

Vysoké učení technické v Brně
Fakulta strojního inženýrství
Letecký ústav

Ing. Radek Jurečka

Možnosti využití vodíku v letectví

Possibilities of using hydrogen in aviation

Konstrukční a procesní inženýrství

Zkrácená verze PhD Thesis

Školitel:
Prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.

Oponenti:

Datum obhajoby:

Klíčová slova

Palivový článěk, vodík, PEM, UAV

Key words

Fuel cell, hydrogen, PEM, UAV

Uložení disertační práce

Knihovna Fakulty strojního inženýrství, VUT Brno

Copyright

ISBN 80-214-.....

ISSN 1213-4198

Obsah

Obsah.....	3
1 Úvod.....	5
1.1 Cíle disertační práce	5
2 Typy palivových článků a skladování vodíku.....	5
3 Přehled malých UAV	8
3.1 Proč malá UAV.....	8
3.2 Statistika	11
3.3 Stanovení dolní meze výkonu pohonu.....	13
4 Návrh malého UAV	14
4.1 Stanovení koncepce UAV.....	14
4.1.1 Definování koncepce draku UAV	14
4.1.2 Volba pohonu	16
4.1.3 Přehled použitelných palivových článků.....	17
4.1.4 Volba senzorů.....	18
4.2 Stanovení typového letu	19
4.2.1 Typový let.....	19
4.2.2 Výběr vhodné nádrže na vodík.....	19
4.3 Výběr profilů a parametrů křídla	19
4.4 Vlastní návrh UAV	20
4.4.1 Hmotnosti komponent a centráž.....	20
4.4.2 Velikost ocasních ploch.....	23
4.4.3 Celkový odpor UAV v cestovním režimu.....	24
4.4.4 Dosažitelné výkony palivového článku navrženého UAV.....	24
4.4.5 Výkony UAV se zvětšeným křídlem.....	27
4.5 Hodnocení dosažených cílů v návrhu UAV	27
5 Závěr	28
5.1 Splnění cílů disertační práce	28
5.2 Přínos disertační práce	28
6 Použitá literatura a zdroje	29
7 Publikace autora.....	34
8 Použité zkratky a symboly	35
9 Životopis autora	36
10 Abstrakt	38

1 Úvod

Nedávno se začalo vyvíjet mnoho dopravních prostředků na alternativní pohony, především elektromotory. Důvodem jsou omezené zásoby fosilních paliv, které se stále zmenšují. Hledají se náhradní zdroje energie pro pohon dopravních prostředků. Jedním ze zdrojů energie mohou být palivové články.

První palivový článek sestrojil William Grove v roce 1839, využíval plynný vodík a kyslík vzniklý elektrolýzou vody. Toto zařízení nazval „plynová baterie“. Později, v roce 1842, spojil několik plynových baterií a vytvořil tím „plynový řetěz“, který využíval k elektrolýze vody. Kvůli korozi elektrod a nestabilitě používaných materiálů nenašly Groveovy články praktického využití.

Dalšího vývoje se palivové články dočkaly až v 1. pol. 20. století díky Francisi Baconovi. Tomu se podařilo vyrobit prakticky použitelný alkalický článek s hydroxidem draselným (KOH) v 50. letech. V 60. letech vyvíjela firma General Electric membránový palivový článek (Proton Exchange Membrane – PEM) pro NASA projekt Gemini. Následně se měly tyto články ve zlepšené podobě objevit na lodích Apollo. Po technických problémech PEM článků se v projektu Apollo využívaly alkalické palivové články. Zvýšený zájem o alternativní zdroje energie v 90. letech vedl i k jejich výzkumu a rozšíření. Objevily se první automobily na palivové články, autobusy, lodě nebo i motocykly. Dojezd dnešních aut a autobusů dosahuje přes 200 km a lze je tedy používat v praxi. Nevýhodou je zatím vysoká pořizovací cena a minimum čerpacích stanic s vodíkem.

Letecké firmy Boeing a Airbus vyvíjí palivové články jako náhradu za pomocnou energetickou jednotku (APU). U menších letounů byly palivové články odzkoušeny poprvé v roce 2008, kdy vzlétl HK 36 Super Dimona poháněný 20kW článkem a bateriemi. Následoval letoun Antares DLR H2 v roce 2009, který poháněl pouze vodíkový palivový článek. Firmy z České republiky se zapojily do projektu ENFICA-FC (ENvironmentally Friendly Inter City Aircraft powered by Fuel Cells). Byl to evropský projekt na vývoj letounu poháněného vodíkovými palivovými články a bateriemi, pro jehož přestavbu byl vybrán letounu Rapid 200 vyráběný firmou JIHLAVAN airplanes. Upravený letoun vzlétl v roce 2010. U letounů kategorie UL, VLA nebo GA šlo zatím o demonstrátory a pohon palivovými články zatím není schopen praktického použití.

Změnu může přinést vývoj v kategorii malých UAV, kde se uskutečňují první úspěšné lety s pohonem palivovým článkem. V roce 2009 provedlo UAV Ion Tiger let v délce 26 hod. a 1 min. Vážilo 16,1 kg a výkon palivového článku byl 550 W. V dubnu 2012 uskutečnilo první let UAV ScanEagle poháněný 1,5kW článkem v délce 2,5 hod. Toto UAV vyrábí firma Insitu Inc. z USA, která při vývoji spolupracovala s Naval Research Laboratory a United Technologies.

1.1 Cíle disertační práce

V disertační práci se budu zabývat rozбором současných palivových článků. Především články, které využívají vodík jako palivo nebo vodíkový iont (proton) jako pohyblivou částici v reakci v palivovém článku. Hlavní cíl je stanovit dolní meze výkonu palivových článků pro použití v letectví. S využitím této dolní meze výkonu provedu modelový návrh malého UAV na vodíkový pohon. Disertační práci uzavře vyhodnocení návrhu malého UAV a splnění výše uvedených cílů.

Rekapitulace cílů disertační práce:

- 1) rozbor současných palivových článků
- 2) stanovení dolní meze výkonu palivových článků pro použití v letectví
- 3) modelový návrh malého UAV na vodíkový pohon
- 4) vyhodnocení návrhu

2 Typy palivových článků a skladování vodíku

Palivové články se dají rozdělit podle několika kritérií: pracovní teplota, výkon, typ elektrolytu. Časté je rozdělení podle teplot na nízko teplotní, středně teplotní a vysoko teplotní.

Pro pohon UAV budou nejlépe vyhovovat nízkoteplotní membránové palivové články. Ty jsou schopné pracovat za běžných teplot, např. i při 20–30 °C, jsou často využívány pro pohon dnešních vozidel s palivovými články, jako jsou demonstrátory aut a autobusů. A jsou vhodné pro svou univerzálnost a velký rozsah výkonu, viz Tabulka 1 a 2.

Membránové palivové články (PEMFC, Proton Exchange Membrane Fuel Cell nebo též PEFC, Polymer Electrolyte Fuel Cell) využívají polymerovou membránu jako elektrolyt. Tato membrána je prostupná pro protony. Voda je jediná kapalina v článku a je pro jeho správnou funkci důležitá. Voda se nesmí odpařovat rychleji, než se vytvoří nová, protože membrána musí být vlhká. Provozní teplota je omezená odolností polymeru na méně než 120 °C a kvůli rovnováze vody na membráně se musí používat vysoce čistý vodík s minimem nebo žádným CO. Katalyzátorem je platina, která je na anodě i katodě.

Přímé metanolové články (DMFC, Direct Methanol Fuel Cell) jsou často brány jako speciální případy membránových článků. Také používají polymerovou membránu jako elektrolyt, palivem není vodík, ale samotný metanol. Nevýhodou je nižší napětí článku proti PEMFC využívající vodík a vznik oxidu uhličitého.

Druh	Nízkoteplotní		
	Alkalické	Membránové	Přímé metanolové
Elektrolyt	Hydroxid draselný	Iontoměničná membrána	Iontoměničná membrána
Pracovní teplota [°C]	60–100	20–80	20–130
Pohyblivý iont	OH ⁻	H ⁺	H ⁺
Elektrodové reakce	A: $H_2 + 2OH^- \rightarrow 2H_2O + 2e^-$ K: $1/2O_2 + H_2O + 2e^- \rightarrow 2OH^-$ Σ: $H_2 + 1/2O_2 \rightarrow H_2O$	A: $H_2 + 2OH^- \rightarrow 2H_2O + 2e^-$ K: $1/2O_2 + H_2O + 2e^- \rightarrow 2OH^-$ Σ: $H_2 + 1/2O_2 \rightarrow H_2O$	A: $CH_3OH + H_2O \rightarrow CO_2 + 6H^+ + 6e^-$ K: $3/2O_2 + 6H^+ + 6e^- \rightarrow 3H_2O$ Σ: $CH_3OH + 3/2O_2 \rightarrow CO_2 + H_2O$
Elektrická účinnost [%]	45–60	40–60	40
Výkon [kW]	do 20	do 250	do 10
Používané palivo	vodík	Vodík, reformovaná paliva	Metanol (etanol)
Možné aplikace	Kosmické lodě, lodě, ponorky	univerzální	Přenosné články

Tabulka 1: Přehled druhů palivových článků, [13, str. 13]

typické použití	přenosná elektronika, vybavení			lodě, auta, domácí CHP			autobusy, tvorba energie, CHP	
výkon [W]	1	10	100	1000	10000	100000	1 mil.	10 mil.
hlavní výhody	vyšší hustota energie než baterie, rychlejší dobíjení			potenciálně nulové emise, vyšší účinnost			vyšší účinnost, nižší znečištění, tiché	
rozsah použití typů PČ	DMFC			AFC			MCFC	
					SOFC			
	PEMFC							
					PACF			

Tabulka 2: Schéma zobrazující použití, hlavní výhody a různé využití hlavních typů, [2, str. 23]

Z možností skladování vodíku nemá žádná z nich zásadní problém pro praktickou realizaci, viz Tabulka 3. Skladování vodíku jako stlačeného plynu je v současnosti nejběžnější a průmyslově nejlépe zvládnutý způsob. Tento způsob skladování se využívá pro malá množství plynu pro využití ve výrobě. Pro skladování vodíku jako zásobní energie se tento způsob nejeví jako nejefektivnější. Tlakové nádoby pro skladování bývají buď ocelové, nebo v dnešní době více rozšířené kompozitové. Nevýhodou skladování v tlakových nádržích je hmotnost samotných nádrží, malé množství vodíku v nich uskladněné, hmotnost nutných doplňkových dílů (regulační

ventily, uchycení nádrží např. ve vozidlech) a možný únik vodíku přes ventily nebo stěny nádrží kvůli velikosti jeho molekul.

Metalhydridy jsou sloučeniny vodíku s některými kovy a slitinami kovů, např. titan, železo, hořčík, nikl, chrom aj. Reakce vzniku metalhydridu je mírně exotermická a při plnění většího objemu je potřeba chlazení, dostačující je proudění vzduchu. Uvolňování vodíku z metalhydridu je lehce endotermické a nádrž je třeba mírně zahřívát, např. teplým vzduchem nebo vodou z palivových článků. Výhodou metalhydridu je bezpečnost, především díky nízkému tlaku. Hlavní využití spočívá v aplikacích, kde není potřeba velká zásoba vodíku, např. přenosné aplikace (notebook). Nevýhoda tohoto způsobu skladování je nutnost používat vodík o vysoké čistotě a dále metalhydridy jsou nepraktické pro skladování velkého množství vodíku, např. pro použití ve vozidlech.

Pro skladování většího množství vodíku se využívá nádrží na kapalný vodík. Tento způsob skladování je náročnější než stlačení vodíku. Je nutné udržovat velmi nízkou teplotu, asi 22 K (tj. -253°C) a tlak kolem 3 bar (0,3 MPa). Za těchto podmínek se vodík mírně odpařuje z nádrže, a pokud není dostatečný odběr, musí být vodík doplněn z nádrže. Je to nutné z bezpečnostních důvodů. Nevýhodami skladování zkapalněného vodíku jsou vysoká energetická náročnost jeho zkapalnění, vysoké technické požadavky na nádrž a bezpečnostní nároky díky velmi nízkým teplotám.

Metanol je za normálních podmínek bezbarvá kapalina, která se dobře mísí s vodou. Pro její skladování je vhodná skleněná nádoba nebo nerezocelová. Plastové materiály pro skladování lze použít, ale jen vybrané typy, protože je metanol dobré rozpouštědlo. Pokud je metanol skladován za účelem použití v DMFC, lze jej přímo odebírat z nádrže a spotřebovávat bez nutnosti dalších úprav. Metanol lze použít i jako zdroj vodíku. Pro jeho přeměnu může být použit parní reforming nebo parciální oxidace. Když je k získání vodíku využita některá z technologií nebo jejich kombinace, nikdy nelze dosáhnout 100% využitelnosti přeměněného vodíku. Ztráty vznikají smícháním vodíku s odpadním oxidem uhličitým nebo je část vodíku spotřebovávána k získání energie pro reformovací reakci.

Vhodný způsob skladování vodíku pro malé UAV se jeví tlaková nádoba, protože je tento způsob nejdostupnější a nejjednodušší, i když je nejméně efektivní. Další způsob skladování může být metalhydrid nebo metanol, který se jeví jako nejslibnější zásobník vodíku. Skladování vodíku v kapalném stavu je technologicky i energeticky velmi náročné a je také nevýhodné pro skladování malého objemu.

metoda	efektivita skladování [% hmotnosti H_2]	hmotnost vodíku na litr [kg/l]	pozn.
Stlačený plyn	0,7–3,0	0,015	Levné a široce používané
Metalhydridy	0,65	0,028	Vhodné pro malé systémy
Kapalina	14,2	0,040	Užívá se pro velkoobjemové skladování
Metanol	6,9	0,055	Levné, potenciál využití v mnoha systémech
Hydrid sodíku-pelety	2,2	0,02	Problém likvidace použitého materiálu
NaBH_4 ve vodě	3,35	0,036	Velmi drahé

Tabulka 3: Srovnání způsobů skladování vodíku, [2, str. 304]

3 Přehled malých UAV

3.1 Proč malá UAV

V pojednání ke státní doktorské zkoušce jsem provedl výpočet potřebného výkonu palivového článku pro splnění požadavků předpisů pro různé kategorie a vzletové hmotnosti letounů, které uvádí Tabulka 4. Z ní je patrné, že energeticky nejnáročnější je vzlet a roste se stoupající vzletovou hmotností.

letoun	KP-2U Sova	ENFICA-FC	Marabu-pojednání	VUT051 Ray
MTOW [kg]	450	550	600	650
předpis	UL 2	CS-VLA	CS-VLA	CS-VLA
povrch dráhy	beton			
max. délka vzletu do 15 m [m]	300	500	500	500
min. rychlost stoupání [m/s]	1,5	2	2	2
min. P PČ vzlet [kW]	33,5	39,8	47,0	54,8
min. P PČ stoupání [kW]	21,7	32,1	38,4	42,6

Tabulka 4: Potřebný výkon palivového článku

Důvody, proč zatím palivové články nenahradily spalovací motory u letounů kategorií UL, VLA či general aviation, jsou tři. Prvním z nich je chlazení systému pohonu palivovým článkem a dále hmotnost a rozměry systému.

V pojednání ke státní doktorské zkoušce jsem provedl návrh zástavby pohonu palivovými články do letounu Marabu. Pro pohon jsem uvažoval 3 palivové články Ballard FCvelocity-9SSL o výkonu 21 kW a hmotnosti 17 kg, rozměry článku 302×760×60 mm [49]. Z toho vychází celkový výkon článků 63 kW a celková hmotnost 51 kg. Články jsou chlazeny kapalinou. Zde jsou dva zdroje tepla, které je nutné dostatečně chladit (palivové články a elektromotor) a k tomu je nutno ještě uvažovat řídicí a monitorovací elektroniku, která k systému náleží. Kdežto u pohonu spalovacím motorem se chladí pouze samotný motor a nic víc.

Hmotnost celého systému pohonu včetně elektromotoru je skoro 200 kg, z toho články s motorem 81 kg a subsystémy pohonu 78 kg, viz Tabulka 5. Navíc, je potřeba tyto součásti umístit do draku letounu, kde zabere mnoho místa a tím přijde původně dvoumístný letoun o jedno místo v kabině. Dále je třeba zmínit nádrž/nádrže na vodík, což je také hmotnost a místo navíc, která u letounu se spalovacím motorem není. U pohonu spalovacím motorem je nádrž na palivo integrální součástí konstrukce draku a nepředstavuje hmotu navíc, případné místní zesílení konstrukce nepovažuji za významné. V Tabulce 5 jsou uvedeny dvě nádrže na vodík, které jsem uvažoval při návrhu v pojednání. Jejich hmotnost bez vodíku je 21,9 kg a 49,9 kg [63] a to tvoří cca 11–26 % celkové hmotnosti systému pohonu palivovými články.

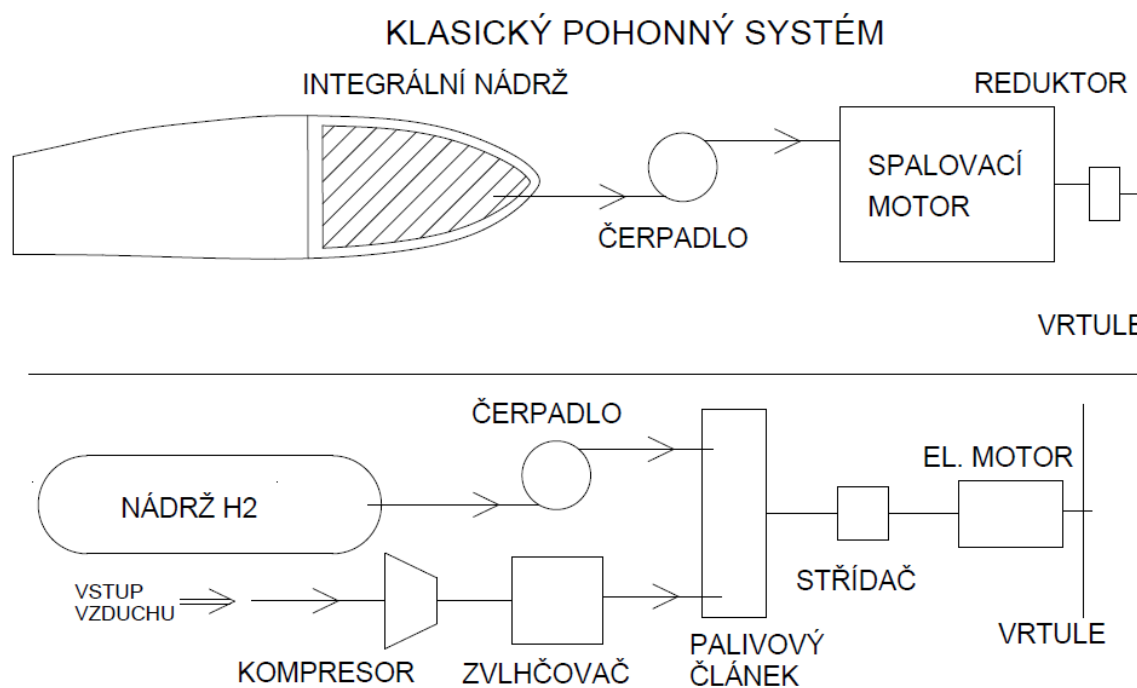
Pro porovnání hmotností pohonu se spalovacím motorem a palivovými články, uvádí Tabulka 6 čtyři vybrané motory, které se používají pro pohon letounů kategorie UL nebo všeobecného letectví. Z ní je patrné, že hmotnost spalovacích motorů může být více než o polovinu nižší (72,3–113,4 kg) než systému s palivovými články (194 kg) a Obrázek 2 dokládá složitost pohonné soustavy s palivovým článkem. Grafy zobrazují procentuální zastoupení komponent v letounu. Jsou zde příklady letounů se vzletovou hmotností MTOW = 750 kg (dle předpisu CS-VLA [20]), kde jeden je uvažován s pohonem palivovými články a druhý se spalovacím motorem. První letoun s dvěma nádržemi na 5,8 kg vodíku a 2 piloty. Druhý letoun s motorem Lycoming O-235-F dle Tabulky 6, se 120 l paliva (zásoba paliva odhadnuta) a 2 piloty, aby se daly výsledné hodnoty porovnat. Hmotnost draku letounu je rozdíl komponent letounu od MTOW.

	letoun VLA s PČ			letoun VLA se spalovacím motorem	
komponenty	hmotnost [kg]	% MTOW	komponenty	hmotnost [kg]	% MTOW
pohonná soustava	116	15,47	pohonná soustava	113,4	15,12
subsystémy pohonu	78	10,40	subsystémy pohonu	0	0,00
palivová nádrž 2×	99,8	13,31	palivová nádrž	0	0,00
palivo	5,8	0,77	palivo	90	12,00
pilot 2×	172	22,93	pilot 2×	172	22,93
drak letounu	278,4	37,12	drak letounu	374,6	49,95
MTOW	750		MTOW	750	

Tabulka 5: Hmotnosti komponent systému pohonu palivovým článkem

motor	Rotax 912 ULS	UL power UL260iS	UL power UL350iS	Lycoming O-235-F
výkon [HP/kW]	100 / 73,5	100 / 73,5	130 / 95,5	125 / 93,2
chlazení	kapalina	vzduch	vzduch	vzduch
hmotnost s příslušenstvím [kg]	75,2	72,3	78,4	113,4 suchý
poměr výkon/hmotnost [kW/kg]	0,977	1,017	1,218	0,822 suchý

Tabulka 6: Hmotnost spalovacích motorů, [16, 17, 18, 19]

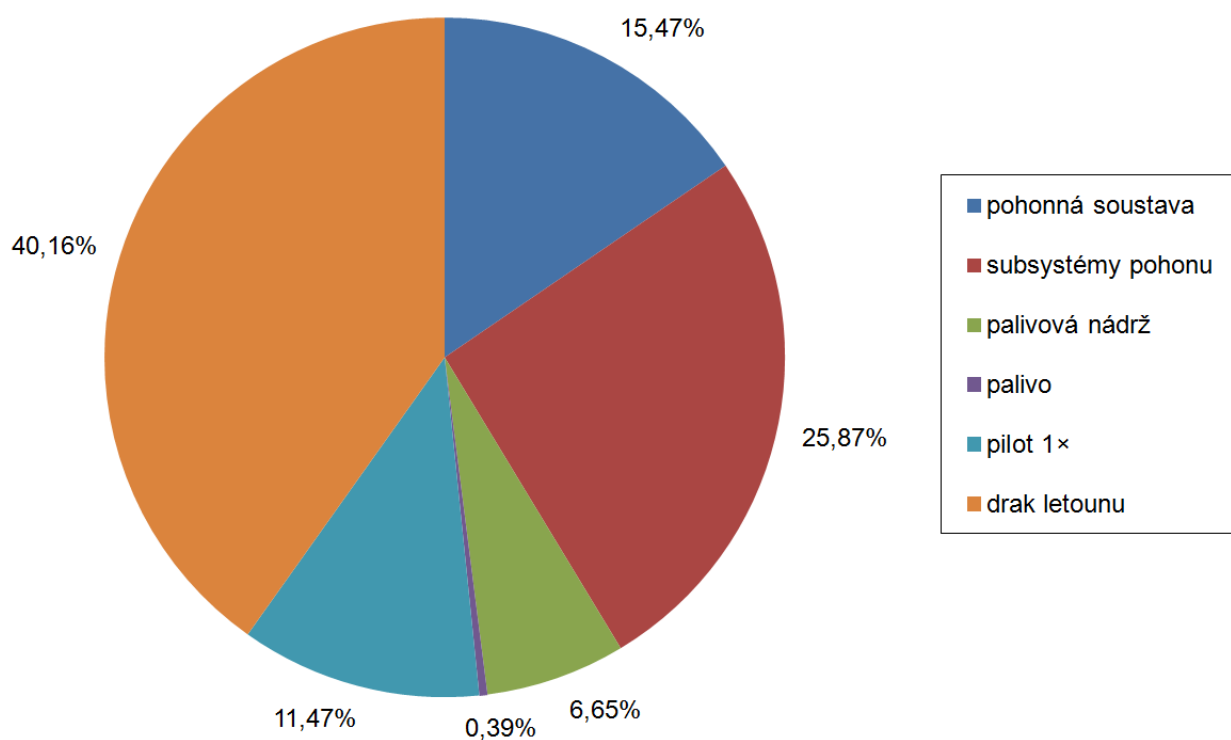


Obrázek 2: Zjednodušená schémata pohonných soustav

Z Tabulky 4 a Grafů 1 a 2 je viditelná zástavbová a hmotnostní nevýhodnost pohonu palivovými články. Umístit do draku 2 nádrže o ϕ 425 mm a délce 1016 mm [63] není jednoduché a navíc to nemusí zajistit srovnatelný dolet s letounem se spalovacím motorem. Když zachovám užitečné zatížení letounu, 2 piloty, na drak letounu s vybavením nezbyvá mnoho. U letounu se spalovacím motorem je nulová hodnota u subsystému pohonu.

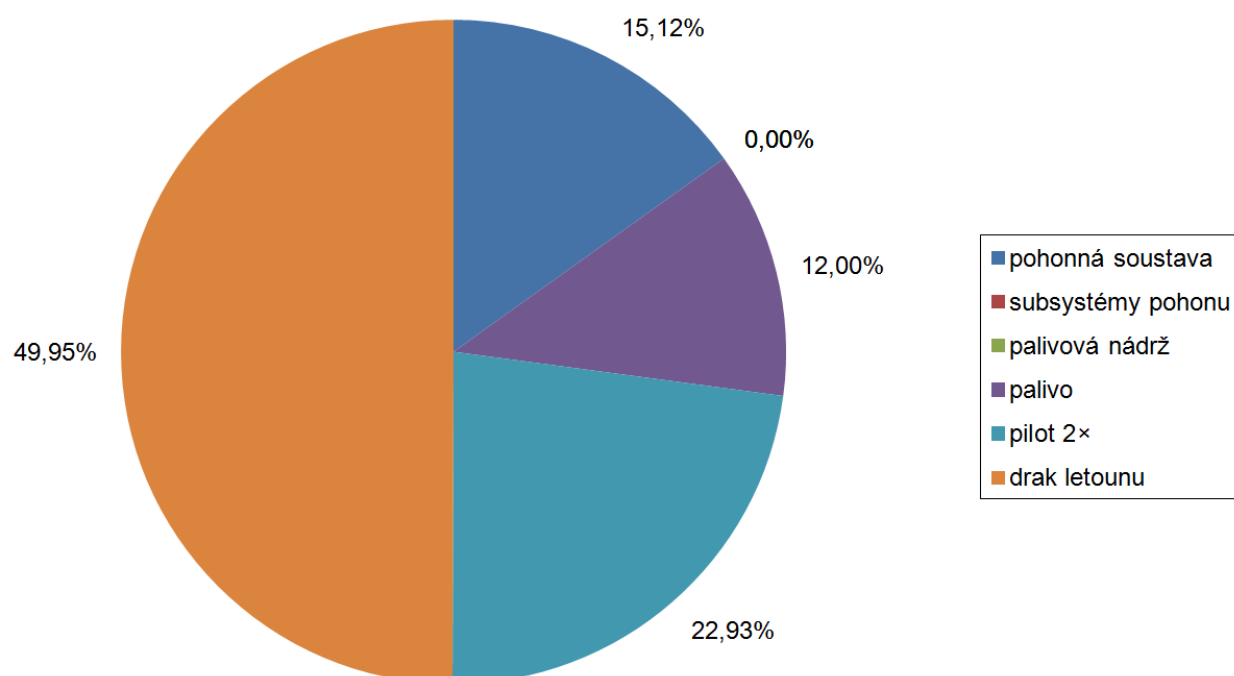
Z výše uvedeného srovnání je patrné, že pohon s palivovými články zatím není vhodný pro pohon letounů UL, VLA nebo pro všeobecné letectví. Jak naznačují první lety malých UAV s vodíkovým pohonem, viz Ion Tiger [11] nebo ScanEagle [12], může tudy vést cesta k využití vodíkových palivových článků v letectví.

letoun VLA s PČ



Graf 1: Letoun VLA s palivovým článkem a 1 pilotem

letoun VLA se spalovacím motorem



Graf 2: Letoun VLA se spalovacím motorem a 2 piloty

3.2 Statistika

Z pojednání k disertační práci vyplývá, že aplikace pohonu palivovými články není vhodná pro letouny kategorie UL a výše. Tyto výsledky jsou uvedeny s popisem v kap. 3.1.

Při hledání dolní hranice použitelnosti palivových článků vyjdu z UAV o max. vzletové hmotnosti 20–150 kg se spalovacím motorem doplněné o UAV využívající vodík. Dolní mez 20 kg stanovuji z důvodu, že UAV potřebuje nést kvalitní senzory pro pozorování nejlépe najednou pro den i noc (může vážit několik kilogramů) a zároveň má mít dostatečnou vytrvalost letu. Toto nemůže dle mého názoru splnit UAV se vzletovou hmotností např. 10 kg. Horní mez 150 kg jsem zvolil jako limitní pro malé UAV.

Důležité údaje ve statistice budou: max. vzletová hmotnost, plocha křídla, výkon motoru, vytrvalost, cestovní rychlost.

jméno	stát	výrobce	MTOW [kg]	M _e [kg]	b [m]	S [m ²]	AR [-]	L [m]
SeaScan	USA	Insitu	15,1	11,4	2,9	0,65	12,94	1,2
ScanEagle	USA	Insitu	20	13,1	3,11			1,37
Specto	ČR	VUT	20	12	4,2	1,60	11,03	2,3
NightEagle	USA	Insitu	22	16	3,11			1,64
RQ-15 Neptune	USA	DRS	36		2,13	0,49	9,33	1,83
Luna	Německo	EMT	40		4	1,00	16,00	2,36
BQM-147 Dragon	USA	APL, BAI Aerosystems	43	25	2,5	1,86	3,36	1,62
Silver Arrow Micro-V	Izrael	Elbit Systems	45,5	27	3,6			2,87
Integrator	USA	Insitu	61,2	34	4,8			2,2
KillerBee 4	USA	Raytheon	74	20	3,05			1,93
I-View	Izrael	IAI	104		3,96			2,9
Sentry	USA	S-TEC	109	59	3,35			2,24
Sojka III	ČR	VTLÚ	145		4,5	3,15	6,43	3,78
RQ-7 Shadow	USA	AAI	149	75	3,9	1,89	8,06	3,4

jméno	P _{mot} [kW]	vytrvalost [hod]	V _{max} [km/h]	V _c [km/h]	[kW/kg]	[kg/m ²]
SeaScan	0,97	15	126	91	0,064	23,23
ScanEagle	1,4	24	147,6	90	0,070	
Specto	3,15		150	120	0,158	12,50
NightEagle	1,4	18	147,6	90	0,064	
RQ-15 Neptune	11	4	160		0,306	74,00
Luna	5	6		70	0,125	40,00
BQM-147 Dragon	6,3	3	130		0,147	23,12
Silver ArrowMicro-V	6	5	204	93	0,132	
Integrator	6	24	148,3	102	0,098	
KillerBee 4	11,2	15	194	102	0,151	
I-View	19	6	185		0,183	
Sentry	20	8	175		0,183	
Sojka III	28,4	4	210		0,196	46,03
RQ-7 Shadow	28	5	207		0,188	79,00

Tabulka 7: Statistika UAV se spalovacím motorem, [22, 23, 24]

Tabulka 8 uvádí seznam UAV s vodíkovým pohonem. Většinou se jedná o demonstrátory, které mají ukázat použitelnost palivových článků na UAV, potažmo letunech. Vodík je použit buď plyný do palivových článků, nebo kapalný do motorů spalujících vodík. Časté je použití hybridního pohonu (PČ a baterie).

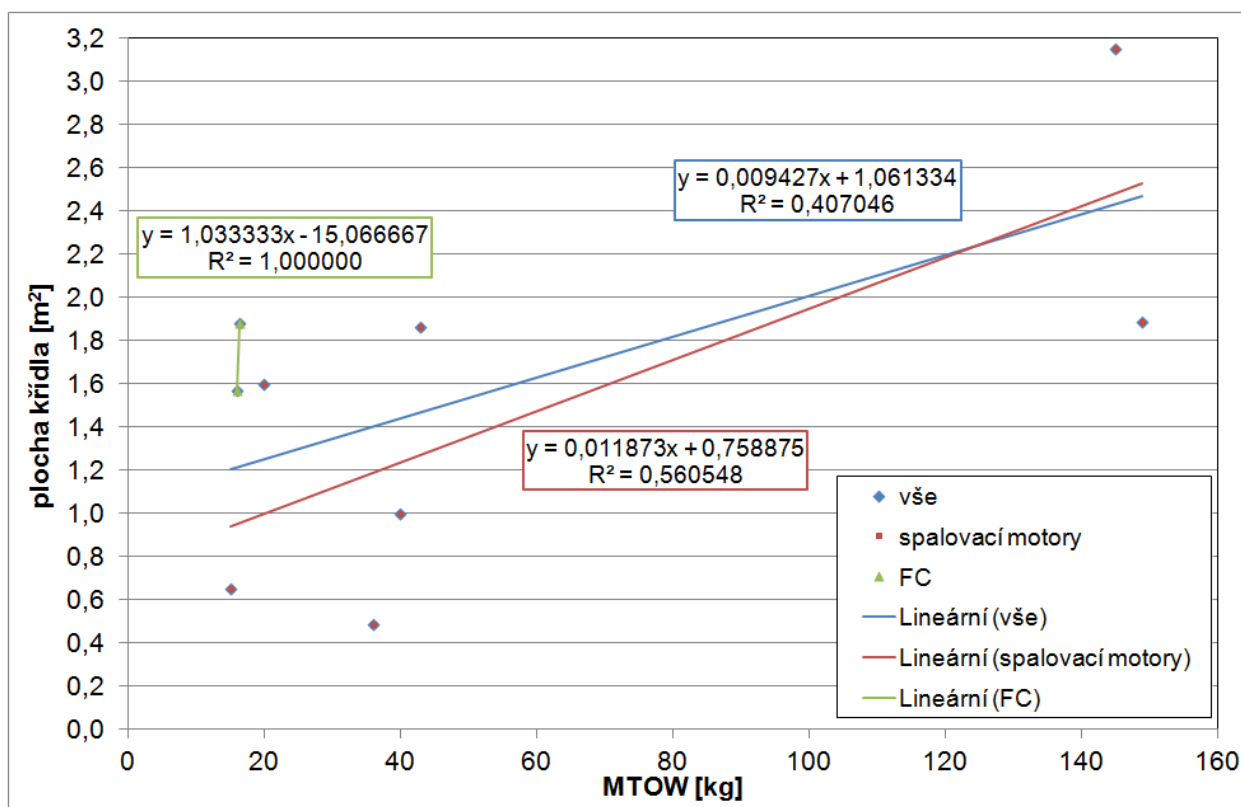
Vyskytují se zde dvě výjimky, které vybočují z uvedeného seznamu. První je Global Observer, který využívá kapalný vodík a palivové články s elektromotory a jehož vzletová hmotnost přesahuje 1800 kg a Thunderbird (čínské UAV) s hybridním pohonem a vzletovou hmotností skoro 260 kg. Za třetí výjimku může být považován Stalker XE, který sice používá palivový článek k pohonu, ale jde o článek s pevnými oxidy. Palivo článku je propan.

Existuje více UAV, která používají vodík jako zdroj energie k pohonu, bohužel nejsou k nim dostupná použitelná data pro statistiku, a proto je neuvádím.

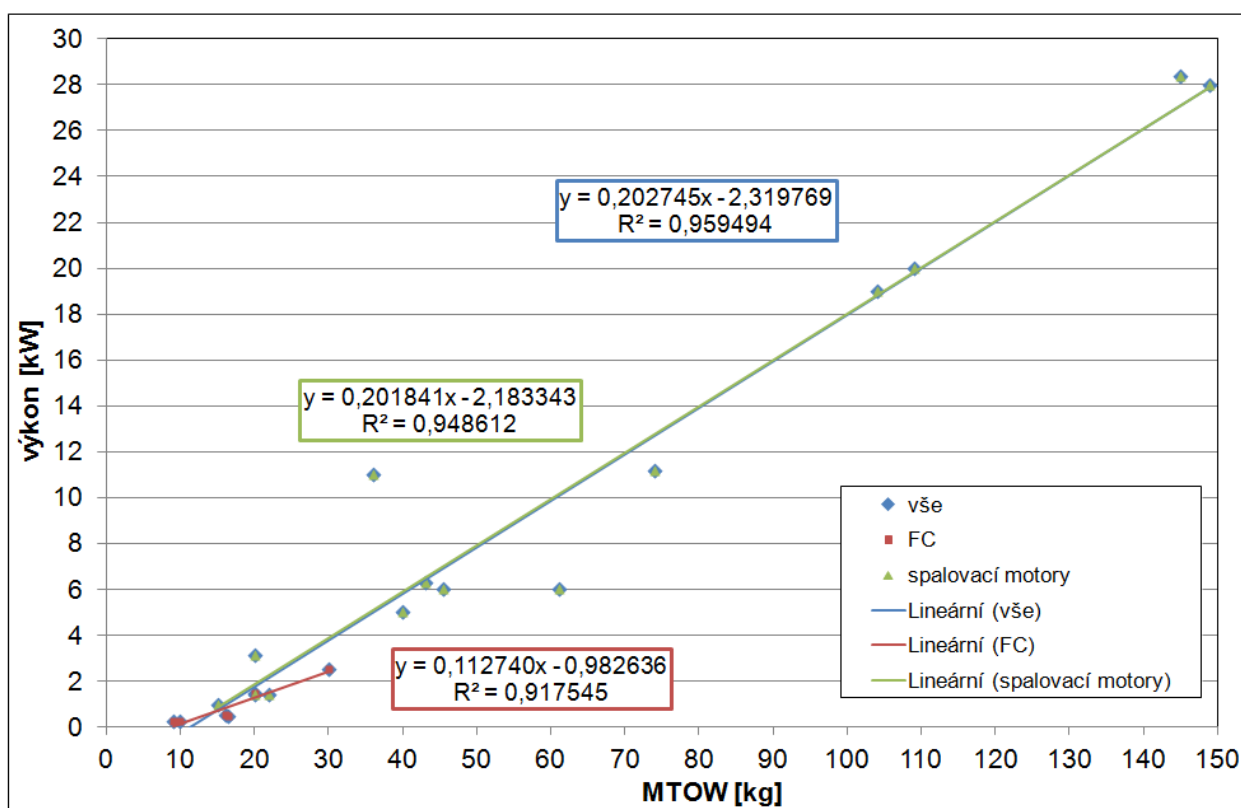
jméno	stát	výrobce	MTOW [kg]	Me [kg]	b [m]	S [m ²]	AR [-]	L [m]
Fuel Cell Puma	USA	AeroVironment	6,35		2,59			1,4
Faucon H2	Kanada		9		3			1,2
Stalker XE	USA	Lockheed Martin	9,98		3,66			
Ion Tiger	USA	NRL	16,1	13,3	5,18	1,57	17,09	2,41
demonstrátor GTRI	USA	Georgia TechResearch Institute	16,4		6,58	1,88	23,03	2,38
ScanEagle	USA	Insitu	20	13,1	3,11			1,37
Grey-faced Buzzard	Taiwan		30	22	3,4			1,8–2
Thunderbird	Čína		257		10,5			4,7
Global Observer	USA	AeroVironment	1805?		53,3			21,3
Orion	USA	Aurora	2359		33,75			11,9
PhantomEye	USA	Boeing	4445	3402	45,72			

jméno	P _{PČ} [kW]	P _{mot} [kW]	vytrvalost [hod]	V _{max} [km/h]	V _C [km/h]	zdroj energie	[kW/kg]	[kg/m ²]
Fuel Cell Puma			7	83	37–80	PEM-baterie		
Faucon H2	0,25		10		65–100	PČ+baterie	0,028	
Stalker XE	0,245		8		72,4	SOFC propan+baterie	0,025	
Ion Tiger	0,55		26			stlačený H ₂	0,034	10,25
demonstrátor GTRI	0,5				52,2	stlačený H ₂	0,030	8,72
ScanEagle	1,5		2,5			stlačený H ₂	0,075	
Grey-faced Buzzard	2,5	4			80–100	PČ+baterie	0,083	
Thunderbird			4		120			
Global Observer			96–144		213	PEM, kapalný H ₂		
Orion		111?	100			kapalný H ₂		
Phantom Eye		222	96	370	277,8	kapalný H ₂		

Tabulka 8: Statistika UAV využívající vodík, [11, 12, 25–35]



Graf 3: Závislost plochy křídla na vzletové hmotnosti



Graf 4: Závislost výkonu motoru nebo palivového článku na vzletové hmotnosti

3.3 Stanovení dolní meze výkonu pohonu

Pro stanovení dolní meze použitelného výkonu palivových článků je potřeba definovat omezující parametry. Prvním z nich bude maximální vzletová hmotnost s ohledem na rozměry a

omezení výkonu. Druhým parametrem bude chlazení, přesněji výkon, aby nebyla chladicí soustava rozměrná a těžká.

Z lineárních závislostí z Grafů 3 a 4 lze vyčíst hodnoty plochy křídla a výkonu pohonné soustavy UAV, kterými obvykle disponují.

MTOW [kg]	S [m ²]	P [kW]	
40	1,44	5,79	VŠE
50	1,53	7,82	
60	1,63	9,84	
40	-	3,53	PČ
50	-	4,65	
60	-	5,78	
40	1,23	5,89	spalovací motory
50	1,35	7,91	
60	1,47	9,93	

Tabulka 9: Hodnoty rozpětí a výkonu pohonu pro MTOW 40–60 kg

Bude skutečně možné provozovat UAV se vzletovou hmotností kolem 40–60 kg s výkonem palivového článku 3–6 kW? Podíváme-li se podrobněji na statistiku UAV, které využívají palivový článek, najdeme zde čtyři, které se svou hmotností a výkonem článků přibližují, viz Tabulka 10. U nich je poměr hmotnosti k výkonu PČ od 0,03 do 0,83 kg/kW a UAV létají bez větších potíží. Při uvažovaném rozsahu max. vzletové hmotnosti a výkonu článku se tento poměr bude pohybovat 0,05–0,15 kg/kW. Z tohoto jednoduchého rozboru lze usoudit, že UAV, které bude mít poměr hmotnosti k výkonu PČ v uvažovaném rozmezí bude létat.

jméno	MTOW [kg]	b [m]	S [m ²]	AR [-]	L [m]	P _{PČ} [kW]	[kW/kg]	[kg/m ²]
Ion Tiger	16,1	5,18	1,57	17,09	2,41	0,55	0,034	10,25
demonstrátor GTRI	16,4	6,58	1,88	23,03	2,38	0,5	0,030	8,72
ScanEagle	20	3,11			1,37	1,5	0,075	
Grey-faced Buzzard	30	3,4			1,8–2	2,5	0,083	

Tabulka 10: UAV s PČ, [11, 12, 33, 34]

Počáteční návrhové parametry stanovují následovně:

MTOW [kg]	S [m ²]	P _{PČ} [kW]	[kW/kg]	[kg/m ²]
40–60	1,4–1,6	3–6	0,05–0,15	25–42,86

4 Návrh malého UAV

4.1 Stanovení koncepce UAV

4.1.1 Definování koncepce draku UAV

V kapitole 3.2 byly definovány počáteční návrhové parametry UAV. Pokud má být navrženo malé UAV s pohonem na palivový článek s nejmenším potřebným výkonem, je nutné, aby mělo minimální hmotnost a odpor. Z tohoto požadavku vyplývá navrhnout letoun s nejnútnejším vybavením. Pokud může letoun startovat např. z katapultu a přistát do sítě, obejde se bez klasického podvozku a bude pro něj dostačující lyžina.

Další důležitý bod je umístění kulového pouzdra. Nebude-li mít UAV klasický podvozek, odpadá umístění kulového pouzdra pod trup, protože by se při přistání poškodilo. Je možná varianta kulového pouzdra se zatahovacím mechanismem, který pouzdro schová do trupu před přistáním. Tato možnost však zvýší hmotnost o mechanismus zasouvání pouzdra a to je v rozporu

s požadavkem na minimální hmotnost UAV. Vhodné umístění kulového pouzdra bude v přídi, kde budou mít senzory dobrý zorný úhel a zároveň bude malé riziko jejich poškození.

Výsledná koncepce UAV má splňovat:

- 1) minimální hmotnost – jako podvozek pouze lyžina, ne klasický podvozek
- 2) kulové pouzdro se senzory umístěné v přídi – dobrý zorný úhel, nízké riziko poškození při přistání

Klasická koncepce představuje letoun s třibodovým podvozkem, jednoduchými ocasními plochami a s tažnou vrtulí. Kulové pouzdro může být umístěno pod trupem pevně nebo zasouvací, případně v přídi. Pokud bude pouzdro v přídi, bude jeho zorný úhel snížen směrem dopředu vrtulí. Když bude pouzdro pod trupem, bude jeho zorný úhel snížen směrem dopředu podvozkem a vrtulí. Na Obrázku 4 je zobrazena klasická koncepce letounu.

Dvoutrupá konstrukce draku má obvykle uspořádání s tlačnou vrtulí. Takové uspořádání umožňuje namontovat do přídě pozorovací přístroje, které mají minimálně omezený zorný úhel s minimálním rizikem poškození při přistání. Obrázek 5 představuje dvoutrupou koncepci bez podvozku. I zde však existují UAV, která mají podvozek a kulové pouzdro pod trupem.

Koncepce, která nejvíce vyhovuje požadavkům na UAV je dvoutrupá s tlačnou vrtulí. Místo podvozku bude použita k přistání lyžina a kulové pouzdro bude umístěno na přídi.



Obrázek 3: Zachycení UAV pomocí záchytného lana, převzato z:
<http://scerakorphotography.blogspot.cz/2011/12/scaneagle-uav-capture.html>



Obrázek 4: UAV klasické koncepce, převzato z: <http://aerosdb.com/wp-content/uploads/2013/03/UAVCertificate-1024x575.jpg>



Obrázek 5: Dvoutrupé UAV bez podvozku, Insitu Integrator, převzato z: http://defense-update.com/newscast/0810/insitu_stuas_02082010.html

4.1.2 Volba pohonu

Pro pohon malého UAV přichází v úvahu spalovací motor, nebo elektromotor. V následující kapitole popíšu možnosti použití obou motorů.

Motor pro spalování vodíku se příliš neliší od spalovacího motoru na benzín nebo naftu. Díky tomu se dají upravit klasické spalovací motory na spalování vodíku, ale nevyužije se veškerá získaná energie. Pro zlepšení spalování je potřeba vyvinout motor přímo pro spalování vodíku, kde se zohlední potřebné úpravy do detailu. Velikostí jsou tyto motory vhodné pro velké UAV, viz Phantom Eye, nikoliv však pro malé UAV. Další nevýhodou je potřeba vstříkovat do motoru kapalným vodík, viz kap. 3.1.2.

Elektromotory se široce využívají jako pohon různých prostředků (automobily, elektrokola, vysokozdvizné vozíky, elektroskútry, modely-hračky). Nejčastěji se používají střídavé elektromotory, které jsou výkonnější a lehčí než stejnosměrné. Například u velkých modelů letadel, o hmotnosti přesahující 10 kg, jsou používány elektromotory o výkonu několika kilowattů a jejich hmotnost se pohybuje kolem jednoho kilogramu. Výhodou je také velikost těchto motorů, která je několik centimetrů a dají se snadno namontovat.

Pro pohon UAV budu v návrhu uvažovat střídavý elektromotor.

4.1.3 Přehled použitelných palivových článků

V kapitole 3.2 byl stanoven maximální výkon palivového článku v rozmezí 3–6 kW. V následujících tabulkách jsou uvedeny články, které splňují dané kritérium a mají výkon do 10 kW. Nejvýhodnější články mají nejvyšší poměr výkonu k hmotnosti [kW/kg] a výkonu k objemu [kW/l] a jsou zvýrazněny.

V Tabulce 11 jsou uvedeny palivové články, které jsou použity v demonstrátorech UAV na vodíkový pohon, např.: UAV Stalker XE používá palivový článek ROAMIO D245XR [25, 41], Faucon H2 používá článek EnergyOr EO-210-LE [28, 43] a Fuel Cell Puma je poháněno článkem Protonex Pulse UAV C250 [26, 47]. Údaje obsahují hmotnosti a rozměry celého systému palivových článků nebo jeho části (řídící elektronika, chlazení, čerpadla aj.) a někdy je uvedena hodnota i se zásobníkem vodíku. Ve většině případů jde o články chlazené vzduchem a vodík je skladován pomocí hydridů.

P [kW]	m [kg]	délka [mm]	šířka [mm]	výška [mm]	objem [l]	[kW/kg]	[kW/l]	spotřeba [SLPM]	pozn.	výrobce, typ
1	4,4	268	249	122,5	8,17	0,227	0,122	13	vzduchem chlazené	Horizon H-1000 + kontroler
1	6,9	264	253	104	6,95	0,145	0,144	12,5	vzduchem chlazené	Horizon H-1000XP + kontroler
2	12,5	350	233	303	24,71	0,160	0,081	26	vzduchem chlazené	Horizon H-2000 + kontroler
3	17,5	350	233	418	34,09	0,171	0,088	39	vzduchem chlazené	Horizon H-3000 + kontroler
5	32,5	350	262	630	57,77	0,154	0,087	65	vzduchem chlazené	Horizon H-5000 + kontroler
1	2	275	135	120	4,46	0,500	0,224	14	vzduchem chlazené	Horizon A-1000 + kontroler
3	5,9	340	246	158	13,22	0,508	0,227		vzduchem chlazené	NovArs

Tabulka 11: Technické údaje vybraných palivových článků, [44, 48]

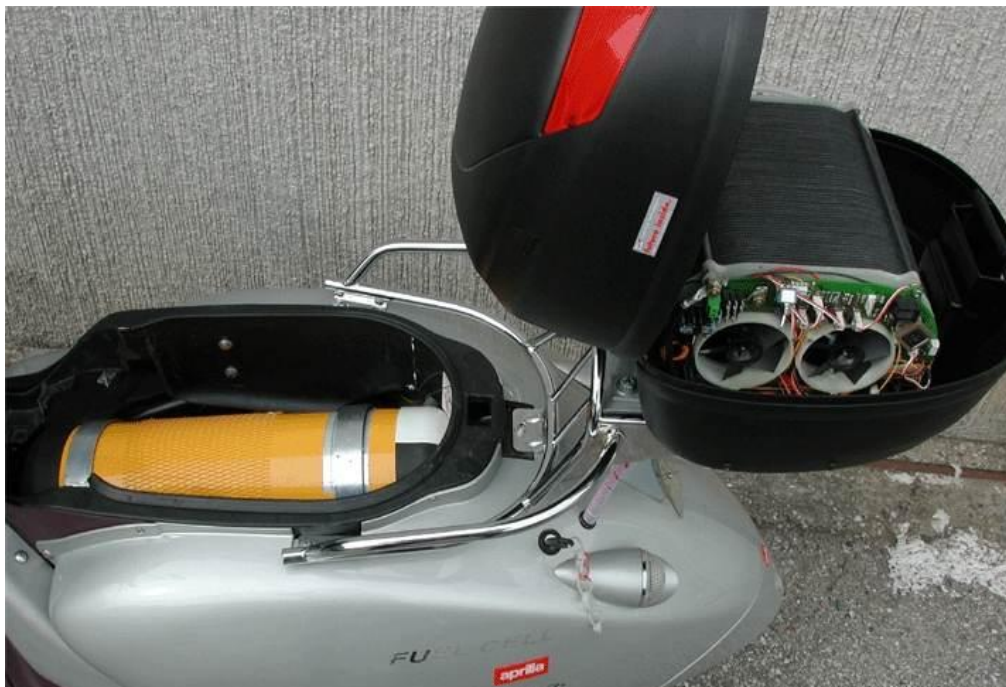
V Tabulce 12 jsou články od významných výrobců, Ballard a Intelligent energy. Technické údaje k článkům obsahují informace pouze o nich a nejsou uvedeny parametry potřebného příslušenství, zdvojnásobil jsem tedy hodnoty ve sloupcích [kW/kg] a [kW/l], viz kap. 3.1. Hodnoty ve sloupcích *hmotnost* a *objem* zůstaly totožné s údaji výrobců.

P [kW]	m [kg]	délka [mm]	šířka [mm]	výška [mm]	objem [L]	[kW/kg]	[kW/l]	spotřeba [SLPM]	chlazení	výrobce, typ
3,8	7,1	92	760	60	4,20	0,268	0,453		kapalina	Ballard FCvelocity-9SSL
4,8	7,2	104	760	60	4,74	0,333	0,506			
2,4	8,3	233	490	180	20,55	0,145	0,058	26,7	kapalina	Ballard FCgen-1310
4,4	11,7	292	490	180	25,75	0,188	0,085	49,4		
6,6	15,5	356	490	180	31,40	0,426	0,210	74,1		
8,7	19,2	421	490	180	37,13	0,453	0,234	98,7	vzduchem	Ballard FCgen-1020ACS
2,52	11	363	103	351	13,12	0,115	0,096	28		
4,5	16	110	154	194	3,29	0,141	0,685		vypařovací systém	Intelligent energy
0,9	2,5	66	192	151	1,91	0,180	0,235		vzduchem	

Tabulka 12: Technické údaje palivových článků od významných výrobců, [49–52]

Z uvedených palivových článků nejlépe parametry vyhovuje 3kW systém firmy NovArs. Výhodou článku NovArs je, že je chlazený vzduchem. Uprostřed článku jsou dva ventilátorky, kterými je hnán vzduch skrz článek, viz Obrázek 6. Další výhodou je jeho hmotnost, má také nejvyšší poměr výkon ke hmotnosti ze všech zmíněných palivových článků.

V technických datech vybraného článku není uvedena spotřeba vodíku. Tu jsem určil ze spotřeby článků firmy Ballard a Horizon za předpokladu, že spotřeba stejně výkonných palivových článků bude obdobná. Spotřeba vybraného článku je 35,42 SLPM při maximálním výkonu 3 kW.



Obrázek 6: Detail článku namontovaného ve skútru, převzato z:

<http://www.futureenergies.com/modules.php?op=modload&name=news&file=article&sid=512>

4.1.4 Volba senzorů

V současné době se průzkumné senzory (kamery apod.) často umísťují do otočných kulových pouzder, tzv. gimbalů. Nejčastěji jsou na letounech nebo UAV v přídi nebo pod trupem, kde mají nejlepší pozorovací podmínky. Mohou být i vysouvací, aby byly chráněné před poškozením, např. při přistání.

Pro účely mise sledování dopravních uzlů nebo pátrání po osobách uvažuji vybavení denní kamerou, noční kamerou (např. infračervená) a laserový dálkoměr nebo značkovač.

Parametry gimbalu by měly být: nízká hmotnost, spotřeba energie a malé rozměry.

typ	výrobce	stát	senzory			hmotnost	cena
			denní kamera	noční kamera	značkovač/dálkoměr	[kg]	
CM160	UAV Vision	Austrálie	ano	ano	ano	1,45	31-95000 AUD

Tabulka 13: Základní parametry gimbalů, [60]

Z dostupných gimbalů volím CM160 od firmy UAV Vision [60]. Jeho základní parametry udává Tabulka 13.

4.2 Stanovení typového letu

4.2.1 Typový let

U typového letu předpokládám start z katapultu nebo navijáku ve výšce 250 m MSA. Výška je nenulová s ohledem na geografii České republiky. Následovat bude stoupání rychlostí 2 m/s do výšky 1250 m MSA, tzn. výškový rozdíl 1000 m. Po ukončení mise přistane UAV na lyžinu. Stanovuji cestovní rychlost na 100 km/h a délku trvání mise na 4 hod. Mise může zahrnovat sledování dopravy na dopravních tepnách, pozorování lesních porostů kvůli požárům, pátrání po osobách apod. Po ukončení mise bude následovat klesání rychlostí 4 m/s a přistání do sítě nebo na lyžinu. Při misi a klesání předpokládám spotřebu elektrické energie pro senzory a přenos dat z PČ 200–300 W. U výkonu na vrtuli předpokládám 80% účinnost vrtule, 90% účinnost elektromotoru a 95% účinnost regulátoru. Výkon palivového článku je odhadnut pro potřeby stanovení spotřeby vodíku. Po dokončení návrhu budou známy předběžné charakteristiky UAV a spotřeba vodíku bude upřesněna.

fáze letu	V [km/h]	V _Z [m/s]	t [min]	t [s]	P _{PČ} [W]	P _{vrt} [W]	spotřeba H ₂ [g]
stoupání	-	2	8,333	500	3000	2052	26,53
horiz. let	100		240	14400	1500	1026	382,0
klesání	-	-4	4,167	250	600	410,4	2,65
přistání			1	60	100	68,4	0,11
celkem			253,5	15210			411,27
80% využití H ₂ v PČ							514,09
80% využití H ₂ v nádrži							642,62

Tabulka 14: Parametry typového letu

Z typového letu vyplývá najít takovou nádrž / nádrže, které pojmu minimálně 643 g H₂.

4.2.2 Výběr vhodné nádrže na vodík

Seznam komerčně dostupných nádrží uvádí Tabulka 15. Nejvhodnější pro malé UAV (40–60 kg MTOW) bude použít jednu nádrž. Tím se zjednoduší palivový systém a uchycení nádrže. V úvahu přichází nádrže od společnosti Lincoln Composites (1,3 kg H₂) [63] a KCR Co., Ltd. typ HT350-045 (1,1 kg H₂) [66]. Pro návrh vybírám nádrž firmy Lincoln Composites, která je lehčí a má vyšší kapacitu vodíku než nádrž firmy KCR. Efektivita udává poměr hmotnosti vodíku v nádrži ke hmotnosti samotné nádrže bez vodíku.

výrobce	typ	φ [mm]	l [mm]	V [dm ³]	p [MPa]	m _H [kg]	m [kg]	efektivita [%]
Lincoln Comp		300	1142	55,7	35	1,3	21,9	5,94
Lincoln Comp		306	914	44,5	35	1,1	22,2	4,95
Lincoln Comp		279	827	29,2	70	1,2	29,4	4,08
Lincoln Comp		356	584	30,9	70	1,3	25,6	5,08
KCR	HT350-045	403	565	45	35	1,1	23	4,78
KCR	HT350-055	403	690	55	35	1,34	28	4,79
Horizon	LWFC154-6.8-30	154	554	6,8	30	0,1717	3,9	4,40

Tabulka 15: Parametry nádrží na vodík, [63, 66, 67]

4.3 Výběr profilů a parametrů křídla

Pro výběr profilů je potřeba znát hloubku v kořeni a na konci křídla, volím $c_0 = 0,5$ m a $c_k = 0,25$ m, a minimální rychlost letu volím 60 km/h. Této rychlosti se budu snažit dosáhnout v návrhu jako pádové rychlosti. Jakmile bude znám maximální vztlak UAV, spočítám pádovou rychlost. Souřadnice profilů jsem čerpal z UIUC airfoil database [68]. Pro vyhodnocení profilů

jsem zvolil klouzavost (poměr c_L/c_D) v cestovním režimu letu, který je nejdůležitější a nejdelší část letu. Doplnkový parametr je maximální vztlak při minimální rychlosti.

Při volbě parametrů křídla jsem přihlížel ke snadné vyrobitelnosti, k minimálnímu indukovanému odporu a možnosti jednoduché demontáže UAV. Z těchto úvah vzešlo lichoběžníkové křídlo s centroplánem s rozpětím centrovánu 20 % z celkového rozpětí křídla. Další krok byl výpočet vztlaku a indukovaného odporu křídla v programu Glauert III [70]. Celkový odpor křídla byl součet indukovaného odporu a profilového odporu (profil s vyšším odporem). Vybraná konfigurace křídla s rozměry je uvedena v Tabulce 16.

DAE-11 – DAE-31, kroucení 0°					
rozměry		přistání		cestovní	
b	4,0 m	a	3,847 rad ⁻¹	a	4,822 rad ⁻¹
c ₀	0,5 m	α ₀	−8,333°	α ₀	−6,145°
c _k	0,25 m	c _{Lmax}	1,402	c _{Lmax}	1,027
zúžení	2,0	c _{Di}	0,065	c _{Di}	0,034
S	1,6 m ²	c _{Dp}	0,029	c _{Dp}	0,011
AR	10,0	c _{Dc}	0,094	c _{Dc}	0,045
		zásoba c _L na křídélku	0,026	c _L /c _{Dc}	22,835

Tabulka16: Výsledky výběru parametrů křídla

Vybraná konfigurace křídla má nejlepší klouzavost i nejvyšší vztlak z navrhovaných kombinací profilů a rozměrů křídla. Její nevýhodou je malý rozdíl tloušťek kořenového a koncového profilu, což povede k vyššímu zatížení kořenového řezu křídla a uchycení křídla do trupu.

4.4 Vlastní návrh UAV

Z předchozích kapitol vyplynula konečná konfigurace UAV a její předběžné rozměry a návrhové výkony:

- konstrukce: hornoplošník s tlačným pohonem a dvojitou SOP
- max. vzletová hmotnost: MTOW = 40–60 kg
- rozpětí: b = 4 m
- plocha křídla: S = 1,6 m²
- štíhlost: AR = 10
- cestovní rychlost: V_C = 100 km/h
- minimální rychlost (pádová): V_S = 60 km/h
- rychlost stoupání: V_Z = 2 m/s
- délka trvání mise: 4 hod.
- výkon palivového článku: P_{PC} = 3 kW, výrobce NovArs
- senzory: gimbal CM160 s denní a noční kamerou, výrobce UAV Vision
- nádrž na vodík: výrobce Lincoln Composites (1,3 kg H₂)
- elektromotor: P = 3 kW, výrobce AXI, typ 5345/18HD

Protože odpadním produktem PEM palivových článků je vodní pára, popřípadě voda, bude hned odváděna ven z UAV pomocí otvorů v trupu. Voda nebude jímána, jelikož je vybraný palivový článek vzduchem chlazený.

4.4.1 Hmotnosti komponent a centráž

Hmotnosti komponent jsem převzal z jejich technických údajů od výrobců nebo odhadl. Elektromotor a součásti pohonu jsem uvažoval od firmy Model Motors (www.pelikandaniel.com) a Jeti model s. r. o. (<http://shop.jetimodel.cz>). Další potřebné součásti jsem uvažoval z internetových obchodů: www.HobbyKing.com, www.Graupner.de, www.alfacomp.cz, <http://store.3drobotics.com/products>.

Umístění součástí v trupu je dáno jejich funkcí (gimbal, motor, apod.) a hlavní díly jako je palivový článek a nádrž na vodík jsou umístěny svým těžištěm, co nejbližší k 25% hloubky křídla, viz Obrázek 7. U dílů lože AXI a autopilot ArduPilot Mega 2.5 se nepodařilo zjistit přesně hmotnost, a proto byla odhadnuta. Dalšími díly, u kterých byla odhadnuta hmotnost, jsou:

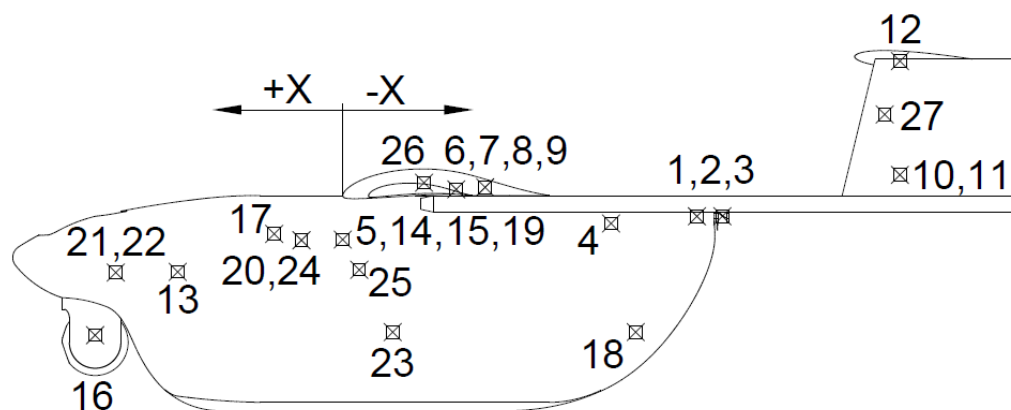
- regulační ventil: 0,5 kg
- kabely a hadice: 0,5 kg
- křídlo, trup: 4,5 kg
- ocas: 1,5 kg => drak celkem: 10,5 kg

Tabulka 17 uvádí celkovou hmotnost UAV a centráž pro maximální hmotnost (plná nádrž vodíku) a centráž s prázdnou nádrží na vodík.

nádrž plná [kg]	Lincoln Composites 1,3 kg H ₂	23,2
hmotnost celkem [kg]		44,8
centráž, vzdálenost od NH [mm]		-129,18
centráž, SAT [%]		26,0
nádrž prázdná [kg]	Lincoln Composites 0 kg H ₂	21,9
hmotnost celkem [kg]		43,5
centráž, vzdálenost od NH [mm]		-129,43
centráž, SAT [%]		26,06

Tabulka 17: Hmotnosti a centráž, prázdná nádrž vodíku

Z výpočtů centráží je vidět minimální vliv na změnu centráže po vyčerpání zásoby vodíku v nádrži. Protože se jedná o odhad celkové hmotnosti navrhovaného UAV, zvýším hmotnost o 12 % (cca 5 kg) jako rezervu pro změny a úpravy konstrukce. Pro další výpočty budu tedy používat hodnotu **MTOW = 50 kg**.

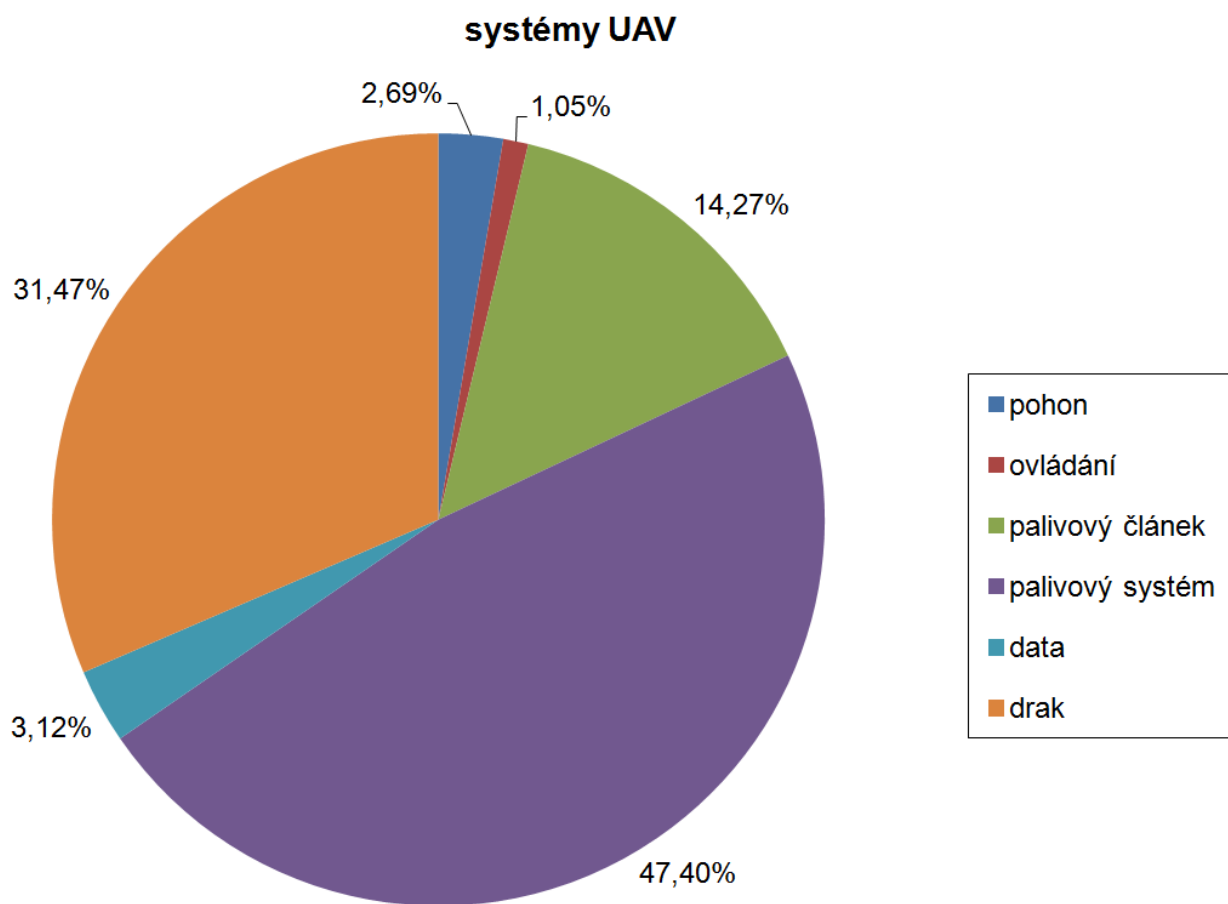


Obrázek 7: Umístění dílů

Hmotnostní podíl jednotlivých součástí UAV je ukázán v Tabulce 18 a Grafu 5. Rozdělení součástí do subsystémů, ze kterých je UAV složeno, dává lepší možnost srovnání s Grafem 1 a 2 z kap. 3.1. V navrženém UAV tvoří skoro polovinu vzletové hmotnosti nádrž s vodíkem, 47,4 %. Pohon UAV s palivovým článkem tvoří pouze cca 17 % ze vzletové hmotnosti. Zásoba vodíku v nádrži, cca 7 % MTOW a dále pohonná soustava s dalšími potřebnými součástmi tvoří dohromady přes 41 % MTOW (15,47+25,87). Rozdíl je dán jiným určením zmíněných letounů.

systém	číslo	součásti	hmotnost [kg]	% MTOW	hmotnost systémů [kg]	% MTOW
pohon	1	motor	0,995	1,99	1,345	2,69
	2	lože	0,1	0,20		
	3	vtule	0,14	0,28		
	4	regulátor	0,11	0,22		
ovládání	5	přijímač	0,03	0,06	0,5268	1,05
	6–12	serva 7×	0,315	0,63		
	13, 14	stabilizátory 2×	0,06	0,12		
	15	vysílač	0,05	0,10		
	17	autopilot	0,0718	0,14		
palivový článek	19	kabely a hadice	0,5	1,00	7,134	14,27
	20	baterie startovací	0,734	1,47		
	24	palivový článek	5,9	11,80		
palivový systém	23	nádrž	21,9	43,80	23,7	47,4
		vodík	1,3	2,60		
	18	regulační ventil	0,5	1,00		
data	16	kulové pouzdro	1,45	2,90	1,56	3,12
	21	přenos videa	0,065	0,13		
	22	ukládání dat	0,045	0,09		
drak	25–27	drak	15,734	31,47	15,734	31,47
		MTOW	50			

Tabulka 18: Procentuální podíl součástí z celkové hmotnosti UAV



Graf 5: Procentuální podíl subsystémů z celkové hmotnosti UAV

4.4.2 Velikost ocasních ploch

Důležitý parametr pro velikost ocasních ploch (OP) je tzv. mohutnost, která je definována vztahy pro VOP a SOP následovně [85]:

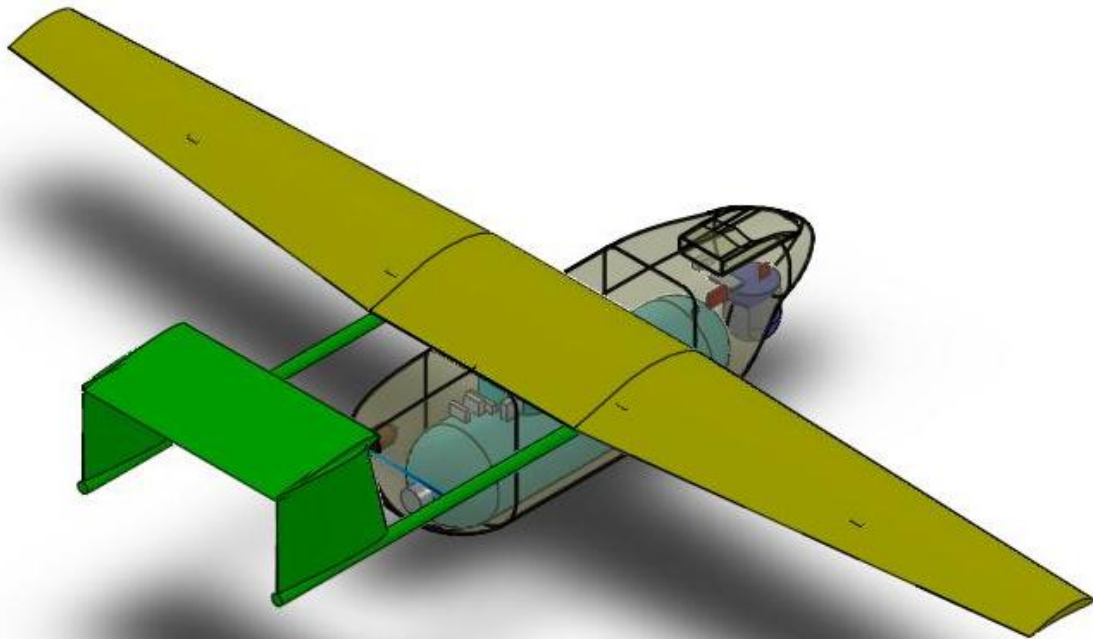
$$\tilde{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot l_{VOP}}{S \cdot c_{SAT}} \quad ; \quad \tilde{V}_{SOP} = \frac{S_{SOP} \cdot l_{SOP}}{S \cdot b}$$

Mohutnost VOP se má pohybovat v rozmezí 0,5–0,8 [85]. Podle rozměrů VOP daných modelem, je mohutnost VOP $\tilde{V}_{VOP} = 0,55$. Podle momentové rovnováhy k těžišti UAV zkontrolují, zda jsou rozměry VOP dostatečné, výsledek viz Tabulka 19.

VOP			
a	2,947 rad ⁻¹	c _{VOP}	0,4 m
α ₀	0,0°	b _{VOP}	0,76 m
c _{Lmax}	0,3128	S _{VOP}	0,304 m ²
c _{Di}	0,0165		
c _{Dp}	0,0088		
c _{Dc}	0,0253		
α	3,5°		

Tabulka 19: Výsledky z programu Glauert III a rozměry VOP

Mohutnost SOP se má pohybovat v rozmezí 0,04–0,08 [85]. Podle rozměrů SOP daných modelem, je mohutnost SOP $\tilde{V}_{SOP} = 0,049$. Pro návrh je hodnota celkové plochy SOP $S_{SOP} = 0,26 \text{ m}^2$, tj. $0,13 \text{ m}^2$ na každou plochu SOP.



Obrázek 8: Izometrický pohled na UAV

4.4.3 Celkový odpor UAV v cestovním režimu

Z kapitoly 7.3.2 je znám součinitel odporu křídla $c_{D,kř} = 0,045$ při součiniteli vztlaku $c_L = 1,027$. Tento součinitel vztlaku je však pro cestovní režim při MTOW 50 kg velký a pro rovnovážný ustálený let postačí $c_L = 0,732$.

Po provedení nového výpočtu v programu Glauert III jsem obdržel nový součinitel odporu křídla $c_{D,kř} = 0,0283$ při $c_L = 0,757$, viz Tabulka 20.

Cestovní režim	
a	4,822 rad ⁻¹
α_0	-6,145°
$c_{L,max}$	0,757
c_{Di}	0,0186
c_{Dp}	0,0097
c_{Dc}	0,0283
c_{cl}/c_{Dc}	26,794

Tabulka 20: Aerodynamické charakteristiky křídla

Celkový odpor UAV v cestovním režimu je součtem odporů jeho jednotlivých částí:

$$\underline{c_{D,UAV}} = c_{D,fus} + c_{D,kř} + c_{D,VOP} + c_{D,SOP} = 0,0198 + 0,0283 + 0,0253 + 0,0120 = \underline{\underline{0,0854}}.$$

4.4.4 Dosažitelné výkony palivového článku navrženého UAV

4.4.4.1 Potřebný výkon v horizontálním letu

Když je znám celkový odpor UAV, lze vypočítat výkon palivového článku potřebný pro ustálený horizontální let uvažovanou cestovní rychlostí $V_C = 100$ km/h:

$$\frac{F}{G} = \frac{D}{L} \Rightarrow F = \frac{D}{L} \cdot G = \frac{c_D}{c_L} \cdot n \cdot MTOW \cdot g$$

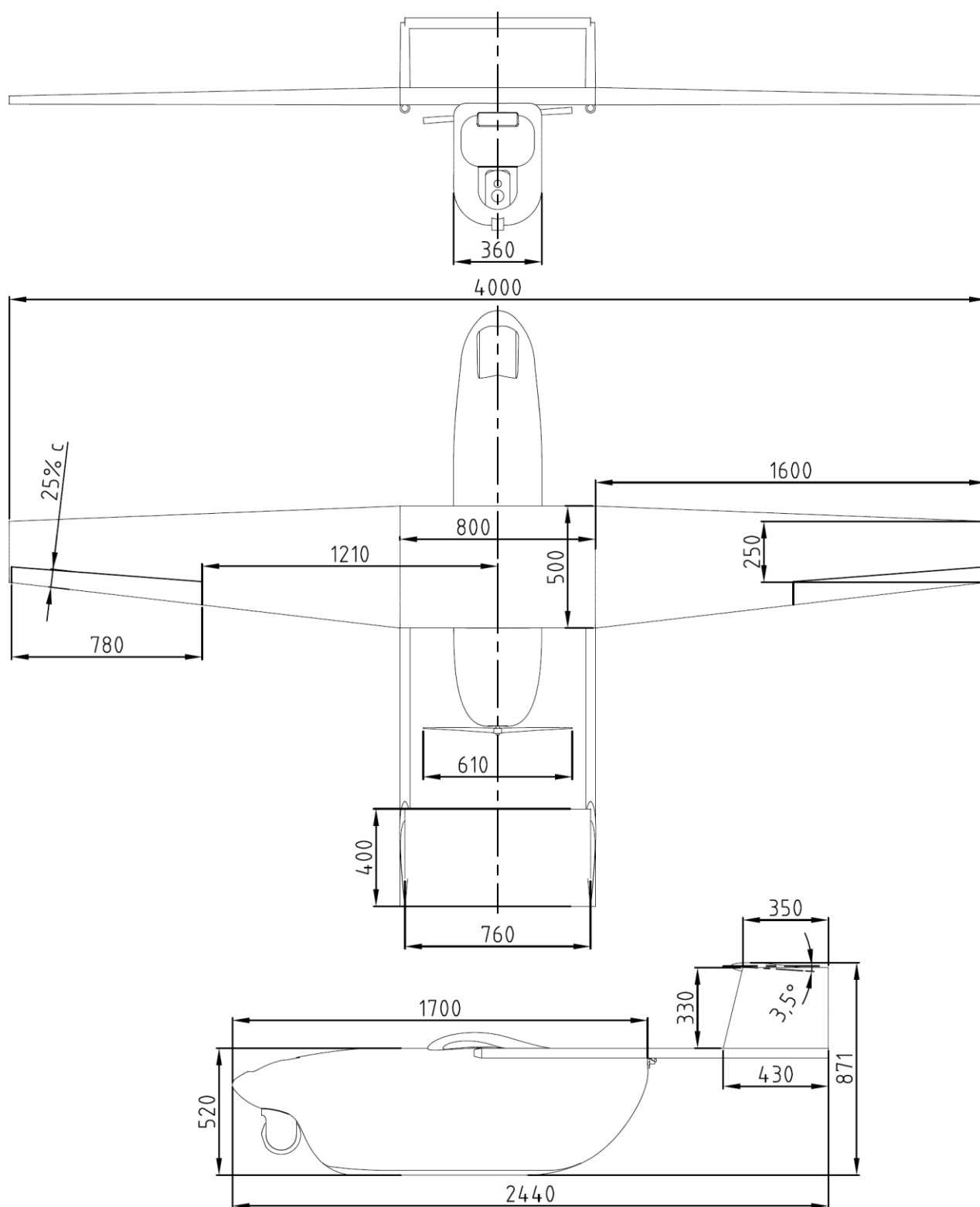
$$P = F \cdot V$$

$$\Rightarrow P_C = \frac{c_D}{c_L} \cdot n \cdot MTOW \cdot g \cdot V_C = \frac{0,0854}{0,757} \cdot 1 \cdot 50 \cdot 9,80665 \cdot 27,7778 = 1535,2394 \text{ W}$$

Pro další výpočty použijí hodnotu výkonu elektrických zařízení $P_{el} = 45 \text{ W}$.

Celkový potřebný výkon palivového článku v cestovním režimu bude součet potřebného výkonu k letu a výkonu elektrických zařízení zvýšený o účinnosti vrtule (0,8 – odhad), motoru (0,94) a regulátoru (0,95 – odhad).

$$\underline{\underline{P_{p,C}}} = \frac{P_C + P_{el}}{0,8 \cdot 0,94 \cdot 0,95} = \frac{1535,2394 + 45}{0,8 \cdot 0,94 \cdot 0,95} = \underline{\underline{2211,9812 \text{ W}}}$$



Obrázek 10: Muška návrhu UAV

4.4.4.2 Potřebný výkon ve stoupavém letu

Výkon potřebný pro uvažovanou stoupací rychlost $V_z = 2$ m/s je brán ze silové rovnováhy pro vodorovný let a přebytek výkonu ΔP pro stoupání, pro uvedenou stoupací rychlost. Uvažuji rychlost letu ve stoupání $V = 85$ km/h. Pro rovnováhu vodorovného letu využiji součinitele odporu a vztlaku z cestovního letu. Dopustím se tím chyby ve výpočtu, protože tyto součinitele jsou jiné

pro cestovní rychlost a rychlost letu ve stoupání. Celkový potřebný výkon palivového článku pro stoupavý let bude dán součtem výkonu vodorovného letu a přebytku výkonu zvýšený o účinnosti vrtule, motoru a regulátoru.

$$P = \frac{c_D}{c_L} \cdot n \cdot MTOW \cdot g \cdot V = \frac{0,0854}{0,757} \cdot 1 \cdot 50 \cdot 9,80665 \cdot 23,6111 = 1304,9535 \text{ W}$$

$$V_Z = \frac{\Delta P}{G} \Rightarrow \Delta P = V_Z \cdot MTOW \cdot g = 2 \cdot 50 \cdot 9,80665 = 980,6650 \text{ W}$$

$$\underline{\underline{P_{P, \text{stoup}} = \frac{P + \Delta P}{0,8 \cdot 0,94 \cdot 0,95} = \frac{1304,9535 + 980,665}{0,8 \cdot 0,94 \cdot 0,95} = 3199,3540 \text{ W}}}$$

Výkon pro stoupání rychlostí $V_Z = 2 \text{ m/s}$ není schopen 3 kW palivový článek dodat a tedy touto rychlostí nebude možné stoupat. Pro dosažení tohoto výkonu je možné využít startovací baterie, která dodá potřebných 200 W výkonu, avšak pro využití baterie pro pohon UAV bude nutné upravit zapojení elektrických součástí a přidat potřebné součásti.

Druhou možností, jak docílit, aby pro pohon sloužil pouze palivový článek je, snížit stoupací rychlost na $V_{Z,n} = 1,5 \text{ m/s}$. Potom potřebný výkon palivového článku bude následující:

$$V_{Z,n} = \frac{\Delta P}{G} \Rightarrow \Delta P = V_{Z,n} \cdot MTOW \cdot g = 1,5 \cdot 50 \cdot 9,80665 = 735,4988 \text{ W}$$

$$\underline{\underline{P_{P, \text{stoup},n} = \frac{P + \Delta P}{0,8 \cdot 0,94 \cdot 0,95} = \frac{1304,9535 + 735,4988}{0,8 \cdot 0,94 \cdot 0,95} = 2856,1761 \text{ W}}}$$

Nový potřebný výkon palivového článku ve stoupání je $P_{P, \text{stoup},n} = 2,86 \text{ kW}$.

4.4.4.3 Spotřeba vodíku v typovém letu

Když jsou známy potřebné výkony pro stoupavý i horizontální let, může být přepočítána spotřeba vodíku v typovém letu, zda bude dostatečná zásoba vodíku ve zvolené nádrži. Délka trvání mise je 4 hod., rychlost stoupání $V_Z = 1,5 \text{ m/s}$.

Pro výpočet spotřeby vodíku budu používat následující výkony palivového článku:

- stoupavý let: $P_{P, \text{stoup}} = 2900 \text{ W}$
- horizontální let: $P_{P,C} = 2250 \text{ W}$
- klesání: $P_{\text{klesání}} = 600 \text{ W}$ – odhad (výkon pro zajištění ovládání a přenos dat)
- přistání: $P_{\text{přistání}} = 100 \text{ W}$ – odhad (výkon pro zajištění ovládání)

Výsledná spotřeba vodíku je v Tabulce 21:

fáze letu	V [km/h]	V_Z [m/s]	t [min]	t [s]	$P_{PČ}$ [W]	P_{vrt} [W]	spotřeba H_2 [g]
stoupání	-	1,5	11,11	666,67	2900	2071,76	34,19
horiz. let	100		240	14400	2250	1607,40	573,98
klesání	-	-4	4,17	250	600	428,64	2,65
přistání			1	60	100	71,44	0,11
celkem			256,28	15376,67			609,93
80% využití H_2 v PČ							762,41
80% využití H_2 v nádrži							953,02

Tabulka 21: Spotřeba vodíku při typovém letu

Spotřeba vodíku v délce mise 4 hod. je 954 g.

4.4.4.4 Pádová rychlost

Pro výpočet pádové rychlosti bez klapek je znám součinitel vztlaku z kap. 2.3.2 $c_{L,křmax} = 1,41$. Pro vzletovou hmotnost $MTOW = 50 \text{ kg}$ bude pádová rychlost následující:

$$\underline{V_s} = \sqrt{\frac{2 \cdot n \cdot MTOW \cdot g}{S \cdot \rho \cdot c_{L,křmax}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1 \cdot 50 \cdot 9,80665}{1,6 \cdot 1,1959 \cdot 1,41}} = 19,0623 \text{ m/s} = 68,6243 \text{ km/h}$$

Pádová rychlost bez klapek bude $V_s = 68,6 \text{ km/h}$. Pro dosažení uvažované návrhové pádové rychlosti 60 km/h bude zapotřebí navrhnout vztlakové klapky, případně k tomu ještě zvětšit plochu křídla zvětšením rozpětí nebo hloubky profilů.

4.4.5 Výkony UAV se zvětšeným křídlem

Protože se nepodařilo dosáhnout požadované pádové rychlosti, rozhodl jsem se zvětšit křídlo a použít jednoduchou vztlakovou klapku. Zvětšení křídla bude mít vliv i na výkon ve stoupavém letu. Postup výpočtů bude shodný s kap. 4.4.4.1 a 4.4.4.2.

Pokud se zvětší hloubka profilů v kořeni ($c_0 = 0,6 \text{ m}$) a na konci křídla ($c_k = 0,3 \text{ m}$), vzroste plocha křídla na $S = 1,92 \text{ m}^2$. Přidáním jednoduché vztlakové klapky o poměrné hloubce 25 % a výchylce 30° dojde ke zvýšení vztlaku na křídle na hodnotu $c_{LF,křmax} = 1,46$. Pádová rychlost s vysunutou klapkou a zvětšenou plochou bude $\underline{V_{SF} = 61,5 \text{ km/h}}$ a je již přijatelná.

Celkový odpor UAV s novým křídlem je součtem odporů jeho jednotlivých částí:

$$\underline{C_{D,UAV,n}} = C_{D,fus} + C_{D,kř,n} + C_{D,VOP} + C_{D,SOP} = 0,0198 + 0,0319 + 0,0253 + 0,0120 = \underline{0,089}.$$

Potřebný výkon pro stoupání rychlostí $V_Z = 2 \text{ m/s}$ bude $\underline{P_{p,stoup,n} = 3,28 \text{ kW}}$, což je nevyhovující výsledek. Bude potřeba snížit rychlost stoupání na $V_Z = 1,5 \text{ m/s}$.

Při stoupací rychlosti $V_Z = 1,5 \text{ m/s}$ bude potřebný přebytek výkonu shodný s kap. 4.4.4.2, tj. $\Delta P = 735,499 \text{ W}$. Potom celkový potřebný výkon bude $\underline{P_{p,stoup,n} = 2,94 \text{ kW}}$.

Výkon palivového článku pro stoupání rychlostí $V_Z = 1,5 \text{ m/s}$ je dostačující.

Zvětšení křídla přineslo zvýšení potřebného výkonu pro stoupání, což je nevýhodné. Pro lepší stoupavost je lepší křídlo menší. Zůstal však zachován potřebný výkon palivového článku pro dodržení stoupací rychlosti $V_Z = 1,5 \text{ m/s}$ do 3 kW .

4.5 Hodnocení dosažených cílů v návrhu UAV

Z uvažovaných návrhových výkonových parametrů definovaných v kap. 4.4 pro maximální vzletovou hmotnost $MTOW = 50 \text{ kg}$ se podařilo dodržet cestovní rychlost $V_C = 100 \text{ km/h}$ a minimální délku trvání mise 4 hod . Přičemž délka trvání mise může být až $5,5 \text{ hod}$, při využití celé zásoby vodíku v nádrži. Rozměry zůstaly zachovány.

Rychlost stoupání $V_Z = 2 \text{ m/s}$ a minimální rychlost letu $V_s = 60 \text{ km/h}$ se dodržet pro danou vzletovou hmotnost nepodařilo. Tabulka 22 uvádí přehled uvažovaných a vypočtených výkonů návrhu UAV.

letový výkon	návrh	výpočet	splněno?	nový výpočet – zvětšené křídlo	splněno?
V_C [km/h]	100	100	ano	100	ano
V_{min} (V_s) [km/h]	60	68,6	ne	61,5	„ano“
V_Z [m/s]	2	1,5	ne	1,5	ne
trvání mise [hod]	4	4–5,5	ano	4–5,5	ano

Tabulka 22: Přehled letových výkonů navrhovaného UAV

Pro dodržení těchto parametrů bude nutné upravit návrh. Možnosti úprav pro zlepšení pádové rychlosti jsou uvedeny v kap. 6.4.5. Pádová rychlost s klapkou nedosáhla sice požadované hodnoty $V_{SF} = 60 \text{ km/h}$, ale vypočtená hodnota $61,5 \text{ km/h}$ je velmi blízko, tento parametr lze považovat za splněný.

5 Závěr

Realizace malého UAV záleží na dostupnosti kvalitních komponent požadovaných parametrů. Jednou z důležitých součástí je palivový článek, který má UAV pohánět a zároveň dodávat elektrickou energii UAV (ovládání, senzory aj.). Takový článek musí být dostatečně výkonný, lehký a nejlépe chlazený vzduchem, aby se nekomplikovala zástavba a nezvyšovala hmotnost o chladičí soustavu článku.

Další důležitou součástí je nádrž na vodík. Ta může tvořit polovinu hmotnosti navrhovaného UAV. Pro tuto aplikaci bude vhodná nádrž na míru požadavkům kladeným na UAV, tj. minimální hmotnost při potřebné zásobě vodíku.

Z pohledu bezpečnosti je vodík sice vysoce hořlavý plyn, se kterým je nutné zacházet s maximální opatrností, avšak při porovnání s jinými hořlavými plyny, např. propanem, je bezpečnější. Při dodržování pravidel bezpečnosti práce a požární ochrany pro vodík je riziko vznícení nebo výbuchu nízké.

V dnešní době je problematické provozovat UAV těžší jak 20 kg z důvodu potřeby povolení k letu od ÚCL. Do budoucna lze předpokládat změny a úpravy v provozních podmínkách UAV, protože se rychle rozšiřují a stávají se běžnými nejen ve vojenských složkách. Díky potenciálu rozvoje výkonů a nižším provozním nákladům se UAV více uplatňují i v civilním použití než pilotované letouny a vrtulníky např. při monitorování dopravy, živelních katastrof (záplavy, požáry) apod.

Z návrhu malého UAV se zdá, že takový letoun bude možné realizovat. Je však potřeba provést detailní návrh a zpřesnit analýzy pro zlepšení návrhu.

5.1 Splnění cílů disertační práce

Cíle disertační práce byly stanoveny následovně:

- 1) rozbor současných palivových článků – tímto bodem se zabývá kap. 4.1.5, kde jsou uvedeny dostupné palivové články různých výrobců v rozsahu od několika Wattů až do 10 kW. Z nich je vybrán článek pro návrh malého UAV.
- 2) stanovení dolní meze výkonu palivových článků pro použití v letectví – toto je rozebráno v kap. 3. Nejdříve je uveden rozbor nevýhodnosti použití pro letouny kategorie UL a výše, po kterém následuje statistika malých UAV. Výsledné rozmezí použitelnosti palivových článků je v kap. 3.3.
- 3) modelový návrh malého UAV na vodíkový pohon – návrh je uveden v kap. 4. a vychází z parametrů uvedených v kap. 3.3.
- 4) vyhodnocení návrhu – hodnocení navrženého UAV je v kap. 4.5, kde je patrné, že tímto směrem může mít vývoj malých UAV na vodíkový pohon perspektivu.

Celkově lze vytyčené cíle disertační práce považovat za splněné.

5.2 Přínos disertační práce

Přínosem disertační práce je ukázat směr ve vývoji malých UAV s pohonem palivovými články, který má perspektivu k dalšímu výzkumu. Práce neměla za cíl přinést detailní a jednoznačný návrh UAV.

Ukázalo se, že zvolené rozmezí hmotnosti UAV 40–60 kg, případně 20–150 kg, má potenciál pro detailnější zkoumání. V disertační práci je uveden souhrn palivových článků, které mohou být vhodné pro použití v malém UAV, a ukazuje dnešní technologické možnosti článků. Průřez dostupnými nádržemi dává přehled o jejich technických parametrech a efektivitě skladování v dnešní době.

Disertační práce může posloužit jako odrazový můstek k dalšímu zkoumání možností využití vodíku v letectví, především v oblasti malých UAV.

6 Použitá literatura a zdroje

- [1] COOK, B. *An Introduction to Fuel Cells and Hydrogen Technology*. Canada: Heliocentris, 2001
- [2] LARMINIE, J., DICKS, A. *Fuel Cell Systems Explained Second Edition*. England: John Wiley & Sons Ltd, 2003, West Sussex, ISBN 0-470-84857-X
- [3] *Fuel Cell Vehicles (From Auto Manufacturers)* [online]. Fuel Cells 2000 [cit. 6. 8. 2013]. Dostupné z: <http://www.fuelcells.org/uploads/carchart.pdf>
- [4] *Fuel Cell Buses – Worldwide* [online]. Fuel Cells 2000 [cit. 6. 8. 2013]. Dostupné z: <http://www.fuelcells.org/uploads/fcbuses-world1.pdf>
- [5] DAGGETT, D. *Commercial airplanes Fuel Cell APU Overview* [online]. Seattle: SECA Annual Meeting, 2003 [cit. 6. 8. 2013]. Dostupné z: <http://www.netl.doe.gov/publications/proceedings/03/seca/daviddaggett.pdf>
- [6] KALLO, J., BURKE, D. *Getting to runway – emission free* [online]. DLR magazine 131–132, DLR German Aerospace Center, ISSN 2190-0108 [cit. 6. 8. 2013]. Dostupné z: http://www.dlr.de/dlr/en/PortalData/1/Resources/documents/dlr_magazin_132/DLR-Magazine_131-132_web.pdf
- [7] KALLO, J., RENOUEAU-VALLET, G., SABALLUS, M., et al. *Fuel Cell System Development and Testing for Aircraft Applications*. Essen: 18th World Hydrogen Energy Conference 2010, Proceedings of the WHEC, May 16. - 21. 2010, ISBN: 978-3-89336-655-2
- [8] *Boeing Successfully Flies Fuel Cell-Powered Airplane* [online]. Boeing [cit. 6. 8. 2013]. Dostupné z: http://www.boeing.com/news/releases/2008/q2/080403a_nr.html
- [9] KALLO, J. *Antares DLR-H2: Weltweit erstes pilotengesteuertes Flugzeug mit Brennstoffzellenantrieb* [online]. German Aerospace Center [cit. 6. 8. 2013]. Dostupné z: http://www.dlr.de/tt/en/desktopdefault.aspx/tabid-4935/8219_read-13587/
- [10] *ENFICA-FC Fuel Cell-Powered Aircraft Setting Speed and Endurance Records; Solar Impulse HB-SIA Achieves First Night Flight* [online]. Green Car Congress, 9 July 2010 [cit. 6. 8. 2013]. Dostupné z: <http://www.greencarcongress.com/2010/07/enfica-20100709.html>
- [11] LYONS, K. S. *Fuel Cell Propulsion for Small Unmanned Air vehicles: -the “Ion Tiger”* [online]. American Physical Society [cit. 6. 8. 2013] Dostupné z: <http://www.aps.org/units/gera/meetings/march10/upload/Swider-LyonsAPS3-14-10.pdf>
- [12] *Hydrogen-powered Fuel Cell Flies ScanEagle* [online]. Insitu, April 5, 2012 [cit. 6. 8. 2013]. Dostupné z: <http://www.insitu.com/press/hydrogen-powered-fuel-cell-flies-scaneagle>
- [13] ČESKÝ, A. a kol. *Palivové články – progresivní technologie pro ekologickou výrobu energie* [online]. ČEA, 2003 [cit. 10. 1. 2013]. Dostupné z: <http://www.mpo-efekt.cz/dokument/3111.pdf>
- [14] HIRSCHENHOFER, J. H., STAUFFER, D. B., ENGLEMAN, R. R., KLETT, M. G. *Fuel Cell Handbook Fourth Edition*, Listopad 1998, DOE/FETC-99/1076
- [15] TUČEK, V., DVOŘÁKOVÁ, L., HANZAL, J. *Vodík* [online]. Praha: Česká asociace technických plynů, červenec 2004, 27 s. [cit. 16. 4. 2013]. Dostupné z: http://www.catp.cz/publikace2.php?download=catp_03-04-cz.pdf
- [16] *Návod na instalaci motoru ROTAX řady 912. ROTAX 912 ULS 3 s příslušenstvím* [online]. ROTAX Aircraft Engines [cit. 7. 6. 2013]. Dostupné z: <http://www.teveso.cz/letecke-motory/soubory/navody-manualy/912-instalace.pdf>
- [17] *ULPower UL260iS: 107HP Aero Engine: Specifications* [online]. ULPower Aero Engines [cit. 7. 6. 2013]. Dostupné z: <http://www.ulpower.com/engines/ul260iS/index.html>
- [18] *ULPower UL350iS: 130HP Aero Engine: Specifications* [online]. ULPower Aero Engines [cit. 7. 6. 2013]. Dostupné z: <http://www.ulpower.com/engines/ul350iS/index.html>

- [19] *Lycoming O-235-F* [online]. LYCOMING ENGINES [cit. 7. 6. 2013]. Dostupné z: <http://www.lycoming.com/Lycoming/PRODUCTS/Engines/Certified/235Series/EngineData.aspx>
- [20] European Aviation Safety Agency. *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes CS-VLA, Amendment 1* [online]. 2009 [cit. 7. 6. 2013]. Dostupné z: <http://www.easa.europa.eu/agency-measures/docs/certification-specifications/CS-VLA/CS-VLA%20%20Amdt%201%20combined.pdf>
- [21] *Bezolovnaté automobilové benzíny* [online]. Unipetrol [cit. 7. 6. 2013]. Dostupné z: <http://www.unipetrol.cz/cs/nabidka-produktu/rafinerske-produkty/motorova-paliva/bezolovnate-automobilove-benziny/>
- [22] DALY, M., STREETLY, M., MUNSON, K. *Jane's unmanned aerial vehicles and targets*. Coulsdon: Jane's Information Group Limited, 2008, [29], 731 s.
- [23] Unmanned Aerial Vehicles (Drones) [online]. Military Factory [cit. 2. 12. 2012]. Dostupné z: <http://www.militaryfactory.com/aircraft/unmanned-aerial-vehicle-uav.asp>
- [24] Military Aviation Tactical Unmanned Air Vehicles [online]. Deagel [cit. 2. 12. 2012]. Dostupné z: <http://www.deagel.com/Tactical-Unmanned-Air-Vehicles.htm>
- [25] *Stalker UAS* [online]. Lockheed Martin [cit. 2. 12. 2012]. Dostupné z: <http://www.lockheedmartin.com/us/products/stalker-uas.html>
- [26] *UAS Advanced Development: Fuel Cell Puma* [online]. AeroVironment [cit. 2. 12. 2012]. Dostupné z: http://www.avinc.com/uas/adc/fuel_cell_puma/
- [27] *Puma AE* [online]. AeroVironment [cit. 2. 12. 2012]. Dostupné z: http://www.avinc.com/downloads/PumaAE_0910.pdf
- [28] MORTIMER, G. *Fuel Cell long endurance platform for EnergyOR unveiled by Robota* [online]. sUAS News 18 August 2011 [cit. 1. 12. 2012]. Dostupné z: <http://www.suasnews.com/2011/08/6565/fuel-cell-long-range-platform-for-energyor-unveiled-by-robota/>
- [29] *Global Observer* [online]. AeroVironment [cit. 3. 12. 2012]. Dostupné z: http://www.avinc.com/images/go_site/GO_Data_Sheet.pdf
- [30] *Global Observer High Altitude Long Endurance UAV, United States of America* [online]. Airforce Technology [cit. 3. 12. 2012]. Dostupné z: <http://www.airforce-technology.com/projects/globalobserverunmann/>
- [31] KASPER, G. *Phantom Eye (HALE)* [online]. Boeing Backgrounder, January 2013 [cit. 4. 2. 2013]. Dostupné z: http://www.boeing.com/assets/pdf/bds/phantom_works/docs/bkgd_phantom_eye.pdf
- [32] Press. *Thunderbirds are GO! Chinese fuel cell powered UAV first flight* [online]. sUASNews, 21 August 2012 [cit. 3. 12. 2012]. Dostupné z: <http://www.suasnews.com/2012/08/18346/thunderbirds-are-go-chinese-fuel-cell-powered-uav-first-flight/>
- [33] MORTIMER, G. *Taiwanese Grey Faced Buzzard, fuel cell UAS* [online]. sUAS News, 14 September 2010 [cit. 2. 12. 2012]. Dostupné z: <http://www.suasnews.com/2010/09/1289/taiwanese-grey-faced-buzzard-fuel-cell-uas/>
- [34] WALLACE, L., TOON, J. *Flying on Hydrogen: Georgia Tech Researchers Use Fuel Cells to Power Unmanned Aerial Vehicle* [online]. Georgia Tech Research Institute [cit. 2. 12. 2012]. Dostupné z: <http://www.gtri.gatech.edu/casestudy/flying-hydrogen>
- [35] *Orion HALL – Unmanned Vehicle (UAV) Specifications & Data Sheet* [online]. Unmanned ground, aerial, sea and spacesystems, Jan 1 2011 [cit. 5. 12. 2012]. Dostupné z: <http://www.unmanned.co.uk/autonomous-unmanned-vehicles/uav-data-specifications-fact-sheets/orion-hall-unmanned-vehicle-uav-specifications-data-sheet/>

- [36] ŠKORPÍK, Jiří. *Stirlingův motor*, Transformační technologie, 2009-06, [date of last update 2013-03]. Brno: Jiří Škorpík, [online] pokračující zdroj, ISSN 1804-8293. English version: Stirling engine [cit. 15. 4. 2013]. Dostupné z: <http://www.transformacni-technologie.cz/stirlinguv-motor.html>
- [37] *Stirlingův motor a jeho využití při mikrokogeneraci – kombinovaná výroba tepla a elektrické energie* [online]. Mikrokogenerace, 19. 10. 2012 [cit. 25. 4. 2013]. Dostupné z: <http://www.mikrokogenerace.cz/stirlinguv-motor-a-jeho-vyuziti-pri-mikrokogeneraci-%E2%80%93-kombinovana-vyroba-tepla-a-elektricke-energie/>
- [38] MACEK, J., krátíl DLOUHÝ, P. *Vodíkové spalovací motory* [online]. Česká vodíková technologická platforma, 3. 12. 2007 [cit. 26. 4. 2013]. Dostupné z: <http://www.hytep.cz/cz/clanky/kategorie-clanku/clanky/435-vodikove-spalovaci-motory>
- [39] *Vodíkový pohon* [online]. Nazeleno, xBizon, s. r. o., ISSN 1803-4160 [cit. 26. 4. 2013]. Dostupné z: <http://www.nazeleno.cz/vodikovy-pohon.dic>
- [40] BISKUP, P. *Jezdili jsme autem na vodík* [online]. 21. Století, 19. 5. 2007 [cit. 26. 4. 2013]. Dostupné z: <http://21stoleti.cz/blog/2007/05/19/jezdili-jsme-s-autem-na-vodik/>
- [41] CRUMM, A. *ROAMIO D245XR* [online]. Ultra Electronics, Nov 06, 2012 [cit. 10. 12. 2012]. Dostupné z: <http://www.fuelcellseminar.com/media/51149/b2b24-5.pdf>
- [42] *EnergyOr EPOD EO-310-XLE* [online]. ENERGYOR TECHNOLOGIES INC. [cit. 10. 12. 2012]. Dostupné z: <http://www.energyor.com/energyor/pdf/EnergyOr%20EPOD%20EO-310-XLE%20Product%20Brochure%20-%20Version%201.2.pdf>
- [43] *EnergyOr „Plug&Fly“ Fuel Cell Systems Power UAVS for up to 10 hours* [online]. ENERGYOR TECHNOLOGIES INC., September 23, 2009 [cit. 10. 12. 2012]. Dostupné z: <http://www.energyor.com/energyor/pdf/epod.pdf>
- [44] *Open-Cathode PEM Fuel Cells* [online]. Horizon Fuel Cell Technologies [cit. 11. 12. 2012]. Dostupné z: http://media.wix.com/ugd/047f54_8728bcd6c312a384c513237545f289ae.pdf
- [45] *AEROPAK high performance fuel cell* [online]. Horizon Fuel Cell Technologies [cit. 11. 12. 2012]. Dostupné z: <http://www.horizonfuelcell.com/#!/unmanned-systems/c15wk>
- [46] *AEROSTACKS 200W-1000W* [online]. Horizon Fuel Cell Technologies [cit. 11. 12. 2012]. Dostupné z: <http://www.horizonfuelcell.com/#!/aerostacks-200w-1kw/c10tm>
- [47] *Protonex hydride fuel cell PULSE UAV C250* [online]. Barnard Microsystems Limited [cit. 13. 12. 2012]. Dostupné z: http://www.barnardmicrosystems.com/L4E_fuel_cell.htm
- [48] *Alternative Energy Mid-range Fuel Cell* [online]. Manhattan Scientific Inc. [cit. 6. 11. 2012]. Dostupné z: <http://mhtx.com/history/mid-range-fuel-cell/>
- [49] *BALLARD FCvelocity-9SSL*. Canada: Ballard Power Systems, Inc., 10/2010
- [50] *BALLARD FCgen-1300*. Canada: Ballard Power Systems, Inc., 06/2011
- [51] *BALLARD FCgen-1020ACS*. Canada: Ballard Power Systems, Inc., 10/2010
- [52] ADCOCK, P. *PEM Fuel Cells*. Intelligent Energy Holdings, Energy Materials: Meeting the Challenge, 9. října 2008
- [53] *S 250 Gimbal stabilized platform with EO sensors*. LOM Praha s. p., o. z. VTUL a PVO, Praha
- [54] *S 120D (IR) Gimbal stabilized head with EO sensore (Day or night version)*. LOM Praha s. p., o. z. VTUL a PVO, Praha
- [55] *TASE200* [online]. Cloud Cap Technology [cit. 4. 5. 2013]. Dostupné z: <http://www.cloudcaptech.com/Sales%20and%20Marketing%20Documents/TASE200%20Data%20Sheet.pdf>

- [56] TASE300 [online]. Cloud Cap Technology [cit. 4. 5. 2013]. Dostupné z: <http://www.cloudcaptech.com/Sales%20and%20Marketing%20Documents/TASE300%20Data%20Sheet.pdf>
- [57] TASE400 [online]. Cloud Cap Technology [cit. 4. 5. 2013]. Dostupné z: <http://www.cloudcaptech.com/Sales%20and%20Marketing%20Documents/TASE400%20Data%20Sheet.pdf>
- [58] TASE400D [online]. Cloud Cap Technology [cit. 4. 5. 2013]. Dostupné z: <http://www.cloudcaptech.com/Sales%20and%20Marketing%20Documents/TASE400d%20Data%20Sheet.pdf>
- [59] CM100 [online]. UAV Vision, Australia [cit. 4. 5. 2013]. Dostupné z: <http://www.uavvision.com/docs/CM100-P1.pdf>, <http://www.uavvision.com/docs/CM100-P2.pdf>
- [60] CM160 [online]. UAV Vision, Australia [cit. 4. 5. 2013]. Dostupné z: http://www.uavvision.com/docs/CM160_overview.pdf
- [61] GD/VD170 [online]. UAV Vision, Australia [cit. 4. 5. 2013]. Dostupné z: http://www.uavvision.com/docs/GD-VD170_overview.pdf
- [62] CM380CC [online]. UAV Vision, Australia [cit. 4. 5. 2013]. Dostupné z: http://www.uavvision.com/docs/CM380CC_overview.pdf
- [63] TUFFSHELL H₂ Fuel Tanks Product Information, Lincoln Composites, USA, 2012
- [64] Specifications 350 bar/5075 psi Hydrogen DyneCell Cylinders [online]. Dynetek, Canada, 10/2006 [cit. 8. 1. 2013]. Dostupné z: http://www.dynetek.com/pdf/350_Bar_Specifications.pdf
- [65] Specifications 450 bar/6527 psi Hydrogen Dyn Cell Cylinders [online]. Dynetek, Canada, 06/2007 [cit. 8. 1. 2013]. Dostupné z: http://www.dynetek.com/pdf/450_Bar_Specifications.pdf
- [66] Ultra-Light Composite Hydrogen Tank [online]. EC21 [cit. 10. 1. 2013]. Dostupné z: http://kcrco.en.ec21.com/Ultra_Light_Composite_Hydrogen_Tank--1349311_1349333.html
- [67] Fuel Supply Solutions, *Hydrogen supply options for PEM fuel cell*. Horizon, 2012
- [68] UIUC Applied Aerodynamics Group. *UIUC Airfoil Coordinates Database* [online]. University of Illinois at Urbana-Champaign, 2013 [cit. 14. 3. 2013]. Dostupné z: http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html
- [69] DRELA, M., *Xfoil 6.96* [online]. Massachusetts Institute of Technology [cit. 9. 2. 2013]. Dostupné z: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>
- [70] HLINKA, J., VANĚK, F. *Glauert III*. Brno: Letecký ústav, VUT Brno, 2000
- [71] *JETI model Modelářská elektronika* [online]. JETI model s.r.o., 2012 [cit. 10. 7. 2013]. Dostupné z: www.jetimodel.com/cs/show-file/42/
- [72] AXI 5348/18HD střídavý motor [online]. PELIKAN DANIEL [cit. 10. 6. 2013]. Dostupné z: <http://www.pelikandaniel.com/?sec=product&id=45563>
- [73] servo Hitec HS-485 HB [online]. PELIKAN DANIEL [cit. 10. 7. 2013]. Dostupné z: <http://www.pelikandaniel.com/?sec=product&id=39832>
- [74] motorové lože AXI [online]. PELIKAN DANIEL [cit. 10. 6. 2013]. Dostupné z: <http://www.pelikandaniel.com/?sec=search&lng=cz&stype=ftxt&stext=AXI+lo%C5%BEE>
- [75] vrtule GRAUPNER ELEKTRO PROP 24“×10“ [online]. Graupner/SJ GmbH [cit. 10. 7. 2013]. Dostupné z: <http://www.graupner.de/de/products/de9df944-65f5-4462-8b13-c61ddd819343/1326.24X10/product.aspx>
- [76] baterie ZIPPY Compact 4000 mAh [online]. HobbyKing [cit. 10. 7. 2013]. Dostupné z: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/_21365_ZIPPY_Compact_4000mAh_8S_25C_Lipo_Pack.html

- [77] regulátor Spin 99 PRO OPTO [online]. JETI model [cit. 12. 6. 2013]. Dostupné z: <http://shop.jetimodel.cz/spin-99-pro-opto-p-66007.html>
- [78] stabilizátor S-BEC 40 [online]. JETI model [cit. 12. 6. 2013]. Dostupné z: <http://shop.jetimodel.cz/s-bec-40-p-66040.html>
- [79] přijímač Duplex EX R18 [online]. JETI model [cit. 11. 7. 2013]. Dostupné z: <http://shop.jetimodel.cz/duplex-ex-r18-drsat-cz-p-65784.html>
- [80] vysílač Duplex EX Tg2 [online]. JETI model [cit. 11. 7. 2013]. Dostupné z: <http://shop.jetimodel.cz/duplex-ex-tg2-cz-p-65806.html>
- [81] autopilot APM 2.5 + set [online]. 3D Robotics [cit. 10. 7. 2013]. Dostupné z: <http://store.3drobotics.com/products/apm-2-5-kit>
- [82] video vysílač 5.8 GHz Wireless Video Transmitter Kit [online]. 3D Robotics [cit. 10. 7. 2013]. Dostupné z: <http://store.3drobotics.com/products/5-dot-8ghz-wireless-video-transmitter-kit>
- [83] disk TDK USB 3.0 External SSD 128 GB [online]. ALFA COMPUTER a. s. [cit. 10. 7. 2013]. Dostupné z: <http://www.alfacomp.cz/php/product.php?eid=10514007HBCJ0001VBQ>
- [84] ROSKAM, J. *Aircraft design Part VI: Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics*, Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, první tisk 1987
- [85] PÁVEK, J., KOPŘIVA, Z., *Konstrukce a projektování letadel I.*, Praha: Ediční středisko ČVUT, 1982
- [86] Kurzy devízového trhu [online]. ČNB [cit. 10. 7. 2013]. Dostupné z: http://www.cnb.cz/cs/financni_trhy/devizovy_trh/kurzy_devizoveho_trhu/denni_kurz.jsp
- [87] Hydrogen gas cylinder for vehicles [online]. Alibaba [cit. 11. 7. 2013]. Dostupné z: http://cldsy.en.alibaba.com/product/628136795-212943568/hydrogen_gas_cylinder_for_vehicles.html
- [88] 4M PNEUMATIC CATAPULT [20. 5. 2013]. Troy Built Models [cit. 17. 7. 2013]. Dostupné z: <http://www.troybuiltmodels.com/items/UAVPEN-ACC-CATAPULT4.html>
- [89] *Doplňek X – Bezpilotní systémy*, předpis L2 – Pravidla létání [online]. Řízení letového provozu České republiky, Letecká informační služba [cit. 4. 7. 2013]. Dostupné z: <http://lis.rlp.cz/predpisy/predpisy/index.htm>

7 Publikace autora

Články v časopisech:

Aviation:

Radek Jurečka & Karol Bencalik (2012): Airplanes with an electric motor, Aviation, 16:3, 63 – 68, ISSN 1648-7788 print / ISSN 1822-4180 online

Ostatní publikace:

Publikační činnost v rámci zaměstnavatele JIHLAVAN airplanes s. r. o.:

Výpočty:

- [1] Jurečka, R.: JA02-2008-JA6.L Zatížení a pevnostní kontrola křídélka a příčného řízení letounu JA600 – Rapid
- [2] Jurečka, R.: JA03-2008-JA6.L Zatížení a pevnostní kontrola vztlakové klapky a jejího ovládání letounu JA600 – Rapid
- [3] Jurečka, R.: JA10-2008-JA6.ST Pevnostní kontrola VOP a podélného řízení letounu JA600 – Rapid
- [4] Jurečka, R.: JA12-2008-JA6.ST Pevnostní kontrola SOP a směrového řízení letounu JA600 – Rapid
- [5] Jurečka, R.: JA14-2008-JA6.L Zatížení a pevnostní kontrola podvozku JA600 – Rapid
- [6] Jurečka, R.: JA02-2009-JA6.L Zatížení a pevnostní kontrola uchycení pásů v trupu JA600 – Rapid
- [7] Jurečka, R.: JA04-2009-JA6.ST Pevnostní kontrola trupu JA600 – Rapid
- [8] Jurečka, R.: JA01-2010-JA6.ST Souhrn výsledků výpočtů a zkoušek pro letounu JA-600 Rapid

Pevnostní zkoušky:

- [9] Jurečka, R.: JA11-2008-JA6.ZK Zkouška příčného řízení v trupu letounu JA600 – Rapid
- [10] Jurečka, R.: JA15-2008-JA6.ZK Zkouška směrového řízení letounu JA600 – Rapid
- [11] Jurečka, R.: JA15-2008-JA6.ZK Zkouška směrového řízení letounu JA600 – Rapid
- [12] Jurečka, R.: JA19-2008-JA6.ZK Zkouška podélného řízení v trupu letounu JA600 – Rapid

Projekty:

ENFICA-FC (ENvironmentally Friendly Inter City Aircraft powered by Fuel Cells) – SIXTH FRAMEWORK PROGRAMME, v rámci Leteckého ústavu VUT Brno a zaměstnavatele JIHLAVAN airplanes s.r.o., 2007–2010

8 Použité zkratky a symboly

APU	Auxilliary Power Unit	Pomocná energetická jednotka
CS-VLA	Construction Specifications – Very Light Aeroplanes	Konstrukční specifikace pro velmi lehké letouny
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt	Německé centrum pro letectví a kosmonautiku
n	nový	
PČ	palivový článek	
PEM	Proton Exchange Membrane	Iontoměničná membrána
PEMFC	Proton Exchange Membran Fuel Cell	Membránový palivový článek
SOP	svislá ocasní plocha	
UAV	Unmanned Aerial Vehicle	bezpilotní letoun
UL	ultralight	ultralehký
VLA	Very Light Aeroplane	velmi lehký letoun
VOP	vodorovná ocasní plocha	
a	[rad ⁻¹]	sklon vztlakové čáry
b	[m]	rozpětí
c _D	[-]	součinitel odporu
c _{Di}	[-]	součinitel indukovaného odporu
c _{Dp}	[-]	součinitel profilového odporu
c _{Dc}	[-]	celkový součinitel odporu
c _L	[-]	součinitel vztlaku
F	[N]	síla
g	[m/s ²]	tíhové zrychlení
L	[m]	délka trupu
m	[kg]	hmotnost
m _H	[kg]	hmotnost vodíku
M _e	[kg]	prázdná hmotnost
MTOW	[kg]	maximální vzletová hmotnost (Maximum Take-off Weight)
n	[-]	násobek zatížení
p	[Pa, MPa]	tlak
P	[W, kW]	výkon
P _{PČ}	[W, kW]	výkon palivového článku
P _{vrt}	[W, kW]	výkon na vrtuli
S	[m ²]	plocha křídla
t	[min; s]	čas (délka trvání letu)
V	[m/s; km/h]	rychlost
V _C	[m/s; km/h]	cestovní rychlost
V _{max}	[m/s; km/h]	maximální rychlost
V _{min}	[m/s; km/h]	minimální rychlost
V _S	[m/s; km/h]	pádová rychlost
α	[°]	úhel náběhu
φ	[mm]	průměr (nádrže na vodík)

V textu jsou ještě další symboly a zkratky, které jsou vysvětleny přímo v textu.

9 Životopis autora

Osobní údaje:

Jméno: Radek Jurečka
Datum narození: 30. 07. 1981
Adresa: Palackého 120, Nový Jičín
E-mail: RJurecka@seznam.cz
Národnost: česká
Rodinný stav: svobodný

Zaměstnání:

09/2007 – 12/2010

JIHLAVAN airplanes s. r. o., Znojemska 64, 586 01 Jihlava

- odvětví: letectví, stavba ultralehkých letounů
- pozice: konstruktér
- náplň práce: výpočty zatížení a pevnostní kontroly částí leteckých konstrukcí, tvorba výrobní dokumentace a její udržování

01/2011 – nyní

Varroc Lighting Systems, s.r.o., Suvorovova 195, 742 42 Šenov u Nového Jičína

- odvětví: automobilový průmysl
- pozice: konstruktér
- náplň práce: navrhování svítlen automobilů, tvorba výrobní dokumentace a její udržování

Vzdělání a kurzy:

09/2007 – nyní

Postgraduální studium: doktorské, kombinovaná forma

Vysoké učení technické Brno, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav, Technická 2, 616 69 Brno

- obor: Konstrukční a procesní inženýrství

10/2001 – 06/2007

magisterské studium: Vysoké učení technické Brno, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav, Technická 2, 616 69 Brno

- hlavní studijní obor v rámci kvalifikace: Letadlová technika – Strojní inženýrství
- diplomová práce: Zástavba FC do letounu KP-2U Sova
- udělený titul: Ing.

05. 02. 2007 – 27. 04. 2007

Odborná stáž ve společnosti Evector s.r.o., Letecká 1008, 686 04 Kunovice, na oddělení Výpočty, Statika; vedoucí Ing. Ladislav Chybík

23. 02. 2006

Absolvován specializační kurz Certifikace a letová způsobilost, realizován Leteckým ústavem FSI VUT Brno ve spolupráci s ÚCL České republiky

09/2005 – 02/2006

Socrates/Erasmus: Francie, Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métiers (ENSAM) Bordeaux

- předměty: Analyse de la conception des moteurs de fusée (Analýza konstrukce raketových motorů), Aéronautique et avionique (Letectví a letecké přístroje), Dimensionnement des structures

aéronautiques (Dimenzování leteckých konstrukcí), Matériaux, Structures, Procédés (Materiály, struktury, procesy)

09/1997 – 05/2001

Gymnázium Nový Jičín, Palackého 50, 741 01 Nový Jičín

- maturitní předměty: Český jazyk, Anglický jazyk, matematika, fyzika

09/1988 – 06/1997

základní škola, Dlouhá 56, 741 01 Nový Jičín

Znalosti:

Cizí jazyky: Angličtina: dobře
 Francouzština: základy

Práce na počítači:

obecně: Windows, Word, Excel, Power Point, Open Office, Internet

na VŠ: Catia V5, AutoCad, Mathcad, XFOIL; základy – MSC.Patran, MSC.Nastran, Fluent

v zaměstnání: SolidWorks, Catia V5 R19

Řidičské oprávnění: 2000 (kategorie A, B)

Záliby:

vojenská technika (literatura, letadla, tanky, atd.), turistika, cyklistika, plavání, basketbal, volejbal, squash, badminton

10 Abstrakt

Práce je zaměřena na možnosti využití vodíku v letectví. Seznamuje s existujícími typy palivových článků a možnostmi skladování vodíku. Hlavní část práce se věnuje koncepčnímu návrhu malého UAV s vodíkovým palivovým článkem, který má ukázat možnost zástavby vodíkového pohonu.

Abstract

The thesis is focused to hydrogen usage in the aviation. There are shown existing types of fuel cells and hydrogen storage possibilities. Main part of the thesis is conceptual design of small UAV with hydrogen fuel cell, which will show potential of hydrogen power system.