

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH LEHKÉHO PRŮZKUMNÉHO LETOUNU BEZ LIDSKÉ POSÁDKY

DESIGN OF LIGHT UNMANNED RECONNAISSANCE AIRCRAFT

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

Bc. Miroslav Kadidlo

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

Ing. Petr Doupník

BRNO 2009

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2009/2010

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

student(ka): Bc. Miroslav Kadidlo

který/která studuje v **magisterském navazujícím studijním programu**

obor: **Stavba letadel (2301T039)**

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

Návrh lehkého průzkumného letounu bez lidské posádky

v anglickém jazyce:

Design of Light Unmanned Reconnaissance Aircraft

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Navrhněte lehký průzkumný létající prostředek bez lidské posádky s nosností 3kg užitečného zatížení. Proved'te statistický rozbor podobných letounů a jejich typického použití. Na základě provedeného rozboru vytvořte návrh vhodné konfigurace letounu. Zaměřte se na optimalizaci výdrže letounu v režimu průzkumného letu. Proved'te analýzu výkonů a základních parametrů stability a říditelnosti.

Po dohodě s vedoucím diplomové práce (v závislosti na koncepci letounu) podrobně rozpracujte konstrukční návrh a pevnostní dimenzování vybraného konstrukčního uzlu.

Cíle diplomové práce:

Cílem je rozpracování koncepčního návrhu malého průzkumného prostředku včetně posouzení jeho výkonových parametrů a možností využití.

Seznam odborné literatury:

- [1] Daněk, V.: Projektování letadel, skriptum FSI VUT v Brně, Letecký ústav, 1993
- [2] Raymer, D. P. Aircraft Design: A Conceptual Approach, American Institute of Aeronautics and Astronautics, USA, 1992
- [3] C. Munro, Ch. Jouannet, P. Krus: Statistical Survey of Unmanned Air Vehicles for Platform Designer, konference AED2003, ISBN 80-86059-35-9
- [4] V. Mertl: Konstrukce a projektování letadel, VUT-FSI, 2000

Vedoucí diplomové práce: Ing. Petr Doupník

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2009/2010.

V Brně, dne 20.10.2008

L.S.

prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.
Ředitel ústavu

doc. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan fakulty

Abstrakt

Práce se zabývá koncepčním návrhem lehkého průzkumného letounu bez lidské posádky s nosností 3kg užitečného zatížení. Na základě výsledků ze statistického rozboru se zaměřuje na charakterizaci letounu s vysokou výdrží. K problematice je přistupováno skrze napájení ze solárních článků. Práce popisuje principy a úskalí získávání energie ze Slunce, a hledá vhodné parametry letounu pro tento účel.

Summary

The Thesis solves design of light unmanned reconnaissance aircraft carrying 3 kg payload. Based on statistical research chooses the field of long endurance flights, trying to manage problem via solar powered batteries. Difficulties and advantages of this issue are researched and optimal aircraft setup is discussed.

Klíčová slova

Lehký bezpilotní průzkumný prostředek, baterie, BP, koncepční návrh, průzkumný letoun, solární energie, solární články, solárně napájený, maximální vytrvalost, maximální dolet

Keywords

Light unmanned reconnaissance aircraft, batteries, UAV, design, solar energy, solar cell, solar powered, maximum endurance, maximum range

KADIDLO, M. Návrh lehkého průzkumného letounu bez lidské posádky. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2010. 61 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Petr Doupník.

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto práci vypracoval samostatně pod vedením Ing. Petra Doupníka. Všechny zdroje, které byly použity při tvorbě, jsou uvedeny v seznamu literatury.

V Brně dne 21.10.2009

.....

Poděkování

Zde bych rád poděkoval vedoucímu práce Ing. Petru Doupníkovi za rady a trpělivost, během jejího vypracování. Dále děkuji Ing. Robertu Popelovi, Ph.D. a doc. Ing. Jiřímu Hlinkovi, Ph.D. za zapůjčení materiálů.

Obsah

Obsah	1
1. Úvod	3
2. Charakteristika bezpilotních prostředků	4
2.1. Výhody BP a z nich plynoucí nasazení	4
2.2. Členění do kategorií	5
2.3. Legislativa v oblasti bezpilotních leteckých prostředků	6
2.4. Trendy ve vývoji BP	7
3. Statistický rozbor BP	8
3.1. Způsob zpracování dat	8
3.2. Statistický rozbor	8
4. Koncepční návrh	12
4.1. Úvod	12
4.2. Základní koncepční myšlenka	12
4.3. Předběžná volba typu jednotlivých součástí BP	13
4.3.1. Křídlo	13
4.3.2. Trup	14
4.3.3. Umístění vrtule a její dimenzování	14
4.3.4. Pohonná jednotka	15
4.3.5. Podvozek	16
4.3.6. Ocasní plochy	16
4.3.7. Míra autonomie	16
5. Fotovoltaika	17
5.1. Úvod	17
5.2. Solární model	17
5.2.1. Sluneční spektrum a základní veličiny	17
5.2.2. Intenzita na základě zeměpisné polohy a vliv sklonu solárního panelu	18
5.2.3. Délka slunečního svitu během dne	18
5.2.4. Výsledný model	20
5.3. Elektronika	22
5.3.1. Základní princip fotovoltaiky	22
5.3.2. Typy solárních článků a jejich vývoj	22
5.3.3. Vliv zakřivení panelu	23
5.3.4. Schéma zapojení fotovoltaického systému a popis jednotlivých součástí	24
5.3.5. Závěr	27
6. Podrobný návrh letounu	28
6.1. Úvod	28
6.2. Hmotnostní rozbor, rozměry zařízení a koncepce trupu	30
6.3. Aerodynamická část	34
6.3.1. Výběr profilu	34
6.3.2. Křídlo	38
6.3.3. Volba velikosti a tvaru ocasních ploch	39
6.3.4. Výpočet odporu jednotlivých částí letounu	40
6.4. Vrtule a motor	41
6.4.1. Výběr vrtule	41
6.4.2. Výběr motoru a převodovky	42

6.5.	Celková bilance účinností	44
6.6.	Výpočet vytrvalosti a doletu	44
6.6.1	Pojmy a přístup	44
6.6.2.	Simulace letu	44
6.7.	Stabilita a říditelnost	50
7.	Závěrečné zhodnocení	51
8.	Seznam použité literatury	52
9.	Seznam použitých zkratk a symbolů	54

1. Úvod

Tato práce má za úkol provést statistický rozbor leteckých bezpilotních prostředků a na jeho základě navrhnout lehký průzkumný letoun bez lidské posádky s nosností 3kg užitečného zatížení. Pod pojmem bezpilotní prostředek (BP) se zamýšlí vozidlo, letoun či plavidlo, které není řízeno za pomoci bezprostřední přítomnosti operátora. V dalším textu bude pojednáváno o leteckých BP. Ty mohou být jak plně autonomní, tak dálkově ovládané během specifických fází provozu (vzlet, přistání). S druhým jmenovaným případem se dnes stále ještě setkáváme častěji, nicméně vývoj je směřován k prostředkům rozhodujícím se zcela bez zásahu operátora. V anglickém originále se o BP mluví jako o UAV – Unmanned Air Vehicle, Unmanned Aerial Vehicle, Uninhabited Aerospace Vehicle. Americký Federální letecký úřad FAA používá jako úředně platný výraz UAS – Unmanned aircraft system, který dává najevo, že jde o komplexní soubor veškerého zařízení BP. Evropská agentura EASA se tomuto přizpůsobila a v oficiálních zprávách používá také výraz UAS.

2. Charakteristika bezpilotních prostředků

2.1. Výhody BP a z nich plynoucí nasazení

Mezi první BP patřily většinou cvičné vzdušné cíle nebo prototypy naváděných raket. S rozvojem elektro- a radiotechniky, materiálového inženýrství a dalších vědních disciplin bylo možné BP nejenom lépe ovládat a zaručovat jejich autonomnost, ale také vybavovat je zařízením ke shromažďování dat a jejich následné analýze. Tím se z ryze vojenského sektoru rozšířilo využití BP i do sféry civilní. Základní využití je dáno nespornými výhodami, které bezpilotní prostředky nabízejí ve srovnání s běžnými letouny. Jsou to například:

- Ekonomičtější a ekologičtější výroba i provoz
- Možnost dlouhodobého nepřetržitého nasazení
- Bezpečnější a přesnější zvládnutí kritických situací
- Bezpečnost obsluhujícího personálu
- Opakované nasazení s minimálními prodlevami v pozemní fázi
- Skladnost, údržba, opravitelnost
- U vojenských letounů nehrozí zajmutí pilotů

Zde je základní přehled použití BP:

Pro civilní účely:

- Měření atmosférická, geografická, geologická, statistická, demografická,...
- Monitorování cílových oblastí
- Ekonomičtější varianta pro simulaci a experimenty než při použití běžných letounů
- Spoluúčast na pátracích misích
- Nahlašování a sledování požárů
- Analýza prostředí, detekce plynů, záření, ...
- Zabezpečení daných oblastí

Pro vojenské účely:

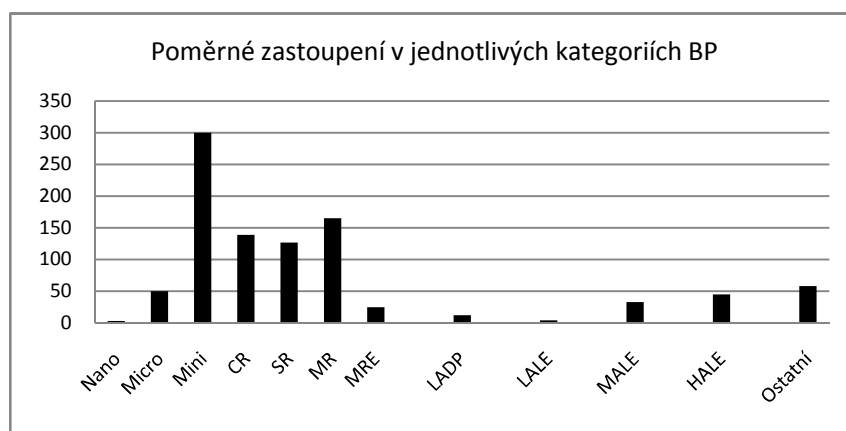
- Cvičné či klamné cíle
- Sběr taktických dat
- Nosiče výzbroje a v poslední době i forma úderné síly
- Infiltrace
- Detekce a deaktivace min
- Rušení nepřátelské komunikace
- Zaměřování cílů

2.2. Členění do kategorií

Vzhledem k tomu, že v dnešní době čítá průmysl s bezpilotními prostředky již značné množství různých typů, tvarů a velikostí, bylo nutné zavést členění dle specifických kritérií nejenom z důvodu rozlišení, ale také případné certifikace. Běžně se BP dělí do kategorií podle: *velikosti, účelu, dostupnosti a dosahu, konstrukce, pohonné jednotky*. Zde uváděné členění bylo převzato z anglického originálu, který má mezinárodně platný charakter. Z tohoto důvodu jsou zachovány anglické názvy, ale je poskytnut i český překlad. Dělení dle velikosti, dosahu a výdrže viz *Tab. 1*. Poměrný počet kusů zastoupený v jednotlivých kategoriích znázorňuje *Graf 1*. Ze statistik dále vyplývá, že většinový podíl využití BP představuje i nadále vojenský sektor, a to 45%. Veškerá data byla zpracována na základě ročenky *UAS 2008/2009 Lit.[R1]*

Kategorie BP	Zkratka	Dosah [km]	Oper. výška [m]	Vytrvalost [h]	MTOW [kg]
Nano	η	< 1	100	< 1	< 0,025
Micro	μ	< 10	250	1	< 5
Mini	Mini	< 10	150 až 300	< 2	< 30
Close Range - blízký dosah	CR	10 až 30	3000	2 až 4	150
Short Range - krátký dosah	SR	30 až 70	3000	3 až 6	200
Medium Range - střední dosah	MR	70 až 200	5000	6 až 10	1250
Medium Range Endurance - střední dosah lepší vytrvalost	MRE	> 500	8000	10 až 18	1250
Low Altitude Deep Penetration - nízký dostup velký dosah	LADP	> 250	50 až 9000	0,5 až 1	350
Low Altitude Long Endurance - nízký dostup velká vytrvalost	LALE	> 500	3000	> 24	< 30
Medium Altitude Long Endurance - střední dostup velká vytrvalost	MALE	> 500	14000	24 až 48	1500
High Altitude Long Endurance - vysoký dostup velká vytrvalost	HALE	> 2000	20000	24 až 48	12000

Tab. 1.: Kategorie BP dle jejich velikosti, dosahu a výdrže



Graf 1.: Poměrné zastoupení v jednotlivých kategoriích BP

Dělení dle konstrukce:

- S pevným křídlem $\approx 70\%$
- S rotujícím křídlem $\approx 18\%$
- Lehčí vzduchu
- Ostatní

Dělení dle motorizace:

- Pístové motory zážehové
- Pístové motory vznětové
- Turbovrtulové
- Proudové
- Alternativní - elektrické nebo solární

Doplňující statistika - přehled států dle objemu výroby z celosvětové produkce:

- Spojené státy americké $\approx 35\%$
- Izrael $\approx 7,4\%$
- Francie $\approx 6,7\%$
- Rusko $\approx 5,44\%$
- ...
- Česká Republika $\approx 0,1\%$

2.3. Legislativa v oblasti leteckých bezpilotních prostředků

S rostoucím počtem BP, jejich typů a výkonnostních parametrů se zvýšila pravděpodobnost jejich konfrontace s ostatními prostředky či jejich operátory, ať už ve vzduchu či na zemi, a bylo tedy nutné vytvořit pravidla, podle kterých se jednotlivé modely mohou provozovat. Tato pravidla jsou určena mezinárodními agenturami pro letectví. V Evropě je to EASA – *Evropská agentura pro bezpečnost letectví* (<http://easa.europa.eu>), v USA potom FAA – *Federální úřad pro letectví* (www.faa.gov). Spektrum BP v Evropě je rozděleno na dva hlavní segmenty podle hmotnosti – nad 150kg MTOW kontrolované samotnou EASA, a pod 150kg MTOW, jejichž regulace je ponechána na jednotlivých členských státech. V České Republice je za předpisy pro zodpovědný Úřad pro civilní letectví ÚCL (www.ucl.cz). Ten vytváří opatření pro BP s MTOW nad 20kg, definuje způsobilost jejich operátorů a další. Příklad dělení malých BP v USA je zobrazen v *Tab. 2*.

Regulace sUAS úřadem FAA	Skupina I	Skupina II	Skupina III	Skupina IV
MTOW [kg]	2	2	9	25
Maximální rychlost [km/h]	55,5	111	161	161
Max. operační výška [m]	122	213*	213*	366*
Max. vzdálenost od operátora [m]	457	457	805	1610

Pozn.: * - závisí na vzdálenosti od vojenské oblasti či letiště

Tab. 2: Specifikace malých BP (sUAS) na území USA. Převzato z www.faa.gov

2.4. Trendy ve vývoji BP

Vývoj jednotlivých bezpilotních prostředků je značně závislý na jejich konečném způsobu využití. Nejenom z tohoto důvodu je zřetelný rozdílný směr, kterým se ubírá civilní a vojenský sektor.

Společnými cílovými prvky výzkumu obou sektorů jsou:

- Přejít ke komplexní autonomnosti
- Zvýšení výkonnostních parametrů BP (vytrvalost, dolet, rychlost, dostup, nosnost, ...)
- Maximalizace poměru užitečného a celkového zatížení
- Snížení nákladů na výrobu i provoz
- Zvýšení spolehlivosti a ovladatelnosti BP

Cíle vývoje v civilním sektoru:

- Zajištění smysluplné a jednotné legislativy při certifikaci a provozu BP
- Ekologičnost výroby a provozu BP

Cíle vývoje ve vojenském sektoru:

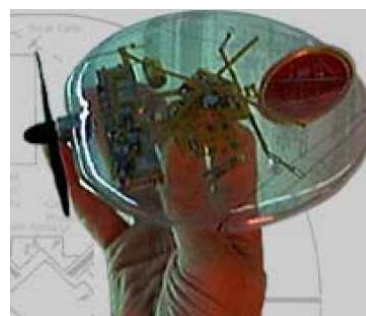
- „Neviditelnost“ (tzv. STEALTH) v různých spektrech – radiové, termální, datové
- Komunikace a spolupráce mezi více jednotkami (tzv. SWARM) – skupinové sdílení a vyhodnocování informací, možnost úspory paliva při letu ve formaci
- Miniaturizace a kamufláž za účelem infiltrace
- Odolnost vůči rušení a neoprávněnému zmocnění se jednotky



MQ-1 Predator nesoucí dva BP typu Finder



Solárně napájený Zephyr fy. QinetiQ



Mini UAV - Black Widow

3. Statistický rozbor UAV

3.1. Způsob zpracování dat

Statistiky, které se vyskytují v této práci, byly zpracovány na základě ročenek a přehledů *UVS International Lit.[R2]*, *Flight International Lit.[R3]*, *Unmanned Vehicles Handbook 2008 – Shephard Press publication Lit.[R4]*, a následně upřesněny výkonnostní a geometrické parametry BP z podkladů na internetových stránkách daných výrobců. Vzhledem k tomu, že při uvažování malých užitečných zatížení v rozmezí 2 až 4 kg, bylo množství reprezentujících letounů omezené a rozptyl maximálních hmotností značný, bylo nakonec pro samotný statistický přehled zvoleno dělení dle maximálních vzletových hmotností MTOW. Navrhovaný letoun měl mít nosnost užitečného zatížení 3kg. Počátečním odhadem a následnou korelací vzhledem k rozšiřujícímu se vzorku dat v rozboru, byl požadovaný bezpilotní prostředek zařazen do skupiny letounů s MTOW 10 – 29,999 kg. Tato kategorie je také popsána v této kapitole.

3.2. Statistický rozbor

Účel:

PP - průzkum, pozorování
A - aerosonda, multifunkční laboratoř
B - boj, cvičný cíl
E - experimentální

Vrtule:

TL - tlačná
TA - tažná
TL O - tlačná v prstenci
TL+TA - tažná i tlačná

Konstrukce křídla:

FW - Fixed Wing - pevné křídlo
TR - Titlerotor - rotory
H - hornoplošník
D - Dolnoplošník
S - Středoplošník
B - BlendedWing
T - TwinWing

Způsob startu a návratu:

P - podvozek
K - katapult
R - ručně
A - z auta
X1 - za letu z mateřského prostředí
S - skluz
Pa - padák
X2 - síť, hák
Pa+A - padák a airbagy

Třída:

M - Military - vojenské
DP - Dual Purpose Civil/Military - civilní i vojenský sektor
DV - Development Vehicle - vývojové
CC - Civil/Commercial - civilní/komerční
RV - Research Vehicle - výzkumné

Statistický rozbor bezpilotních letounů (UAV) s maximální vzletovou hmotností MTOW 10 - 29,9 kg – část 1:

Země	Název výrobce a UAV	Kategorie	Třída	Účel	Hmot. [kg]	Užitečné zatížení [kg]	Užit. zat. MTOW	Typ pohonu	Výkon [kW]	MTOW kg výkon kW
Francie	Alcore Technologies - Biodrone	CR	M,DV	PP	9	3	0,333333	Elektrický	1,2	7,5
Ukrajina	Scientifically Industrial Systems - Remez-3	Mini	M	PP, B	10	3	0,3	Benzínový	1,85	5,40540541
Izrael	BlueBird Aero Systems - Boomerang	CR	M	PP	12	1	0,083333	Palivové články		
Izrael	Topi-Vision - Casper-420	CR	DP	PP	12	3	0,25	Benzínový 50ccm ³		
UK	Fanwing - STOL UAV	CR	DV	PP, A	12	2	0,166667	Benzínový 4D 35ccm ³		
USA - AZ	Advanced Ceramics Research - SilverFox	SR	M	PP	12	2,3	0,191667	Benzínový 4D 25ccm ³		
UK	Cyberflight - CyberOne	Mini	M,DV	PP, A	12,2	4,5	0,368852			
USA - NV	Lew Aerospace Inc - E-CLASS	MR	M	PP, B	13,6	9	0,661765	Benzínový / Elektrický		
Kanada	Integrated Dynamics - Border Eagle	CR	M	PP	15	4	0,266667	Benzínový 1-2V	3,7	4,05405405
Korea	Korean Aeron. Res. Inst. - Durumi	LALE	DP	PP	15	2,5	0,166667			
Německo	UAV Services & Systems - X-Sight	Mini	DP	A	16	6	0,375		1,65	9,6969697
Srbsko	Utva Aircraft Industry - Gavran I	Mini	M	PP	16	4	0,25	Benzínový 4D 1V		
Jižní Afrika	Autonomous Veh. Int - Seeker	Mini	M	PP	16	4,5	0,28125	Elektrický	6	2,66666667
Austrálie	Aerosonde - Aerosonde	LALE	CC	PP, E, A	16,8	5	0,297619	Enya R120 24ccm ³	1,3	12,9230769
China	NRIST - W-30	CR	M	PP	18	5	0,277778			
USA - WA	Institu Group & Boeing - ScanEagle	SR	DP	PP	18	6	0,333333	3W 24ccm ³	1	18
Ukrajina	Scientifically Industrial Systems - Albatros 4	SR	M	PP, B	18,3	3	0,163934		2,3	7,95652174
USA - CA	Swift Engineering - KillerBee KB-2	SR	M	PP	19,5	6,8	0,348718			
Rusko	Irkut - Irkut-20	CR	DP	PP	20	3	0,15			
Španělsko	Aerovision - Fulmar	MR	DP	A	20	8	0,4	Benzínový 2D	2	10
USA - CA	Arcturus - T-15	Mini	DV,DP	A	20	4,5	0,225	Honda 4D 50ccm ³		
USA - AZ	ACR - Manta	SR	M,CV	PP	23,5	6,8	0,289362	Benzínový 2D 36ccm ³	3	7,83333333
Španělsko	INTA - Alo	SR	M	A	25	6	0,24		4,78	5,23012552
USA - WA	Naval Research Lab. - Finder	MR	M	PP, A	26,8	6,1	0,227612	Elektrický	1,26	21,2698413
UK	Tasuma - CSV-30	Mini	M,DV	PP	27	5	0,185185	Benzínový 2D 75ccm ³		
USA - WA	Naval Research Lab. - Swallow	CR	M,DV	A	28	4,54	0,162143	Elektrický	1,5	18,6666667
Argentina	Nostromo Defensa - Yarara	SR	M	PP	29	7	0,241379	Benzínový 2D či 4D	4,25	6,82352941
UK	QinetiQ-Farnborough - Mercator/Zephyr	HALE	M,DV	E, A	29,9	2	0,06689	Elektrický - Solární	2	
Průměrný poměr užitečného a celkového zatížení:							0,260863	Průměrný poměr MTOW/výkon:		9,85901362

Statistický rozbor bezpilotních letounů (UAV) s maximální vzletovou hmotností MTOW 10 - 29,9 kg – část 2:

Název výrobce a UAV	Rychl. v _c [km/h]	max. rychl. [km/h]	Pádová rychl. [km/h]	vytrvalost. rychl. [km/h]	Dostup [m]	Výdrž [hod]	Dosah [km]	Rozpětí [m]	Délka [m]	Výška [m]	S _{kr} [m ²]
Alcore Technologies - Biodrone	60	130		35	300	2	50	3,4	1,8	0,3	
Scientifically Industrial Systems - Remez-3		105	58			2	20	2	0,78		0,48
BlueBird Aero Systems - Boomerang						9	30	2,75	1	0,25	
Topi-Vision - Casper-420	111					4	50	4,2	2,5		
Fanwing - STOL UAV		54	25	25		4	100	2,2			
Advanced Ceramics Research - SilverFox		70			3660	10	37	2,3	1,47	0,42	
Cyberflight - CyberOne		160		57	6000	2	100	1,69			
Lew Aerospace Inc - E-CLASS					5000	16	1184	2	1,02	0,22	
Integrated Dynamics - Border Eagle		160	30		3000	4	160	3,1	1,75	0,48	0,98
Korean Aeron. Res. Inst. - Durumi						30	3300				
UAV Services & Systems - X-Sight	120				3000	3	45	2,6	1,9	0,32	
Utva Aircraft Industry - Gavran I	65		40		1000	0,75	10	2	1,8		0,6
Autonomous Veh. Int - Seeker					5000	0,25	10	0,29	0,75	0,69	
Aerosonde - Aerosonde	91	115			6100	24	3500	3,45	2,1	0,6	0,57
NRIST - W-30		150				2	10				
Institu Group & Boeing - ScanEagle	89	129		76	5000	20	104	2,9	1,2	0,5	
Scientifically Industrial Systems - Albatros 4		125	60			2	20	2,475	1,425		0,68
Swift Engineering - KillerBee KB-2	109	201			5480	18	90	1,98			
Irkut - Irkut-20	120	180			2500	3	70	3	2,35	0,6	
Aerovision - Fulmar	100	150			2000	8	800	3	1,2	0,5	
Arcturus - T-15	93	167		85		12	800	3,3	1,83		
ACR - Manta	90	129	65	72	4875	6	37	2,67	1,91	0,62	
INTA - Alo		200		50	1500	2	50	3,03	1,75		
Naval Research Lab. - Finder	129	161		113	4570	10	965	2,62	1,6		0,5
Tasuma - CSV-30	175		70			0,8	10	2,75	2,2		
Naval Research Lab. - Swallow					9000	2	110				
Nostramo Defensa - Yarara					4000	6	50	3,98	2,472		
QinetiQ-Farnborough - Mercator/Zephyr	22				15240	82,5	1800	18	7,5	1	

Statistický rozbor bezpilotních letounů (UAV) s maximální vzletovou hmotností MTOW 10 - 29,9 kg – část 3:

Název výrobce a UAV	Konstrukce křídla	Typ křídla	Spojení trupu a OP	Ocasní plochy	Vrtule	Vypuštění	Návrat	Internetová stránka výrobce
Alcore Technologies - Biodrone	FW,H	obdélník, koncovky do elipsy	2	Λ	TL	R,K	S	www.alcore-tech.com
Scientifically Industrial Systems - Remez-3	FW,D	lichoběžník + VPP	-	-	TL O	K	P	www.kbvzlet.com
BlueBird Aero Systems - Boomerang	FW,S	samokřídlo	-		TL	K	Pa+A	www.bluebird-uav.com
Topi-Vision - Casper-420	FW,H	obdélník s koncovkami	1	-	TA	K	Pa+A	www.topivision.com
Fanwing - STOL UAV	FW,H	"fanwing"	1	inver. T	-	P	P	www.fanwing.com
Advanced Ceramics Research - SilverFox	FW,H	obdélník	1	inver. T	TA	K	S	www.acrtuscon.com
Cyberflight - CyberOne	FW,T	"Twinwing"	-	V	TL+TA	P	P	www.cyberflight.flyer.co.uk
Lew Aerospace Inc - E-CLASS	FW,B	"blendedwing"	-		TL	K	Pa	www.lewaerospace.com/news.htm
Integrated Dynamics - Border Eagle	FW,H	obdélník	2	I-I	TL	P	P,Pa	www.k2-dynamics.com
Korean Aeron. Res. Inst. - Durumi	FW,H	lichoběžník	2	I-I	TL	P	P	www.koreaero.com
UAV Services & Systems - X-Sight	FW,H	lichoběžník	1	V	TL	A	S,Pa	www.uav-autopilots.de
Utva Aircraft Industry - Gavran I	FW,H	obdélník	1	inver. T	TA	P	P,Pa	www.utvaaviation.co.ya
Autonomous Veh. Int - Seeker	TR	rotor	-		-	P	S	www.deneldynamics.co.za
Aerosonde - Aerosonde	FW,H	obdélník, koncovky do elipsy	2	Λ	TL	A	S	www.aerosonde.com
NRIST - W-30	FW,H	obdélník, koncovky do lichoběžníku	2	I-I	TL	K	P	www.nríst.com
Institu Group & Boeing - ScanEagle	FW,D	šípové	-		TL	K	X2	www.insitu.com
Scientifically Industrial Systems - Albatros 4	FW,H	obdélník	1	inver. T	TL O	K	P,Pa	www.kbvzlet.com
Swift Engineering - KillerBee KB-2	FW,B	"blendedwing"	-		TL	K	S,X2	www.swiftengineering.com
Irkut - Irkut-20	FW,H	obdélník	1	inver. T	TA	K	S	www.irkut.com
Aerovision - Fulmar	FW,H	sip	-		TL	K	X2	www.aerovision-uav.com
Arcturus - T-15	FW,H	lichoběžník	1	T	TA	P	P	www.arcturus-uav.com
ACR - Manta	FW,S	lichoběžník	2	Λ	TL	P	P	www.acrtuscon.com
INTA - Alo	FW,H	lichoběžník	1	V	TA	K	Pa	www.inta.es
Naval Research Lab. - Finder	FW,H	obdélník, koncovky do lichoběžníku	1	inver. T	TL	X1	S	www.nrl.navy.mil
Tasuma - CSV-30	FW,H	lichoběžník	1	T	TL	K	P,Pa	www.tasuma-uk.com
Naval Research Lab. - Swallow	FW,H	lichoběžník	1	+	TL	P,K	P	www.nrl.navy.mil
Nostromo Defensa - Yarara	FW,H	obdélník	1	T	TL	K	S,Pa	www.nostromo-defensa.com
Qinetiq-Farnborough - Mercator/Zephyr	FW,H	lichoběžník	1	inver. T	TA	R	S	www.qinetiq.com

4. Koncepční návrh

4.1. Úvod

Letectví zaznamenalo během posledních 100 let prudký vývoj. Společně s příchodem mnoha nových koncepcí a technologií se rozšířilo i spektrum jejich možného využití. V dnešní době také hraje velkou roli ekologičnost produktu a jeho multifunkčnost. Díky aerodynamickým, ekonomickým, technologickým a dalším zákonitostem je ovšem v leteckém průmyslu dosažení různých požadavků mnohdy nesplnitelné. Z tohoto důvodu je tedy nutné již při počátečním návrhu zvážit účel letounu, a jeho parametry optimalizovat pro co největší množinu požadavků.

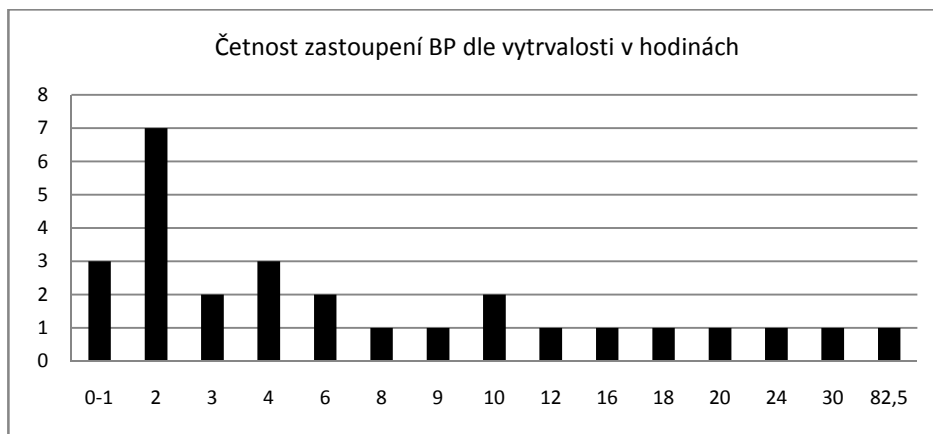
Navrhovaný průzkumný bezpilotní prostředek by měl být schopen setrvat v cílové oblasti po co nejdelší dobu, měl by unést požadovaný objem přístrojů, mít hladinu zvukových emisí co možná nejnižší, být spolehlivý a ekonomický.

Popisované vlastnosti konfigurací jednotlivých součástí jsou ve většině případů omezeny na použití pro BP dané váhové kategorie a schopností, a nezmiňují ostatní aerodynamické a konstrukční charakteristiky, které pro daný letoun nejsou podstatné.

4.2. Základní koncepční myšlenka

Průzkumný letoun je zařízení, které sbírá data o dané lokalitě a objektech v ní. Úspěšnost mise se určuje zvláště podle množství dat, jejich kvalitě a bezpečnosti provozu BP. V této práci bylo nakonec přistoupeno k návrhu letounu, který bude klást důraz na vytrvalost (*kapitola 6.6.1*) a provoz v nižších letových hladinách.

Z přiloženého statistického rozboru vyplývá, že průměrná maximální doba provozu letounů dané kategorie je 10,2 hodiny. Nicméně v tomto jsou zahrnuty i tři letouny, které mají významně vyšší vytrvalost než ostatní, jsou však sestrojeny výhradně za účelem dosažení maximální délky letu, a to na úkor ostatních parametrů. Pokud tyto letouny vyjmeme ze statistiky, dostáváme se k průměrné maximální době letu 6 hodin. Hlavní zastoupení mají ovšem letouny s vytrvalostí 2 hodiny, viz *Graf 1*.



Graf 1: Poměrné zastoupení v jednotlivých kategoriích BP

Tyto letouny jsou převážně vybaveny benzínovými motory. Pro dlouhodobý (několikadenní až měsíční) provoz je nutné, aby letoun obsahoval zdroj energie, který bude do jisté míry regenerační. U pozemních robotů je tohoto experimentálně dosahováno například zabudovanou spalovací komorou na biomasu, kterou si zařízení dokáže nejenom samo zpracovat, ale i nalézt ve svém okolí. U letounu tento způsob není možný, a proto se víceméně využívá jediného základního zdroje – sluneční energie. Ta je přeměňována v solárních článcích na energii elektrickou, která pohání elektromotor nebo se ukládá do baterií. V dnešní době se začíná testovat i hybridní systém solární – palivový článek, kdy se během dne využívá elektrické energie, získané solárními panely, nejenom k pohonu letounu, ale zároveň k elektrolytickým procesům v palivovém článku, který tímto způsobem přeměňuje vodu na kyslík a vodík. Tyto jsou uloženy v oddělených kontejnerech a v noci použity v obráceném procesu jako zdroj energie. I přes velkou energetickou hustotu paliva (vodík při 700barech má energetickou hustotu 33,3kWh/kg – nynější špičkové baterie zhruba 0,25kWh/kg), je bohužel v dnešní době prozatím hmotnost celkového zařízení natolik velká, že je její uplatnění v leteckém průmyslu složité. Je ovšem pravděpodobné, že v budoucnu bude tato technologie hojně využívána. Z popsaných důvodů je tedy v této práci použito za jediný zdroj energie solárních článků.

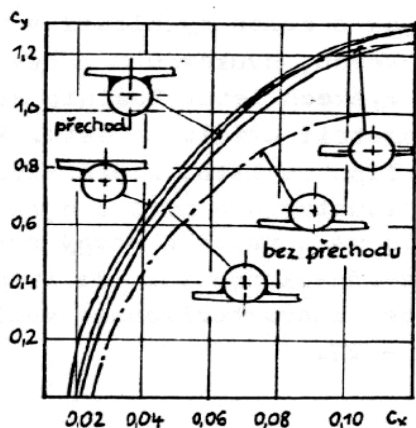
Protože je energie získaná ze slunečního záření značně omezená, je nutné, aby letoun měl co nejlepší aerodynamické vlastnosti. Ve své podstatě by se mělo jednat o kluzák s co nejmenším odporem a klesavostí.

4.3. Předběžná volba typu jednotlivých součástí BP

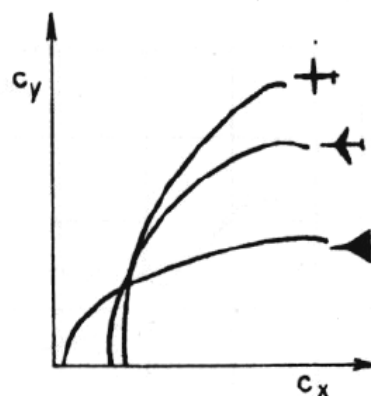
4.3.1. Křídlo

Vzhledem k tomu, že bude použito solární energie jako zdroje, je nutné, aby plocha křídla, na kterou je možné umístit solární panely, byla co největší. Proto bude letoun vybaven hornoplošným uspořádáním s přímým křídlem. Letoun bude mít jednu nosnou plochu. Větší počet by sice znamenal možnost umístění více solárních článků, na druhou stranu by to ale také přispělo ke zvětšení hmotnosti a odporu, které by v noční fázi převážilo příznivý efekt bonusové energie.

Pro obecné doplnění jsou aerodynamické charakteristiky jednotlivých typů křídla patrné z *Obr. 1*. Rozdíly jsou způsobené různým charakterem obtékání vzduchem a interferencí trup - křídlo. Vliv úhlu zešikmení křídla na poláru je na *Obr. 2*.



Obr. 1.: Vliv umístění křídla na aerodynamické vlastnosti – Lit.[2]



Obr. 2.: Vliv úhlu zkosení nosné plochy na aerodynamické vlastnosti – Lit.[2]

Půdorys křídla ovlivňuje hlavně indukovaný odpor, charakteristické chování při nízkých rychlostech a také náročnost výroby. Obecně platí, že eliptické křídlo má nejmenší indukovaný odpor, konstantní průběh rozložení tlaku, složitou konstrukci. Obdélníkové křídlo má opačné vlastnosti. Modifikace mezi těmito extrémy vede k poměrným vlastnostem. Důležitým faktorem u malých bezpilotních letounů je také důsledek velikosti na typ proudění kolem nich. Míra vlivu se určuje pomocí Reynoldsových čísel, a s tím možné komplikace u laminárních profilů. Ty obecně dávají uspokojivé výkony až od $Re \geq 100000$. Pokud uvažujeme pádovou rychlost $v_s = 10$ [m/s] a kinematickou viskozitu $\nu = 1,455 \cdot 10^{-5}$ [m²·s⁻¹], potom můžeme ze vztahu pro Reynoldsovo číslo Re určit minimální hloubku profilu křídla c_{min} :

$$c_{min} = \frac{\nu \cdot Re}{v_s} \text{ [m]} \quad c_{min} = 0,15 \text{ [m]} \quad \{1\}$$

4.3.2. Trup

V případě BP je hlavním kritériem pro volbu tvaru trupu, možnost umístit do něj zařízení požadované hmotnosti a rozměrů. Nádrž na palivo, nebo baterie, jsou zde obvykle také. Při návrhu je nutné brát ohled i na umístění motoru z hlediska jeho přístupu a zvláště chlazení. Samotný trup pak musí být aerodynamicky čistý, umožňující vhodnou zástavbu křídel a podvozku. Orientační rozbor rozmístění zařízení v trupu a výpočet odporu je popsán v kapitole 6.

4.3.3. Umístění vrtule a její dimenzování

Vrtule je zařízení, které urychluje proud vzduchu, a tím vyvolává tah. Jedná se vlastně o rotující křídlo, které má daný profil a délku. Celková rychlost vzduchu ve zkoumaném místě je dána vektorovým součtem rychlosti nabíhajícího proudu a rychlostí obvodovou. Pro získání největší účinnosti vrtule je jako u křídla nutné zajistit, aby jednotlivé průřezy vrtule dávaly největší vztlak a nejmenší odpor. Protože se obvodová rychlost po průměru mění, je nutné vrtulový list kroutit, a tím zajistit vhodný úhel náběhu po celé délce. Správně nastavené kroucení a výběr profilu značně ovlivňuje účinnost vrtule. Optimalizace nastavení tedy závisí na otáčkách vrtule, úhlu náběhu a momentální dopředné rychlosti modelu. Pokud se rychlost letounu často a výrazně mění, je pro dosažení vysokých celkových účinností nutné měnit úhel nastavení listu. Tohoto se dosahuje tzv. stavitelnou vrtulí, kdy se za letu listy automaticky či manuálně dají přestavit/natočit podle momentálního režimu letu. Nevýhodou tohoto řešení je zvýšená hmotnost vrtule a pečlivější údržba. Jak bude ukázáno dále, u solárního letounu je z důvodu úspory energie předpokládána stálá rychlost po většinu času, a proto byla v návrhu použita nestavitelná vrtule. Tah vrtule je dán součinem množství urychleného vzduchu a rozdílem rychlostí média před a za vrtulí. Její výkon je poté určen součinem tohoto tahu a rychlosti, se kterou se vrtule pohybuje v axiálním směru.

Značení vrtule se obvykle provádí udáním průměru a velikosti stoupání v palcích (např. 18x8). Pro rychlé modely se používá menší průměr a větší stoupání. Pro těžké letouny je vhodné zvolit opačně. Samotné dimenzování se provádí až k danému motoru, aby bylo možné maximálně využít jeho výkonnostních parametrů, případně se

zvolí vrtule a k ní motor, který nebude přetěžován. Při použití nevhodně malé vrtule a stoupání, dochází k přetáčení motoru, a ten nedodá maximální tah, předimenzování má za následek nedosažení otáček maximálního výkonu.

Způsob umístění vrtule záleží na typu letounu. Ze statistického rozboru vyplývá, že majoritní zastoupení má u běžných BP vrtule v *tlačném uspořádání*. To je způsobeno nutností umístit kamery a senzory do přední části letounu. Výhodou této varianty je také menší míra ovlivnění proudu vzduchu na křídla a tím zvýšení stability při malých rychlostech. Mezi nevýhody patří zhoršené chlazení motoru při specifických konfiguracích. *Tažné uspořádání* vrtule má ve většině případů opačné vlastnosti. Zástavba senzorů se řeší jejich umístěním na křídla či pod trup. Toto je běžné ale u větších modelů. U solárních letounů se zpravidla jedná o uspořádání *tažné*, protože není nutné řešit zástavbu motoru do zadních partií trupu, které se mohou kryt s křídlem. U větších letounů je možné umístit motor například do prostoru ocasních ploch nebo na křídlo, nicméně s ohledem na velikost a typ navrhovaného BP, bylo rozhodnuto použít *tažného uspořádání* umístěného do špičky trupu.

4.3.4. Pohonná jednotka

Typ a dimenzování pohonné jednotky je po volbě nosných ploch dalším hlavním faktorem ovlivňujícím výkonnostní parametry letounu. V dnešní době dělíme motory na spalovací a elektrické. Spalovací motory se dělí dle *počtu pracovních cyklů, počtu válců, mechanismu spalování a vnitřní konstrukce*. Podle mechanismu spalování dělíme motory na benzínové, žhavicí a dieselové. Výhodou žhavicích motorů je absence zapalování. Směs se iniciuje spirálou, která se na zemi nažhaví a její teplotu poté udržuje teplo z chemických reakcí při chodu motoru. Při dlouhodobějším provozu nebo nižších otáčkách je ale nutné spirálu opět nažhavit. Agregáty dieselové jsou úspornější, ale zároveň i hlučnější. Motory mohou být 2-dobé nebo 4-dobé. Porovnání spalovacích motorů dle počtu cyklů viz *Tab. 2. Lit.[VI]*. Tento zdroj čerpal z měření na několika spalovacích motorech určených pro malé BP. Domnívám se, že účinnost Wankelova motoru by měla být vyšší, a tato chyba byla způsobena malým vzorkem testovaných motorů daného (malých rozměrů) typu.

Parametr	2-dobý	4-dobý	Wankel
Výkon/objem [W/ccm ³]	76	73	188
Výkon/hmotnost [kW/kg]	2,893	1,727	2,788
Účinnost motoru [J/ccm ³]	0,654	0,813	0,663
Hladina hluku	Vysoká	Nízká	Střední
Vibrace	Vysoké	Střední	Nízké

Tab. 2.: Porovnání základních parametrů spalovacích motorů

Důležitým parametrem je také energetická hustota paliva. Pro 87 oktanový benzín se udává 12,2kWh/kg, diesel 12,6kWh/kg, etanol 8,3kWh/kg, a metanol 5,5kWh/kg.

Výhodou elektrických motorů jsou snížené zvukové i exhalační emise, snížené požadavky na chlazení, kompaktní tvar, hmotnost samotného motoru. Dělí se na stejnosměrné a střídavé. Vzhledem k tomu, že solární články a baterie pracují se stejnosměrným proudem, je výhodné použít právě stejnosměrný typ motoru, a vyhnout se tak použití převodníku, který by snižoval účinnost a zahříval se. Samotný

stejnoseměrný motor pracuje na základě rotace magnetu dočasněho mezi permanentními magnety. Přepólování dočasněho magnetu je způsobeno změnou směru procházejícího proudu cívky, která je namotána na magnet. Tento proud se do cívky přivádí pomocí kartáčů, kterých se magnet během rotace dotýká. Motory, využívající tohoto principu, se nazývají komutátorové. V místě styku kartáčů a cívky ovšem dochází při přeměně směru proudu k jiskření, a tím opotřebování materiálu. Tyto motory se také vyznačují větším vnitřním odporem. Z těchto důvodů byl zkonstruován motor, u kterého je rotující vnitřní magnet permanentní, a cívky s proměnným směrem proudu jsou namotány na magnety v plášti – využívají tedy elektronické přepólování. V takovém případě není nutné použít kartáčů a jedná se o tzv. bez-komutátorový motor. U těchto motorů je zvýšený nárok na vyspělost elektronického systému, odměnou je ovšem vyšší účinnost. U některých výrobců lze také narazit na bez-komutátorový motor s rotujícím pláštěm, který má ve výsledku vyšší točivý moment.

Vzhledem k tomu, že návrh pojednává o solárním letounu, byl zvolen elektrický motor stejnosměrný bez-komutátorový.

4.3.5. Podvozek

Na základě statistického rozboru a především z předpokladu, že na jednotkovou délku letu bude připadat výrazně nižší počet přistání než u běžných letounů, byla zvolena varianta bez podvozku. Tento krok vede ke zlepšení aerodynamických vlastností - snížení třecího odporu, interference, a zároveň ke snížení hmotnosti. Předpokládaným způsobem vypuštění letounu je start ze střechy automobilu. Návrat bude realizován ve formě klouzavého letu a dosednutím na břicho letounu.

4.3.6. Ocasní plochy

Pro letouny, které nejsou navrženy jako samokřídlo, jsou ocasní plochy hlavním mechanismem k zajištění podélné a směrové stability. Dále slouží k vyrovnání silových momentů od ostatních hmot letounu, například při poryvu, a poskytují tak stabilitu letu. Hlavní parametry, které ovlivňují účinnost ocasních ploch, jsou jejich velikost, vzdálenost od těžiště letounu, úhel natočení a další.

Vzhledem ke koncepci letounu a zajištění minimálního odporu, bude voleno buď uspořádání ocasních ploch do V, které má nejmenší interferenční odpor, ale je složitější na algoritmus ovládní, nebo tvar do T, který by při uspokojivě nízkém odporu, mohl být případně osazen přídatnými solárními. Velikost ocasních ploch se obvykle navrhuje ze statistických podkladů.

4.3.7. Míra autonomie

Bezpilotní letoun zaměřený na výdrž, by měl být schopen operovat autonomně, na základě dat získaných ze senzorů, či podle předem daného programu. U navrhovaného letounu se předpokládá, že bude naváděn operátorem pouze při vzletu a přistání, případně do doby, než dosáhne operační výšky. Z tohoto důvodu je do hmotnostního rozboru zahrnuta i RC výbava.

5. Fotovoltaika

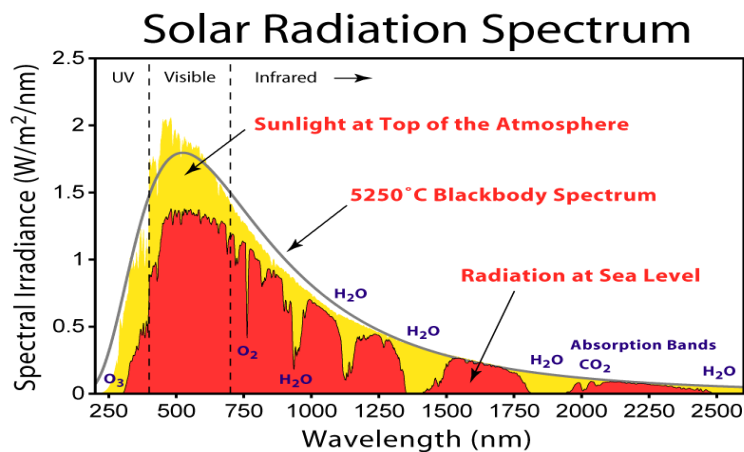
5.1. Úvod

Fotovoltaika je věda, zabývající se přímou přeměnou sluneční energie na elektrickou. Její název tvoří dvě části: řecké *phos* – světlo, a dále jméno italského vědce *Alessandra Volty* (1745-1827). Odborně podložené základy tohoto oboru se historicky datují do 19. století, kdy francouzský fyzik Alexandre-Edmond Becquerel v roce 1839 objevil princip fotovoltaického jevu. První solární článek byl ovšem sestaven až o půl století později, a to americkým vynálezcem Charlesem Frittssem. Díky své ekologičnosti, která je ovšem některými studiemi zpochybňována skrze náklady a procesy spojené s výrobou fotovoltaických panelů, v dnešní době zažívá fotovoltaika velký rozvoj, a to zvláště za účelem snižování skleníkových plynů a energetické nezávislosti na pevných palivech. Výhody solární energie se ale také dají využít při naplňování speciálních úkolů, jakým je například dlouhodobý provoz daného zařízení bez nutnosti doplňování konvenčního paliva. V této práci se jedná o průzkumný letoun, u něhož je díky použití solárních článků jako hlavního zdroje energie, snaha maximalizovat operační dobu stroje. V následujících odstavcích je přistupováno k problematice fotovoltaiky ze dvou stran – z hlediska solárního modelu, tedy charakteristik a množství energie, která dopadá za určitý čas na solární článek, a z hlediska elektronického systému samotného.

5.2. Solární model

5.2.1. Sluneční spektrum a základní veličiny

Sluneční záření se skládá ze spektra vlnových délek viz Obr.3., o různých vlastnostech. Energie uložená v něm je popsána *Sluneční konstantou*, jakož energie dopadající na kolmou plochu k paprskům, ve vzdálenosti jedné astronomické jednotky, míněná pro vrchní obal atmosféry. V dnešní době se její hodnota udává mezi 1366 ± 7 [W/m^2], tato ovšem fluktuuje v závislosti na 11-ti letém slunečním cyklu, a to přibližně o 6,9%.



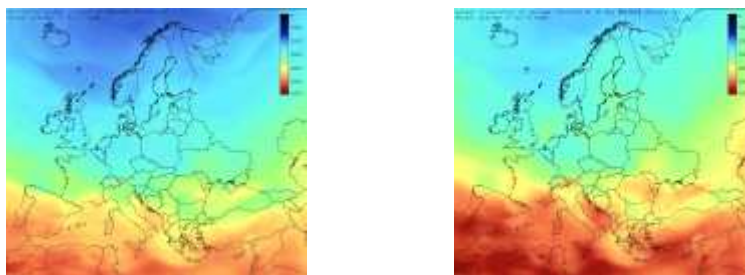
Obr.3.: Spektrum slunečního záření – energie na vlnovou délku. (Zdroj www.wikipedia.org)

Celková energie záření dopadajícího na zemský povrch se vlivem interakce s atmosférou, skládá ze záření přímého, difúzního a odraženého. Díky tomuto je energie nižší než udává *sluneční konstanta*. Míra zeslabení závisí na mnoha parametrech, a to zvláště na stavových veličinách ovzduší, množství mraků, *relativní optické tloušťce vzduchu*, tedy vyjádření vzdálenosti, kterou musí světelný paprsek urazit v atmosféře, a geografické poloze a nasměrování článku vůči Slunci.

Intenzita slunečního záření se diskrétně udává ve Watech na plochu, případně ve Watthodinách na plochu, tedy průměrnou energii dopadající na plochu za čas jedné hodiny. V případě solárních panelů je dále udávána hodnota, získaná za dané období, většinou rok, pro 1kWp – panel o výkonu 1000W. Pro 1kWp a naši zeměpisnou polohu se udává 950-1340 [kW·m⁻²·rok⁻¹]

5.2.2. Intenzita na základě zeměpisné polohy a vliv sklonu solárního panelu

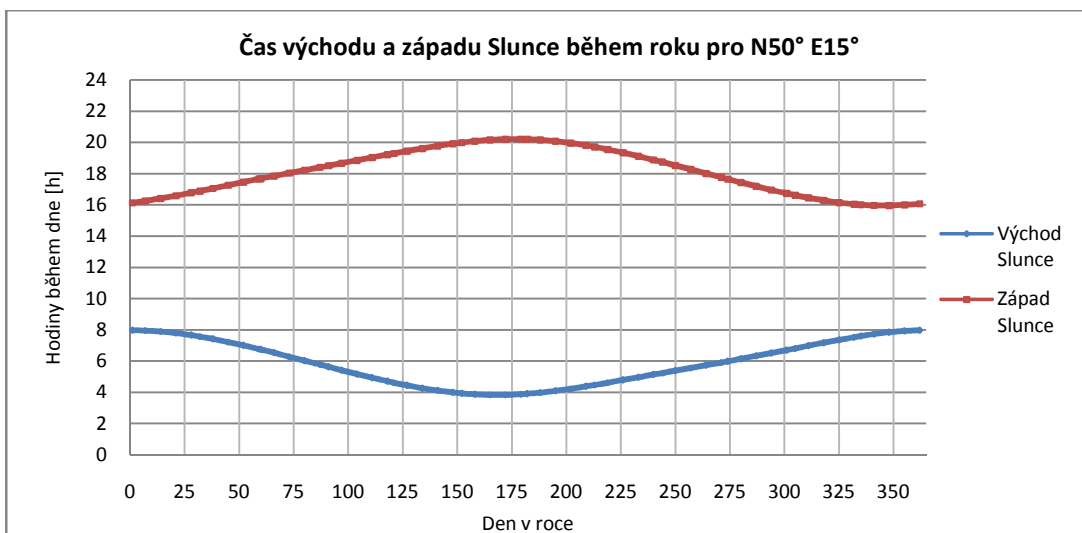
Díky astronomické kinematice dvojice Slunce - Země, určuje zeměpisná poloha, pod jakým úhlem a v jakém období, dopadají na panel sluneční paprsky. Maximálního účinku se dosahuje, pokud jde o kolmý dopad. Z tohoto důvodu se optimalizuje nasměrování stacionárních panelů, případně se během dne polohují. Vliv lokality a zároveň sklonu solárního panelu, je zobrazen na *obr. 4-5*. Snížení energie paprsků je způsobeno jejich měněním se úhlem dopadu na zemský povrch. U stacionárních panelů se pro ČR z celoročního hlediska uvažuje za vhodný úhel sklonu 35-45° od horizontu.



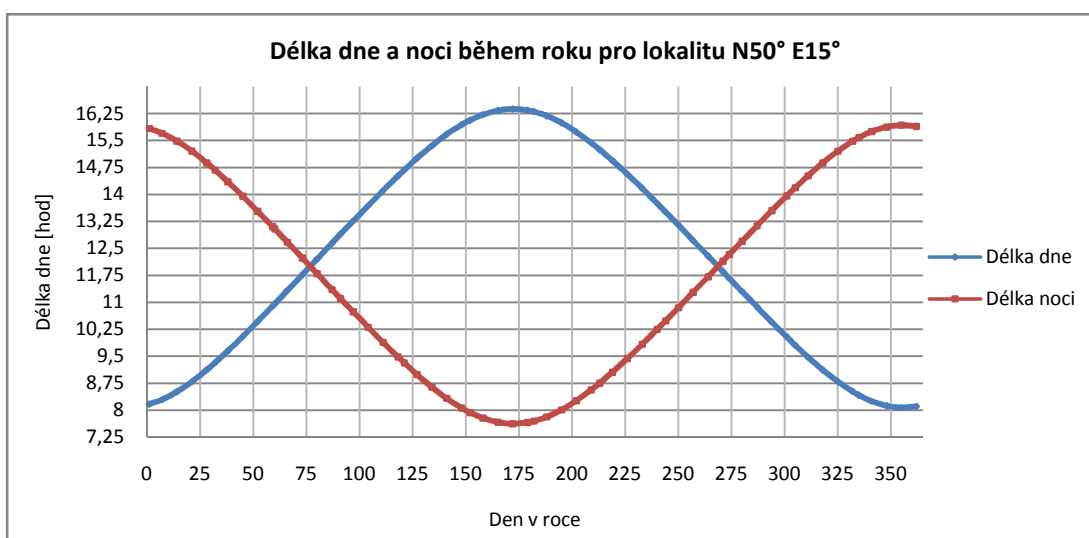
Obr.4-5.: Denní průměr energie záření na panel (tmavší barva ve smyslu většího zisku energie – vlevo sklon 0°, vpravo 40° (Zdroj <http://re.jrc.ec.europa.eu/pvgis>)

5.2.3. Délka slunečního svitu během dne

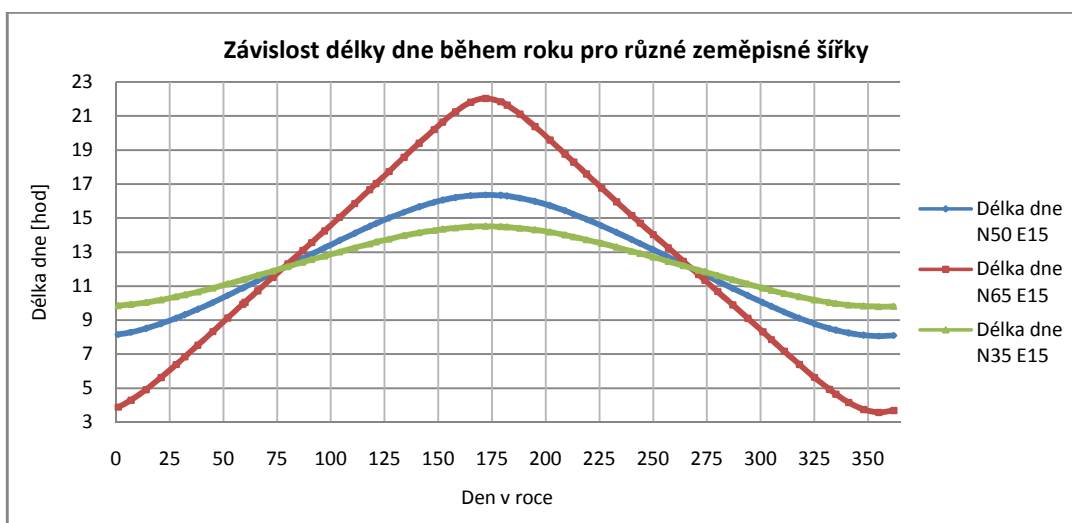
Délka slunečního svitu během dne udává počet hodin, během kterých jsou solární panely schopné generovat energii ze slunečního záření, a tím významně ovlivňuje možnou délku letu. Podle polohy slunečního kotouče na obloze se určují dva typy. První z nich trvá od úsvitu do soumraku, tedy časových úseků, kdy je sluneční kotouč pod úrovní horizontu, ale na obloze jsou patrné světelné projevy Slunce. Druhý je počítán od východu Slunce, kdy se na horizontu objeví jeho vrchní bod, až do jeho západu, kdy se skryje pod horizont. V této studii je využito druhého způsobu. Samotný výpočet je proveden na základě matematického algoritmu z *Almanac for Computers Lit.[5]*, který vychází z pohybu astronomických těles po nebeské klenbě a v tomto případě určuje, kdy Slunce protne v dané lokalitě horizont. Výstupy jsou zobrazeny na *Grafech 2-3*, pro zobecněnou oblast ČR, tedy východní zemskou délku 15° a severní zemskou šířku 50°. Dále je pro srovnání uveden *Graf 4*, znázorňující vliv zemské šířky.



Graf 2.: Čas východu a západu Slunce během roku pro N50° E15°



Graf 3.: Délka dne a noci během roku pro lokalitu N50° E15°



Graf 4.: Závislost délky dne během roku pro různé zeměpisné šířky

Jak je patrné z předchozích grafů, v závislosti na pohybu zemských těles se délka dne, potažmo noci, během ročního cyklu mění. Pro naši polohu se trvání slunečního svitu prodlužuje během jarních měsíců, kulminuje okolo 21. června a tímto dnem se opět počíná snižovat. Během roku nastávají dva dny, během kterých se délka dne a noci sobě rovná – jarní a podzimní rovnodennost.

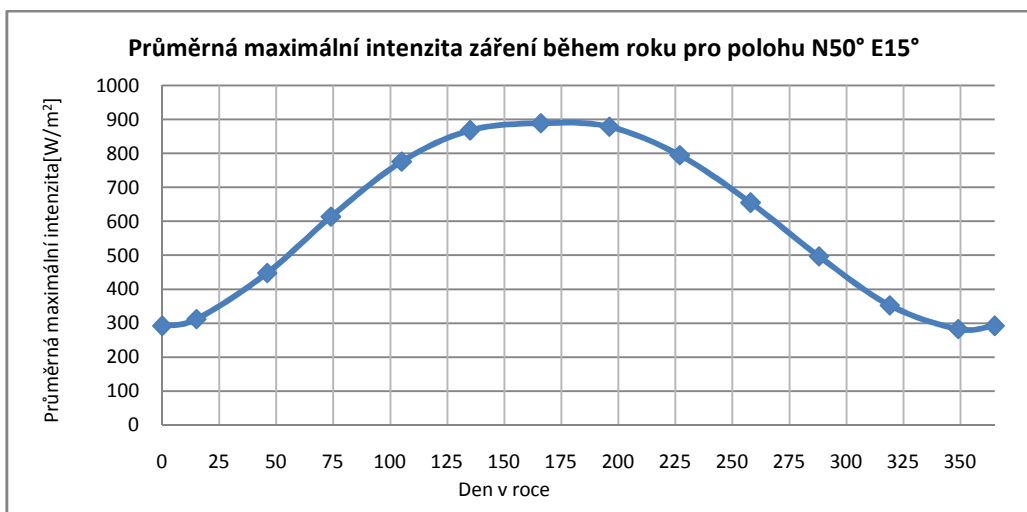
Druhým faktorem, který ovlivňuje délku svitu, je zeměpisná šířka. *Graf 2* dokazuje, že s rostoucí zeměpisnou šířkou je pro dané období větší rozdíl mezi trváním dne a noci. Tento efekt kulminuje na pólech v tzv. polární den a polární noc.

Z těchto poznatků vyplývá, že v našich podmínkách je provoz solárního letounu nejvýhodnější v letních měsících a to v období od jarní do podzimní rovnodennosti.

5.2.4. Výsledný model

Simulování a výpočet předpokládané energie paprsků dopadajících na zemský povrch je značně složitým procesem, a vzhledem k tomu, že toto nebylo předmětem práce, bylo zde použito generovaných výsledků z webové kalkulačky *European Commission – PVGIS* (<http://re.jrc.ec.europa.eu>). Tato aplikace zobrazuje předpokládaný průměrný úhrn energie dopadajícího záření pro danou lokalitu a období. Je zde k nalezení také jeden z výpočtových algoritmů. Nicméně abychom získali představu o záření pro konkrétní den, je vhodné si vytvořit vlastní model.

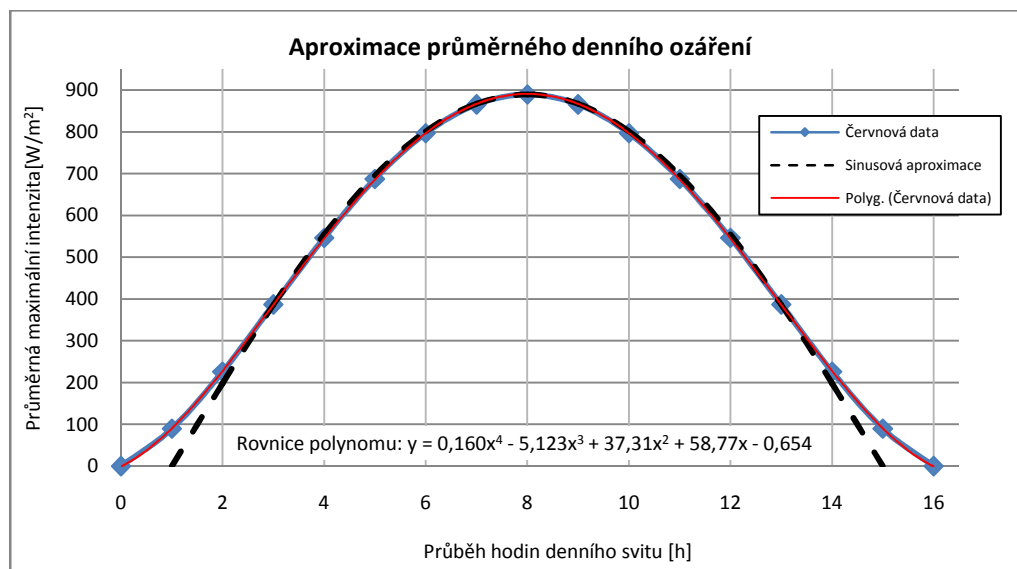
Zde použitý způsob je založený na kombinaci hodin svitu, maximální intenzity dopadajících paprsků na horizontální rovinu a aproximaci průběhu změn v osvětlení během daného dne. Průměrný počet hodin svitu byl určen v odstavci 5.2.3. Pomocí webové kalkulačky byla dále zjištěna maximální intenzita dopadajících paprsků v jednotlivých měsících, a těmito hodnotami proložena křivka, čímž vzniknul graf průměrné maximální intenzity pro každý den v roce viz. *Graf 5.*



Graf 5.: Průměrná maximální intenzita záření během roku pro polohu N50° E15°

Aproximace denního průběhu intenzity byla určena také na základě informací z webové kalkulačky. Byla zjištěna průměrná data pro den v měsíci červnu, a tato křivka poté proložena polynomem v programu *Excel*. Nicméně v takto zhotoveném modelu by bylo nutné pro každý den počítat opět nový tvar, a proto byla použita funkce sinus.

Jak je vidět na *Grafu 6.*, aproximace se od dat vzdaluje pouze v okrajových hodnotách. V této oblasti ovšem je ovšem minoritní difúzní typ ozáření při rozbřesku a soumraku, a jeho hodnota je nízká. Proto je zde také délka dne v plné míře brána až pro sinusovou aproximaci. Z polohy křivek také vyplývá, že aproximace je ve směru přísnějších hodnot. Skrze tyto důvody ji lze tedy brát jako vyhovující.



Graf 6.: Aproximace průměrného denního ozáření

Výsledná energetická bilance během daného dne je potom dána jako:

$$E_{\text{solar}} = I_{\text{max,den}} \cdot t_{\text{den}} \cdot \frac{2}{\pi} \cdot k_{\text{poč}} \quad [\text{W/m}^2] \quad \{2\}$$

- , kde
- E_{solar} - celková energetická bilance [W/m^2]
 - $I_{\text{max,den}}$ - maximální intenzita záření pro daný den [W]
 - t_{den} - délka daného dne [hod]
 - $k_{\text{poč}}$ - koeficient počasí [-]
 - $2/\pi$ - jednotková integrace plochy pod funkcí sinus

Jak je patrné z rovnice 2, výsledná energetická bilance je dána plochou pod křivkou, jejíž tvar udává funkce sinus, a rozměry - počtem slunečních hodin t_{den} a maximální intenzitou záření $I_{\text{max,den}}$. Do výpočtu dále zasahuje vliv počasí koeficientem $k_{\text{poč}}$, který nabývá hodnot 0 pro zataženo, a 1 pro čistou oblohu. Tento parametr je ovšem těžké posoudit a bylo by vhodné sestavit kalibrační tabulku na základě reálných měření v dané lokalitě. V případě, že je předmětem zájmu určení výsledné energetické bilance kratšího úseku než 24 hodin, je možné si pomocí modelu spočítat průběh během dne a kalkulovat plochu pod křivkou v daném úseku. Stejným postupem lze zpřesnit výpočet, pokud se výrazně mění počasí.

5.3. Elektronika

5.3.1. Základní princip fotovoltaiky

Fyzikální jev probíhající v solárních panelech se nazývá fotovoltaický děj. Z fyzikálního hlediska se jedná o jev, při němž dojde po expozici elektromagnetickým zářením, k vytvoření napěťového potenciálu (u běžných článků zhruba 0,5V) mezi dvěma materiály díky hromadění různě nabitých volných částic na opačných koncích spoje. Primárně jsou k tomuto využívány polovodiče s P-N přechodem, tedy dvěma vrstvami materiálu, z nichž jeden obsahuje majoritní podíl kladně nabitých částic (díry) a druhý částic negativně nabitých (elektrony). Po zapojení do obvodu takto vznikne za účelem nastolení rovnováhy v látce pohyb elektronů a děr, které generují elektrický proud. Jeho velikost je úměrná intenzitě osvětlení.

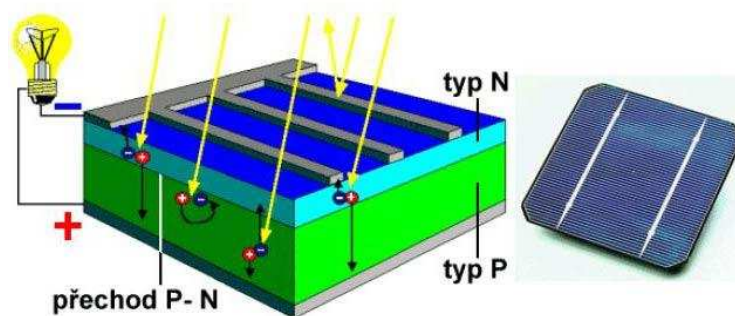


Schéma solárního článku (zdroj: <http://elektrika.cz>)

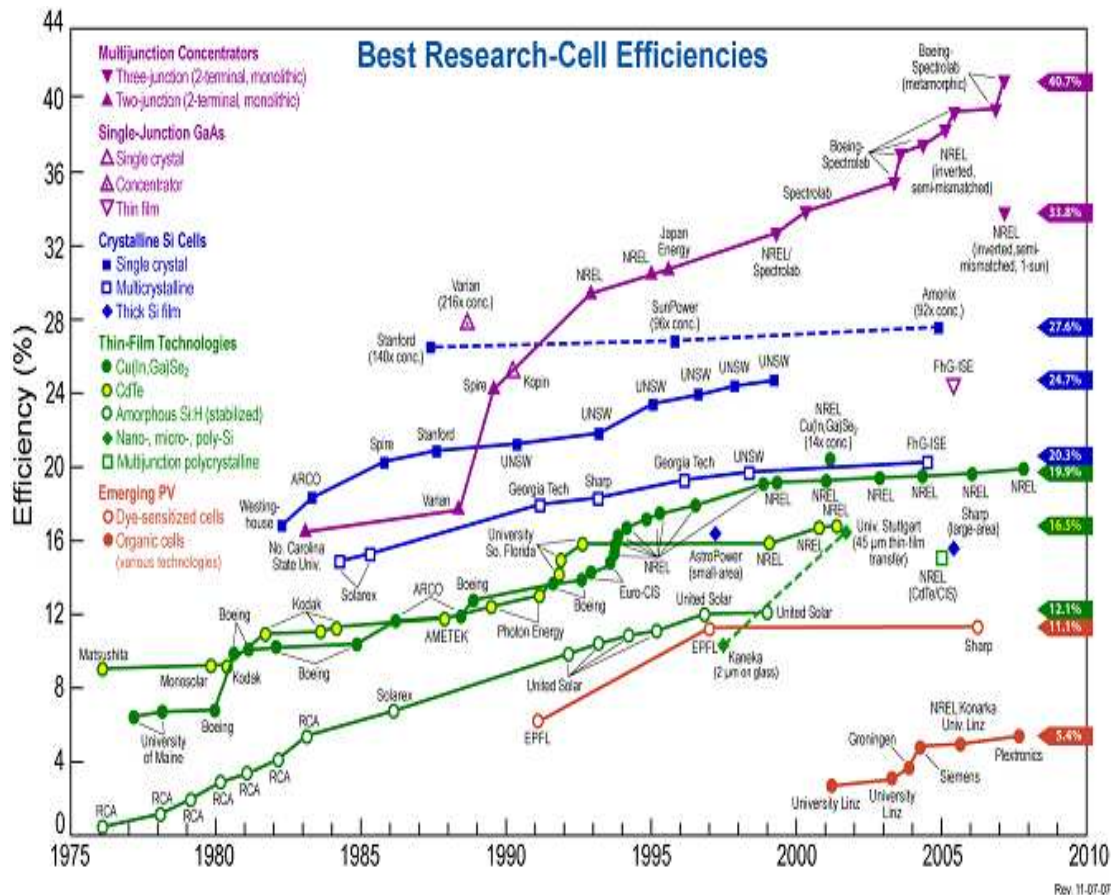
5.3.2. Typy solárních článků a jejich vývoj

Základním stavebním prvkem solárních panelů je solární článek či buňka. Protože je jeho nominální napětí přibližně 0,5V, spojují se články sériově do větších souborů – panelů a polí. Při spojení paralelně se zvýší procházející proud. Samotný článek je z technického hlediska fotodiodou s P-N přechody, a pracuje díky fotovoltaickému ději viz výše.

Historie moderního vývoje solárních článků se dá rozdělit do tří fází – generací. Články *první generace* využívají jako hlavního materiálu křemík. Dlouhodobě technologicky zvládnutá výroba naráží na vysokou cenu a teoreticky maximální účinnost 31%, nicméně se stále jedná o nejběžnější typ článku. *Druhá generace* se vyznačuje způsobem tenkostěnného nanášení a napařování aktivní vrstvy, což umožnilo snížit hmotnost článků. Dále byl kladen důraz na levnější materiály. Běžným zástupcem jsou kadmium-telluridové (CdTe), měď-indium-gallium-selenové (CIGS) solární články a ty, co obsahují amorfni křemík. Částečnou nevýhodou této generace je snížená účinnost, a to v rozmezí 8 – 15%. Při zachování ostatních vlastností, se tento handicap snaží zmírnit články *třetí generace*, zlepšenými technologickými postupy a zaváděním nových technologií.

Jak již bylo zmíněno výše, je hlavním parametrem solárního článku jeho účinnost. Pokud by byla stoprocentní, dokázal by pohltit celé spektrum slunečního záření a přeměnit ho beze ztrát na elektrickou energii. Vzhledem k tomu, že se v dnešní době používají panely tvořené materiály, které jsou schopné pohlcovat světelné záření pouze o určitých vlnových délkách, je jejich teoretická účinnost mnohdy značně nižší. Z tohoto důvodu se výrobci snaží zvyšovat účinnost několika cestami – zmenšením

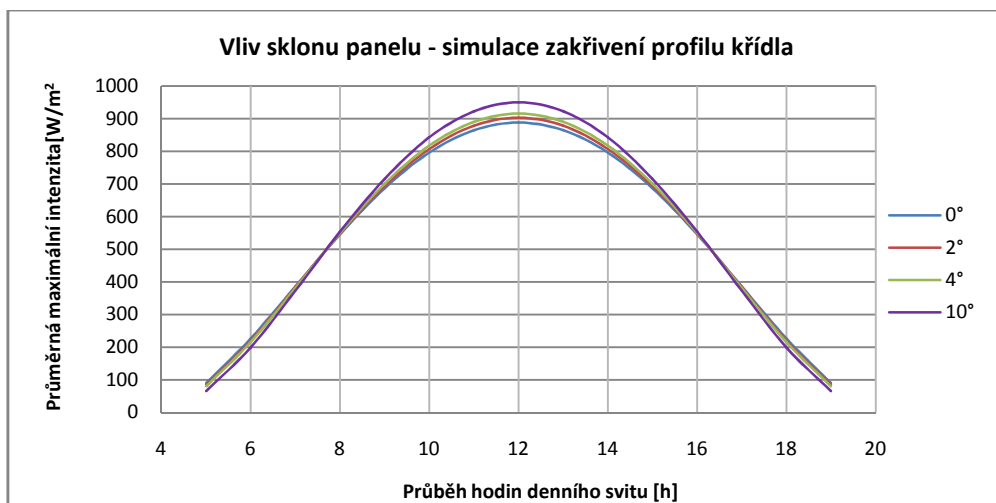
ztrát v obvodu, používáním několikavrstvých článků z různých materiálů, jejichž jednotlivé vrstvy pohlcují jiné vlnové délky záření, snížením odrazivosti vhodnou mikrostrukturou, a dalšími. Hlavními materiály v dnešním výzkumu jsou mikrokrystalický křemík a organické - plastové polovodiče a organické využívající fotosyntézy. Vývoj účinností v jednotlivých řadách je na Obr. 6.



Obr. 6.: Vývoj a predikce účinnosti jednotlivých typů sol. článků v letech 1975-2010. (zdroj: <http://www.wikipedia.org> z originálu National Renewable Energy Laboratory)

5.3.3. Vliv zakřivení panelu

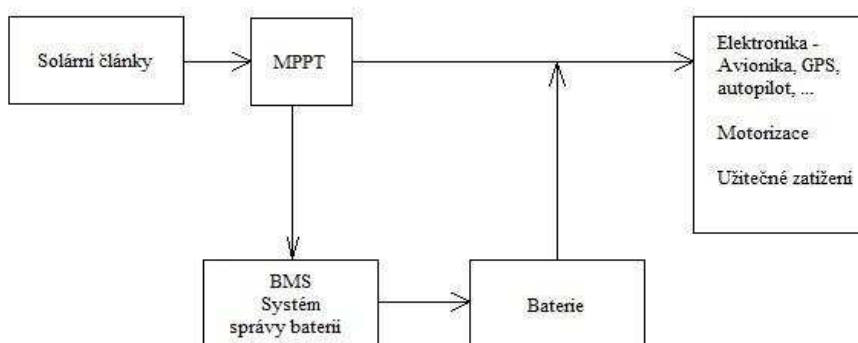
Kapitola 5.2.2 popisovala vliv sklonu panelu. V případě umístění solárních článků na křídlo letounu, dochází k ozařování jednotlivých sekcí pod různým úhlem a k případnému stínění. Tento jev je zřejmý hlavně, pokud je Slunce v blízkosti obzoru. Na základě dat z webové kalkulačky byl vyhotoven Graf 7. zobrazující vliv sklonu 0°, 2°, 4° a 10°. Zajímavý úkaz je v okrajových částech, kdy je u zkosného článku nižší energetický výnos. Toto lze připsat difuzní, všesměrové, složce záření, která převládá, je-li Slunce nízko nad horizontem. Vzhledem k tomu, že se celkový rozdíl pohybuje řádově v procentech, a dále není známo, jak bude v inkriminovaný časový úsek při daném úkolu letoun orientován, nebude v této studii brán na zakřivení panelu zřetel.



Graf 7: Aproximace průměrného denního ozáření

5.3.4. Schéma zapojení fotovoltaického systému a popis jednotlivých součástí

Fotovoltaické systémy se dělí podle samostatnosti na vnějších zdrojích elektrické energie na systémy záložní, s připojením do veřejné elektrické sítě, a nebo na systémy tzv. ostrovní – samostatné. V případě letounu se jedná o druhý systém, jenž distribuuje energii mezi solárním článkem, bateriemi a spotřebiči dle momentální poptávky. O té rozhoduje tzv. *Sledovač maximálního pracovního bodu*, anglicky MPPT jednotka – Maximum Power Point Tracker. Pro optimální chod bateriového balíku je do obvodu zapojit *Systém správy baterií*. Zjednodušeně řečeno, běžný pracovní režim spočívá v distribuci energie do spotřebičů primárně ze solárních článků. Pokud tyto nejsou schopné pokrýt spotřebu, zajišťují dostatek energie také baterie. V případě, že články dodávají více energie, než si žádá spotřeba, dochází k dobíjení baterií. Schéma zapojení je na Obr. 7.



Obr. 7: Základní schéma zapojení fotovoltaického systému

Baterie – elektrochemický typ zdroje. Jedná se o zařízení, která uchovávají energii v chemické podobě, a v případě potřeby ji dokážou přeměnit na energii elektrickou. Základem každé baterie jsou dvě elektrody, kladná a záporná, a elektrolyt mezi nimi, který umožňuje transfer nabitých částic. Po připojení baterie na zátěž se

vytvoří uzavřený obvod, a záporně nabitě částice se začnou pohybovat od záporné ke kladné elektrodě, čímž generují elektrický proud. Vzhledem k tomu, že se náboje vyrovnávají, klesá na baterii napětí. Tohoto jevu se dá využít pro orientační zjištění stavu nabití baterie. Celková kapacita je zpravidla udána v hodnotě proudu, který jsou schopné dodat během určitého času, obvykle mili-Ampér-hodinách. Z hlediska opakovatelného použití, se baterie dělí na nedobíjecí a dobíjecí. Další text pojednává o druhé kategorii. Základní typy baterií a jejich parametry jsou uvedeny v *Tab.3*. Pro použití v určitých podmínkách je také důležité znát proud, kterým se může nosič nabíjet a vybíjet. Tato hodnota určuje stupeň krátkodobého přetížení, při němž baterie dodává maximální výkon. U letounu může takový případ nastat například při náhlém, silném poryvu, nebo nutnosti stoupat nad překážku. Nabíjecí a vybíjecí proudy se obvykle udávají v násobku základní kapacity. Například nabíjení 1C a vybíjení 20C, znamená pro baterii s kapacitou 4500mAh maximální nabíjecí proud 4,5A, a 90A pro vybíjení.

Typ aku	Popis	Výhody	Nevýhody	Wh/kg	Životnost [cyklů]	U _{článek} [V]	T _{oper-vybíjení} [°C]	Samovybíjení
Nikl-Kadmium Ni-Cd	Léty prověřený akumulátor se střední energetickou hustotou	Vysoká životnost i vybíjecí proudy, tepelná stálost	Vysoká toxicita, nižší energetická hustota	45 - 80	1500	1,25	-40 až 60	20% měsíc
Nikl-metal-hydrid NiMH	Vylepšený typ baterie na bázi Niklu	Spolehlivé, nízká toxicita	Nižší životnost než u Ni-Cd	60 - 120	300 - 500	1,25	-20 až 60	30% měsíc
Olověný	Baterie pro větší zařízení bez nutnosti redukce váhy	Spolehlivé, zvládnutá technologie, lehce udržbové	Toxicita, hmotnost	30 - 50	200 - 300	2	-20 až 60	5% měsíc
Lithium-iontové Li-ion	Výkonné a lehké baterie, vyžadují řízený provoz	Vysoká energetická hustota, nízká hmotnost, netoxické	Nižší životnost, vysoká cena, nároky na provoz	90 - 190	25 - 300 (dle typu a zapojení)	3,3 - 3,8	-20 až 60 (nabíjení při T>0°C)	<10% měsíc

Tab.3.: Porovnání parametrů jednotlivých typů baterií

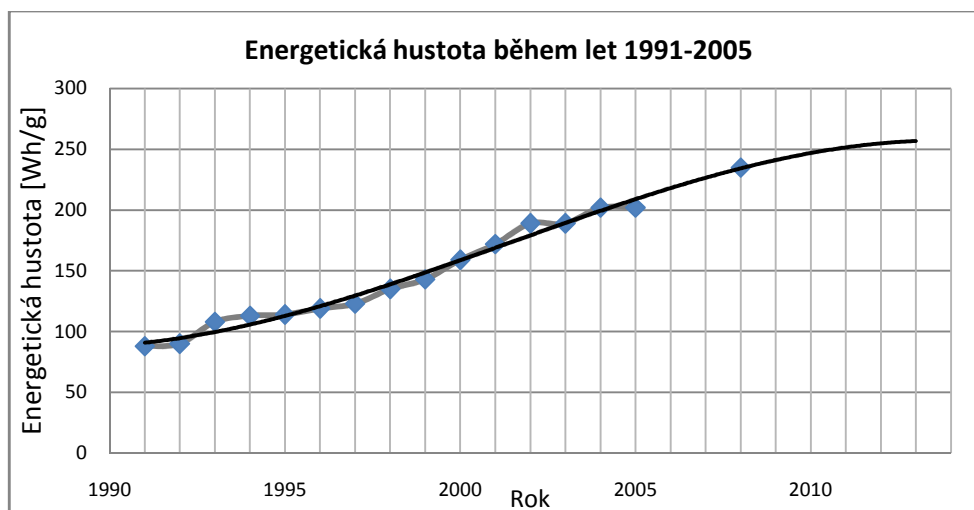
V poslední době se stávají oblíbeným typem zdroje *Li-Pol* baterie, tedy vývojová odnož *Li-ion*. Tyto baterie využívají elektrolyt tvořený suchým polymerem. Díky tomuto má tento typ velice nízký profil a je možné přizpůsobit tvar a velikost baterie téměř jakýmkoliv představám. Hlavní nevýhodou je ovšem vysoký vnitřní odpor, bránící v průchodu větších proudů při krátkém přetížení, nižší energetická hustota, a cena.

Jednou z dalších typů baterií založených na bázi Lithia, jsou *Li-S* baterie, které využívají atomů síry. Vzhledem k použité technologii při chemické reakci a střední hmotnosti síry, tyto baterie dosahují výjimečných energetických hustot, a to až 600 Wh/kg. To je předurčuje k použití v autonomních prostředcích. Nicméně, tyto baterie jsou stále ve vývoji, a to kvůli degradaci atomů síry, které se váží v elektrolytu a při nabíjení je již není možnost zpětně separovat. Tento fakt značně snižuje životnost.

Protože samostatný bateriový článek má obecně nominální napětí, které většinou nedostačuje požadavkům systému, zapojují se baterie do celých balíčků. Pokud je nutné zvýšit napětí, spojí se baterie do série a jejich značení je xS, kde x značí počet kusů, a výsledné napětí je x-násobkem nominálního. Pokud je nutné zvýšit proud nebo

kapacitu, zapojí se paralelně, a značení je analogicky yP. V případě, kdy jsou články pospájeny sériově i paralelně, je značení xSyP (např. 5S3P). Amatérské zapojování článků paralelně se ovšem příliš nedoporučuje, protože již malá odchylka v proudech procházejících jednotlivými rameny, může znamenat přetížení jednoho článku, lavinový efekt, přehřátí a následné znehodnocení celého balíku.

Přehled vývoje energetické hustoty zobrazuje Graf 8. Pro predikci dalšího vývoje bylo použito polynomu třetího stupně, který v daném případě simuluje střízlivější odhad budoucích hodnot než lineární proložení. Na druhou stranu, jak bývá u technologií zvykem, jejich parametry se mnohdy zvýší skokově, díky vývoji nové průlomové technologie.



Graf 8.: Vývoj energetické hustoty Lithium-ion baterií (základní data převzata z <http://www.batteryuniversity.com>)

Zde popisované informace jsou pouze základy týkající se problematiky elektrochemických nosičů energie. Pro podrobnější studium fyzikálních zákonů přeměny chemické energie na elektrickou, hlubší informace o jednotlivých typech baterií a dalších trendech vývoje, doporučuji navštívit internetové stránky *Lit.[F4.]*

Další součásti fotovoltaického systému:

Regulátor baterií – reguluje nabíjení jednotlivých článků v bateriovém balíku a hlídá, aby nedošlo k přetěžování jednotlivých baterií i celku.

Optimalizér baterií – jedná se o vylepšený regulátor, který také přesouvá energii z nabitých článků do slabších, čímž balík stabilizuje.

Dobíječ baterií – Pracuje na principu průchodu proudu baterií, který vyvolává podobný, ale obrácený efekt jako při vybíjení. Existuje několik typů, dle požadavku kladených uživatelem či samotným typem baterií – od pomalu nabíjecích, přes rychlé, až po inteligentní, sledující stav baterie a podle toho přizpůsobující procházející proud. Některé typy baterií, zvláště na bázi Lithia, vyžadují regulované napájení, jinak u nich hrozí vznik trvalého poškození, mnohdy i výbuchu. Důležitým parametrem při nabíjení je i teplota článku.

Systém správy baterií (anglicky BMS) – systém obsahující výše popsané komponenty. Stará se o správné provedení nabíjení/vybíjení baterií, jejich správu, monitorování a regulování. Mezi data, která tento systém zpracovává, patří: napětí a

proud na baterii, její teplota, stav nabití, celková životnost a například i množství vzduchu potřebného ke chlazení prostoru okolo baterie.

MPPT – Protože se míra intenzity slunečního záření v čase mění, je proměnná i volt-ampérová charakteristika fotovoltaického článku. Pro každý její průběh je dán jeden bod, ve kterém je výsledná kombinace napětí a proudu, tedy výkon, největší. MPPT jednotka pracuje na principu SS/SS převodníku a na základě podmínek v elektrickém obvodu, reguluje článek. Jak již bylo uvedeno výše, stará se také o distribuci energie mezi článkem, spotřebiči a baterií.

5.3.5. Závěr

Při běžném použití fotovoltaického systému, je nejdůležitějším parametrem účinnost jednotlivých komponent. Speciálně pro letecký průmysl je další směrodatnou hodnotou poměr dodávaného/uskladněného výkonu vůči hmotnosti zařízení. Kvalitativní parametry konkrétního reálného letounu jsou ovšem značně závislé na finančních prostředcích, které jsme schopni do projektu vložit. Tato práce si nekladla za cíl zhodnotit finanční náročnost, nicméně komponenty, které se dají běžně, a tedy i za rozumnou cenu, pořídit v obchodech s modelářským náčiním, ve většině případů vykazují znatelně horší výkonnostní charakteristiky, v některých až poloviční. Hodnoty, které byly použity při výpočtech v této práci, jsou většinou bližší těm špičkovým, rozhodně ale ne nejlepší v dané době, a to z důvodu usnadnění případné realizace projektu.

6. Podrobný návrh letounu

6.1. Úvod

V samotných počátcích návrhu letounu je vždy obtížné odkud začít, protože všechny parametry souvisí se všemi, jeden ovlivňuje druhý, a tak bez vytyčení si určitých cílů, které nám dají první stálice ve výpočtu, je téměř nemožné se dostat dále. Ve většině případů poté dochází ke korelacím a zpětným úpravám, které vedou ke zlepšení výsledků.

V této práci byl nejdříve proveden statistický rozbor, vedoucí k získání přehledu o vazbách mezi jednotlivými veličinami, zvláště hmotností, rozpětím, potřebným výkonem, atd. Následně došlo ke tvorbě modelu simulujícího let z hlediska úrovně nabití baterií během dne. Tento model byl založen na výstupech z dalšího modelu, který určoval potřebný výkon k vodorovnému letu, z hlediska parametrů letounu, jako rozpětí, váhy baterií a štíhlosti křídla. Zkoušením různých nastavení se nakonec dospělo k hodnotám, se kterými se provedly podrobnější výpočty.

Jak již bylo uvedeno dříve, je nutné, aby letoun pro režim letu, ve kterém se bude nacházet po nejdelší časový úsek, vyžadoval co nejmenší množství energii, čili se choval nejekonomičtěji. Pro horizontální let je tohoto dosahováno při nejmenší klesavosti, a energetická bilance lze vyjádřit vektorově jako rovnováha tahu a odporu v x-ové ose, a rovnováha vztlaku a tíhy v ose y-ové, viz Lit [7]. Výsledně pro určení potřebného výkonu k udržení horizontálního letu dostáváme:

$$P_{\text{potř, horiz}} = \frac{c_D}{c_L^{3/2}} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \sqrt{\frac{(m \cdot g)^3}{S}} \quad [\text{W}] \quad \{3\}$$

, kde	$P_{\text{potř, horiz}}$	-	potřebný výkon pro horizontální let
	$\frac{c_D}{c_L^{3/2}}$	-	aerodyn. činitel určující míru klesavosti letounu
	ρ	-	hustota [kg/m ³]
	m	-	celková hmotnost letounu [kg]
	g	-	gravitační zrychlení [m/s ²]
	S	-	plocha křídla letounu [m ²]

Jak je z {3} patrné, pro minimalizaci potřebného výkonu je nutné optimalizovat aerodynamický činitel v cestovní fázi letu, tedy navrhout pracovní oblast křídla tak, aby byl výkon co nejmenší. Dále je také zřejmé, že se zvyšující se výškou klesá hustota ovzduší a tím roste potřebný výkon.

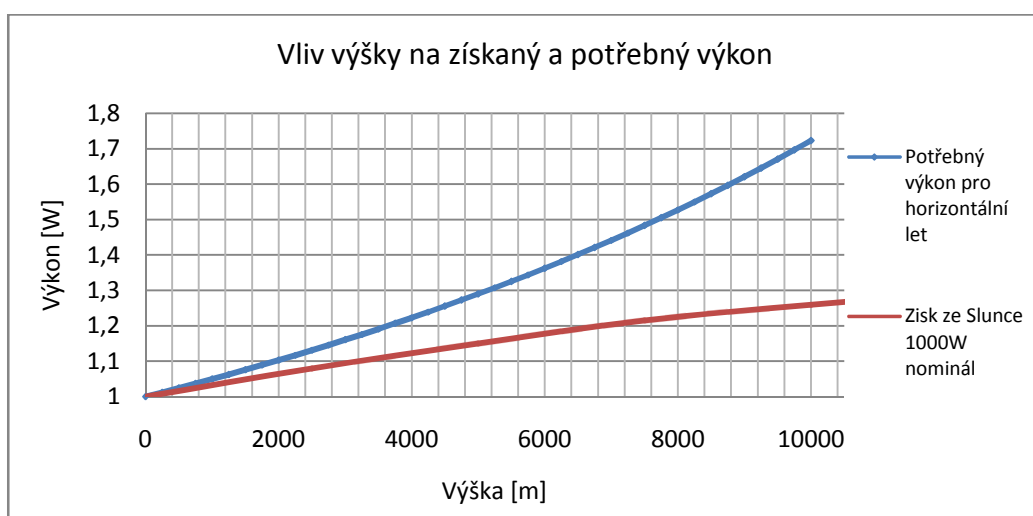
Pokud chceme, aby letoun stoupal, je nutné mu dodat výkon, který bude větší než výkon potřebný pro udržení horizontální hladiny. Míra přebytku výkonu potom určuje, jak rychle bude letoun stoupat, a to na základě úhlu stoupání nebo stoupací rychlosti.

Výpočet na základě Lit [7]:

$$v_z = \frac{(F-D) \cdot v}{G} = \frac{\Delta P}{G} \quad [\text{m/s}] \quad \{4\}$$

, kde v_z - stoupací rychlost [m/s]
 F - tah motoru [N]
 D - odpor letounu [N]
 G - tíha letounu [N]
 ΔP - přebytek výkonu [W]
 v - dopředná rychlost letounu [m/s]

Rovnice {3} nám také určuje vliv operační výšky na vyžadovaný výkon. Tato závislost je vynesena v Grafu 9, ve kterém je dále zobrazen vliv výšky na přírůstek energie získané ze Slunce solárními články. Nárůst lze vysvětlit sníženou délkou dráhy, po kterou se musí záření pohybovat v atmosféře, a tím je méně pohlcováno (nicméně maximum je rovno solární konstantě – viz *kap. 5.2.1*). Jak je patrné, pro letoun s horizontálně umístěným panelem je výhodnější se pohybovat v nižších výškách, protože poměrný výkon získaný ze záření je s rostoucí výškou nižší než výkon vyžadovaný k horizontálnímu letu.



Grafu 9: Vliv operační výšky na získaný a spotřebovaný výkon během letu

6.2. Hmotnostní rozbor, rozměry zařízení a koncepce trupu

Hmotnostní rozbor letounu hraje v koncepčním návrhu důležitou roli. Rozhoduje o velikosti letounu, použité technologii, rozmístění jednotlivých hmot v trupu a dalším. Při návrhu se většinou vychází ze statistického rozboru dané kategorie letounů, případně jsou pro civilní letouny vytvořeny vztahy dávající orientační hodnoty, založené většinou na počtu cestujících a počtu motorů, případně požadovaném doletu a operační výšce. Celková hmotnost letounu se potom skládá z dílčích částí, jakými jsou hmotnost konstrukce, výstroje, užitečného zatížení a paliva. Pro výpočet hmotnosti konstrukce byl v této práci použit vztah z *Lit.[15]* od tvůrců solárního letounu určeného pro misi na Mars. Hmotnost je zde udávána v závislosti na rozpětí a štiřlosti křídla a byla speciálně vytvořena pro kluzáky. V dané literatuře je výsledná formule odstupňována dle kvality návrhu a materiálu konstrukce. Z důvodu zamýšlené koncepce byl vybrán výpočet pro nejlepších 5% - {5}:

$$G_{\text{konstr}} = 0,44 \cdot S_{\text{KŘ}}^{1,55} \cdot \lambda_{\text{KŘ}}^{1,3} \quad [\text{kg} \cdot \text{m} / \text{s}^2] \quad \{5\}$$

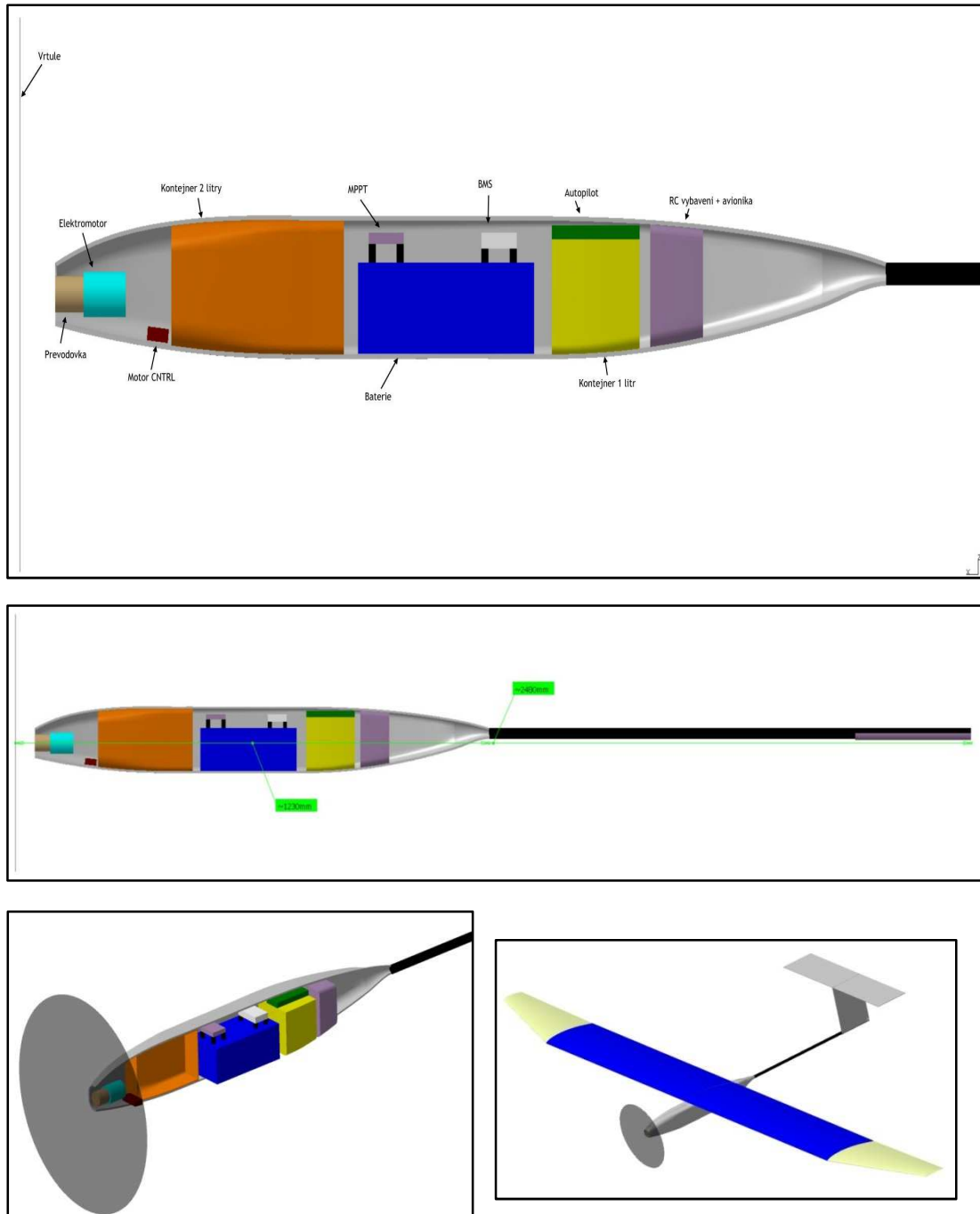
, kde G_{konstr} - tíha konstrukce [$\text{kg} \cdot \text{m} / \text{s}^2$]
 $S_{\text{KŘ}}$ - plocha křídla [m^2]
 λ - štiřlost křídla [-]

Na základě hmotnosti trupu byla určena váha ostatních komponent tak, aby výsledná hodnota byla v rozumných mezích. Přestože se jednalo o iterační postup, a jednotlivé hmotnosti a rozměry se odhadnuly a poté zpřesnily v dalších kapitolách, je přehled parametrů jednotlivých součástí letounu, uveden již zde v Tab 4 a 5.

Název součástky	Hmotnost [g]	Rozměry [mm]	Název součástky	Hmotnost [g]
Převodovka	75	φ40 x 40	Kabeláž	200
Motor	375	φ50 x 60	Ostatní	100
Motor CNTRL	85	60 x 30 x 15	TRUP	1450
Užit. zatíž. 2 litry	2000	objem 2 l	Křídlo + panely (0,5kg/m ²) + servomotory	5575
Baterie – 6-ti metrová verze	7250	250 x 125 x 100	VOP + servomotory	225
MPPT	75	50 x 60 x 15	SOP+ servomotor	175
Chladící podpěry MPPT	20	10 x 10 x 20	Ocasní tyč	200
BMS	30	80 x 50 x 17,5	Vrtule	45
Chladící podpěry BMS	20	10 x 10 x 20		
Užit. zatíž. 1 litr	1000	objem 1 l		
Autopilot	20	125 x 50 x 15		
RC zařízení	75	objem 0,02 l		
GPS	20	30 x 20 x 20		

Tab 4.: Hmotnosti a rozměry jednotlivých komponent

Protože pro stabilitu letu hraje důležitou roli umístění těžiště letounu, byl nakreslen jeho koncepční model v programu CATIA V5R17 – Dassault Systems. Plánované rozmístění jednotlivých komponent je na Obr.8-11. Podmínkou v návrhu letounu bylo umístění 3kg užitečného zatížení. To bylo pro jednodušší vyvážení letounu rozděleno do dvou komor, o objemu 2 a 1 litr. Prostor kolem baterie je volný z důvodu lepšího chlazení. Jednotlivé komponenty rádiového řízení jsou umístěny v jednom bloku, a GPS navigace je umístěna na ocasní plochy z důvodu lepší detekce signálu. Výpočet těžiště byl proveden dle *Lit [3]*, vztahu {6}, za pomoci odečtených souřadnic v programu CATIA. Výsledné případy centráží jsou uvedeny v Tab. 6. U běžných letounů se tyto hodnoty obvykle pohybují v rozmezí 15-35 % c_{SAT} .



Obr.8-11.: Rozmístění jednotlivých komponent, koncepční návrh

Příklad výpočtu těžiště letounu - plné zatížení – referenční bod v ose vrtule a x=- 120 mm				
Komponenta	těžiště x_T [mm]	Statický moment [g*mm]	těžiště z_T [mm]	Statický moment [g*mm]
Vrtule	120	5400	0	0
Převodovka	190	14250	0	0
Motor	240	90000	0	0
Motor CNTRL	316,52	26904,2	-44,1	-3748,5
Užit. zatíž. 2 litry	464	928000	7,9	15800
Baterie	725	5256250	-15	-108750
MPPT	640	48000	61,3	4597,5
Chladicí podpěry MPPT	640	12800	45	900
BMS	800	24000	58,75	1762,5
Chladicí podpěry BMS	800	16000	42,5	850
Užit. zatíž. 1 litr	932,5	932500	-2,5	-2500
Autopilot	935,3	18706	67,5	1350
RC zařízení	1050	78750	9,5	712,5
GPS	2950	59000	-65	-1300
Kabeláž	721,9	144380	9,1	1820
Ostatní	721,9	72190	9,1	910
TRUP	721,9	1046755	9,1	13195
Panely	850	860625	95,344	96535,8
Křídlo + 4*serva	850	3863675	95,344	433386,152
VOP + 2*serva	2425	485000	-65	-13000
SOP+ 1*servo	2425	424375	-65	-11375
Ocasní tyč	1975	493750	-65	-16250
Suma	-	14901310,2	-	414895,952

Tab 5.: Rozbor příspěvků ke statickému momentu od jednotlivých komponent

$$\bar{x}_T = \frac{x_T - l_A}{c_{SAT}} \quad [\% c_{SAT}] \quad \{6\}$$

, kde l_A - vzdálenost náběžné hrany od počátku SS [mm]
 x_T - poloha těžiště od počátku SS [mm]
 c_{SAT} - střední aerodynamická tětiva [mm], kap. 6.3.2

Konfigurace přední - zadní koš	x_T [% c_{sat}]
Konfigurace 0 - 0	27,08
Konfigurace 0 - 1000	28,67
Konfigurace 2000 - 0	18,24
Konfigurace 2000 - 1000	20,13

Tab 6.: Centráže letounu

Z hlediska hmotnostního rozboru nám rovnice {3} dává dobrý náhled na výběr jednotlivých elektronických komponent letounu a jejich hmotnostní optimalizaci. Určuje totiž poměr mezi hmotností a účinností jednotlivých součástí. Chceme-li například zjistit, zda-li je výhodnější použít přijímač A o účinnosti η_A a hmotnosti m_A , nebo přijímač B o účinnosti η_B a hmotnosti m_B , určíme toto z nerovnice {7}. Přijímač s menší hodnotou součinu je výhodnější. Případně můžeme určit, jakou minimální účinnost nebo hmotnost musí mít, známe-li parametry A a jeden B.

$$\frac{m_A^{3/2}}{\eta_A} < > \frac{m_B^{3/2}}{\eta_B} \quad \{7\}$$

6.3. Aerodynamická část

Vzhledem k tomu, že se jedná o návrh lehkého solárního letounu, byla za cílovou hmotnost zvolena hranice do 20kg (ta byla následnými iteracemi zredukována na finálních 19kg). Dále z důvodu vypouštění letounu z vozidla a jeho návratu doplachtěním, bylo nutné zvolit nízkou pádovou rychlost, zhruba 10 m/s. Při návrhu plochy křídla se například podle odborné literatury *Lit.[3]*, vychází z plošného zatížení křídla, které se určí podle délky přistávací dráhy letounu. V případě navrhovaného BP bylo k tomuto problému přistupováno přes požadovanou pádovou rychlost a předpokládaný maximální součinitel vztlaku. Opět iteračně, a s přihlédnutím k výkonové bilanci, byla zvolena plocha křídla $S_{KŘ} = 2,7 \text{ [m}^2\text{]}$. Rovnice vyjadřující základní rovnováhu mezi vztlakem a tíhovými silami viz {8}:

$$S_{KŘ} = \frac{2 \cdot g \cdot m_{MTOW}}{c_{L \text{ Max}} \cdot v^2 \cdot \rho} \quad [\text{m}^2] \quad \{8\}$$

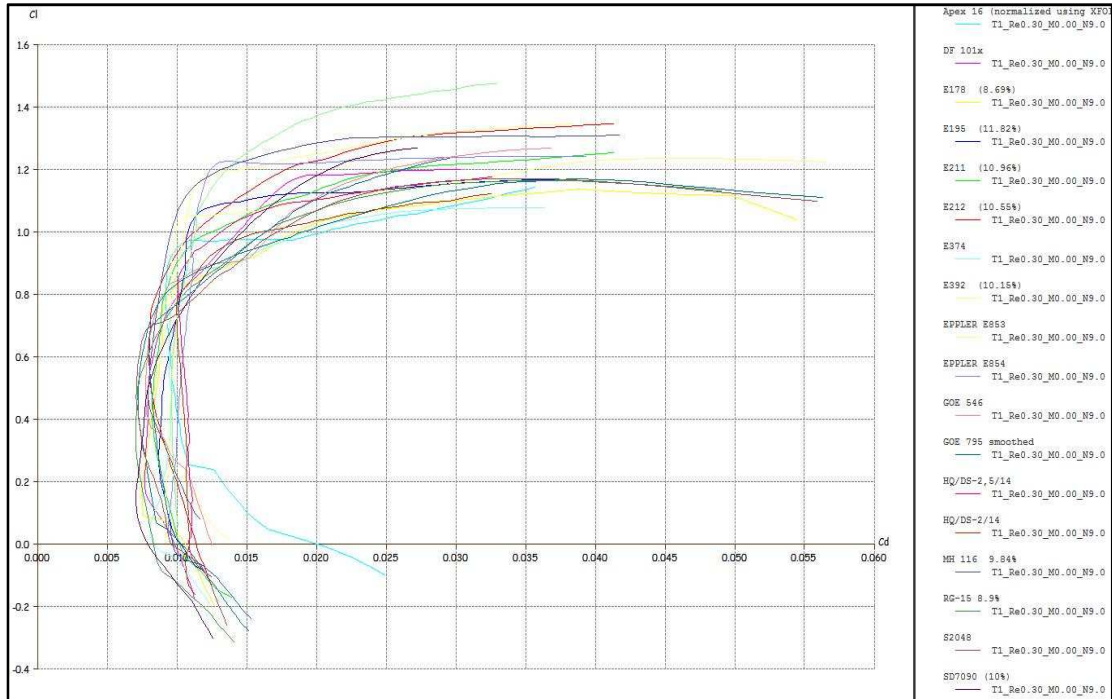
, kde	$S_{KŘ}$	- plocha křídla $[\text{m}^2]$
	g	- gravitační zrychlení $[\text{m/s}^2]$
	m_{MTOW}	- maximální vzletová hmotnost $[\text{kg}]$
	$c_{L \text{ Max}}$	- maximální součinitel vztlaku $[-]$
	ρ	- hustota vzduchu $[\text{kg/m}^3]$
	v	- dopředná rychlost letounu $[\text{m/s}]$

6.3.1 Výběr profilů

Lehké bezpilotní prostředky se díky svým rozměrům a rychlostem, často pohybují v oblasti proudění, která se vyznačuje specifickým chováním a přechody. Jedná se o tzv. oblast nízkých Reynoldsových čísel. Reynoldsovo číslo patří mezi podobnostní čísla, kterými se snažíme korelovat změny vlastností proudění pro objekty různých rozměrů, rychlostí a prostředí. Výsledné porovnání nám poté dává náhled na to, jaký typ proudění můžeme očekávat na profilu. V souvislosti s ním se poté mohou prudce měnit aerodynamické charakteristiky, kdy například dochází k nežádoucímu velkému

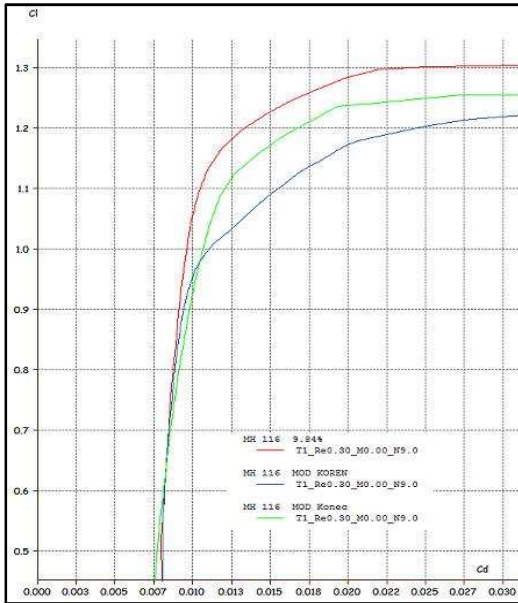
nárůstu odporu a snížení vztlaku, zapříčiněného odtrhnutím mezní vrstvy. Toto se děje většinou v místě nepříznivého tlakového spádu, kdy nemá laminární vrstva dostatečnou energii na její překonání.

Vzhledem k tomu, že v oblasti nízkých Reynoldsových čísel již dlouho létají modeláři se svými stroji, byl výběr profilu volen z této kategorie – viz. Graf.10.



Graf.10.: Polára modelářských profilů pro Re 30000

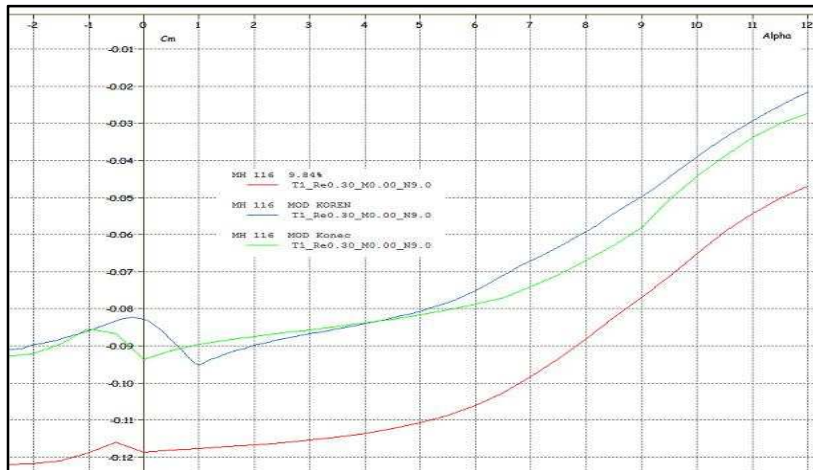
Protože s klesající rychlostí klesá i výkon, který je potřeba pro udržení horizontální polohy, a od rychlosti se odvíjí požadovaný součinitel vztlaku, byl pro cestovní režim hledán profil s vhodnými charakteristikami pro součinitel vztlaku c_L v rozmezí 0,7 – 0,8, a pro pádovou rychlost poté 1 až 1,15. Z tohoto bylo dále voleno rozpětí s ohledem na hmotnost stroje. Zřetel byl brán také na rozdílné požadavky na kořenový a koncový profil. Na kořeni, by měl mít profil co nejmenší odpor v cestovním režimu, na konci poté zvětšenou vztlakovou zásobu v oblasti maximálního součinitele vztlaku, což vede k tzv. aerodynamickému kroucení, kdy se takto oddaluje odtržení proudu na konci křídel při vysokých úhlech náběhu. Po vyřazení zjevně nevhodných profilů byly potom zbylé podrobeny optimalizaci v programu *XFOIL5* od M. Drela a H. Youngren, pomocí změny zakřivení, místa největšího prohnutí, tloušťky a změny polohy místa, kde je maximální. Nakonec byl vybrán profil MH116 o tloušťce 9.84%, který byl upraven pro kořen a profil. Průběhy jednotlivých charakteristik pro dané profily a Reynoldsova čísla jsou na Graf.11-14. Jak je patrné, v obou případech došlo ke zmenšení maximálního součinitele vztlaku, toto ovšem bylo z důvodu nutnosti zmenšení klopivého momentu, který profil vyvolává. V oblasti cestovních rychlostí si ovšem profily udržely původní vlastnosti. Dále si lze povšimnout, že se profily nevyznačují výraznou oblastí maximálního úhlu náběhu. Toto je nejspíše způsobeno počítačovým modelem, který vypovídá o vytvoření odtržení proudu na profilu, a tím zvětšení odporu. V reálných podmínkách je ale možné, že by se profil choval odlišně. Z tohoto důvodu je při volbě c_{Lmax} brána rezerva.



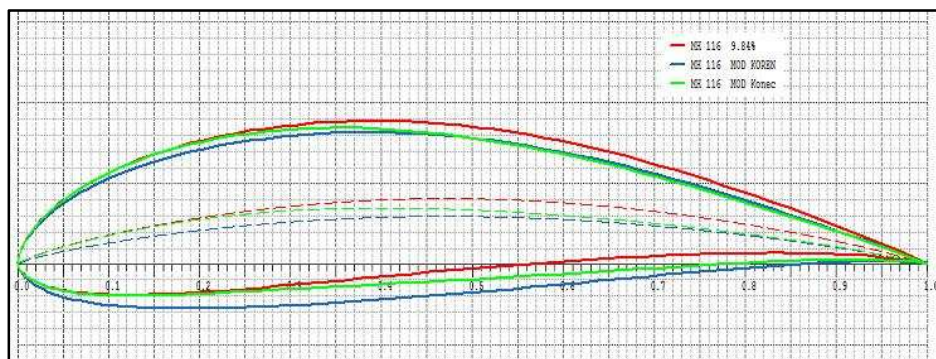
Graf.11: Polára profilu MH116 a jeho modifikací



Graf.12.: Vztlaková křivka profilu MH116 a jeho modifikací

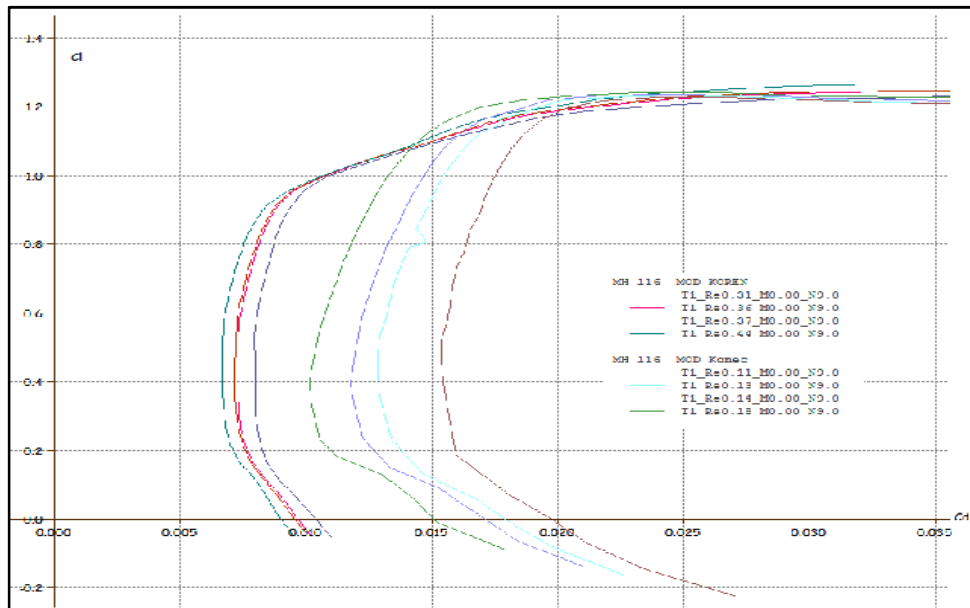


Graf.13: Průběh klopivých momentů profilu MH116 a jeho modifikací



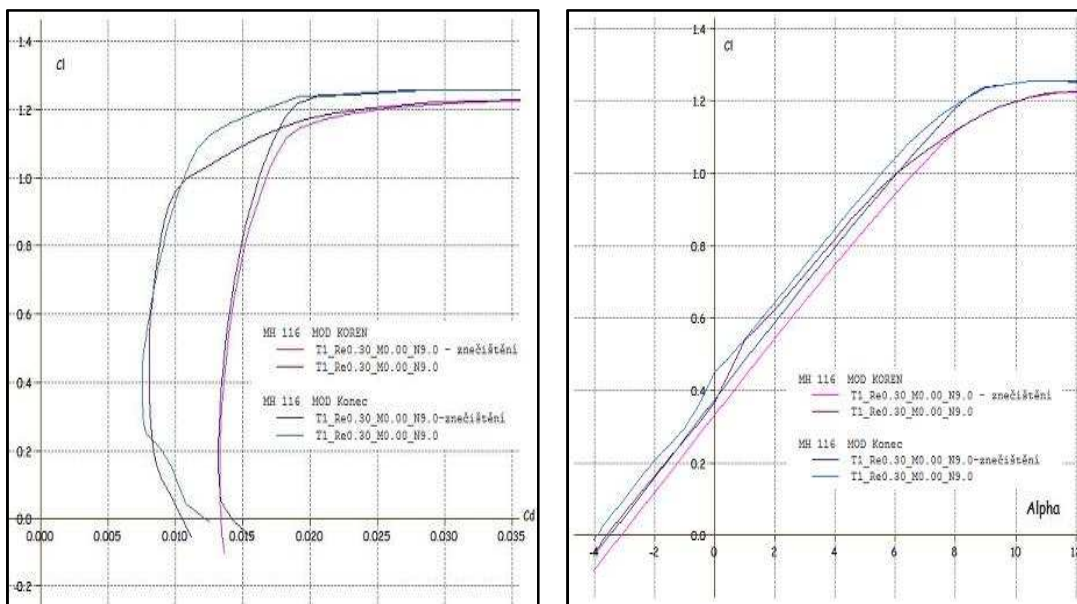
Graf.14.: Souřadnice profilu MH116 a jeho modifikací

Dále bylo ověřeno, zda se profily chovají uspokojivě v oblasti svých pracovních Reynoldsových číslech. Toto je zobrazeno na Graf.15.



Graf.15.: Poláry kořenového a koncového profilu pro jednotlivá Re

Na každém profilu byla nakonec provedena simulace znečištění náběžné hrany, ve vzdálenosti 10% hloubky profilu na horní i dolní straně, kdy od tohoto místa byl zvolen přechod do turbulentního proudění. U malých modelů je toto častý jev, který může v oblasti nízkých Re čísel znamenat významné kvalitativní změny. Tato modifikace měla nakonec za následek zvýšení odporu, nicméně charakter ostatních aerodynamických ukazatelů zůstal v pracovní oblasti nezměněn – viz Graf.16-17.



Graf.16-17: Simulace vynuceného přechodu do turbulentního proudění v blízkosti NH

6.3.2 Křídlo

Plocha křídla byla zvolena na základě plánované hmotnosti, pádové rychlosti a součinitele vztlaku, na hodnotu $S = 2,7 \text{ m}^2$. Z aerodynamických analýz profilu byl zvolen úhel nastavení křídla $\varphi_t = 3,5^\circ$ od podélné osy letounu. Aby se prověřil účinek štíhlosti křídla na celkový návrh, byla zvolena rozpětí 6 a 7 metrů (viz Tab 7-10.). S ohledem na maximalizování plochy vhodné pro solární panely, byl mimo jiné na základě statistických údajů, zvolen obdélníkový tvar křídla se zešíkmením na koncích. Zešíkmení na koncích se používá za účelem snížení indukovaného odporu, který je související se vztlakem, v tomto případě tedy poměrně vysoký. Další vylepšení aerodynamiky by bylo možné vhodně tvarovanými winglety. Obdélníkové křídlo je také vhodné z hlediska úspory při výrobě forem, kdy je možné vytvořit několik menších dílů a následně je spojit. U 6-metrové verze jsou to například metrové segmenty, které tvoří vnitřní sekci křídla, viz. Obr.12.

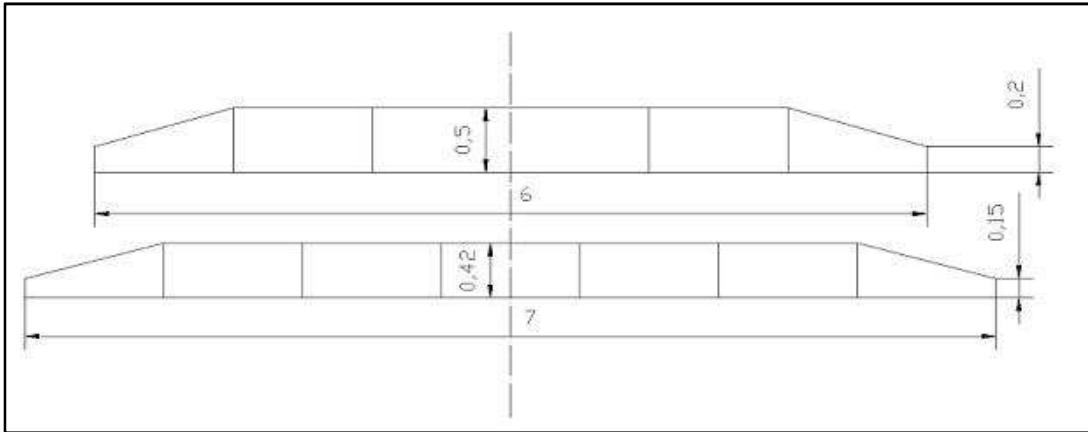
Na základě dat z programu X-FOIL a GLAUERT III		
Hmotnost letounu [kg]	19	
Plocha křídla [m ²]	2,7	
Rozpětí [m]	6	7
Štíhlost λ [-]	13,33	18,15
Hmotnost konstrukce [kg]	6,38	9,5
Hmotnost ostatního zařízení mimo baterie, panely a užit. zatížení	1,4	1,4
Hmotnost baterií [kg]	7,25	4,1
Uložená energie pro energetickou hustotu 230Wh/kg [W]	1667,5	943
Kořenový profil [m]	0,5	0,425
Koncový profil [m]	0,2	0,15

Na základě dat z programu X-FOIL a GLAUERT III		
Hmotnost letounu [kg]	19	
Plocha křídla [m ²]	2,7	
Rozpětí [m]	6	7
Pádová rychlost [m/s]	10,5	
Re pro kořen a $v_{\text{pádová}}$ [-]	362250	307912,5
Re pro konec a $v_{\text{pádová}}$ [-]	144900	108675
Rozmezí potřebného $c_{L\text{max}}$ pro H 0-1500 m	1,02-1,18	
Cestovní rychlost [m/s]	12,75	
Re pro kořen a $v_{\text{cestovní}}$ [-]	439875	373893,8
Re pro konec a $v_{\text{cestovní}}$ [-]	175950	131962,5
Rozmezí potřebného $c_{L\text{cest}}$ pro H 0-1500 m	0,69-0,80	

Na základě dat z programu X-FOIL a GLAUERT III		
Hmotnost letounu [kg]	19	
Plocha křídla [m ²]	2,7	
Rozpětí [m]	6	7
Výsledný součinitel vztlaku křídla $c_{L\text{cestovní}}$	0,7525	0,7596
Úhel náběhu α $c_{L\text{cestovní}}$ [°]	3,5	
Výsledný součinitel vztlaku křídla $c_{L\text{pádová}}$	1,0648	1,0727
Úhel náběhu α $c_{L\text{pádová}}$ [°]	8	
Indukovaný odpor $c_{D\text{i-cestovní}}$	0,0139	0,0105
Indukovaný odpor $c_{D\text{i-pádová}}$	0,0278	0,0209

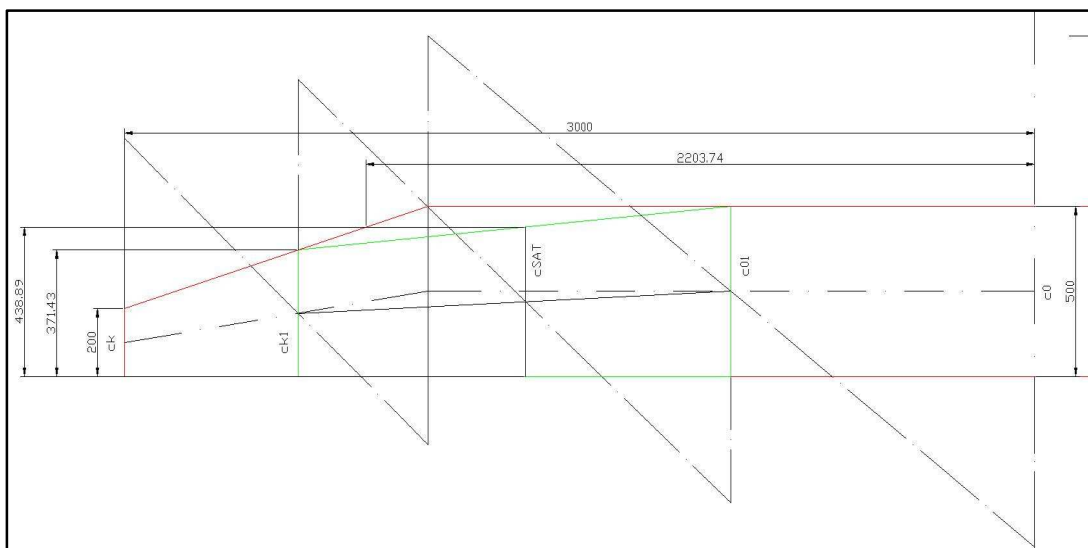
Na základě dat z programu X-FOIL a GLAUERT III		
Hmotnost letounu [kg]	19	
Plocha křídla [m ²]	2,7	
Rozpětí [m]	6	7
Profilový odpor $c_{D\text{i-cestovní}}$	0,0139	0,0105
Indukovaný odpor $c_{D\text{i-cestovní}}$	0,0075	0,008
Parazitní odpor c_{par}	0,006	0,006
Celkový odpor +10% $c_{\text{celkový}}$	0,03	0,025
Činitel $c_{\text{celkový}}/(c_l)^{3/2}$	0,046	0,038
Výkon potřebný pro vodorovný let v 0mMSA [W]	91,14	74,83

Tab 7-10.: Aerodynamické charakteristiky pro 6 a 7-metrové křídlo o ploše 2,7 m²



Obr.12.: Varianty pŮdorysného tvaru křídla

Výpočet střední aerodynamické těživy c_{SAT} byl proveden na základě postupu ze zdroje *Lit. 12*. Tato metoda není exaktní, nicméně dává dostatečně přesný náhled na délku a umístění c_{SAT} . Tímto byla pro 6-ti metrovou verzi křídla určena hodnota $c_{SAT} = 438,9$ [mm] a poloha $y_{cSAT} = 2203,7$ [mm] viz. Obr.13. Hodnota Reynoldsova čísla vztaženého k c_{SAT} je potom pro cestovní režim $Re_{cSAT} = 386122$.



Obr.13.: Princip grafického výpočtu c_{SAT}

6.3.3 Volba velikosti a tvaru ocasních ploch

Ocasní plochy zajišťují podélnou a směrovou stabilitu, a také manévrovatelnost letounu. Pokud nejde o letoun se sdruženými ocasními plochami, rozlišujeme je na vodorovné a svislé. Jejich velikost se dimenzuje na základě požadavků na stability, a provozním rozsahu poloh těžiště. Obvykle se udává jako poměr plochy ocasní a křídla, nebo jako tzv. mohutnost $A_{VOP/SOP}$. Parametry se na začátku návrhu určí ze statistického rozboru letounů daného typu. Podle *Lit [9]* a *[2]* by měla být

$A_{VOP} = (0,5-0,8)$, $A_{SOP} = (0,04-0,08)$, $S_{VOP}/S = (0,15-0,25)$, $S_{SOP}/S = (0,15-0,25)$. Pro modely a makety udává *Lit. [14]* $S_{VOP}/S = (0,11-0,12)$. Nutné je ovšem brát ohled na nízká Reynoldsova čísla, a případně ocasní plochy ještě zvětšit. Obecně se dá říci, že bude-li mít letoun ocasní plochy spíše větší, bude stabilnější, mít větší odpor a do rovnovážné polohy se bude vracet delší dobu. Vodorovné ocasní plochy se dále seřizují vůči hlavním nosným plochám, a to jak z důvodu příznivějšího ofukování, tak kvůli strmějšímu nástupu jejich účinku vůči křídlu, při zvyšování úhlu náběhu. Vzhledem k tomu, že bylo křídlo nastaveno, zůstávají v návrhu vodorovné ocasní plochy bez natočení.

Pro letoun byly nakonec zvoleny tyto parametry:

Profil: NACA 0008 , tvar T, obdélníkový profil
 $S_{VOP}/S = 0,11 \rightarrow S_{VOP} = 0,297 \text{ [m}^2\text{]}$ $S_{SOP}/S = 0,05 \rightarrow S_{SOP} = 0,135 \text{ [m}^2\text{]}$
 $c_{VOP} = 0,3 \text{ [m]} \rightarrow b_{VOP} = 0,99 \text{ [m]}$ $c_{SOP} = 0,3 \text{ [m]} \rightarrow h_{SOP} = 0,45 \text{ [m]}$
 $l_{VOP} = 1,592 \text{ [m]}$, $A_{VOP} = 0,398 \text{ [-]}$

6.3.4 Výpočet odporu jednotlivých částí letounu

Jednotlivé části letounu vytvářejí tzv. škodlivý odpor, který se sčítá s celkovým odporem křídla. Pokud tuto sumu vyneseme v závislosti na součiniteli vztlaku, získáváme poláru celého letounu. Vliv jednotlivých částí je většinou potřebné přepočítat vůči poměru jejich plochy a plochy křídla. Škodlivý odpor jako takový se skládá z části neproměnné a proměnné, ta je závislá na úhlu náběhu celého stroje. Příspěvek této části je ovšem natolik zanedbatelný, že zde nebyl uvažován.

Odpor trupu – určen na základě rovnic {9-10} a odečítáním z tabulek v *Lit [8 – vztah 22]*. Ve výpočtu byla použita data získaná odečtením z modelu, vytvořeném v programu CATIA V5R17 – Dassault Systems. Součinitele s apostrofem je nutné přepočítat na plochu křídla.

$$c_{D' \text{ trup}} = c_f \cdot \eta_c \cdot \frac{F_{TR}}{S_{TR}} = 0,035 \cdot 1,13 \cdot \frac{0,541}{0,0212} = 0,097 \quad [-] \quad \{9\}$$

, kde $c_{D' \text{ trup}}$ - součinitel škodlivého odporu trupu [-]
 η_c - součinitel tlakového odporu [-]
 F_{TR} - omočený povrch trupu [m²]
 S_{TR} - plocha maximálního průřezu trupu [m²]

Výsledný součinitel škodlivého odporu přepočtený na plochu křídla:

$$c_{D \text{ trup}} = c_{D' \text{ trup}} \cdot \frac{S_{TR}}{S_{KŘ}} = 0,097 \cdot \frac{0,0212}{2,7} = 0,0008 \quad [-] \quad \{10\}$$

Odpor ocasních ploch – na základě *Lit [8]* určen $c_{Dop} = 0,0028 \text{ [-]}$

Odpor vrtule – stojící vrtule se nahrazuje rovnou deskou srovnatelné velikosti, ofukovanou kolmým proudem. Protože v návrhu byla uvažována sklopná vrtule, nebude škodlivý odpor od vrtule brán v potaz.

Celkový škodlivý odpor se nakonec zvýší o interferenci proudění mezi jednotlivými částmi draku. Tato hodnota je tím větší, čím početnější je výskyt rohů a hran na letadle, a dále čím hůře jsou řešeny a provedeny přechody mezi jednotlivými dílci. Pro navrhovaný letoun byla určena míra interference na 10% a potom výsledný škodlivý odpor od částí letounu $c_{D\text{škod. let}} = 0,006$.

6.4. Vrtule a motor

Volba jednotlivých komponent pohonné soustavy závisí na všech dalších člancích v tomto řetězci. Proto pro jednu vrtuli je vhodný jiný motor než pro jinou. K výběru lze přistupovat tak, že si určíme vrtuli a k ní motor, nebo opačně. Zde byl použit první způsob.

6.4.1 Výběr vrtule

Jak již bylo řečeno výše, je pro solární letoun vhodné vybrat nestavitelnou vrtuli z důvodu úspory hmotnosti a převažujícího charakteru jediného režimu letu. Při určování parametrů a výběru konkrétní vrtule je vhodné využít rovnic {11} a {12} Lit [4]. Do těchto vztahů dosadíme pro plánovanou rychlost a výkon z motoru různé otáčky n_i a průměry vrtule D_i . Získané koeficienty c_{Ni} a λ_i poté proložíme jako křivku do grafů příslušné rodiny vrtulí (tj. pro podobný režim letu, s podobnými charakteristikami), zjistíme bod, ve kterém je účinnost nejvyšší. Dále k tomuto bodu odečteme příslušné koeficienty c_N a λ , ze kterých zpětně vypočteme vhodný průměr vrtule, nebo otáčky. V případě, že se zvolené otáčky nedaří umístit do předpokládaného rozsahu motoru, je nutné použít převodovku. Tento způsob sice přináší další hmotnostní zátěž, ale pokud se optimalizace zdaří, je celková účinnost soustavy větší než bez převodovky.

$$c_N = \frac{P}{D^5 \cdot n^3 \cdot \rho} \quad [-] \quad \{11\}$$

, kde c_N - součinitel výkonnosti [-]
 P - výkon pro vodorovný let [W]
 D - průměr vrtule [m]
 n - otáčky vrtule [s^{-1}]
 ρ - hustota vzduchu [kg/m^3]

$$\lambda = \frac{v}{n \cdot D} \quad [-] \quad \{12\}$$

, kde λ - rychlostní poměr [-]
 n - otáčky vrtule [s^{-1}]
 D - průměr vrtule [m]

Pokud chceme dosáhnout vysoké účinnosti, je nutné zvolit pro daný výkon co největší, pomalu rotující, vrtuli. Dále je vhodné použít tzv. sklopné vrtule, jejíž listy se při plachtění složí, a tím minimalizují kladený odpor. Protože se jedná pouze o koncepční návrh, nebyl zde určen konkrétní typ vrtule. Ze statistického hlediska byla pro další výpočty vybrána účinnost vrtule při cestovním režimu a její hmotnost – viz. Tab. 11. v kapitole 6.6.

6.4.2 Výběr motoru a převodovky

Výkon elektromotoru je dán napětím, které je přivedeno na svorky a protékajícím proudem viz. {13}. Dodávaný výkon se poté většinou reguluje změnou proudu za stálého napětí. Toto napětí je dáno výstupem z baterií a jejich konfigurací. Pokud je napětí na motor příliš vysoké, je nutné použít regulátor. Účinnost se udává jako poměr výkonu na hřídeli z motoru (točivý moment násobený úhlovou rychlostí) a příkonu. Charakteristiky elektromotorů obvykle dávají vědět, jak velkým proudem je možné motor zatížit krátce i dlouhodobě, změnu napětí s otáčkami a proud bez zatížení.

$$P = U \cdot I \quad \{13\}$$

Při výběru motoru může nastat situace, že v daném režimu letu disponuje motor vysokou účinností, nicméně otáčky na hřídeli jsou tak vysoké, že není možné konfigurovat vhodnou vrtuli. Pro tento případ je nutné použít převodovku.

Obdobně jako u vrtule, i zde byly pouze vybrány předpokládané účinnosti a hmotnosti, a to pro předpokládaný špičkový výkon motoru 500 W – viz. Tab. 11. v kapitole 6.6.

6.5. Celková bilance účinností

Energie přicházející ze Slunce je zpracována v systému, který má omezenou účinnost. Zisk je poté dán součinem sluneční energie a jednotlivých účinností viz. {14}. V Tab. 11. je souhrn předpokládaných účinností jednotlivých komponent, modulů a nakonec celého systému. Jak je patrné, k největšímu úbytku dochází při konverzi energie v solárních článcích. V tomto pohledu se jedná o článek řetězce, který by měl do budoucna být zlepšen jako první.

$$E_{\text{celková}} = E_{\text{sluneční}} \cdot (\eta_{\text{sol.panely}} \cdot \eta_{\text{baterie}} \cdot \eta_{\text{motor}} \cdot \dots) \quad \{14\}$$

	Komponenta	Účinnost [%]	Účinnost celku [%]
Pohonná skupina	Vrtule	85	65,36
	Převodovka	92,5	
	Motor	87,5	
	Regulátor motoru	95	
Elektronická skupina	Solární panely	17	15,19
	Baterie	95	
	MPPT	95	
	BMS	99,5	
	Kabeláž	99,5	
Celková účinnost systému		9,93	

Tab. 11..: Orientační účinnosti jednotlivých modulů letounu

6.6. Výpočet vytrvalosti a doletu

6.6.1 Pojmy a přístup

Výkonnostní parametry popisující dobu letu a operační rádius jsou označovány jako *vytrvalost* a *dolet*. Pod pojmem *vytrvalost* se zamýšlí maximální doba, po kterou je BP schopný setrávat ve vzduchu, aniž by mu došlo palivo určené k přímé spotřebě. *Dolet* je parametr určující maximální vzdálenost, kterou je s letounem možné překonat než dojde k vyčerpání využitelného množství paliva (objem, který lze dopravit ze zásobníku do motoru). Pro průzkumný letoun se uvažuje *taktický dolet*, který je značně závislý na proměnném režimu letu. *Vytrvalost* a *dolet* jsou parametry závislé na aerodynamických vlastnostech letounu, spotřebě paliva a jeho neseném množství, výkonnostních parametrech motoru a režimu letu. Vzhledem k tomu, že se jedná o solární letoun, hmotnost paliva se během letu nemění, tím pádem neovlivňuje celkovou hmotnost letounu, a výpočty jsou z tohoto hlediska jednodušší. Z pohledu optimalizace nabíjení baterií a vlivu momentálního osvětlení, se ovšem jedná o poměrně složité kalkulace, které jsou navíc závislé na konkrétním systému. Z tohoto důvodu se zde použitý model omezil na simulaci, kdy je baterie dobíjená stejnou rychlostí nezávisle na míře dobití.

6.6.2 Simulace letu

Pro určení vytrvalosti byl sestaven model na základě rovnice {3}, parametrů získaných z aerodynamického rozboru a slunečního modelu dle {2}. Tato simulace zjišťuje kapacitu baterií během letu. Pokud by klesla hladina energie v bateriích na nulu, v reálném případě do stavu, kdy již není schopná dodávat potřebné napětí, znamená to, že letoun již bude nadále pouze ztrácet výšku rychlostí danou klesavostí. V modelu je počítáno s tím, že kapacita baterie bude udržována na maximu, pokud to dovolí přebytek energie. To znamená, že na počátku noční fáze letu by měla být poskytnuta maximální možná kapacita. Simulace jednotlivých variant křídla byla provedena pro tři dny v roce → 91-tý (1.3.2009), 121-ní (1.5.2009), a den 165-tý (14.6.2009). Posledně jmenovaný je jedním z nejpříhodnějších dní v roce pro let se solárním letounem, protože by v něm měla být hodnota získatelné energie blízka celoročnímu maximu. Při simulaci byl uvažován koeficient počasí $k_{\text{poč}} = 0,75$. Dále byla využitelná kapacita Li-ion baterií nastavena tak, aby její minimální hodnota během letu byla alespoň 10 % kapacity. Tímto je zohledněna snaha prodloužit životnost baterií, protože u Li-ion platí, že té největší dosahují, pokud se nenechávají vybit pod 15-20% své maximální kapacity. Dále je energie ze Slunce násobena účinností Elektronické skupiny – viz. [Tab. 11.](#), a výkon násoben účinností Pohonné skupiny ze stejné tabulky. K takto získanému výkonu potřebnému pro vodorovný let je nakonec přičtena spotřeba veškeré elektroniky (servomotory, autopilot, GPS, náklad,...) ~ 10W. Pro porovnání, spotřeba malých kamer používaných v RC přístrojích je zhruba 1W. Přehled parametrů simulace je udán v [Tab. 12-14.](#) Simulované průběhy jednotlivých případů jsou v [Grafu.18](#). Start letounu byl vždy navržen při východu Slunce, tedy pro nejhodnější moment, kdy se na energii spotřebované ke stoupání už podílí i Slunce. Protože je východ Slunce každý den v jiný čas, mají hodnoty na ose x smysl trvání letu, a ne momentálního času během den.

Varianta křídla - rozpětí	6 metrů	7 metrů
Výkon potřebný pro vodorovný let [W]	91,14	74,83
Účinnost pohonné skupiny [%]	65,36	
Příkon motoru [W]	139,44	114,49
Výkon spotřebovaný elektronikou [W]	10,00	
Celkový výkon potřebný pro vod. let [W]	149,44	124,49

Účinnost pohonné skupiny [%]	15,19	
Koeficient počasí $\eta_{poč}$ [-]	0,75	
	Nominální	Výsledná
Maximální sluneční intenzita 1.3.09 [W/m ²]	888,80	101,26
Maximální sluneční intenzita 1.5.09 [W/m ²]	833,80	94,99
Maximální sluneční intenzita 14.6.09 [W/m ²]	708,35	80,70

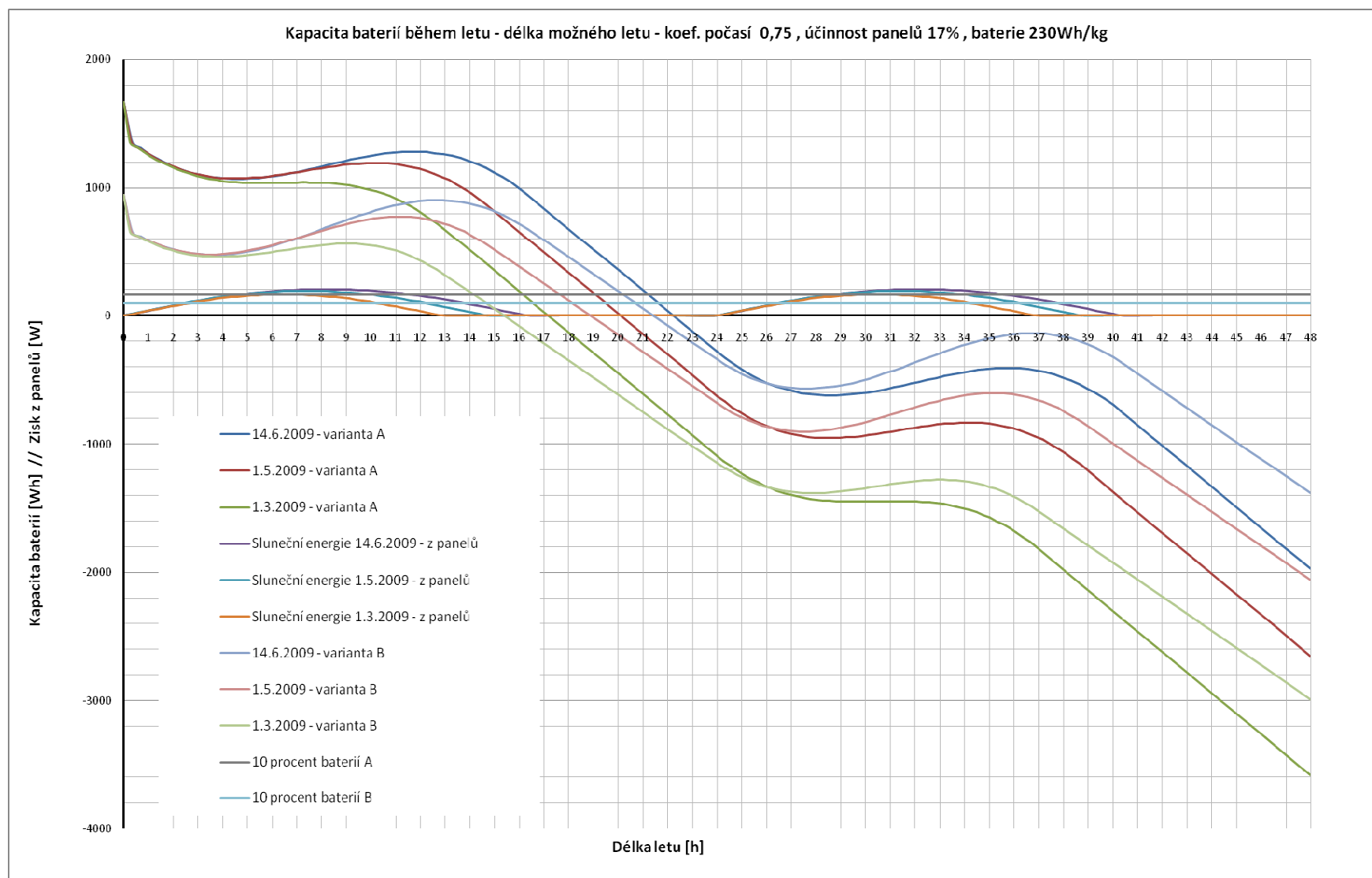
Datum	Délka dne [h]	Délka noci [h]
14.6.2009	16,33	7,67
1.5.2009	14,68	9,32
1.3.2009	12,89	11,11

Tab. 12-14..: Vstupní data pro simulaci

Předpokládaná operační výška letounu je 1500m MSA. V této výšce je výkon potřebný na udržení horizontálního letu 1,076-krát větší než v 0m MSA (*viz. Graf. 9.*). Výkon potřebný k výstupu do operační výšky byl určen na základě rovnice {4} a zvolené doby na stoupání $t = 30$ min. Pro tuto hodnotu je stoupač rychlost $v_z = 0,833$ [m/s], a potřebný přebytek výkonu $\Delta P = 155$ [W].

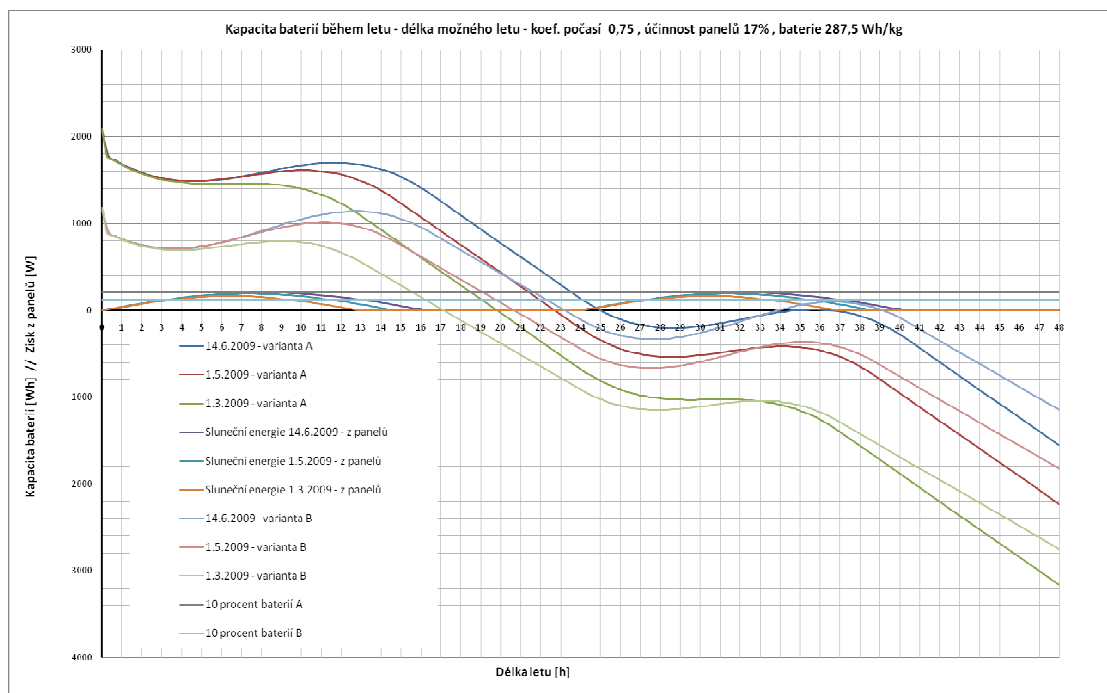
Jak je patrné z *Grafu.18.* je nejdelší maximální délka letu v operační výšce 1500m MSA pro obě varianty dne 14.6.2009. Pro variantu A je to - 21,2 hodin, pro variantu B - 20,6 hod. Úměrně množství energie, které je možné získat během dne ze Slunce, jsou potom odstupňovány další záznamy. Rozdíl mezi variantami s různou štíhlostí je zde také zřejmý. V dané váhové kategorii a za daných podmínek, je pro případný 24+ hodinový let stále výhodnější použít menší štíhlosti, která vede k úspoře hmotnosti konstrukce a tím navýšení zásoby baterií. Za předpokladu plného stavu nabití akumulátoru se začátkem noci, je pro variantu A minimální celková kapacita baterií nutná pro překlenutí noci 1350 W, pro variantu B 1122 W. Z tohoto pohledu kapacita 1667 W u letounu A pokrývá nutnou zásobu, a bylo by možné hmotnost do jisté míry snížit. Na druhou stranu, pokud by byl letoun schopen překlenout noc, nastane pro daný případ během 26 hodiny letu obrát, a ekonomičtější let varianty B získá převahu.

Dolet se v tomto případě určí jako průměrná rychlost násobená délkou trvání letu. Do okamžiku, kdy je kapacita baterií rovna minimální dovolené hodnotě, je tedy pro variantu A dolet 973 km, pro variantu B - 945,5 km.



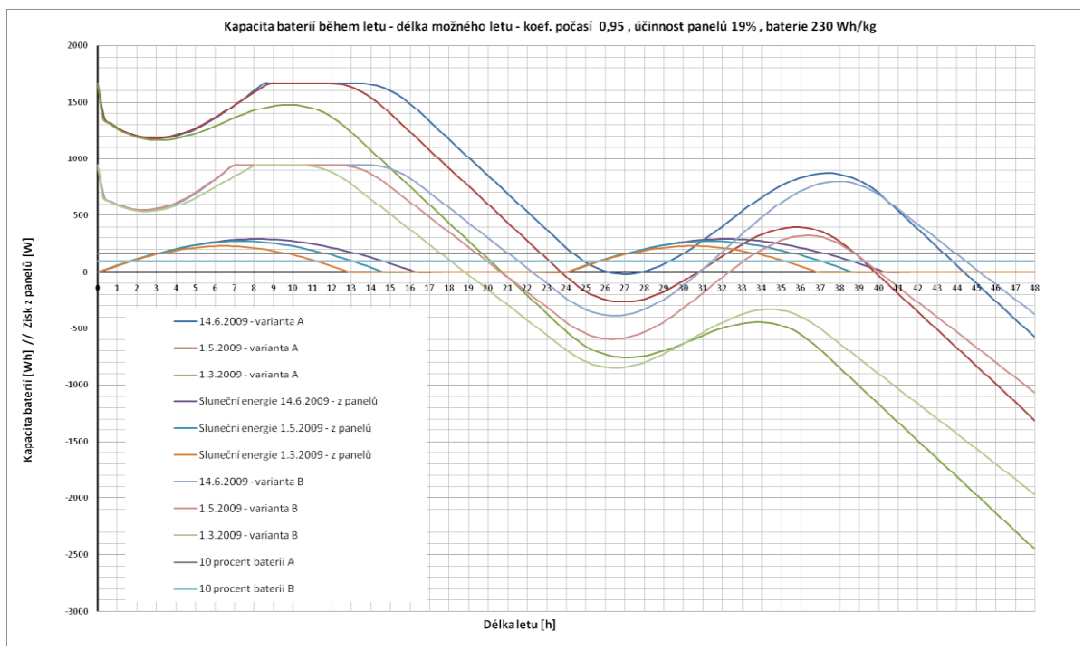
Graf 18.: Kapacita baterií během letu - délka možného letu - koef. počasí 0,75 , účinnost panelů 17% , baterie 230 Wh/kg

Nyní je možné prozkoumat vliv jednotlivých parametrů. Graf 19 ukazuje vliv zvýšení kapacity baterií o 25 procent, kdy celková kapacita baterií varianty A stoupne na 2084,375 Wh, pro B – 1178,75 Wh. Modifikací pouze tohoto parametru, dosáhneme za daných podmínek, posunutí Grafu 18 ve směru x-ové osy, prodloužení délky letu, a zvýšení nezávislosti na koeficientu počasí. Nicméně, zvýšení energetické hustoty baterie je jedním z hlavních způsobů, jak překonat noční fázi letu. Toto bude probráno dále.



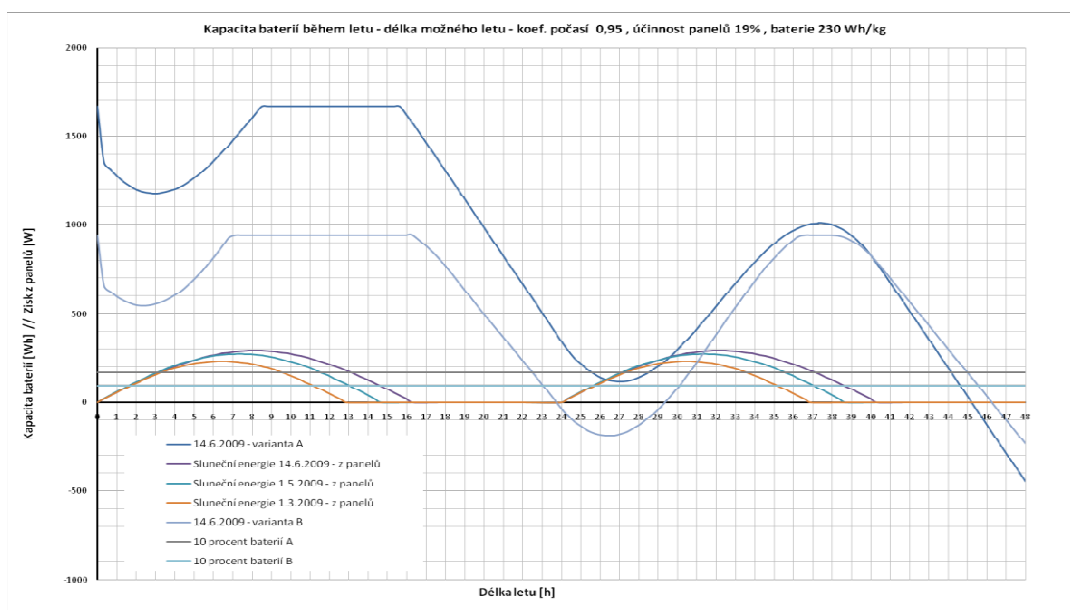
Graf 19: Kapacita baterií během letu - $k_{poč}$ 0,75 , η panelů 17% , bat. 287,5 Wh/kg

Vliv koeficientu počasí ve své podstatě pracuje stejným způsobem, jako účinnost solárního panelu. Rozdíl je v tom, že účinnost panelu máme víceméně stejnou (závislá na okolní teplotě, znečištění) po celou dobu letu, zatímco počasí je variabilní. Nicméně, pokud se dostatečně zvýší pro daný letoun účinnost či koeficient počasí, nastane případ, který popisuje Graf 20. V určitém bodě dojde k nabití baterie na její maximální kapacitu, a příchozí energie ze Slunce již není plně využívána. Pokud by se jednalo o letoun, který letí ve výšce svého maximálního dostupu, znamenalo by to, že je pro dané podmínky předimenzovaný, například pokrytím panely či jejich kvalitou. Pokud může ale letoun dále stoupat, je výhodné ukládat tuto energii, která by se jinak nevyužila, do potenciální energie, tedy stoupat, a to do chvíle, kdy pomine nadbytek energie ze solárních článků. Následně by se měl na základě maximálního využití solární energie, dostat letoun zpět na svoji operační hladinu, a to z důvodu zvýšených nároků na výkon ve vyšších nadmořských výškách, jak bylo popsáno v kapitole 6.1.

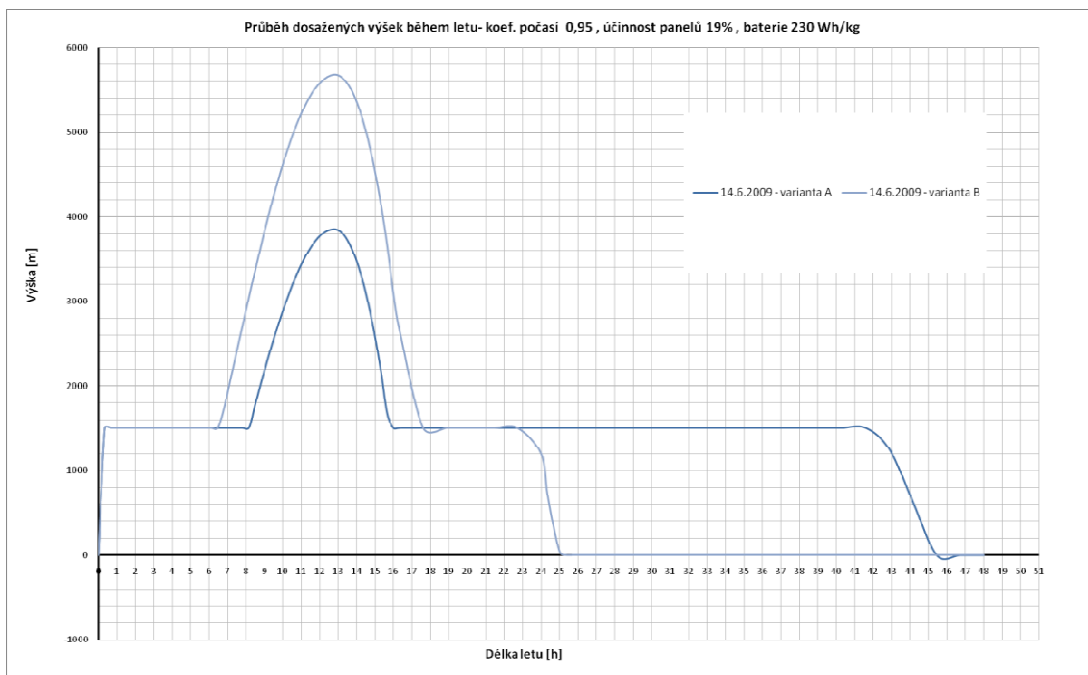


Graf 20: Kapacita baterií během letu - $k_{poč}$ 0,95 , η panelů 19% , bat. 230 Wh/kg

Pro náhled na vliv uložené solární energie v potenciální na době letu, byly vypracovány Grafy 21-22. Je patrné, že pokud pomíneme v tomto případě hranici podvybití, letoun varianty A je schopný docílit vytrvalosti větší než 24 hodin. Ukládat tedy přebytečnou energii do potenciální je výhodný způsob, jak prodloužit délku letu. Nicméně je nutné pro tento způsob letu konfigurovat součinitele vztlaku, případně rychlosti, které si ovšem žádají zvýšený výkon. Opět se zde také ukázalo, že varianta B je závislá na kapacitě baterií, která přes noc není dostačující, a zároveň, překoná-li se tento fakt zvýšenou energetickou hustotou baterií, bude v dlouhodobém letu ekonomičtější než varianta A. Výsledné hodnoty vytrvalosti a doletu jsou pro tyto podmínky – A: vytrvalost – 44,1 hod , dolet – 2024 km ; B: vytrvalost – 23 hod , dolet – 1056 km.

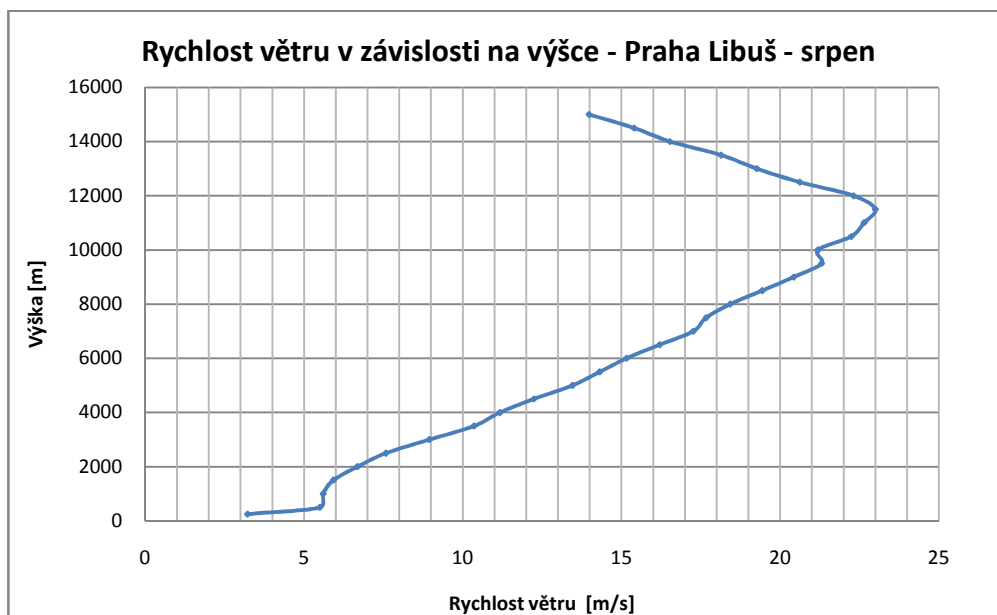


Graf 21: Kapacita baterií během letu - $k_{poč}$ 0,95 , η panelů 19% , bat. 230 Wh/kg



Graf 22: Průběh dosažených výšek - $k_{poč}$ 0,95 , η panelů 19% , bat. 230 Wh/kg

Pro doplnění je zde ještě připojen graf závislosti rychlosti větru na výšce, pořízený na základě každodenního zpravodajství o počasí na stránkách <http://www.meteoweb.cz>. Z něho je patrné, že s lehkým letounem je vhodnější létat v menších výškách, protože jeho náchylnost k poryvům a rychlosti větru je značná.



Graf 23: Rychlost větru v závislosti na výšce - Praha Libuš - srpen

6.7. Stabilita a říditelnost

Výsledné letové výkony a charakteristiky jsou dány nejenom vytrvalostí, doletem, stoupavostí, ale také tím, jak se letoun bude chovat na vnější podněty. Z tohoto důvodu je zaveden pojem stabilita, který zohledňuje, zda-li se letoun vrátí po vnějším zásahu (například poryvu větru) do původní ustáleného režimu let. Rozlišujeme dva případy stability. Statickou a dynamickou. Pokud je letoun staticky stabilní, znamená to, že je schopný se sám bez zásahu do řízení začít vracet do původní polohy. Pokud je zároveň dynamicky stabilní, dosáhne během časového intervalu úplného ustálení v původním režimu letu. V případě, že se ovšem začne vracet, překmitne původní pozici, a ještě zvýší amplitudu výchylky, jedná se o letoun staticky stabilní, ale dynamicky nestabilní. Stabilita se dále dělí na podélnou a příčnou – tedy podle uvažované roviny, a také na stabilitu s pevným a volným řízením. Příklad pevného řízení zkoumá stav, kdy se výchylka kormidel během manévru nemění. Naopak stabilita s volným řízením bere v úvahu změnu nastavení ovládacích ploch. Vzhledem k tomu, že se jedná o bezpilotní prostředek řízený autopilotem, byla zde probrána pouze stabilita s pevným řízením.

Určení podélné stability vychází z podmínky, že poloha těžiště musí být před polohou aerodynamického středu letounu, a $(dc_m/dc_L) < 0$. Aerodynamický střed letounu určíme na základě rovnice {15}.

$$\overline{x_{AS,let}} = \overline{x_{AS,kř}} + \Delta \overline{x_{AS,trup}} + \frac{c_{L\alpha,VOP}}{c_{L\alpha}} \cdot k_{VOP} \cdot \overline{v_{VOP}} \cdot \left(1 - \frac{\delta\varepsilon}{\delta\alpha}\right) \quad \{15\}$$

, kde	$\overline{x_{AS,let}}$	- aerodynamický střed letounu [% c_{SAT}]
	$\overline{x_{AS,kř}}$	- aerodynamický střed křídla [% c_{SAT}]
	$\overline{x_{AS,trup}}$	- příspěvek od trupu [% c_{SAT}]
	$c_{L\alpha,VOP}$	- sklon vztlakové čáry VOP [rad^{-1}]
	$c_{L\alpha}$	- sklon vztlakové čáry křídla [rad^{-1}]
	k_{VOP}	- součinitel snížení kinetického tlaku [-]
	$\overline{v_{VOP}}$	- mohutnost VOP [-]
	$\frac{\delta\varepsilon}{\delta\alpha}$	- úhel ovlivnění VOP od křídla [-]

Aerodynamický střed křídla je dán $\overline{x_{AS,kř}} = 0,25$

Příspěvek od trupu byl určen na základě *Lit [4]*. - {16}, pro který byl získán objem trupu z programu *Catia*.

Součinitel snížení kinetického tlaku je pro T ocasní plochy roven 1

Sklon vztlakové čáry křídla i křídla+trup předpokládáme stejný $c_{L\alpha} = 4,7502$

Úhel ovlivnění VOP od křídla je dán rovnicí {16}

Sklon vztlakové čáry je možné odhadnout na základě grafu z *Lit [3 – obr.81]*, potom $c_{L\alpha,VOP} = 3,5 [rad^{-1}]$

Bezrozměrná mohutnost VOP je dána vztahem {17}

$$\overline{x_{AS,trup}} = - \frac{2 \cdot V_{TRUP}}{S_{Kř} \cdot c_{SAT}} \cdot \frac{1}{c_{L\alpha}} = - 0,036 \quad \{17\}$$

, kde $V_{trup} = 0,1 [m^3]$ – objem trupu

$S_{Kř} = 2,7 \text{ [m}^2\text{]}$ – plocha křídla

$$\frac{\delta\varepsilon}{\delta\alpha} = \frac{2 \cdot c_{L\alpha}}{\pi \cdot \lambda} = 0,227 \quad \{18\}$$

$$\overline{v_{VOP}} = \frac{l_{VOP} \cdot S_{VOP}}{S_{Kř} \cdot c_{SAT}} = 0,363 \quad \{18\}$$

Výsledný aerodynamický moment letounu je poté dán:

$$\overline{x_{AS,let}} = 0,25 - 0,036 + \frac{3,5}{4,7502} \cdot 1 \cdot 0,363 \cdot (1 - 0,227) = 0,365 = 42,1 \text{ [%]}$$

Pro posouzení statické stability nyní stačí porovnat tuto hodnotu s polohou těžiště při zadní centráži. Dostáváme hodnotu viz vztah {19}.

$$\sigma_A = \overline{x_{AS,let}} - \overline{x_T} = 42,1 - 28,7 = 13,4 \text{ [%]} \quad \{19\}$$

Pro klasické letouny (např. předpis FAR23) se má hodnota statické stability pohybovat v rozmezí 10 – 15 %. V případě malého bezpilotního letounu, který bude řízen autopilotem, je tato stabilitní zásoba zcela vyhovující. Pokud by i přesto byla vyžadována větší jistota a dovoľoval to daný experiment, má letoun dvě komory na přístroje, z nichž větší přední by bylo možné zaplňovat jako první.

Stranová stabilita nebyla zkoumána, protože má letoun hornoplošné uspořádání, které je již samo o sobě stabilizující.

7. Závěrečné zhodnocení

Simulovanými průběhy letu bylo prokázáno, že z hlediska výdrže jsou už i při dnešních parametrech solárních panelů a baterií, letouny poháněné touto technologií vhodnější volbou než ty benzínové. Toto je ovšem podmíněno dostatečnou sluneční aktivitou, což činí solární letoun sezónní technologií. Vzhledem k charakteru slunečního záření dopadajícího na dané místo, je tento typ letounu navíc vhodný spíše pro oblasti menších zeměpisných šířek.

Kritickým okamžikem pro dosažení dlouhodobého letu je překonání noční fáze. Jak bylo dokázáno, je nutné u letounu popsané konfigurace, ukládat nevyužitou energii ze Slunce do energie potenciální. Takto uložená energie potažmo zvyšuje kapacitu baterií. Pokud to typ letounu a mise dovoluje, je vhodné také využít stoupavých termických proudů. Toto řešení je ale v dnešní době proveditelné spíše s manuálně řízenými letouny, a to z důvodu složitosti a nespolehlivosti automatického vyhledávacího zařízení.

Vzhledem k tomu, že většina solárních letounů je po stránce aerodynamiky velice čistých, lze dosáhnout zlepšení letových vlastností pouze nárůstem účinností jednotlivých komponent a vyšší energetickou hustotou baterií.

Z hlediska vhodné konfigurace letounu bylo zjištěno, že i přes vyšší hmotnost konstrukce, slibuje křídlo o větším rozpětí dlouhodobější let. Důležitým faktorem je také hmotnost užitečného zatížení vůči celkové hmotnosti letounu. Čím větší zastoupení užitečné zatížení má, tím kratší je doba letu.

Co se otázky možného uplatnění týče, je solární letoun této velikosti vhodný k pozorovacím, pátracím a výzkumným misím. Z pozorovacích misí se jedná například o sčítání a migraci zvěře, kdy je navíc další pozitivní stránkou jeho tichý elektromotor, monitorování území, pořizování fotografií a dalších dat. Vzhledem k jeho malé cestovní rychlosti, zapříčiněné snahou o co nejchopárnější let, se hodí spíše na dlouhodobější pátrací mise, kdy se například monitoruje daný objekt a jeho okolí po dlouhou dobu. Využití také nabízí při katastrofách, kdy zajišťuje dlouhodobé sledování. Monitorování požáru je ovšem sporadické, z důvodu stínění oblohy kouřem a popílku, který může ulpívat v laminární oblasti křídla a stínit tak panely.

Solární letouny jako takové skýtají velký potenciál do budoucna. Zároveň jsou a budou i výzvou pro konstruktéry, protože pracují na samé hranici potenciálu, který může dané průmyslové odvětví poskytnout.

8. Seznam použité literatury

- [1] Ch. Jouannet, P. Krus: Statistical Survey of Unmanned Air Vehicles for Platform Designer, konference AED2003, ISBN 80-86059-35-9
- [2] doc. Ing. Josef Pávek, CSc., doc. Ing. Zdeněk Kopřiva, CSc.: Konstrukce a projektování letadel I., České Vysoké Učení Technické Praha 1982
- [3] doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.: Projektování letadel I, Vysoké Učení Technické Brno 1991, ISBN 80-214-0373-X
- [4] Ing. Bohumír Hoření, Ing. Jaroslav Lněnička – Letecké modelářství a aerodynamika, Knihnice Svazarmu, Naše Vojsko
- [5] Almanac for Computers, 1990 published by Nautical Almanac Office, United States Naval Observatory, Washington, DC 20932
- [6] Jan Vobecný, Vít Záhlava, Elektronika – Součástky a obvody, principy a příklady, Grada Publishing, spol. s.r.o
- [7] doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.: Mechanika letu I – Letové výkony, Vysoké Učení Technické Brno, PC-DIR spol. s.r.o. Brno
- [8] Ing. Josef Florián: Aerodynamické charakteristiky letounu I., VAAZ – Vojenská akademie Antonína Zápotockého 1963, první vydání
- [9] Ing. Vlastimil Mertl: Konstrukce a projektování letadel, VUT FSI, ISBN 80-214-1789-7

Ročenky a přehledy – statistický rozbor:

- [R1] <http://www.uvs-info.com> – UAS The Global Perspective 2008/2009
- [R2] <http://www.uvs-info.com> - *Mezinárodní informační zdroj o UVS 2008*
- [R3] <http://www.flightglobal.com> - *UAV Directory*
- [R4] <http://www.defenselink.mil> - *UV Handbook 2008, Shephard Press publication*

Všeobecné informace k problematice BP:

- [V1] <http://www.barnardmicrosystems.com>

Internetové zdroje:

- [I1] <http://www.uav-autopilots.de>
- [I2] <http://www.slavetind.cz> – stránky věnované převážně stavbě letadel, autor: Ing. Dušan Slavětínský, CSc.
- [I3] <http://www.mh-aerotoools.de> – rozsáhlé informace k letecké aerodynamice, vlivu nízkých Reynoldsových čísel, tvora profilů, autor: Martin Heppler
- [I4] <http://www.airspace.cz> - e-magazín Akademie letectví
- [I5] <http://www.sky-sailor.ethz.ch> – stránky věnované projektu solárního letounu určeného pro misi na Marsu

Zdroje k Fotovoltaice a elektronice:

[F1] <http://www.tzb-info.cz>

[F2] <http://www.czrea.org>

[F3] <http://www.pvresources.com>

[F4] <http://www.batteryuniversity.com>

9. Seznam použitých zkratek a symbolů

$\frac{c_D}{c_L^{3/2}}$	- aerodynamický činitel určující míru klesavosti letounu	[-]
$\overline{v_{VOP}}$	- bezrozměrná mohutnost VOP	[-]
$\overline{x_T}$	- těžiště letounu vztahované na c_{SAT}	[% c_{SAT}]
$\overline{x_{AS,let}}$	- aerodynamický střed letounu	[% c_{SAT}]
$\overline{x_{AS,kř}}$	- aerodynamický střed křídla	[% c_{SAT}]
$\overline{x_{AS,trup}}$	- příspěvek od trupu	[% c_{SAT}]
$\frac{\delta\varepsilon}{\delta\alpha}$	- úhel ovlivnění VOP od křídla	[-]
A_{SOP}	- mohutnost svislých ocasních ploch	[-]
A_{VOP}	- mohutnost vodorovných ocasních ploch	[-]
$c_{D, trup}$	- součinitel škodlivého odporu trupu	[-]
$c_{L, Max}$	- maximální součinitel vztlaku	[-]
$c_{L\alpha}$	- sklon vztlakové čáry křídla	[rad ⁻¹]
$c_{L\alpha, VOP}$	- sklon vztlakové čáry VOP	[rad ⁻¹]
c_{min}	- minimální hloubka profilu	[mm]
c_{SAT}	- střední aerodynamická těživa	[mm]
D	- odpor letounu	[N]
$E_{celková}$	- celková energie získaná systémem ze Slunce	[W]
$E_{sluneční}$	- sluneční energie	[W]
E_{solar}	- celková energetická bilance	[W/m ²]
F	- tah motoru	[N]
F_{TR}	- omočený povrch trupu	[m ²]
g	- gravitační zrychlení	[m/s ²]
G	- tíha letounu	[N]
G_{konstr}	- tíha konstrukce	[kg·m/s ²]
I	- proud	[A]
$I_{max,den}$	- maximální intenzita záření pro daný den	[W]
$k_{poč}$	- koeficient počasí	[-]
k_{VOP}	- součinitel snížení kinetického tlaku	[-]
l_A	- vzdálenost náběžné hrany od počátku SS	[mm]
m_{MTOW}	- celková hmotnost letounu	[kg]
$P_{potř, horiz}$	- potřebný výkon pro horizontální let	[W]
Re	- Reynoldsovo číslo	[-]
$S_{Kř}$	- plocha křídla letounu	[m ²]
S_{SOP}	- plocha svislých ocasních ploch	[m ²]
S_{TR}	- plocha maximálního průřezu trupu	[m ²]
S_{VOP}	- plocha vodorovných ocasních ploch	[m ²]
t_{den}	- délka daného dne	[hod]
U	- napětí	[V]
v	- dopředná rychlost letounu	[m/s]
V_S	- pádová rychlost	[m/s]
V_{trup}	- objem trupu	[m ³]
v_z	- stoupací rychlost	[m/s]
x_T	- poloha těžiště od počátku SS	[mm]
ΔP	- přebytek výkonu	[W]
η	- účinnost	[%]

η_{baterie}	- účinnost baterií [%]	
η_c	- součinitel tlakového odporu	[-]
η_{motor}	- účinnost motoru	[%]
$\eta_{\text{sol.panely}}$	- účinnost solárních panelů	[%]
λ	- štíhlost křídla	[-]
λ	- rychlostní poměr	[-]
ρ	- hustota	[kg/m ³]
ρ	- hustota vzduchu	[kg/m ³]
ν	- kinematická viskozita	[m ² /s]
φ_t	- úhel nastavení křídla	[°]
σ_A	- podélná statická stabilita	[%]