekologická neškodnosť ich pohonu je len natolko pravdivá, do akej miery aj samotná výroba vodíka. Na Obrázok 2.7 sú percentuálne zobrazené všetky zdrojové suroviny, z ktorých sa vodík vyrába. Samotné používanie vodíka v pohonných jednotkách teoreticky neprodukuje okrem vodnej pary skoro žiadne skleníkové plyny. Produkcia vodíka je energeticky náročná, a najjednoduchšie a najekonomickejšie metódy jeho výroby skleníkové plyny produkujú. V súčasnosti troma najčastejšími metódami výroby vodíka sú parný reforming, parciálna oxidácia a splyňovanie. Produktom týchto výrobných technológií sú šedý a hnedý vodík. Parným reformingom označujeme proces, pri ktorom dochádza k výrobe vodíka zo zemného plynu a ľahkých ropných frakcií. Ak je východnou surovinou ropa, hovoríme o parciálnej oxidácii. Termochemické spracovanie uhlia označujeme pojmom splyňovanie [8]. Drvivá väčšina vodíka tak pochádza z fosílnych palív, zatiaľ čo environmentálne nezávadnou elektrolýzou sa vyrába iba malá časť. V súčasnosti je výroba vodíka elektrolýzou vody za pomoci obnoviteľných zdrojov ekonomicky nevýhodná, čo komplikuje snahy o prechod na udržateľný a čistý zdroj energie pre letecký priemysel. Najväčším ekonomickým faktorom spôsobujúcim vysokú cenu elektrolýzy je množstvo elektrickej energie, ktorá je nutná pre tento proces výroby. Momentálne najlepšie elektrolýzéry dokážu premeniť 70% elektrickej energie na ekvivalent energie uskladnenej vo vodíku. Účinnosť tejto technológie, ako aj cena elektrickej energie z obnoviteľných zdrojov sa bude časom zlepšovať, avšak na dosiahnutie konkurencieschopnosti lietadiel poháňaných zeleným vodíkom bude zrejme nutný zásah jednotlivých štátov formou investícií a regulačných opatrení [1].



Obrázok 2.7 – Suroviny a zdroje, z ktorých sa vyrába vodík [9]

3 Prehľad existujúcich lietadiel na vodíkový pohon

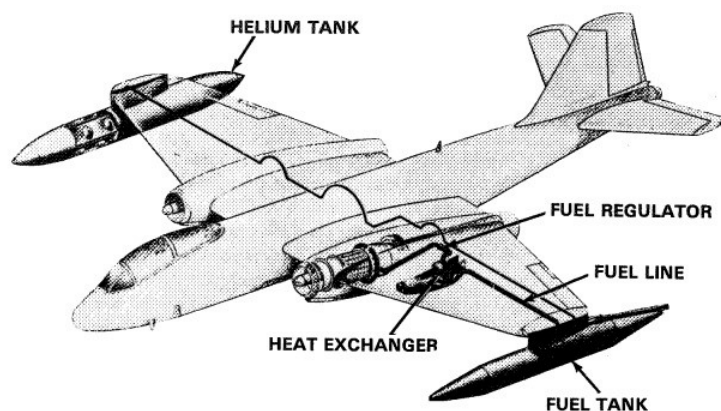
V tejto kapitole budú stručne predstavené lietadlá na vodíkový pohon, ktoré absolvovali let.

Lietadlo	Prvý let	Vodík	Pohon	Poznámka
NACA B-57	1957	LH ₂	Prúdový motor	Jeden motor na vodík
Tupolev Tu-155	1988	LH ₂	Dvojprúdový motor	Jeden motor na vodík
Boeing FCD	2008	GH ₂	PEMFC Li-Ion	Palivový článok, iba cestovný let
Antares DLR-H2	2009	GH ₂	PEMFC	Celý let na palivový článok
Rapid 200FC	2010	GH ₂	PEMFC Li-Ion	Palivový článok, iba cestovný let
H2FLY HY4	2016/2023	GH ₂ /LH ₂	PEMFC	Palivový článok, let aj s kvapalným vodíkom
ZeroAvia Dornier 228	2023	GH ₂	PEMFC Li-Ion	Ľavý motor na palivový článok a Li-Ion batériu
Universal Hydrogen Dash-8	2023	GH ₂	PEMFC	Pravý motor na palivový článok

Tabuľka 3.1 – Prehľad vybraných lietadiel na vodíkový pohon [1]

3.1 NACA B-57

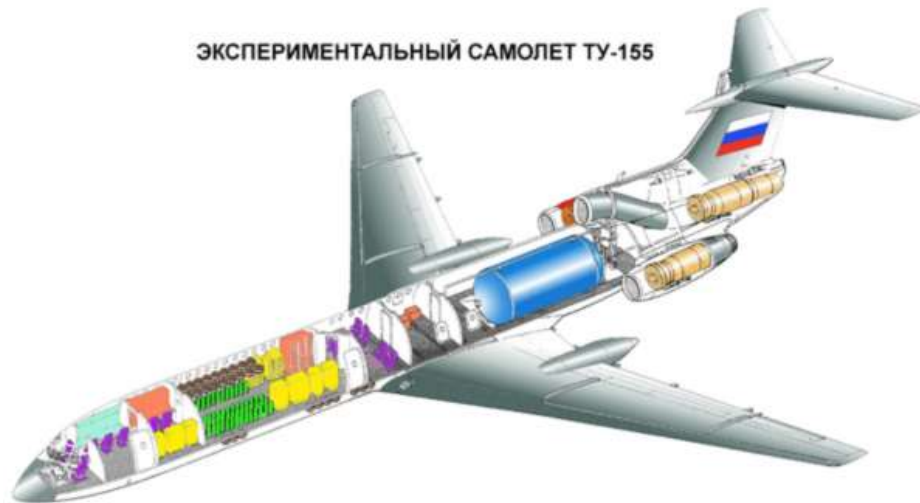
Prvopočiatky výskumu vodíka ako pohonnej látky v letectve skúmala americká NACA už začiatkom 50. rokov 20. storočia. Výsledkom tajného projektu s názvom „Project Bee“ bol modifikovaný ľahký bombardér B-57B poháňaný dvoma prúdovými motormi Curtiss Wright J-65. Myšlienkou projektu bolo vybaviť lietadlo dodatočným palivovým systémom na vodík, ktorý by bol nezávislý od jeho pôvodného, a modifikovať jeden z motorov, ktorý by okrem klasického leteckého petroleja bol schopný spaľovať aj vodík. Palivový systém pozostával z dvoch závesných nádrží na konci krídel. Na konci ľavého krídla bola umiestnená kryogenická nádrž s kvapalným vodíkom o objeme $1,7\text{m}^3$ a na konci pravého bola tlaková nádrž s héliom, ktorá výtlačným systémom dodávala vodík do motora. Pred vstupom kvapalného vodíka do motora prechádzal teplotným výmenníkom, aby došlo k jeho odpareniu. Prvý úspešný let sa uskutočnil 13. februára 1957, počas ktorého ľavý motor po prepnutí zo spaľovania petroleja na vodík bežal čisto na tento pohon asi 20 minút. Testovanie tohto spôsobu pohonu prebiehalo až do roku 1959, a všetky demonštračné lety prebehli bez problémov. Možnosť použitia kvapalného vodíka počas letu bola dokázaná [10].



Obrázok 3.1 – Modifikovaný bombardér B-57B [10]

3.2 Tupolev Tu-155

Jedná sa o historicky prvé experimentálne civilné lietadlo na vodíkový pohon. Prvý let tohto modifikovaného lietadla sa uskutočnil 15. apríla 1988. Vodík bol uskladnený v kryogenickej palivovej nádrži o objeme $17,5\text{m}^3$ umiestnenej v zadnej časti trupu. Vodík bol spaľovaný ako konvenčné letecké palivo v upravenom dvojprúdovom motore Kuznetsov NK-88, ktorý sa nachádzal na pravej časti trupu. Ostatné dva motory boli štandardné dvojprúdové, spaľujúce letecký petrolej. Neskôr bol spomínaný motor modifikovaný na spaľovanie LNG. Bolo uskutočnených okolo 100 testovacích letov, z toho 5 na kvapalný vodík. Koniec tohto projektu je spojený so zánikom Sovietskeho zväzu, a ďalšie verzie modifikovaného lietadla z tohto dôvodu neboli nikdy vyvinuté [11].



Obrázok 3.2 – Tu-155 na vodíkový pohon [11]

3.3 Boeing Fuel Cell Demonstrator

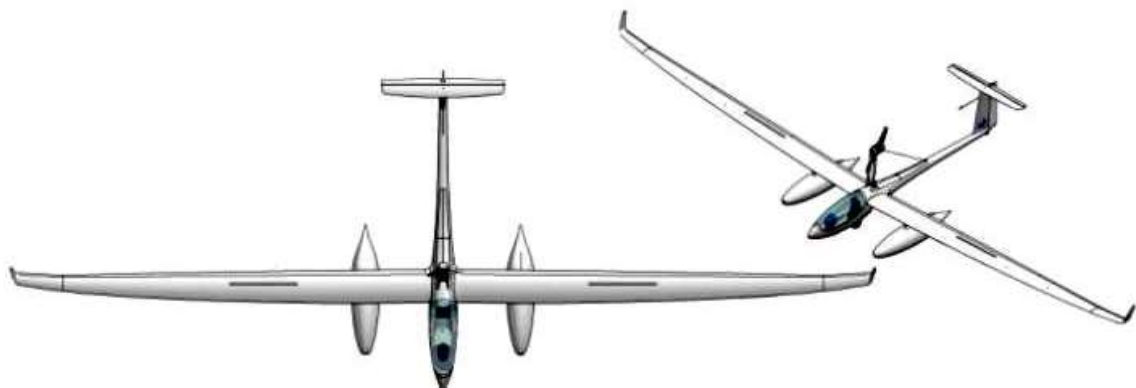
Bol to jeden z prvých projektov, zaoberajúci sa možnosťou využitia palivových článkov na pohon malého lietadla. Jednalo sa o prestavbu motorového vetroňa Diamond HK36 Super Dimona tímom inžinierov z Boeingu v Madride. Tento dvojmiestny motorový vetroň bol vybavený hybridným pohonným systémom pozostávajúcim z dvoch palivových článkov o celkovom výkone 50kW a lítium-iónových batérii, ktoré napájajú elektromotor, poháňajúci konvenčnú vrtuľu. Počas vzletu a stúpania, kedy lietadlo potrebuje najväčší výkon bol elektromotor napájaný z batérii. Po dosiahnutí letovej hladiny bola všetka energia potrebná na cestovný let generovaná palivovým článkom z vodíka. Prvý let sa uskutočnil 3. apríla 2008 a trval približne 20 minút. Jednalo sa o historicky prvý let lietadla ktoré využívalo na pohon technológiu palivových článkov [12].



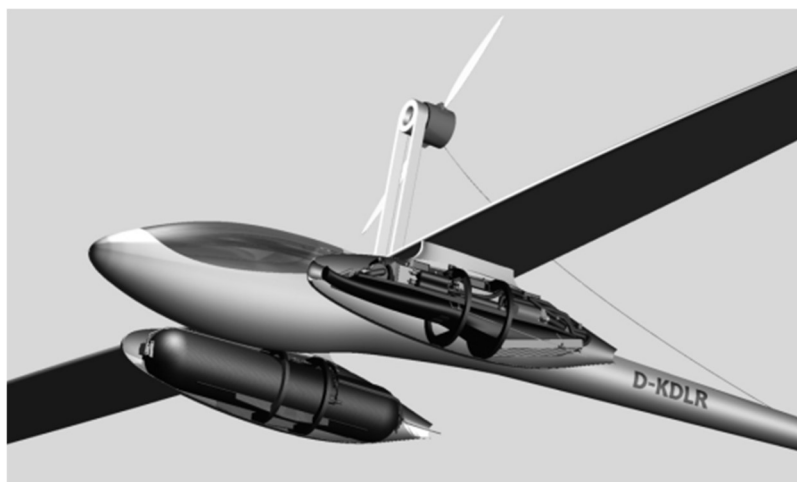
Obrázok 3.3 - Modifikovaný motorový vetroň Dimona na čiastočný vodíkový pohon [13],[14]

3.4 Antares DLR-H2

Tento spoločný projekt firmy Lange Aviation a nemeckého výskumného centra pre letectvo a kozmonautiku (DLR) predstavil prvé pilotované lietadlo, ktoré bolo počas všetkých fáz letu, vrátane vzletu a stúpania poháňané čisto energiou vyvinutou v palivových článkoch. Konštrukcia tohto lietadla vychádza zo sériovo vyrábaného vetroňa Antares 20E. Lietadlo je poháňané vrtulou umiestnenou na vrchnej časti trupu, ktorá je poháňaná elektromotorom o výkone 42kW. Umiestnenie pohonného systému je koncipované pridaním dvoch závesných gondol, uchytených zospodu krídel v spevnených bodoch. Pravá gondola obsahuje tlakovú nádrž so stlačeným vodíkom. Tá je schopná uskladniť až 4,9kg stlačeného vodíka pri maximálnom tlaku 350bar. Ľavá gondola nesie palivové články, a oproti pravej má v prednej a zadnej časti otvory na prívod vzduchu a odvod spalín, čiže vodnej pary. Palivové články pozostávajú zo štyroch jednotlivých blokov a sú schopné dodať trvalý výkon o veľkosti 20 kW. Prvý let sa uskutočnil 7. júla 2009 [15].



Obrázok 3.4 – Prvé lietadlo na čisto vodíkový pohon Antares DLR-H2 [16]



Obrázok 3.5 – Rez gondolami zobrazujúci nádrž na vodík a palivové články [15]

3.5 Rapid 200FC

Výsledkom európskeho projektu ENFICA-FC sa stalo modifikované ultralohké lietadlo českej výroby od spoločnosti Skyleader, na ktorého vývoji sa podieľalo aj VUT. Pohon tvorí hybridný systém pozostávajúci z palivových článkov o výkone 20kW a lítium-iónových batérii o rovnakom výkone. Tie slúžia jednak na asistenciu pri vzlete a stúpaní, a taktiež ako záložný zdroj energie v prípade zlyhania palivových článkov. Tento hybridný zdroj energie poháňa elektromotor o výkone 40kW. Vodík bol uskladnený v dvoch palivových nádržiach, každá o objeme 26L. Dokopy pri tlaku 350bar boli schopné niesť 1,2kg stlačeného vodíka. Nádrže boli umiestnené v batožinovom priestore a od kokpitu oddelené hliníkovou stenou. Tá je po obvode utesnená a zabraňuje možným únikom vodíka do priestoru kokpitu. Prvý let sa uskutočnil 20. mája 2010 [17].



Obrázok 3.6 -Modifikované ultralohké lietadlo Rapid 200FC a uskladnenie vodíka na palube [17],[18]

3.6 H2FLY HY4

Dvojtrupová konštrukcia lietadla HY4 spoločnosti H2FLY vychádza zo spojenia dvoch sériovo vyrábaných vetroňov Pipistrel Taurus a zabudovania pohonnej jednotky na centropláne spájajúcom oba trupy. Takáto konfigurácia bola zvolená z dôvodu použitia veľkého pohonného systému. Ten pozostáva zo štyroch palivových článkov o celkovom výkone 45kW a lítium-iónových batérii o rovnakom výkone. Tie takisto ako v predošlých prípadoch pomáhali počas vzletu a stúpania. Palivové nádrže so stlačeným vodíkom sa nachádzajú v oboch trupoch, a sú schopné niesť až 7kg stlačeného vodíka pri tlaku 35bar. Jedná sa o prvé štvormiestne lietadlo na vodíkový pohon a prvý let sa uskutočnil 29. septembra 2016. Vývoj pokračoval ďalej. Lietadlo bolo vybavené výkonnejšími palivovými článkami (52kW), batériami (až 90kW), lepším elektromotorom (120kW) a novou štvorlistou vrtulou. Najväčšou zmenou bol však prechod zo stlačeného vodíka na kvapalnú. Do kabíny ľavého trupu bola umiestnená kryogenická nádrž schopná niesť až 16,5kg kvapalného vodíka pri tlaku 4,5bar. Táto modifikácia zdvojnásobila dolet z pôvodných 750km na 1500km. Historicky prvý let na tento pohon sa uskutočnil 7. septembra 2023 [19].



Obrázok 3.7 – Lietadlo HY4 spoločnosti H2FLY [20]



Obrázok 3.8 – Kryogenická nádrž na vodík v ľavom trupe [21]

3.7 ZeroAvia Dornier 228

Spoločnosť ZeroAvia sa zaoberá vývojom a zástavbou vodíkových pohonných jednotiek schopných konkurencie s konvenčnými turbovrtulovými motormi. Veľkým úspechom tejto spoločnosti je ich projekt HyFlyer II. Donedávna najväčšie lietadlo s palivovými článkami vzlietlo 20. januára 2023. Jedná sa o modifikovaný 19-miestny turbovrtulový hornoplošník Dornier 228, spadajúci do kategórie STOL. Úprava pohonného systému spočíva vo výmene pôvodného turbovrtulového motora Honeywell TPE 331 umiestnenom na ľavom krídle za elektromotor s palivovými článkami od spoločnosti ZeroAvia. Táto pohonná jednotka je označená ako ZA600, a je schopná dodať výkon až 750kW [22]. Vodík bol uskladnený pri tlaku 350bar. ZeroAvia v súčasnosti vyvíja aj silnejšie pohonné jednotky schopné dodať výkony v rozmedzí 2-5MW, pre zástavbu do väčších turbovrtulových lietadiel ako ATR72 a Dash-8, schopných prepraviť 40 až 80 ľudí. Tie by mali vzlietnuť do roku 2027 [23].



Obrázok 3.9 - Modifikovaný Dornier 228 a pohonná jednotka ZA600 na vodík [22],[23]

3.8 Universal Hydrogen Dash-8

Záverom tejto rešerše je spoločnosť Universal Hydrogen s ich modifikovaným turbovrtulovým lietadlom Dash-8. Doposiaľ najväčšie lietadlo s pohonom na palivové články vzlietlo 2. marca 2023. Táto spoločnosť sa špecializuje na vývoj a zástavbu vodíkových pohonných jednotiek do existujúcich lietadiel. Zaujímavosťou je aj možnosť rýchlej výmeny vodíkových nádrží v špeciálnych moduloch, ktoré umožňujú skrátiť čas nutný pri tankovaní. Modifikované lietadlo Dash 8 má pravý motor poháňaný vodíkovým článkom o výkone 800kW, a ľavý je nemedifikovaný pôvodný turbovrtulový motor Pratt&Whitney. Let trval iba 15 minút, a na palube boli dve vodíkové nádrže, ktoré pri tlaku 850bar niesli dohromady 30kg paliva. V budúcnosti chce táto spoločnosť prejsť na kvapalnú vodík. Jedná sa o experimentálne lietadlo, no spoločnosť Universal Hydrogen už v súčasnosti pracuje na možnosti prerábky celého pohonného systému iba na vodík. Množstvo leteckých spoločností už prejavilo záujem o ich pohonný systém, a ten by mal byť komerčne dostupný už od roku 2025, umožňujúci prestavbu malých turbovrtulových lietadiel [24].



Obrázok 3.10 – Modifikované lietadlo Dash-8 spoločnosti Universal Hydrogen [24]

4 Konceptný návrh pohonného systému

V tejto kapitole bude spravený návrh pohonného systému, s prvotným odhadom využiteľného výkonu, cestovnej a tiež stúpacej rýchlosti. Tie budú neskôr upresnené po dokončení návrhu geometrie lietadla. Ďalej je spravená rešerš a výber dostupných komponentov pre vodíkový pohon.

4.1 Štatistika výkonov lietadiel kategórie CS-LSA a UL-2

Na získanie lepšej predstavy o parametroch dostupných lietadiel a požiadavkách na výkony nášho navrhovaného konceptu je nižšie priložená Tabuľka 4.1, kde sú zoradené niektoré vybrané ultralhké lietadlá slovenskej a českej výroby. Všetky sú jednomotorové, dvojmiestne samonosné dolnoplošníky, s klasickými chvostovými plochami a majú vrtule v ťažnom usporiadaní. Všetky majú spalovacie motory. Ich maximálna vzletová hmotnosť neprekračuje 600kg, tak ako určujú oba predpisy.

Lietadlo	Výrobca	m_{TOW} [kg]	P_{max} [kW]	v_C [km/h]	v_Z [m/s]
Shark	Shark.Aero	480	75,0	250	7,2
Viper SD4	Tomark s.r.o.	475	60,0	200	5,0
WT9	Aerospool	450	75,0	250	7,0
Alto NG	DirectFly	600	75,0	180	5,1
DV-1 Skylark	Dova Aircraft	475	75,0	210	8,0
P28 SportCruiser	Czech Sport Aircraft	600	73,5	172	4,2
Skyleader 600	Jihlavan	450	60,0	200	6,5
SportStar	Evektor	600	73,5	204	5,2
Sparker	TL Ultralight	600	75,0	215	6,0
Sting S4	TL Ultralight	600	75,0	200	5,2

Tabuľka 4.1 – Prehľad ultralhkých lietadiel domáceho trhu

4.2 Profil letu a navrhované výkony

Na základe vyššie uvedenej štatistiky a faktu, že navrhovaný koncept nového lietadla má byť poháňaný vodíkom volím ako prvotné hodnoty výkonu a rýchlostí výrazne konzervatívnejšie hodnoty. To je z dôvodu pretrvávajúceho problému nízkych špecifických výkonov palivových článkov dostupných na trhu. Tie za posledných pár rokov nedosiahli výrazné zlepšenie, čo by ich uplatnenie v letectve robilo atraktívnejšími. S vyššími výkonmi a rýchlosťami rastie taktiež hmotnosť celého pohonného systému a množstvo potrebného vodíka. Musíme myslieť na objemnosť tlakových nádrží, aby boli do trupu lietadla integrovateľné. Preto volím hodnoty:

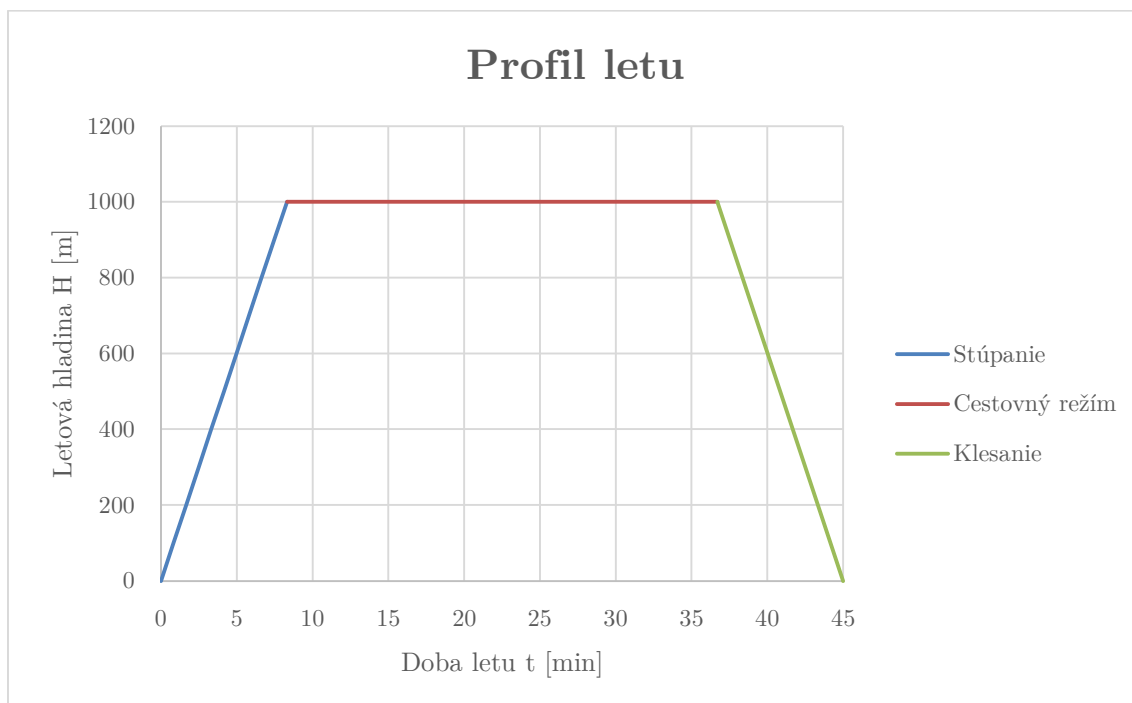
P_{max} [kW]	v_C [km/h]	v_Z [m/s]
50	150	2,0

Tabuľka 4.2 – Navrhovaný výkon, cestovná rýchlosť a stúpacosť

Po dohode s vedúcim práce bol zvolený profil letu, ktorého celková dĺžka vrátane vzletu a pristátia má trvať 45 minút. Hladinu cestovného letu volím na 1000m. Ďalej je nutné vypočítať dĺžku úseku stúpania. Pri danej stúpajúcej rýchlosti platí:

$$t_{stú} = \frac{H_{cest}}{v_Z} = \frac{1000}{2,0} = 500 [s] = 8,3 [min]$$

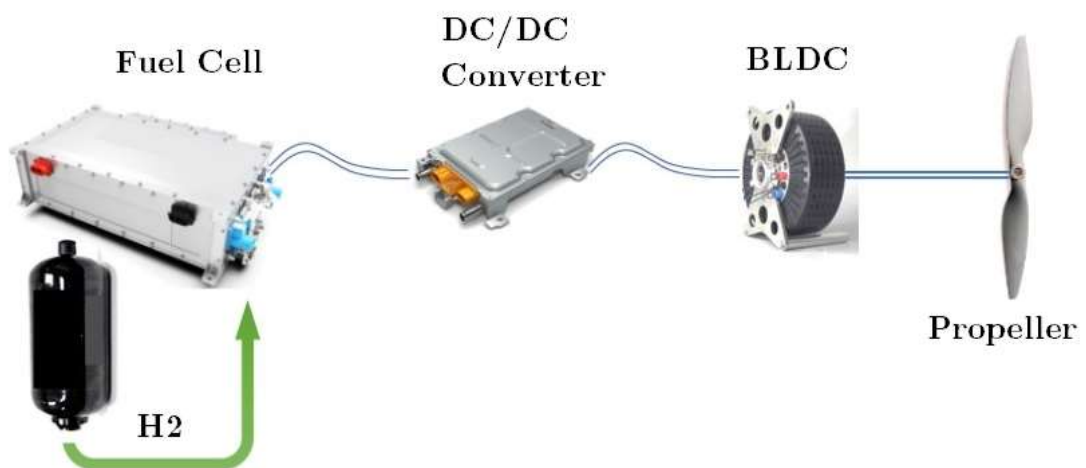
Pri čom uvažujem aj rovnakú dĺžku klesania. Profil letu tak predbežne zobrazuje Graf 4.1.



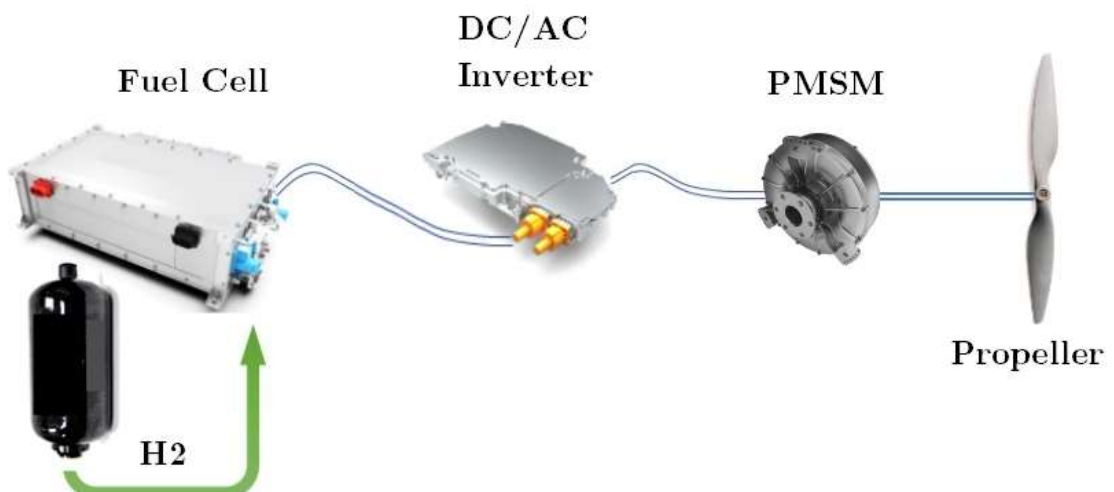
Graf 4.1 – Navrhovaný letový profil

4.3 Rešerš komponentov

Pred návrhom nového konceptu ultralightového lietadla poháňaného vodíkom je nutné spraviť rešerš dielov potrebných do vodíkovej pohonnej jednotky. Vybrané budú komponenty s najlepšimi parametrami, ktoré vyhovujú nášmu návrhu. V zásade existujú dve varianty pohonnej sústavy, v závislosti na zvolenom elektromotore, ktorý vie byť napájaný jednosmerným alebo striedavým elektrickým prúdom. Zjednodušené schémy pohonných systémov a ich komponenty sú zjavné z Obrázok 4.1 a Obrázok 4.2. Zvolené komponenty pre náš pohonný systém sú v nasledujúcich tabuľkách označené **zelenou farbou**. Ich voľba bude zdôvodnená v Kapitola 4.4, kde budú aj bližšie špecifikované.



Obrázok 4.1 – Vodíkový pohonný systém s jednosmerným bezkartáčovým motorom [25]



Obrázok 4.2 - Vodíkový pohonný systém so synchronným motorom s permanentnými magnetmi [25]

4.3.1 Palivové články

Všetky palivové články uvedené nižšie sú typu PEMFC.

Výrobca	Názov	Výkon [kW]	Hmotnosť [kg]	Napätie [V]	Prúd [A]	Špecifický výkon [kW/kg]
Axane	M240	58	15,8	124	500	3,67
Axane	C260-M	68	28	130	670	2,43
Axane	C260-M	102	42	195	670	2,43
Ballard	FCvelocity-9SSL	21,2	16,6	70,7	300	1,28
Ballard	FCgen-LCS	93	26,7	187	500	3,48
Ballard	FCgen-HPS	140	55	202	645	2,55
EH Group	EH-81	100	78	513	450	1,28
Hydrogenics	HyPM HD30	33	61	60	500	0,54
Intelligent Energy	EC200-192	20	32	120	180	0,63
Intelligent Energy	EC600-336	75	140	240	300	0,54
Nedstack	FCS 13-XXL	13,6	41	58,9	230	0,33

Tabuľka 4.3 – Prehľad vybraných palivových článkov

4.3.2 Elektromotory

Zoznam nižšie uvádza bezkartáčové jednosmerné motory (BLDC) spolu so synchronnými motormi s permanentnými magnetmi (PMSM).

Výrobca	Názov	Druh [AC/DC]	Trvalý výkon [kW]	Hmotnosť [kg]	Otáčky [1/min]	Krútiaci moment [Nm]	Špecifický výkon [kW/kg]
Emrax	208MV	AC PMSM	56	10	7000	90	5,60
Emrax	228MV	AC PMSM	75	13,2	6500	130	5,68
Emrax	268MV	AC PMSM	117	21,9	4500	250	5,34
Rotex	REX 90	BLDC	25	17	2200	200	1,47
Rotex	REB 90	BLDC	30	23	2800	300	1,30
H3X	HPDM-30		33	4,1	20000	15,8	8,05
H3X	HPDM-250		200	16,6	2985	640	12,05
Siemens	SP70D	BLDC	70	26	2600	320	2,69
Sinteon	A37K154	AC PMSM	30	17	2000	150	1,76
Pipistrel	E-811	AC PMSM	49,2	22,7	2350	200	2,17

Tabuľka 4.4 - Prehľad vybraných elektromotorov

4.3.3 Meniče

V tabuľke sú uvedené DC/DC konvertory ako aj DC/AC invertory. V závislosti na type vstupného napätia na vybranom elektromotore bol vybraný aj tomu odpovedajúci menič.

Výrobca	Názov	Typ	Max. výkon [kW]	Hmot [kg]	Výstup. napätie [V]	Výstup. prúd [A]	Účinnosť [%]
ARADEx AG	FCDC 500	DC/DC	180	30	400-800	500	98,7
Zecalabs Ltd.	RedPrime	DC/DC	40	28,5	10-450	200	98,0
AEP Hybrid Power	AEP 100	DC/DC		45	10-800	180	97,0
EPowerlabs	R300	DC/AC	300	9,0	48-800	560	98,0
EPowerlabs	E150	DC/AC	150	4,8	40-440	530	98,5
EPowerlabs	W90	DC/AC	90	3,8	48-400	410	98,0

Tabuľka 4.5 – Prehľad vybraných meničov

4.3.4 Vodíkové nádrže

Rozlišujeme celkovo štyri kategórie vodíkových pretlakových nádrží, typ I je celokovová, typ II kovová s kompozitnou výstužou po obvode, III je kovová s kompozitnou výstužou po celom povrchu a typ IV je s polymérou vložkou a kompozitnou výstužou, takže má najnižšiu hmotnosť spomedzi všetkých nádrží.

Výrobca	Názov	Typ	Tlak [bar]	Objem [L]	Hmot. nádrže [kg]	Hmot. vodíka [kg]	Rozmery ØDxL [mm]	Grav. účinnosť [%]
Mahytec	RGV500	IV	500	160	150	5,1	480x1790	3,29
Steelhead composites		IV	350	112	53	2,6	490x920	4,68
Steelhead composites		IV	550	112	81	3,5	505x920	4,14
Steelhead composites		IV	700	63	50	2,5	410x860	4,76
Luxfer gas cylinders	Q042H34	III	350	42	26	1,0	340x740	3,70
Luxfer gas cylinders	Q052H35	III	350	52	29	1,3	340x875	4,29
Luxfer gas cylinders	Q095H35	III	350	94	48	2,3	340x1458	4,57
ILJIN HYSOLUS	HT700	IV	700	53	36	2,1	350x900	5,51
H3Dynamics	A12	IV	350	12	3,3	0,29	196x532	8,03
H3Dynamics	A20	IV	350	20	7,05	0,48	230x655	6,37

Tabuľka 4.6 – Prehľad vybraných vodíkových nádrží

4.3.5 Vrtule

Výrobca	Názov	Počet listov	Materiál	Typ	Priemer [mm]	Hmot. [kg]	Otáčky [1/min]
Woodcomp	SR 116	2	Drevo-kompozit	Na zemi staviteľná	1600	3,2	
Woodcomp	KLASSIC 150	3	Kompozit	Na zemi staviteľná	1500	3,4	
Woodcomp	SR 3000 N	3	Kompozit	Za letu staviteľná	1700	9,96	2600
TL-Ultralight	Duo Max	2	Kompozit	Za letu staviteľná	1708	8,73	2387
TL-Ultralight	PowerMax	3	Kompozit	Za letu staviteľná	1748	10,2	2387
MT-Propeller	MTV-33-1	2	Kompozit	Za letu staviteľná	1780	6,5	2560
MT-Propeller	MTV-34-1	3	Kompozit	Za letu staviteľná	1780	9,5	2560
Duc Helices	FLASHBLACK	3	Kompozit	Za letu staviteľná	1620	6,5	2800
Duc Helices	SWIRLBLACK-3	3	Kompozit	Za letu staviteľná	1620	6,2	2800

Tabuľka 4.7 – Prehľad vybraných vrtúl

4.4 Zvolené komponenty

Po dokončení rešerše a získaní lepšej predstavy o dostupných komponentoch som sa rozhodol pre nasledujúce produkty:

4.4.1 Palivový článok Ballard FCgen-LCS

Tento palivový článok s maximálnym výkonom 93kW má spomedzi všetkých ostatných druhý najvyšší špecifický výkon o veľkosti 3,48kW/kg. Vyšší má iba palivový článok M240 od firmy Axane, ten má však maximálny výkon iba 58kW. Je nutné brať do úvahy, že straty spôsobené účinnosťami meniča, elektromotora a vrtule spôsobia, že dosiahnuteľný výkon celej pohonnej sústavy bude výrazne nižší, preto som zvolil tento článok so zdanlivo príliš veľkým výkonom.



Obrázok 4.3 – Ballard FCgen-LCS [26]

Maximálny výkon	Hmotnosť	Napätie	Prúd	Počet článkov	Rozmery
P_{max} [kW]	m [kg]	U [V]	I [A]	n [–]	Š × V × D [mm]
93	26,7	187	500	311	443x110x601

Tabuľka 4.8 – Parametre palivového článku [26]

Na dosiahnutie približnej predstavy o výstupnom výkone celej pohonnej jednotky je nižšie napísaný základný odhad poklesu výkonu, kde jednotlivé účinnosti sú odčítané z podkladov od výrobcov, alebo odhadnuté na základe typických účinností takýchto komponentov. Zvolené komponenty majú tieto účinnosti:

$\eta_{\text{menič}}$ [%]	$\eta_{\text{elektromotor}}$ [%]	$\eta_{\text{vrtuľa}}$ [%]
98	96	80

Tabuľka 4.9 – Účinnosti jednotlivých komponentov

Takže odhadovaný výkon pohonnej sústavy pri maximálnom výkone palivového článku:

$$P_{celk} = P_{FCmax} \cdot \eta_{menič} \cdot \eta_{motor} \cdot \eta_{vrtuľa} = 93 \cdot 0,98 \cdot 0,96 \cdot 0,80 = 70 [kW]$$

Je teda vidno, že po uvážení strát od komponentov pohonného systému sa výkonovo pohybujeme na rozumnej hodnote 70kW. Ďalej je nutné vypočítať spotrebu vodíka, aby bolo možné vybrať vhodnú palivovú nádrž. Tu vychádzam z výpočtov uvedených v diplomovej práci *Nízkoteplotní palivový článok pro ultralehký letoun* [27]. Autor v nej pristupuje k problematike spotreby vodíka palivovým článkom na základe definícií elektrického prúdu a molárneho množstva. Elektrický prúd je definovaný ako elektrický náboj, ktorý prejde obvodom za daný čas. Platí:

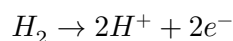
$$I [A] = \frac{Q [C]}{t [s]}$$

Vybraným palivovým článkom prechádza pri maximálnom výkone 93kW prúd o veľkosti 500A, čiže 500C/s. Ďalej zvažujeme počet elektrónov, ktoré prejdú obvodom pri tejto hodnote prúdu za jednu sekundu. Platí:

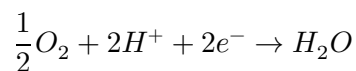
$$N_e = \frac{I}{e} = \frac{500}{1,602 \cdot 10^{-19}} = 3,121 \cdot 10^{21} [1/s]$$

Kde e je elektrický náboj elektrónu a má hodnotu $1,602 \cdot 10^{-19} [C]$

Pre ďalší výpočet je nutné poznať chemické reakcie na jednotlivých elektródach. Na anóde prebieha oxidácia molekúl vodíka a k stratám ich valenčných elektrónov. Platí:



A na katóde prebieha reakcia molekúl kyslíka spolu s protónmi, ktoré prešli membránou palivového článku a elektrónmi, ktoré prešli elektrickým obvodom. Výsledkom tejto reakcie je voda a teplo. Platí:



Z rovnice popisujúcej dej na anóde je zjavné, že jedna molekula vodíka odovzdá dva elektróny. Keď teda podelíme počet elektrónov ktoré prejdú článkom za jednu sekundu Avogadrovou konštantou ($N_A = 6,022 \cdot 10^{23}$), dostaneme ich množstvo za jednu sekundu v moloch.

Ďalej je zrejmé, že elektrónov je dvojnásobne viac ako molekúl vodíka, vypočítané množstvo elektrónov teda ešte podelíme dvoma a dostaneme látkové množstvo molekúl vodíka zreagovaných za jednu sekundu (mol/s). Celú rovnicu ešte prenasobíme molárnou hmotnosťou vodíka ($M_{H_2} = 2,016 \text{ g/mol}$), čím dostaneme hmotnosť. Spotreba jedného článku tak bude:

$$S_1 = \frac{N_e \cdot M_{H_2}}{2 \cdot N_A} = \frac{3,121 \cdot 10^{21} \cdot 2,016}{2 \cdot 6,022 \cdot 10^{23}} = 5,224 \cdot 10^{-3} \text{ [g/s]}$$

Výrobca udáva, že článkov je celkovo 311, preto vyššie uvedenú hodnotu prenasobíme týmto číslom a dostávame spotrebu vodíka v gramoch za sekundu:

$$S_{FC} = S_1 \cdot n_{FC} = 5,224 \cdot 10^{-3} \cdot 311 = 1,624 \text{ [g/s]}$$

Aby sme dostali celkovú hmotnosť vodíka spotrebovaného týmto zariadením za 45 minút letu, prenasobíme vyššie uvedenú hodnotu ešte 2700s:

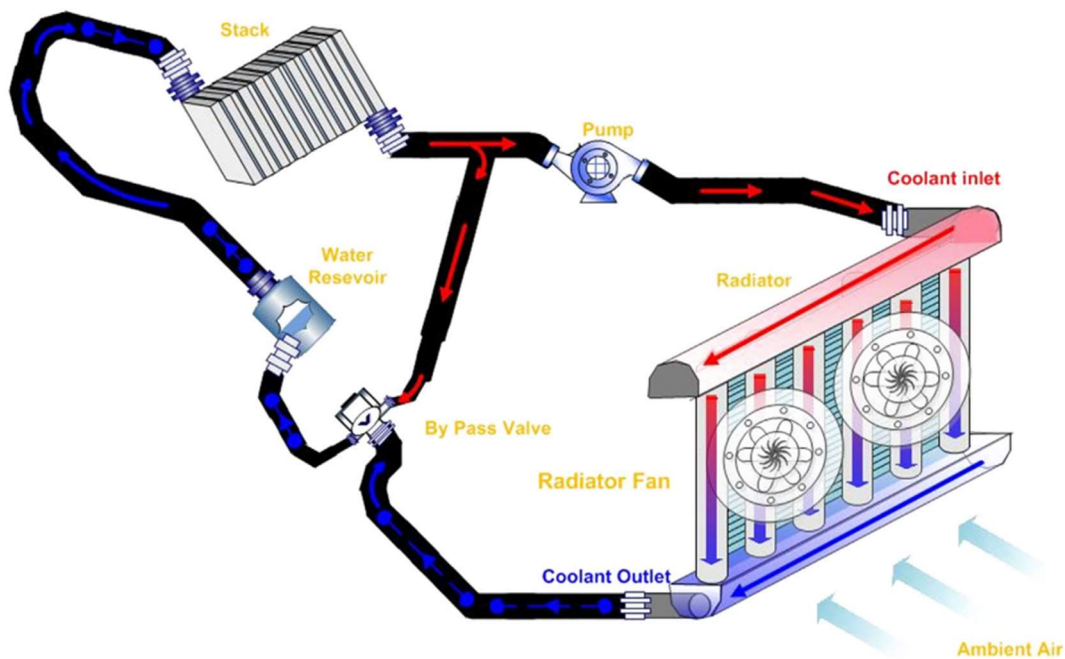
$$m_{H_2} = S_{FC} \cdot 2700 = 1,624 \cdot 2700 = 4384,8 \text{ [g]} = 4,38 \text{ [kg]}$$

Túto hodnotu ešte porovnáme s inou metódou výpočtu, prevzatú z [28], kde sa uvažuje aj účinnosť palivového článku. Tá nie je v prípade zvoleného typu uvedená výrobcom, preto volím typickú hodnotu účinnosti pre takéto zariadenia $\eta_{FC} = 50\%$. Výpočet zahŕňa aj špecifickú energiu vodíka, ktorá má označenie LHV_{H_2} a hodnotu 120000kJ/kg.

$$m_{H_2} = \frac{P_{FC} \text{ [kW]} \cdot t \text{ [h]} \cdot 3600 \text{ [s]}}{\eta_{FC} \text{ [%]} \cdot LHV_{H_2} \text{ [kJ/kg]}} = \frac{93 \cdot 0,75 \cdot 3600}{0,50 \cdot 120000} = 4,18 \text{ [kg]}$$

Tým, že oboma spôsobmi výpočtu obdržíme podobné hodnoty je možné prehlásiť, že prvotný odhad spotreby vybraného palivového článku je správny. Na základe vypočítaného množstva vodíka potrebného na let je možné zvoliť vhodnú palivovú nádrž. Je dobré podotknúť, že spotreba bola v oboch výpočtoch stanovená pre maximálny výkon palivového článku. Po návrhu geometrie lietadla a znalosti jeho aerodynamických vlastností bude možné dopočítať skutočnú spotrebu paliva pre stúpací a cestovný let. Predpokladám, že po získaní týchto informácií bude možné navýšiť dĺžku letu, keďže požiadavky na výkon počas cestovného režimu budú nižšie. Štandardne sa však spotreba paliva počíta pre maximálny výkon pohonnej sústavy, aby bola zaručená dostatočná rezerva pre núdzové režimy letu.

Taktiež treba myslieť na chladiaci systém palivového článku, keďže počas jeho prevádzky dochádza k značnému ohrevu. Výrobca uvádza ako chladiacu kvapalinu destilovanú vodu, etylénglykol, alebo ich zmes, ktorá sa typicky používa napríklad v klimatizáciách a chladiacich systémoch áut. Problém chladenia znamená, že bude nutné umiestniť zásobník s určitým objemom tohto média v blízkosti článku, čerpadlo na jeho prívod, a taktiež zabezpečiť chladenie média pri výstupe z palivového článku. Tento problém sa najčastejšie rieši výmenníkom tepla cez ktorý cirkuluje zahriata kvapalina, kde sa ochladzuje. V našom lietadle by šiel takýto výmenník tepla umiestniť do prednej časti trupu, kde by bol chladený náporovým vzduchom z okolia počas letu. Chladiaci systém palivového článku na automobile znázorňuje schéma na Obrázok 4.4.



Obrázok 4.4 – Schéma chladiaceho systému palivového článku [29]

Zaujímá nás objemový tok chladiacej kvapaliny, ktorú budeme potrebovať pre náš palivový článok. To umožní zvoliť nádrž odpovedajúcej veľkosti a získať predstavu o hmotnosti, ktorú to pohonnej jednotke pridá. Začneme výpočtom tepla generovaného palivovým článkom. V prvom kroku na to budeme potrebovať napätie na jednom článku, ktoré vieme podľa [30] získať takto:

$$U_C = \frac{U}{n_C} = \frac{187}{311} \approx 0,6 \text{ [V]}$$

V literatúre [30] je taktiež uvedené, že táto hodnota sa má pohybovať v rozmedzí 0,6 až 0,7V, takže vypočítaná hodnota zodpovedá realite.

Pre kontrolu vieme overiť správnosť tejto hodnoty aj iným spôsobom, pretože výkon celého palivového článku sa vypočíta nasledovne:

$$P_{FC} = U_C \cdot I \cdot n_C = 0,6 \cdot 500 \cdot 311 = 93\,300 \text{ [W]} \approx 93 \text{ [kW]}$$

Táto hodnota zodpovedá výkonu, ktorý uvádza výrobca.

Ďalej môžeme už priamo pristúpiť k výpočtu vyprodukovaného tepla. Pre palivový článok s n_C článkami pod prúdom I je generovaný tepelný výkon podľa [30] vypočítaný nasledovne:

$$\dot{Q}_{gen} = n_C \cdot I \cdot (E_{th} - U_C) = 311 \cdot 500 \cdot (1,25 - 0,6) = 101\,697 \text{ [W]} \approx 101,7 \text{ [kW]}$$

Kde E_{th} je termoneutrálne napätie jedného článku, ktoré predstavuje maximálnu hodnotu napätia za predpokladu jeho 100% účinnosti. Jeho hodnota z odbornej literatúry je 1,48V ak voda vyprodukovaná chemickou reakciou palivového článku je v kvapalnej podobe (malý prestup tepla) a 1,25V ak dochádza k jej ohrevu a odparovaniu (veľký prestup tepla). Počítam s druhou hodnotou, nakoľko výpočet s ňou nám dá za výsledok priamo hodnotu tepla potrebnú na odvedenie chladiacou kvapalinou, a zároveň predpokladá chladenie spôsobené odparovaním vody na katóde.

Po výpočte tepelného výkonu generovaného článkom môžeme spočítavať potrebný objemový prietok chladiacej kvapaliny na zachovanie jeho dovolenej teploty. V prvom rade je nutné zvoliť typ média. Volím zmes destilovanej vody a etylénglykolu v pomere 1:1, ktorá sa bežne na tento účel používa. Jej fyzikálne vlastnosti sú popísané v Tabuľka 4.10. Budem uvažovať vstupnú teplotu chladiacej kvapaliny 20°C a výstupnú teplotu 75°C, keďže výrobca palivového článku uvádza maximálnu výstupnú teplotu chladiacej kvapaliny 83°C.

Teplota	Hmot. tep. kapacita	Hustota
$t \text{ [}^\circ\text{C]}$	$c_p \text{ [kJ/kgK]}$	$\rho \text{ [kg/m}^3\text{]}$
20	3,34	1075

Tabuľka 4.10 – Fyzikálne vlastnosti chladiacej zmesi pri danej teplote [31]

Potrebný objemový prietok chladiacej kvapaliny s hmotnostnou tepelnou kapacitou c_p , hustotou ρ pri teplotnom gradiente ΔT a tepelnom výkone \dot{Q}_{gen} je podľa [31] definovaný nasledovne:

$$\dot{V} = \frac{\dot{Q}_{gen}}{c_p \cdot \Delta T \cdot \rho} \text{ [m}^3\text{/s]}$$

Kde teplotný gradient spočítame ako rozdiel výstupnej a vstupnej teploty chladiacej kvapaliny:

$$\Delta T = (T_{out} - T_{in}) = (75 - 20) = 55 \text{ [K]}$$

Dostávame teda výsledný objemový tok chladiacej kvapaliny článkom:

$$\dot{V} = \frac{\dot{Q}_{gen}}{c_p \cdot \Delta T \cdot \rho} = \frac{101,7}{3,34 \cdot 55 \cdot 1075} = 5 \cdot 10^{-4} \left[\frac{m^3}{s} \right] = 0,51 \left[\frac{L}{s} \right] = 30,8 \left[\frac{L}{min} \right]$$

Je dôležité podotknúť, že výsledný objemový tok je vypočítaný pre maximálny výkon palivového článku a pre najväčší tepelný gradient, kedy uvažujeme vysoké zahriatie chladiacej kvapaliny na výstupe. Hodnota potrebného objemového toku dáva realistické výsledky, keďže čerpadlá chladiacich kvapalín určených pre palivové články udávajú rozmedzie od 20 do 80 L/min, v závislosti na vstupnom výkone. Pre príklad uvádzam čerpadlo WP120 od spoločnosti EMP, ktoré by mohlo byť použité do nášho chladiaceho systému.



Obrázok 4.5 – Čerpadlo WP120 [32]

Napájací výkon	Objemový prietok	Hmotnosť	Napätie
P [W]	\dot{V} [L/min]	m [kg]	U [V]
350	60	2,95	24

Tabuľka 4.11 – Parametre čerpadla [32]

Volím teda nádrž o objeme 15L a predpokladám, že v potrubí palivového systému bude kolovať ďalších 15L, dokopy teda 30L. Pri vypočítanom objemovom prietoku to znamená presun objemu kvapaliny celým chladiacim systémom každú minútu, treba však myslieť že sa jedná o stav pri maximálnom výkone článku a vysokej teplote chladiaceho média na výstupe, predpokladám, že hodnota objemového toku za bežnej prevádzky bude nižšia.

Ďalšou dôležitou súčasťou fungovania palivového článku je prívod paliva z vodíkových nádrží. Existujú certifikované hadice na prepravu stlačeného vodíka. Ako príklad uvádzam možnosť použiť hadicu SPIR STAR, ktorá je z odolného termoplastu a dodatočne je vystužená štyrmi vrstvami ocelového lana po obvode. Je použiteľná v rozsahu teplôt od -40 až do $+85^{\circ}\text{C}$, jej maximálny pracovný tlak je 962,5bar a vydrží tlak až do 3850bar.



Obrázok 4.6 – Hadica na prívod vodíka [33]

Výstupný tlak z vodíkových nádrží sa pohybuje v stovkách bar, vstupný tlak na palivovom článku má hodnotu iba desiatky bar. Preto treba myslieť aj na použitie vhodného redukčného ventilu, ktorý by vodík z nádrží do palivového článku dodával pod vhodným tlakom. Ako príklad uvádzam ventil H875 od firmy Pressure Tech, ktorý má vstupný tlak o veľkosti 875bar a výstupný vo voliteľnom rozsahu 10, 60 až 100bar. Tento komponent je z hliníkovej zliatiny a váži iba 1,5kg. Voľba pracovného tlaku hadice a ventilu súvisí s výberom vodíkovej nádrže, ako je zjavné z Kapitola 4.4.2.



Obrázok 4.7 – Redukčný ventil na palivový článok [34]

4.4.2 Vodíková nádrž Iljin Hysolus HT700

Táto palivová nádrž juhokórejskej výroby má spomedzi všetkých ostatných nádrží uvedených v rešerši najlepšie parametre pre náš návrh. Okrem najvyššej hodnoty gravimetrickej účinnosti pre danú veľkostnú kategóriu má taktiež vhodné rozmery, čím bude zástavba do trupu jednoduchšia. Nádrž je schopná niesť až 2,1kg vodíka pri tlaku 700bar. Jedná sa o nádrž typu IV, čiže celokompozitová s polymérou vložkou. Spoločnosť Iljin Hysolus bola prvou na svete, ktorá tento typ nádrže vyvinula a patrí k špičke na trhu. Za zmienku stojí aj použitie tejto nádrže v automobilovom priemysle, konkrétne na modeli vodíkoveho auta Hyundai NEXO. Je taktiež certifikovaná, odolná proti pádom, nízkym teplotám a má veľkú životnosť. Výrobca uvádza schopnosť nádrží znovu naplniť až 45000 krát. V bezpečnostných hodnoteniach Euro NACP dosiahla najvyššie miesto.



Obrázok 4.8 –Vodíková nádrž Iljin Hysolus HT700 [35]

Tlak	Objem	Hmotnosť nádrže	Hmotnosť vodíka	Gravimetrická účinnosť	Rozmery
p [bar]	V [L]	m_{tank} [kg]	m_{H_2} [kg]	η_{tank} [%]	$\varnothing D \times L$ [mm]
700	53	36	2,1	5,51	350x900

Tabuľka 4.12 – Parametre vodíkovej nádrže [35]

Nakoľko jedna takáto nádrž nebude stačiť, budem uvažovať použitie dvoch nádrží, s celkovou kapacitou až 4,2kg stlačeného vodíka. Zástavba nádrží bude koncipovaná za sedadlami pilota a pasažiera v pozdĺžnej polohe kolmo na smer letu, s dôrazom na jednoduchosť ich výmeny. Z dôvodu bezpečnosti budú palivové nádrže umiestnené za protipožiarnou stenou. Keďže palivový článok pracuje s výrazne nižším vstupným tlakom ako 700 bar, bude nutné do palivového systému umiestniť aj redukčné ventily. Taktiež je nutné zachovať možnosť prepínania medzi nádržami tak ako v konvenčných usporiadaniach palivových systémov. Tu je dobré podotknúť, že veľkou výhodou použitia vodíka je problematika posunu centráže. Keďže celková hmotnosť paliva je približne iba 5kg, na posun ťažiska za letu kvôli jeho spotrebe to bude mať veľmi malý vplyv.

4.4.3 Elektromotor Emrax 228MV

Vybraný elektromotor je synchronný s permanentnými magnetmi a je napájaný striedavým prúdom. S pomedzi motorov uvedených v rešerši má tento pre náš návrh najvhodnejšie vlastnosti, s trvalým výkonom 75kW, a hmotnosťou iba 13,2kg. Výrobca udáva tri varianty v závislosti od veľkosti vstupného napätia a pre každý typ rozlišuje spôsoby chladenia na chladenie vzduchom, kvapalinou alebo ich kombináciou. Zvolil som typ so stredne veľkým vstupným napätím, kvôli jednoduchším nárokom na výber meniča a kompatibilitu s palivovým článkom. Zároveň volím typ s kombinovaným chladením pretože jedine ten je podľa výrobcu schopný trvalého výkonu 75kW. Uvažovaná chladiaca sústava určená primárne pre palivový článok by šla využiť aj pre tento elektromotor v kombinácii s chladením náporovým vzduchom počas letu.



Obrázok 4.9 – Elektromotor Emrax 228 [36]

Maximálny výkon	Trvalý výkon	Otáčky pri trvalom výkone	Krútiaci moment	Účinnosť	Hmotnosť	Rozmery	Max. vstupný prúd	Max. vstupné napätie
P_{max} [kW]	P_{trv} [kW]	n [1/min]	M_k [Nm]	η_{motor} [%]	m [kg]	$\text{ØD} \times \text{L}$ [mm]	I_{motor} [A]	U_{motor} [V]
124	75	3000	130	96	13,2	228x86	360	830

Tabuľka 4.13 – Parametre elektromotora [36]

Elektromotor je schopný maximálneho výkonu až 124kW pri 5500 otáčkach za minútu, vstupnom prúde 360A a napätí 630V. Trvalý výkon 75kW je dosiahnutý pri 3000 otáčkach za minútu, vstupnom prúde 180A, a výrobca udáva maximálne vstupné napätie 830V. Jedná sa o trojfázový elektromotor. Z týchto údajov je zrejmé, že budeme potrebovať menič ktorý dokáže premeniť jednosmerný prúd z palivového článku na striedavý trojfázový prúd pre elektromotor, a dokáže dodať maximálny prúd o veľkosti 360A a maximálne napätie 830V.

4.4.4 Menič EPowerlabs R300 DC/AC

Vybraný menič spomedzi ostatných meničov uvedených v Tabuľka 4.5 splňuje požiadavky na zvolený elektromotor. Je schopný maximálneho napätia až 840V a vie dodať prúd o veľkosti 560A, čím zaručuje rozsah fungovania elektromotora za trvalého aj maximálneho výkonu. Výrobca zároveň udáva, že je určený priamo pre palivové články a je vhodný na napájanie trojfázových synchronných elektromotorov s permanentnými magnetmi. Rovnako ako pri elektromotore predpokladám, že by na chladenie meniča šiel využiť chladiaci systém určený primárne pre palivový článok. Ako chladiacu kvapalinu výrobca uvádza zmes destilovanej vody a etylénglykolu v pomere 1:1 a potrebný objemový prietok na chladenie meniča je 20L/min, ktorý vieme dosiahnuť vybraným čerpadlom uvedeným v Kapitola 4.4.1.



Obrázok 4.10 – Menič EPowerlabs R300 DC/AC [37]

Typ	Max. výkon	Hmotnosť	Výstupné napätie	Výstupný prúd	Účinnosť	Rozmery
DC/AC	P_{max} [kW]	m [kg]	U_{out} [V]	I_{out} [A]	$\eta_{menič}$ [%]	$\check{S} \times V \times D$ [mm]
	300	9,0	48-840	560	98	410x210x90

Tabuľka 4.14 – Parametre meniča [37]

Veľkou výhodou výberu elektromotora napájaného striedavým prúdom je, že s ním kompatibilné meniče typu DC/AC sú výrazne ľahšie ako meniče typu DC/DC. Vybraný menič R300 má hmotnosť iba 9kg, kde meniče na jednosmerný prúd sa pohybujú v rozmedzí 30-50kg, ako je zjavné z Tabuľka 4.5.

4.4.5 Vrtuľa TL-Ultralight DuoMax

Volím dvojlistú vrtuľu s názvom DuoMax od spoločnosti TL-Ultralight. Jedná sa o vrtuľu staviteľnú za letu typu constant speed, s elektrickým ovládaním nastavenia uhlu nábehu listov. Vrtule staviteľné za letu majú oproti bežným vrtuliam výhodu, že schopnosťou meniť uhol nábehu dosahujú vždy v danej fáze letu najvyšší ťah a sú najúčinnnejšie. Ich otáčky sú za letu konštantné, takže nevzniká požiadavka na náhle zmeny výkonu a otáčok pohonnej jednotky. Spomedzi všetkých ostatných vrtúl som vrtuľu DuoMax vybral kvôli jej nízkej hmotnosti a kvôli najvyššiemu postupovému pomeru pre zvolenú cestovnú rýchlosť, ktorý priamo ovplyvňuje celkovú účinnosť. Tento parameter bol vypočítaný pre každú vrtuľu v Tabuľka 4.7 na získanie lepšieho prehľadu. Nižšiu hmotnosť v rovnakej kategórii má iba dvojlistá vrtuľa MTV-33-1, avšak tá má hydraulické ovládanie nastavenia listov, čo by vzhľadom k možnosti využiť ako zdroj elektrický pohon z palivového článku nebolo efektívne. Taktiež má väčší priemer, čo priamo ovplyvňuje svetlú výšku vrtule nad zemou a tým pádom aj potrebnú výšku podvozku. Vybraná dvojlistá konfigurácia zvyšuje účinnosť svojou geometriou, nakoľko má nižší aerodynamický odpor v porovnaní s trojlistou konfiguráciou. Treba podotknúť že dvojlistá vrtuľa bude oproti trojlistej vyvodzovať nižší ťah. Hodnota maximálnej účinnosti nie je výrobcom uvedená, volím tak typickú hodnotu $\eta_{max} = 0,8$.



Obrázok 4.11 – Vrtuľa DuoMax [38]

Priemer	Otáčky	Hmotnosť	Max. účinnosť
D_{vrt} [mm]	n [1/min]	m_{vrt} [kg]	η_{max} [%]
1708	2387	8,73	80

Tabuľka 4.15 – Parametre vrtule [38]

Po zvolení tejto vrtule budeme potrebovať vedieť priebeh jej účinnosti v závislosti na rýchlosti letu. To nám umožní zostaviť výkonovú charakteristiku celého lietadla. V prvom kroku potrebujeme vypočítať postupový pomer, ktorý získame ako podiel rýchlosti letu otáčkami a priemerom vrtule [39]. Všetky hodnoty dosadzujeme v SI jednotkách, pomer je bezrozmerný:

$$J = \frac{v}{n \cdot D_{vrt}}$$

Normalizovaný postupový pomer L sa určí ako podiel vypočítaného postupového pomeru a postupového pomeru pri maximálnej účinnosti označený indexom M .

$$L = \frac{J}{J_M}$$

Nakoľko hodnota J_M nebola uvedená výrobcom, uvažujem, že maximálna účinnosť tejto vrtule bude dosiahnutá pri typickej cestovnej rýchlosti ultraľahkých lietadiel, ktorú volím na základe priemeru cestovných rýchlostí lietadiel uvedených v Tabuľka 4.1 ako $v_{c,priemer} = 200 \text{ km/h}$, čo nám umožňuje vypočítať jej hodnotu. Platí:

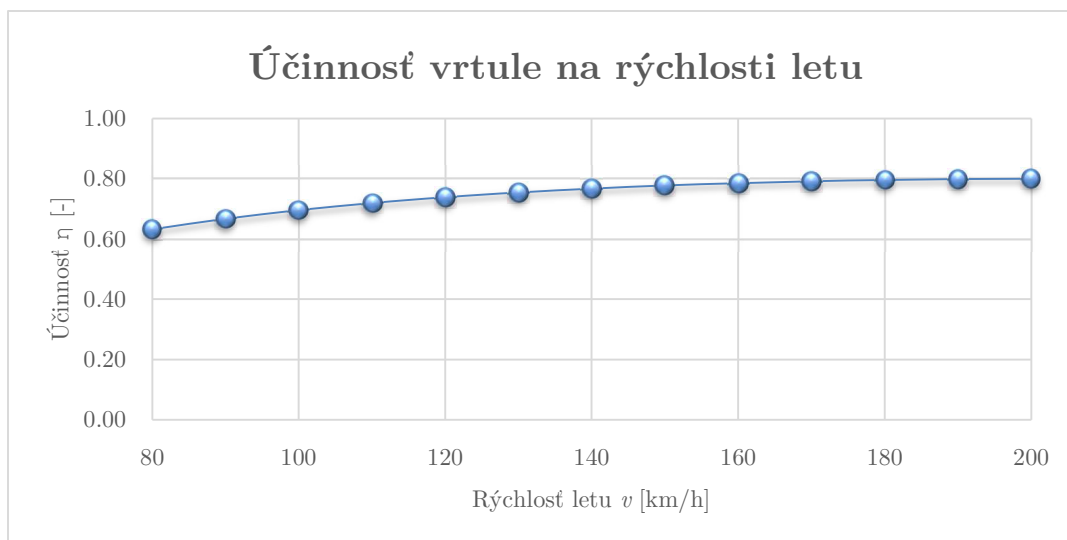
$$J_M = \frac{v_{c,priemer}}{n \cdot D_{vrt}} = \frac{200}{2387 \cdot 1708} \cdot \frac{60 \cdot 1000}{3,6} \approx 0,82 \text{ [-]}$$

Ďalej vypočítame normalizovanú účinnosť vrtule. Pre typ constant speed sa určí nasledujúcim vzťahom, uvedeným v [39]:

$$E = 1 - (1 - L)^2 \cdot [1 + (0,8722 \cdot L^2 - 1,3959 \cdot L)]$$

Priebeh účinnosti vrtule v závislosti od rýchlosti letu lietadla potom získame ako súčin normalizovanej a maximálnej účinnosti. Táto závislosť je zobrazená v Graf 4.2. Platí:

$$\eta(v) = E \cdot \eta_{max}$$



Graf 4.2 – Závislosť účinnosti vrtule na rýchlosti letu

Pre navrhovanú cestovnú rýchlosť letu $v_c = 150 \text{ [km/h]}$ je účinnosť tejto vrtule $\eta_c = 0,78$.

5 Konceptný návrh ultralightného lietadla

V tejto kapitole budú predstavené jednotlivé kroky potrebné k vytvoreniu nového konceptu ultralightného lietadla so zabudovaním vodíkovej pohonnej jednotky. Kapitola začína vymedzením požiadaviek návrhového predpisu, pokračuje výpočtami a návrhom geometrie jednotlivých častí, čiže krídla, chvostových plôch a trupu.

5.1 Obmedzenia návrhového predpisu

Návrhový predpis UL-2 a CS-LSA sú si navzájom podobné, s tým rozdielom, že prvý vydáva česká LAA a druhý vydáva európska EASA. V minulosti existoval rozdiel v požiadavke na maximálnu vzletovú hmotnosť, ktorý predpis UL-2 definoval na 450kg, avšak v roku 2019 došlo k zjednoteniu s európskym predpisom, a oba majú v požiadavkách túto hodnotu uvedenú na štandardných 600kg. Ako hlavný návrhový predpis volím CS-LSA, nakoľko je univerzálnejší a taktiež umožňuje použitie aj elektrických pohonných jednotiek a ich certifikáciu, čo český predpis UL-2 neumožňuje a uvažuje iba použitie spaľovacích motorov. Nevýhodou oboch predpisov je, že vôbec nehovorí o použití palivových článkov a tlakových nádržiach na vodík, takže na dosiahnutie certifikácie ultralightných lietadiel s týmto alternatívnym pohonom budú musieť byť tieto oblasti legislatívne ošetrené v budúcnosti.

Predpis CS-LSA kladie nasledovné základné požiadavky [40]:

Subpart A – General

CS-LSA.5 Applicability

This Certification Specification is applicable to Light Sport Aeroplanes to be approved for day-VFR only that meet all of the following criteria:

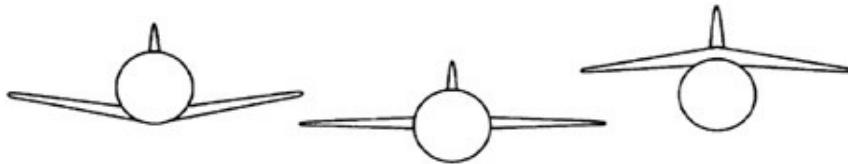
- a) A Maximum Take-Off Mass of not more than 600 kg for aeroplanes not intended to be operated on water or 650 kg for aeroplanes intended to be operated on water.
- b) A maximum stalling speed in the landing configuration (V_{S0}) of not more than 83 km/h (45 knots) CAS at the aircraft's maximum certificated Take-Off Mass and most critical centre of gravity.
- c) A maximum seating capacity of no more than two persons, including the pilot.
- d) A single, non-turbine engine or electric propulsion unit fitted with a propeller.
- e) A non-pressurised cabin.

5.2 Voľba usporiadania

Ďalej je nutné zvoliť usporiadanie krídel, chvostových plôch, podvozku, spôsob pohonu, umiestnenie sedadiel, palivových nádrží a palivového článku, ako aj zvoliť materiál konštrukcie. Budem uvažovať najtypickejšie konfigurácie. Ako základný materiál konštrukcie volím uhlíkové kompozity, z dôvodu zachovania vysokej pevnosti pri nízkej hmotnosti.

5.2.1 Krídlo

Volím **dolnoplošníkove** usporiadanie s kladným vzopätím, ktoré u ultraľahkých lietadiel patrí k veľmi často používaným. Takéto usporiadanie je jednoduché z hľadiska napojenia na trup, šetrí hmotnosť a je výhodné pri núdzovom pristávaní, pretože krídla do istej miery chránia cestujúcich tým, že absorbujú časť nárazu. Výhodou je taktiež jednoduché upevnenie podvozku a jednoduché nastupovanie do lietadla. Kladné vzopätie zvyšuje stranovú stabilitu. Nevýhodou tohto usporiadania je vyšší aerodynamický odpor od interferencie krídlo-trup, musí tak byť dobre vyriešený tento prechod.



Obrázok 5.1 – Dolno-, stredo-, a hornoplošníkove usporiadanie krídla [41]

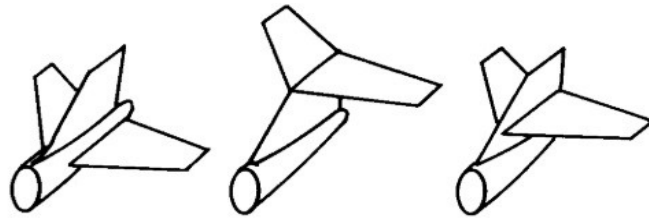
Ďalej je nutné zvoliť vhodný pôdorysný tvar krídla. Z hľadiska jednoduchosti výroby a ovládania na pádovej rýchlosti má najlepšie vlastnosti obdĺžnikový tvar. Má rovnaký profil po celom rozpätí a k odtrhávaniu prúdu dochádza na koreni krídla, nezasahuje do krídeliek. Má však najvyššiu hmotnosť a najvyšší indukovaný odpor. Eliptické krídlo má najnižší indukovaný odpor, ale k odtrhávaniu prúdu dochádza po celom rozpätí a z hľadiska výroby je veľmi zložitá. Volím **lichobežníkové** krídlo, ktoré je kompromisom medzi oboma tvarmi. Má nižší indukovaný odpor a hmotnosť ako obdĺžnikové krídlo. Problém s odtrhávaním prúdu sa dá vyriešiť vhodným aerodynamickým a geometrickým skrútením krídla, kedy dochádza k posunu bodu odtrhávania smerom ku koreňu krídla.



Obrázok 5.2 - Obdĺžnikový, lichobežníkový a eliptický tvar krídla a ich odtrhávanie prúdu [42]

5.2.2 Chvostové plochy

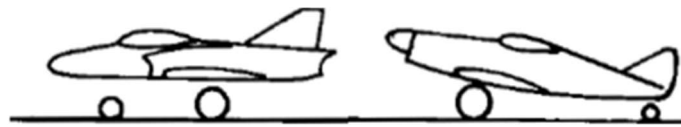
Volím **klasické** usporiadanie, vodorovné chvostové plochy sú upevnené na trupe lietadla.



Obrázok 5.3 - Klasické, T, a krížové chvostové plochy [42]

5.2.3 Podvozok

Volím pevný odpružený trojkolesový podvozok s riadením **predného** kolesa.



Obrázok 5.4 - Podvozok s predným a ostrohovým kolesom [42]

5.2.4 Pohonná jednotka

Uvažujem vrtuľu v **ťažnom** usporiadaní, kde pohonná jednotka vrátane elektromotora a palivového článku bude umiestnená v prednej časti trupu.



Obrázok 5.5 - Ťažné a tlačné usporiadanie vrtule [42]

5.2.5 Sedadlá

Sedadlá uvažujem umiestniť vedľa seba, z dôvodu možnosti lepšieho umiestnenia palivových nádrží v trupe.

5.2.6 Palivové nádrže

Uvažujem použitie dvoch nádrží, a ich umiestnenie volím za sedadlami, v ležatej polohe kolmo na smer letu, kde jedna nádrž bude umiestnená bližšie podlahe a druhá nad ňou. Obe budú uchytené na utesnenej, protipožiarnej stene, aby bola chránená posádka.

5.3 Štatistika hmotností a rozmerov vybraných ultraľahkých lietadiel

Na zlepšenie predstavy o hmotnosti a rozmeroch, ktoré chceme na novom koncepte dosiahnuť, je nižšie pridaná rozšírená štatistika uvedených lietadiel z Tabuľka 4.1, kde sú doplnené informácie potrebné pre návrhovú časť práce. Na základe priemeru týchto hodnôt bude dimenzovaný koncept.

Lietadlo	Výrobca	Prázdna hmotnosť	Plocha krídla	Rozpätie	Štíhlosť	Dĺžka	Výška
		m_{OEW} [kg]	S [m ²]	b [m]	λ [–]	l [m]	h [m]
Shark	Shark.Aero	295	9,50	7,90	6,57	6,85	2,50
Viper SD4	Tomark s.r.o.	292	10,45	8,34	6,66	6,40	2,20
WT9	Aerospool	264	10,50	8,92	7,58	6,46	1,85
Alto NG	DirectFly	320	10,60	8,20	6,34	6,15	2,25
DV-1 Skylark	Dova Aircraft	297	9,44	8,14	7,02	6,62	2,28
P28 SportCruiser	Czech Sport Aircraft	388	12,30	8,60	6,01	6,68	2,34
Skyleader 600	Jihlavan	285	11,85	9,90	8,27	7,10	2,46
SportStar	Evektor	309	10,60	8,65	7,06	5,98	2,48
Sparker	TL Ultralight	350	9,96	9,00	8,13	6,63	2,58
Sting S4	TL Ultralight	297	11,10	9,12	7,49	6,20	2,05
PRIEMERNÁ HODNOTA		310	10,63	8,68	7,11	6,51	2,30

Tabuľka 5.1 – Štatistika prázdnych hmotností a rozmerov vybraných ultraľahkých lietadiel

5.4 Návrh krídla

V tejto kapitole bude spravený návrh základných rozmerov krídla a výpočet jeho aerodynamických vlastností. Bolo zvolené dolnoplošníkove usporiadanie s lichobežníkovým pôdorysom. Ďalej je nutné zvoliť plochu, rozpätie, štihlosť a zúženie krídla, koreňovú a koncovú hĺbku profilu, vypočítať strednú aerodynamickú tetivu a nakoniec skrútenie krídla.

5.4.1 Plocha krídla

S prihliadnutím na štatistický rozbor uvedený v Tabuľka 5.1 volím veľkosť plochy krídla na nasledujúcu hodnotu:

$$S = 10,5 [m^2]$$

5.4.2 Rozpätie krídla

Vzhľadom na predpokladaný nízky výkon nového konceptu spôsobeným vodíkovým pohonom chceme tento fakt kompenzovať lepšími aerodynamickými vlastnosťami. Na zlepšenie doletu je dobré dimenzovať koncept s vyššou kĺzavosťou. Tá je priamo ovplyvnená štihlosťou krídla, ktorú vieme zvýšiť väčším rozpätím krídel. Príliš veľké rozpätie by malo za následok veľký ohybový moment v koreni krídla a preto aj zvýšenie hmotnosti. Preto oproti štatistike volím iba jemne nadpriemernú hodnotu rozpätia krídla:

$$b = 9,5 [m]$$

5.4.3 Štihlosť krídla

Tento parameter dáva do pomeru rozpätie a plochu krídla. Čím vyššia štihlosť, tým vyšší pomer c_L/c_D (kĺzavosť) a nižší indukovaný odpor. Typickým predstaviteľom veľkej štihlosti krídel sú vetrone. V našom prípade bude vyššia štihlosť znamenať možnosť dosiahnutia lepších letových vlastností pri danom výkone pohonnej jednotky. Vypočíta sa nasledovne:

$$\lambda = \frac{b^2}{S} = \frac{9,5^2}{10,5} = 8,6 [-]$$

5.4.4 Zúženie krídla

Tento pomer udáva podiel koreňovej a koncovej hĺbky profilu. V závislosti od neho sa odvíja rozloženie vztľaku po krídle, veľkosť indukovaného odporu a veľkosť c_{Lmax} . Z literatúry je odporúčaná hodnota 2 na dosiahnutie najnižšieho indukovaného odporu, a rozmedzie 2 až 2,5 na dosiahnutie najvyššieho c_{Lmax} [43]. Volím teda nasledovnú hodnotu:

$$\eta = \frac{c_o}{c_k} = 2 [-]$$

5.4.5 Koreňová a koncová hĺbka profilu

Po bližšom preskúmaní technickej dokumentácie jednotlivých výrobcov ultraľahkých lietadiel som zvolil nasledujúcu hodnotu koreňovej hĺbky profilu krídla:

$$c_o = 1,47 [m]$$

Keďže sme v predošlom kroku zvolili hodnotu zúženia krídla, koncová hĺbka profilu sa ľahko dopočíta pomocou nej nasledovne:

$$c_k = \frac{c_o}{\eta} = \frac{1,47}{2} = 0,74 [m]$$

5.4.6 Stredná aerodynamická tetiva

Je geometrická charakteristika, ktorá udáva dĺžku tetivy ekvivalentného obdĺžnikového krídla o rovnakej ploche. Zároveň prechádza ťažiskom jednej z polovic pôdorysu krídla. Je dôležitá na vyhodnotenie letových vlastností, keďže na tejto tetive sa nachádza aerodynamický stred kde pôsobí výslednica aerodynamických síl a zohráva taktiež dôležitú úlohu pri vyhodnocovaní polohy centráže lietadla, ktorá sa udáva v [%] c_{SAT} meraná od nábežnej hrany krídla. Analyticky sa jej dĺžka vypočíta nasledovne:

$$c_{SAT} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} c^2(y) \cdot d(y)$$

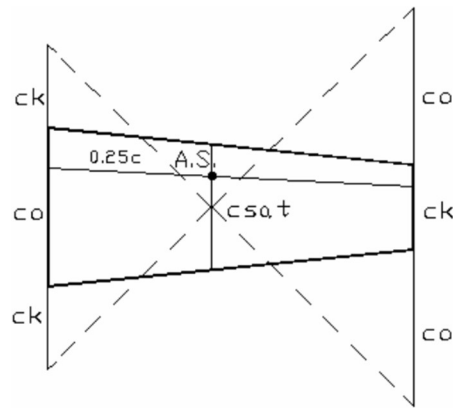
Poloha tetivy v pozdĺžnom smere od nábežnej hrany koreňa krídla:

$$x_{SAT} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} c(y) \cdot x(y) \cdot d(y)$$

Poloha tetivy po rozpätí krídla:

$$y_{SAT} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} c(y) \cdot y \cdot d(y)$$

Tieto parametre je možné pre lichobežníkový tvar získať dvoma spôsobmi. Približná veľkosť sa dá zistiť jednoduchou geometrickou konštrukciou, kedy preniesieme na nábežnú a odtokovú hranu koreňa krídla dĺžku koncovej hĺbky profilu a postup zopakujeme na konci krídla, kam preniesieme dvakrát hĺbku koreňového profilu. Priamky, ktoré vzniknú ako spojnice protilahlých úsečiek pretnutím označia polohu strednej aerodynamickej tetivy po rozpätí krídla. Toto konštrukčné riešenie znázorňuje Obrázok 5.6.



Obrázok 5.6 – Približná konštrukcia strednej aerodynamickej tetivy [44]

Presnejšie hodnoty dosiahneme numerickou integráciou. Existuje mnoho ľahko dostupných nástrojov na základné dimenzovanie krídla, a bol použitý program *AeroToolbox*, dostupný online [45], ktorý umožňuje zadať plochu, rozpätie, hĺbky koreňového a koncového profilu krídla, a ako výstup dostaneme okrem iného aj dĺžku a polohu strednej aerodynamickej tetivy. Predpokladám, že program výsledky numericky integruje, nakoľko dostávame relatívne presné hodnoty s viacerými desatinnými miestami. Tie vyšli nasledovne:

$$c_{SAT} = 1,146 [m]$$

$$x_{SAT} = 0,082 [m]$$

$$y_{SAT} = 2,111 [m]$$

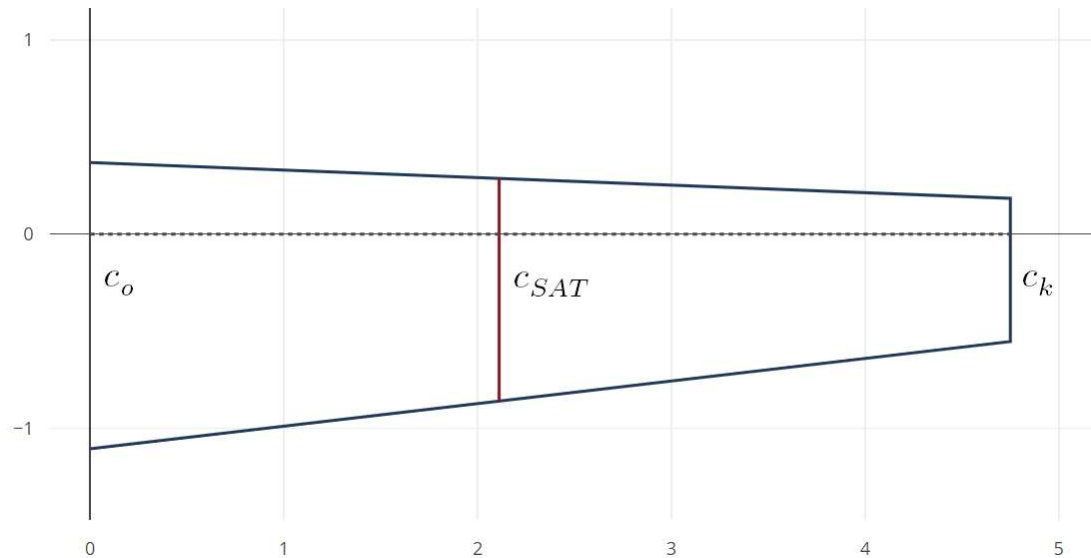
5.4.7 Základné charakteristiky a geometria krídla

Boli vypočítané všetky základné charakteristiky nového krídla. Výstupné hodnoty parametrov navrhovaného krídla sú pre prehľad práce zoradené v Tabuľka 5.2.

Plocha	$S [m^2]$	10,5
Rozpätie	$b [m]$	9,5
Štíhlosť	$\lambda [-]$	8,6
Zúženie	$\eta [-]$	2,0
Koreňová hĺbka profilu	$c_o [m]$	1,47
Koncová hĺbka profilu	$c_k [m]$	0,74
Dĺžka strednej aerodynamickej tetivy	$c_{SAT} [m]$	1,146
Poloha SAT v pozdĺžnom smere	$x_{SAT} [m]$	0,082
Poloha SAT po rozpätí krídla	$y_{SAT} [m]$	2,111

Tabuľka 5.2 – Návrhové parametre nového krídla

Zvolený výpočtový nástroj ponúka ako výstup aj geometriu navrhovaného krídla s označením strednej aerodynamickej tetivy a štvrtinovej čiary. Dostávame tak lepšiu predstavu o tvare a pomeroch krídla. Geometria návrhu je zjavná z Obrázok 5.7.



Obrázok 5.7 – Geometria navrhovaného krídla

5.4.8 Potrebný vztlakový súčiniteľ profilu

Pred voľbou vhodného profilu krídla je nutné najprv vypočítať potrebný vztlakový súčiniteľ, ktorý má vybraný profil dosahovať. Vychádzať budeme zo silovej rovnováhy vztlaku a tiaže celého lietadla pre dva dôležité režimy letu, a to cestovnú a pádovú rýchlosť. Bude tak zabezpečené, že vybraný profil a tým pádom aj navrhované krídlo tieto hodnoty v daných režimoch dosahujú. Všetky vzorce uvedené v ďalších riadkoch sú prevzaté z kníh [42] a [46]. Začneme výpočtom súčiniteľa vztlaku celého lietadla potrebného počas cestovnej rýchlosti:

$$L = G$$

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_C^2 \cdot S \cdot c_L = m_{TOW} \cdot g$$

$$c_L = \frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{\rho \cdot v_C^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot 600 \cdot 9,81}{1,225 \cdot \left(\frac{150}{3,6}\right)^2 \cdot 10,5} = 0,527 [-]$$

Vztlak celého lietadla môžeme rozložiť na vztlak spôsobený krídlom a chvostovými plochami, kde vztlak od chvostových plôch predstavuje približne 10% vztlaku celého lietadla:

$$c_L = c_{L,kr} - c_{L,VOP} ; (c_{L,VOP} \approx 0,1 \cdot c_L)$$

Dostávame potrebný súčiniteľ vztlaku celého krídla:

$$c_{L,kr} = c_L + c_{L,VOF} = c_L + 0,1 \cdot c_L$$

$$c_{L,kr} = 1,1 \cdot c_L = 1,1 \cdot 0,527 = 0,579 [-]$$

Samotný súčiniteľ vztlaku profilu musí mať oproti krídlu ešte vyššiu hodnotu:

$$c_{L,pro} = \frac{c_{L,kr}}{0,85} = \frac{0,579}{0,85} = 0,681 [-]$$

Prvotný odhad maximálneho vztlakového súčiniteľa ktorý má krídlo dosiahnuť na pádovej rýchlosti v pristávacej konfigurácii zistíme za pomoci predpisu CS-LSA, podľa ktorého rýchlosť v_{S0} nesmie byť väčšia ako 83km/h CAS pri maximálnej vzletovej hmotnosti m_{TOW} .

$$c_{LmaxS0} = 1,1 \cdot \frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{\rho \cdot v_{S0}^2 \cdot S} = 1,1 \cdot \frac{2 \cdot 600 \cdot 9,81}{1,225 \cdot \left(\frac{83}{3,6}\right)^2 \cdot 10,5} = 1,894 [-]$$

5.4.9 Voľba profilu

Dostávame sa k aerodynamickej optimalizácii, kedy budeme voliť vhodné profily pre koreňovú a koncovú časť krídla. Tu budeme taktiež vychádzať z dostupných znalostí o použitých profiloch na ultralhkých lietadlách uvedených v Tabuľka 4.1 a taktiež zo záverečnej práce *Vývoj a prehľad leteckých profilů* [47]. Na zvolenie vhodného profilu je nutné najskôr určiť pre aký rozsah rýchlostí budeme vyhodnocovať aerodynamické charakteristiky profilov. V našom prípade nás najviac zaujíma cestovný režim, počas ktorého by lietadlo malo dosahovať najoptimálnejšie aerodynamické vlastnosti. Charakteristiky jednotlivých profilov sú vyhodnocované pre rôzne Reynoldsove čísla, ktoré dávajú do súvislosti zotrvačné sily a viskozitu okolitého média. To umožňuje rozlišovať medzi laminárnym a turbulentným prúdením a zohľadňuje taktiež rýchlosť nabiehajúceho prúdu. Vypočíta sa nasledovne:

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot l}{\mu} = \frac{v \cdot l}{\nu}$$

Kde ρ je hustota vzduchu, v je rýchlosť nabiehajúceho prúdu, l je charakteristický rozmer (dĺžka tetivy), μ je dynamická a ν kinematická viskozita vzduchu. Vlastnosti vzduchu uvažujem pre výšku 0m ISA, ktoré sú uvedené v Tabuľka 5.3.

t [°C]	ρ [kg/m ³]	ν [m ² /s]	a [m/s]
15,1	1,225	$1,461 \cdot 10^{-5}$	340,3

Tabuľka 5.3 – Vlastnosti vzduchu pre 0m ISA [48]

Ako charakteristický rozmer bola zvolená koreňová dĺžka tetivy, a ako rýchlosť nabiehajúceho prúdu spomenutá cestovná rýchlosť. Máme tak všetky potrebné hodnoty na vypočítanie Reynoldsovoho čísla, podľa ktorého budú vyhodnotené aerodynamické profily. Platí:

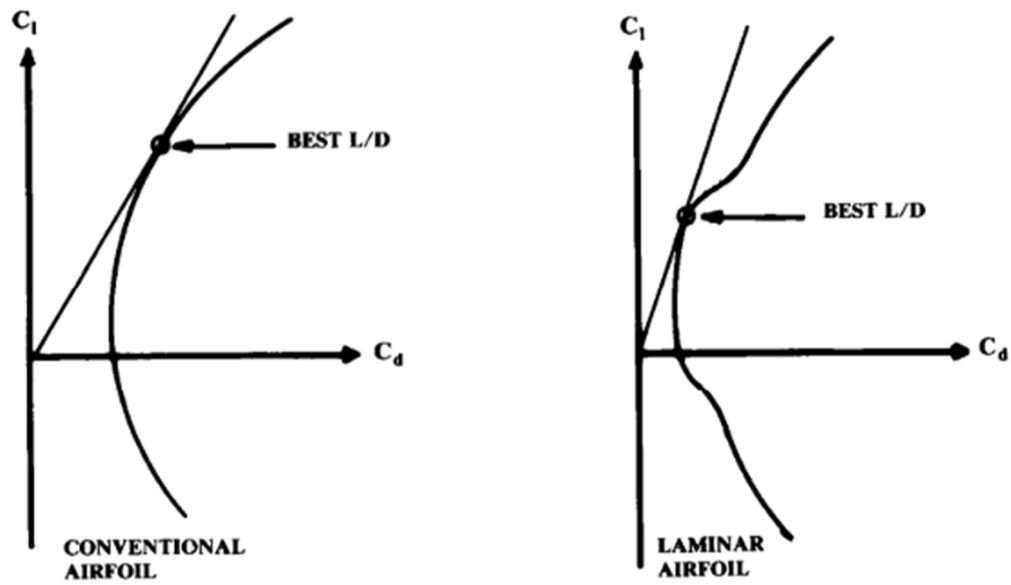
$$Re = \frac{v \cdot l}{\nu} = \frac{150 \cdot 1,47}{3,6 \cdot 1,461 \cdot 10^{-5}} = 4\,192\,334$$

Aerodynamické charakteristiky tak budú vyhodnocované pre hodnotu $Re = 4 \cdot 10^6$. Získať informácie o profiloch možno dvoma spôsobmi, a to simuláciou, alebo odčítaním dát z meraní profilov vo veterných tuneloch. Nakoľko informácie z meraní vo veterných tuneloch pre dané profily boli ľahko dostupné z databázy *NASA Technical Reports Server* [49], rozhodol som sa pre druhú možnosť. Nasledujúci zoznam nám dáva prehľad o typických profiloch používaných na ultralightových lietadlách, z ktorých bude vybratý najvhodnejší pre náš návrh.

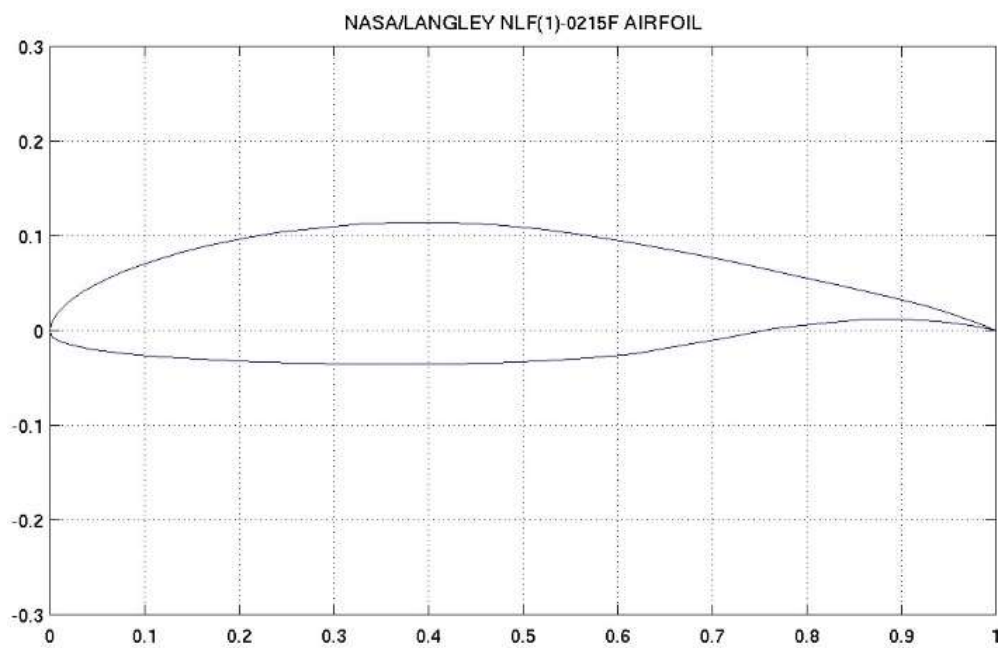
Profil	c_{Lmax} [-]	$c_{L\alpha}$ [1/rad]	α_0 [°]	$(c_L/c_D)_{max}$ [-]	c_{D0} [-]
NASA/LANGLEY MS(1)-0313	1,949	6,567	-2,962	110,82	0,0064
NASA/LANGLEY LS(1)-0417 MOD	1,997	7,072	-4,200	119,63	0,0088
NASA/LANGLEY LS(1)-0413 MOD	1,839	6,640	-4,015	116,28	0,0074
NACA 2412	1,589	5,778	-2,409	90,91	0,0072
NACA 2415	1,420	5,948	-1,743	96,06	0,0069
NACA 4412	1,496	5,795	-3,299	125,54	0,0071
NASA/LANGLEY NLF(1)-0215F	1,634	6,188	-5,666	159,47	0,0079
NASA/LANGLEY NLF(1)-0414F	1,708	6,188	-4,488	141,60	0,0068
NASA/LANGLEY NLF(1)-0115	1,511	6,246	-2,234	113,96	0,0047

Tabuľka 5.4 - Prehľad často používaných profilov, hodnoty pre $Re = 4 \cdot 10^6$

Na základe vyššie uvedených dát som sa rozhodol pre laminárny profil **NASA/LANGLEY NLF(1)-0215F** pre koreňovú aj koncovú časť. Hlavným dôvodom jeho výberu je dosiahnutie najvyššej hodnoty klzavosti $(c_L/c_D)_{max}$, a taktiež charakter jeho obtekania. Z dôvodu jeho geometrie je oproti bežným profilom bod prechodu medzi laminárnym a turbulentným prúdením umiestnený hlbšie na tetive smerom k odtokovej hrane. Laminárne profily sú typické veľmi nízkymi hodnotami aerodynamického odporu v oblasti tzv. laminárnej bubliny, ktorá charakterizuje ich odporové poláry. Tento rozdiel medzi bežným a laminárnym profilom znázorneným na odporových polárach je vidno na Obrázok 5.8. Pre zlepšenie ovládateľnosti na pádovej rýchlosti bude krídlo navyše geometricky krútené, a to v koreňovej aj koncovej časti krídla. Geometria profilu je zjavná z Obrázok 5.9. Všetky potrebné údaje a bližšia špecifikácia geometrie vybraného profilu sú uvedené v Tabuľka 5.5.



Obrázok 5.8 – Odporová polára bežného a laminárneho profilu [42]



Obrázok 5.9 – Zvolený laminárny profil NASA/LANGLEY NLF(1)-0215F [50]

NASA/LANGLEY NLF(1)-0215F		
Maximálny vztlakový súčiniteľ	$c_{Lmax} [-]$	1,634
Uhol nábehu pri max. vztlakovom súčiniteli	$\alpha@c_{Lmax} [^\circ]$	12,354
Hodnota maximálnej kĺzavosti	$(c_L/c_D)_{max} [-]$	159,47
Vztlakový súčiniteľ pri max. kĺzavosti	$c_L@(c_L/c_D)_{max} [-]$	1,012
Uhol nábehu pri max. kĺzavosti	$\alpha@(c_L/c_D)_{max} [^\circ]$	3,420
Sklon vztlakovej čiary	$c_{L\alpha} [1/rad]$	6,188
Uhol nábehu pri nulovom vztlaku	$\alpha_0 [^\circ]$	-5,666
Odporový súčiniteľ pri nulovom vztlaku	$c_{D0} [-]$	0,0079
Hrúbka	[%]	15,0
Poloha max. hrúbky	[%]	37,7
Prehnutie	[%]	4,0
Poloha max. prehnutia	[%]	42,3

Tabuľka 5.5 – Doplnené aerodynamické charakteristiky vybraného profilu

Aerodynamické poláry sú súčasťou Príloha 1, dostupné z [51] a [52]. Tu je dôležité podotknúť, že merania neboli prevedené priamo pre nami zvolené Reynoldsove číslo, ale pre $Re = 3 \cdot 10^6$ a $Re = 6 \cdot 10^6$. Výsledky uvedené pre zvolený profil v Tabuľka 5.5 vznikli na základe priemeru hodnôt získaných z týchto dostupných aerodynamických meraní vo veternom tuneli.

5.4.10 Skrútenie krídla

Na posun bodu odtrhávania prúdu smerom ku koreňu krídla a lepšej ovládateľnosti blízko pádovej rýchlosti volím nasledujúce hodnoty geometrického skrútenia krídla. Kladný uhol znamená skrútenie smerom nahor, záporný zas nadol.

Skrútenie koreňového profilu	Skrútenie koncového profilu
$\varphi_o [^\circ]$	$\varphi_k [^\circ]$
+1	-2

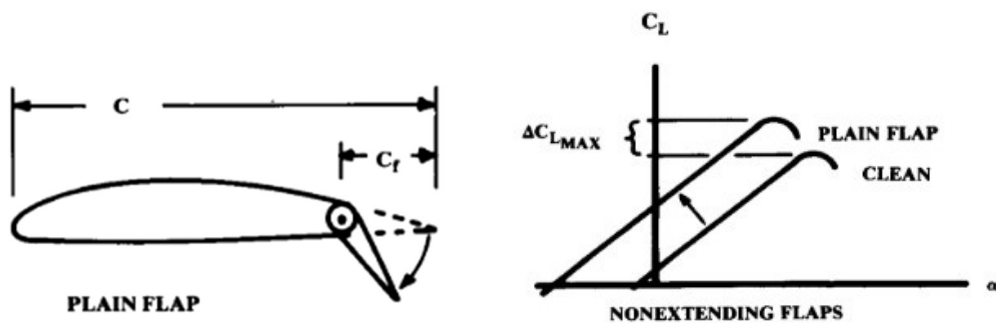
Tabuľka 5.6 – Geometrické skrútenie profilov

5.4.11 Vztlaková mechanizácia

Na zvýšenie súčiniteľa vztlaku pri pristávaní potrebuje krídlo vztlakovú mechanizáciu. Volím jednoduchú klapku, ktorej parametre a geometria sú zjavné z Tabuľka 5.7 a Obrázok 5.10.

Hĺbka klapky	Dĺžka klapky	Počiatok klapky	Koniec klapky	Plocha klapky	Max. výchylka klapky
$c_f [\% c]$	$l_f [m]$	$l_{f1} [m]$	$l_{f2} [m]$	$S_f [m^2]$	$\delta_f [^\circ]$
30	2,70	0,80	3,50	0,923	35

Tabuľka 5.7 – Parametre navrhovanej klapky



Obrázok 5.10 – Geometria jednoduchej klapky a prírastok vztlaku [42]

Prírastok vztlaku od jednoduchej klapky je podľa literatúry [42] približne $\Delta c_{Lmax} \approx 0,9 [-]$.

5.4.12 Krídelko

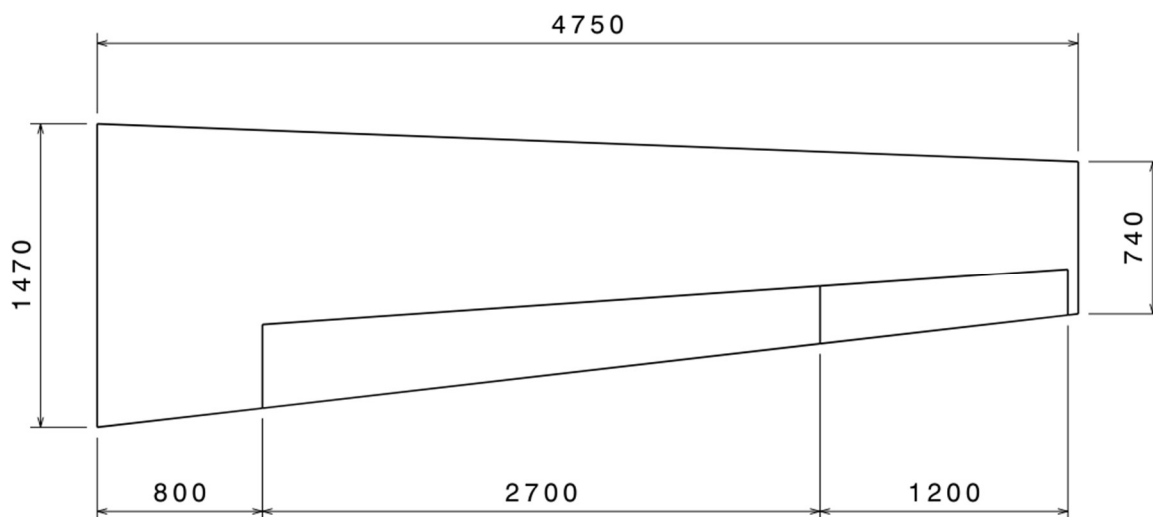
Veľkosť krídeliek priamo ovplyvňuje ovládateľnosť lietadla. Nakoľko nie sú kladené vysoké požiadavky na rýchlosť klonenia, volím nasledujúce hodnoty na základe bežných krídeliek.

Hĺbka krídelka	Dĺžka krídelka	Počiatok krídelka	Koniec krídelka	Plocha krídelka	Max. výchylka krídelka
c_a [% c]	l_a [m]	l_{a1} [m]	l_{a2} [m]	S_a [m ²]	δ_a [°]
30	1,20	3,50	4,70	0,302	± 10

Tabuľka 5.8 – Parametre navrhovaného krídelka

5.4.13 Výsledná geometria navrhnutého krídla

Dostávame tak kompletnú geometriu pôdorysu navrhnutého krídla, zjavnú z Obrázok 5.11.

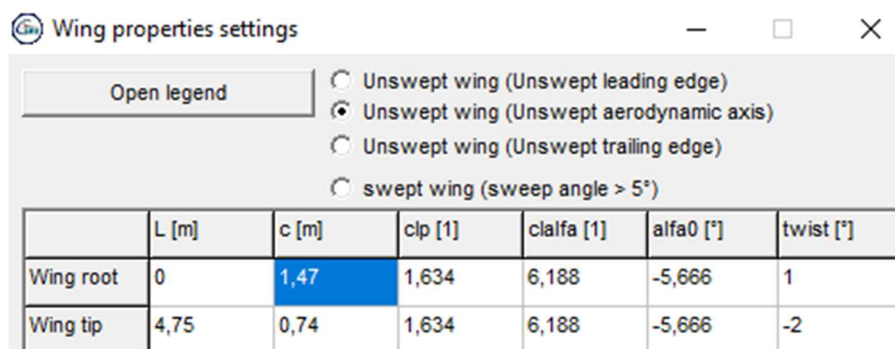


Obrázok 5.11 – Pôdorys navrhnutého krídla s vyznačením klapky a krídelka, rozmery v [mm]

5.4.14 Rozloženie súčiniteľa vztlaku po krídle

Po navrhnutí všetkých geometrických rozmerov a zvolení profilu krídla je potrebné vyhodnotiť jeho aerodynamické vlastnosti. Na vyhodnotenie rozloženia súčiniteľa vztlaku po krídle pre rôzne konfigurácie (čistá, s klapkami) bol použitý program Glauert III [53].

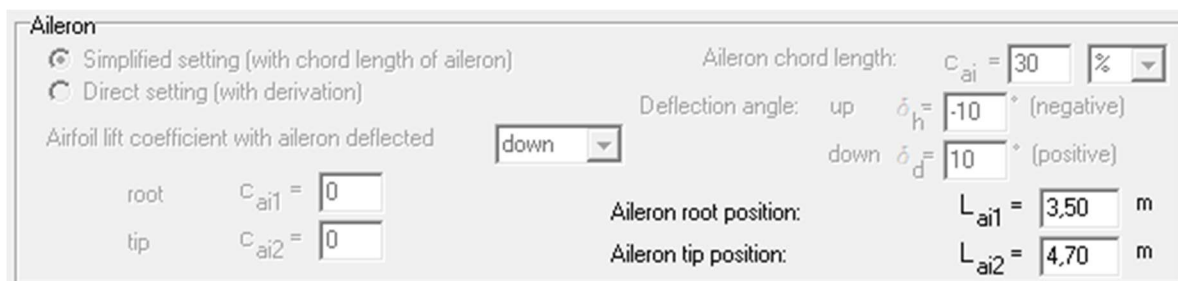
Na začiatku boli nastavené všetky parametre krídla, a to polorozpätie, dĺžky tetív, maximálny vztlakový súčiniteľ, sklon vztlakovej čiary, uhol nábehu pri nulovom vztlaku a taktiež geometrické skrútenie, vždy pre koreňový aj koncový profil, viď. Obrázok 5.12.



	L [m]	c [m]	clp [1]	clalfa [1]	alfa0 [°]	twist [°]
Wing root	0	1,47	1,634	6,188	-5,666	1
Wing tip	4,75	0,74	1,634	6,188	-5,666	-2

Obrázok 5.12 – Nastavenie vstupných parametrov krídla

Boli taktiež doplnené potrebné údaje o krídelku a klapke, viď. Obrázok 5.13 a Obrázok 5.14.



Aileron

Simplified setting (with chord length of aileron)
 Direct setting (with derivation)

Aileron chord length: $C_{ai} = 30$ %

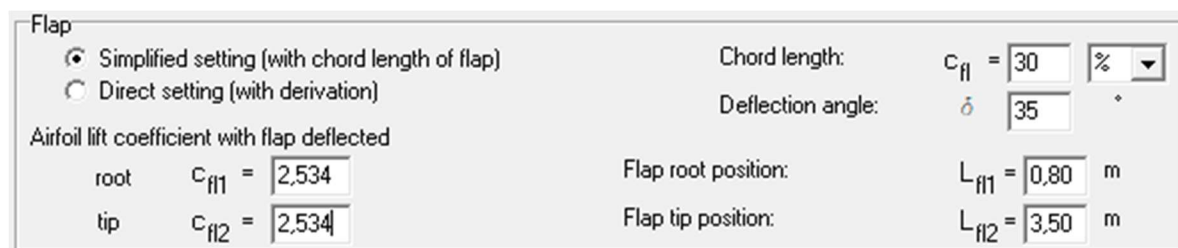
Deflection angle: up $\delta_h = -10$ ° (negative)
down $\delta_d = 10$ ° (positive)

Airfoil lift coefficient with aileron deflected: down

root $C_{ai1} = 0$
tip $C_{ai2} = 0$

Aileron root position: $L_{ai1} = 3,50$ m
Aileron tip position: $L_{ai2} = 4,70$ m

Obrázok 5.13 – Nastavenie parametrov krídelka



Flap

Simplified setting (with chord length of flap)
 Direct setting (with derivation)

Chord length: $C_{fl} = 30$ %

Deflection angle: $\delta = 35$ °

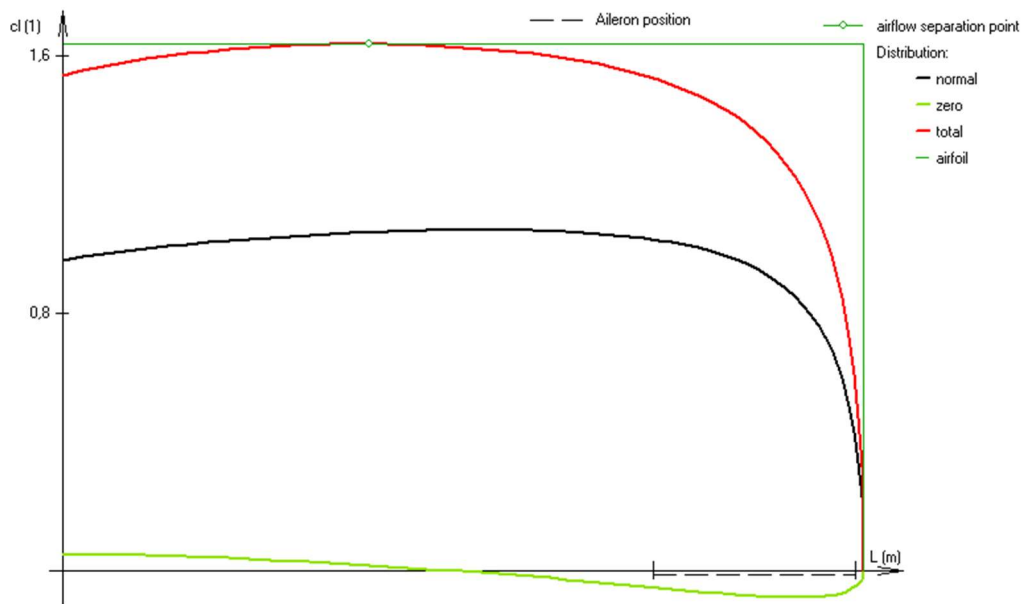
Airfoil lift coefficient with flap deflected

root $C_{fl1} = 2,534$
tip $C_{fl2} = 2,534$

Flap root position: $L_{fl1} = 0,80$ m
Flap tip position: $L_{fl2} = 3,50$ m

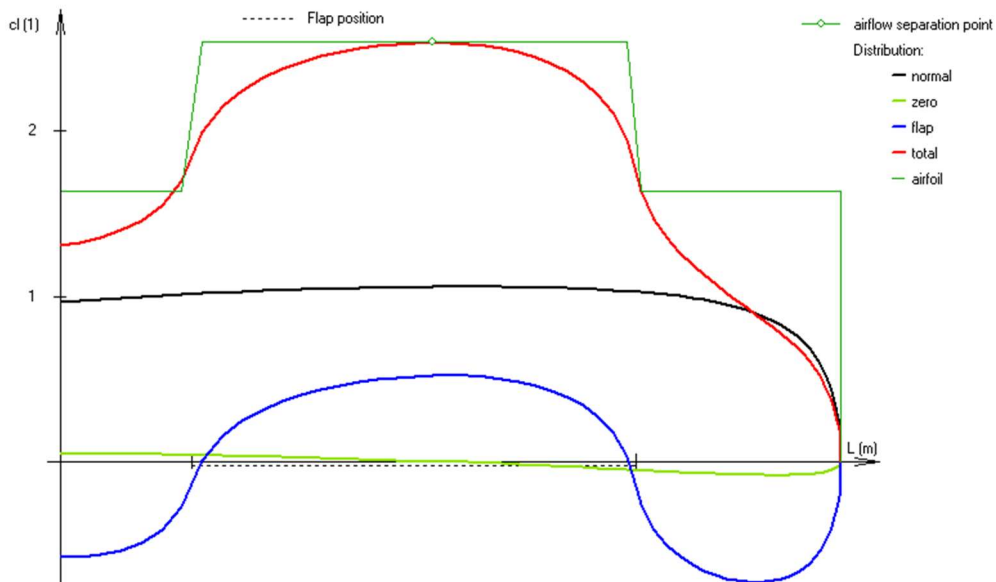
Obrázok 5.14 – Nastavenie parametrov klapky

Rozloženie súčiniteľa vzlaku pre obidve konfigurácie zobrazujú Obrázok 5.15 a Obrázok 5.16



Obrázok 5.15 – Rozloženie súčiniteľa vzlaku po rozpätí pre čistú konfiguráciu

Zásoba vzlaku pri koreni krídelka ma hodnotu 0,1048 a je dostatočná. Bod odtrhnutia prúdu je mimo krídelko, bližšie ku koreňovej časti krídla, tak ako bolo navrhované. Hodnota maximálneho súčiniteľa vzlaku celého krídla v čistej konfigurácii je $c_{LmaxS1} = 1,5377$.



Obrázok 5.16 – Rozloženie súčiniteľa vzlaku po rozpätí pre pristávaciu konfiguráciu

Maximálny súčiniteľ vztlaku v pristávacej konfigurácii je $c_{LmaxS} = 1,8993$, takže vyhovuje.

Na základe týchto údajov tak vieme vypočítať skutočnú pádovú rýchlosť pre čistú a pristávaciu konfiguráciu. Budem uvažovať, že súčiniteľ vztlaku krídla je rovnaký ako celého lietadla.

$$v_{S1} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{\rho \cdot c_{LmaxS1} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1,5377 \cdot 10,5}} = 24,4 \left[\frac{m}{s} \right] = 87,8 [km/h]$$

$$v_{S0} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{\rho \cdot c_{LmaxS0} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1,8993 \cdot 10,5}} = 21,9 \left[\frac{m}{s} \right] = 78,8 [km/h]$$

Z výsledkov vidno, že pádová rýchlosť v pristávacej konfigurácii v_{S0} je nižšia ako 83km/h, takže navrhnuté krídlo splňuje požiadavky predpisu.

5.5 Návrh chvostových plôch

V tejto kapitole bude spravený návrh vodorovných a zvislých chvostových plôch. Ich hlavným účelom je vyrovnanie síl, ktoré spôsobuje krídlo a zabezpečiť tak momentovú rovnováhu okolo ťažiska lietadla. Pre jednoduchosť v označovaní a väčší prehľad budú použité zaužívané skratky z českej leteckej nomenklatúry, a to VOP a SOP.

5.5.1 Mohutnosť chvostových plôch

Základný návrhový parameter týchto plôch je mohutnosť, ktorá vychádza z vyššie popísanej momentovej rovnováhy krídla a chvostových plôch. Jedná sa o bezrozmernú veličinu, ktorá dáva do súvislosti plochu a rameno chvostovej plochy s geometrickými charakteristikami krídla, a počíta sa rozdielne pre VOP a SOP podľa nasledujúcich dvoch rovníc:

$$V_{VOP} = \frac{l_{VOP} \cdot S_{VOP}}{c_{SAT} \cdot S}$$

$$V_{SOP} = \frac{l_{SOP} \cdot S_{SOP}}{b \cdot S}$$

Kde parameter l udáva dĺžku ramena chvostovej plochy, meranej od štvrtinovej čiary krídla ku štvrtinovej čiare chvostovej plochy. Typické hodnoty mohutností udáva Tabuľka 5.9.

Mohutnosť VOP	Mohutnosť SOP
$V_{VOP} [-]$	$V_{SOP} [-]$
0,50	0,04

Tabuľka 5.9 – Hodnoty mohutností chvostových plôch pre kategóriu ultralhkých lietadiel [42]

5.5.2 Veľkosť chvostových plôch

Hlavné rozmery VOP a SOP, ktoré potrebujeme vypočítať, je ich plocha. Tie obdržíme jednoduchou úpravou vzorcov popisujúcim výpočet ich mohutností. Jediné rozmery, ktoré nám chýbajú, sú dĺžky ramien. Podľa zdroja [54] ako prvotný odhad ramena pre VOP aj SOP možno vypočítať ako 60% dĺžky trupu, ktorú predbežne odhadujem na 6,5m podľa štatistiky uvedenej v Tabuľka 5.1. Dostávame tak prvú referenčnú hodnotu ramena. Platí:

$$l_{ref} = l_{VOP} \approx l_{SOP} \approx 0,6 \cdot l_{trup} = 0,6 \cdot 6,5 = 3,9 \text{ [m]}$$

Po porovnaní s technickou dokumentáciou lietadiel z rovnakej kategórie, a po uvážení referenčnej hodnoty som sa rozhodol zvoliť nasledujúce dĺžky ramien, uvedené v Tabuľka 5.10.

Rameno VOP	Rameno SOP
$l_{VOP} \text{ [m]}$	$l_{SOP} \text{ [m]}$
3,64	3,57

Tabuľka 5.10 – Zvolené dĺžky ramien chvostových plôch

Veľkosti chvostových plôch možno ľahko dopočítať nasledovne.

$$S_{VOP} = \frac{V_{VOP} \cdot c_{SAT} \cdot S}{l_{VOP}} = \frac{0,5 \cdot 1,146 \cdot 10,5}{3,64} = 1,653 \text{ [m}^2\text{]}$$

$$S_{SOP} = \frac{V_{SOP} \cdot b \cdot S}{l_{SOP}} = \frac{0,04 \cdot 9,5 \cdot 10,5}{3,57} = 1,117 \text{ [m}^2\text{]}$$

Pre prehľadnosť uvádzam vypočítané hodnoty v Tabuľka 5.11.

Plocha VOP	Plocha SOP
$S_{VOP} \text{ [m}^2\text{]}$	$S_{SOP} \text{ [m}^2\text{]}$
1,653	1,117

Tabuľka 5.11 – Vypočítané veľkosti chvostových plôch

5.5.3 Štíhlosť chvostových plôch

Tak ako pri nosnom krídle, tak aj pri chvostových plochách má štíhlosť vplyv na jeho aerodynamické charakteristiky. Preto je dobré tieto hodnoty zvoliť na základe odporúčania odbornej literatúry. Podľa zdroja [54], kde sú porovnané rôzne metódy dimenzovania chvostových plôch sa typické hodnoty štíhlostí VOP pohybujú v rozmedzí 3,5 až 5, a SOP v rozmedzí 1,2 až 1,8. S prihliadnutím na tieto obmedzenia a po porovnaní rozmerov na lietadlách v rovnakej kategórii volím nasledujúce hodnoty uvedené v Tabuľka 5.12.

Štíhlosť VOP	Štíhlosť SOP
$\lambda_{VOP} [-]$	$\lambda_{SOP} [-]$
4,6	1,3

Tabuľka 5.12 – Zvolené hodnoty štíhlostí chvostových plôch

5.5.4 Rozpätie chvostových plôch

Po zvolení štíhlostí je možné ľahko dopočítať rozpätie VOP a SOP. Pojmom rozpätie pri SOP uvažujeme jej dĺžku od spodnej časti trupu po najvyššiu časť smerového kormidla. Platí:

$$b_{VOP} = \sqrt{\lambda_{VOP} \cdot S_{VOP}} = \sqrt{4,6 \cdot 1,653} = 2,757 [m]$$

$$b_{SOP} = \sqrt{\lambda_{SOP} \cdot S_{SOP}} = \sqrt{1,3 \cdot 1,117} = 1,205 [m]$$

Vypočítané hodnoty sú rovnakým spôsobom pre lepší prehľad uvedené v

Rozpätie VOP	Rozpätie SOP
$b_{VOP} [m]$	$b_{SOP} [m]$
2,757	1,205

Tabuľka 5.13 – Vypočítané hodnoty rozpätí chvostových plôch

5.5.5 Koreňová a koncová hĺbka profilu chvostových plôch

Po porovnaní s technickou dokumentáciou lietadiel z rovnakej kategórie som sa rozhodol pre nasledujúce hĺbky koreňových a koncových profilov chvostových plôch uvedené v Tabuľka 5.14. Ich správnosť je overená na základe výpočtu zúženia v Kapitola 5.5.6.

Koreňová hĺbka VOP	Koncová hĺbka VOP	Koreňová hĺbka SOP	Koncová hĺbka SOP
$c_{o,VOP} [m]$	$c_{k,VOP} [m]$	$c_{o,SOP} [m]$	$c_{k,SOP} [m]$
0,80	0,60	1,25	0,55

Tabuľka 5.14 – Zvolené hodnoty hĺbok profilov VOP a SOP

5.5.6 Zúženie chvostových plôch

Posledný dôležitý parameter ktorého správnosť treba overiť je zúženie. Táto hodnota taktiež ovplyvňuje aerodynamiku návrhu, a preto bude skontrolovaná na základe odporúčenia odbornej literatúry [54]. Tá udáva hodnotu zúženia VOP v rozmedzí 1 až 3,5 a SOP v rozmedzí hodnôt 1,4 až 3,8. Tieto hodnoty sú zaokrúhlené, nakoľko anglosaská literatúra hodnotu zúženia udáva ako prevrátenú hodnotu, čiže podiel koncovej a koreňovej hĺbky tetivy. Hodnoty zúžení sa vypočítajú nasledovne:

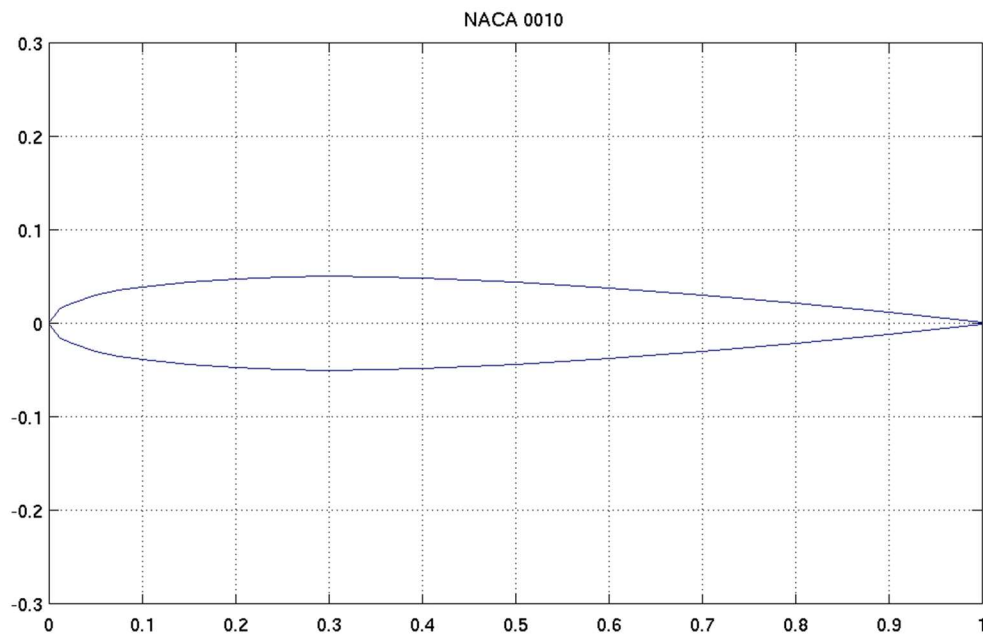
$$\eta_{VOP} = \frac{c_{o,V}}{c_{k,VOP}} = \frac{0,8}{0,6} = 1,33 [-]$$

$$\eta_{SOP} = \frac{c_{o,SOP}}{c_{k,SOP}} = \frac{1,25}{0,55} = 2,27 [-]$$

Je vidno, že zvolená geometria chvostových plôch vyhovuje návrhovým obmedzeniam.

5.5.7 Profil chvostových plôch

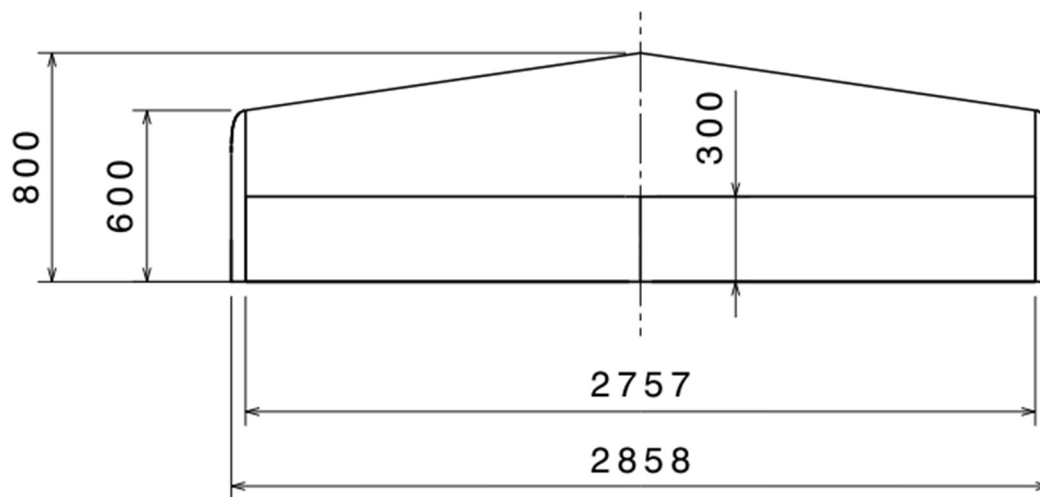
Medzi hlavné požiadavky kladené na profil chvostových plôch patrí dostatočná hrúbka, aby boli schopné odolať namáhaniu od síl pôsobiacich počas letu, ďalej malý aerodynamický odpor a špeciálne pri VOP je dôležité, aby na pádovej rýchlosti lietadla došlo k odtrhnutiu prúdu vzduchu najskôr na krídle, až potom na VOP, aby bola zaručená ovládateľnosť. Dôležitá je tiež vzájomná poloha chvostových plôch, SOP by nemala ležať v úplave VOP, aby bola zaručená ovládateľnosť smerového kormidla počas vývrtky. Najčastejšie sa na chvostových plochách používajú symetrické profily. Nakoľko detailnejšia aerodynamická analýza chvostových plôch nie je cieľom tejto práce, volím profil **NACA 0010**, pre VOP aj SOP, ktorý je znázornený na Obrázok 5.17. Jedná sa o typický profil na tento účel.



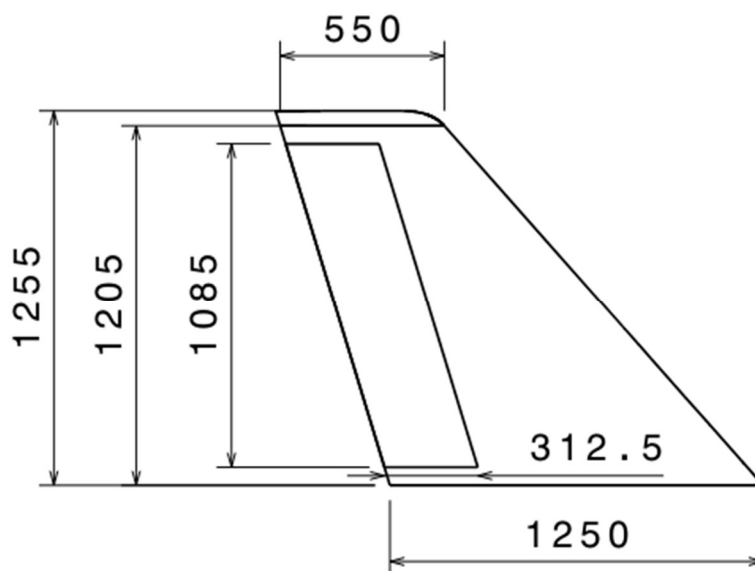
Obrázok 5.17 – Zvolený profil chvostových plôch NACA 0010 [50]

5.5.8 Výsledná geometria navrhnutých chvostových plôch

Návrh VOP a SOP so zakótovanými hlavnými rozmermi sú zobrazené na Obrázok 5.18 a Obrázok 5.19. Výsledný návrh oboch chvostových plôch bol modelovaný aj s aerodynamickými zakončeniami koncových profilov, takže konečné rozmery sú trochu väčšie. Taktiež je naznačené výškové a smerové kormidlo, pre lepšiu celkovú predstavu o geometrii. Nakoľko nebude prebiehať rozsiahlejšia aerodynamická analýza VOP a SOP, rozmery VK a SK boli zvolené na základe odhadu z výkresovej dokumentácie lietadiel v rovnakej kategórii.



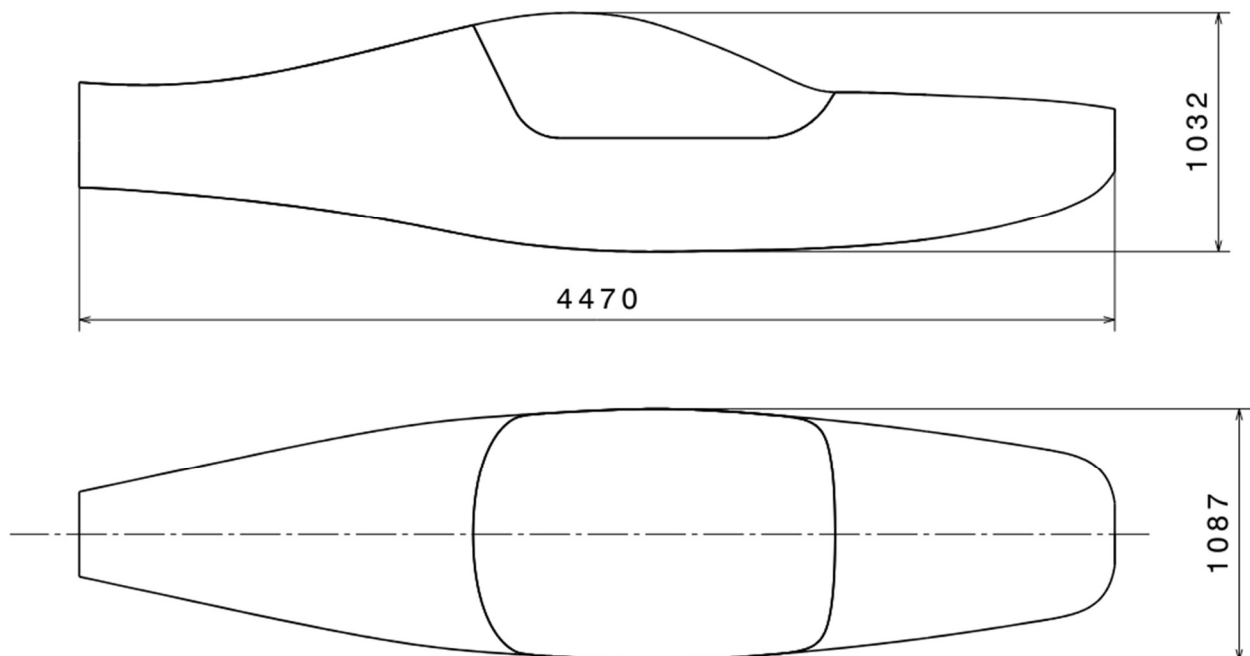
Obrázok 5.18 – Pôdorys navrhnutej VOP s vyznačením VK, rozmery v [mm]



Obrázok 5.19 – Bokorys navrhnutej SOP s vyznačením SK, rozmery v [mm]

5.6 Návrh trupu

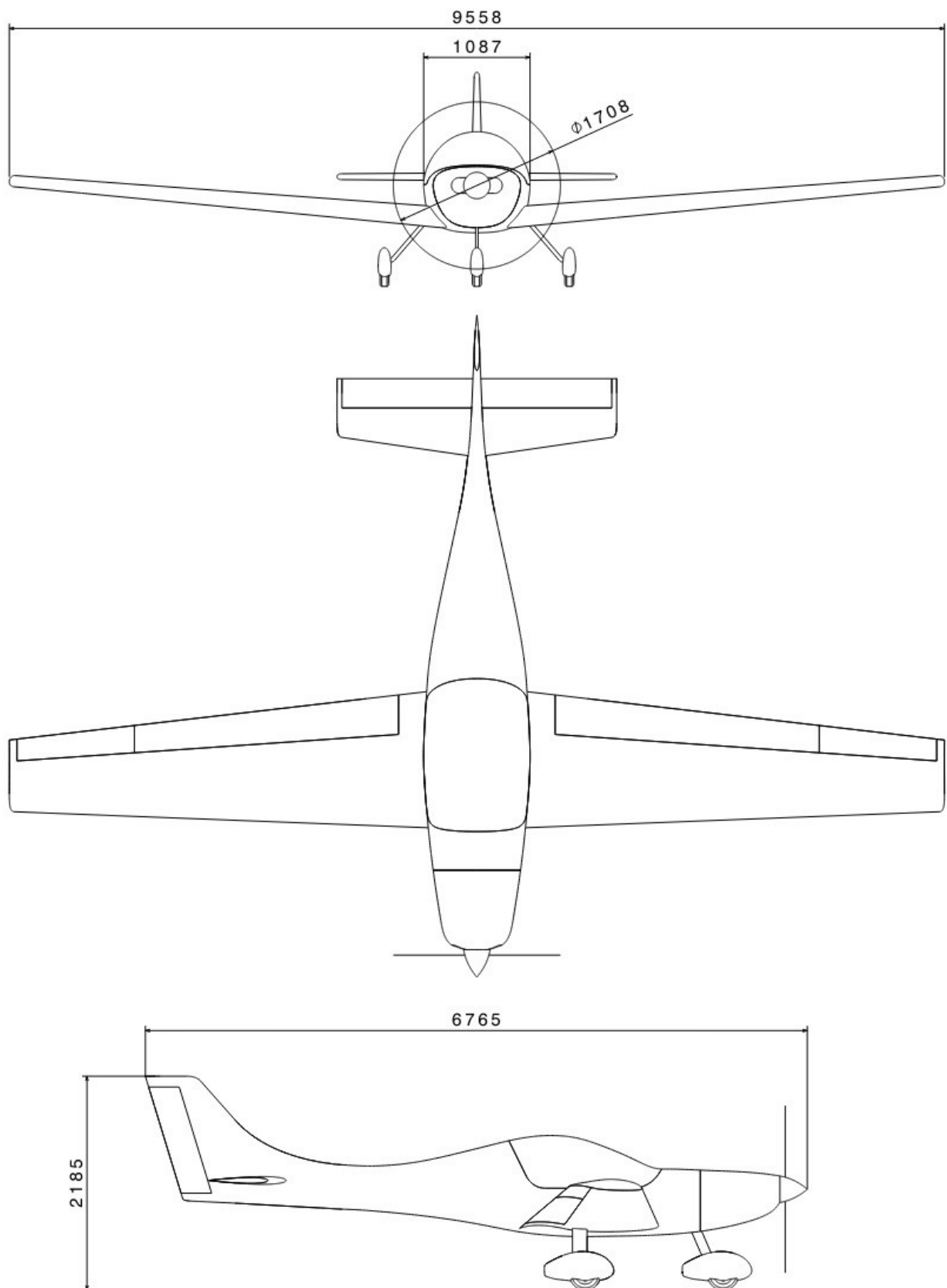
Pri návrhu trupu boli brané do úvahy tri hlavné faktory. Prvým z nich je šírka trupu, nakoľko bolo zvolené usporiadanie sedadiel vedľa seba. Typická hodnota šírky trupu pre lietadlá v rovnakej kategórii sa pohybuje okolo hodnoty 1,1m. Šírka trupu je dôležitá taktiež z hľadiska umiestnenia palivových nádrží, ktoré sa musia do tejto veľkosti zmestiť. Dĺžka zvolených nádrží je 0,9m, takže je zaistená ich integrácia v trupe. Keďže budú umiestnené za sedadlami, bolo zúženie trupu v mieste ukončenia preskleného krytu kabíny smerom k chvostovým plochám veľmi pozvoľné, aby bol pre nich dostatočný priestor. Druhým z faktorov je dĺžka trupu. Tá ovplyvňuje celkovú hmotnosť lietadla ako aj ramená chvostových plôch. Nakoľko predbežná dĺžka celého lietadla bola z priemeru určená na 6,5m, má navrhnutý trup dĺžku približne 4,5m. Tretím a posledným faktorom je výška trupu v mieste pilota a pasažiera, ktorú som zvolil na približne 1m. Navrhnutý trup je znázornený na Obrázok 5.20.



Obrázok 5.20 – Výsledná geometria navrhnutého trupu, rozmery v [mm]

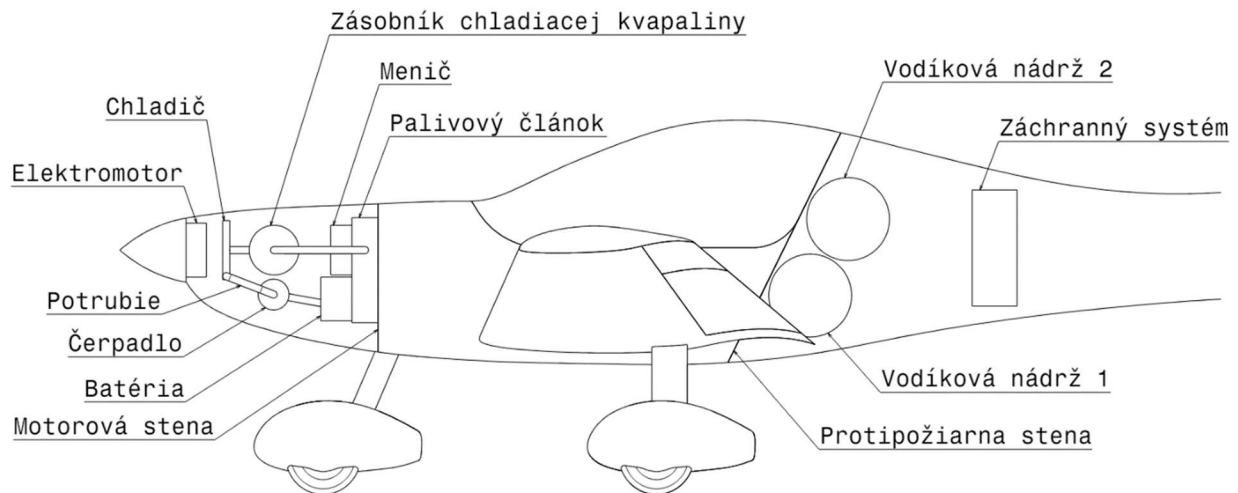
Všetky hlavné časti nového lietadla boli navrhnuté. Celkový vzhľad navrhnutého lietadla, zabudovanie komponentov pohonného systému ako aj vizualizácia formou 3D modelov sú zjavné z nasledujúcich podkapitol.

5.7 Výkres navrhnutého lietadla



5.8 Umiestnenie komponentov pohonného systému

Zástavba pohonného systému do trupu lietadla predstavovala značnú problematiku, nakoľko jednotlivé komponenty museli byť umiestnené tak, aby výsledná poloha ťažiska bola v rozumnom rozmedzí. Výsledná zvolená konfigurácia umiestnenia je zjavná z Obrázok 5.21.



Obrázok 5.21 – Jednotlivé komponenty umiestnené v lietadle

Je dôležité podotknúť, že výsledná konfigurácia obsahuje aj komponenty, ktoré neboli spomenuté v rešeršnej časti. Ich rozmery a hmotnosti boli zvolené na základe odhadu, a spolu s ostatnými komponentami sú uvedené v Kapitola 6. Jedná sa o tieto komponenty:

- Chladič, cez ktorý prúdi chladiaca kvapalina privedená potrubím z palivového článku
- Zásobník chladiacej kvapaliny
- Batéria, určená na napájanie palubovej elektroniky a základných systémov
- Záchranný padákový systém

Z umiestnenia komponentov taktiež možno vidieť, že motorový priestor aj priestor kde sú umiestnené vodíkové nádrže sa nachádzajú za protipožiarnymi stenami, na zaručenie bezpečnosti posádky v prípade poruchy pohonného systému, prípadne ak by došlo k vznieteniu potenciálne unikajúceho vodíka z nádrží. Zo schémy nemožno vyčítať kadiaľ vedie prívod vodíka. Ten je zamýšľané viesť stredovým panelom pomedzi pilotov. Stredovým panelom obvykle vedú aj tiahla k riadeniu chvostových plôch, takže by vodíkové trubky vďaka ich malému priemeru mohli byť vedené spolu s týmito tiahkami. Tu sa znovu treba zamyslieť nad bezpečnosťou, keďže takýto stredový panel by musel byť tiež dobre utesnený, aby zabránil potenciálnemu úniku vodíka. Vedenie prívodu vodíka stredovým panelom navrhujem preto, aby bolo zabránené prípadnému prerazeniu trubiek v prípade núdzového pristátia. Ak by bolo toto potrubie vedené popod sedadlá, blízko najnižšej časti trupu, je prerazenie trubiek ľahšie.

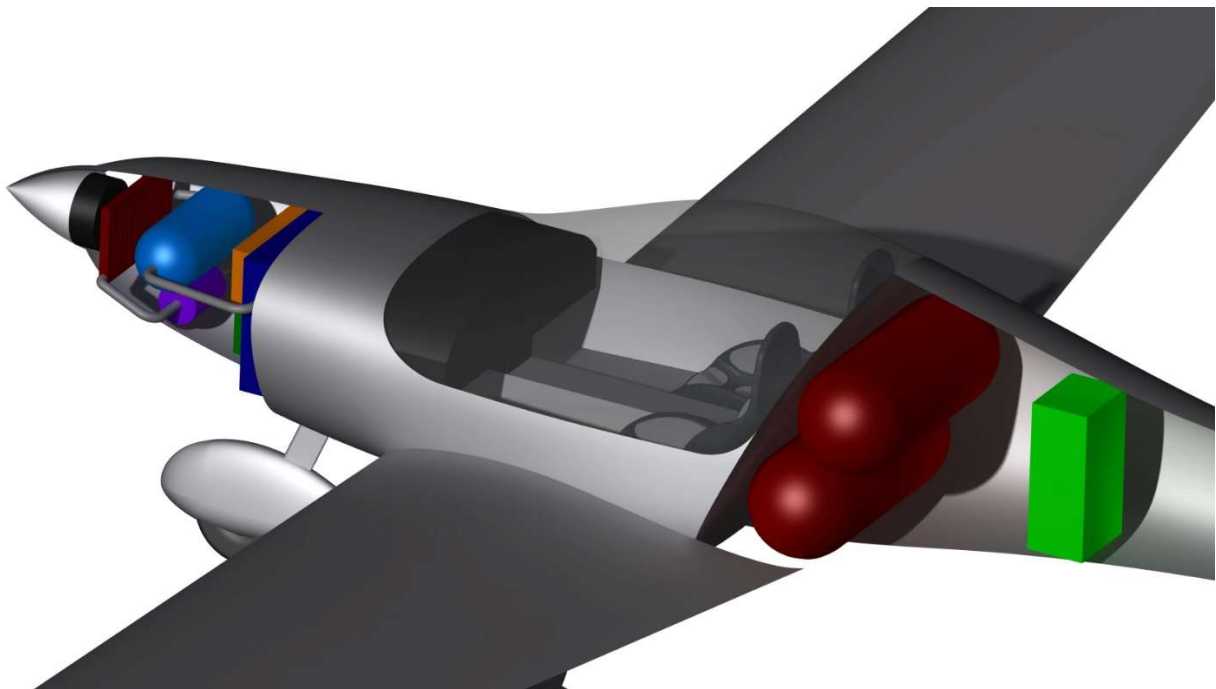
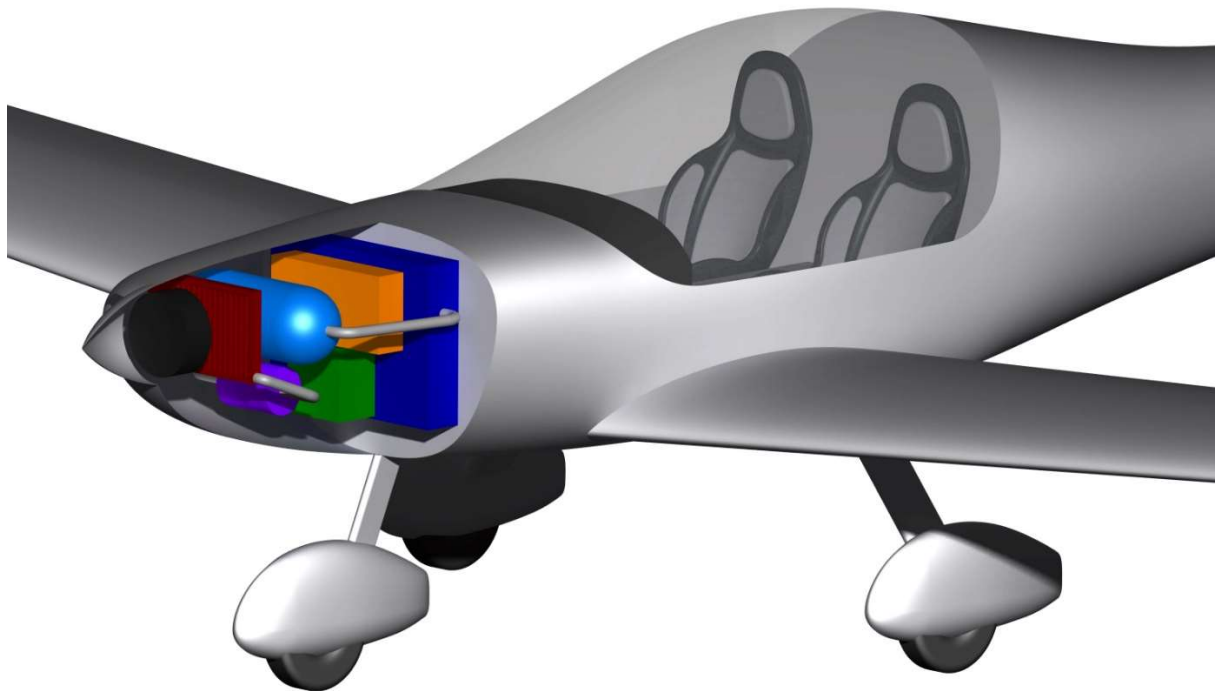
5.9 Model lietadla

Pre lepšiu predstavu o celkovom vzhľade navrhnutého konceptu je priložených pár vizualizácií 3D modelu, ktorý bol navrhnutý v programe CATIA.





5.10 Model pohonného systému



6 Hmotnostný rozbor a centráž

Najväčším problémom pri návrhu nového ultralightného lietadla s alternatívnym pohonom je častokrát hmotnosť. Pri výbere komponentov pohonného systému boli vyberané tie s čo najnižšou hmotnosťou, aby bol dodržaný horný limit maximálnej vzletovej hmotnosti. Dôležitú úlohu zohráva aj poloha ťažiska, ktorá priamo ovplyvňuje pozdĺžnu stabilitu lietadla.

6.1 Hmotnosť lietadla a jeho častí

Najprv vypočítame prázdnu hmotnosť lietadla. Hmotnosti komponentov pohonného systému sú známe, chýba však ešte hmotnosť trupu, krídla, chvostových plôch a podvozku. Tieto chýbajúce hodnoty boli odhadnuté pomocou výpočtov cez empirické vzorce z knihy [46] a ich vierohodnosť porovnaná so štatistikou. Výsledné hmotnosti jednotlivých častí lietadla, komponentov pohonného systému a poloha ich ťažísk je uvedená v Tabuľka 6.1.

Časť lietadla	m_i [kg]	x_i [mm]	$m_i \cdot x_i$ [kg · mm]
Krídlo	55,34	2140,75	118464,71
Trup	70,00	2440,96	170867,20
VOP	7,90	5765,53	45571,42
SOP	7,75	5768,82	44706,80
Predný podvozok	7,5	885	6637,50
Zadný podvozok	15	2298	34470,00
Vrtuľa	8,7	225	1957,50
Elektromotor	13,2	323	4263,60
Chladič	5	450	2250,00
Zásobník chladiacej kvapaliny	30	650	19500,00
Čerpadlo chladiacej kvapaliny	3	650	1950,00
Batéria	10	916	9160,00
Menič	9	937	8433,00
Palivový článok	26,7	1037	27687,90
Riadenie	20	1300	26000,00
Prístrojová doska s avionikou	20	1630	32600,00
Sedadlá	15	2587	38805,00
Vodíková nádrž 1	36	2920	105120,00
Vodíková nádrž 2	36	3080	110880,00
Záchranný systém	15	3700	55500,00
SUMMA Σ	411,09	39704,05	864824,63

Tabuľka 6.1 – Rozbor prázdnej hmotnosti lietadla

Ďalším z faktorov ovplyvňujúcich celkovú hmotnosť býva palivo. V prípade vodíkového pohonu predstavuje táto oblasť výhodu, keďže stlačený vodík v dvoch nádržiach má hmotnosť iba 4,2kg. Treba však pripomenúť, že samotné prázdne nádrže majú dokopy 72kg, a boli započítané do prázdnej hmotnosti. Posledným faktorom je hmotnosť posádky a užitočného zaťaženia. Hmotnosť jedného človeka uvažujem ako 80kg, a batožiny ako 20kg. Zoznam dodatočných hmotností s posádkou, palivom a batožinou je uvedený v Tabuľka 6.2.

Užitočné zaťaženie	m_i [kg]	x_i [mm]	$m_i \cdot x_i$ [kg · mm]
Posádka, 2 ľudia	160	2587	413920
Palivo	4,2	3000	12600
Batožina	20	3100	62000
SUMMA Σ	184,2	8687	488520

Tabuľka 6.2 – Rozbor užitočného zaťaženia

Dostávame tak hodnoty prázdnej a maximálnej vzletovej hmotnosti, zjavné z Tabuľka 6.3.

Prázdna hmotnosť	Maximálna hmotnosť
m_{OEW} [kg]	m_{TOW} [kg]
411,09	595,29

Tabuľka 6.3 – Základné návrhové hmotnosti lietadla

6.2 Poloha ťažiska a centráž

Počiatok súradného systému k výpočtu ťažiska bol zvolený v špičke kužela vrtule. Všetky hodnoty ramien jednotlivých ťažísk častí lietadla uvedených v Tabuľka 6.1 a Tabuľka 6.2 sú merané k tomuto bodu. Samotné ťažisko lietadla možno vypočítať nasledujúcim spôsobom:

$$x_T = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m}$$

Poloha centráže, vyjadrená v [%] c_{SAT} sa zas vypočíta nasledovne:

$$C = \frac{x_T - x_C}{c_{SAT}} \cdot 100$$

Kde x_C označuje polohu strednej aerodynamickej tetivy, vypočítanú nasledovne:

$$x_C = x_{NH} + x_{SAT} = 1793,5 + 82 = 1875,5 \text{ [mm]}$$

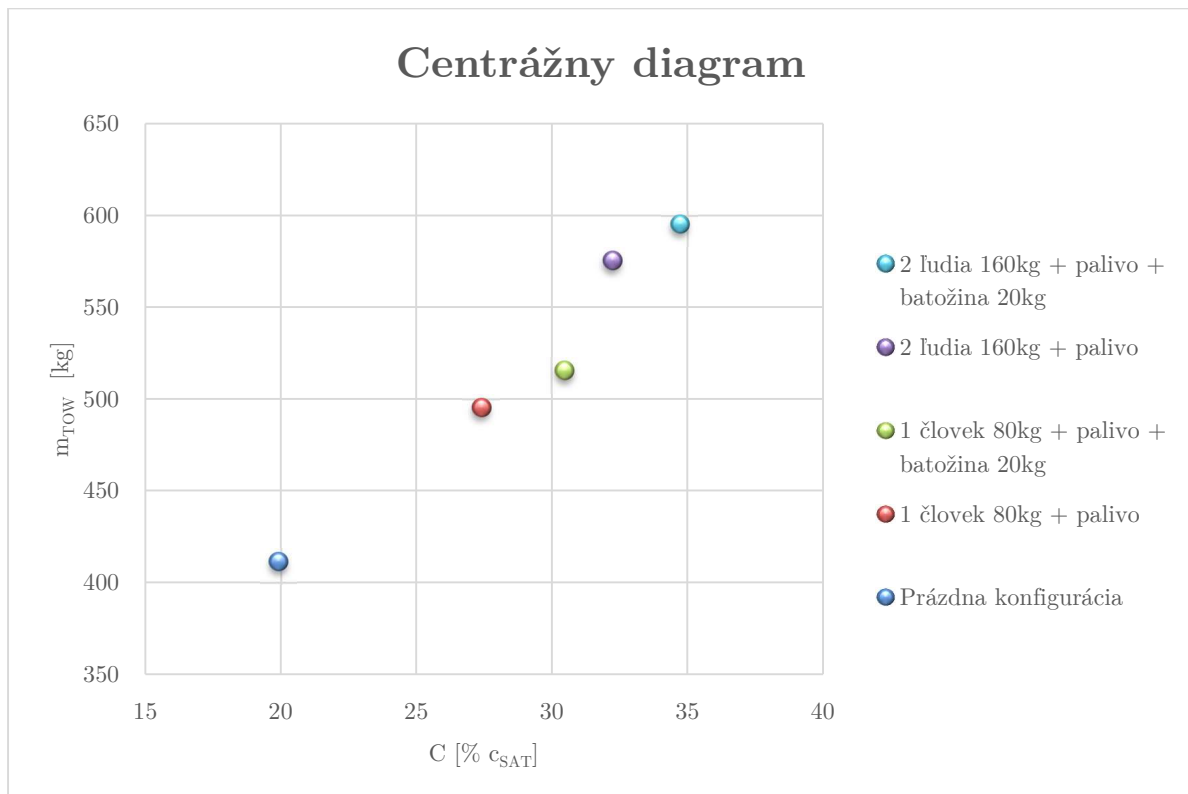
A kde x_{NH} označuje polohu nábežnej hrany koreňa krídla, hodnota x_{SAT} je z Tabuľka 5.2.

Výpočet centráže bol zvolený pre 5 hlavných konfigurácií, ktoré sú uvedené v Tabuľka 6.4.

Konfigurácia	m_{TOW} [kg]	x_T [mm]	C [% c_{SAT}]
Prázdne lietadlo (bez paliva)	411,09	2103,73	19,91
1 človek 80kg + palivo	495,29	2189,38	27,39
1 človek 80kg + palivo + batožina 20kg	515,29	2224,73	30,47
2 ľudia 160kg + palivo	575,29	2244,68	32,21
2 ľudia 160kg + palivo + batožina 20kg	595,29	2273,41	34,72

Tabuľka 6.4 – Centráže pre rôzne hmotnostné konfigurácie lietadla

Literatúra [46] udáva štandardný rozsah centráže pre jednomotorové športové lietadlá v rozmedzí 10-35% c_{SAT} . Vidíme tak, že dostávame rozumné rozmedzie polohy ťažiska na strednej aerodynamickej tetive. Navrhnuté lietadlo taktiež spĺňa horný limit maximálnej dovolenej vzletovej hmotnosti. Pre lepšiu predstavu je priložený rozsah centráže na Graf 6.1.



Graf 6.1 – Centrážny diagram pre jednotlivé konfigurácie hmotností lietadla

7 Obálka zaťaženia

Pri návrhu akéhokoľvek lietadla musíme stanoviť rozsah rýchlostí a násobkov zaťaženia, v ktorom je bezpečné sa pohybovať. Prekročenie týchto hodnôt predstavuje veľké riziko, nakoľko môže dôjsť ku preťaženiu konštrukcie a jej poruchy, čo môže mať katastrofálne následky. V závislosti od kategórie lietadla existujú rôzne požiadavky na tieto dovolené rýchlosti a násobky, a zvolený návrhový predpis CS-LSA nie je výnimkou. Obálka zaťaženia pozostáva z troch častí, a to z obratovej, klapkovej a poryvovej, a je počítaná pre maximálnu vzletovú hmotnosť 600kg a podmienky 0m ISA.

7.1 Obratová obálka

Prevádzkové obratové násobky zaťaženia, ktorým smie byť podľa predpisu CS-LSA lietadlo počas letu vystavené sú uvedené v Tabuľka 7.1.

Násobok	Hodnota [-]
n_1	+4,0
n_2	-2,0
n_F	+2,0

Tabuľka 7.1 – Prevádzkové násobky zaťaženia

Návrhovú obratovú rýchlosť učíme pomocou pádovej rýchlosti v_{S1} , určenej v Kapitola 5.4.14.

$$v_A = v_{S1} \cdot \sqrt{n_1} = 87,8 \cdot \sqrt{4} = 175,6 \text{ [km/h]}$$

Návrhová cestovná rýchlosť sa určí:

$$v_{Cmin} = 4,77 \cdot \sqrt{\frac{m_{TOW} \cdot g}{S}} = 4,77 \cdot \sqrt{\frac{600 \cdot 9,81}{10,5}} = 113 \text{ [kts]} = 209 \text{ [km/h]}$$

A zároveň nemusí byť väčšia ako $0,9 \cdot v_H$, kde v_H je maximálna rýchlosť v horizontálnom lete pri maximálnom výkone, ktorú volím na 130kts, resp. 240km/h.

$$v_{Cmax} \leq 0,9 \cdot v_H = 0,9 \cdot 130 = 117 \text{ [kts]} = 216 \text{ [km/h]}$$

Návrhovú cestovnú rýchlosť tak volím na nasledujúcu hodnotu:

$$v_C = 115 \text{ [kts]} = 213 \text{ [km/h]}$$

Maximálna návrhová rýchlosť pri strmhlavom lete sa určí ako:

$$v_D = 1,4 \cdot v_{Cmin} = 1,4 \cdot 113 = 158 \text{ [kts]} = 292 \text{ [km/h]}$$

Pádovú rýchlosť pri lete na chrbte vypočítame ako:

$$v_{SG} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{\rho \cdot c_{LminS1} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{\rho \cdot 0,8 \cdot c_{LmaxS1} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 0,8 \cdot 1,5377 \cdot 10,5}} = 98,2 \text{ [km/h]}$$

Návrhová obratová rýchlosť pri lete na chrbte sa potom určí:

$$v_G = v_{SG} \cdot \sqrt{|n_2|} = 98,2 \cdot \sqrt{|-2|} = 138,8 \text{ [km/h]}$$

Máme tak všetky potrebné rýchlosti obratovej obálky, pre prehľad sú zoradené v Tabuľka 7.2.

Návrhová rýchlosť	Označenie	Hodnota [km/h]
Pádová rýchlosť v čistej konfigurácii	v_{S1}	87,8
Pádová rýchlosť na chrbte	v_{SG}	98,2
Obratová rýchlosť	v_A	175,6
Obratová rýchlosť na chrbte	v_G	138,8
Cestovná rýchlosť	v_C	213,0
Rýchlosť strmhlavého letu	v_D	292,0

Tabuľka 7.2 – Rýchlosti obratovej obálky

7.2 Klapková obálka

Pádová rýchlosť s klapkami bola vypočítaná v Kapitola 5.4.14. a jej hodnota je:

$$v_{SF} = v_{S0} = 78,8 \text{ [km/h]}$$

Návrhová obratová rýchlosť s klapkami je určená násobkom zaťaženia od klapiek n_F

$$v_{AF} = v_{SF} \cdot \sqrt{n_F} = 78,8 \cdot \sqrt{2} = 111,4 \text{ [km/h]}$$

Návrhová rýchlosť letu s vysunutými klapkami musí spĺňať obe nasledujúce podmienky:

$$v_F > 1,4 \cdot v_{S1} = 1,4 \cdot 87,8 = 122,9 \text{ [km/h]}$$

$$v_F > 1,8 \cdot v_{SF} = 1,8 \cdot 78,8 = 141,84 \text{ [km/h]}$$

Na základe vyšších dvoch podmienok volím návrhovú rýchlosť letu s vysunutými klapkami na:

$$v_F = 145 \text{ [km/h]}$$

Dostávame potrebné rýchlosti klapkovej obálky, sú zoradené v Tabuľka 7.3.

Návrhová rýchlosť	Označenie	Hodnota [km/h]
Pádová rýchlosť s klapkami	v_{SF}	78,8
Obratová rýchlosť s klapkami	v_{AF}	111,4
Rýchlosť letu s vysunutými klapkami	v_F	145,0

Tabuľka 7.3 – Rýchlosti klapkovej obálky

7.3 Poryvová obálka

Poryvové násobky zaťaženia sa vypočítajú nasledujúcim vzťahom:

$$n = 1 \pm \frac{\rho \cdot v \cdot c_{L\alpha} \cdot S \cdot K_g \cdot U_{de}}{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}$$

Kde K_g je zmiernujúci súčiniteľ a určuje sa takto:

$$K_g = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu} = \frac{0,88 \cdot 13,15}{5,3 + 13,15} = 0,627 \text{ [-]}$$

A hodnota μ predstavuje relatívny hmotnostný pomer lietadla ktorý sa vypočíta nasledovne:

$$\mu = \frac{2 \cdot m_{TOW}}{S \cdot \rho \cdot c_{SAT} \cdot c_{L\alpha}} = \frac{2 \cdot 600}{10,5 \cdot 1,225 \cdot 1,146 \cdot 6,188} = 13,15 \text{ [-]}$$

Predpis CS-LSA stanovuje celkovo štyri prípady zaťaženia od poryvov, ktoré musí lietadlo zniesť. Hlavný parameter je pri tom rýchlosť poryvu U_{de} udávaná v [m/s].

- Pri návrhovej rýchlosti v_C musí byť lietadlo schopné zniesť kladný aj záporný poryv o veľkosti $U_{de} = 15 \text{ [m/s]}$
- Pri návrhovej rýchlosti v_D musí byť lietadlo schopné zniesť kladný aj záporný poryv o veľkosti $U_{de} = 7,5 \text{ [m/s]}$

Na základe týchto požiadaviek dostávame celkovo štyri násobky od poryvov, čiže kladný a záporný pre návrhovú cestovnú rýchlosť a taktiež kladný a záporný pre návrhovú rýchlosť strmhlavého letu. Po ich výpočte možno obálku zaťaženia zostrojiť. Platí:

Pre poryv o veľkosti $U_{de} = 15$ [m/s] dostávame:

$$n_{vC+} = 1 + \frac{\rho \cdot v_C \cdot c_{L\alpha} \cdot S \cdot K_g \cdot U_{de}}{2 \cdot m_{TOW} \cdot g} = 1 + \frac{1,225 \cdot \left(\frac{213}{3,6}\right) \cdot 6,188 \cdot 10,5 \cdot 0,627 \cdot 15}{2 \cdot 600 \cdot 9,81} = +4,76 [-]$$

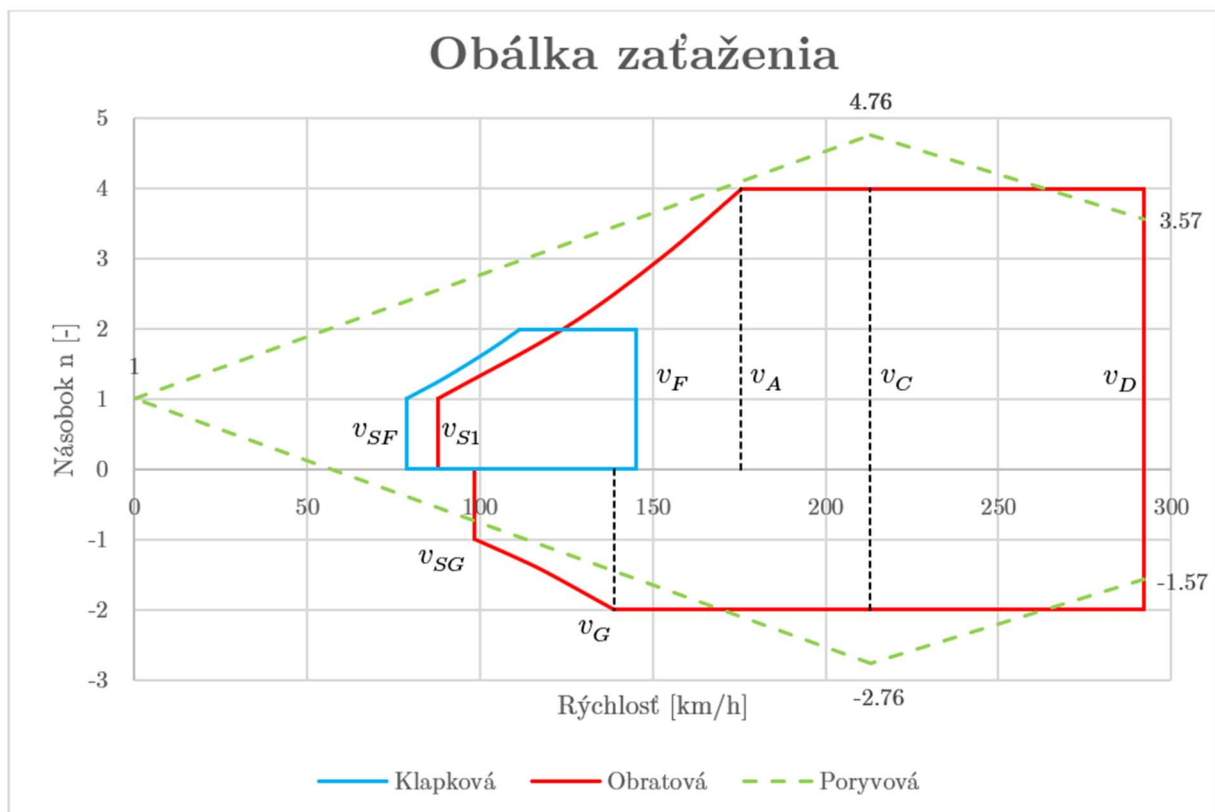
$$n_{vC-} = 1 - \frac{\rho \cdot v_C \cdot c_{L\alpha} \cdot S \cdot K_g \cdot U_{de}}{2 \cdot m_{TOW} \cdot g} = 1 - \frac{1,225 \cdot \left(\frac{213}{3,6}\right) \cdot 6,188 \cdot 10,5 \cdot 0,627 \cdot 15}{2 \cdot 600 \cdot 9,81} = -2,76 [-]$$

A pre poryv o veľkosti $U_{de} = 7,5$ [m/s] dostávame:

$$n_{vD+} = 1 + \frac{\rho \cdot v_D \cdot c_{L\alpha} \cdot S \cdot K_g \cdot U_{de}}{2 \cdot m_{TOW} \cdot g} = 1 + \frac{1,225 \cdot \left(\frac{292}{3,6}\right) \cdot 6,188 \cdot 10,5 \cdot 0,627 \cdot 7,5}{2 \cdot 600 \cdot 9,81} = +3,57 [-]$$

$$n_{vD-} = 1 - \frac{\rho \cdot v_D \cdot c_{L\alpha} \cdot S \cdot K_g \cdot U_{de}}{2 \cdot m_{TOW} \cdot g} = 1 - \frac{1,225 \cdot \left(\frac{292}{3,6}\right) \cdot 6,188 \cdot 10,5 \cdot 0,627 \cdot 7,5}{2 \cdot 600 \cdot 9,81} = -1,57 [-]$$

7.4 Grafické znázornenie



Graf 7.1 – Výsledná obálka zaťaženia

8 Letové výkony

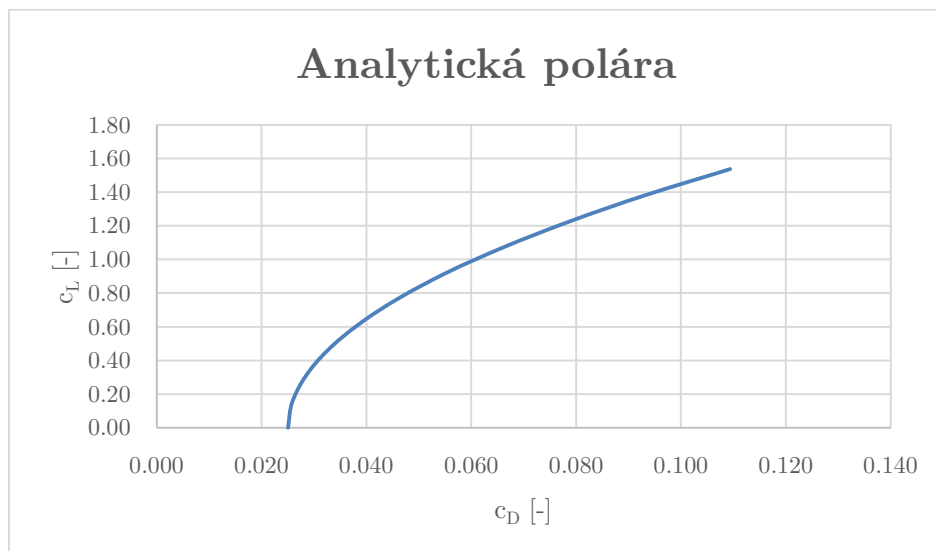
V úvode tejto práce v Kapitola 4.2 bol navrhnutý predbežný typový let o trvaní 45 minút, so stúpaním do letovej hladiny 1000m, pri výkone celej pohonnej sústavy 50kW a stúpacej rýchlosti 2m/s. Tieto konzervatívnejšie hodnoty boli zvolené za predpokladu nízkeho výkonu pohonného systému na vodík. V tejto kapitole budú preskúmané dosiahnuteľné letové výkony po navrhnutí pohonného systému a celého lietadla. Všetky výpočty vychádzajú z knihy [55].

8.1 Analytická polára

Základnou charakteristikou každého lietadla je jeho aerodynamická polára, ktorá dáva do súvislosti vztlakový a odporový súčiniteľ. Nakoľko nevieme presné hodnoty týchto veličín z aerodynamických simulácií alebo meraní modelu z veterného tunela, existuje matematický vzťah, pomocou ktorého vieme získať približnú, analytickú poláru lietadla. Vypočíta sa takto:

$$c_D = c_{D0} + \frac{c_L^2}{\pi \cdot S \cdot e}$$

Kde c_{D0} je súčiniteľ odporu celého lietadla pri nulovom vztlaku a e je Oswaldov súčiniteľ aerodynamickej účinnosti. Obe hodnoty sú neznáme, a na základe odporúčenia odbornej literatúry [42] a [46] ich hodnoty volím na $c_{D0} = 0,025$ a $e = 0,85$. Hodnoty c_L predstavujú súčiniteľ vztlaku celého lietadla v čistej konfigurácii. Maximálny vztlakový súčiniteľ bol vypočítaný v Kapitola 5.4.14, a jeho hodnota je $c_{Lmax} = 1,5377$. Na základe týchto údajov vieme vypočítať príslušné hodnoty odporu lietadla. Dostávame tak analytickú poláru lietadla, zobrazenú na Graf 8.1.



Graf 8.1 – Analytická polára lietadla

8.2 Horizontálny let

Prvý z režimov ktorý nás zaujíma je ustálený vodorovný let. Pri ňom vychádzame z jednoduchej silovej rovnováhy v pozdĺžnom a zvislom smere, v ktorých platí:

- a) rovnosť ťahu pohonnej jednotky a odporu lietadla

$$x: F - D = 0$$

- b) rovnosť tiaže lietadla a vztlakovej sily

$$z: G - L = 0$$

8.2.1 Potrebný ťah a výkon

Zo silovej rovnováhy a) vieme jednoducho vypočítať potrebný ťah:

$$F_p = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_D \cdot S$$

Potrebný výkon obdržíme pre násobením potrebného ťahu rýchlosťou letu:

$$P_p = F_p \cdot v$$

8.2.2 Využitelný výkon

Využitelný výkon závisí primárne od výkonu palivového článku, a následne od účinností jednotlivých komponentov pohonného systému. Uvažujem, že účinnosť meniča a elektromotora je konštantná, a účinnosť vrtule je závislá na rýchlosti letu, ako je popísané v Kapitola 4.4.5. Pre ustálený horizontálny let budem uvažovať, že trvalý výkon palivového článku je 50kW. Využitelný výkon tak spočítame nasledovne:

$$P_v = P_{FC, trvalý} \cdot \eta_{menič} \cdot \eta_{elektromotor} \cdot \eta_{vrtuľ}$$

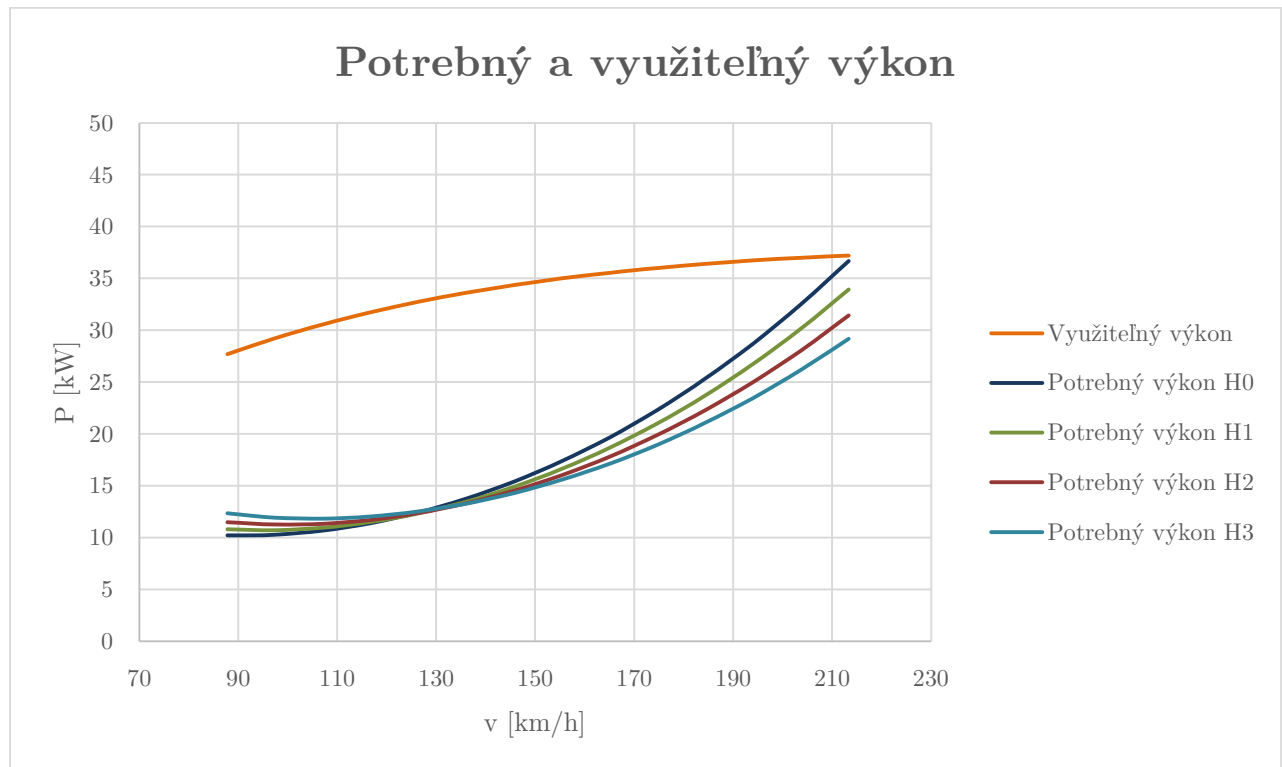
Využitelný trvalý výkon v horizontálnom lete pri návrhovej cestovnej rýchlosti 213km/h je:

$$P_{v, max} = 50 \cdot 0,98 \cdot 0,96 \cdot 0,80 = 37,6 [kW]$$

8.2.3 Porovnanie potrebného a využiteľného výkonu

Z výpočtu využiteľného trvalého výkonu je zjavné, že prvotný odhad výkonu pohonnej sústavy uvedenej na úvode práce bol trochu väčší, než ktorý sme dostali. Potrebný výkon bol vypočítaný aj pre tri rôzne nadmorské výšky. Hodnoty výkonov sú uvedené v Príloha 2. Pre lepšiu predstavu je závislosť potrebného a využiteľného výkonu znázornená na Graf 8.2.

Rozsah rýchlostí letu boli zvolené od pádovej v čistej konfigurácii až po cestovnú. Na rozdiel od spaľovacích motorov využiteľný výkon vodíkovej pohonnej sústavy s elektromotorom nie je závislý od nadmorskej výšky a hustoty vzduchu, takže je uvedená iba jedna krivka pre túto charakteristiku. Z grafu nižšie je zjavné, že v rozsahu všetkých rýchlostí v horizontálnom lete má pohonný systém dostatočný prebytok výkonu. Optimálna cestovná rýchlosť bude v rozmedzí 130 – 170km/h, takže okolo strednej hodnoty 150km/h, ako bolo navrhované.



Graf 8.2 – Potrebný a využiteľný výkon

8.3 Stúpavý let

Druhý z režimov ktorý bude vyhodnotený je stúpavý let. Rovnice silovej rovnováhy v pozdĺžnom a zvislom smere budú pozmenené o uhol stúpania γ . Rovnice tak majú tvar:

- a) rovnica silovej rovnováhy v pozdĺžnom smere obsahuje sínovú zložku tiaže lietadla

$$x: F - D - G \cdot \sin \gamma = 0$$

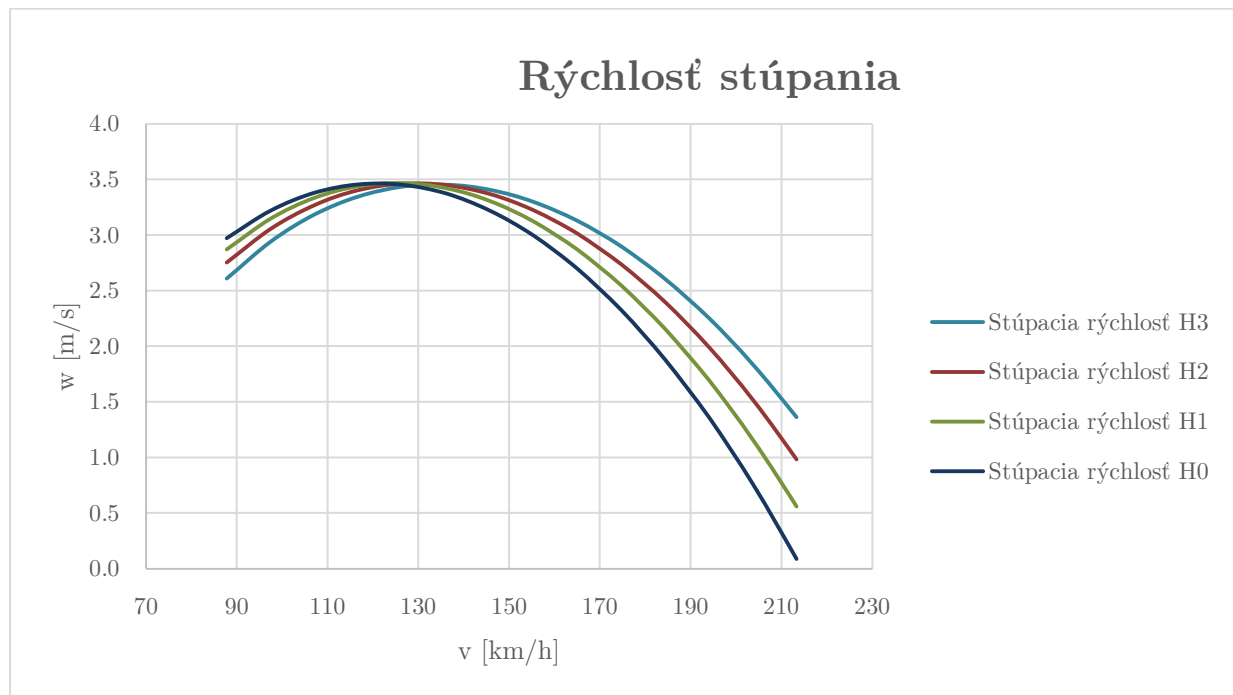
- b) rovnica silovej rovnováhy v zvislom smere obsahuje kosínovú zložku tiaže lietadla

$$z: G \cdot \cos \gamma - L = 0$$

Matematickou úpravou týchto dvoch rovníc, ktorá je bližšie popísaná v [55], vieme obdržať stúpaciu rýchlosť v zvislom smere, ktorá je daná ako podiel prebytku výkonu a tiaže lietadla:

$$w = v_z = \frac{\Delta P}{G} = \frac{(P_v - P_p)}{m \cdot g}$$

Nakoľko je prebytok výkonu na vrtuli zjavný z Graf 8.2 dostatočný aj pri výkone palivového článku o veľkosti 50kW, budem uvažovať, že pri stúpaní nebude tento výkon palivového článku navýšený, a zostane na rovnakej hodnote. To dáva výhodu, pretože umožňuje palivovému článku fungovať v stabilnom režime počas všetkých fáz letu, a keďže jeho výkon nebude na maximálnej hodnote 93kW ale iba 50kW, zníži to potrebný prietok chladiacej kvapaliny článkom, zníži spotrebu vodíka a tým pádom predĺži navrhovaný profil letu. Hodnoty stúpacích rýchlostí sú uvedené v Príloha 3. Graficky sú znázornené na Graf 8.3



Graf 8.3 – Stúpacie rýchlosti pre rôzne výšky

Rovnako ako v predošlej kapitole, aj rýchlosť stúpania je ovplyvnená zvolenou pohonnou jednotkou. Na rozdiel od lietadiel so spalovacím motorom vyzerá výsledný Graf 8.3 stúpacích rýchlostí odlišne, nakoľko využiteľný výkon nie je závislý od výšky letu. Najvyššia rýchlosť stúpania pre všetky výšky letu má hodnotu 3,5m/s pri rýchlosti okolo 130km/h.

8.4 Kĺzavý let

Tretí a posledný režim, ktorý bude v tejto kapitole vyhodnotený je režim klesania. Rovnice silovej rovnováhy v pozdĺžnom a zvislom smere budú pozmenené o uhol klesania $\bar{\gamma}$. V tomto režime letu neuvažujeme ťah motora. Rovnice majú nasledujúci tvar:

a) rovnica silovej rovnováhy v pozdĺžnom smere, bez ťahovej zložky sily

$$x: G \cdot \sin \bar{\gamma} - D = 0$$

b) rovnica silovej rovnováhy v zvislom smere obsahuje kosínovú zložku tiaže lietadla

$$z: G \cdot \cos \bar{\gamma} - L = 0$$

Uhol klesania je definovaný nasledovne, kde K je kĺzavosť lietadla, definovaná podielom vztlakového a odporového súčiniteľa:

$$\bar{\gamma} = \arctg\left(\frac{1}{K}\right) ; K = \frac{c_L}{c_D}$$

Rýchlosť kĺzavého letu je určená týmto vzťahom:

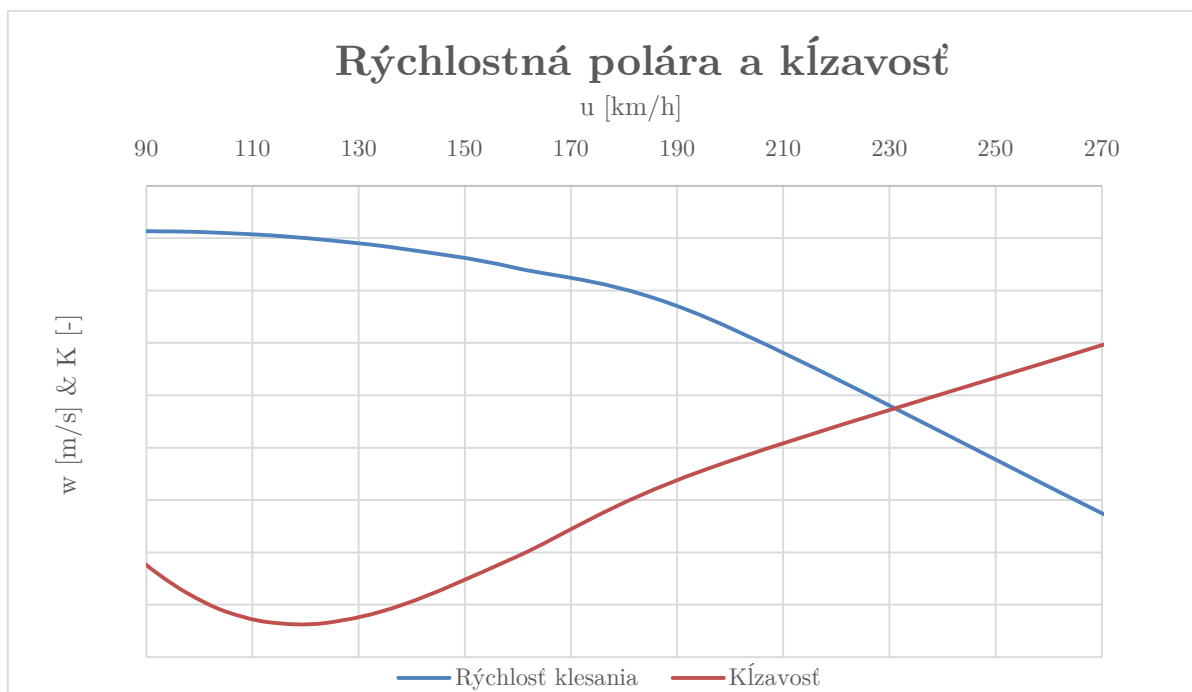
$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos \bar{\gamma}}{\rho \cdot S \cdot c_L}}$$

Príslušnú vodorovnú (u) a zvislú (w) zložku rýchlosti klesania vyjadríme nasledovne:

$$u = v \cdot \cos \bar{\gamma}$$

$$w = v \cdot \sin \bar{\gamma}$$

Rýchlosť klesania a kĺzavosť lietadla je uvedená v Príloha 4 a znázornená na Graf 8.4.



Graf 8.4 – Charakteristiky kĺzavého letu

Hodnota najvyššej kĺzavosti a jej zodpovedajúcej rýchlosti kĺzavého letu sú:

$$K_{max} = 16,7 [-]$$

$$v_{Kmax} = 124,1 [km/h]$$

Hodnota najmenšej rýchlosti klesania a jej zodpovedajúcej rýchlosti kĺzavého letu sú:

$$w_{min} = 1,72 [m/s]$$

$$v_{wmin} = 92,4 [km/h]$$

8.5 Zhodnotenie spotreby

Po obmedzení trvalého výkonu palivového článku na 50kW sme dostali maximálny trvalý výkon na vrtuli o veľkosti 37,6kW. Na základe tohto faktu bude možné predĺžiť dobu letu. Výrobca zvoleného palivového článku neuvádza graf priebehu napätia a prúdu v závislosti na aktuálnom výkone, tieto hodnoty udáva iba pre maximálny výkon 93kW, na základe čoho bola vypočítaná spotreba vodíka v Kapitola 4.4.1. Na výpočet spotreby bol použitý aj empirický vzorec, z ktorého sme dostali podobné hodnoty spotreby. Tento vzťah počíta s aktuálnym výkonom článku, a vieme ho použiť na prepočet spotreby vodíka pri výkone 50kW. Typový let som sa rozhodol predĺžiť z pôvodných 45 minút na 1 hodinu. Dôležité je brať do úvahy aj potrebu dostatočnej rezervy paliva. Spotreba paliva pri predĺžení letu na 1 hodinu tak bude:

$$m_{H2,le} = \frac{P_{FC,trvalý} [kW] \cdot t [h] \cdot 3600 [s]}{\eta_{FC} [\%] \cdot LHV_{H2} [kJ/kg]} = \frac{50 \cdot 1,0 \cdot 3600}{0,50 \cdot 120000} = 3,00 [kg]$$

Keďže kapacita dvoch nádrží je 4,2 kg, zásoba paliva pri takomto lete je:

$$\Delta m = m_{nádrž} - m_{H2,le} = 4,20 - 3,00 = 1,20 [kg]$$

To zodpovedá časovej rezerve o trvaní:

$$t_{rezerva} [h] = \frac{\Delta m [kg] \cdot \eta_{FC} [\%] \cdot LHV_{H2} [kJ/kg]}{P_{FC,trvalý} [kW] \cdot 3600 [s]} = \frac{1,20 \cdot 0,5 \cdot 120000}{50 \cdot 3600} = 0,4 [h] = 24 [min]$$

Dostávame zásobu paliva na 24 minút. Nakoľko pohonný systém nemá záložný zdroj energie v podobe napr. Li-Ion akumulátorov, bude odporúčané, aby celková doba letu neprekročila 1 hodinu. V prípade núdze tak bude mať pilot vždy zaručenú dostatočnú rezervu paliva o trvaní skoro pol hodiny. Tieto výpočty sú orientačné, nedávajú nám celkový obraz o závislosti rýchlosti letu, doletu a vytrvalosti. Tie sú vypočítané v Kapitola 8.6.

8.6 Dolet a vytrvalosť

K výpočtu doletu vieme použiť nasledujúci vzťah, prevzatý z [56]. Jedná sa o vzťah primárne určený na výpočet doletu elektrických lietadiel, ktoré majú ako zdroj pohonu batérie. Nakoľko nebola nájdená literatúra zaoberajúca sa priamym výpočtom doletu vodíkových lietadiel na palivové články, rozhodol som sa tento vzťah modifikovať pre náš účel. Pôvodný vzorec počíta so špecifickou energiou batérii, ktorú vieme pre náš prípad zameniť za špecifickú energiu vodíka, obsiahnutého v nádržiach. Vzťah má tvar:

$$R = E_{H_2} \cdot \eta_{celk} \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{c_L}{c_D} \cdot \frac{m_{H_2}}{m_{TOW}}$$

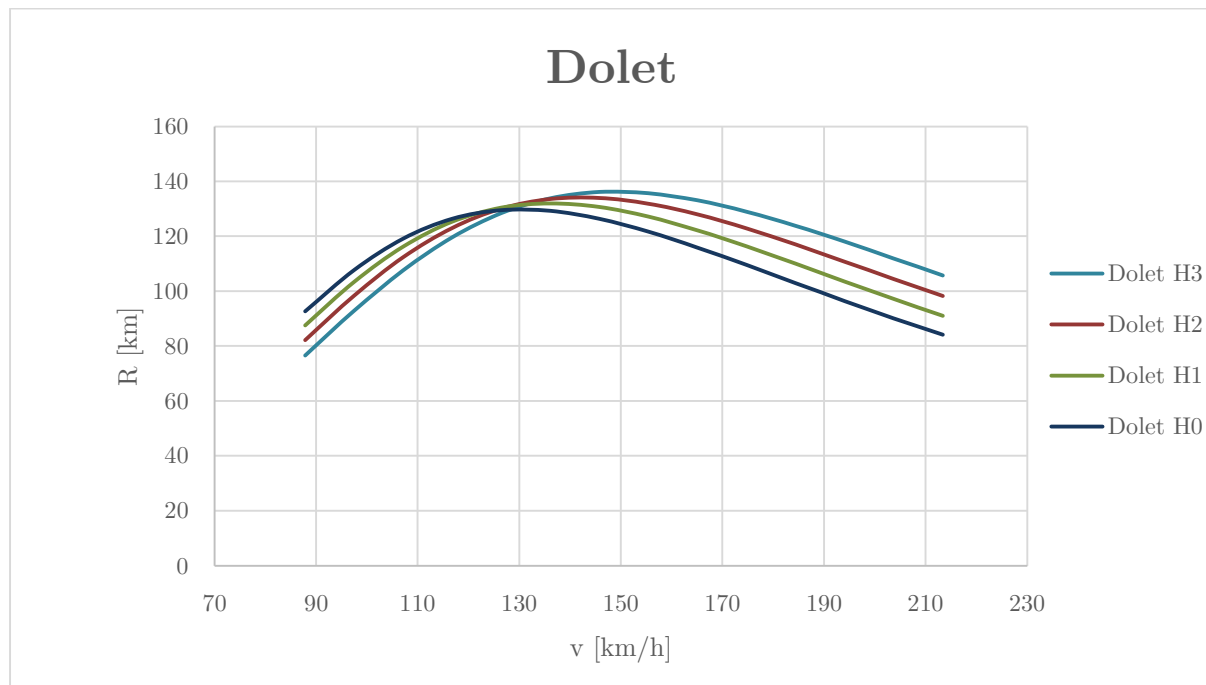
Kde E_{H_2} je špecifická energia vodíka v kWh/kg, ktorá má túto hodnotu:

$$E_{H_2} = 33,33 \text{ [kWh/kg]}$$

A kde η_{celk} je celková účinnosť pohonného systému, vrátane účinnosti palivového článku:

$$\eta_{celk} = \eta_{FC} \cdot \eta_{meni} \cdot \eta_{elektromotor} \cdot \eta_{vrtu}$$

Hodnoty doletu pre príslušné rýchlosti, výšky letu a kĺzavosti sú uvedené v Príloha 5, pre lepšiu predstavu sú graficky znázornené na Graf 8.5.

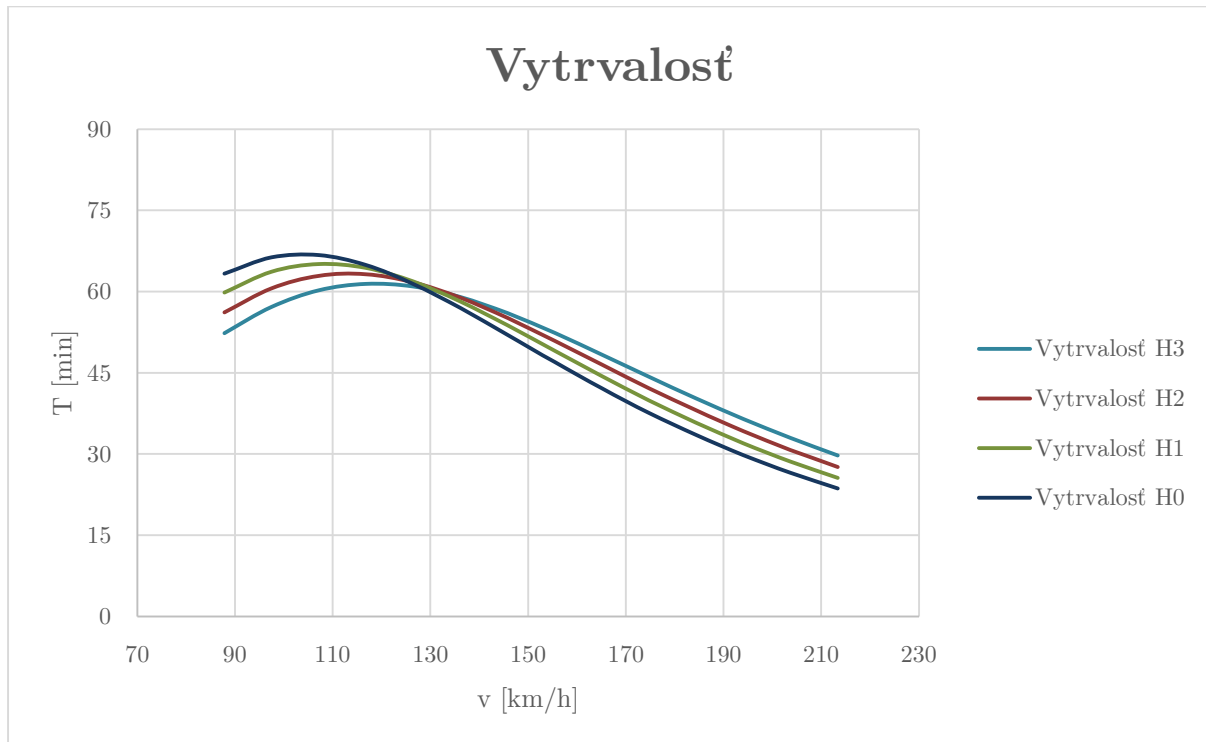


Graf 8.5 – Dolet v závislosti na rýchlosti letu pre rôzne výšky

Vytrvalosť dostaneme ako podiel doletu a rýchlosti letu:

$$T = \frac{R}{v}$$

Hodnoty vytrvalosti pre rôzne výšky sú uvedené v Príloha 6, a graficky sú vidieť na Graf 8.6.

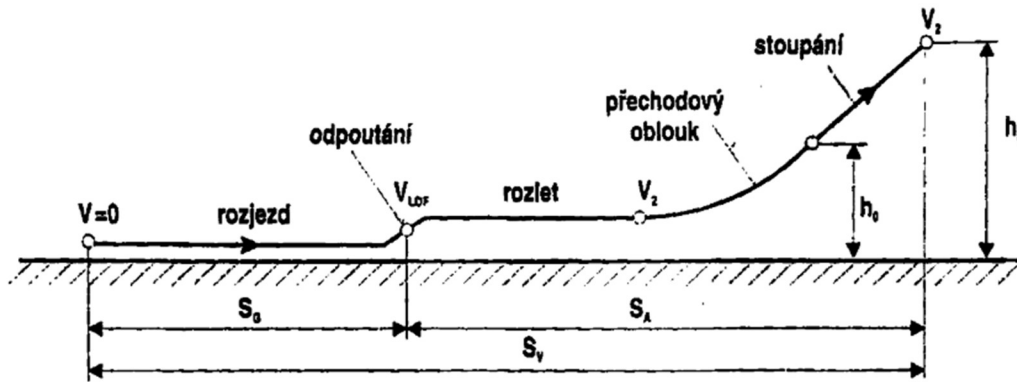


Graf 8.6 – Vytrvalosť v závislosti na rýchlosti pre rôzne výšky

Z predošlých dvoch grafov možno usúdiť, že optimálna rýchlosť na dosiahnutie najlepšieho doletu a najvyššej vytrvalosti, a to pre všetky výšky je okolo 130km/h.

8.7 Vzlet

Predposlednou charakteristikou, ktorá nás pri navrhnutom koncepte zaujíma je dĺžka potrebná k vzletu. Tá je rozdelená na dĺžku rozjazdu na zemi, a dĺžku rozletu vo vzduchu, na konci ktorého musí byť prekonaná 15m prekážka. Fázy vzletu sú zjavné z Obrázok 8.1.



Obrázok 8.1 – Definícia dĺžky vzletu s jednotlivými fázami [55]

Dĺžky vzletu charakterizujú tri typické rýchlosti, a to pádová rýchlosť vo vzletovej konfigurácii, ktorá bude označená $v_{S0,vzlet}$, potom rýchlosťou odpútania od zeme značnou v_{LOF} a nakoniec bezpečnou rýchlosťou vzletu, značnou v_2 . Oproti pádovej rýchlosti v čistej konfigurácii budem pri vzletovej uvažovať prírastok vztlaku na $\Delta c_{Lmax} = 0,3$ kde následne vieme vypočítať vztlakový súčiniteľ pri vzletovej konfigurácii:

$$c_{Lmax,vzlet} = c_{LmaxS} + \Delta c_{Lmax} = 1,5377 + 0,3 = 1,8377 [-]$$

Pádová rýchlosť vo vzletovej konfigurácii pri maximálnej vzletovej hmotnosti a výške 0m ISA tak bude nasledovná:

$$v_{S0,vzlet} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{\rho \cdot c_{Lmax,vzlet} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1,8377 \cdot 10,5}} = 22,3 \left[\frac{m}{s} \right] = 80,3 [km/h]$$

Rýchlosť odpútania od zeme a bezpečná rýchlosť vzletu sú definované nasledovne:

$$v_{LOF} = 1,1 \cdot v_{S0,vzlet} = 1,1 \cdot 80,3 = 88,3 [km/h]$$

$$v_2 = 1,2 \cdot v_{S0,vzlet} = 1,2 \cdot 80,3 = 96,4 [km/h]$$

8.7.1 Dĺžka rozjazdu

Pozemnú časť vzletu spočítame na základe numerickej integrácie nasledujúceho vzťahu:

$$s_G = \int_0^{v_{LOF}} \frac{v}{a_x} \cdot dv$$

Kde člen a_x je zrýchlenie pri vzlete a spočíta sa nasledovne:

$$a_x = g \cdot \left[\frac{F_v}{G} - f - (c_{D,LOF} - f \cdot c_{L,opt}) \cdot \frac{\rho \cdot v^2 \cdot S}{2 \cdot G} \right]$$

Nakoľko uvažujem vzlet a pristátie na pristávacej ploche so suchou a krátkou trávou, volím súčiniteľ trenia od dráhy na hodnotu $f = 0,05$. Optimálny súčiniteľ vztlaku pri vzlete určíme zo vzťahu:

$$c_{L,opt} = \frac{1}{2} \cdot f \cdot \pi \cdot S \cdot e = \frac{1}{2} \cdot 0,05 \cdot \pi \cdot 10,5 \cdot 0,85 = 0,7 \text{ [-]}$$

Súčiniteľ odporu pri vzlete získame pomocou modifikovanej poláry. Prírastok odporu od vysunutých klapiek je odhadnutý na $\Delta c_{D,klapky} = 0,005$, takže platí:

$$c_{D,LOF} = c_{D0} + \frac{c_{L,o}^2}{\pi \cdot S \cdot e} + \Delta c_{D,klapky} = 0,025 + \frac{0,7^2}{\pi \cdot 10,5 \cdot 0,85} + 0,005 = 0,0474 \text{ [-]}$$

Hodnoty výpočtu numerickej integrácie dráhy a hodnoty vypočítaných zrýchlení sú uvedené v Príloha 7, z ktorej dostávame pozemnú časť vzletu:

$$s_G = 318,3 \text{ [m]}$$

8.7.2 Dĺžka rozletu

Vzdušná časť vzletu začína rýchlosťou v_{LOF} a končí rýchlosťou v_2 . Pri výpočte dĺžky rozletu počítame s hodnotou 15m prekážky, značenú H_p a členom $(F_v - D)_{str}$, čo je stredná hodnota prebytku ťahu pre priemernú rýchlosť $\frac{v_{LOF} + v_2}{2}$ počas rozletu pri nadmorskej výške 0m ISA. Dĺžku rozletu dostaneme z nasledujúceho vzťahu:

$$s_A = \frac{m_{TOW} \cdot g}{(F_v - D)_{str}} \cdot \left(\frac{v_2^2 - v_{LOF}^2}{2 \cdot g} + H_p \right)$$

Po dosadení jednotlivých hodnôt dostávame:

$$s_A = \frac{600 \cdot 9,81}{877,5 - 423,9} \cdot \left(\frac{\left(\frac{93,4}{3,6}\right)^2 - \left(\frac{88,3}{3,6}\right)^2}{2 \cdot 9,81} + 15 \right) = 270,4 \text{ [m]}$$

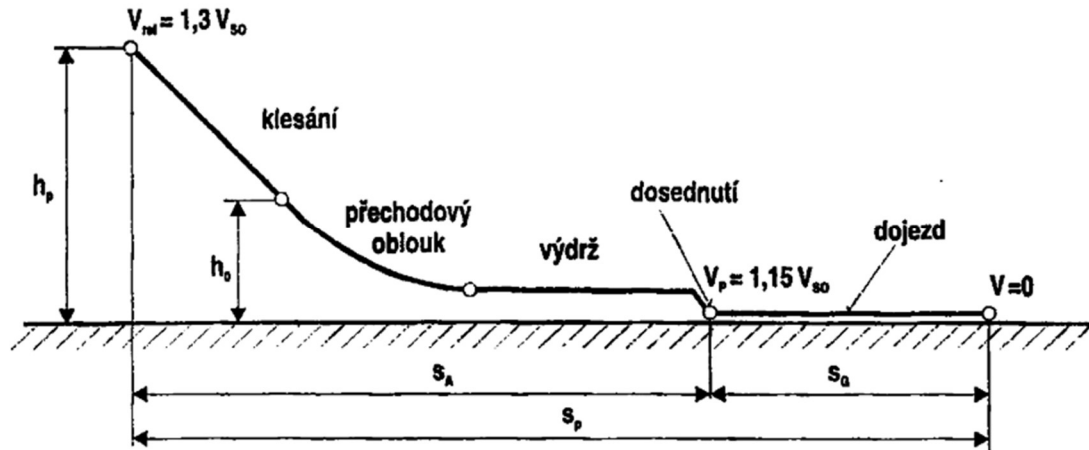
8.7.3 Dĺžka vzletu

Celkovú dĺžku letu teda získame súčtom pozemnej a vzdušnej časti nasledovne:

$$s_V = s_G + s_A = 318,3 + 270,4 = 588,7 \text{ [m]}$$

8.8 Pristátie

Poslednou charakteristikou z oblasti letových výkonov, ktorá bude v tejto práci riešená je dĺžka pristátia. Postup výpočtu je podobný ako pri výpočte dĺžky vzletu, akurát poradie jednotlivých častí je obrátené. Fázy pristátia sú zjavné z Obrázok 8.2.



Obrázok 8.2 – Definícia dĺžky pristátia s jednotlivými fázami [55]

Pristátie je charakterizované dvoma typickými rýchlosťami. Prvou z nich je referenčná rýchlosť priblíženia na pristátie označená v_{ref} a druhou je rýchlosť dosadnutia v_P . Pádovú rýchlosť pri pristávaní uvažujeme pochopiteľne s vysunutými klapkami v pristávacej konfigurácii. Odpovedajúca pádová rýchlosť je označená klasicky v_{SO} . Typické rýchlosti sú definované:

$$v_{ref} = 1,3 \cdot v_{SO} = 1,3 \cdot 78,8 = 102,4 \text{ [km/h]}$$

$$v_P = 1,15 \cdot v_{SO} = 1,15 \cdot 78,8 = 90,6 \text{ [km/h]}$$

8.8.1 Dĺžka vzdušnej časti pristátia

Vzdušná časť pristátia je definovaná veľmi podobne ako pri rozlete, akurát už neuvažujeme ťah motora, ale iba odporovú silu pôsobiacu na lietadlo. Taktiež zameníme rýchlosti za referenčnú a rýchlosť dosadnutia. Výška prekážky zostáva rovnaká, a má hodnotu 15m. Platí:

$$s_A = \frac{m_{TOW} \cdot g}{D_{str}} \cdot \left(\frac{v_{ref}^2 - v_P^2}{2 \cdot g} + H_p \right)$$

Po dosadení jednotlivých členov dostávame:

$$s_A = \frac{600 \cdot 9,81}{520,7} \cdot \left(\frac{\left(\frac{102,4}{3,6}\right)^2 - \left(\frac{90,6}{3,6}\right)^2}{2 \cdot 9,81} + 15 \right) = 270,9 \text{ [m]}$$

8.8.2 Dĺžka dojazdu

Dĺžku dojazdu môžeme zhruba odhadnúť zjednodušeným vzorcom, kde uvažujeme zápornú hodnotu zrýchlenia. Tá je pre malá športové lietadlá v rozmedzí hodnôt 2,5 až 3,5 m/s². Platí:

$$s_G = -\frac{v_P^2}{2 \cdot a_x}$$

Hodnotu zrýchlenia volím ako priemer uvedeného rozmedzia. Po dosadení dostávame:

$$s_G = -\frac{\left(\frac{90,6}{3,6}\right)^2}{2 \cdot (-3,0)} = 105,5 \text{ [m]}$$

8.8.3 Dĺžka pristátia

Celkovú dĺžku pristátia tak dostaneme súčtom vzdušnej a pozemnej časti:

$$s_P = s_A + s_G = 270,9 + 105,5 = 376,4 \text{ [m]}$$

8.9 Zhodnotenie výkonov a úprava letového profilu

Na základe predošlých výpočtov výkonov navrhnutého lietadla som sa rozhodol pozmeniť pôvodný letový profil. Údaje o maximálnom dosiahnuteľnom výkone na vrtuli, novej odporúčanej cestovnej rýchlosti, dosiahnuteľnej stúpacej rýchlosti, doletu a vytrvalosti pri tejto cestovnej rýchlosti sú prehľadne zoradené v Tabuľka 8.1.

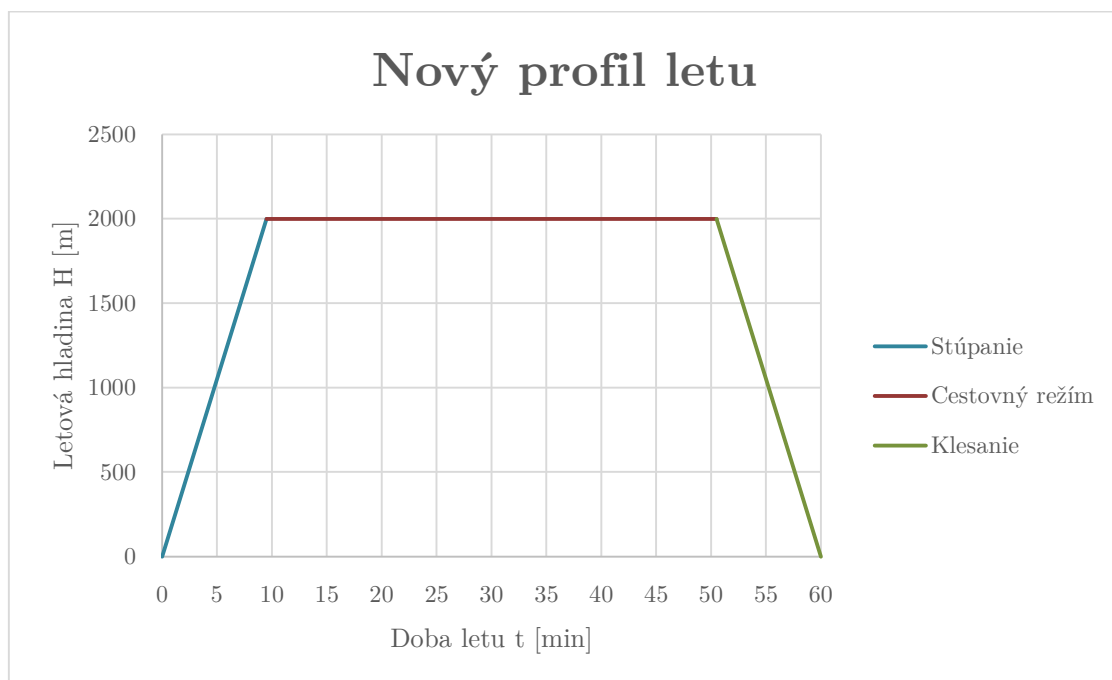
P_{max} [kW]	v_C [km/h]	v_Z [m/s]	R [km]	T [min]	s_V [m]	s_P [m]
37,2	130	3,5	130	60	588,7	376,4

Tabuľka 8.1 – Dosiahnuteľné výkony navrhnutého lietadla

Upravený letový profil počíta s novou stúpacou rýchlosťou a stúpaním do vyššej letovej hladiny o výške 2000m ISA. Čas stúpania do letovej hladiny vypočítame nasledovne:

$$t_{stúp} = \frac{H_{cest}}{v_Z} = \frac{2000}{3,5} = 571 \text{ [s]} = 9,5 \text{ [min]}$$

Pri čom uvažujem rovnakú dĺžku klesania. Nový letový profil je zobrazený na Graf 8.7.



Graf 8.7 – Upravený profil letu

9 Zhodnotenie o vyhovení predpisu CS-LSA

Predložený navrhnutý koncept bol navrhovaný podľa predpisu CS-LSA. Lietadlo je určené na prevádzku počas dňa, za pravidiel VFR. Základný predpoklad dodržania maximálnej vzletovej hmotnosti do 600kg bol splnený, ako aj pádová rýchlosť v pristávacej konfigurácii, ktorá je menšia ako 83km/h. Lietadlo je určené pre dve osoby, vrátane pilota a je poháňané elektrickou pohonnou jednotkou, ako umožňuje aktualizovaný predpis CS-LSA Amendment 1. Kabína nie je pretlaková. Lietadlo obsahuje padákový záchranný systém. Navrhnutý koncept spĺňa hlavné body predpisu, a podľa tohto zhodnotenia by mohol byť teoreticky certifikovaný, avšak zvolený predpis nehovorí nič o použití palivových článkov a vodíkových nádrží. Tie predstavujú značné bezpečnostné riziko v prípade vysadenia pohonnej jednotky, v prípade požiaru, alebo núdzového pristátia, kde hrozí explózia vodíka. Na základe týchto pripomienok by som navrhoval lietadlo predbežne certifikovať pod kategóriou experimental, s možnosťou certifikácie podľa predpisu CS-LSA v budúcnosti, až bude vyriešená legislatíva ohľadom spomenutých palivových článkov a vodíkových nádrží.

10 Zhodnotenie problematiky použitia vodíka

Okrem vyššie spomenutej protipožiarnej ochrany posádky pri využití vodíka by som rád spomenul pár ďalších bodov ohľadom problémov ktoré sa s použitím takéhoto paliva spájajú.

- Dopĺňanie paliva, tankovanie
- Prívod vodíka z nádrží do článku
- Vodíková infraštruktúra na letiskách
- Ekonomická stránka použitia vodíka

Samotné tankovanie vodíka nemusí predstavovať veľký problém, nakoľko zvolené nádrže sú pôvodne určené pre osobný automobil, takže určite existuje užívateľsky jednoduchý systém dopĺňania paliva, ktorý by šiel do lietadla integrovať. Alternatívou je po lete vymieňať obe nádrže, a dotankovať ich mimo lietadla, v priestore na to určenom. To však predstavuje dosť veľké riziko, keďže by museli byť odpojené od hadíc prívodu paliva, následne odmontované od protipožiarnej steny a transportované, čo pri ich veľkej hmotnosti môže spôsobiť komplikácie. V práci nebol spomenutý spôsob prívodu vodíka z nádrží do palivového článku, pravdepodobne by bolo potrebné výkonné čerpadlo. Taktiež musí byť zaručený dostatočný prívod vzduchu do článku, otázne je, nakoľko by bol náporový vzduch počas letu dostačujúci. Dôležité je spomenúť, že v súčasnosti neexistuje rozvinutá infraštruktúra na letiskách, ktorá by bola schopná zaručiť dotankovanie takéhoto lietadla, čím je lietadlo viazané na jedno konkrétne letisko, kde by zásoby vodíka boli. Posledným, najotáznejším aspektom je ekonomická stránka. Cena a prevádzka takéhoto lietadla oproti lietadlám so spalovacím motorom bude isto vyššia.

Záver

Cielom tejto práce bolo navrhnuť koncept nového ultralightného lietadla poháňaného vodíkom. Práca začína vymedzením druhov vodíkoveho pohonu lietadiel a špecifikuje použitie palivového článku ako hlavného zdroja energie pre koncepčný návrh. Pokračuje popisom metód skladovania vodíka, vysvetľuje fyzikálny princíp fungovania palivových článkov a zaoberá sa tiež problematikou a ekologickosťou výroby vodíka. Pre získanie prehľadu čitateľa je priložený zoznam vodíkových lietadiel, a každé z nich je bližšie popísané. Návrhová fáza práce začína obsiahlou rešeršou komponentov pohonného systému dostupných na trhu, z ktorých boli vybraté najvhodnejšie pre vznikajúce lietadlo. Prebehli základné výpočty odhadujúce výkon, spotrebu a účinnosť takejto pohonnej jednotky. Návrh geometrie lietadla sa opiera o rozmery zo štatistického súboru ultralightných lietadiel, o empirické výpočty z odbornej literatúry zaoberajúcej sa projektovaním lietadiel a riadi sa zvoleným návrhovým predpis. Návrh lietadla začína voľbou usporiadania jednotlivých častí a pokračuje návrhom krídla s jeho aerodynamickou optimalizáciou, ďalej návrhom chvostových plôch a návrhom trupu. V práci je pridaná výkresová dokumentácia, ako aj modely navrhnutého pohonného systému a lietadla. Hodnovernosť navrhnutého konceptu bola overená hmotnostným rozborom, výpočtom centráže, výpočtom letovej obálky zataženia a výpočtom a posúdením letových výkonov. Na koniec práce boli zhodnotene problémy spojené s certifikáciou takéhoto lietadla a využitím vodíka pre jeho pohon. Výstupom tejto práce je koncepčný návrh lietadla, ktoré je technologicky vyrobiteľné a jeho pohonný systém by šlo reálne použiť. V ďalšej iterácii návrhu by šlo zvoliť napr. menej výkonný elektromotor a palivový článok, nakoľko už poznáme potrebný výkon a pohonná jednotka je zjavne dosť výkonná. Otázkou je využitie takéhoto ultralightného lietadla vzhľadom k jeho malému doletu a krátkej vytrvalosti. V prípade zavedenia vodíkovej infraštruktúry na letiskách a nízkej cene vodíka by takéto lietadlo mohlo byť využívané na výcvik pilotov v aerokluboch alebo leteckých školách, nakoľko výdrž približne hodiny vo vzduchu je ideálna na lietanie okruhov a k nácviu pristátí. Rovnako by mohlo byť využité k vlekaniam vetroňov. Takéto lietadlo má výhodu aj v jeho nízkej hlučnosti, vďaka čomu môže byť podobne ako elektrické výcvikové lietadlá celkom populárne. Iniciatíva zaviesť tento alternatívny pohon do letectva v súčasnosti existuje, bude však potreba dané technológie ešte výrazne zlepšiť a zaviesť rozsiahlu infraštruktúru, aby sa vodíkový pohon stal konkurencieschopný v súčasnom svete spaľovacích a prúdových motorov.

Literatúra

- [1] ADLER, Eytan J. a Joaquim R.R.A. MARTINS. Hydrogen-powered aircraft: Fundamental concepts, key technologies, and environmental impacts. *Progress in Aerospace Sciences* [online]. 2023, ISSN 03760421. Dostupné z: doi:10.1016/j.paerosci.2023.100922
- [2] KHANDELWAL, Bhupendra, Adam KARAKURT, Paulas R. SEKARAN, Vishal SETHI a Riti SINGH. Hydrogen powered aircraft: The future of air transport. *Progress in Aerospace Sciences* [online]. 2013, ISSN 0376-0421. Dostupné z: doi:10.1016/J.PAEROSCI.2012.12.002
- [3] AL-HALLAJ, Said a Kristofer KISZYNSKI. Hydrogen Production, Storage and Fuel Cells. *Green Energy and Technology* [online]. 2011, [vid. 2024-02-29]. ISSN 18653537. Dostupné z: doi:10.1007/978-1-84628-467-0_3
- [4] BAROUTAJI, Ahmad, Tabbi WILBERFORCE, Mohamad RAMADAN a Abdul Ghani OLABI. Comprehensive investigation on hydrogen and fuel cell technology in the aviation and aerospace sectors. *Renewable and Sustainable Energy Reviews* [online]. 2019, [vid. 2024-02-29]. ISSN 13640321. Dostupné z: doi:10.1016/j.rser.2019.02.022
- [5] DOĞAN, E. E., P. TOKCAN a B. K. KIZILDUMAN. Storage of Hydrogen in Activated Carbons and Carbon Nanotubes. *Advances in Materials Science* [online]. 2018, Dostupné z: doi:10.1515/adms-2017-0045
- [6] ZAREZADEH MEHRIZI, Majid, Jafar ABDI, Mashallah REZAKAZEMI a Ehsan SALEHI. A review on recent advances in hollow spheres for hydrogen storage. *International Journal of Hydrogen Energy* [online]. 2020, ISSN 0360-3199. Dostupné z: doi:10.1016/J.IJHYDENE.2020.04.201
- [7] *Solid hydrogen storage / MAHYTEC* [online]. [vid. 2024-03-07]. Dostupné z: <https://www.mahytec.com/en/products/solid-hydrogen-storage/>
- [8] DOUCEK, Aleš. Vodíkové hospodářství a možnosti využití vodíku k regulaci obnovitelných zdrojů energie. *Paliva* [online]. 2011, Dostupné z: doi:10.35933/paliva.2011.01.01

- [9] LE, Phuoc Anh, Vuong Dinh TRUNG, Phi Long NGUYEN, Thi Viet BAC PHUNG, Jun NATSUKI a Toshiaki NATSUKI. The current status of hydrogen energy: an overview. *RSC Advances* [online]. 2023, ISSN 20462069. Dostupné z: doi:10.1039/d3ra05158g
- [10] SLOOP, John L. LIQUID HYDROGEN AS A PROPULSION FUEL, 1945-1959 [online]. [vid. 2024-02-06]. Dostupné z: <https://core.ac.uk/download/pdf/10339184.pdf>
- [11] SCHOLZ, Dieter. AIRCRAFT DESIGN AND SYSTEMS GROUP (AERO) SONDERVORTRAG zum 50. Geburtstag der DGLR Bezirksgruppe Hamburg: Design of Hydrogen Passenger Aircraft-How much „Zero-Emission“ is Possible? *Aircraft Design and System Group (Aero)* [online]. 2019, (November). Dostupné z: <https://doi.org/10.5281/zenodo.4301103>
- [12] *Boeing Successfully Flies Fuel Cell-Powered Airplane* [online]. [vid. 2024-02-02]. Dostupné z: https://web.archive.org/web/20080406204719if_/http://www.boeing.com:80/news/releases/2008/q2/080403a_nr.html
- [13] *Boeing Prepares Fuel Cell Demonstrator Airplane for Ground and Flight Testing* [online]. [vid. 2024-02-02]. Dostupné z: https://web.archive.org/web/20070429113951/http://www.boeing.com/phantom/news/2007/q1/070327e_nr.html
- [14] *Boeing Fuel Cell Demonstrator AB1 - Wasserstoffflugzeug - Wikipedia* [online]. [vid. 2024-02-05]. Dostupné z: https://de.wikipedia.org/wiki/Wasserstoffflugzeug#/media/Datei:Boeing_Fuel_Cell_Demonstrator_AB1.JPG
- [15] RATHKE, P., Josef KALLO, J. SCHIRMER, T. STEPHAN, W. WAIBLINGER a J. WEISS-UNGETHÜM. Antares DLR-H2 – Flying Test Bed for Development of Aircraft Fuel Cell Systems. *ECS Transactions* [online]. 2013, [vid. 2024-02-05]. ISSN 1938-5862. Dostupné z: doi:10.1149/05101.0229ECST/XML
- [16] *LANGE E-1 Antares DLR-H2 - DLH2 L1E L/G* [online]. [vid. 2024-02-05]. Dostupné z: <https://doc8643.com/aircraft/DLH2>
- [17] *The first European Commission funded Aircraft powered by a Hydrogen Fuel Cell took its first flight* [online]. 2010 [vid. 2024-02-05]. Dostupné z: <http://www.enfica-fc.polito.it/>

- [18] ROMEO, Giulio, Fabio BORELLO, Gabriel CORREA a Politecnico DI TORINO. ENFICA-FC: Design, realization and flight test of all electric 2-seat aircraft powered by fuel cells. 2010. Dostupné z: <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2012.09.064>
- [19] *World's First Flight of Liquid Hydrogen Aircraft. - H2FLY* [online]. [vid. 2024-02-09]. Dostupné z: <https://www.h2fly.de/2023/09/07/h2fly-and-partners-complete-worlds-first-piloted-flight-of-liquid-hydrogen-powered-electric-aircraft/>
- [20] *HY4 fliegt erstmals mit flüssigem Wasserstoff | FLUG REVUE* [online]. [vid. 2024-02-09]. Dostupné z: <https://www.flugrevue.de/flugzeugbau/testkampagne-in-maribor-hy4-fliegt-erstmal-mit-fluessigem-wasserstoff/>
- [21] *H2FLY Passes First Filling Tests with Integrated Liquid Hydrogen Tank - H2FLY* [online]. [vid. 2024-02-09]. Dostupné z: <https://www.h2fly.de/2023/04/05/h2fly-accelerates-progress-towards-zero-emission-commercial-flight-3/>
- [22] *ZA600 - ZeroAvia* [online]. [vid. 2024-02-09]. Dostupné z: <https://zeroavia.com/za600/>
- [23] *With First Flight and More, ZeroAvia Turns a Corner in 2023 - ZeroAvia* [online]. [vid. 2024-02-09]. Dostupné z: <https://zeroavia.com/blogs/first-flight-and-more/>
- [24] *Universal Hydrogen takes to the air with the largest hydrogen fuel cell ever to fly | TechCrunch* [online]. [vid. 2024-02-12]. Dostupné z: <https://techcrunch.com/2023/03/02/universal-hydrogen-takes-to-the-air-with-the-largest-hydrogen-fuel-cell-ever-to-fly/>
- [25] MARINARO, Gianluca, Giuseppe DI LORENZO a Antonio PAGANO. From a Battery-Based to a PEM Fuel Cell-Based Propulsion Architecture on a Lightweight Full Electric Aircraft: A Comparative Numerical Study. *Aerospace* [online]. 2022, ISSN 22264310. Dostupné z: [doi:10.3390/aerospace9080408](https://doi.org/10.3390/aerospace9080408)
- [26] *FCgen-LCS Spec Sheet* [online]. [vid. 2024-03-16]. Dostupné z: https://www.ballard.com/about-ballard/publication_library/product-specification-sheets/fcgen-lcs-spec-sheet
- [27] HLADIŠ, Lukáš. *Nízkoteplotní palivový článek pro ultralehký letoun* [online]. Vysoké učení technické v Brně. Fakulta strojního inženýrství. 2019 [vid. 2024-03-16]. Dostupné z: <http://hdl.handle.net/11012/26705>

- [28] *How much hydrogen do I need? | Marine Service Noord* [online]. [vid. 2024-03-17]. Dostupné z: <https://marine-service-noord.com/en/products/alternative-fuels-and-technologies/hydrogen/how-much-hydrogen-do-i-need/>
- [29] HAN, Jaeyoung a Sangseok YU. Ram air compensation analysis of fuel cell vehicle cooling system under driving modes [online]. 2018 [vid. 2024-03-21]. Dostupné z: doi:10.1016/j.applthermaleng.2018.07.038
- [30] LARMINIE, James a Andrew DICKS. Appendix 2: Useful Fuel Cell Equations. *Fuel Cell Systems Explained* [online]. 2003, [vid. 2024-03-21]. Dostupné z: doi:10.1002/9781118878330.APP2
- [31] KABZA, Alexander. Just another Fuel Cell Formulary [online]. 2001, [vid. 2024-03-21]. Dostupné z: https://www.pemfc.de/FCF_A4.pdf
- [32] *WP120 - EMP* [online]. [vid. 2024-03-22]. Dostupné z: <https://www.emp-corp.com/product/wp120-electric-water-pump/>
- [33] *High-Pressure Hydrogen Hose - 6mmHydrogen | HYFINDR* [online]. [vid. 2024-05-18]. Dostupné z: <https://hyfindr.com/en/shop/products/high-pressure-hydrogen-hose-6mmhydrogen>
- [34] *Pressure Tech - Quality Pressure Regulator Manufacturers - H875* [online]. [vid. 2024-05-18]. Dostupné z: <https://www.pressure-tech.com/?page=product&product=194&cat=41>
- [35] *Hydrogen Type 4 Cylinder 700 bar 51L | HYFINDR* [online]. [vid. 2024-03-18]. Dostupné z: <https://hyfindr.com/marketplace/components/hydrogen-tanks/hydrogen-type-4-cylinder-700-bar-51l/>
- [36] *228 (124kW | 230Nm) - EMRAX* [online]. [vid. 2024-03-18]. Dostupné z: <https://emrax.com/e-motors/emrax-228/#>
- [37] *Fuel Cell Inverter R300 - 300kW 850V | HYFINDR* [online]. [vid. 2024-03-24]. Dostupné z: <https://hyfindr.com/marketplace/components/inverters/fuel-cell-inverter-r300-300kw-850v/>
- [38] *Soubory ke stažení - TL-ULTRALIGHT Aircraft* [online]. [vid. 2024-03-29]. Dostupné z: <https://www.tl-ultralight.cz/cs/soubory-ke-stazeni>

- [39] FILAKOVSKÝ, Karol a Stanislav KLIMIČEK. *Universal Propeller Characteristics*. 1997
- [40] *CS-LSA Amendment 1 / EASA* [online]. [vid. 2024-04-04]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications/cs-lsa-amendment-1>
- [41] ANDERSON, John D. *Aircraft performance and design*. Boston: WCB/McGrawHill, 1999. ISBN 0070019711.
- [42] RAYMER, Daniel. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics Education Series, 1992. ISBN 0-930403-51-7.
- [43] HALIL GÜZELBEY, İbrahim, Yüksel ERASLAN a Mehmet HANIFI DOĞRU. Effects of Taper Ratio on Aircraft Wing Aerodynamic Parameters: A Comperative Study [online]. 2018, [vid. 2024-04-10]. Dostupné z: doi:10.26701/ems.487516
- [44] MERTL, Vlastimil. *Konstrukce a projektování letadel*. Vydání prv. Brno, 2000. ISBN 80-214-1789-7.
- [45] *Wing Plotting Tool / AeroToolbox* [online]. [vid. 2024-04-11]. Dostupné z: <https://aerotoolbox.com/wing-plot-tool/>
- [46] GUDMUNDSSON, Snorri. General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures. *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures* [online]. 2013, [vid. 2024-04-19]. Dostupné z: doi:10.1016/C2011-0-06824-2
- [47] KERNDL, Jindřich. *Vývoj a přehled leteckých profilů* [online]. Vysoké učení technické v Brně. Fakulta strojního inženýrství. 2011. Dostupné z: <http://hdl.handle.net/11012/5444>
- [48] *International Standard Atmosphere* [online]. [vid. 2024-04-17]. Dostupné z: https://www.engineeringtoolbox.com/international-standard-atmosphere-d_985.html
- [49] *NASA Technical Reports Server (NTRS)* [online]. [vid. 2024-04-18]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/>
- [50] *UIUC Airfoil Data Site* [online]. [vid. 2024-04-20]. Dostupné z: https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html

- [51] *Design and experimental results for a flapped natural-laminar-flow airfoil for general aviation applications - NASA Technical Reports Server (NTRS)* [online]. [vid. 2024-04-19]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19830022115>
- [52] *Wind tunnel results of the low-speed NLF(1)-0414F airfoil - NASA Technical Reports Server (NTRS)* [online]. [vid. 2024-04-19]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19900003225>
- [53] *Download Glauert III by Letecký ústav, VUT-FSI v Brně* [online]. [vid. 2024-04-20]. Dostupné z: <https://glauert-iii.software.informer.com/download/>
- [54] BARUA, Priyanka a Tahir SOUSA. Empennage Statistics and Sizing Methods for Dorsal Fins [online]. 2013, [vid. 2024-04-25]. Dostupné z: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/Aero/AERO_TN_TailSizing_13-04-15.pdf
- [55] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu. I, Letové výkony*. Vydání 2. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2019. ISBN 978-80-7623-014-9.
- [56] HEPERLE, Martin. *Electric Flight - Potential and Limitations* [online]. 2012 [vid. 2024-05-19]. Dostupné z: <https://www.researchgate.net/publication/234738753%0D>

Zoznam skratiek

AC – Alternating Current

BLDC – Brushless Direct Current

CAS – Calibrated Air Speed

DC – Direct Current

DLR - Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

EASA – European Aviation Safety Agency

ENFICA-FC - Environmentally Friendly Inter City Aircraft powered by Fuel Cells

Euro NACP – European New Car Assessment Program

FC – Fuel Cell

GH₂ – Gaseous Hydrogen

ISA – International Standard Atmosphere

LAA – Letecká Amatérska Asociace

LH₂ – Liquid Hydrogen

LHV – Lower Heating Value

Li-Ion – Lithium-Ion

LNG - Liquefied Natural Gas

NACA - National Advisory Committee for Aeronautics

OEW – Operating Empty Weight

PEMFC - Polymer Electrolyte Membrane Fuel Cell

PMSM - Permanent Magnet Synchronous Motor

SAF – Sustainable Aviation Fuel

SK – Smerové Kormidlo

SOFC – Solide Oxide Fuel Cell

SOP – Svislé Ocasní Plochy

STOL – Short Take-Off and Landing

TOW – Take Off Weight

VFR – Visual Flight Rules

VK – Výškové Kormidlo

VOP – Vodorovné Ocasní Plochy

Prílohy

Príloha 1 – Merania profilu vo veternom tuneli

- NASA/LANGLEY NLF(1)-0215F

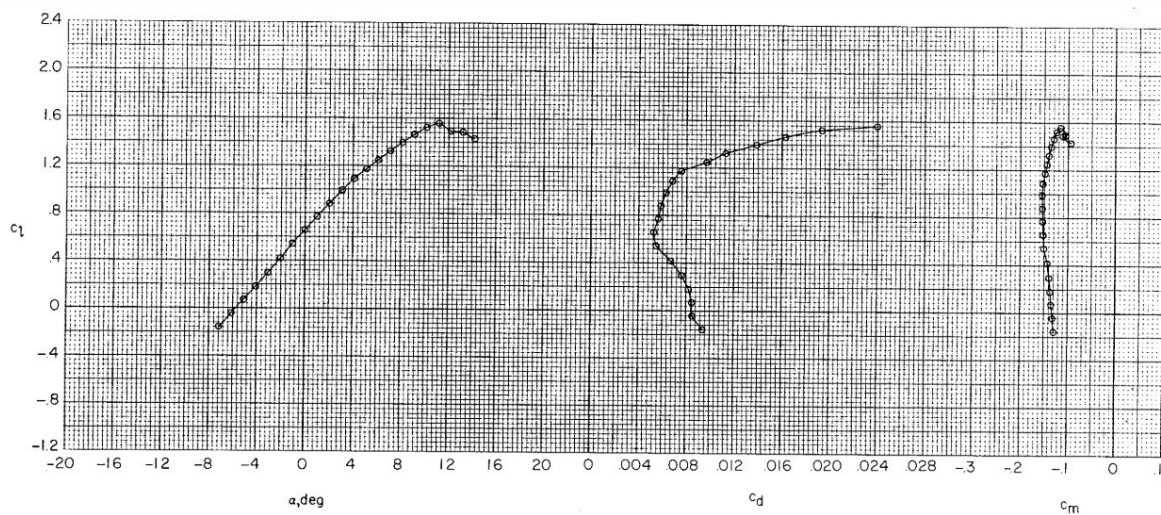
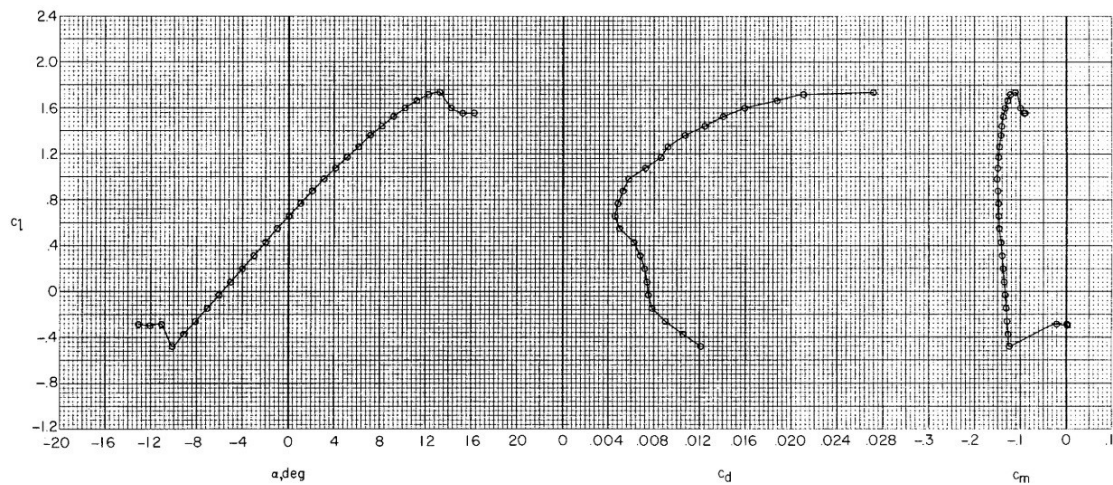
(a) $R = 3.0 \times 10^6$.Figure 10.- Section characteristics with $\delta_F = 0^\circ$ at $M = 0.10$.(b) $R = 6.0 \times 10^6$.

Figure 10.- Continued.

Príloha 2 – Potrebný a využitelný výkon

Rýchlosť	Využitelný výkon	Potrebný výkon			
		P_p [kW]			
v [km/h]	P_v [kW]	$H = 0$ [m]	$H = 1000$ [m]	$H = 2000$ [m]	$H = 3000$ [m]
87,8	27,7	10,2	10,8	11,5	12,3
97,5	29,2	10,3	10,7	11,3	11,9
107,1	30,6	10,7	11,0	11,3	11,8
116,8	31,7	11,4	11,5	11,7	12,1
126,4	32,8	12,4	12,3	12,4	12,5
136,1	33,6	13,8	13,5	13,3	13,3
145,7	34,4	15,4	14,9	14,5	14,3
155,4	35,0	17,4	16,6	16,0	15,6
165,1	35,6	19,7	18,7	17,8	17,1
174,7	36,0	22,3	21,0	19,9	19,0
184,4	36,4	25,3	23,7	22,3	21,1
194,0	36,7	28,7	26,8	25,0	23,5
203,7	37,0	32,5	30,2	28,1	26,2
213,3	37,2	36,7	33,9	31,4	29,2

Príloha 2 - Využitelný a potrebný výkon pre rôzne výšky

Príloha 3 – Stúpacie rýchlosti

Rýchlosť v [km/h]	Rýchlosť stúpania w [m/s]			
	$H = 0$ [m]	$H = 1000$ [m]	$H = 2000$ [m]	$H = 3000$ [m]
87,8	3,0	2,9	2,8	2,6
97,5	3,2	3,1	3,1	2,9
107,1	3,4	3,3	3,3	3,2
116,8	3,5	3,4	3,4	3,3
126,4	3,5	3,5	3,5	3,4
136,1	3,4	3,4	3,4	3,5
145,7	3,2	3,3	3,4	3,4
155,4	3,0	3,1	3,2	3,3
165,1	2,7	2,9	3,0	3,1
174,7	2,3	2,5	2,7	2,9
184,4	1,9	2,2	2,4	2,6
194,0	1,4	1,7	2,0	2,3
203,7	0,8	1,2	1,5	1,8
213,3	0,1	0,6	1,0	1,4

Príloha 3 – Stúpacie rýchlosti pre rôzne výšky

Príloha 4 – Charakteristiky kĺzavého letu

Súčiniteľ vztlaku	Súčiniteľ odporu	Kĺzavosť	Uhol klesania	Rýchlosť klesania	Zvislá zložka	Vodorovná zložka
c_L [-]	c_D [-]	K [-]	$\bar{\gamma}$ [°]	v [m/s]	w [m/s]	u [km/h]
0,0000	0,0250	0,0				
0,1538	0,0258	6,0	9,54	76,6	12,7	272,0
0,3075	0,0284	10,8	5,27	54,4	5,0	195,1
0,4613	0,0326	14,2	4,04	44,5	3,1	159,8
0,6151	0,0385	16,0	3,58	38,5	2,4	138,5
0,7689	0,0461	16,7	3,43	34,5	2,1	123,9
0,9226	0,0554	16,7	3,43	31,5	1,9	113,1
1,0764	0,0663	16,2	3,53	29,1	1,8	104,7
1,2302	0,0790	15,6	3,67	27,2	1,7	97,9
1,3839	0,0933	14,8	3,86	25,7	1,7	92,3
1,5377	0,1093	14,1	4,07	24,4	1,7	87,5

Príloha 4 – Hodnoty rýchlostí a kĺzavostí v klesaní

Príloha 5 – Hodnoty doletu

Rýchlosť v [km/h]	Celková účinnosť η_{celk} [-]	Dolet			
		R [km]			
		$H = 0$ [m]	$H = 1000$ [m]	$H = 2000$ [m]	$H = 3000$ [m]
87,8	27,7	92,6	87,6	82,2	76,6
97,5	29,2	107,7	103,4	98,4	92,9
107,1	30,6	119,2	116,3	112,4	107,6
116,8	31,7	126,4	125,3	123,0	119,6
126,4	32,8	129,5	130,4	130,1	128,4
136,1	33,6	129,3	132,0	133,6	133,9
145,7	34,4	126,4	130,6	134,0	136,1
155,4	35,0	121,7	127,1	131,9	135,7
165,1	35,6	115,9	122,2	128,0	133,1
174,7	36,0	109,6	116,3	122,9	129,0
184,4	36,4	103,0	110,0	117,0	123,8
194,0	36,7	96,5	103,6	110,8	118,1
203,7	37,0	90,2	97,2	104,5	112,0
213,3	37,2	84,2	91,0	98,3	105,8

Príloha 5 – Hodnoty doletu pre rôzne výšky

Rýchlosť v [km/h]	$H = 0$ [m]			$H = 1000$ [m]			$H = 2000$ [m]			$H = 3000$ [m]		
	c_L [-]	c_D [-]	K [-]	c_L [-]	c_D [-]	K [-]	c_L [-]	c_D [-]	K [-]	c_L [-]	c_D [-]	K [-]
87,8	1,539	0,109	14,06	1,696	0,128	13,29	1,873	0,150	12,48	2,074	0,178	11,63
97,5	1,249	0,081	15,49	1,376	0,093	14,87	1,520	0,107	14,15	1,683	0,126	13,36
107,1	1,034	0,063	16,38	1,139	0,071	15,98	1,258	0,081	15,44	1,393	0,094	14,79
116,8	0,870	0,052	16,73	0,959	0,058	16,59	1,059	0,065	16,29	1,172	0,074	15,84
126,4	0,742	0,045	16,62	0,818	0,049	16,74	0,903	0,054	16,70	1,000	0,061	16,48
136,1	0,640	0,040	16,16	0,706	0,043	16,50	0,780	0,047	16,70	0,863	0,052	16,74
145,7	0,558	0,036	15,46	0,615	0,039	15,98	0,680	0,041	16,39	0,753	0,045	16,65
155,4	0,491	0,034	14,62	0,541	0,035	15,27	0,598	0,038	15,84	0,662	0,041	16,29
165,1	0,435	0,032	13,71	0,480	0,033	14,45	0,530	0,035	15,13	0,587	0,037	15,74
174,7	0,389	0,030	12,79	0,428	0,032	13,58	0,473	0,033	14,34	0,524	0,035	15,06
184,4	0,349	0,029	11,89	0,385	0,030	12,70	0,425	0,031	13,51	0,470	0,033	14,30
194,0	0,315	0,029	11,04	0,347	0,029	11,85	0,383	0,030	12,68	0,425	0,031	13,51
203,7	0,286	0,028	10,24	0,315	0,029	11,04	0,348	0,029	11,87	0,385	0,030	12,72
213,3	0,261	0,027	9,50	0,287	0,028	10,28	0,317	0,029	11,10	0,351	0,029	11,95

Príloha 5 – Hodnoty súčiniteľov vztlaku, odporu a kĺzavosti pre rôzne výšky

Príloha 6 – Hodnoty vytrvalostí

Rýchlosť v [km/h]	Celková účinnosť η_{celk} [-]	Vytrvalosť			
		T [min]			
		$H = 0$ [m]	$H = 1000$ [m]	$H = 2000$ [m]	$H = 3000$ [m]
87,8	27,7	63,3	59,9	56,2	52,4
97,5	29,2	66,3	63,7	60,6	57,2
107,1	30,6	66,7	65,1	62,9	60,3
116,8	31,7	64,9	64,4	63,2	61,5
126,4	32,8	61,5	61,9	61,7	60,9
136,1	33,6	57,0	58,2	58,9	59,0
145,7	34,4	52,0	53,8	55,2	56,0
155,4	35,0	47,0	49,1	50,9	52,4
165,1	35,6	42,1	44,4	46,5	48,4
174,7	36,0	37,6	39,9	42,2	44,3
184,4	36,4	33,5	35,8	38,1	40,3
194,0	36,7	29,8	32,0	34,3	36,5
203,7	37,0	26,6	28,6	30,8	33,0
213,3	37,2	23,7	25,6	27,6	29,8

Príloha 6 – Hodnoty vytrvalostí pre rôzne výšky

Príloha 7 – Výpočet dĺžky rozjazdu

Rýchlosť	Využitelný ťah	Zrýchlenie	Časový úsek	Prejdený úsek	Výpočet dráhy
v [km/h]	F_v [N]	a_x [m/s ²]	$\frac{v}{a_x}$ [s]	ds_G [m]	s_G [m]
0,00	1432,88	1,90	0,00	0,00	0,00
5,00	1402,22	1,85	0,75	0,52	0,52
10,00	1364,58	1,78	1,56	1,60	2,13
15,00	1327,95	1,72	2,42	2,76	4,89
20,00	1292,31	1,66	3,35	4,01	8,90
25,00	1257,65	1,60	4,34	5,34	14,24
30,00	1223,95	1,54	5,41	6,77	21,01
35,00	1191,19	1,48	6,56	8,31	29,32
40,00	1159,36	1,43	7,80	9,97	39,29
45,00	1128,43	1,37	9,13	11,75	51,04
50,00	1098,39	1,31	10,57	13,68	64,72
55,00	1069,22	1,26	12,12	15,75	80,47
60,00	1040,91	1,21	13,80	18,00	98,48
65,00	1013,44	1,16	15,63	20,44	118,92
70,00	986,79	1,10	17,61	23,09	142,00
75,00	960,94	1,05	19,78	25,97	167,97
80,00	935,88	1,00	22,14	29,11	197,08
85,00	911,58	0,95	24,73	32,55	229,63
88,33	895,82	0,92	26,60	33,74	253,37
96,36	859,16	0,85	31,63	64,94	318,31

Príloha 7 – Hodnoty numerickej integrácie dĺžky vzletu