

VĚDECKÉ SPISY VYSOKÉHO UČENÍ TECHNICKÉHO V BRNĚ

*Edice PhD Thesis, sv. 737*

*ISSN 1213-4198*

*thesis* IS

*Ing. Radek Jurečka*

**Možnosti využití vodíku  
v letectví**

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ  
FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ  
LETECKÝ ÚSTAV

**Ing. Radek Jurečka**

**MOŽNOSTI VYUŽITÍ VODÍKU V LETECTVÍ**

POSSIBILITIES OF USING HYDROGEN IN AVIATION

Zkrácená verze Ph.D. Thesis

Obor: Konstrukční a procesní inženýrství  
Vedoucí práce: prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.  
Oponenti: prof. Ing. Miroslav Rousek, CSc.  
doc. Ing. Jiří Hlinka, Ph. D.  
Datum obhajoby: 3. prosince 2013

**Klíčová slova:**

Palivový článek, vodík, PEM, UAV.

**Keywords**

Fuel cell, hydrogen, PEM, UAV.

**Místo uložení:**

Knihovna Fakulty strojního inženýrství, VUT Brno.

© Radek Jurečka, 2013

ISBN 978-80-214-4942-8

ISSN 1213-4198

# Obsah

1	ÚVOD .....	5
1.1	CÍLE DISERTAČNÍ PRÁCE .....	5
2	TYPY PALIVOVÝCH ČLÁNKŮ A SKLADOVÁNÍ VODÍKU.....	5
3	VHODNOST POUŽITÍ PALIVOVÝCH ČLÁNKŮ PRO POHON LETOUNŮ .....	7
4	NÁVRH MALÉHO UAV.....	10
4.1	STATISTIKA UAV .....	10
4.2	STANOVENÍ KONCEPCE UAV .....	12
4.2.1	Definování koncepce draku UAV .....	12
4.2.2	Volba pohonu .....	14
4.2.3	Přehled použitelných palivových článků .....	14
4.3	STANOVENÍ TYPOVÉHO LETU .....	16
4.3.1	Typový let .....	16
4.3.2	Výběr vhodné nádrže na vodík .....	17
4.4	VLASTNÍ NÁVRH UAV .....	18
4.4.1	Hmotnosti komponent a centráž .....	18
4.5	HODNOCENÍ DOSAŽENÝCH CÍLŮ V NÁVRHU UAV .....	20
5	ZÁVĚR .....	23
5.1	SPLNĚNÍ CÍLŮ DISERTAČNÍ PRÁCE .....	23
5.2	PŘÍNOS DISERTAČNÍ PRÁCE .....	23
6	POUŽITÁ LITERATURA A ZDROJE.....	24
7	PUBLIKACE AUTORA.....	28
8	POUŽITÉ ZKRATKY A SYMBOLY .....	29
9	ŽIVOTOPIS AUTORA .....	30
10	ABSTRAKT.....	32



# 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 Francisovi 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 vzletl 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 letoun Rapid 200 vyráběný firmou JIHLAVAN airplanes. Upravený letoun vzletl 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.

Membránové palivové články (PEMFC, Proton Exchange Membrane Fuel Cell nebo též PEFC, Polymer Electrolyte Fuel Cell) využívají polymerovou membránu jako elektrolyt. Tato membrána je propustná 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.

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

Tabulka 1: 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 2. 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.  $-253^{\circ}\text{C}$ ) 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 odpuštěn 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 <sub>2</sub> ]	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 <sub>4</sub> ve vodě	3,35	0,036	Velmi drahé

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

### 3 Vhodnost použití palivových článků pro pohon letounů

V této kapitole popíšu, pro jakou velikost letounů je vhodný pohon palivovými články. Proto jsem provedl výpočet potřebného výkonu palivového článku pro splnění požadavků předpisů pro různé kategorie a vzletové hmotnosti letounů, které uvádí Tabulka 3. 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
<b>MTOW [kg]</b>	<b>450</b>	<b>550</b>	<b>600</b>	<b>650</b>
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 stoupaní [m/s]	1,5	2	2	2
<b>min. P PČ vzlet [kW]</b>	<b>33,5</b>	<b>39,8</b>	<b>47,0</b>	<b>54,8</b>
min. P PČ stoupaní [kW]	21,7	32,1	38,4	42,6

Tabulka 3: 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 rámci studia 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 [49]. Články jsou chlazeny kapalinou. Z toho vychází celkový výkon článků 63 kW a hmotnost celého systému pohonu včetně elektromotoru je skoro 200 kg, z toho články s motorem 81 kg a subsystémy pohonu 78 kg, viz Tabulka 4. Navíc, je potřeba tyto součásti umístit do draku letounu, kde zaberou mnoho místa a tím přijde původně dvoumístný letoun o jedno místo v kabině. Dále je třeba zmínit nádrže na vodík, které jsem uvažoval dvě, hmotnost bez vodíku 2×49,9 kg [63], což je také hmotnost a místo navíc, která u letounu se spalovacím motorem není. Zde jsou dva zdroje tepla, které je nutné dostatečně chladiť (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.

U pohonu spalovacím motorem je nádrž na palivo integrální součástí konstrukce draku a nepředstavuje hmotu navíc, případně místní zesílení konstrukce nepovažuji za významné. Pro porovnání hmotností pohonu se spalovacím motorem a palivovými články, uvádí Tabulka 5 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 1 dokládá složitost pohonné soustavy s palivovým článkem.

Grafy 1 a 2 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 5, 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.

komponenty	letoun VLA s PČ		komponenty	letoun VLA se spalovacím motorem	
	hmotnost [kg]	% MTOW		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
<b>MTOW</b>	<b>750</b>		<b>MTOW</b>	<b>750</b>	

Tabulka 4: Hmotnosti komponent systému pohonu palivovým článkem

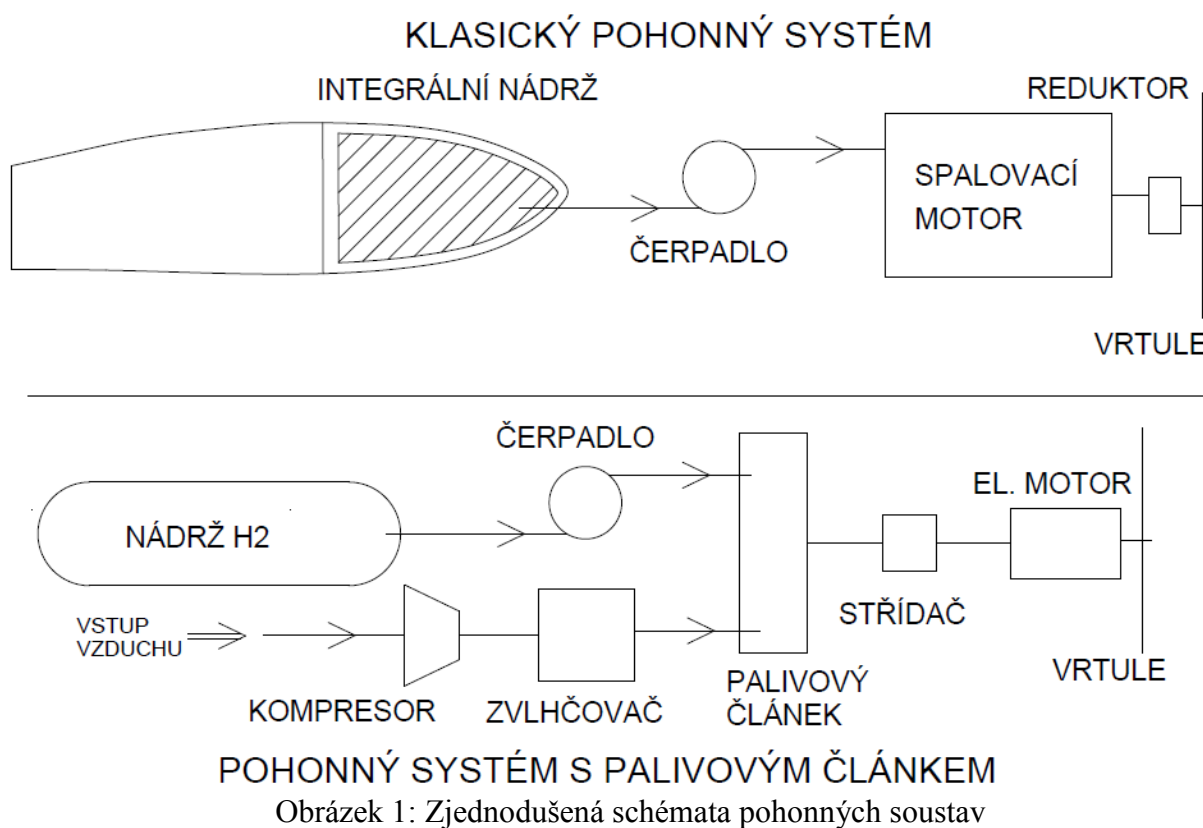


motor	Rotax 912 ULS	UL power UL260iS	UL power UL350iS	Lycoming O- 235-F
výkon [HP/kW]	100 / 73,5	100 / 73,5	130 / 95,5	125 / 93,2
chlazení	kapalina	vzduch	vzduch	vzduch
hmotnost s příslušenstvím [kg]	75,2	72,3	78,4	113,4 suchý
poměr výkon/hmotnost [kW/kg]	<b>0,977</b>	<b>1,017</b>	<b>1,218</b>	<b>0,822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

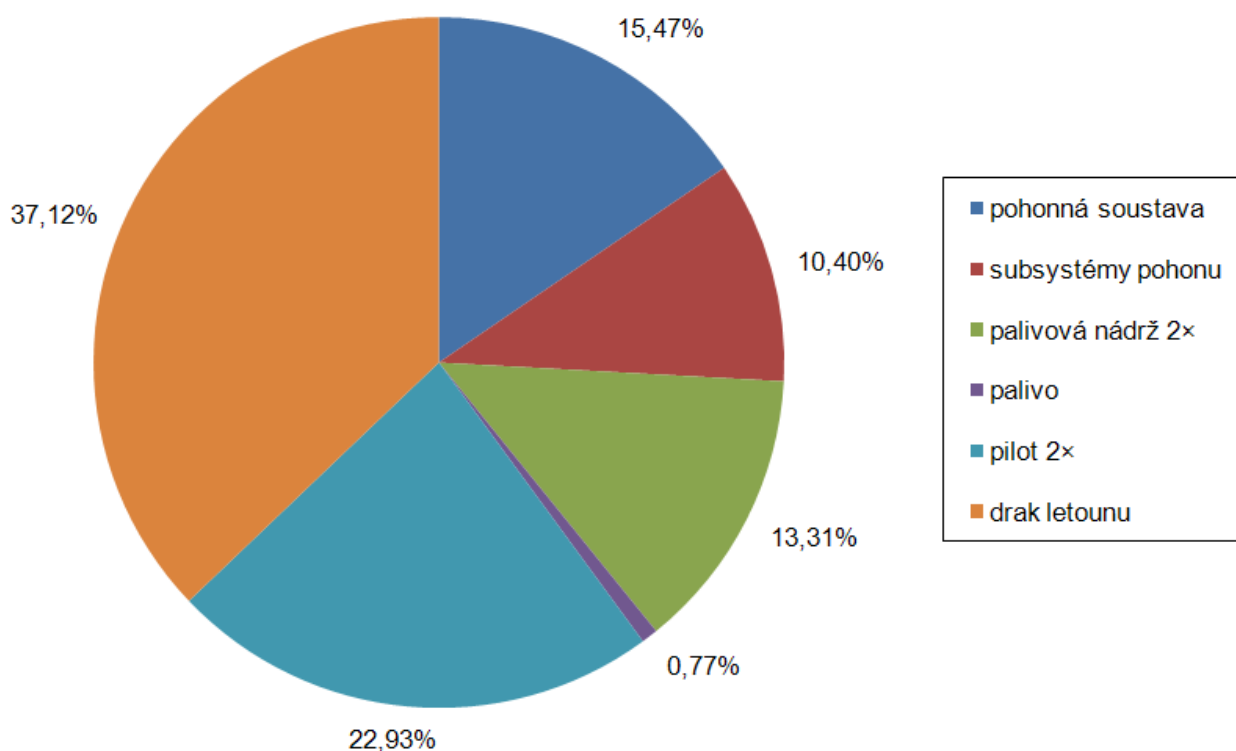
Tabulka 5: Hmotnost spalovacích motorů, [16, 17, 18, 19]

Z Tabulky 4 a Grafů 1 a 2 je viditelná zástavbová a hmotnostní nevýhodnost pohonu palivovými články. Umístit do draku 2 nádrže o  $\phi$  425 mm a délce 1016 mm [63] není jednoduché a navíc to nemusí zajistit srovnatelný dolet s letounem se spalovacím motorem. Když zachováme užitečné zatížení letounu, 2 piloty, na drak letounu s vybavením nezůstává 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. Více informací o malých UAV podá kap. 4.1, Tabulka 7 a 8 a Graf 3.

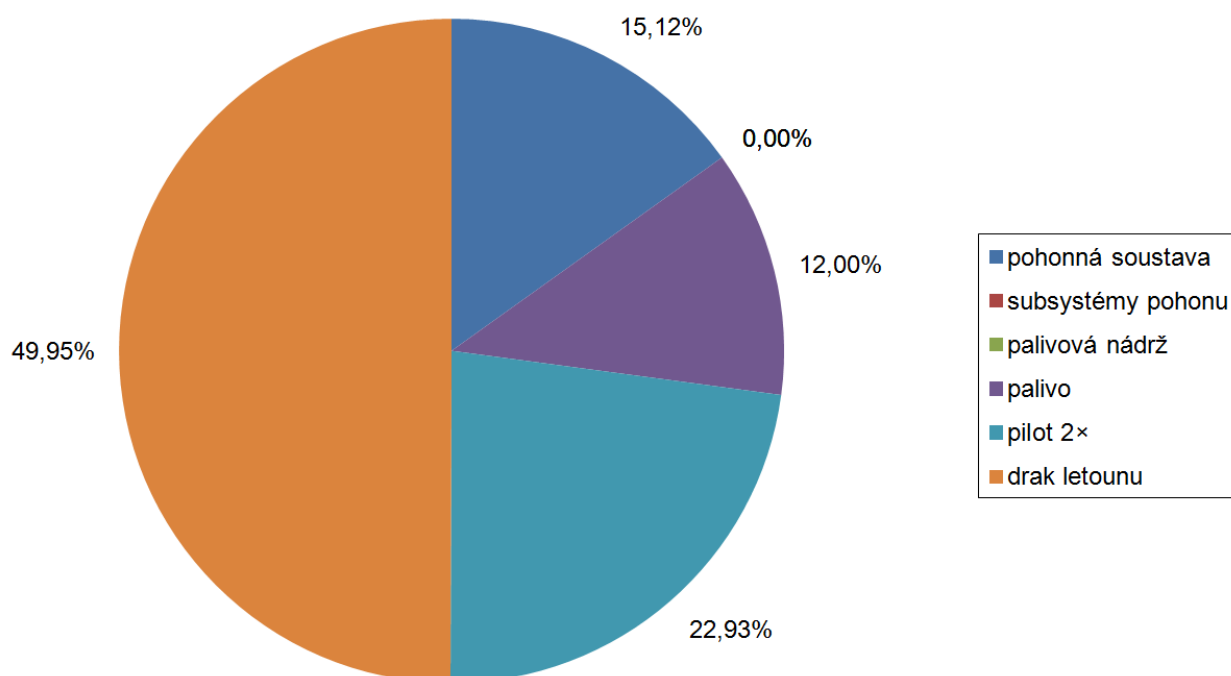


### letoun VLA s PČ



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

## 4 Návrh malého UAV

### 4.1 Statistika UAV

Z výsledků uvedených v kap. 3 vyplývá, že aplikace pohonu palivovými články není vhodná pro letouny kategorie UL a výše.

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. Přehled UAV uvádí Tabulka 6.

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

Tabulka 7 uvádí seznam UAV s vodíkovým pohonem. Většinou se jedná o demonstrátory, které mají ukázat použitelnost palivových článků na UAV, potažmo letounech. Vodík je použit buď plynný 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 jeho 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.

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.

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 8. U nich je poměr hmotnosti k výkonu PČ od 0,03 do 0,083 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	stát	výrobce	MTOW [kg]	$M_e$ [kg]	b [m]	S [m <sup>2</sup> ]	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

Tabulka 6: Statistika UAV se spalovacím motorem, [22, 23, 24]

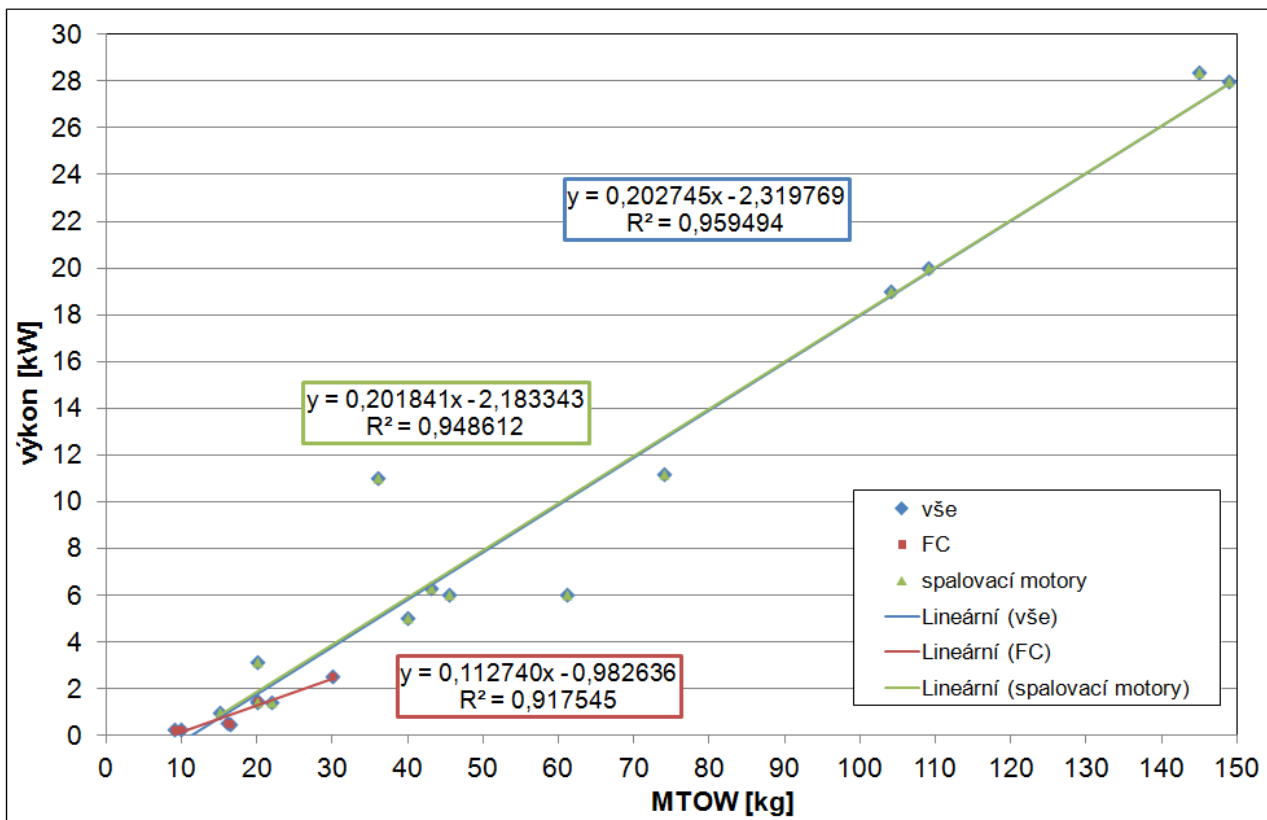
jméno	P <sub>mot</sub> [kW]	vytrvalost [hod]	V <sub>max</sub> [km/h]	V <sub>C</sub> [km/h]	[kW/kg]	[kg/m <sup>2</sup> ]
SeaScan	0,97	15	126	91	0,064	23,23
ScanEagle	1,4	24	147,6	90	0,070	
Specto	3,15		150	120	0,158	12,50
NightEagle	1,4	18	147,6	90	0,064	
RQ-15 Neptune	11	4	160		0,306	74,00
Luna	5	6		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 6 – pokračování: Statistika UAV se spalovacím motorem, [22, 23, 24]

jméno	stát	výrobce	MTOW [kg]	Me [kg]	b [m]	S [m <sup>2</sup> ]	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 <sub>pč</sub> [kW]	P <sub>mot</sub> [kW]	vytrvalost [hod]	V <sub>max</sub> [km/h]	V <sub>C</sub> [km/h]	zdroj energie	[kW/kg]	[kg/m <sup>2</sup> ]
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 <sub>2</sub>	0,034	10,25
demonstrátor GTRI	0,5				52,2	stlačený H <sub>2</sub>	0,030	8,72
ScanEagle	1,5		2,5			stlačený H <sub>2</sub>	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 <sub>2</sub>		
Orion		111?	100			kapalný H <sub>2</sub>		
Phantom Eye		222	96	370	277,8	kapalný H <sub>2</sub>		

Tabulka 7: Statistika UAV využívající vodík, [11, 12, 25–35]



Graf 3: Závislost výkonu motoru nebo palivového článku na vzletové hmotnosti

jméno	MTOW [kg]	b [m]	S [m <sup>2</sup> ]	AR [-]	L [m]	P <sub>PČ</sub> [kW]	[kW/kg]	[kg/m <sup>2</sup> ]
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 8: UAV s PČ, [11, 12, 33, 34]

Počáteční návrhové parametry stanovují následovně:

MTOW [kg]	S [m <sup>2</sup> ]	P <sub>PČ</sub> [kW]	[kW/kg]	[kg/m <sup>2</sup> ]
40–60	1,4–1,6	3–6	0,05–0,15	25–42,86

## 4.2 Stanovení koncepce UAV

### 4.2.1 Definování koncepce draku UAV

V kapitole 4.1 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 možný způsob přistání ukazuje Obrázek 2, zachycení na lano.

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 3 je zobrazena klasická koncepce letounu.

Dvoutrupá konstrukce draku má obvykle uspořádání s tlačnou vrtulí. Takové uspořádání umožňuje namontovat do příde pozorovací přístroje, které mají minimálně omezený zorný úhel s minimálním rizikem poškození při přistání. Obrázek 4 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 2: Zachycení UAV pomocí záchytného lana, převzato z: <http://scerakorphotography.blogspot.cz/2011/12/scaneagle-uav-capture.html>



Obrázek 3: UAV klasické koncepce, převzato z: <http://aerosdb.com/wp-content/uploads/2013/03/UAVCertificate-1024x575.jpg>



Obrázek 4: Dvoutrupé UAV bez podvozku, Insitu Integrator, převzato z: [http://defense-update.com/newscast/0810/insitu\\_stuas\\_02082010.html](http://defense-update.com/newscast/0810/insitu_stuas_02082010.html)

## 4.2.2 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 [31], nikoliv však pro malé UAV. Další nevýhodou je potřeba vstříkovat do motoru kapalný vodík, viz kap. 1.

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.**

## 4.2.3 Přehled použitelných palivových článků

V kapitole 4.1 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 9 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.

V Tabulce 10 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. Hodnoty ve sloupcích *hmotnost* a *objem* zůstaly totožné s údaji výrobců.

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 5. Další výhodou je jeho hmotnost, má také nejvyšší poměr výkonu ke hmotnosti ze všech zmíněných palivových článků.

P [kW]	m [kg]	délka [mm]	šířka [mm]	výška [mm]	objem [l]	[kW/kg]	[kW/l]	spotřeba [SLPM]	pozn.	výrobce, typ
0,245	2,55	400	140	140	7,840	0,096	0,031	112 g/h propan	SOFC systém	ROAMIO D245XR
0,37	3,95					0,094		1790 Wh		EnergyOr EO-310-XLE
0,25	2,95					0,085		990 Wh		EnergyOr EO-210-LE
0,25	3,65					0,068		1665 Wh		EnergyOr EO-210-XLE
0,3	2,47	116	243,5	93,5	2,64	0,121	0,114	3,9	vzduchem chlazené	Horizon H-300 + kontroler
0,5	2,92	268	160	122,5	5,25	0,171	0,095	6,5	vzduchem chlazené	Horizon H-500 + kontroler
1	4,4	268	249	122,5	8,17	0,227	0,122	13	vzduchem chlazené	Horizon H-1000 + 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
0,2	0,47				1,2	0,426	0,167		bez cartridge	Horizon Aeropak
0,2	2				3,4	0,100	0,059	900 Wh	s cartridge	Horizon Aeropak
0,2	3,5				4,9	0,057	0,041	2125 Wh	s cartridge	Horizon Aeropak
0,2	0,58	120	80	75	0,72	0,345	0,278	2,8	vzduchem chlazené	Horizon A-200 + kontroler
0,5	1,4	192	107	150	3,08	0,357	0,162	2,8	vzduchem chlazené	Horizon A-500 + kontroler
1	2	275	135	120	4,46	<b>0,500</b>	<b>0,224</b>	14	vzduchem chlazené	Horizon A-1000 + kontroler
0,25	1,2	90	100	150	1,35	0,208	0,185		bez cartridge	Protonex Pulse UAV C250
0,25	4				3,55	0,063	0,070	1500 Wh	s cartridge NaBH4	
0,67	1,55	φ110		120	2,2	<b>0,432</b>	<b>0,305</b>		vzduchem chlazené	NovArs PEM FC
<b>3</b>	<b>5,9</b>	<b>340</b>	<b>246</b>	<b>158</b>	<b>13,22</b>	<b>0,508</b>	<b>0,227</b>		<b>vzduchem chlazené</b>	

Tabulka 9: Technické údaje vybraných palivových článků, [41–48]

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. Technické údaje vybraného palivového článku uvádí Tabulka 11.



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			
10,5	10,7	174	760	60	7,93	0,491	0,662			
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		
10,5	22,2	473	490	180	41,72	0,236	0,126	119	vzduchem	Ballard FCgen-1020ACS
0,045	0,2	10	103	351	0,36	0,113	0,062	0,5		
2,52	11	363	103	351	13,12	0,115	0,096	28	vypařovací systém	Intelligent energy
4,5	16	110	154	194	3,29	0,141	0,685			
0,25	0,9	66	112	86	0,64	0,139	0,197			
0,45	1,5	66	112	151	1,12	0,150	0,202			
0,9	2,5	66	192	151	1,91	0,180	0,235		vzduchem	

Tabulka 10: Technické údaje palivových článků od významných výrobců, [49–52]

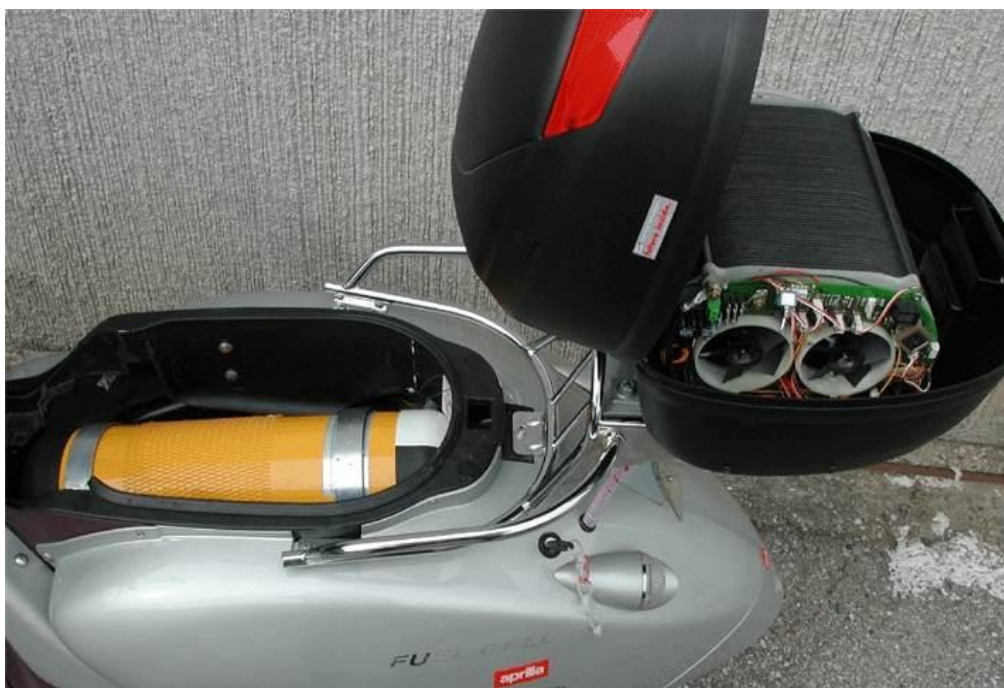
Technické údaje	70 W systém	670 W systém	3 kW systém
počet článků	12	40	60
aktivní plocha článku [cm <sup>2</sup> ]	19,8	59	170
tvar	válcový	válcový	eliptický
průměr [mm]	62	110	cca 340×246
výška [mm]	cca 50	120	158
napětí [V]	7,2	24	36
nominální výkon [W]	70	670	3000
proudová hustota [mA/cm <sup>2</sup> ]	490	470	490
celková hmotnost článku [g]	103	780	cca 4000
celkový objem [l]	0,15	1,14	cca 10
hmotnostní hustota výkonu článku [W/kg]	680	860	750
objemová hustota výkonu článku [W/l]	470	590	300
hmotnost systému [kg]	0,223	1,55	5,9
objem systému [l]	0,33	cca 2,2	cca 13
hmotnostní hustota výkonu systému [W/kg]	310	430	500
objemová hustota výkonu systému [W/l]	210	300	230

Tabulka 11: Technické údaje vybraného palivového článku, [48]

## 4.3 Stanovení typového letu

### 4.3.1 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. Parametry typového letu uvádí Tabulka 12.



Obrázek 5: Detail článku namontovaného ve skútru, převzato z:

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

fáze letu	V [km/h]	V <sub>z</sub> [m/s]	t [min]	t [s]	P <sub>PČ</sub> [W]	P <sub>vt</sub> [W]	spotřeba H <sub>2</sub> [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
<b>celkem</b>			<b>253,5</b>	<b>15210</b>			411,27
						80% využití H <sub>2</sub> v PČ	514,09
						80% využití H <sub>2</sub> v nádrži	<b>642,62</b>

Tabulka 12: Parametry typového letu

Z typového letu vyplývá najít takovou nádrž / nádrže, které pojmu minimálně **643 g H<sub>2</sub>**.

### 4.3.2 Výběr vhodné nádrže na vodík

Seznam komerčně dostupných nádrží uvádí Tabulka 13. 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 H<sub>2</sub>; 21,9 kg nádrž) [63] a KCR Co., Ltd. typ HT350-045 (1,1 kg H<sub>2</sub>; 23 kg nádrž) [66]. Pro návrh vybírám nádrž firmy Lincoln Composites, která je lehčí a má vyšší kapacitu vodíku než nádrž firmy KCR.

V úvahu také přichází možnost použít čtyři nádrže Horizon LWFC154-6.8-30 [67]. Celkem bude v nádržích 680 g vodíku (4×170 g, hmotnost nádrží 4×3,9 = 15,6 kg). Výsledná hmotnost je sice menší než u vybrané nádrže, ale čtyři nádrže jsou komplikací pro uchycení, tak pro přívod vodíku do palivového článku a jeho regulace. Proto v návrhu bude nádrž Lincoln Composites.

Nádrž z UAV Ion Tiger [11] je uvedena jako ukázka efektivní nádrže na stlačený vodík.

Efektivita udává poměr hmotnosti vodíku v nádrži ke hmotnosti samotné nádrže bez vodíku.

výrobce	typ	$\phi$ [mm]	l [mm]	V [dm <sup>3</sup> ]	p [MPa]	m <sub>H</sub> [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.		400	832	65,3	35	1,6	32,7	4,89
Lincoln Comp.		558	3277	538,8	50	16,6	254,4	6,53
Lincoln Comp.		425	1016	94,3	50	2,9	49,9	5,81
Lincoln Comp.		356	584	30,9	70	1,3	25,6	5,08
Lincoln Comp.		447	1247	118,4	70	4,8	84,2	5,70
KCR	HT350-045	403	565	45	35	1,1	23	4,78
KCR	HT350-055	403	690	55	35	1,34	28	4,79
KCR	HT350-065	403	816	65	35	1,58	33	4,79
KCR	HT350-072	403	900	72	35	1,76	36,5	4,82
KCR	HT350-100	403	1210	100	35	2,44	50	4,88
KCR	HT350-125	403	1500	125	35	3,05	64	4,77
KCR	HT350-156	403	1820	156	35	3,81	79	4,82
Dynetek	W205	415	2110	222	35	4,89	95	5,15
Dynetek	ZD154	551	972	154	35	3,73	82	4,55
Dynetek	ZM180	602	972	176	35	4,26	93	4,58
Dynetek	W303	428	3020	303	45	8,64	170,5	5,07
Horizon	LWFC154-6.8-30	154	554	6,8	30	0,1717	3,9	4,40
Horizon	LC3,0-30A	110	496	3	30	0,07577	1,9	3,99
Horizon	LC1,1-30A	110	230	1,1	30	0,02778	0,9	3,09
National Research Laboratory	Ion Tiger tank	300	311,2	22		0,5	3,63	13,77

Tabulka 13: Parametry nádrží na vodík, [11, 63, 66, 67]

#### 4.4 Vlastní návrh UAV

Z předchozích kapitol vyplynula konečná konfigurace UAV a její předběžné rozměry a návrhové výkony, viz Tabulka 14:

- konstrukce: hornoplošník s tlačným pohonem a dvojitou SOP, přistávací lyžina

MTOW	b	S	AR	V <sub>C</sub>	V <sub>S</sub>	V <sub>Z</sub>
40-60 kg	4 m	1,6 m <sup>2</sup>	10	100 km/h	60 km/h	2 m/s
délka mise	P <sub>PC</sub>	P <sub>mot</sub>	kulové pouzdro		nádrž na vodík	
4 hod	3 kW	3 kW	CM160		1,3 kg H <sub>2</sub>	

Tabulka 14: Návrhové parametry UAV

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.

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 4,5 kg; trup 4,5 kg; ocas 1,5 kg.

Tabulka 15 uvádí celkovou hmotnost UAV a centráž pro maximální hmotnost (plná nádrž vodíku) a centráž s prázdnou nádrží na vodík.

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

Tabulka 15: Hmotnosti a centráž, prázdná nádrž vodíku

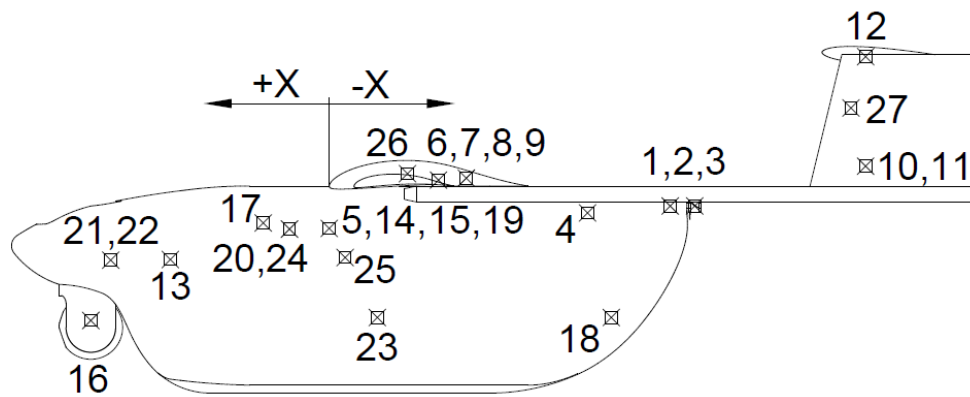
Z výpočtů centráží je vidět minimální vliv na změnu centráže po vyčerpání zásoby vodíku v nádrži. Protože se jedná o odhad celkové hmotnosti navrhovaného UAV, zvýším hmotnost o 12 % (cca 5 kg) jako rezervu pro změny a úpravy konstrukce. Pro další výpočty budu tedy používat hodnotu **MTOW = 50 kg**.

Hmotnostní podíl jednotlivých součástí UAV je ukázán v Tabulce 16 a Grafu 4. Rozdělení součástí do subsystémů, ze kterých je UAV složeno, dává lepší možnost srovnání s Grafem 1 a 2 z kap. 3. 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.

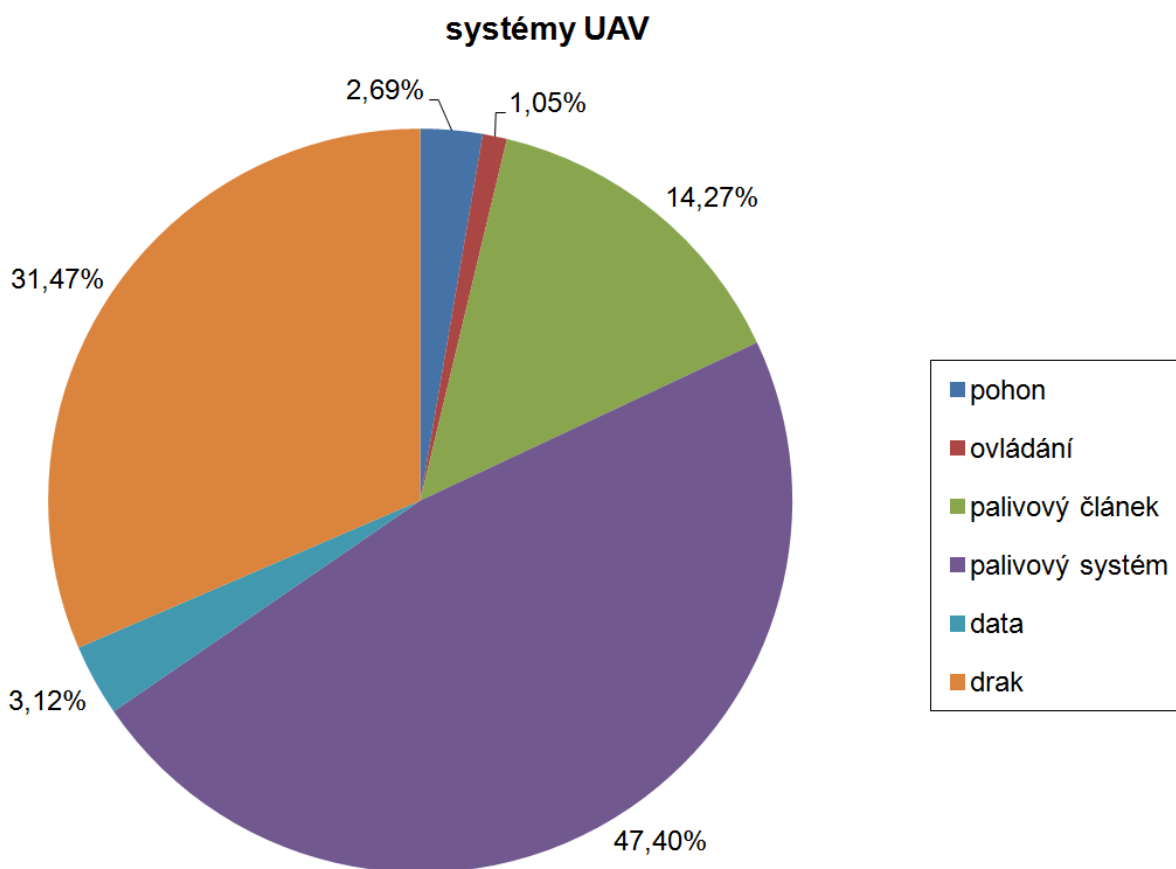
Schematické umístění jednotlivých součástí v UAV ukazuje Obrázek 6.

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

Tabulka 16: Procentuální podíl součástí z celkové hmotnosti UAV



Obrázek 6: Umístění dílů



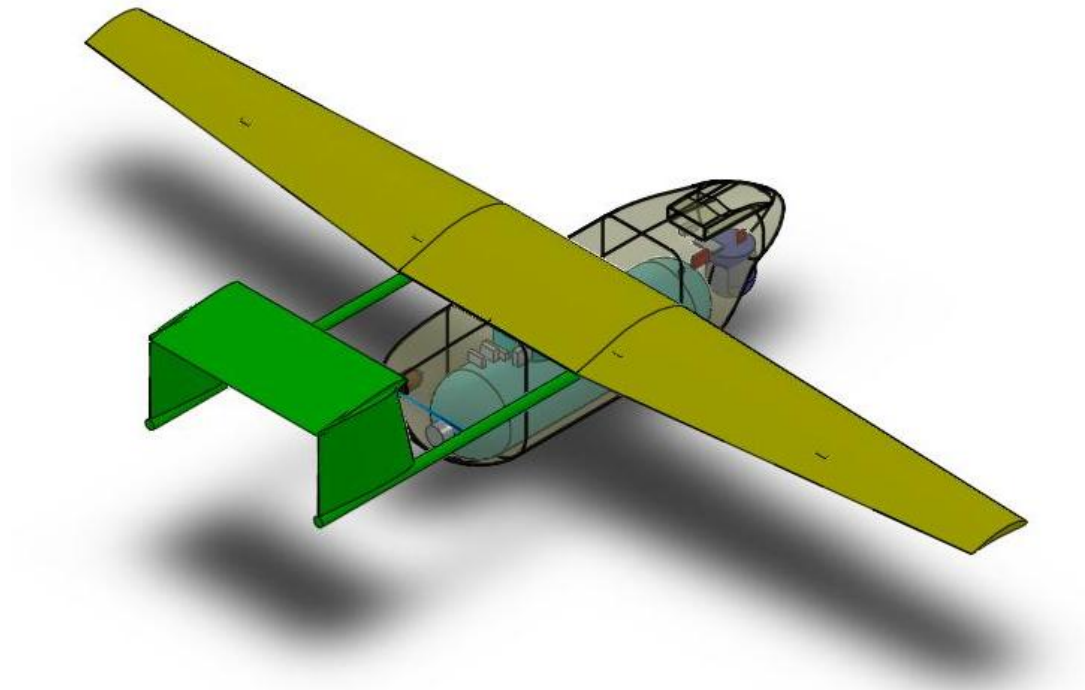
Graf 4: Procentuální podíl subsystémů z celkové hmotnosti UAV

#### 4.5 Hodnocení dosažených cílů v návrhu UAV

Z uvažovaných návrhových výkonových parametrů definovaných v kap. 4.3 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 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 17 uvádí přehled uvažovaných a vypočtených výkonů návrhu UAV.

Pro dodržení pádové rychlosti byl proveden nový výpočet se zvětšeným křídlem a jednoduchou vztlakovou klapkou. Nová pádová rychlost sice nedosáhla 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.



Obrázek 7: Izometrický pohled na UAV

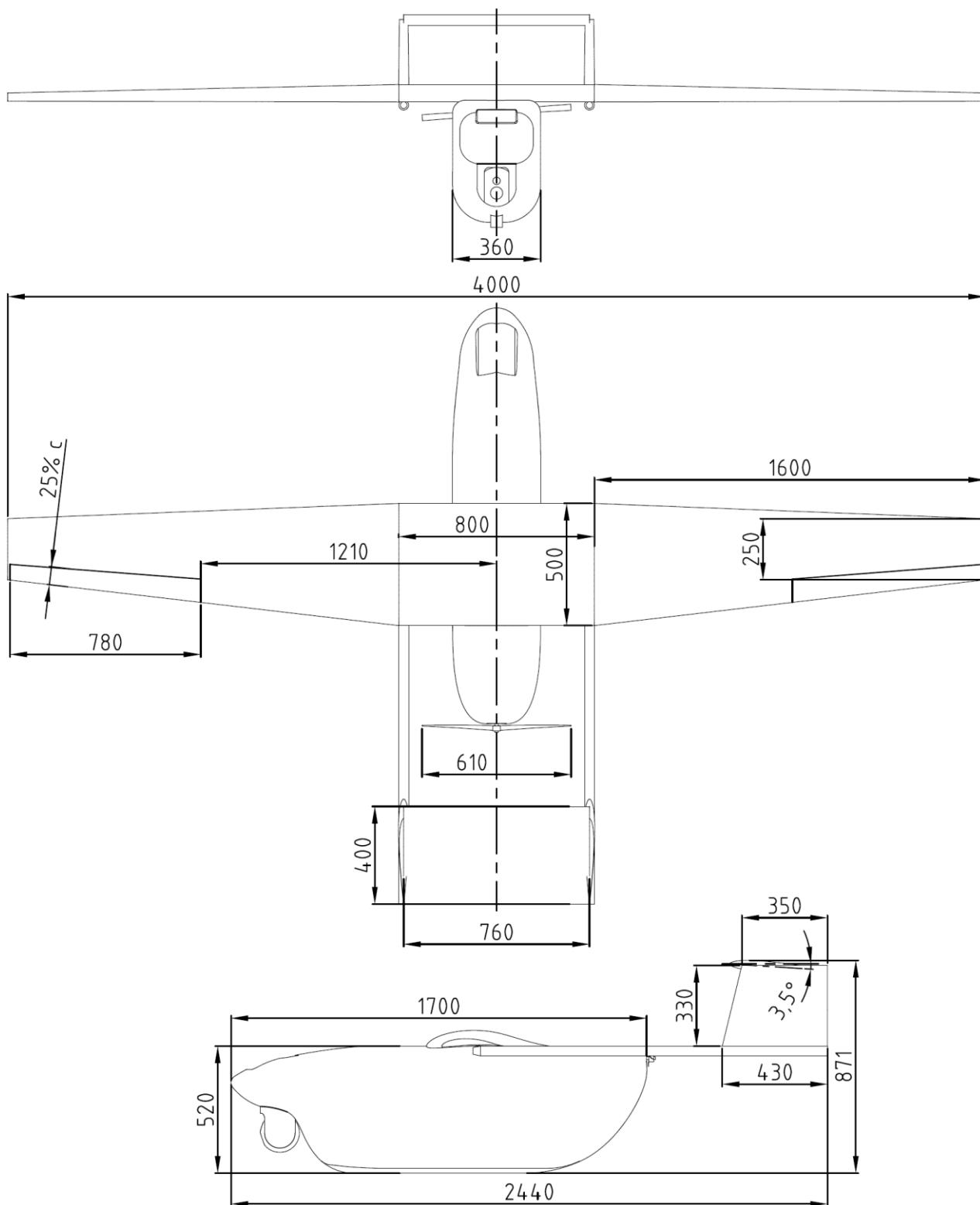
letový výkon	návrh	výpočet	splněno?	nový výpočet – zvětšené křídlo	splněno?
$V_C$ [km/h]	100	100	ano	100	ano
$V_{min}$ ( $V_S$ ) [km/h]	60	68,6	ne	61,5	„ano“
$V_Z$ [m/s]	2	1,5	ne	1,5	ne
trvání mise [hod]	4	4–5,5	ano	4–5,5	ano

Tabulka 17: Přehled letových výkonů navrhovaného UAV

Výkonové a rozměrové návrhové parametry malého UAV shrnuje Tabulka 18 a ukázky návrhu jsou na Obrázcích 7 a 8.

MTOW = 50 kg		
rozměr/výkon	návrh	upravený návrh
L [m]		2,44
h [m]		0,871
b [m]		4,0
S [m <sup>2</sup> ]	1,6	1,92
$S_{VOP}$ [m <sup>2</sup> ]		0,304
$S_{SOP}$ [m <sup>2</sup> ]		2×0,13
AR [-]	10,0	8,333
$c_{L,max}$	1,41	-
$c_{LF,max}$	-	1,46
$c_{L,cest}$	0,757	0,756
$c_{D,cest}$	0,0854	0,089
$c_{L,cest}/c_{D,cest}$	8,864	8,494
$V_C$ [km/h]		100,0
$V_S$ [km/h]	68,6	-
$V_{SF}$ [km/h]	-	61,5
$V_Z$ [m/s]		1,5
$P_{PČ}$ [kW]		3,0
$P_{mot}$ [kW]		3,0
vytrvalost [hod]		max. 5,5

Tabulka 18: Návrhové parametry malého UAV



Obrázek 8: Muška návrhu UAV

## 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 chladičskou 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) rozběr současných palivových článků – tímto bodem se zabývá kap. 4.2.3, 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. 4.1.
- 3) modelový návrh malého UAV na vodíkový pohon – návrh je uveden v kap. 4.4. a vychází z parametrů uvedených v kap. 4.1.
- 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](http://www.dlr.de/dlr/en/PortalData/1/Resources/documents/dlr_magazin_132/DLR-Magazine_131-132_web.pdf)
- [7] KALLO, J., RENOARD-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](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/](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](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 benziny* [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/](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](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](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](http://www.boeing.com/assets/pdf/bds/phantom_works/docs/bkgd_phantom_eye.pdf)
- [32] Press. *Thunderbirds are GO! Chinese fuel cell powered UAV firstflight* [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., krátil 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](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](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. VTÚL 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](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](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](http://www.uavvision.com/docs/CM380CC_overview.pdf)
- [63] TUFFSHELL H<sub>2</sub> 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](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](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](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](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/](http://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&styp=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](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](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://clds.en.alibaba.com/product/628136795-212943568/hydrogen\\_gas\\_cylinder\\_for\\_vehicles.html](http://clds.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] *Doplněk 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 <sup>-1</sup> ]	sklon vztlakové čáry
b	[m]	rozpětí
c <sub>D</sub>	[-]	součinitel odporu
c <sub>Di</sub>	[-]	součinitel indukovaného odporu
c <sub>Dp</sub>	[-]	součinitel profilového odporu
c <sub>Dc</sub>	[-]	celkový součinitel odporu
c <sub>L</sub>	[-]	součinitel vztlaku
F	[N]	síla
g	[m/s <sup>2</sup> ]	tíhové zrychlení
L	[m]	délka trupu
m	[kg]	hmotnost
m <sub>H</sub>	[kg]	hmotnost vodíku
M <sub>e</sub>	[kg]	prázdná hmotnost
MTOW	[kg]	maximální vzletová hmotnost (Maximum Take-off Weight)
n	[-]	násobek zatížení
p	[Pa, MPa]	tlak
P	[W, kW]	výkon
P <sub>PČ</sub>	[W, kW]	výkon palivového článku
P <sub>vrt</sub>	[W, kW]	výkon na vrtuli
S	[m <sup>2</sup> ]	plocha křídla
t	[min; s]	čas (délka trvání letu)
V	[m/s; km/h]	rychlost
V <sub>C</sub>	[m/s; km/h]	cestovní rychlost
V <sub>max</sub>	[m/s; km/h]	maximální rychlost
V <sub>min</sub>	[m/s; km/h]	minimální rychlost
V <sub>S</sub>	[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., Znojemská 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 Evekto 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.