



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta strojní

Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky

**Úvodní aerodynamický návrh HAPS – nosič komunikačních technologií pro  
provoz ve výšce 22 km**

**The Preliminary Aerodynamics Design of the HAPS – a Carrier for  
Communication Devices for Operation in the Altitude of 22 km.**

Bakalářská práce

**Andrej Prítrský**

Vedoucí bakalářské práce: Ing. Petr Prokop MBA

Studijní program: Teoretický základ strojího inženýrství

Praha 2022

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Prítrský** Jméno: **Andrej** Osobní číslo: **492629**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávací katedra/ústav: **Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky**  
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**  
Studijní obor: **bez oboru**

## II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

**Úvodní aerodynamický návrh HAPS - nosič komunikačních technologií pro provoz ve výšce 22 km**

Název bakalářské práce anglicky:

**The Preliminary Aerodynamics Design of the HAPS - a Carrier for Communication Devices for Operation in the Altitude of 22 km.**

Pokyny pro vypracování:

1. Úvod - cíle - rešerše dosaženého stavu obdobné techniky (30 %)
  2. Definice požadovaného provozního profilu letounu - specifiky provozního prostředí (15 %)
  3. Stanovení základních technických parametrů letounu (35 %)
    - 3.1 Aerodynamický návrh
    - 3.2 Návrh propulzní jednotky
    - 3.3 Provozní energetická bilance
  4. Studie letounu - konstrukční část (10 %)
  5. Závěr - navazující aktivity (10 %)
- Rozsah práce 6,000-9,000 slov

Seznam doporučené literatury:

dle doporučení vedoucího práce

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

**Ing. Petr Prokop, MBA ústav mechaniky tekutin a termodynamiky FS**

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) bakalářské práce:

Datum zadání bakalářské práce: **25.04.2022**

Termín odevzdání bakalářské práce: **29.07.2022**

Platnost zadání bakalářské práce: \_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_  
Ing. Petr Prokop, MBA  
podpis vedoucí(ho) práce

\_\_\_\_\_  
Ing. Michal Schmirler, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

\_\_\_\_\_  
doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.  
podpis děkana(ky)

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Student bere na vědomí, že je povinen vypracovat bakalářskou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v bakalářské práci.

\_\_\_\_\_  
Datum převzetí zadání

\_\_\_\_\_  
Podpis studenta

## Prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci s názvem: Úvodní aerodynamický návrh HAPS – nosič komunikačních technologií pro provoz ve výšce 22 km vypracoval samostatně pod vedením Ing. Petra Prokopa MBA s použitím literatury uvedené na konci mé bakalářské práce v seznamu použité literatury.

V Praze dne 10.6.2022

Andrej Prítrský

## Poděkování

Děkuji vedoucímu mé bakalářské práce, Ing. Petru Prokopovi MBA za cenné rady a připomínky k vypracování. Ďakujem mojim rodičom za to, že mi umožnili študovať.

## Anotační list

Jméno autora: Andrej Prítrský

Název: Úvodní aerodynamický návrh HAPS – nosič komunikačních technologií pro provoz ve výšce 22 km

Title: The Preliminary Aerodynamics Design of the HAPS – a Carrier for Communication Devices for Operation in the Altitude of 22 km.

Rozsah práce: 70 str., 9 tab., 82 obr.

Akademický rok: 2021/2022

Vedoucí: Ing. Petr Prokop MBA

Klíčová slova: solární letoun, HAPS, výškový dron, let v nízké hustotě, telekomunikační letoun

Keywords: solar powered aircraft, HAPS, high altitude drone, low density flight, telecommunication aircraft

## Anotace

Hlavní náplní této bakalářské práce je vytvořit primární aerodynamický návrh HAPS letounu, který působí jako nosič telekomunikačního vysílače v letové výšce 22km. První část se zaměřuje na popis současného stavu obdobné techniky a popis prostředí, ve kterém jsou letouny provozovány. V následujících částech je představen úvodní aerodynamický návrh a návrh propulzní soustavy letounu.

## Abstrakt

The main content of this bachelor thesis is to create an introductory aerodynamic design of an HAPS aircraft, which operates as a carrier of telecommunication transmitter at an altitude of 22km. The first chapter focuses on the description of the current state of similar technology and description of environment, in which the aircraft is operated. In the following sections, the aerodynamic design and the propulsion system of aircraft are presented.

## Seznam symbolů

$b$	$[m]$	rozpětí	$C_D$	$[-]$	koef. odporu
$\bar{c}$	$[m]$	standardní hloubka profilu	$C_L$	$[-]$	koef. vztlaku
$\bar{\bar{c}}$	$[m]$	průměrná hloubka profilu	$C_M$	$[-]$	koef. klopivého momentu
$c_p$	$[-]$	koef. příkonu vrtule	$C_P$	$[-]$	koef. tlaku
$c_T$	$[-]$	koef. tahu vrtule	$CS$	$[W]$	příkon letounu
$c_y$	$[m]$	hloubka profilu	$D$	$[m]$	průměr vrtule
$dg_B$	$[-]$	degradace baterií	$FD$	$[N]$	odpor
$g$	$[m \cdot s^{-2}]$	tíhové zrychlení	$H_{ef}$	$[m]$	efektivní stupání
$h_d$	$[s]$	délka světlé části	$IC_D$	$[-]$	koef. ind. odporu
$h_n$	$[s]$	délka tmavé části	$IC_m$	$[-]$	koef. ind. momentu
$i$	$[-]$	převodový poměr	$L$	$[N]$	vztlak
$m_B$	$[kg]$	hmotnost baterií	$M$	$[Nm]$	klopivý moment
$m_c$	$[kg]$	hmotnost letounu	$P_{opt}$	$[W]$	příkon optimání
$n$	$[1/min]$	převodový poměr	$P_P$	$[W]$	příkon pohonu
$s_H$	$[m]$	tloušťka al. pláště	$P_R$	$[W]$	příkon řídicí jednotky
$s_I$	$[m]$	tloušťka izolace	$P_{sim}$	$[W]$	příkon vrtule
$v_e$	$[m \cdot s^{-1}]$	výstupní rychlost	$P_V$	$[W]$	příkon vysílače
$v_{in}$	$[m \cdot s^{-1}]$	vstupní rychlost	$Q_{vyt}$	$[W]$	příkon vytápění
$v_L$	$[m \cdot s^{-1}]$	rychlost letu	$S_K$	$[m^2]$	plocha kapsle
$vl_d$	$[m]$	dolní letová hladina	$S_{xy}$	$[m^2]$	ref. plocha
$vl_h$	$[m]$	horní letová hladina	$SVC$	$[Wh/l]$	objemová. kap. baterií
$y$	$[m]$	vzdálenost osy symetrie	$SWC$	$[Wh/kg]$	hmot. kap. baterií
$z$	$[-]$	počet zubů	$T$	$[N]$	tah
$A_P$	$[m^2]$	plocha panelů	$T_O$	$[°C]$	teplota prostředí
$A_R$	$[-]$	štíhlost křídla	$T_{in}$	$[°C]$	teplota vnitřní
$A_V$	$[m^2]$	ref. plocha vrtule	$V_B$	$[m^3]$	objem baterií

## Seznam symbolů

$W$	$[kg \cdot m^{-2}]$	plošné zatížení	$\lambda_H$	$[W \cdot K^{-1} \cdot m^{-1}]$	koef. tep. vod. Al.
$W_F$	$[N \cdot m^{-2}]$	plošné zatížení	$\lambda_I$	$[W \cdot K^{-1} \cdot m^{-1}]$	koef. tep. vod. izolace
$\alpha$	$[W \cdot K^{-1} \cdot m^{-2}]$	koef. přestupu tepla	$\mu$	$[Pa \cdot s]$	dynamická viskozita
$\eta_{el}$	$[-]$	účinnost e. motoru	$\nu$	$[m^2 \cdot s^{-1}]$	kinematická viskozita
$\eta_{pr}$	$[-]$	účinnost převodovky	$\rho$	$[kg \cdot m^{-3}]$	hustota
$\lambda$	$[-]$	rychlostní poměr			

# Obsah

1. Úvod .....	1
1.1. Cíl práce.....	2
1.2. Rešerše dosaženého stavu obdobné techniky .....	2
1.2.1. UAVOS ApusDuo .....	3
1.2.2. Airbus Zephyr .....	3
1.2.3. Facebook Aquila .....	4
1.2.4. NASA a AeroVironment.....	5
2. Definice požadovaného profilu letounu .....	6
2.1. Specifikace provozního prostředí.....	7
3. Stanovení základních technických parametrů letounu .....	8
3.1. Aerodynamický návrh .....	8
3.1.1. Výběr profilu .....	12
3.1.2. Štíhlost křídla.....	14
3.1.3. Středová část křídla .....	16
3.1.4. Přejíhlová oblast a winglety .....	17
3.1.5. Výpočetní část .....	19
3.2. Návrh propulzní jednotky.....	20
3.2.1. Požadavky na elektromotory .....	20
3.2.2. Vrtule.....	22
3.2.3. Vzlet a přistání.....	24
3.2.4. Výpočetní část .....	25
3.3. Provozní energetická bilance .....	26
3.3.1. Solární panely.....	26
3.3.2. Baterie .....	28
3.3.3. Výpočetní část .....	31
4. Konstrukční část studie letounu.....	31
5. Závěr.....	35
Seznam použité literatury .....	36
Přílohy .....	44



# 1. Úvod

Zkratka HAPS může nabývat dva možné, značně podobné významy. High Altitude Platform Station tedy stanice umístěná ve vysoké výšce, nebo druhá definice, která je pro tuto práci příhodnější High Altitude Pseudo-Satellite teda vysoko letící pseudo satelit. V obou případech se myslí letoun, který létá ve výšce 17-25 km za pomoci vztlaku, ne pomocí odstředivé síly jako satelit. (1) Letouny HAPS nelétají po orbitálních drahách Země, ale pohybují se jednotlivě, nebo ve formacích nad přesně vymezenou oblastí. Letouny HAPS mohou být těžší, nebo lehčí než vzduch. HAPS lehčí než vzduch jsou konstruovány jako vzducholodě, které působí geostacionárně nad jednou oblastí.

Letouny se ve většině případů nechovají geostacionárně, ale nad oblastí působení krouží po eliptických drahách. HAPS letouny se pohybují operační rychlostí 10-80 m/s dle konceptu letounu. Proti vzducholodím mají však nižší dobu setrvání ve vzduchu, která se u vzducholodí a balounů pohybuje až do 200 dnů, letouny těžší, než vzduch jsou navrhovány na devadesátidenní mise. Letouny jsou roboticky řízené bezpilotní prostředky.

Určitou podobnost s letouny HAPS můžeme najít v letounech, které se označují jako HALE. HALE (High Altitude Long Endurance) letouny, které dokáží létat dlouhou dobu. Znovu se jedná o bezpilotní letouny, které jsou však poháněny úspornými konvenčními pohonnými jednotkami a dokážou letět desítky hodin po trajektoriích s podobnou charakteristikou jako HAPS letouny. HALE letouny si pro svojí funkci nevytvářejí energii sami, jsou poháněny fosilními palivy což jim umožňuje létat násobně rychleji než letouny HAPS, proto je jejich tvar značně odlišný. Letouny HALE našli aplikaci převážně jako prostředek pro získávání informací pro silové složky.

Využitelnost letounu se nabízí v mnohých jak vojenských, tak civilních oblastech. Letouny HAPS mohou najít využití v sektoru mapování a průzkumu. Mohou nést vyspělé jak kamerové zařízení, tak jiné senzory, které díky výšce, v které tyto letouny působí mají značně zvětšené zorné pole. Zároveň můžou poskytovat přesnější data než satelity na orbitě, protože letí v menší výšce. Satelity obíhající kolem země mají také dlouhé časové prodlení mezi přelety, ve většině případů 90 minut. Na aktualizování informací získaných ze satelitu je nutné vyčkávat do dalšího přeletu. HAPS systémy neopouštějí sledovanou oblast, proto je možné mít neustále aktuální data. HAPS letouny dokáží také jednoduše změnit svou trajektorii a sledovat určený cíl. Tato vlastnost má obrovské výhody v pátracích akcích. Obdobně je tato vlastnost využitelná při sledování rozsáhlých lesních požárů, kdy HAPS letoun může poskytovat hasícím týmům aktuální data o rozmístění. HAPS letouny jsou oblastech nižšího zalidnění mnohem výhodnější než aplikace pozemních vysílačů jak z hlediska ekonomického, tak z hlediska poskytování údržby či napájení těchto vysílačů. Jeden HAPS letoun nesoucí výkonný vysílač může dlouhodobě pokrýt oblast, která by jinak vyžadovala až 1500 pozemních vysílačů. (2) V lesních nebo horských oblastech se toto číslo odhaduje ještě vyšší. Při ohledu na množství lidí, které dnes nemají přístup k internetu, odhadováno na 1.6 miliardy rozmístěné převážně v oblastech střední Afriky a rychle rostoucích zemí by letouny mohli vytvořit síť stabilního připojení během

velmi krátké doby, bez nutnosti nákladných investic do infrastruktury a bez ohledu na rychle se měnící politický systém těchto zemí.

Další výhodou HAPS systémů je, že mohou poskytovat připojení nebo datové přenosy v případě živelních pohrom. V kontrastu s pozemními vysílači jsou HAPS systémy zcela funkční i v případě rozsáhlých výpadků proudu, záplavách, požárech, sesuvech půdy a jejich funkčnost neovlivní ani menší tornáda nebo větší bouře.

HAPS letouny jsou v dnešní době napájeny z vlastních baterií nesených uvnitř letounu. Tyto baterie tvoří bezmála polovinu hmotnosti letounu. Baterie zajišťují provoz senzoru nebo v našem případě telekomunikačního vysílače, zásobují řídicí systémy letounu a zároveň nepřetržitě pohánějí letoun. Energie se získává ze solárních panelů rozmístěných po povrchu letounu. Počáteční a koncová část slunečního svitu jsou však pro letoun takřka nepoužitelné, protože záření na plochy letounu pokryté solárními panely má příliš nízkou plošnou intenzitu způsobenou malým úhlem dopadu světla. Proto musíme počítat s faktem, že noční část letu je delší než denní. To vytváří významnou komplikaci při navrhování množství nesených baterií. Podobný problém vzniká v blízkosti polárního kruhu a více k pólům země. Pro let je ideální oblast rovníku kde tmavá i světlá část roku trvá stejně a příliš se nemění. Letoun musí být také dostatečně velký, aby nejen nesl požadovaný náklad, ale také aby měl dostatečně velkou plochu, kde bude možné umístit solární panely. Cílem dnešních společností vyvíjejících HAPS letouny je, aby tyto letouny dokázali plnit mise o délce 90 dní bez mezipřistání v oblastech mimo polárního kruhu.

### 1.1. Cíl práce

Tato bakalářská práce si klade za cíl popsat současný vývoj bezpilotních letounů HAPS těžších než vzduch a navrhnout letoun jako nosič telekomunikačního vysílače ve výšce 22 km. Letoun má být schopen letu nad vymezenou oblastí dlouhou dobu (90 dní). V řešerši této práce jsou popsány již létající letouny HAPS a jejich individuální charakteristiky. V kapitole o aerodynamickém návrhu se práce zabývá samotným návrhem aerodynamické koncepce letounu, pohonných systémů, ukládání energie a konstrukce.

### 1.2. Rešerše dosaženého stavu obdobné techniky

Je nutné poznamenat, že v dnešní době se žádný HAPS letoun nevyrábí sériově. Společnosti v průběhu času došly k závěru, že nedokážou při dnešním stupni vývoje dílčích částí letounu poskytnout řešení, které by telekomunikační společnosti požadovaly. Následným krokem bylo slučování některých vývojových kanceláří do aliancí, které měli společný cíl, vytvoření letounu schopného nést zátěž v letové hladině 20-25 km po dobu nejméně 90 dní. Některé velké koncerny, které se snažili o vývoj HAPSu se však v jistém stádiu vývoje rozhodly pro armádní sféru využití a nechávají si svůj výzkum financovat vládami. (3) (Viz. Příloha 1)

V následující části této kapitoly budou popsány jednotlivé důležité letouny, které nějakým způsobem ovlivnily vývoj i pohled na budoucnost HAPS systémů.

### 1.2.1. UAVOS ApusDuo

Společnost UAVOS vznikla v roce 2011 v americké Kalifornii, kde vyrábí menší bezpilotní letouny pro bezpečnostní a jiné komerční účely. Specializují se na transformaci komerčně dostupných letadel na bezpilotní prostředky. Nejambicióznějším projektem byl letoun ApusDuo, který měl být schopen létat 3 měsíce nad subarktickými oblastmi a jeden rok nad oblastmi rovníku bez mezipřistání. Jeden zmenšený prototyp byl použit pro ověření letových vlastností v nižší atmosféře. Prototyp byl postaven ve dvoutřetinovém měřítku tedy desetimetrovém rozpětí. Společnost prezentovala lety prototypu jako veliký úspěch, navzdory tomu vývoj v této oblasti byl zastaven. Letoun startoval ze zpevněné dráhy za pomoci odnímatelného podvozku, přistával na nezpevněnou plochu. Zvláštností letounu bylo křídlo se dvěma nosními plochami přibližně stejného rozpětí. Byla volena trojtrupová konfigurace, kdy přední křídlo bylo upevněno v hornoplošnickové konfiguraci a zadní křídlo splňovalo funkci výškového stabilizátoru upevněného k ocasům jednotlivých trupů tvaru T. Toto uspořádání se později ukázalo jako ne příliš vhodné, letoun měl výrazné problémy s manévrováním způsobené nejednotným nakláněním ocasů, a deformacemi nosné plochy. Provozní teploty letounu jsou v rozmezí -65 až +55 °C. Udávaná účinnost solárních panelů je 21 %, panely jsou elastické, rozmístěné na onou nosních plochách z horní strany. Letoun má tři pohonné jednotky, jednu v každé trupové části a je poháněn třemi dvoulistými vrtulemi. (4) (Viz. Příloha 2)

*Tabulka 1 Výpis dostupných známých parametrů zamýšleného letounu UAVOS ApusDuo. (4)*

Rozpětí	[m]	15
Rychlost na hladině moře	[m.s-1]	8
Rychlost ve výšce 15000 m	[m.s-1]	27
Maximální vzletová hmotnost	[kg]	43
Maximální hmotnost nesené zátěže	[kg]	2
Operační výška	[m]	18 000

### 1.2.2. Airbus Zephyr

Vývoj rodiny HAPS letounů započal v roce 2001 spoluprací dvou firem, Airbus a QinetiQ která se ucházela o kontrakt s americkou armádou. Do dnešního dne existují 4 různé modely tohoto letounu, které vznikali postupným upravováním předchozího modelu. 3 prototypy, každý jiné verze jsou letuschopnými bezpilotními prostředky vícenásobně úspěšně testované. Letouny postupně dosahovali stále lepších výsledků a jsou držiteli rekordů v délce letu. První typ zvaný Zephyr 6 byl představen v roce 2003 a v roce 2008 dosáhl světového rekordu v délce bezpilotního letu. Let ve výšce nad 18 000 metrů trval 82 hodin a 37 minut. Letadlo o hmotnosti 30 kg neslo zátěž v podobě telemetrického vysílače o hmotnosti 2 kg. Vysoké nároky na pevnost konstrukce a fungování celého systému byla okolitá teplota, která 28-31 července dosahovala na zemi 45 °C. (5) (6) Model, který Zephyr 6 nahradil byl model Zephyr 7.

Lithium-Sulphur (Li-S) baterie byly nahrazeny bateriemi z Lithium-ion s amorfním křemíkem. Nový letoun byl schopen v roce 2010 stanovit nový rekord v délce letu na 336 hodin a 24 minut. Zároveň také dosáhl výšku 21 562 metrů. Doposud neúspěšnějším modelem je Zephyr 8 někdy označován jako Zephyr S, který prvý krát vzletl v roce 2018. Let trval 623 hodin a 57 minut, tedy téměř 26 dní. Dosáhl také letovou výšku 23 200 metrů čím pokořil rekord svého předchůdce.

V roce 2021 nalítal Zephyr S více než 2435 hodin. (7) V listopadu 2021 provedla společnost Airbus a NTT DOCOMO Inc. osmnáctidenní stratosférický let s telekomunikačním vysílačem. Letoun byl schopen vytvořit 2GHz síť s dosahem až 140 km. (8) Letoun létal ve výšce 20 kilometrů a vytvářel síť pro pozemní přijímače, která měla demonstrovat stabilitu připojení při změnách počasí v nižší atmosféře. Letouny Zephyr mají celou konstrukci z uhlíkových vláken, pro vysoký poměr pevnosti a hmotnosti konstrukce. Letouny mají přímé křídlo, které se v polovině zakřivuje vzhůru pro lepší letovou stabilitu a na koncích se znovu vyrovnávají do vodorovné polohy. Letouny jsou jednotrupé, s ocasionálními plochami do tvaru T, kromě letounu Zephyr 6, který měl konvenční uspořádání ocasionálních ploch. V přední části mají rozšířenou gondoly pro řídicí jednotku a vysílač. Jsou poháněny dvěma synchronními motory v kombinaci se dvěma dvoulistými vrtulemi. Je naplánován i vývoj letounu Zephyr T který by měl dosahovat větších nosností. Horní strana nosného křídla je pokryta tenkými galium arsenikovými solárními panely schopnými dodávat 350 W na čtvereční metr. (9) Přibližně polovinu hmotnosti letounu tvoří baterie. Letoun z důvodu úspory energie postupně klesá do výšky přibližně 14 kilometrů a na denní letovou hladinu se vrací až při dostatečném přísunu energie ze solárních panelů. (Viz. Příloha 3)

Tabulka 2 Základní specifikace řady letounů Zephyr od společnosti Airbus.

Typ		Zephyr 7	Zephyr 8
Rozpětí	[m]	22.5	25
Maximální délka letu	[hod]	366.5	624
Rychlost v operační výšce	[m.s-1]	9.5	-
Maximální vzletová hmotnost	[kg]	53	75
Maximální hmotnost nesené zátěže	[kg]	2.5	5
Dostup	[m]	21 500	23 000

### 1.2.3. Facebook Aquila

Konstrukce letounu byla původně navržena společností Ascenta a Somerset předtím, než je v roce 2014 odkoupil Facebook a zařadil pod sekci Conectivity Lab. Letoun vytvořen pro oblasti subsaharské Afriky se dostal do povědomí pro svůj úspěšný prototyp. Projekt byl v roce 2019 zastaven. Aquila přinesla nový vzhled konstrukcí HAPS. Letoun má šípovité křídlo s vrcholovým úhlem 120° a středovou gondoly, která je kosočtvercového tvaru. Na křídle jsou

umístěny čtyři pylony osazené stejnosměrnými elektromotory a dvoulistými vrtulemi. (Viz. Příloha 4)

Start byl realizován pomocí startovací rozjezdové plošiny, od které se letoun po dosažení vzletové rychlosti oddělil. Přistání probíhalo do šterkové dráhy bez podvozku. Letoun měl na křídle umístěné spoilery pro změnu obtékání profilu, které podporovaly vyšší manévrovatelnost. Na koncích křídel byly umístěné winglety. Na horní straně křídla byly umístěné solární panely, ne však na celé ploše křídla. Aquila měla setrvat ve vzduchu po dobu 90ti dní. K tomu sloužilo velké množství baterií, které byly rozmístěné uvnitř křídla. Letoun byl zajímavý převážně svojí nízkou deklarovanou spotřebou energie. Spotřeba se pohybovala na úrovni 2 000 W v noci a 5 000 W přes den v čase nabíjení baterií. Množství použitých kompozitních materiálů umožňovala letounu s rozpětím 43 metrů dosahovat hmotnost pouze 400kg. (10) Letoun byl navrhován pro let ve výšce 27 000 metrů přes den a v noci pro úsporu energie měl postupně klesat až k letové hladině 18 000 metrů. Letoun uskutečnil celkem dva lety, oba úspěšné. První let se konal v roce 2016, kdy letoun zůstal ve vzduchu 96 minut. Letoun byl zatížen závažím, které mělo simulovat telekomunikační vysílač. Testy se zaměřili převážně na zjištění spotřeby energie a zkoušku autopilota, který doposud testoval jenom na zmenšeném modelu v 1/5 měřítku. Druhý test trval 106 minut. Letoun po dobu tohoto testu byl schopen vytvořit síť připojení, které bylo sledováno průvodním letounem. (11)

Tabulka 3 Základní specifikace letounu Facebook Aquila.

Rozpětí	[m]	43
Rychlost v operační výšce	[m.s-1]	11
Maximální vzletová hmotnost	[kg]	470
Maximální hmotnost nesené zátěže	[kg]	70
Dostup	[m]	27000

#### 1.2.4. NASA a AeroVironment

Společnost AeroVironment započala vývoj solárně poháněných letounů na konci 70. let. Na začátku 80. let se společnosti podařilo získat financování od americké vlády a vytvořit první létající prototyp letounu tohoto druhu. Technologie v té době letouny neměly dostatečně účinné solární panely ani baterie s potřebnou kapacitou. V roce 1994 bylo toto letadlo přesunuto do vývojových kanceláří NASA a celý vývoj se přesunul pod program NASA Erast. Letoun byl přejmenován na Pathfinder a po osazení novějších technologií znovu vzlétl v roce 1995. Dosáhl let ve výšce 21 800 metrů. Později program vyvinul nový letoun postavený na předešlé konstrukci zvaný Pathfinder Plus, které mělo zlepšené aerodynamické vlastnosti a nové pohonné jednotky. Letoun dosáhl nového výškového rekordu 24 450 metrů. Využity byly solární panely s účinností 19 %, maximální množství získané energie se pohybovalo na úrovni 12 500 wattů, tedy o 5 000 wattů víc než předchozí prototyp. Letoun byl poháněn osmi elektromotory, každý s vlastní dvoulistou vrtulí s pevným úhlem. (12) (Viz. Příloha 5)

Řadu Pathfinder nahradil letoun Centurion. Na letounu byly testovány délky letu v závislosti na nesené zátěži, až 272 kilogramů. Zátěž byla rozdělena do všech pylonů. (13)

Centurion byl nahrazen projektem Helios HP01, který vznikl přidáním další 41 stop (12.5 metru) dlouhé křídlové sekce a pátého podvozku. Cílem tohoto letounu bylo dokázat letět 14 hodin ve výšce minimálně 15 250 metrů. V roce 2001 dosáhl výšku letu 29 525 metrů. Letoun je složen převážně z uhlíkových kompozitu, kevlaru a styro pěny. Křídlo je široké 2.4 metru (8 stop) stejně jako v předchozích typech. Koncové panely křídel mají sklon 10 stupňů pro zajištění vyšší letové stability. Zatížení křídla dosahuje 4 kg/m<sup>2</sup>. Křídlo je rozděleno do sekcí, mezi kterými je umístěno 5 pylonů ze stejných materiálů jako křídlo. V každém pylonu se nacházejí dvě podvozková kola. Pohon zajišťuje 14 BLDC motorů, každý o výkonu 1.5 kW s dvoulistými vrtulemi o průměru 2 metry. Letoun manévruje pomocí změny tahu a malými ovládacími plochami na konci křídla. (14)

Nově zamýšlený model s označením Helios HP03 má ve střední části větší pylon, který má nést generátor vodíku a reaktor pro technologii FuelCell. Letoun by měl v průběhu dne vygenerovat vodík, který bude v noci spotřebovávat pro tvorbu elektrické energie. Tím by se omezilo množství těžkých baterií, které letouny doposud museli nést. Nejznámější havárie letounu Helios HP01 se odehrála 26.6.2003. (Viz. Příloha 5)

Tabulka 4 Základní specifikace letounů vzniklých spoluprací NASA a AeroVironment.

Typ		Pathfinder	Pathfinder plus	Centurion	Helios HP01	Helios HP03
Rozpětí	[m]	29.5	36.3	61.8	75.3	75.3
Maximální vzletová hmotnost	[kg]	252	315	862	929	1052
Počet pohonných jednotek	[ks]	6	8	14	14	10
Maximální dostup	[m]	21 802	24 445	neznámý	29 523	19 812

## 2. Definice požadovaného profilu letounu

Zátěž letounu bude tvořit vysílač o hmotnosti 70 kg, protože předpokládáme, že budoucí vysílače budou mít vyšší poměr výkonu a hmotnosti. Příkon vysílače pro účely práce stanovují a 3kW, vysílač bude mít neustálý přísun energie po celou dobu letu vyjma přistátí a vzletu. Letoun bude létat v letové výšce 22 km po dobu nejméně 90 dní. Letoun bude roboticky řízený. Rozpětí letounu bylo stanoveno s omezením na 70 metrů. Letoun bude poháněn vrtulovými elektrickými pohonnými jednotkami. energii si letoun bude získávat pomocí solárních panelů a musí být energeticky soběstačný.

## 2.1. Specifikace provozního prostředí

Vyjma přistání a vzletu se letoun pohybuje ve výšce 22 km, tedy spodní vrstvě stratosféry, kde jsou vlastnosti atmosféry značně odlišné než v blízkosti povrchu. Výšky 20-25 km se volí pro letové hladiny HAPS systémů, protože je to oblast atmosféry s nejnižší rychlostí větru. To umožňuje letounu i při nízkých rychlostech manévrovat nad vymezenou oblastí nebo být geostacionární. V případě geostacionárního letu se letadlo pohybuje atmosférou v protisměru stejnou rychlostí jako je relativní rychlost atmosféry. Rychlost větru se v této výšce pohybuje v intervalu  $10-15 \text{ ms}^{-1}$ . Využití proudu vzduchu je možné zohlednit při plánování trasy letu a docílit tak úsporu energie, protože letoun bude létat ve směru nebo proti směru atmosférického proudu. Nevhodný boční proud se tedy minimalizuje jenom pro dobu otáčení letounu. Směr větru v této výšce se mění jen velmi pomalu a bouřky typické pro troposféru nemají žádný vliv na směr větru ve stratosféře. Směr a síla větru se odvíjí od oblasti nad kterou letoun lítá a ročním obdobím. Turbulence v této výšce se až na případy silných bouří nevyskytují.

Oblasti se signifikantními odlišnostmi jsou oblasti nad severním a jižním pólem a rovníkové oblasti, kde se i vlastnosti stratosféry mění v období cyklonů. Rychlosti větru se pohybují v rozsahu  $0-20 \text{ ms}^{-1}$  v závislosti od zeměpisné šířky a ročního období. Nejvíce větrné bývají období na přelomu července a srpna, podobně jako leden. Směry větru se mění dvakrát ročně. Oblasti vysokého tlaku se v zimním období posouvají mírně na sever. Proud přesouvajícího se vzduchu z oblasti tlakové výše do oblasti tlakové níže je ovlivněn Coriolisovou silou, má tedy mírně zakřivenou trajektorii. Tyto proudy se cyklicky opakují a je tedy možné navrhovat trasy letounů s ohledem na aktuální oblast použití stejně jako roční období. Hustota vzduchu je silně závislá na zemské šířce a v některých oblastech i na ročním období. Nejvíce se s ročním obdobím mění v oblastech nad rovníkem. Zásadním problémem v navrhování letounu je vysoká kinematičká viskozita, která je důsledkem nízké hustoty. Dynamická viskozita se v letové výšce liší od dynamické viskozity na povrchu pouze o 10 %. Teploty se pohybují v rozsahu  $-50 \text{ }^\circ\text{C}$  až  $-60 \text{ }^\circ\text{C}$ . Rozdíl teplot v zimním a letním období je maximálně 20 stupňů, což je zjevná výhoda při návrhu chlazení či zahřívání letounu. (15) (Viz. Příloha 6)

Tabulka 5 Závislosti atmosférických parametrů na zeměpisné šířce. (16)

Tabulka zobrazuje hodnoty atmosférických parametrů pro výšku 22 000 metrů v letním a zimním období v různých lokacích.

zeměpisná šířka [°N]	teplota [°C]		hustota [g.m <sup>-3</sup> ]		dynamická viskozita 10 <sup>-5</sup> [Pa.s]	kinematičká viskozita 10 <sup>-3</sup> [m <sup>2</sup> .s <sup>-1</sup> ]
	leden	červen	leden	červen		
15	-60	-60	64.975	64.975	1.435	22.085
30	-62	-59	64.021	67.492	1.435	21.823
45	-60	-53.5	62.627	67.893	1.435	21.989
60	-62.2	-50	59.211	67.075	1.435	22.726
75	-67.5	-45	55.942	66.751	1.435	23.392

Dalším významným problémem pro letouny létající ve vysokých výškách je krátkovlnná radiace. 90 % atmosférického ozonu se nachází ve výšce 20-25 km. Letouny jsou konstantně vystavovány vysokým úrovním ultrafialového záření UV-A a UV-B o vlnových délkách 280-400nm. Množství záření může dosahovat v závislosti od letové hladiny až 30 násobku záření dopadajícího na zemský povrch, nad polárními oblastmi s nízkým množstvím ozonu je řadově větší a mění se dle aktuální polohy ozonových děr. Příznivým jevem je téměř úplná absence vodní páry ve vzduchu. Většina vodní páry se vyskytuje ve výšce 7-10 km. Ve stratosféře absentují mechanické částice, které se vyskytují ve vzduchu v podobě smogu či prachu. Mizivé množství vodní páry nám umožňuje použití materiálů, které jsou citlivé na vlhkost, stejně jako odstraňuje problém vzniku vodního kondenzátu při různých teplotách těles, nebo vzniku námrazové vrstvy na povrchu letounu. (17)

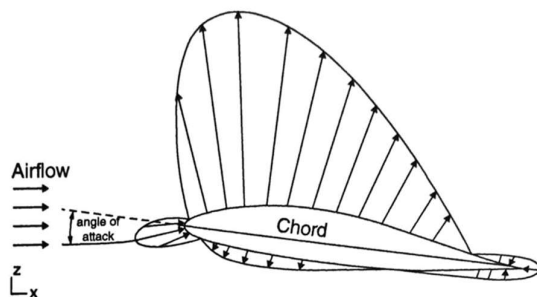
## 3. Stanovení základních technických parametrů letounu

### 3.1. Aerodynamický návrh

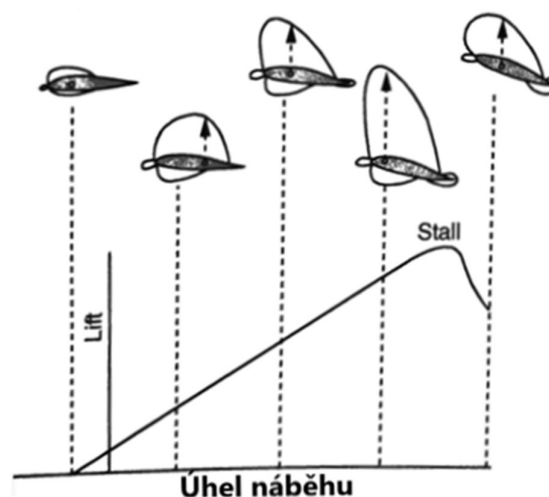
První úvahou je, volba letounu s jedním ocasem, s více ocasy, nebo bezocasí letoun. Na grafu (Obr. 60 Viz. Příloha 8) vidíme rozložení hmotnosti a aerodynamického odporu letounu s jedním a dvěma ocasy. Při letounu s jedním ocasem tvoří hmotnost ocasní konstrukce a hmotnost trupové části přibližně 7 % celkové hmotnosti letounu. Při letounu se dvěma ocasy spojenými jednou horizontální plochou tvoří hmotnost této konstrukce přibližně 8-9 % celkové hmotnosti letounu. V případě letounu s jedním ocasem tvoří odpor ocasních ploch 3 % celkového odporu a v případě letounu se dvěma ocasy spojenými jednou horizontální plochou přibližně 6 % celkového aerodynamického odporu letounu. (18) (Viz. Příloha 8) Snížení odporu je první možností, jak snížit celkovou spotřebu energie. Snížením spotřeby je možné nést menší množství baterií, které letounu poskytují energii v čase, kdy solární panely nejsou schopny vyrábět dostatečné množství energie. Jako vhodná volba se tedy naskytuje letoun bezocasý.

Zásadním problémem bezocasých letounů je, že nedokážou sami vyrovnávat klopivý moment křídla na rozdíl od letouny se dvěma horizontálními plochami. Klopivý moment křídla vzniká nerovnoměrným rozložením tlaku po délce profilu, způsobenou různou rychlostí proudu vzduchu na profilu. V důsledku tohoto jevu za náběžnou hranou křídla vzniká oblast nízkého tlaku a vzniká záporný moment profilu, který naklápí profil náběžnou hranou vzhůru. Většina profilů má při jistém úhlu náběhu nulový klopivý moment. Tento úhel je však pro běžně používaných profilu velmi velký a je důsledkem odtržení laminárního proudu.



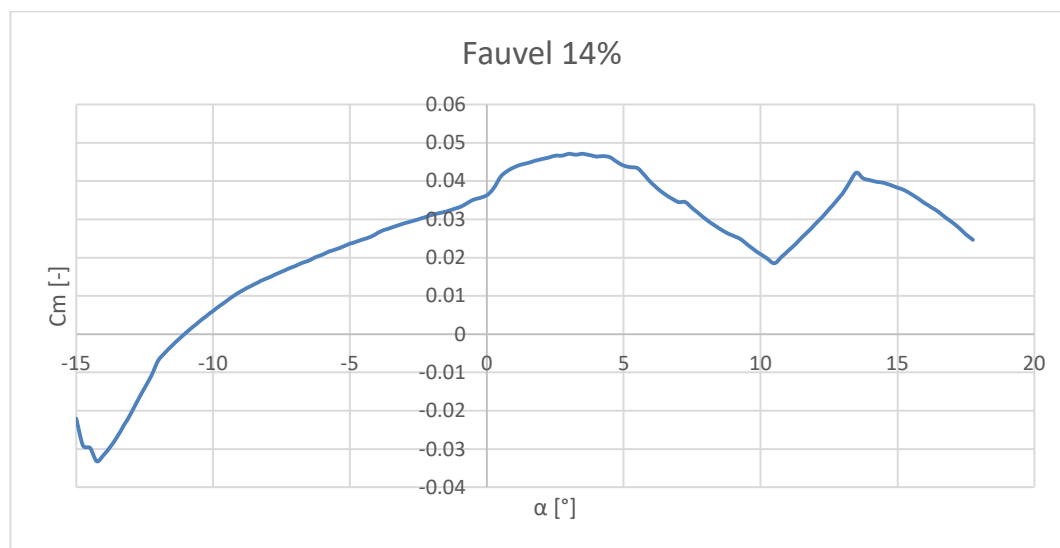


Obr. 1 Rozložení tlaku na profilu (19)

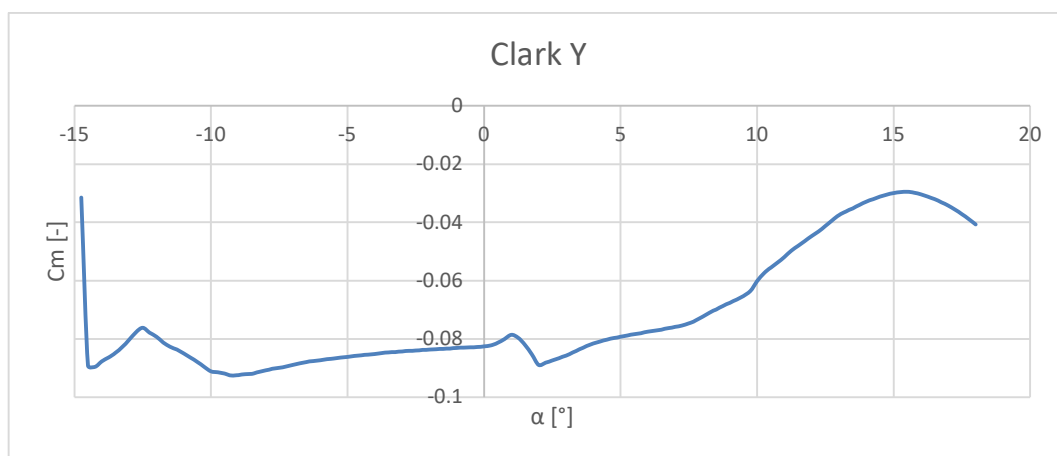


Obr. 2 Změna rozložení tlaku na profilu v závislosti na úhlu náběhu (19)

Výjimku tvoří profily, které jsou autostabilní. Tyto profily vykazují nulové, nebo velmi málo kladné hodnoty klopivých momentů při malém úhlu náběhu. Zatím co koeficient klopivého momentu je u běžných profilů jenom málo závislý na rychlosti obtékání a se změnou rychlosti letounu se příliš nemění, u autostabilních profilů je tato závislost výrazná. Bod v absolutní hodnotě nejmenšího koeficientu klopivého momentu se s rostoucí rychlostí výrazně mění a posouvá se k vyšším úhlům náběhu.



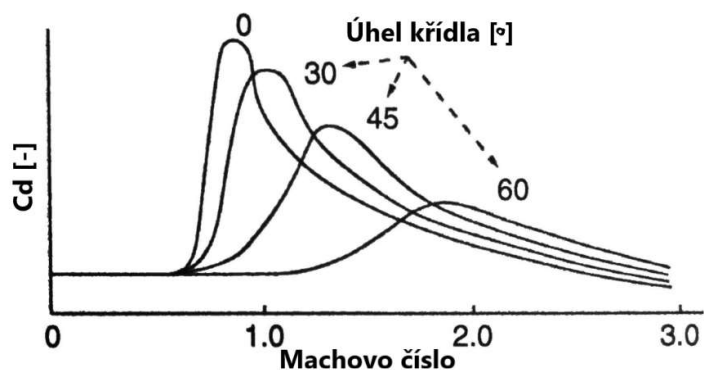
Obr. 3 Závislost koeficientu klopivého momentu autostabilního profilu (20)



Obr. 4 Závislost koeficientu klopivého momentu běžného profilu (21)

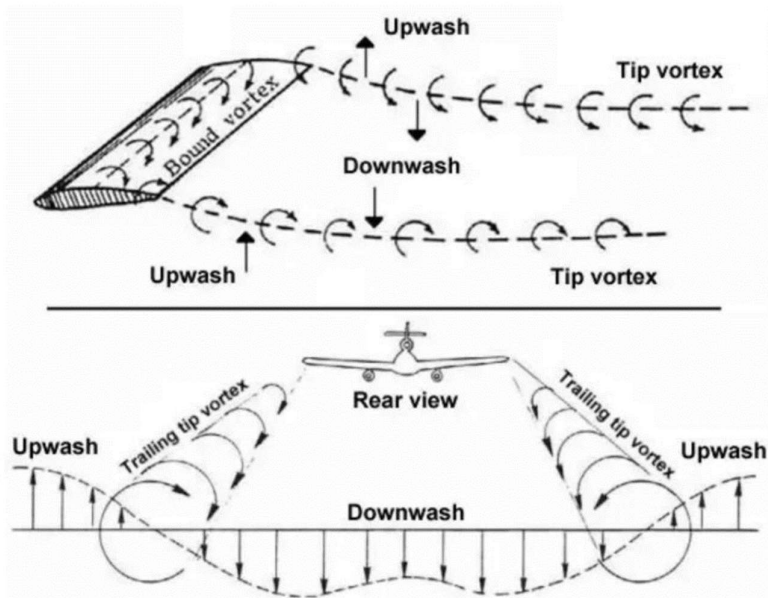
Autostabilní profily se využívají ve většině bezocasých letounů a tato změna klopivého momentu s rychlostí se kompenzuje vychýlením ovládacích ploch křídla. Obecně je možno říct, že autostabilní profily mají z důvodu svého výrazně vlnitého tvaru vyšší odpor a nižší vztlak než běžné profily s podobnými charakteristickými parametry. To je v případě HAPS letounů, které vyžadují nízký odpor pro snížení hmotnosti baterií výrazný problém. Řešením je částečně kompenzovat klopivý moment změnou polohy těžiště letounu a tím vytvořit stálý moment který do jisté míry bude klopivý moment křídla kompenzovat. Toto posunutí při bezocasých letounech s rovným křídlem lze dosáhnout posunutím zátěže nebo baterií. To však vyžaduje použití trupu nebo soustavy gondol, které mohou mít rozměry značně přesahující šířku křídla. Další nevýhodou tohoto řešení je zvýšení odporu celého letounu a porušení jednotného obtékání kolem spodní strany profilu křídla. Jako vhodnější tvar letounu pro tuto práci jsem volil bezocasý letoun se šípovitým křídlem. Šípovité křídlo je vhodnější volbou, protože poloha těžiště křídla se nachází vně konstrukce křídla a je posunutá dozadu. To umožňuje posunout těžiště letounu více vpřed, posunutím nesené zátěže. Vysílač se jeví vhodné umístit do středu letounu, do přední části a zároveň je možné posunout umístění baterií, které tvoří největší část hmotnosti letounu více do středu letounu, čímž se budou vzdalovat od těžiště křídla a posunou těžiště letounu významně do přední části, kde vytvoří moment opačný než klopivý moment. Zároveň je při šípovitém křídle možné dosáhnout větší nosnou plochu křídla vzhledem k rozpětí letounu při zachování stejné štíhlosti.

Úhel šípu křídla jsem pro navrhovaný letoun volil  $10^\circ$ , tedy vrcholový úhel obou křídel bude  $160^\circ$ . Odpor křídla je závislý na úhlu šípu, avšak tato změna se projevuje až při vyšších rychlostech, kdy se koeficient odporu s rostoucí šípovitostí snižuje. Změna odporu při nízkých rychlostech, které bude toto letadlo dosahovat bude tato práce zanedbávat. Zároveň tento vyšší úhel šípovitosti prodlouží letoun a bude možné umístit vysílač do přední části která bude dostatečně vzdálená od těžiště, aby mohla do jisté míry kompenzovat klopivý moment. Zvýšení odporu u letounů se šípovitým křídlem zaznamenáváme v oblasti indukovaného odporu.



Obr. 5 Závislost koeficientu odporu na šípovitosti křídla (19)(-upraveno)

Indukovaný odpor vzniká vírovým přetékáním proudu vzduchu kolem okraje křídla ze spodní strany na stranu horní. Tento vír má kuželovitý tvar a velikost indukovaného odporu se snižuje zvýšením štíhlosti křídla. Štíhlost křídla je definovaná jako poměr hloubky profilu k rozpětí křídla. U šípovitých křídel se tento jev v malé míře vyskytuje po celé délce křídla, nejen na volném konci. Řešení se naskytuje v podobě winglet nebo sharklet na koncích křídla. Tyto skloněné, téměř až vertikální prvky zamezují přecházení proudu vzduchu přes boční hranu křídla a zároveň ohraničují plochu nízkého tlaku na horní straně profilu. Nevýhodou je jejich odpor, který musí být nižší než odpor indukovaný, jinak by jejich použití nemělo smysl. Zároveň jsou tyto prvky poměrně velké a náchylné na mechanické poškození. Zásadním parametrem křídla bude také štíhlost křídla. Úpravou hloubky profilu můžeme měnit všechny odporové a vztahové parametry. Hloubka profilu (ang. chord) je pevně vázaná s tloušťkou profilu (ang. thickness). Zvýšením tloušťky profilu roste vztah, ale odpor profilu při nižších úhlech náběhu je vyšší.



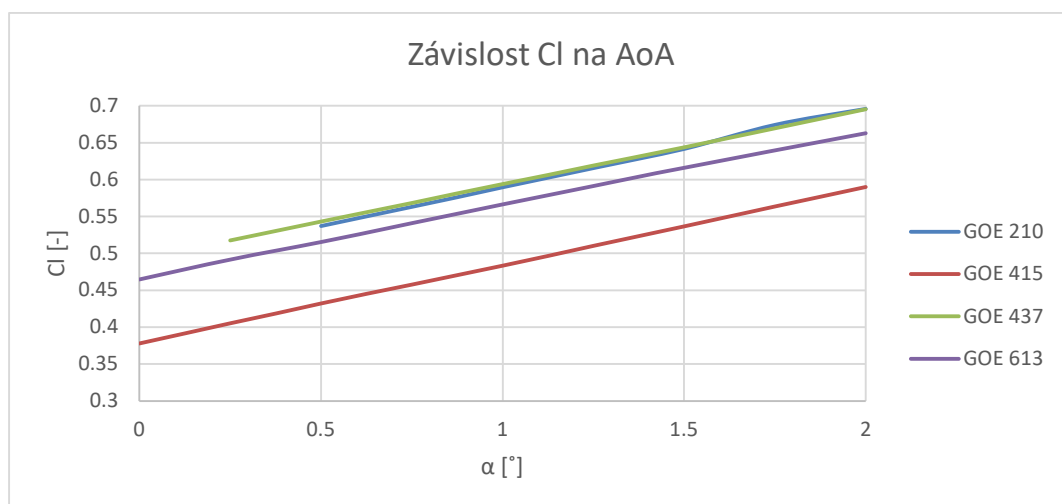
Obr. 6 Zobrazení indukovaných vírů (22)

Základní úvahou pro odlehčení a snížení odporu letounu je, že součástí letounu nebude dedikovaný trup. Letoun bude nést telekomunikační vysílač a ostatní části vyjma pohonných

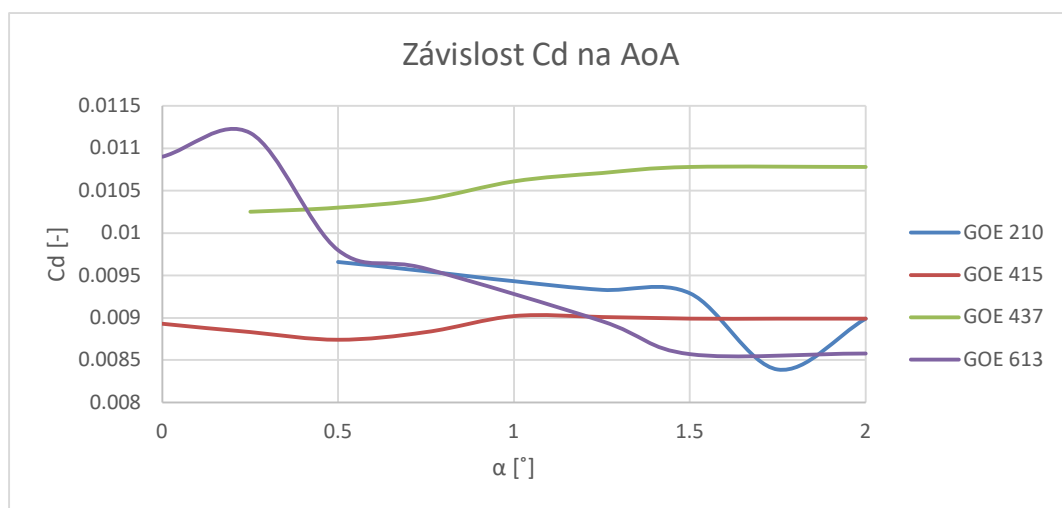
jednotek uvnitř křídla. Křídlo bude muset být dostatečně tlusté, aby dokázalo pojmout svazky baterií. Rozměrově nejvyšší položkou, kterou bude muset letoun nést je právě vysílač. Ve střední části křídla bude vytvořena rozšířena a tlustší oblast tvořící gondolu pro nesení tohoto zařízení. Gondole přispívá k tvorbě vztlaku a tím, že je součástí křídla méně narušuje obtékání ostatních nosních ploch. To je značnou výhodou, protože přechod mezi křídlem a trupem běžného letadla tvoří oblast s výrazným narušením obtékajícího proudu kolem obou částí. Jedinou částí vystupující z křídla jsou pylony pro umístění pohonných jednotek. Dalším parametrem, který bude ovlivňovat celkový vzhled letounu jsou jeho rozměry. Letoun je navrhován, aby jeho rozměry byly porovnatelné se stávajícími rozměry již létajících HAPS systémů.

### 3.1.1. Výběr profilu

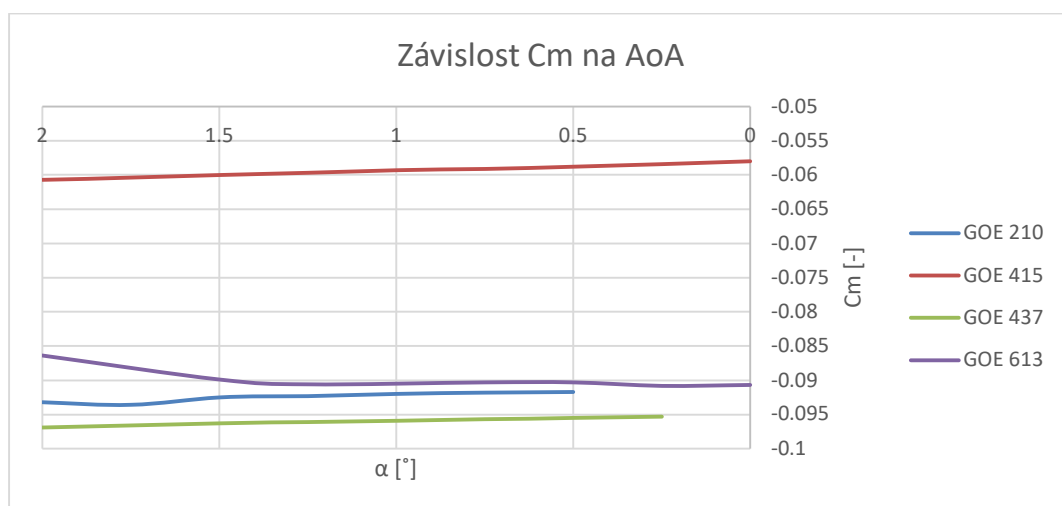
Výběr profilu jsem redukoval na profily bez autostabilní vlastnosti, pro dosažení nižšího odporu při dobrých hodnotách vztlaku. Dále budou profily porovnávány při úhlu náběhu  $0^\circ$ , kdy má většina profilů také nejmenší aerodynamický odpor. Prvotní výběr se také vyhýbá profilům, které jsou příliš tenké, s tloušťkou nižší než 5 % protože stavba dlouhého křídla s velkou plochou by byla příliš komplikovaná. Profily příliš tlusté také nejsou vhodné pro letoun, kterému se tato práce věnuje. Letouny z konstrukčních kanceláří NASA používají tlusté profily, konkrétně LA2573A. (23) S tloušťkou 13,7 % má tento profil nevhodné vlastnosti při nízké rychlosti obtékání. Výše popsaným vlastnostem dobře vyhovují profily GOE, které jsou tenké a mají dobré vlastnosti při nízkých rychlostech a malých úhlech náběhu. Z databáze byly vybrány profily GOE s dostatečnými rozměry, aby bylo křídlo ne příliš tvarově složité pro vnitřní zástavbu. Tyto profily byly porovnávány výpočetním programem XFLR5, metodou Lifting Line Theory, pro zjištění jejich charakteristik zejména tedy koeficientů  $C_l$ ,  $C_d$  a  $C_m$ , tedy koeficienty vztlaku, odporu a klopivého momentu profilu. Náběhové úhly byly voleny  $0-2^\circ$  protože v nízkých úhlech dosahují tyto profily nejmenších odporů. Jako další parametr výpočtu jsem volil Reynoldsovo číslo rovno  $10^6$ . To odpovídá obtékání profilu s hloubkou 4 metry při rychlosti přibližně 55 m/s. Z řady byly vybrány profily GOE: 210, 374, 377, 415, 437, 517, 613. Profily, které vykazovaly málo stabilní vlastnosti při úhlech náběhu byly vyloučeny. Profil GOE 377, 517 a 374 nevykazovaly dostatečně stabilní výsledky. Profily jsou vyobrazeny v příloze 9.



Obr. 7 Porovnání koeficientu vztlaku profilů (24) (25) (26) (27) (-vlastní)



Obr. 8 Porovnání koeficientu odporu profilů (24) (25) (26) (27) (-vlastní)

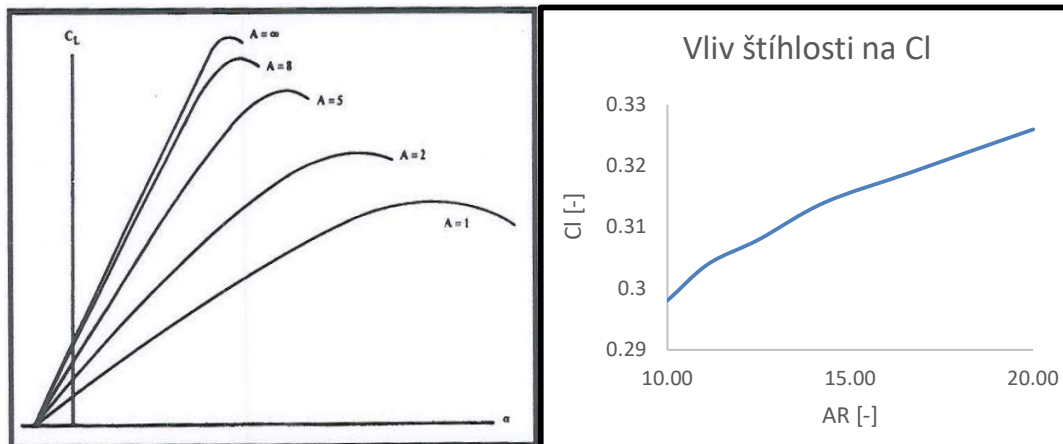


Obr. 9 Porovnání koeficientu klopivého momentu profilů (25) (27) (26) (24) (-vlastní)

Z grafů na předešlé stránce můžeme vidět, že nejnižší klopivý moment má profil GOE 415, který má zároveň při nízkém úhlu náběhu nejmenší odpor z vybraných profilů. Graf porovnání vztlaku však ukazuje o přibližně 25 % nižší vztlak tohoto profilu. Důležitým parametrem je také tloušťka. GOE 415 má tloušťku 8,5 % v 19,9 % hloubky profilu. To je v porovnání s profilem GOE 210 o 1,9 % víc co představuje při hloubce profilu přibližně 4 metry o 76 milimetrů víc vertikálního prostoru a zároveň to umožňuje navrhnout konstrukci s vyšší tuhostí.

### 3.1.2. Štíhlost křídla

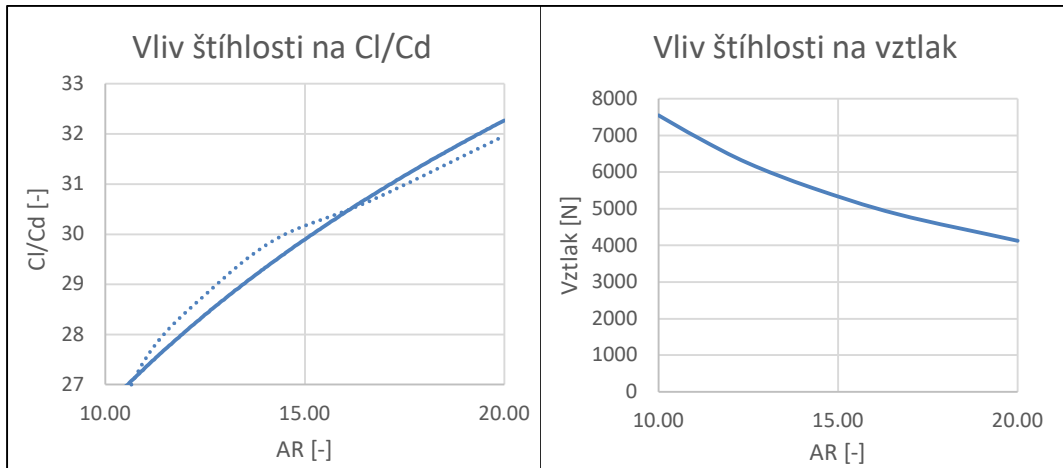
Křídla s vyšší štíhlostí mají nižší indukovaný odpor. Taktéž štíhlost křídla přímo ovlivňuje koeficient vztlaku. Zvýšením štíhlosti křídla je možné dosáhnout vyšší hodnoty koeficientu vztlaku a zároveň snížit koeficient odporu. Křídlo však musí být dostatečně hluboké, aby vnitřní konstrukce zamezila příliš velkému ohybu křídla a zároveň, aby se na křídlo dalo umístit dostatečně velké množství solárních panelů. Křídlo s menší hloubkou má vyšší koeficient vztlaku, ale má menší plochu tedy produkuje méně vztlaku. V návrhu letounu budeme uvažovat letoun s rozpětím nosné části křídla 62 metrů, vhodná štíhlost křídla se jeví s hodnotami přibližně 15. Křídlo bude mít hloubku 4 metry a tloušťku 342 mm.



Obr. 10 Vliv štíhlosti křídla na vztlak (28)

Obr. 11 Vliv štíhlosti na koeficient vztlaku (-vlastní)

Data byly vypočtené simulací na zmenšeném modelu s rozpětím 50 m, rychlost 55 m/s, úhel náběhu  $0^\circ$ , přímé křídlo s profilem GOE415,  $Re=10^6$ ,  $\rho=67 \text{ g/m}^3$ ,  $\nu=2,14 \cdot 10^4$ , metodou LLT v programu XFLR5.

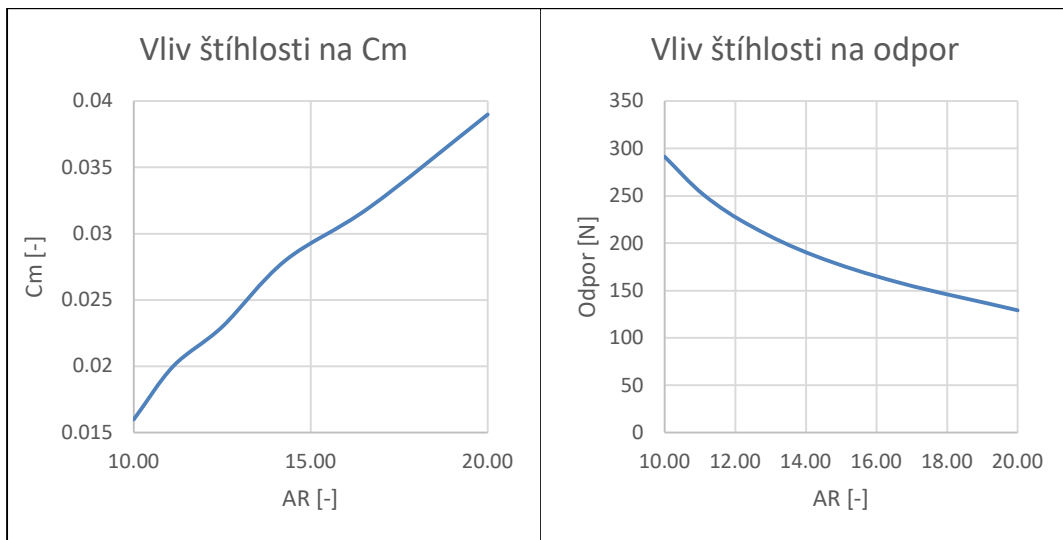


Obr. 12 Vliv štiřlosti na Cl/Cd (-vlastní)

Data byly vypočtené simulací na zmenšeném modelu s rozpětím 50 m, rychlost 55 m/s, úhel náběhu 0°, přímé křídlo s profilem GOE415,  $Re=10^6$ ,  $\rho=67 \text{ g/m}^3$ ,  $v=2,14 \cdot 10^4$ , metodou LLT v programu XFLR5.

Obr. 14 Vliv štiřlosti na vztlak (-vlastní)

Data byly vypočtené simulací na zmenšeném modelu s rozpětím 50 m, rychlost 55 m/s, úhel náběhu 0°, přímé křídlo s profilem GOE415,  $Re=10^6$ ,  $\rho=67 \text{ g/m}^3$ ,  $v=2,14 \cdot 10^4$ , metodou LLT v programu XFLR5.



Obr. 13 Vliv štiřlosti na koeficient klopivého momentu (-vlastní)

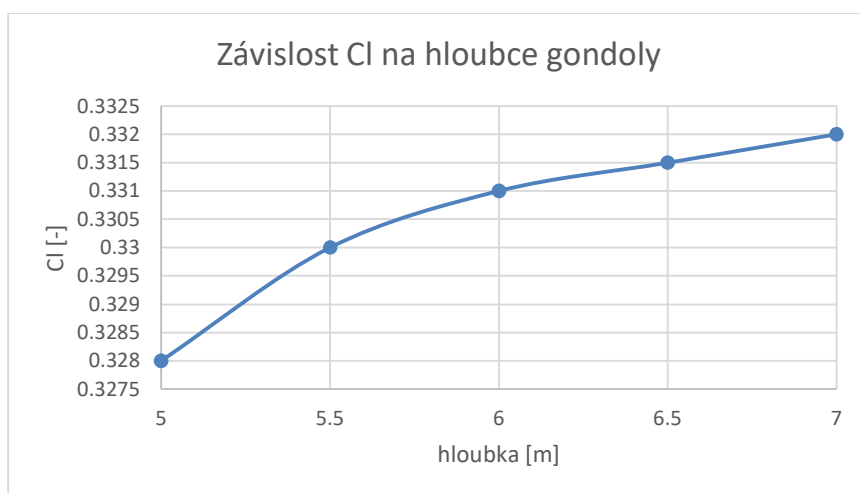
Data byly vypočtené simulací na zmenšeném modelu s rozpětím 50m, rychlost 55 m/s, úhel náběhu 0°, přímé křídlo s profilem GOE415,  $Re=10^6$ ,  $\rho=67 \text{ g/m}^3$ ,  $v=2,14 \cdot 10^4$ , metodou LLT v programu XFLR5.

Obr. 15 Vliv štiřlosti na odpor (-vlastní)

Data byly vypočtené simulací na zmenšeném modelu s rozpětím 50m, rychlost 55 m/s, úhel náběhu 0°, přímé křídlo s profilem GOE415,  $Re=10^6$ ,  $\rho=67 \text{ g/m}^3$ ,  $v=2,14 \cdot 10^4$ , metodou LLT v programu XFLR5.

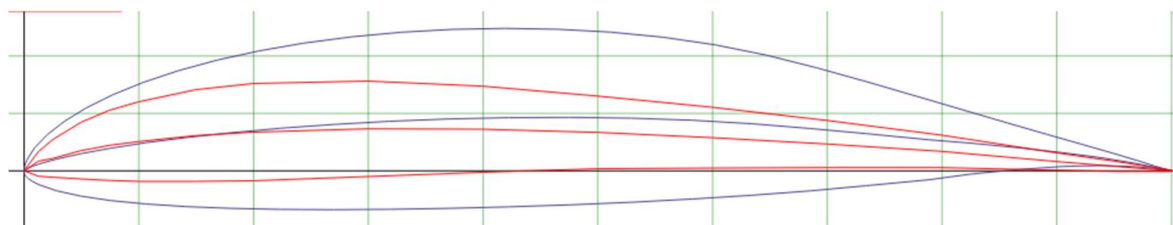
### 3.1.3. Středová část křídla

Prvek středové gondoly vytváří narušení proudění po křídle. Návrh gondoly spočívá v rozšířené střední části, které plynule prochází do křídla. Gondole musí být dostatečně prostorná, aby mohla nést telekomunikační vysílač, přijímač a řídicí jednotku letounu. Středová gondole musí být na spodní straně nižší než spodní strana křídla, aby se dala využít k přistávání letounu. K tomuto účelu jsem zvolil profil EPPLER 657 protože má tloušťku 15,6 % v 37 % hloubky. To je výrazná výhoda pro umístění vysílače, který takto bude moci být zabudován přibližně do středu profilu. Gondola bude mít tvar kosočtverce, protože tak je možné lépe využít tloušťku profilu, zvýšit vztlak letounu, plochu křídla a trojúhelníkový tvar konce gondoly umožňuje lépe rozdělit proud vzduchu, tedy sníží odpor v porovnání s rovným koncem gondoly. Z grafu je však patrné, že mít gondoly delší než 6,5 metrů má jen malý přínos ke zvýšení koeficientu vztlaku. Zároveň se exponenciálně zvedá koeficient odporu. Hloubka gondoly 6 metrů je zároveň 0,5 krát víc než hloubka křídla, to vytváří větší tvarový rozdíl profilu gondoly a křídla. Maximální výškový rozdíl spodních stran profilů je 255 mm. Šířka gondoly je navrhována na 4 metry tedy 2 metry od osy symetrie. Tato vzdálenost je důležitá pro změnu profilu ze středu gondoly k začátku nosné sekce křídla, aby změna tvaru nebyla příliš narušující pro proudění kolem gondoly.



Obr. 16 Závislost koeficientu vztlaku na tvare gondoly (-vlastní)

Závislost koeficientu vztlaku gondoly tvořeno profilem EPPLER 657, šípovitost 30°, šířka 4 m,  $Re\ 1,8 \cdot 10^6$  metodou LLT



Obr. 17 Profily EP657 a GOE415 (25) (29)

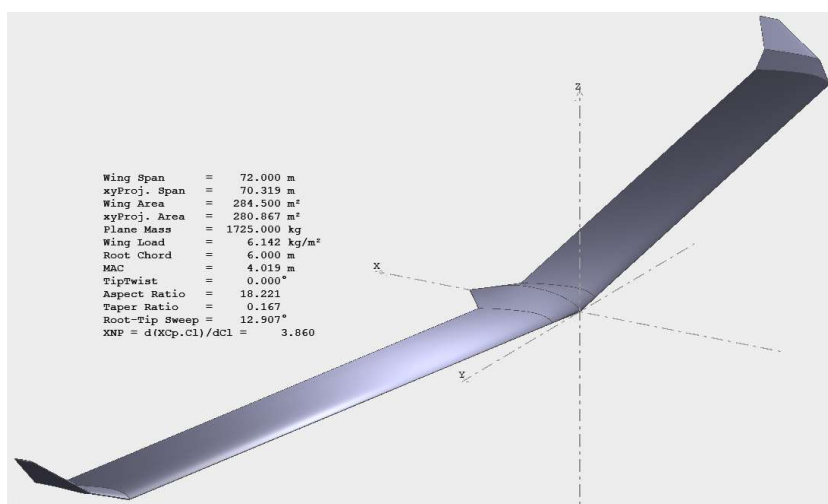
Modrou linkou je zobrazen tvar profilu EPPLER 657, červenou linkou je zobrazen tvar profilu GOE415



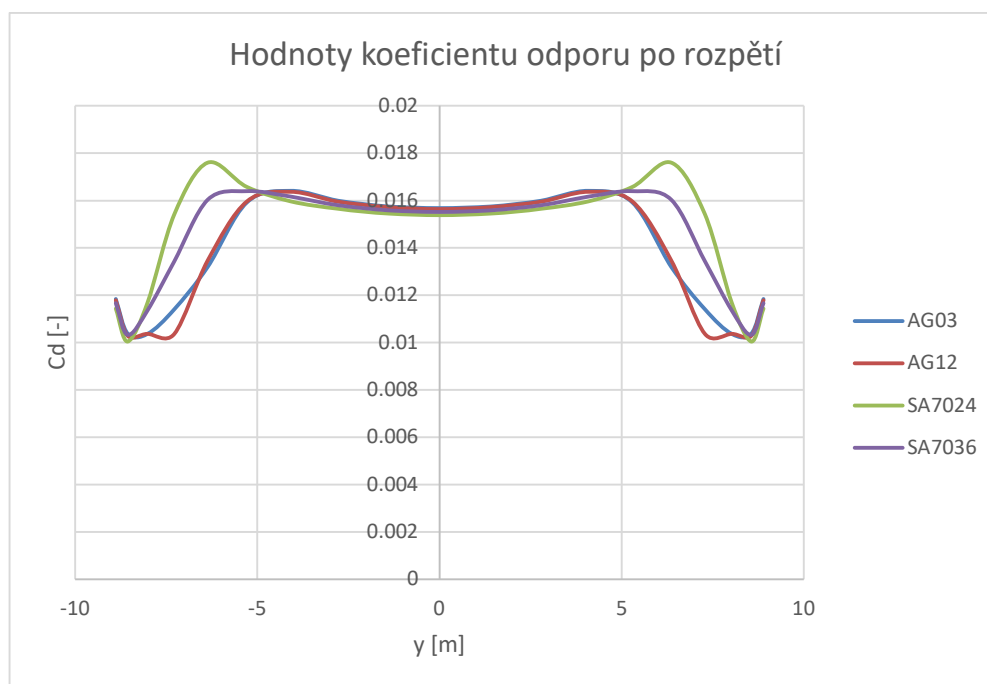
### 3.1.4. Přechodová oblast a winglety

Winglety jsou důležitou součástí konců křídla. Při simulaci se zmenšeným modelem letounu snížily koeficient odporu křídla přibližně 2% a zvýšili vztlak o 5%. Winglety tvoří významný prvek při snižování indukovaného odporu. Tvar winglet bude pozůstat z přechodové nakloněné části s úhlem  $20^\circ$  a vertikální části s úhlem  $60^\circ$ . Přechodná část má profil, který je méně tlustý než profil křídla a má vytvořit plynulý přechod do křídélka winglety skládajícího se z velmi tenkého profilu GOE 443. Při pohledu shora má celý winglet navazující tvar na šípovitost křídla. Délka přechodové oblasti je 1,6 metru a délka samotné winglety 3 metry. Celková výška winglet dosahuje 3,2 metru. Tvar vertikální sekce je dnes rozsáhle využíván u dopravních letadel. Tento vzhled byl volen převážně pro jednoduchost výpočtu, v rozsáhlejší návrhu by bylo zapotřebí odstranit přechodovou část winglety a nahradit ji přirozeně procházejícím obloukem. Tato možnost však pro náročnost modelu nebyla použita. Rozdělení winglety do dvou částí vykazuje podobné vypočtené hodnoty odporu jako rozdělení na tři a více částí, proto jsem se rozhodl aproximovat tento oblouk na jednu přechodovou a jednu vertikální část. V porovnání s rozdělením winglety na 4 oblasti vykazuje použitá aproximace na dvě oblasti o 0,5% vyšší odpor letounu.

Pro přechodovou část winglety byly nalezeny 4 profily, které mají tvar jako průměru tvarů profilů GOE443 a GOE415. Tyto profily jsou AG03, AG12, SA7024 a SA7036. Profily AG03 a AG12 vykazují podobné hodnoty jak koeficientu odporu, tak indukovaného odporu, avšak profil AG12 byl vybrán pro strmější klesání hodnot koeficientu odporu a zároveň velmi nízkým hodnotám odporu při přechodu na tenký profil vertikální části. Graf s hodnotami koeficientu indukovaného odporu mají profily AG03 a AG12 výrazně lepší vlastnosti než zbylé. I pro mírně horší vlastnosti profilu AG12 proti AG03 při snižování indukovaného odporu byl profil AG12 vybrán pro svoje vlastnosti lepšího přechodu mezi profilem křídla a vertikální winglety, kdy víc snižuje celkový odpor křídla letounu. (Viz. následující stránka)

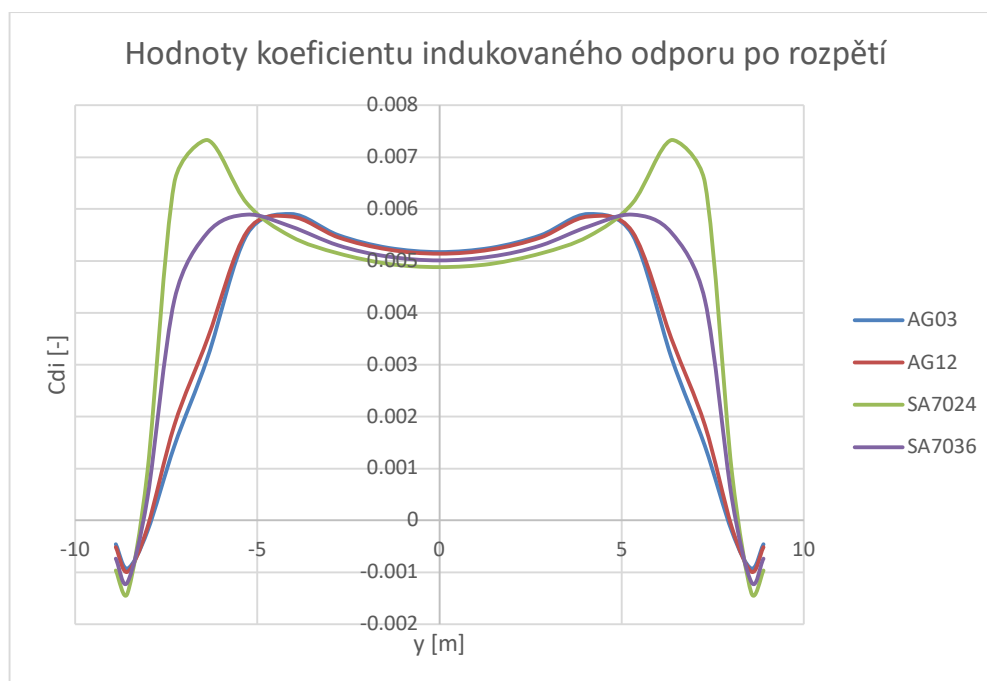


Obr. 18 Aerodynamický návrh letounu (-vlastní) (Viz Příloha 10)



Obr. 19 Hodnoty koeficientu odporu po rozpětí (-vlastní)

Data byly vypočteny simulací na zmenšeném modelu letounu s rozpětím 10 m, šípovitostí křídla 30°, na hlavní oblasti křídla se  $Re=9,65 \cdot 10^5$ ,  $\rho=67 \text{ g/m}^3$ ,  $v=2,14 \cdot 10^4$ . Vypočteno metodou LLT v programu XFLR5.



Obr. 20 Hodnoty koeficientu indukovaného odporu po rozpětí (-vlastní)

Data byly vypočteny simulací na zmenšeném modelu letounu s rozpětím 10 m, šípovitostí křídla 30°, na hlavní oblasti křídla se  $Re=9,65 \cdot 10^5$ ,  $\rho=67 \text{ g/m}^3$ ,  $v=2,14 \cdot 10^4$ . Vypočteno metodou LLT v programu XFLR5.

## 3.1.5. Výpočetní část

$$S_{xy} = b \cdot \bar{c} = 280.867 \text{ m}^2$$

kde  $b$  je charakteristické rozpětí křídla do  $xy$  roviny

Standartní hloubka profilu (ang. Standard Mean Chord) je:

$$\bar{c} = \frac{\int_{-s}^s c_y dy}{\int_{-s}^s dy} = 3.95 \text{ m}$$

Průměrná hloubka profilu (ang. Mean Aerodynamic Chord) je:

$$\bar{c} = \frac{\int_{-s}^s c_y^2 dy}{\int_{-s}^s c_y dy} = 4.019 \text{ m}$$

Štíhlost křídla je:

$$AR = \frac{b^2}{S_{xy}} = \frac{b}{\bar{c}} = 18.221$$

Výpočet dynamických parametrů:

Hodnoty získané simulací v program XFLR5 za použití 3D Panelové metody s ohledem na viskozitu. Hustota vzduchu je  $0,067 \text{ kg/m}^3$  a kinematická viskozita  $0,0002279 \text{ m}^2/\text{s}$ , byl volen úhel náběhu  $3^\circ$

Tabulka 6 Parametrický tvar návrhu letounu (-vlastní)

y [m]	chord [m]	offset [m]	dihedral [°]	twist [°]	airfoil
0	6	0	0	0	EP 657
2	4	0.353	0	0	GOE 415
33	4	5.466	20	0	GOE 415
34.5	3	6.8	60	0	GOE 443
36	1	9.5	-	0	AG 12

Tabulka 7 Parametry křídla navrhovaného letounu získané simulací (-vlastní)

VL	Alpha	CL	CD	VCD	ICD	Cm	ICm	VCm
[m/s]	[°]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]
55	3.0	0.599114	0.018210	0.113264	0.068836	0.02067	0.02067	-0.00023

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S_{xy} \cdot C_L = \frac{1}{2} \cdot 0.067 \cdot 55^2 \cdot 280.867 \cdot 0.599114 = 17052 \text{ N}$$

$$FD = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S_{xy} \cdot (iC_D + vC_D) = \frac{1}{2} \cdot 0.067 \cdot 55^2 \cdot 280.867 \cdot 0.018210 = 518 \text{ N}$$

$$M = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S_{xy} \cdot C_m \cdot \bar{c} = \frac{1}{2} \cdot 0.067 \cdot 55^2 \cdot 280.867 \cdot 0.02067 \cdot 4.019 = 2365 \text{ Nm}$$

Plošné zatížení:

$$W = \frac{m_c}{S_{xy}} = \frac{1725}{280.867} = 6.142 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \Rightarrow W_F = \frac{m_c \cdot g}{S_{xy}} = 60.25 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$$

## 3.2. Návrh propulzní jednotky

Letoun musí být schopen nepřetržitého provozu v délce řádově několika měsíců. Ambice v sektoru vyvíjejícím HAPS míří na vytvoření letounu schopného nepřetržitého provozu až jeden rok v subarktických oblastech. Mnoho společností však během vývoje upravuje tyto cíle na mnohem realističtější dobu 90 dní. Letouny jsou téměř ve všech případech navrhovány pro pohon elektromotorem a vrtulí, které mají při nízkých rychlostech letounu nízkou hmotnost a vysokou účinnost.

### 3.2.1. Požadavky na elektromotory

Vhodnou volbou pro pohon letounu se jeví bezkomutátorové stejnosměrné motory (ang. brushless dc). BLDC motory mají běžnou účinnost 85-90 % proti větším stejnosměrným motorům s komutátorem, které dosahují účinnosti 75-80 %. BLDC motory mají také jednodušší stavbu s permanentním magnetem na rotoru a proměnlivým magnetickým polem na statoru, kterého změnu řídí řídicí regulátorová jednotka pro každý motor jednotlivě. Tyto motory mají proti komutátorovým menší rozměry, nižší hmotnost a také větší spolehlivost pro absenci komutátoru, který vyžaduje pravidelnou údržbu. Na trh se dostávají také menší BLDC motory s účinností přes 94 %, avšak ve většině případů vykazují výkon jen několik stovek wattů. Letoun, který je předmětem této práce potřebuje při cestovním letu rychlostí 55 m/s výkon 28,5 kW.

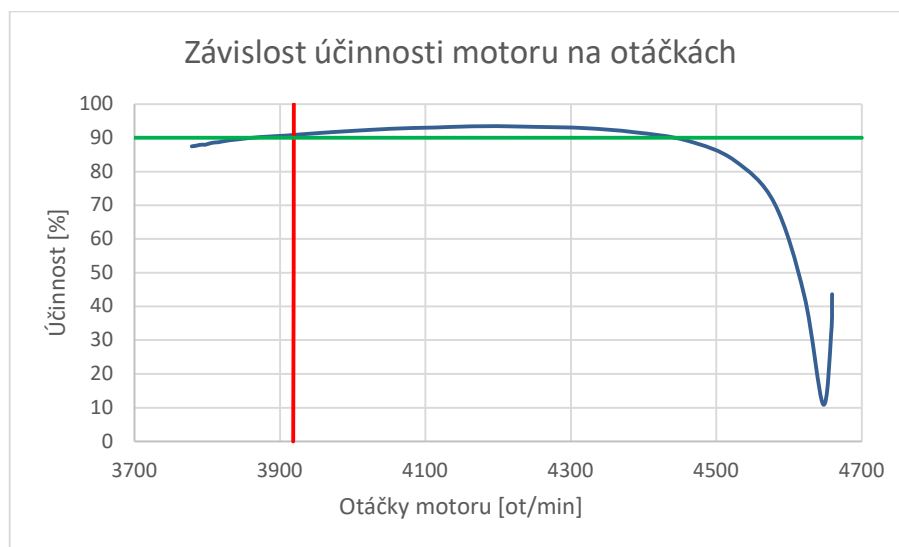
Většina běžně dostupných BLDC motorů s účinností nad 90 % jsou motory menší než 13 kW. Volbou se tedy stalo použití čtyř motorů o nominálním výkonu 10 kW. Po započtení ztrát převodovky a vrtule je nutné, aby každý motor dodával při cestovní rychlosti výkon 9200 W. Zároveň musí být otáčky na výstupu z převodovky 750 ot/min pro které je dimenzovaná vrtule. Otáčky motoru při cestovní rychlosti nesmějí být na okraji rozsahu motoru, jinak by nebylo možné zvyšovat nebo snižovat otáčky a tím i tah jednotlivých pohonných jednotek.

V letectví se využívají dva typy převodovek, převodovky souosé, kdy je motor i vrtule na jedné ose a převodovky nesouosé. Souosá převodovka má výhodu ve své kompaktnosti. Existují dva typy souosých převodovek, převodovky planetové zvané reduktory a převodovky s předlohovým hřídelem. Reduktory se využívají převážně u motorů s vysokým kroutícím momentem, kdy se ohybové namáhání zubů rozděluje do více soukolí. Reduktor by měl však při takto malém výkonu zbytečně velké rozměry, proto jsem zvolil převodovku se dvěma stejnými převodovými soukolími pro zachování souososti motoru a vrtulového unašeče. Motory jsou ve většině případů certifikovány pro použití v teplotách do -40°C. Okolní teplota vzduchu je nižší a může ovlivnit i pevnost převodovky a její mazání, které by snižovalo účinnost. 9-11 % výkonu se zmaří v pohonné jednotce co představuje přibližně 1 kW tepelné energie, kterou je možné při izolaci pylonu použít pro vytápění. Pylon však musí obsahovat uzavíratelné otvory pro přísun vnějšího vzduchu nižší teploty, který je zapotřebí pro chlazení jednotky při sestupu a pohybu v nižší výšce.

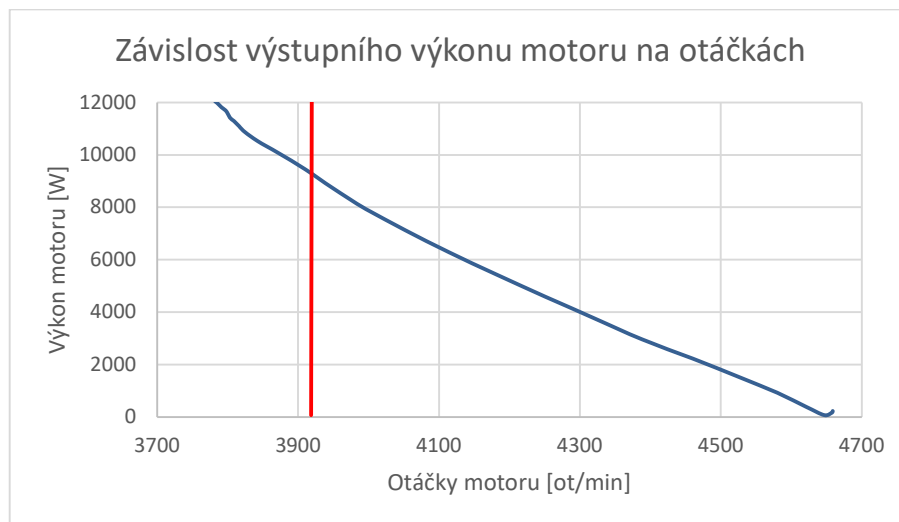
Pohonnou jednotku jsem volil motor od Lotyšské společnosti MiroMax, HPM10000. Na trhu se vyskytuje pět variant tohoto motoru, 48V, 60V, 72V, 96V a 120V. Pro příznivější

účinnost při nižších otáčkách jsem volil 72V vzduchem chlazenou variantu. Motor má nominální proud 250 A, nominální výkon 10 kW a nominální otáčky 3800 ot/min. Motor je certifikován do teploty -40°C s minimální životností 10 tisíc hodin.

Pro splnění limitu vstupních otáček na vrtuli 750 ot/min a zároveň účinnosti motoru více než 90 % jsem navrhnul následující parametry převodovky. Převodovka se skládá ze dvou stejných převodů, kdy pastorky mají 21 zubů a kola 48 zubů. Převodový poměr je tedy 5,2245 co v přepočtu požaduje 3 918 ot/min na výstupní hřídeli motoru. Motor při těchto otáčkách dodává 9 161 W s účinností 91,4 %. Při modulu 3 mm mají ozubená kola převodovky roztečný průměr 144 mm a pastorky 63 mm. Motor má délku 165 mm, průměr 206 mm, s hmotností 17 kg je jedním z těžších na trhu. Lehčí motory jsou na rozdíl od tohoto modelu outrunnery. Mnoho společností vyrábí motory pro HAPS na míru, dle požadavek zákazníka, aby dosahovali největší účinnosti při optimálních otáčkách, pro kterou je navrhována vrtule. Konstrukční návrh převodovky (Viz. Příloha 11).



Obr. 21 Závislost účinnosti motoru na otáčkách motoru (30)

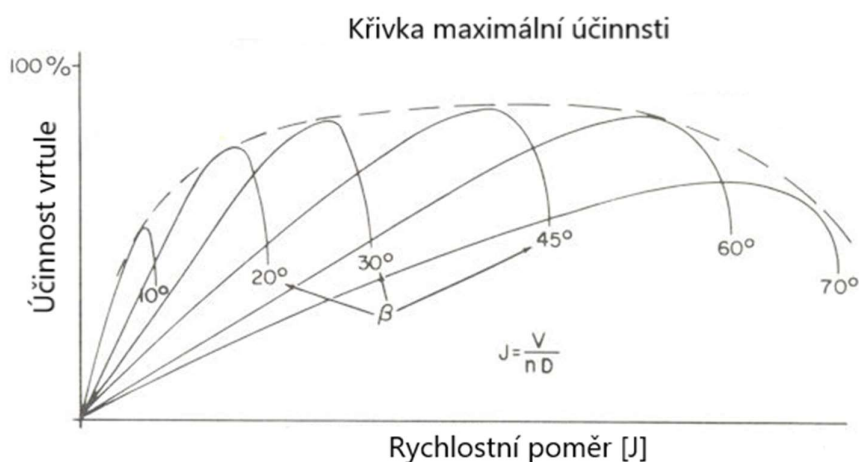


Obr. 22 Závislost výstupního výkonu motoru na otáčkách (30)

### 3.2.2. Vrtule

Vrtulový pohon jsem volil právě pro vysokou účinnost při nízkých rychlostech letu. Prostředí má v letové hladině vysokou kinematickou viskozitu a zároveň nízkou hustotu. Vrtule ve velmi řídké atmosféře mají pro dosažení vyšší efektivity specifické tvary. Vrtule pro HAPS systémy se v analýzách odvozují od rotorů pro větrné turbíny. Stejně jako v aerodynamickém návrhu bude návrh vrtule klást za směrودajný parametr účinnost. Účinnost exponenciálně roste s průměrem rotoru. V řídké atmosféře dosahují rotory s velkým průměrem účinnosti více než 85 %. (31) Takto velké rotory však pro účely této práce nejsou vhodné, protože není možné zajistit jejich integritu po dobu vzletu, přistání nebo přechodem oblastmi s turbulencemi.

Jako vhodný poměr mezi efektivitou a průměrem rotoru jsem volil rotor s průměrem 4 metry. Unašeč vrtulového listu jsem volil o průměru 40 cm, tedy délka listu je 1,8 metru. Důležitým parametrem je rychlost vrtulového listu, ze které odvodím rychlost rotace rotoru. Rychlost na konci vrtulového listu nesmí přesáhnout rychlost zvuku. Rychlost zvuku je ve výšce 22 000 m přibližně 295 m/s. To odpovídá 1408,5 ot/min. Dalším důležitým parametrem je rychlostní poměr. Rychlostní poměr udává poměr mezi rychlostí letounu, průměrem vrtule a otáčkami.



Obr. 23 Křivka účinnosti vrtule (32) (-upraveno)

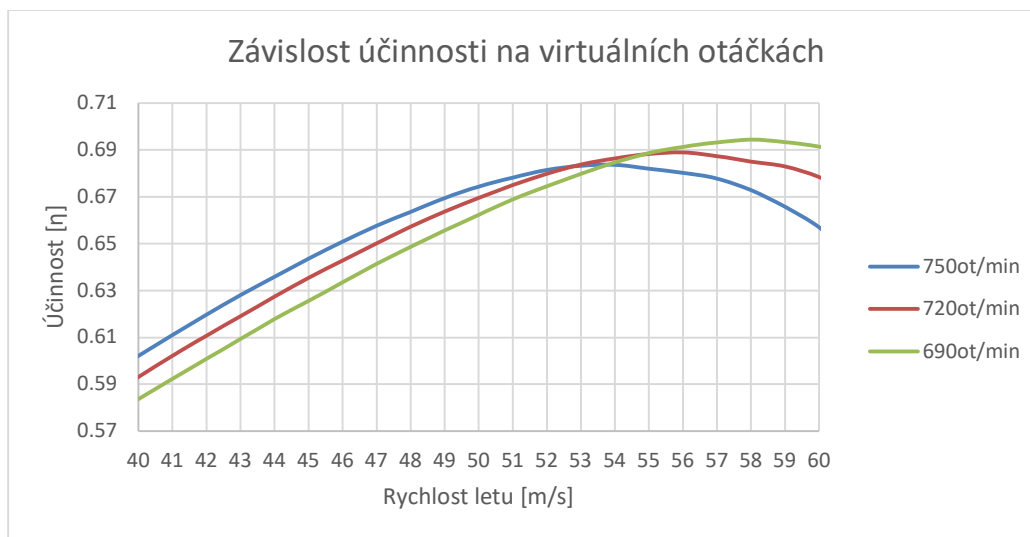
Závislost rychlostního poměru na účinnosti rotoru nemusí být vždy lineární a je různá podle profilu vrtulového listu. Rotory dosahují vyšší účinnost při nižších otáčkách. Vyšší otáčky rotoru naopak kladou nižší požadavky na rozměry převodovky. Jako vhodný kompromis jsem volil 750 ot/min co odpovídá 53 % rychlosti zvuku na konci vrtulového listu. Vyšší otáčky znamenají nižší účinnost, ale u pomaleji otáčejících se rotorů není možné produkovat dostatečné množství tahu bez vrtulového listu, který má výrazně hluboký profil. Rotor volím dvoulistý. V řídké atmosféře s vysokou kinematickou viskozitou hrozí vzniknutí úplavu za listem rotoru. Vrtulový list vytvoří rozvířeně prostředí uvnitř proudového válce zvané úplav. Vzduch na následující list nenabíhá pod optimálním úhlem a rotor snižuje svůj tah. Dvoulistá vrtule je také vhodnější pro přistání letounu.

Výběr profilu vrtule probíhal ze dvou specifických profilů pro větrné turbíny, pro jejich důraz na vysoké využití nabíhajícího proudu vzduchu. Profil větrné turbíny jsem testoval také za stejných podmínek jako profil běžně využívaný pro letecké vrtule, aby se potvrdila správnost

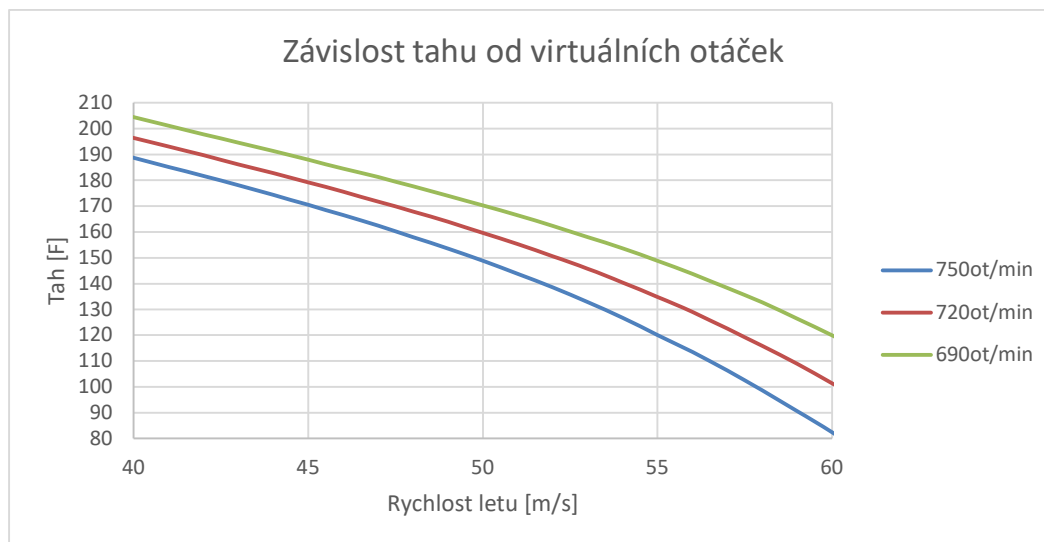
této hypotézy. Listy větrných turbín mají největší účinnost s profily, a to AG19 a DA51. Tyto dva profily byly upřednostněny před profily z řady SA800 a MH102-110 pro vyšší účinnost. (33) Oba profily jsem simuloval za stejných podmínek, tedy dvoulisté vrtule se 40 cm unašečem, délka listu 1,7 m a 750 ot/min. Listy byly přímé s hloubkou 20 cm v kořenu a 12 cm na volném konci. Náklon listu byl předběžně stanoven na 74° v kořenu a 20° na volném konci co by odpovídalo vhodnému náklonu pro deskový profil při rychlosti letu 55 m/s. Simulace byly vytvořeny se dvěma mírně odlišnými polárami profilů. Tvar profilů (Viz. Příloha 12).

Na základě výsledků byl vybrán profil AG19. Vrtulový list byl rozdělen do 3 částí. První část dlouhá 0,3 m je složena ze symetrického tlustého profilu NACA2415, která má vytvářet přechodnou část mezi listem rotoru a unašečem. Prostřední část je tvořena profilem AG19 a je dlouhá 1,35 m. Tato část má proměnnou hloubku 0,45-0,25 m a vytváří potřebný tah vrtule. Hloubka profilu byla volena tak, aby se postupně zužovala a tím vytvářela snižující se ohybový moment působící na element listu. Zároveň se snižuje Reynoldsovo číslo směrem k volnému konci vrtulového listu. Konec listu byl značně zjednodušený na délku 0,15 m a hloubku na špičce také 0,15 m. Zakončení listu bylo voleno pro zlepšení výsledků simulace a zároveň zjednodušuje modelování vrtulového listu.

Náklony jednotlivých sekcí listu byly při první simulaci vybrány dle vypočítaného náklonu tětiny profilu při daných otáčkách a rychlosti nabíhajícího vzduchu rovné rychlosti letu letounu. Simulací bylo zjištěno, že tento úhel není optimální, protože největší účinnost dosahovala vrtule při rychlosti proudu vzduchu přes 65 m/s. Korekce byla vykonána přepočtem náklonu listů rotoru, a to takovým způsobem, že byly upraveny virtuální otáčky listu rovinného profilu a z této rychlosti byly vypočteny virtuální úhly. Tyto úhly se s nižšími otáčkami rotoru zvětšují. Účinnost při nižších virtuálních otáčkách, a tedy vyšších náklonech roste. Se snižujícími se otáčkami však klesá tah rotoru.



Obr. 24 Účinnost vrtule v závislosti na změně náklonu vrtulového listu (-vlastní)



Obr. 25 Závislost tahu od změny náklonu vrtulového listu (-vlastní)

Nejvyšší efektivitu vykazuje rotor při virtuální rychlosti 720 ot/min, odpovídající náklon listů je 74,7°; 55,6°; 21,5°; 20,0°. Všechny simulace proběhly při požadovaných 750 ot/min a změna virtuálních otáček způsobila korekci náklonu listů čímž se dosahuje přibližně o 2 % lepší účinnosti při 750 ot/min a zvětšeným náklonem vypočítaným virtuálními otáčkami. Potřebný tah pro pohon letounu 518 N což představuje 129,5 N pro každou ze čtyř vrtulí.

Účinnost takto navržené vrtule je 69.2 %. Účinnost může být zvýšena o přibližně 5 % pomocí optimalizace tvaru rotoru a upravením přechodu kořenové části vrtulového listu, ale především úpravou volného konce listu do více elipsového tvaru, který je na modelování poměrně složitý.

### 3.2.3. Vzlet a přistání

Manévrování letounu je v řídké atmosféře při nízké rychlosti nemožné za pomoci konvenčních řídicích ploch. Zatáčení letounu a jeho náklon bude realizován změnou tahu jednotlivých pohonných jednotek čímž se zvýší nebo sníží proud nabíhajícího vzduchu na křídlo. Letoun za pomoci snižování a zvyšování vztlaku po stranách křídla je schopen manévrovat. Zajímavým technickým řešením, které se u letounů HAPS vyskytuje je úspora energie v nočních hodinách klesáním. Letoun v letové výšce 22-27 km omezí svůj tah čímž ztratí rychlost a začne klesat. Letoun klesá přibližně 10-12 hodin až na letovou hladinu, která se v závislosti na typu letounu pohybuje mezi 12-18 km. (11) Následně po přisunu dostatečného množství slunečního záření opětovně stoupá do původní letové hladiny. Tento postup se využívá cyklicky. Obdobně letouny postupují v případě technických poruch, kdy je doba klesání letounu až 7 hodin s minimálními korekcemi pomocí pohonných jednotek.

Všechny letouny vyjma letounů vývojové kanceláře AeroVironment nemají konvenční podvozky. Letouny vzlétají dvěma způsoby. Obecně využívanější je start z rozjezdové platformy, na které je letoun přichycený. Platforma zrychlí na vzletovou rychlost letounu a následně se oddělí. Letoun dále stoupá do letové hladiny. Nevýhodou takto startujících letounů je, že pro stoupání spotřebovávají velké množství energie a je nutné, aby startovali v



brzkých ranních hodinách. Účinnosti pohonných jednotek jsou také velmi malé, protože vrtule i celý aerodynamický návrh letounu byl přizpůsoben řídké stratosféře. Méně využívaný je vzlet pomocí balounu. Baloun je podobný meteorologickým balounům. Baloun, nebo skupina balounů se připevňuje větším počtem tažných lan na trup letounu. Lana jsou uchycena na místech největšího lokálního zatížení konstrukce, tak, aby neohrozili integritu letounu. Letoun je tímto způsobem vynesena do požadované letové výšky, odkud dokáže sám letět. Tento způsob je také preferován pro letoun této práce. Baloun je uchycen na 5 závěsných bodech, konkrétně v místě středové gondoly a na místech jednotlivých pylonů.

Manévrování v malé výšce je prováděno aerodynamickými brzdami na nosných plochách, které regulují odpor. Letoun, který je předmětem této práce bude před přistáním, do výšky několika metrů manévrovat změnou tahu. Následně budou rotory otočeny do horizontální polohy a aretovány. Následně budou aplikovány aerodynamické brzdy, které budou vyrovnávat poryvy větru a sníží rychlost letounu na pádovou rychlost. Letoun dosedne na travnatou nebo rovnou písčnou plochu na pěti opěrných bodech tedy gondolu a čtyři pylony, které tvoří rovinu opěrných bodů pod křídlem tak, aby nedošlo ke kontaktu křídla nebo vrtule se zemí. Při méně příznivých podmínkách dochází k poškození spodních částí letounu. Lepším způsobem přistání by bylo dosednutí letounu na pohybující se platformu, tedy reverzní proces ke vzletání. Uchycení takto velkého letounu na platformu je i při mírných poryvech větru bez výrazné pomoci pohonných jednotek složité a v dnešní době jej žádný větší HAPS nevykonává.

### 3.2.4. Výpočetní část

Referenční plocha vrtule:

$$A_v = \frac{\pi \cdot D^2}{4} = \frac{\pi \cdot 4^2}{4} = 12.566 \text{ m}^2$$

Efektivní stoupaní:

$$H_{ef} = \frac{v_L}{n} = \frac{55}{\frac{750}{60}} = 4.4 \text{ m}$$

Rychlostní poměr vrtule:

$$\lambda = \frac{v_L}{n \cdot D} = \frac{55}{\frac{750}{60} \cdot 4} = 1.1$$

Příkon vrtule:

$$P_{sim} = c_p \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5 = 0.07407 \cdot 0.067 \cdot \frac{750^3}{60^3} \cdot 4^5 = 9\,925 \text{ W}$$

Příkon vrtule po optimalizaci účinnosti na 75%:

$$P_{opt} = P_{sim} \cdot \frac{\eta_{sim}}{\eta_{opt}} = 9925 \cdot \frac{0.692}{0.75} = 9\,131 \text{ W}$$

Tah vrtule:

$$T = c_T \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4 = 0.048269 \cdot 0.067 \cdot \frac{750^2}{60^2} \cdot 4^4 = 129.5 \text{ N}$$

Rychlost výstupního proudu:

$$T = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot (v_e^2 - v_{in}^2) \Rightarrow v_e = \sqrt{\frac{2 \cdot T}{\rho \cdot A} + v_{in}^2} = \sqrt{\frac{2 \cdot 129.5}{0.067 \cdot 12.566} + 55^2} = 57.73 \text{ ms}^{-1}$$

Převodový poměr:

$$i_c = i_{12} \cdot i_{34} = \frac{n_2}{n_1} \cdot \frac{n_4}{n_3} = \frac{48}{21} \cdot \frac{48}{21} = 5.2245$$

Požadovaný výkon elektromotoru:

$$P_v = \frac{P_{opt}}{\eta_{př}} = \frac{9131}{0.99} = 9223 \text{ W}$$

Příkon elektromotoru:

$$P_P = \frac{P_v}{\eta_{el}} = \frac{9223}{0.914} = 10091 \text{ W}$$

Disipované teplo do pylonu:

$$P_D = (P_P - P_v) + (P_v - P_{opt}) = (10091 - 9223) + (9223 - 9131) = 960 \text{ W}$$

### 3.3. Provozní energetická bilance

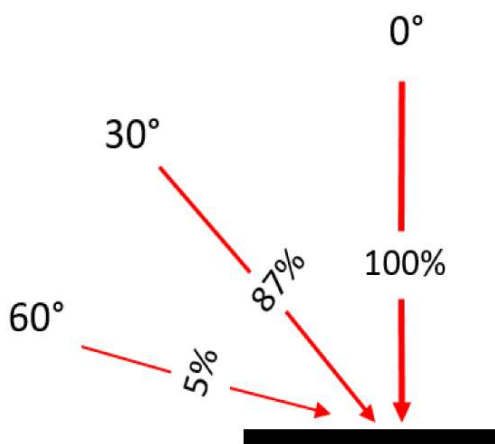
Energie se získává ze solárních panelů, které pokrývají velkou část povrchu letounu. Energie se ukládá do baterií umístěných v křídlech letounu. Baterie musí být schopné uchovávat dostatečné množství energie pro zajištění jak pohonu letounu během noci, tak i dodávat energii řídicím a esenciálním systémům letounu, stejně jako zajišťovat přísun energie pro náklad, pokud to vyžaduje. V této práci uvažujeme letoun nesoucí telekomunikační vysílač, který musí být v provozu nepřetržitě, kromě vzletu a přistání letounu. Nový přístup k řešení otázek uchovávání energie je použití vodíkových článků. V dnešní době se experimentuje s jejich použitím a letouny mají za sebou první lety. Přestavba letounů poháněných bateriemi na letouny poháněné vodíkovými články je však poměrně složitá převážně pro změnu rozložení hmotnosti letounu, čím se narušují letové vlastnosti a stabilita, stejně tak jsou vyžadovány úpravy vnitřní konstrukce letounu. Letoun nese vodíkový reaktor, který v době slunečního svitu vyrábí a ukládá vodík do článků a v noci při reverzním chodu vodík spotřebovává pro výrobu elektrické energie. Reaktory jsou v dnešní době rozměrná zařízení a vyžadují značně rozměrné letouny, které jsou násobně větší než dnešní HAPS prototypy.

#### 3.3.1. Solární panely

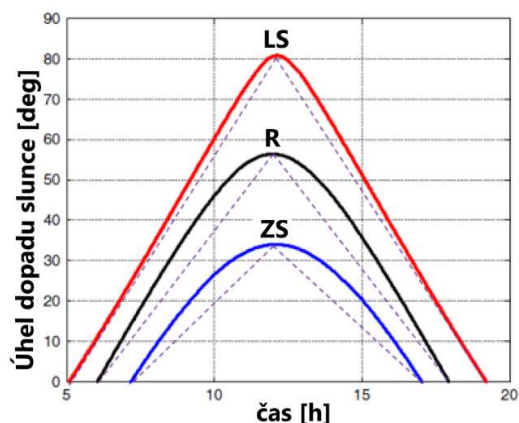
Solární panely jsou jediným zdrojem energie pro letoun. Umísťují se zpravidla na vrchní stranu nosné části křídla. Některé prototypy nesou panely také na plochách se vzepětím, nebo na wingletech. Letouny s ocasionálními plochami jsou navrhovány s pokrytím celého ocasu panely, avšak u prototypů se toto řešení již nevyskytuje. Umístění panelů na ocas je vzhledem k použití kruhových nebo eliptických trupů ne příliš vhodné pro malou plochu, na kterou může záření dopadat pod vhodným úhlem. Lehké panely na bázi křemíku jsou v dnešní době tenké a pružné, z toho důvodu je možné umísťovat panely na zakřivené plochy. Hmotnost elastických

panelů je 25 gramů na čtvereční metr. Nově vyvíjené panely dosahují ještě nižších hmotností, a to až na úroveň 5,2 g/m<sup>2</sup>. Ultralehké panely jsou však ve stádiu vývoje ne reálného použití na letouny. Zásadním problémem je jejich nízká účinnost, která se pohybuje na úrovni 12 %. (34) Výše zmíněné 25 gramové panely jsou využívány pro pohon menších HAPS letounů. Dosahují účinnosti na úrovni 21-22 % a dodávají letounu 350 W/m<sup>2</sup> energie. (35) Tyto panely budou použity jako referenční pro tuto práci.

Z důvodu malého obsahu atmosférické vodní páry v stratosféře, na úrovni přibližně 0,05 % se zde netvoří oblaky, které by mohli letoun stínit. Množství záření se v různé literatuře pohybuje v rozmezí 1259 W/m<sup>2</sup> až 1366 W/m<sup>2</sup> pro letovou výšku 20-25 km. (36) Nejvýznamnějším aspektem ovlivňujícím výrobu energie je délka slunečního svitu a úhel dopadu slunečního záření. Vhodnými úhly dopadu jsou úhly menší než 30° od normály panelu. Úhel, pod kterým záření dopadá na letoun je závislé jak od náklonu letounu, tak od denní hodiny a globální polohy letounu vzhledem k ročnímu období.



Obr. 26 Zobrazení Lambertova zákona (37)  
Zobrazení Lambertova zákona. Intenzita klesá s rostoucím úhlem zdroje od kolmé osy.



Obr. 27 Úhel dopadu slunečních paprsků v závislosti na roční době (38) (-upraveno)  
(LS-Letní slunovrat, ZS-Zimní slunovrat, R rovnodennost) na 32. rovnoběžce

Nejideálnější úhel dopadu je možné docílit v čase letní rovnodennosti, naopak zimní rovnodennost poskytuje nejméně záření. Délka slunečního svitu je také závislá na zeměpisné šířce. Délky slunečního svitu jsou pro severní a jižní hemisféru symetrické a vzájemně posunuté o půl roku. Množství energie, které je letoun schopný získávat je během prvních a posledních dvou hodin nízké. Panely v tuto dobu nedokážou vyprodukovat dostatečné množství energie, a proto letoun čerpá část energie z baterií. Z praktického hlediska je vhodné uvažovat sluneční svit v trvání pouze 10 hodin a 14 hodin bez svitu. Zároveň je nutné uvažovat množství energie pro provoz letounu navýšené o množství energie potřebné k nabíjení baterií. Tedy v době 10 až 11 hodin je spotřeba letounu 2,2 násobkem nominální spotřeby, která je ještě navýšena disipací energie do tepla nabíjecího aparátu a samotných baterií. Toto přebytečné teplo je však možné využít pro vytápění bateriové kapsle. Ve vyšší atmosféře je také nižší množství pevných částic, které by mohli zanášet plochy panelu.

### 3.3.2. Baterie

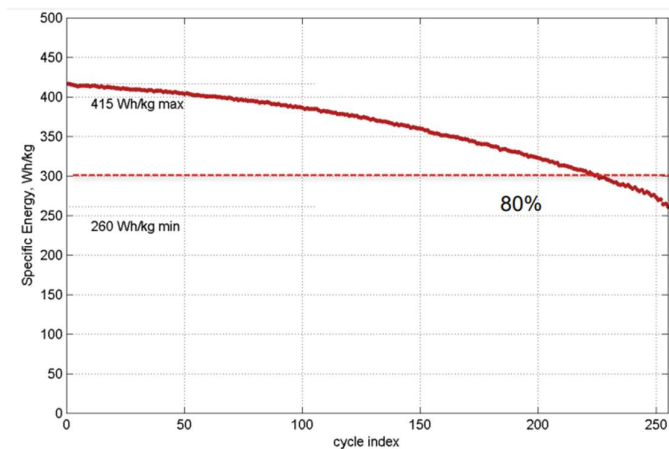
Baterie tvoří největší část hmotnosti letounu. Baterie jsou provozovány v cyklech, kdy se během slunečního svitu po dobu přibližně 10 hodin nabíjejí a následně se 14 hodin vybíjejí. Celkovou spotřebu energie je možné složit jako součet spotřeby pohonných jednotek, spotřeby telekomunikačního vysílače (3 kW), spotřeby řídicího systému (132 W) (39) a spotřeby energie pro vytápění bateriových kapslí. Vývoj baterií se v posledním desetiletí značně zrychlil a přinesl nové druhy baterií nacházející uplatnění v bezpilotních letounech pro svojí vysokou hustotu energie a nízkou hmotnost. V současnosti vícero výzkumných ústavů experimentuje s lithiovými bateriemi, které mají různé druhy elektrod.

Běžné lithiové baterie dosahují energetické hustoty 50-260 Wh/kg. To je pro použití v lehkých HAPS letounech nedostatečné. Baterie by byly těžší než maximální vzletová hmotnost letounu. Lithiové baterie, které obsahují nikl nebo mangan poskytují značně vyšší kapacity, až do úrovně 800 Wh/kg. Tyto prvky jsou schopny v laboratorních podmínkách však pojmout mnohem více energie řádově až 1500 Wh/kg. Baterie vysokých kapacit se však nepoužívají ve velkých formacích. Komerčně dostupné lithium iontové baterie s křemíkovými elektrodami poskytují hustotu energie na úrovni 450 Wh/kg. (40) Tyto baterie byly již použity na letounech společnosti Airbus. Rozměry baterií se pohybují na úrovni 1000-1200 kWh/m<sup>3</sup>.

Cyklické nabíjení a vybíjení baterií způsobuje jejich degradaci. Běžná hodnota degradace při 90 plných cyklech je přibližně 1,5-2 % z nominální kapacity článku. (41) Negativní vliv na životnost má nízká teplota při vybíjení, vysoká teplota při nabíjení a výrazný vliv má nízký tlak prostředí v kterém se bateriový článek nachází. Výrobci uvádí provozní teploty baterií v rozsahu -20°C až +55°C. Při těchto limitních teplotách je životnost baterií značně snížena a baterie dosahují degradace až 30 procent v řádově desítkách cyklů. S tímto jevem je nutné počítat, v opačném případě by mohlo nastat úplné vybití baterií a letoun by se stal nekontrolovatelným.

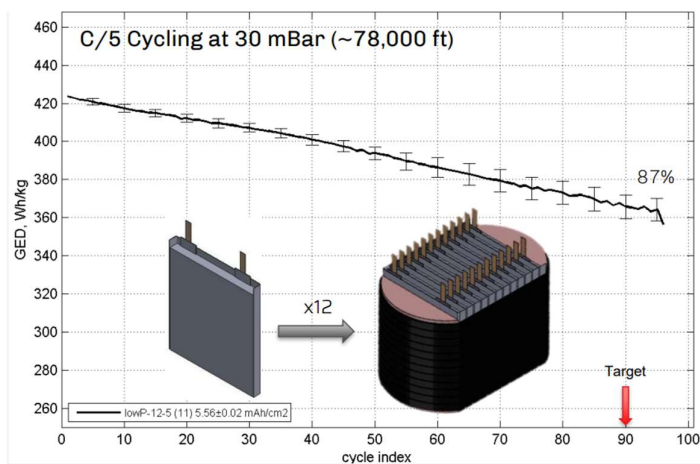
Okolité prostředí, má přibližně -65°C a tlak 2750 Pa. Degradace nízkým tlakem je také patrná. Vytváří lineární závislost mezi degradací a počtem vybíjecích cyklů. Degradace při takto nízkém tlaku je 0,14% z nominální kapacity při každém cyklu.

Z důvodu úspory energie bude letounu měnit svou letovou výšku. Přes den bude letoun stoupat z výšky 17 km do výšky 22 km a následně do výšky 25 km. V noci bude letoun z výšky 25km klesat do výšky 17 km. Toto řešení šetří 6.5 % baterií co představuje 5% hmotnosti letounu. (Viz. Obr. 32)



Obr. 28 Zobrazení degradace baterie Si/LCO (42)

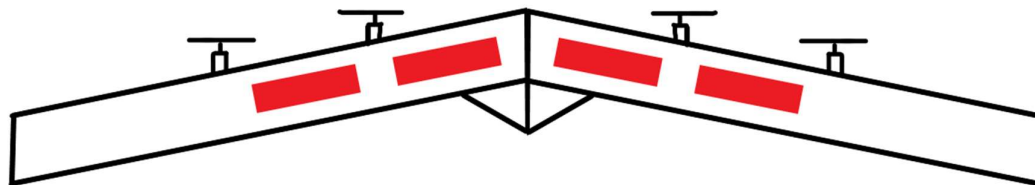
Zobrazení degradace baterie Si/LCO do hraniční hodnoty 80 % nominální kapacity při teplotě 20°C a atmosférickém tlaku. Na horizontální ose je počet vybíjecích cyklů a na vertikální ose kapacita baterie při daném cyklu.



Obr. 29 Zobrazení degradace Li/S baterie při tlaku 3000Pa (42)

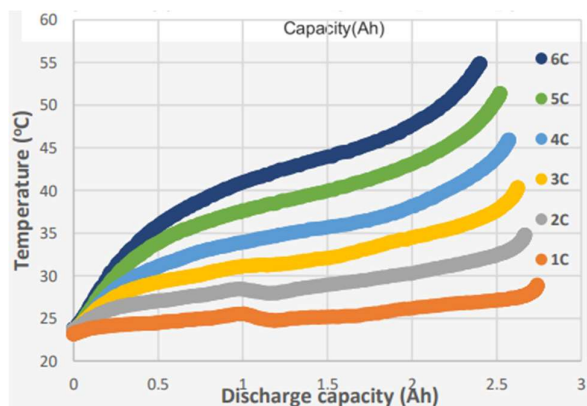
Zobrazení degradace Li/S baterie při tlaku 3 kPa odpovídajícímu výšce 23,7 km. Na horizontální ose je počet vybíjecích cyklů a zobrazení cíle odpovídajícímu 90 dennímu letu. Na vertikální ose je zobrazena kapacita baterie při daném vybíjecím cyklu.

Baterie budou umístěny do čtyř uzavřených kapslí. Kapsle budou rozmístěny uvnitř konstrukce křídla tak, aby vytvářely co možná nejrovnoměrnější rozložení zatížení křídla.



Obr. 30 Umístění bateriových kapslí (-vlastní)

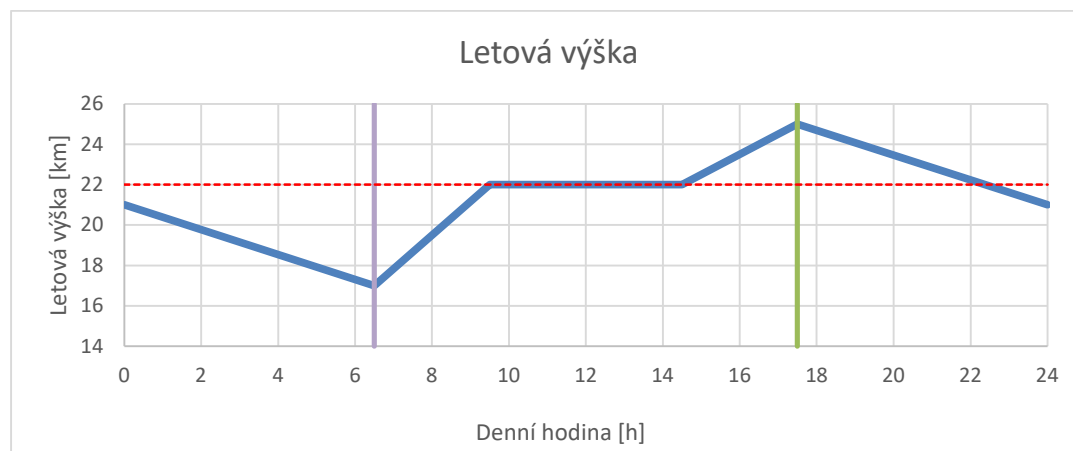
Toto rozložení vytváří rovnoměrné zatížení křídla, dobře rozkládá hmotnost při přistání a zároveň posouvá těžiště k přední části letounu. Kapsle budou sloužit k seskupení a uchycení článků baterií ke konstrukci křídla, ale převážně k tepelné regulaci baterií a zajištění provozního tlaku. Jelikož provozní teplota baterií je 20-35°C a tlak na úrovni 101 kPa, budou tyto kapsle vybaveny vyhřívacím modulem, který bude udržovat teplotu v okolí baterií. Vybíjení baterií je tak pomalé, že nejsou schopny se zahřívát sami, avšak disipovaná energie sníží energii potřebnou k vytápění.



Obr. 31 Teplota baterií při vybíjení (42)

Vybíjení baterií letounu bude probíhat při předpokládané hodnotě 1C/10. Z grafu je možné vidět, že se baterie při nízkém odebraném proudu zahřívají jenom minimálně a při běžné konvekci ve vzduchu dosahují teplotu maximálně 30°C, tedy není nutné je chladit. (42)

Kapsle budou naplněny vzduchem nebo plynem s dobrou tepelnou vodivostí pro udržování rovnoměrné teploty mezi články. Předpokládáme malou změnu tlaku vlivem výchylek teploty, snižování tlaku plynu způsobenou nedokonalou těsností kapslí bude kompenzované doplněním z tlakové láhve. Kapsle bude izolovaná tepelnou izolací pro snížení množství potřebného dodávaného tepla. 461 litrů baterií, které letoun nese budou umístěné ve čtyřech kapslích velikosti 90x80x16 cm složených z tenkého hliníkového obalu s 15 mm vnitřní polystyrenovou izolací. Degradace baterií je při takto stabilních podmínkách 1,5-2 % při tří měsíčním letu.



Obr. 32 Výška letové hladiny měnící se v čase

### 3.3.3. Výpočetní část

Celková spotřeba energie letounu:

$$CS = 4 \cdot P_P + P_R + P_V + Q_{vyt} = 4 \cdot 10091 + 132 + 3000 + 1074 = 44\,570 \text{ W}$$

Hmotnost nesených baterií:

$$m_B = \frac{CS - m_c \cdot g \cdot \int_{v_{ld}}^{v_{lh}} dh \cdot h_n^{-1}}{SWC \cdot (1 - dg_B)} \cdot h_n = \frac{44570 - 1725 \cdot 9.81 \cdot 8000 \cdot (13 \cdot 3600)^{-1}}{450 \cdot (1 - 0.02)} \cdot 13 = 1228.6 \text{ kg}$$

Objem nesených baterií:

$$V_B = \frac{CS - m_c \cdot g \cdot \int_{v_{ld}}^{v_{lh}} dh \cdot h_n^{-1}}{SVC \cdot (1 - dg_B)} \cdot h_n = \frac{44570 - 1725 \cdot 9.81 \cdot 8000 \cdot (13 \cdot 3600)^{-1}}{1200 \cdot 10^3 \cdot (1 - 0.02)} \cdot 13 = 0.461 \text{ m}^3$$

Z objemu nesených baterií stanovíme velikost bateriových kapslí na čtyři kapsle velikosti 160x900x800mm s plochou 1,984 m<sup>2</sup> pro každou:

$$Q_{vyt} = 4 \cdot \frac{S_K \cdot (T_{in} - T_o)}{\frac{1}{\alpha} + \frac{S_H}{\lambda_H} + \frac{S_L}{\lambda_L}} = 4 \cdot \frac{1.984 \cdot (22 - -65)}{\frac{1}{7} + \frac{0.002}{250} + \frac{0.015}{0.03}} = 4 \cdot 268.5 = 1074 \text{ W}$$

Potřebná plocha solárních panelů:

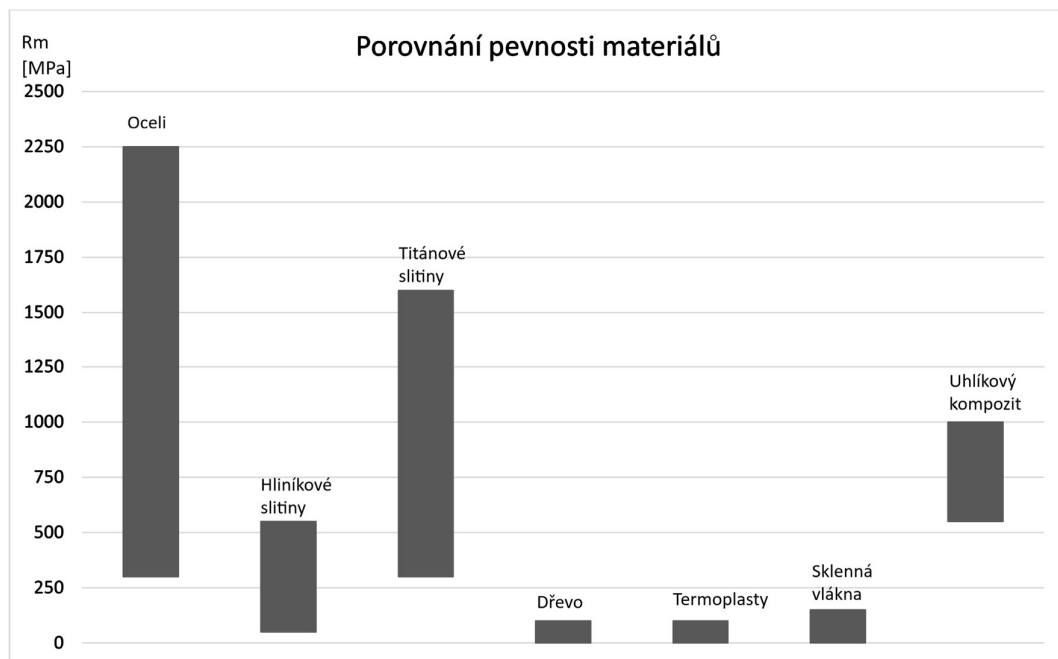
$$\begin{aligned} A_P &= \frac{(CS - Q_{vyt} + m_c \cdot g \cdot \int_{v_{ld}}^{v_{lh}} dh \cdot h_d^{-1} + CS \cdot \frac{h_n}{h_d} - m_c \cdot g \cdot \int_{v_{ld}}^{v_{lh}} dh \cdot h_n^{-1} \cdot h_d^{-1}) \cdot (1 + dg_n)}{Q_P} \\ &= \frac{\left( CS \cdot \left( 1 + \frac{h_n}{h_d} \right) - Q_{vyt} + m_c \cdot g \cdot \left( \int_{v_{ld}}^{v_{lh}} dh \cdot \frac{1}{h_d} - \int_{v_{ld}}^{v_{lh}} dh \cdot \frac{1}{h_d \cdot h_n} \right) \right) \cdot (1 + dg_n)}{Q_P} \\ &= \frac{\left( 44570 \left( 1 + \frac{13}{11} \right) - 1074 + 1725 \cdot 9.81 \cdot 8000 \cdot ((11 - 11 \cdot 13) \cdot 3600)^{-1} \right) \cdot (1 + 0.05)}{350} \\ &= 284.5 \text{ m}^2 \end{aligned}$$

## 4. Konstrukční část studie letounu

Téměř celá konstrukce letounu vyjma konců křídel je nosná, složená z opakujících se, symetrických útvarů. Na letounu se nenachází žádný přechod do trupu nebo jiné porušení jednoty konstrukce křídla. Celá hmotnost letounu je soustředěna ve středové gondole s vysílačem a řídicí jednotkou, v pylonech, které nesou pohonné jednotky a bateriových kapslích. Hmotnost je tedy rozdělena do velmi kompaktních celků s vyšší hmotností. Je vhodné tyto celky umísťovat ve větších rozstupech tak, aby vytvářeli co možná nejvíce pravidelně rozprostřené bodové zatížení. Zásadním problémem při umísťování pylonů je přistání letounu. Bateriové kapsle musí být umístěny mezi podpěrami, ne při volném konci, nebo by jejich hmotností mohlo dojít k dezintegritě konstrukce nebo kontaktu se zemí. Zároveň musí být pylony navzájem dostatečně vzdálené, aby proudění ke vnějším vrtulím nenarušoval proud vzduchu z vnitřních vrtulí.

V dnešních ultralehkých letadel se prolíná funkce žebrové konstrukce a pláště. Plášť se podílí na přenosu zatížení a některé komponenty křídla jsou vytvořeny z kombinace pevného obalu a lehké matrice. Toto uspořádání se využívá u skořepinových konstrukcí křídla. Křídlo má velmi malý nebo žádný žebrovaný skelet. Profil musí být dostatečně vysoký, aby skořepina dokázala přenášet zatížení. Výrazně žebrovaná konstrukce lépe přenáší vysoké zatížení, ale má vysokou hmotnost. Jelikož je křídlo letounu jednoduše tvarované a poměrně hluboké s malou tloušťkou, volil jsem částečně žebrovanou konstrukci komorového typu se dvěma nosníky tvaru I. Náběžná a odtoková hrana nejsou příliš zatížené pro nízkou rychlost letounu, proto je možné využít skořepinového potahu, který se bude napojen na žebra. Dva I nosníky mají mírně odlišné rozměry, protože přední nosník nese přibližně dvě třetiny hmotnosti letounu a zároveň je umístěn v místě největšího vztlaku profilu.

Pylony pohonných jednotek jsou přímo navázané na žebra a spolu s konstrukcí žebrování pylonu vytváří při přistání přímý přenos síly na nosník. Žebra mohou být díky malému vztlaku křídla a nosníkům víc vzdáleny. Žebra jsou sestaveny z tenkých styčnicků pro snížení jejich hmotnosti. Jsou osazeny na nosnicích a jejich přední a zadní části se spájejí přes náběžnou a odtokovou hranu ze skořepinového potahu. Nejvíce složitou částí je přechod profilů na konci křídla, kdy nosný profil přechází do winglety. Wingleta může být na horní části tvořena skořepinovou konstrukcí, avšak pro přistání se zde nachází poměrně vysoká hmotnost ve velké vzdálenosti od pylonu. Pylon má vnitřní konstrukci uspořádanou do dvou vertikálních nosníků a postranních podpěr. Plášť je zde zesílen, aby se nepoškodil při kontaktu se zemí. Zároveň se přes tuto plochu přenáší většina síly při přistání. Obdobný problém je třeba řešit ve středové gondole, která musí obsahovat výztuhu ve střední části, která je výškově zarovnaná s pylony a dochází zde ke kontaktu se zemí.

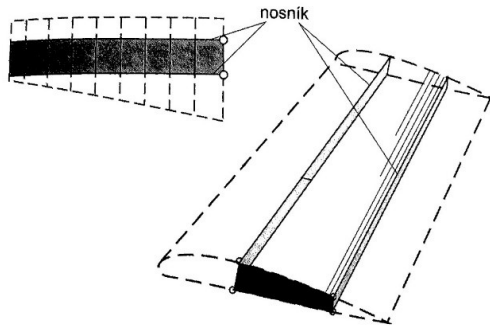


Obr. 33 Porovnání pevnosti materiálů (19)

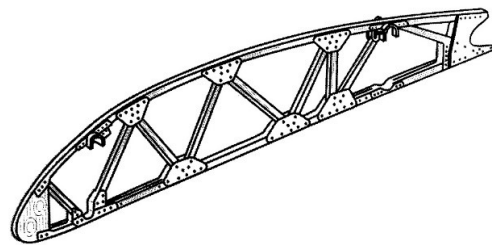
Konstrukce musí mít co možná největší tuhost a zároveň mít nízkou hmotnost. Při zanedbání dostupných, ale extrémně drahých materiálů se jako výhodná možnost jeví použití kompozitu ve formě uhlíkového vlákna a polymerové matrice. Tento materiál má modul



pružnosti do 150 GPa. Zásadní výhodou je nízká hustota, která se pohybuje v rozmezí 1500 až 1970 kg/m<sup>3</sup>. Zároveň dosahují kompozity vyšší pevnosti než třeba hliníkové slitiny, avšak mnohem nižší než například oceli. Vlastnosti materiálu jsou anizotropní. Zásadní je úhel vláken a jejich směrování vůči působící síle stejně jako styl výpletu. Využívá se výplet s úhlem 90° a 45° stejně jako výplet kde se vlákna pletou v páru nebo se některý přechod vynechá. Směr vláken je nutné přizpůsobit směru největší síly. Ve směru kolmo na vlákna nedosahují kompozity dobrých vlastností. Další nevýhodou použití kompozitu je snižování jejich pevností a rozpad při absorpci vody. Křídlo není plně vzduchotěsné a uvnitř křídla je stejný tlak jako v okolitém prostoru. Pára se tedy nevyskytuje přirozeně a kondenzace na kapičky by se vyskytovat neměla ani na částech měnících teplotu. Vliv nízké teploty se projevuje na pevnosti materiálu až po desítkách dní. Použitím kombinace vhodné polymerové matice se můžou vlivem nízké teploty vlastnosti materiálu dokonce zlepšit. Namáhání materiálu je také poměrně konstantní, protože letoun letí po velmi stálé dráze při stálých atmosférických podmínkách. Zásadním problémem je UV záření, které je v této výšce násobně vyšší než v troposféře a bylo popsáno v kapitole Specifikace provozního prostředí. UV záření způsobuje degradaci epoxidových laminátů a konstrukci je nutné proti záření chránit nátěry nebo aplikací polyesterového laku

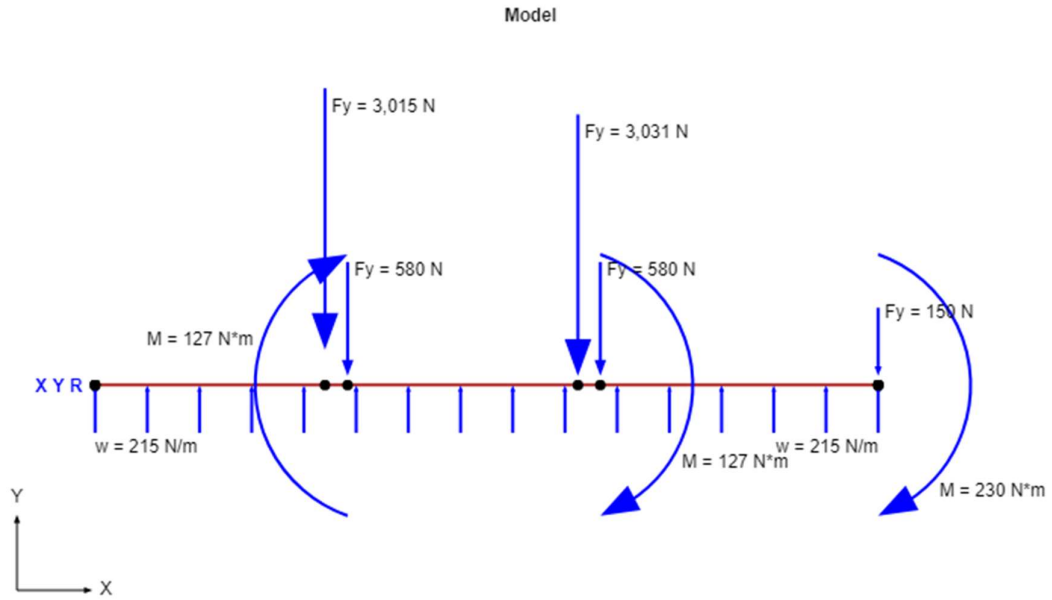


Obr. 34 Schematické zobrazení dvounosníkové konstrukce (43)

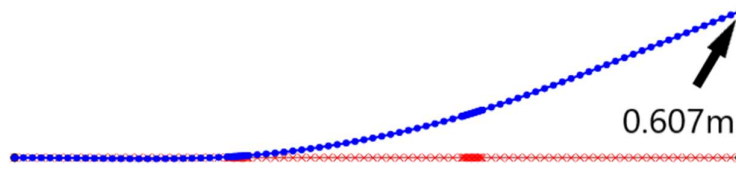


Obr. 35 Příhradové žebro (43)

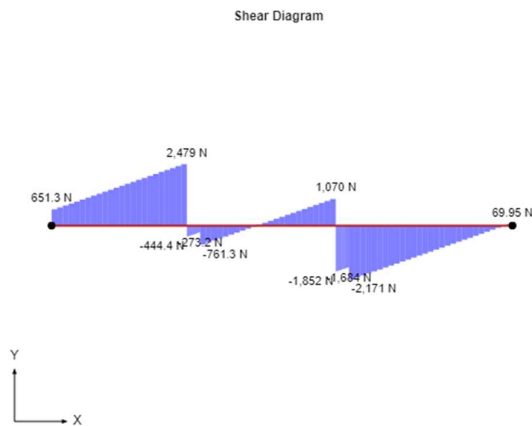
Návrh jsem provedl z jednoduchých žeber spojených dvěma I profily. Nosníky spolu s příhradovým žebrem tvoří dvounosníkové jednodutinové křídlo. Toto rozložení je schopno dobře zachycovat kroucení i ohyb křídla. Přední žebro je přibližně o polovinu větší než zadní. Vzdálenost pylonů jsem stanovil na 12 metrů od osy symetrie letounu a 22 metrů od osy symetrie letounu. Pylony jsou tedy stejně vzdálené od sebe a konce gondoly a vzdálenost os vrtulí jsou dva průměry vrtule. Moment působící na místo před přechodem na gondoly je zatíženo přibližně 13 000 Nm. K tomuto momentu jsem také experimentálně navrhoval nosníky. Žebra jsou od sebe vzdálené 1300 mm s tloušťkou profilu 10 mm u všech táhel. Konstrukci jsem analyzoval na krátkém segmentu křídla zatíženou 2/3 momentu na předním nosníku a 1/3 momentu na zadním nosníku. Analýza počítá s pevností v tahu 800 MPa a modulem pružnosti 110 GPa. Při hustotě 1750 kgm<sup>-3</sup> (19) by konstrukce dosahovala hmotnost 187 kg na každé křídlo bez gondoly, potahu a pohonných jednotek. Běžné zatížení obdobných letounů se pohybuje na úrovni 3,5-5,5 kg na čtvereční metr. V této práci se hmotnost samotné konstrukce letounu tedy vnitřní konstrukce, potahu, solárních panelů, pohonných jednotek, kabeláže a bateriových kapslí bez baterií na 1,5 kg na čtvereční metr.



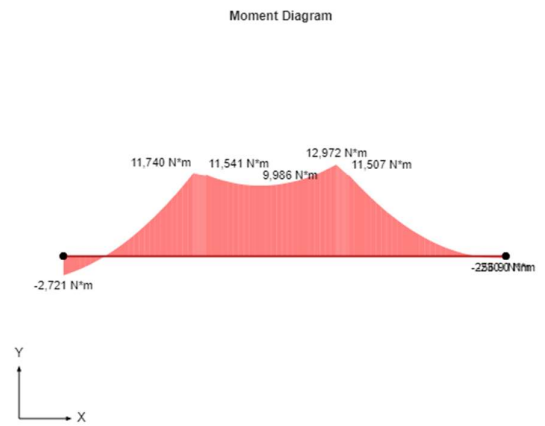
Obr. 36 Schematické zobrazení zatížení křídla (-vlastní)



Obr. 37 Zobrazení průhybu křídla (-vlastní)



Obr. 38 Zobrazení smykových sil působících v křídle (-vlastní)



Obr. 39 Momentový diagram zatížení křídla (-vlastní)

## 5. Závěr

V první části této práce byly popsány dosavadní poznatky a stupeň vývoje HAPS letounů těžších než vzduch z hlediska jejich aerodynamických vlastností a výkonů. Návrh letounu poskytuje náhled do vlastností letounu, které musí několik měsíců nést rozměrově malou zátěž s vysokou hmotností. V dnešní době využívané HAPS letouny jsou schopné létat dlouhou dobu v rádech desítek dní, nebo nést velké zátěže, ne však splňovat obě podmínky. Tato práce se zaměřila na návrh letounu, který bude moci létat delší čas, než letouny v současnosti dosahují a zároveň nést porovnatelné množství zátěže s menším rozpětím.

V druhé části práce byl vytvořen vlastní návrh letounu. Byly navrženy aerodynamické charakteristiky letounu za pomoci numerických simulací s ohledem na problémy letu v atmosféře s nízkou hustotou. Volba bezocasého letounu snižuje hmotnost letounu a celkový odpor. Byl posuzován vliv geometrie křídla na letové vlastnosti. Šípovité křídlo poskytuje větší nosnou plochu při omezeném rozpětí. Úprava konců křídla by byla také pozitivním přínosem při snižování odporu letounu, ale během simulací ve výpočetním programu nebyl přínos nového tvaru dostatečně velký v porovnání s obtížností simulace. Umístění středové gondoly zvýšilo vztlak letounu v místě nesené zátěže čímž se snižuje zatížení křídla.

Dále byl navržen pohonný systém letounu s ohledem na dosažení dlouhodobého letu bez mezipřistání. V porovnání s prototypy existujících HAPS letounů, využívá letoun, který je předmětem této práce, novější poznatky v technologii solárních panelů, stejně jako novější generaci baterií s vyšším poměrem kapacity ke hmotnosti. To dodává letounu větší množství energie, které může spotřebovat v nočních hodinách, kdy přísun externí energie neexistuje. Dále byl navržen vrtulový pohon, který má vysokou energetickou účinnost a k tomuto pohonu byl vytvořen návrh vrtulí. Vrtule mají specifické parametry a je nutné ověřit jejich účinnosti a výkonové charakteristiky na nezávislé simulaci. Pro zvýšení účinností vrtulí by bylo vhodné volit větší počet pohonných jednotek, avšak jen za předpokladu snížení hmotnosti elektromotorů.

Většina simulací byla provedena 3D panelovou metodou za použití výpočetního programu XFLR5 s ohledem na odlišnou kinematickou viskozitu vzduchu v letové hladině. Tato metoda má omezení při výpočtu indukovaných a viskózních odporů v prostředí s vysokou nebo nízkou kinematickou viskozitou. To má za následek lokální chyby ve výpočtu odporu v rádech vyšších jednotek procent. Zároveň poskytuje 3D panelová metoda lineární závislost koeficientu vztlaku na úhlu náběhu, takže dochází k snížení výsledného vztlaku proti jiným metodám, avšak při nízkých Reynoldsových číslech se tato odchylka snižuje. Výsledky analýz jsou tedy zatížené systematickou chybou a bylo by vhodné je ověřit s jinými řešiči. Při porovnání s CFD dosahuje XFLR5 výsledky s chybou v jednotkách procent, a to i při zohlednění viskozity.

Vzhledem k pokroku ve vývoji baterií a rozmachu použití bezpilotních letounů je možné vyvíjet nové HAPS letouny s širším využitím. Budoucí vývoj se z důvodu malé kapacity baterií k jejich hmotnostem zaměřil na letouny HAPS lehčí než vzduch. Novým druhem pohonu, který by mohl řešit problém ukládání energie je použití vodíkových článků spolu s malým vodíkovým generátorem. Hmotnosti těchto zařízení jsou při dnešním stavu vývoje příliš velké pro použití v HAPS letounech těžších než vzduch.

## Seznam použité literatury

1. *Radio Regulations Articles*. Geneva, CH : International Telecommunication Union, 2006. ISBN 978-92-61-19121-4.
2. Miura, Ryu a Oodo, Masayuki. R&D Program on Telecom and Broadcasting System Using High Altitude Platform Stations. *Journal of the Communications Research Laboratory*. 2001, Sv. 48, 8.
3. HAPS Alliance. *hapsalliance.org*. [Online] 10. 12 2021. [Citace: 4. 2 2022.] [https://hapsalliance.org/wp-content/uploads/formidable/12/Driving\\_the\\_potential\\_of\\_the\\_stratosphere\\_HAPSAlliance\\_08\\_2021.pdf](https://hapsalliance.org/wp-content/uploads/formidable/12/Driving_the_potential_of_the_stratosphere_HAPSAlliance_08_2021.pdf).
4. UAVOS. *UAVOS.com*. [Online] UAVOS, 2022. [Citace: 5. 10 2021.] <https://www.uavos.com/products/fixed-wing-uavs/apusduo-atmospheric-satellite/>.
5. BBC. *bbc.com*. [Online] 2. 2 2016. [Citace: 20. 1 2022.] <https://www.bbc.com/news/science-environment-35478489>.
6. Amos, Jonathan. BBC. *bbc.co.uk*. [Online] 24. 8 2008. [Citace: 3. 11 2021.] <http://news.bbc.co.uk/2/hi/science/nature/7577493.stm>.
7. Aerospace Testing International. *aerospacetestinginternational.com/news*. [Online] 15. 10 2021. [Citace: 10. 1 2022.] <https://www.aerospacetestinginternational.com/news/flight-testing/airbus-zephyr-breaks-more-aviation-records-during-flight-testing.html>.
8. AIRBUS. *airbus.com/newsroom*. [Online] 15. 11 2021. [Citace: 25. 1 2022.] <https://www.airbus.com/en/newsroom/press-releases/2021-11-zephyr-high-altitude-platform-station-haps-achieves-connectivity-in>.
9. Microlink. *mldevices.com*. [Online] 18. 4 2018. [Citace: 18. 1 2022.] <http://www.mldevices.com/index.php/news/67-microlink-devices-achieves-certified-37-75-solar-cell-power-conversion-efficiency>.
10. Facebook engineering. *engineering.fb.com*. [Online] 21. 7 2016. [Citace: 14. 10 2021.] <https://engineering.fb.com/2016/07/21/connectivity/flying-aquila-early-lessons-from-the-first-full-scale-test-flight-and-the-path-ahead/>.
11. Heath, Alex. Facebook's internet-beaming drone has completed its second test flight and didn't crash. *Business Insider*. [Online] 29. 6 2017. [Citace: 3. 10 2021.] <https://www.businessinsider.com/facebook-aquila-internet-drone-second-test-flight-2017-6>.
12. Riedhart, Jenny. NASA. *dfrc.nasa.gov*. [Online] NASA, 11 2002. [Citace: 6. 12 2021.] <http://www.dfrc.nasa.gov/Newsroom/FactSheets/FS-034-DFRC.html>. FS-2002-034 DFRC.
13. —. NASA. *dfrc.nasa.gov*. [Online] NASA Dryden Flight Research Center, 11 2002. [Citace: 6. 12 2021.] <http://www.dfrc.nasa.gov/Newsroom/FactSheets/FS-056-DFRC.html>. FS-2002-10-056 DFRC.
14. Gibbs, Yvonne. NASA. *nasa.gov/centers/armstrong/news*. [Online] NASA, 7. 8 2017. [Citace: 6. 12 2021.] <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-068-DFRC.html>. FS-068-DFRC.

15. *Performance analysis of rotatable energy systems of high-altitude airship in real wind field.* Weiyu, Zhu, a další. 105689, 3 2020, Aerospace Science and Technology, Sv. 98. ISSN 1270-9638.
16. Cole, Allen E a Kantor, Arthur J. *Air Force Interim Supplemental Atmospheres to 90 Kilometers.* Michigan : Air Force Cambridge Research Laboratories, Office of Aerospace Research, 1963. AFCRL 63-936.
17. Climate Prediction Center. *nws.noaa.gov.* [Online] National Weather Service. [Citace: 18. 2 2022.] [https://www.cpc.ncep.noaa.gov/products/stratosphere/uv\\_index/uv\\_nature.shtml](https://www.cpc.ncep.noaa.gov/products/stratosphere/uv_index/uv_nature.shtml).
18. Facebookarchive. <https://github.com/facebookarchive/FBHALE.wiki.git>. [Online] 21. 06 2018. [Citace: 03. 12 2021.] <https://github.com/facebookarchive/FBHALE/wiki>.
19. Kundu, Ajoy Kumar, Price, Mark A. a Riordan, David. *Conceptual Aircraft Desing.* Chichester : John Willey and Sons, 2019. ISBN 978-1-119-50028-5.
20. Airfoil Tools. [www.airfoiltools.com](http://www.airfoiltools.com). [Online] 2022. [Citace: 30. 03 2022.] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=fauvel-il.fauvel>.
21. Airfoil Tools. [www.airfoiltools.com](http://www.airfoiltools.com). [Online] 2022. [Citace: 30. 03 2022.] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=clarky-il.clarky>.
22. T.A., Talay. *Introduction to the Aerodynamics of Flight; Technical Report.* Washington DC,USA : NASA, 1975. NASA SP367.
23. Alemayehu, Desta, Eaton, Elizabeth a Faruque, Imraan. *HALE UAV Aerodynamic and Stability Analysis.* [www.dept.aoe.vt.edu](http://www.dept.aoe.vt.edu). [Online] 27. 03 2006. [Citace: 10. 10 2021.] [http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason\\_f/pathfinder.pdf](http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/pathfinder.pdf).
24. Airfoil Tools. [www.airfoiltools.com](http://www.airfoiltools.com). [Online] 2022. [Citace: 30. 03 2022.] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=goe210-il.goe210-il>.
25. Airfoil Tools. [www.airfoiltools.com](http://www.airfoiltools.com). [Online] 2022. [Citace: 30. 03 2022.] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=goe415-il.goe415-il>.
26. Airfoil Tools. [www.airfoiltools.com](http://www.airfoiltools.com). [Online] 2022. [Citace: 30. 03 2022.] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=goe437-il.goe437-il>.
27. Airfoil Tools. [www.airfoiltools.com](http://www.airfoiltools.com). [Online] 2022. [Citace: 30. 03 2022.] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=goe613-il.goe613-il>.
28. *Aerospace Vehicle Design Lecture Notes.* Serghides, V. London : Imperial College London, 2013. AE3-403.
29. Airfoil Tools. [www.airfoiltools.com](http://www.airfoiltools.com). [Online] 2022. [Citace: 30. 03 2022.] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=e657-il.e657-il>.
30. MiroMax. *miromax.lt.* [Online] 22. 5 2013. [Citace: 05. 01 2022.] [https://www.miromax.lt/userfiles/6/files/HPM10000\\_72V\\_Test\\_Results.pdf](https://www.miromax.lt/userfiles/6/files/HPM10000_72V_Test_Results.pdf).
31. C. Cruzatty, E. Sarmiento, E. Valencia, E. Cando,. *Design methodology of a UAV propeller implemented in monitoring activities,.* *Materials Today.* Proceedings,, 2022, Sv. 49, 1, stránky 115-121.

32. EPI Inc. *EPI*. [Online] 01. 01 2020. [Citace: 11. 04 2022.] [http://www.epi-eng.com/propeller\\_technology/selecting\\_a\\_propeller.htm](http://www.epi-eng.com/propeller_technology/selecting_a_propeller.htm).
33. Mamadaminov, Umid. *Review of Airfoil Structure for Wind Turbine Blades*. Klamath Falls : Oregon Institute of Technology, 2013. 271829785.
34. Hellemans, Alexander. IEEE Spectrum. *spectrum.ieee.org*. [Online] IEEE, 25. 08 2015. [Citace: 2022. 04 02.] <https://spectrum.ieee.org/ultrathin-solar-cells-for-lightweight-and-flexible-applications->.
35. Graham, Warwick. Aviation Week Network. *aviationweek.com*. [Online] 13. 12 2018. [Citace: 2022. 02 01.] <https://aviationweek.com/aerospace/record-breaking-zephyrs-battery-holds-evtol-potential>.
36. *Some design considerations for solar-powered aircraft*. Phillips, W. H. Hampton VA United States : NASA Langley Research Center, 1980. L-13562.
37. Arum, S.C., a další. Energy Management of Solar-Powered Aircraft-Based High Altitude Platform for Wireless Communications. *Electronics*. 2020, Sv. 9, 179.
38. *Space communications with variable elevation angle faded by rain: Radio links to the Sun-Earth first Lagrangian point L1*. Matricciani, Emilio. 6, 2016, Sv. 34. 809-831.
39. *Optimal design of a high-altitude solar-powered unmanned airplane*. Mattos, Bento Silva de. 3, 2013, Sv. 5. 349-361.
40. AMPRIUS TECHNOLOGIES SHIPS FIRST COMMERCIALY AVAILABLE 450 Wh/kg, 1150 Wh/L BATTERIES. *Amprius*. [Online] 08. 02 2022. [Citace: 2022. 03 05.] <https://amprius.com/2022/02/amprius-technologies-ships-first-commercially-available-450-wh-kg-1150-wh-l-batteries>.
41. 3 Things You Didn't Know About Lithium-Ion Battery. *Amprius*. [Online] 03. 03 2022. [Citace: 2022. 02 02.] <https://amprius.com/2022/03/3-things-you-didnt-know-about-lithium-ion-battery>.
42. *Amprius*. Ionel, Stefan a Borstein, Jon. Fremont CA US : Amprius Technologies Inc., 2020.
43. Havelka, Radoslav, a další. *Učebnice pilota 2016*. místo neznámé : Svět křidel, 2016. stránky 291,292. 978-80-87567-89-0.
44. Facebook. *Aquila flight*. místo neznámé : Facebook App, Facebook Connectivity Lab, 21. 07 2016.
45. Noll, Thomas E, a další. *Investigation of the Helios Prototype Mishap*. Hampton, VA : Langley Research Center, 2004. 23681-2199.
46. NASA. *gltrs.grc.nasa.gov*. [Online] 2003. [Citace: 08. 10 2021.] <http://gltrs.grc.nasa.gov/reports/2003/CR-2003-212724.pdf>.
47. Coy, Lawrence. Characteristics of stratospheric winds and temperatures produced by data assimilation. *Journal of Geophysical Research*. 102, 27. 11 1997, Sv. D, 22, stránky 25763-25781.

48. *Preliminary Flight Test Program on Telecom and Broadcasting Using High Altitude Platform Stations*. Miura, Ryu a Suzuki, Mikio. 24, Yokosuka : Kluwer Academic Publishers, 2003, stránky 341-361.
49. Thornton, John. *Properties of Spherical Lens Antennas for High Altitude Platform Communications*. York, UK : University of York, 2004. FP6-IST-2003-506745.
50. Airfoil Tools. *airfoiltools.com*. [Online] 2022. [Citace: 04. 01 2022.] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=dae51-il>.
51. Airfoil Tools. *airfoiltools.com*. [Online] 2022. [Citace: 04. 01 2022.] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=ag19-il>.
52. MoD to buy high-flying solar planes. *BBC*. [Online] BBC, 02. 02 2016. [Citace: 08. 05 2022.] <https://www.bbc.com/news/science-environment-35478489>.

## Seznam tabulek

Tabulka 1 Výpis dostupných známých parametrů zamýšleného letounu UAVOS ApusDuo.....	3
Tabulka 2 Základní specifikace řady letounů Zephyr od společnosti Airbus.....	4
Tabulka 3 Základní specifikace letounu Facebook Aquila.....	5
Tabulka 4 Základní specifikace letounů vzniklých spoluprací NASA a AeroVironment. ....	6
Tabulka 5 Závislosti atmosférických parametrů na zeměpisné šířce.....	7
Tabulka 6 Parametrický tvar návrhu letounu .....	19
Tabulka 7 Parametry křídla navrhovaného letounu získané simulací.....	19
Tabulka 8 Porovnání MBH a DBP vysílačů.....	Příloha 7
Tabulka 9 Velikost Reynoldsova čísla po rozpětí .....	Příloha 10



## Seznam obrázků

Obr. 1 Rozložení tlaku na profile.....	9
Obr. 2 Změna rozložení tlaku na profile v závislosti na úhlu náběhu .....	9
Obr. 3 Závislost koeficientu klopivého momentu autostabilního profilu .....	9
Obr. 4 Závislost koeficientu klopivého momentu běžného profilu.....	10
Obr. 5 Závislost koeficientu odporu na šípovitosti křídla .....	11
Obr. 6 Zobrazení indukovaných vírů .....	11
Obr. 7 Porovnání koeficientu vztlaku profilů .....	13
Obr. 8 Porovnání koeficientu odporu profilů.....	13
Obr. 9 Porovnání koeficientu klopivého momentu profilů .....	13
Obr. 10 Vliv štíhlosti křídla na vztlak.....	14
Obr. 11 Vliv štíhlosti na koeficient vztlaku .....	14
Obr. 12 Vliv štíhlosti na $C_l/C_d$ .....	15
Obr. 13 Vliv štíhlosti na koeficient klopivého momentu.....	15
Obr. 14 Vliv štíhlosti na vztlak.....	15
Obr. 15 Vliv štíhlosti na odpor .....	15
Obr. 16 Závislost koeficientu vztlaku na tvare gondoly .....	16
Obr. 17 Profily EP657 a GOE415 .....	16
Obr. 18 Aerodynamický návrh letounu.....	17
Obr. 19 Hodnoty koeficientu odporu po rozpětí .....	18
Obr. 20 Hodnoty koeficientu indukovaného odporu po rozpětí .....	18
Obr. 21 Závislost účinnosti motoru na otáčkách motoru .....	21
Obr. 22 Závislost výstupního výkonu motoru na otáčkách.....	21
Obr. 23 Křivka účinnosti vrtule .....	22
Obr. 24 Účinnost vrtule v závislosti na změně náklonu vrtulového listu .....	23
Obr. 25 Závislost tahu od změny náklonu vrtulového listu .....	24
Obr. 26 Zobrazení Lambertova zákona .....	27
Obr. 27 Úhel dopadu slunečních paprsků v závislosti na roční době.....	27
Obr. 28 Zobrazení degradace baterie Si/LCO.....	29
Obr. 29 Zobrazení degradace Li/S baterie při tlaku 3000Pa .....	29
Obr. 30 Umístění bateriových kapslí.....	29
Obr. 31 Teplota baterií při vybíjení.....	30
Obr. 32 Výška letové hladiny měnící se v čase.....	30
Obr. 33 Porovnání pevnosti materiálů.....	32

## Seznam obrázků

Obr. 34 Schematické zobrazení dvounosíkové konstrukce .....	33
Obr. 35 Příhradové žebro.....	33
Obr. 36 Schematické zobrazení zatížení křídla .....	34
Obr. 37 Zobrazení průhybu křídla .....	34
Obr. 38 Zobrazení smykových sil působících v křídle.....	34
Obr. 39 Momentový diagram zatížení křídla .....	34
Obr. 40 Společnosti vyvíjející HAPS.....	Příloha 1
Obr. 41 Fotografie z testovacího letu letounu ApusDuo .....	Příloha 2
Obr. 42 Fotografie z testovacího letu letounu Airbus Zephyr.....	Příloha 3
Obr. 43 Render letu letounů Airbus Zephyr.....	Příloha 3
Obr. 44 Fotografie z testovacího letu letounu Facebook Aquila .....	Příloha 4
Obr. 45 Přistání letounu Aguila.....	Příloha 4
Obr. 46 Přistání letounu Helios HP1 .....	Příloha 5
Obr. 47 Porovnání velikostí HAPS letounů NASA.....	Příloha 5
Obr. 48 Ohyb křídel letounu Helios HP1 .....	Příloha 5
Obr. 49 Fotografie nalezených trosků z havárie letounu Helios HP1.....	Příloha 5
Obr. 50 Závislost teploty na zeměpisné šířce .....	Příloha 6
Obr. 51 Závislost hustoty vzduchu na zeměpisné šířce .....	Příloha 6
Obr. 52 Závislost rychlosti větru na výšce, Cape Kennedy FL .....	Příloha 6
Obr. 53 Závislost rychlosti větru na výšce, Spokane, Washington.....	Příloha 6
Obr. 54 Rychlost větru ve stratosféře.....	Příloha 6
Obr. 55 Průměrný atmosférický tlak v lednu.....	Příloha 6
Obr. 56 Průměrný atmosférický tlak v červenci.....	Příloha 6
Obr. 57 Plán rozložení HAPS systémů v Japonsku. ....	Příloha 7
Obr. 58 Prototypy vysílačů.....	Příloha 7
Obr. 59 MBH vysílač s lomem vln. ....	Příloha 7
Obr. 60 Percentuální rozložení hmotnosti a odporu letounu FB-Hale .....	Příloha 8
Obr. 61 Profil GOE210.....	Příloha 9
Obr. 62 Profil GOE 415.....	Příloha 9
Obr. 63 Profil GOE 437.....	Příloha 9
Obr. 64 Profil GOE 613.....	Příloha 9
Obr. 65 Výkresové vyobrazení navrhovaného letounu .....	Příloha 10
Obr. 66 Vyobrazení navrhovaného letounu.....	Příloha 10
Obr. 67 Vyobrazení navrhovaného letounu.....	Příloha 10
Obr. 68 Vyobrazení navrhovaného letounu.....	Příloha 10

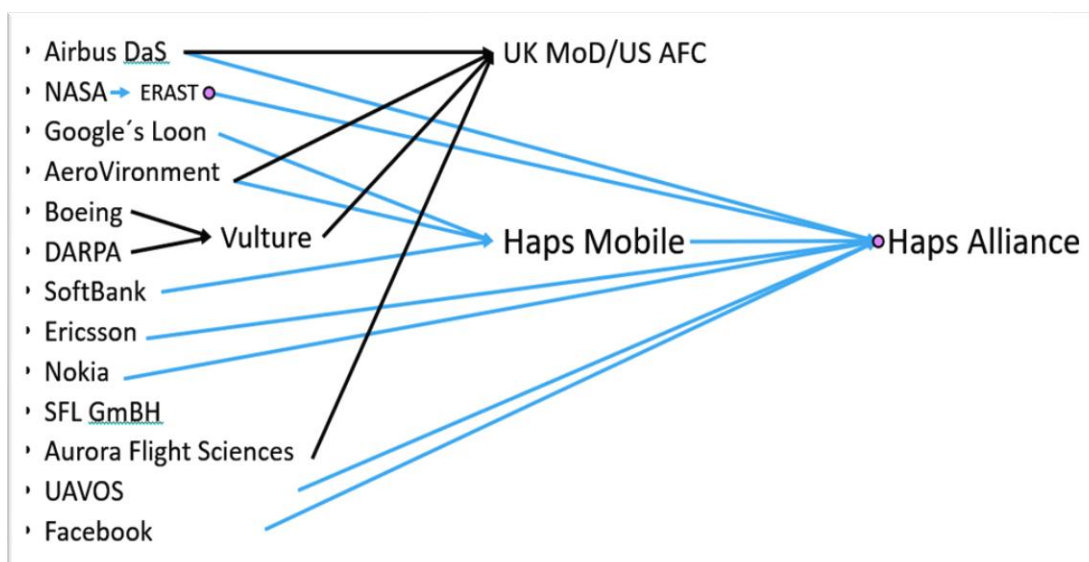
## Seznam obrázků

---

Obr. 69 Vyobrazení navrhovaného letounu.....	Příloha 10
Obr. 70 Vyobrazení navrhovaného letounu.....	Příloha 10
Obr. 71 Vyobrazení navrhovaného letounu.....	Příloha 10
Obr. 72 Zobrazení motoru a převodovky.....	Příloha 11
Obr. 73 Čelní zobrazení převodovky.....	Příloha 11
Obr. 74 Umístění pohonné jednotky uvnitř pláště pylonu .....	Příloha 11
Obr. 75 Profil DAE51 .....	Příloha 12
Obr. 76 Profil Ag19.....	Příloha 12
Obr. 77 Porovnání účinnosti profilů vrtule .....	Příloha 12
Obr. 78 Dvounosíková jednodutinová žebrovaná konstrukce křídla .....	Příloha 13
Obr. 79 Ukázka obdobné konstrukce letounu HAPS Zephyr .....	Příloha 13
Obr. 80 Zobrazení rozložení zatížení na modelovém segmentu .....	Příloha 13
Obr. 81 Zobrazení rozložení zatížení na modelovém segmentu.....	Příloha 13
Obr. 82 Zobrazení rozložení zatížení na modelovém segmentu .....	Příloha 13

# Přílohy

## Příloha 1.



Obr. 40 Společnosti vyvíjející HAPS (-vlastní)

Následující mapa zobrazuje spojování společností do spolků, kde modrou barvou jsou označeny spojení pro civilní využití a černou barvou jsou označeny spojení pro využití v silových složkách.

Projekt Titan od společnosti Google byl v roce 2001 zastaven. Vznikl podprojekt Loon který se zabývá vytvořením HAPS lehčího než vzduch. Společnost AeroVironment přenechala dosažený stupeň výzkumu jako příspěvek pro alianci Haps Mobile zatím co další vývoj přesunula pod financování United States Air Force a United Kingdom Ministry of Defense. Společnost Boeing vyjádřila od začátku ambice spíše vojenského charakteru a dostala se pod vedení výzkumné agentury DARPA která je financována Americkým ministerstvem obrany. Project Vulture byl zpočátku projektem pro vytvoření letounu skládajícího se z více segmentů křídla, které by bylo schopné vějířovitě měnit svou konfiguraci. Projekt Vulture se z původního plánu na letoun přeorientoval na cíl zlepšení technologie pro ukládání energie. Civilní projekt společnosti Boeing zvaný Solar Eagle byl zastaven, protože nedokázal vytvořit letoun, splňující požadavky na 6 měsíců nepřetržitého provozu se 70 kilogramovou zátěží. HAPS Mobile byla v době vzniku z 95 % vlastněná společností SoftBank se sídlem v Japonsku. (3) Aurora Flight Sciences představila návrh letounu, který měl být přímým konkurentem projektu Airbus Zephyr ve výběrovém konání pro Britské Ministerstvo Obrany. Letoun měl mít rozpětí 74.1 metru, přímé křídlo a nést zátěž o hmotnosti 25 kg. Projekt neuspěl, ale společnost se dodnes zabývá návrhy letounů. Program ERAST od NASA vytvořil řadu menších výzkumných letounů pro zjišťování možností nových technologií. Program byl v roce 2003 pozastaven a vývoj v konstrukčních kancelářích NASA probíhá primárně na letounech Helios.

Příloha 2.



*Obr. 41 Fotografie z testovacího letu letounu ApusDuo (4)*

Příloha 3.



*Obr. 42 Fotografie z testovacího letu letounu Airbus Zephyr. (8)*



*Obr. 43 Render letu letounů Airbus Zephyr. (8)*

Příloha 4.



*Obr. 44 Fotografie z testovacího letu letounu Facebook Aquila ze dne 28.6.2016. (11)*



*Obr. 45 Přistání letounu Aquila (44)*

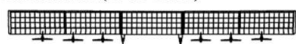
*Viditelná prašná stopa vznikla kontaktem vrtulí s přistávací plochou. Vrtule se zastavili přibližně 4 metry nad zemí, avšak nebyly v horizontální poloze. Letoun byl poškozen jak na vrtulích, tak na spodních stranách pylonů, ale nebyla poškozena integrita konstrukce. Letoun přistával na plochu vyhlazeného štěrku.*

Příloha 5.

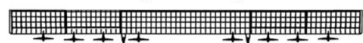


Obr. 46 Přistání letounu Helios HP1 (14)

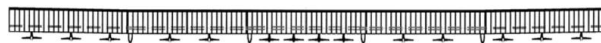
Pathfinder (1981-1997)



Pathfinder Plus (1997-1998)



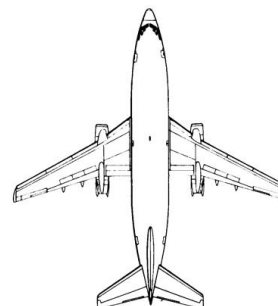
Centurion (1996-1998)



Helios Prototype (HP01), High-Altitude Configuration (1998-2002)



Helios Prototype (HP03), Long-Endurance Configuration (2003)



Obr. 47 Porovnání velikostí HAPS letounů NASA (45) (-upraveno)





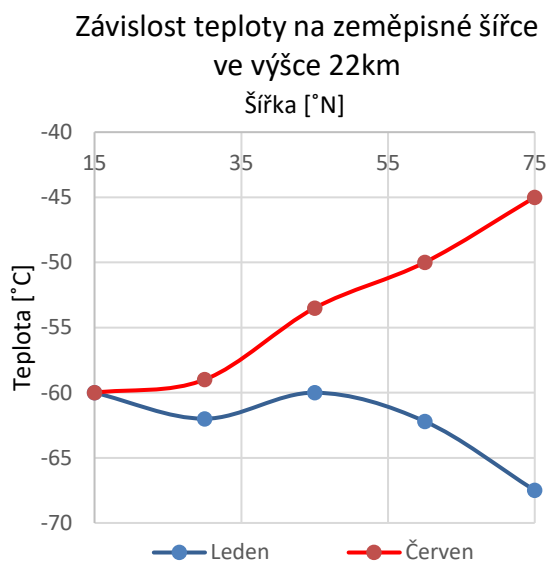
Obr. 48 Ohyb křídel letounu Helios HP1 (14)



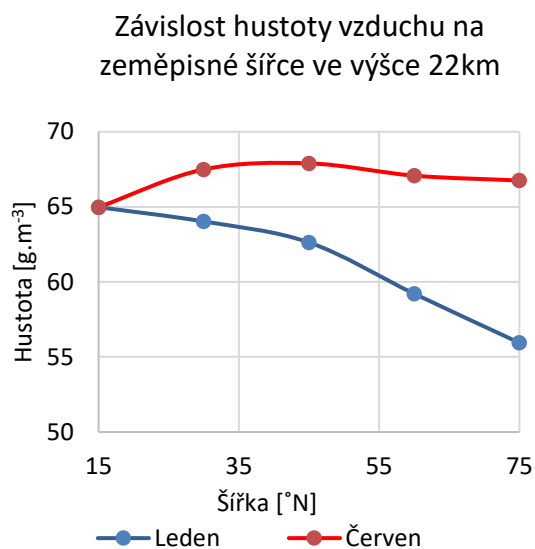
Obr. 49 Fotografie nalezených trosek z havárie letounu Helios HP1 (45)

Fotografie z místa havárie letounu Helios HP01 26.6.2003. Letoun letěl ve výšce přibližně 850 metrů nad mořskou hladinou v oblasti mírných turbulencí. Letoun byl podroben modifikací pro FuelCell systém. Rázy vyvolané turbulencí způsobily poškození konstrukce konců křídel. Letoun následně nekontrolovaným klesáním překročil maximální rychlost, co vedlo k dezintegritě horní strany profilu křídla. Příčinou bylo nerovnoměrné zatížení křídla, kdy demontáží baterií, které mají charakter plošného zatížení se zatížení křídla soustředilo do tří míst. Nezatíženějším místem se stala středová gondole s regenerativním vodíkovým systémem o hmotnosti 235 kilogramů a dvě místa v blízkosti konců křídel, kde byly umístěny dvě 82 kilogramové nádoby na vodík. 75 % trosek bylo vyzdvíženo a podrobeno vyšetřování. (45)

## Příloha 6.

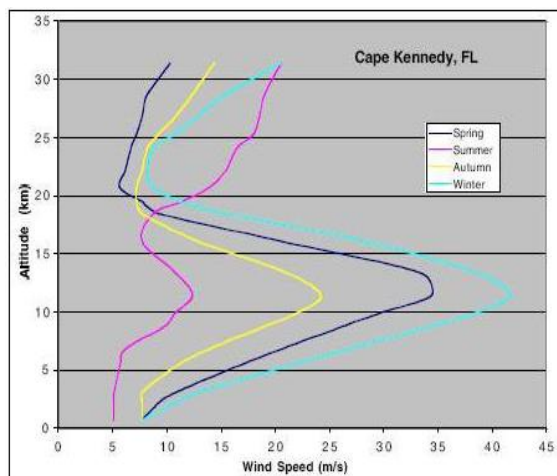


Obr. 50 Závislost teploty na zeměpisné šířce (16)

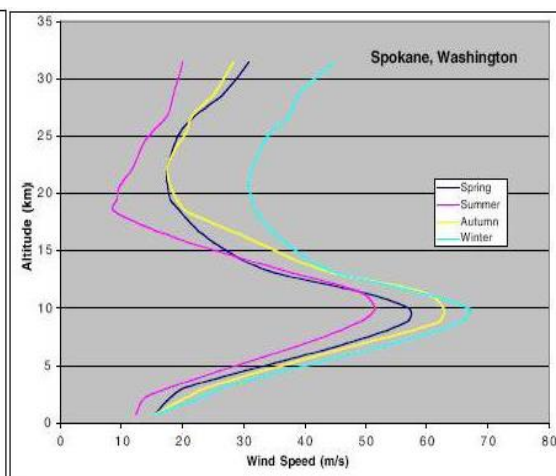


Obr. 51 Závislost hustoty vzduchu na zeměpisné šířce (16)

Na grafech můžeme vidět zvětšování rozdílu teplot a hustot vzduchu ve studeném a teplém měsíci. S rostoucí vzdáleností od rovníku jsou tyto změny výraznější. Takto výrazná změna hustoty vzduchu v průběhu roku vytváří výrazný problém při optimalizaci HAPS systémů. (16)

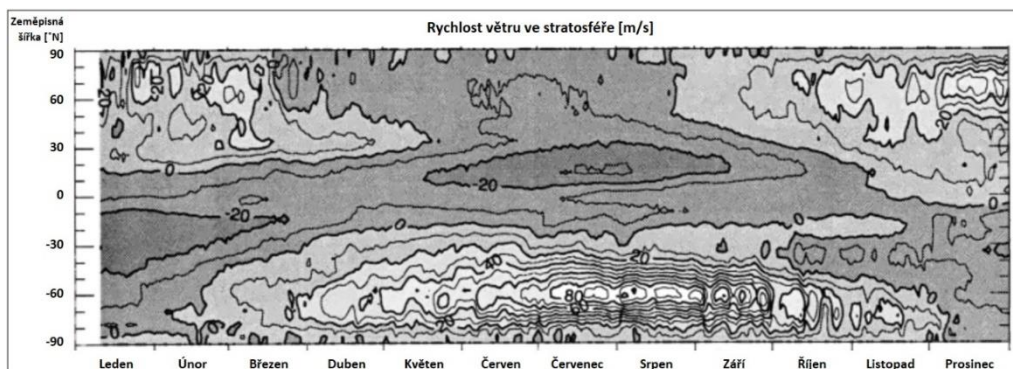


Obr. 52 Závislost rychlosti větru na výšce, Cape Kennedy FL.



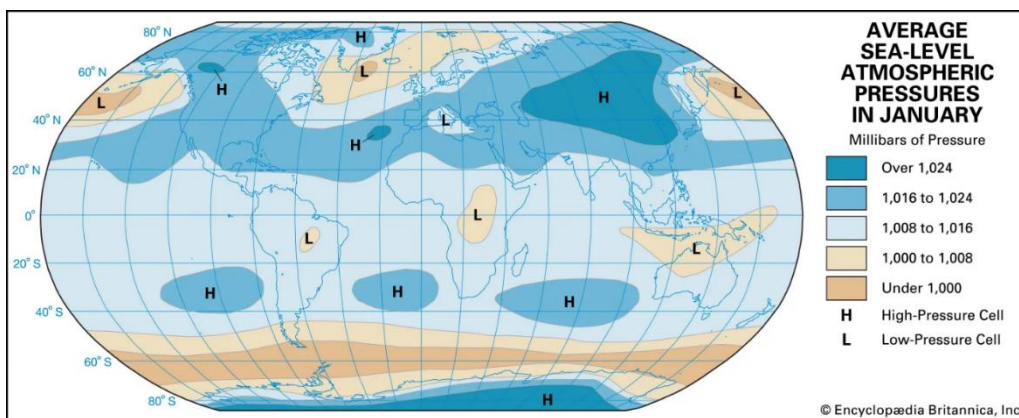
Obr. 53 Závislost rychlosti větru na výšce, Spokane, Washington.

Průměrná rychlost větru je nejnižší ve výšce 20-25 km, proto se právě tato výška volí pro letovou hladinu HAPS systémů. Rychlost větru se mění v závislosti od lokace a ročního období. Ve všeobecnosti však platí, že v intervalu výšek 20-25 km se vždy nachází minimální rychlost větru. (46)

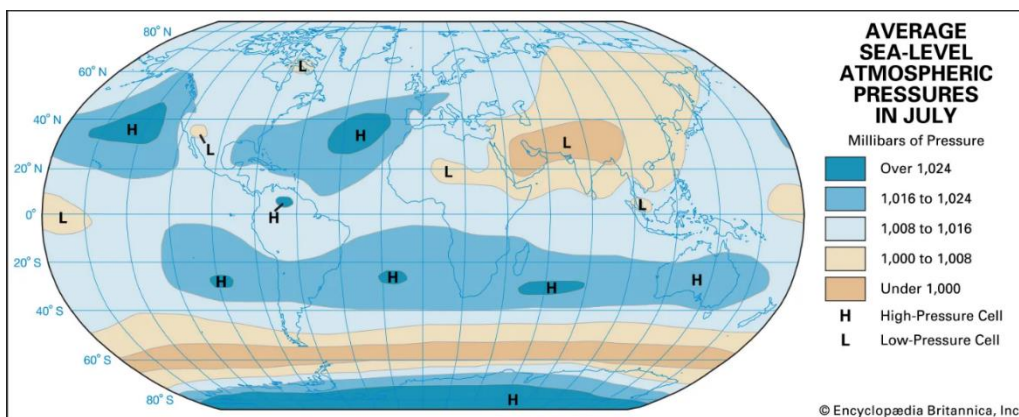


Obr. 54 Rychlost větru ve stratosféře. (47) (-upraveno)

Na diagramu je zobrazena průměrná rychlost větru ve stratosféře v průběhu roku. Kontury jsou rozděleny po 10 m/s. Můžeme si všimnout vysokou rychlost větru v severní arktické oblasti na přelomu prosince a ledna. Stejná situace se vyskytuje v jižní polární oblasti v letních měsících. Rychlost je zde proměnlivá a závislá od daného regionu. Opačnou situaci můžeme vidět v rovníkové oblasti, kde je rychlost větru měnící se stabilně. Rychlosti větru jsou zobrazeny vyšší než rychlosti ve výšce 22 km, protože data na diagramu jsou průměrem hodnot rychlosti větru z intervalu výšek 0-60 km.



Obr. 55 Průměrný atmosférický tlak v lednu.



Obr. 56 Průměrný atmosférický tlak v červenci.

Mapy zobrazují rozložení zón vysokého a nízkého tlaku v lednu a červnu. Vzduch proudí z oblastí vyššího tlaku do oblastí s nižším tlakem. Tyto oblasti se dají pro stratosféru použít k dlouhodobému a přesnému určení směru větru. S předešlým diagramem je možné pozorovat rozložení oblastí vysokého a nízkého tlaku v polárních oblastech, blízkost těchto zón způsobuje vysokou rychlost větru.

## Příloha 7.

### Specifikace telekomunikačního vysílače

Umístit vysílač vysoko nad zemský povrch má množství výhod. Vysílač má větší dosah, protože vlnám v šíření nebrání jak stavby, či jiné těžce průchozí objekty, tak ani vegetace nebo hory. Je tedy možné použít vysílač vysokofrekvenčního pásma i v oblastech hor, kde by se jinak krátké vlny nedokázali šířit na delší vzdálenosti. Důležitou výhodou vysílačů nesených na HAPS je také jejich odolnost vůči povětrnostním podmínkám, jelikož se pohybují v téměř konstantním atmosférickém stavu. Mají stálý přísun elektrické energie, takže ani lokální kalamity, nemají vliv na jejich funkčnost a jsou úplně odolné vůči stále rostoucímu trendu vandalizmu. Telekomunikační vysílač umístěný na HAPS platformě má množství výhod proti již používaným vysílačům nesených satelity na zemské orbitě. Největší výhodou je jejich údržba, protože HAPS systém může v případě poruchy přistát. Výhodou proti satelitům je také to, že vysílané vlny mají mnohem kratší odezvu (ang. latency). Jelikož vlny nepřecházejí ionosférou, mají nižší interferenci a zeslabení, přibližně 10 dB zatím co vlny, které jsou vysílané ze zemské orbity dosahují tlumení až 40 dB.

Pro zkušební vysílání byla komisí ITU (International Telecommunication Union) vyhrazena pásma 47/48 GHz a 28/31 GHz která jsou nyní sdílena s pásmem pro satelitní komunikaci. Rychlosti datového přenosu jsou v dnešní době nízké, do rychlosti 150 Mbps, to je způsobeno právě nízkou přidělenou frekvencí, která limituje množství přenesených dat. Satelitní datový přenos pro běžné uživatele je přibližně 20 Mbps, formace satelitů na nižší orbitě (například Starlink) vykazují přenosové rychlosti 65-115 Mbps, přičemž cena dat je v porovnání s pozemní mobilní sítí desítky násobně vyšší. Zkoušky prototypu HAPS letounu společnosti AeroVironment dokázala úspěšně vytvořit i 3G mobilní síť. Kým satelit běžně pokrývá oblast s poloměrem až 200 km, HAPS dokáže pokrýt s dnešními vysílači oblast s poloměrem maximálně 100 km, zkušební vysílání systému Aquilla mělo poloměr dosahu 60km. Můžeme uvažovat, že oblast velikou 8 000 km<sup>2</sup> dokáže pokrýt jeden HAPS letoun, formace 16 HAPS letounů je schopna pokrýt celou pevninu Japonska, nebo 18 celé Řecko. (2)

V dnešní době jsou pro HAPS uvažovány dva druhy telekomunikačních vysílačů, a to MBH a DBF.

### Vysílač s mechanickou platformou

MBH (Mechanical drive multibeam horn antenna) je druh vysílače, který obsahuje 6 antén uspořádaných do půlkruhu a vlny se vyzařují do průměru 6 cm polymerové koule. Vlny se vlivem zakřiveného povrchu koule rozbíhají do různých směrů. Výhodou této konfigurace proti konfiguraci jednotlivých anténních kanálů je, že tato koule má mnohonásobně nižší hmotnost, než čočky nebo anténní kanály. Při velkém počtu vysílacích antén má zařízení 7 násobně nižší hmotnost. Takto sestavené antény dokážou z výšky 22 km obsluhovat oblast o poloměru 60 km při zorném úhlu na povrch 112 stupňů. Celé zařízení je však po celou dobu provozu nutné udržovat ve stejné poloze vzhledem k povrchu. Změny výšky, náklon letounu, manévrování nebo změna letové trajektorie má negativní vliv na kvalitu vysílání. Jednou z metod jako těmto změnám zabránit je umístění vysílacího aparátu na gyroskopickou platformu, která zabezpečuje stabilní náklon vysílače. Složitá konstrukce platformy dává

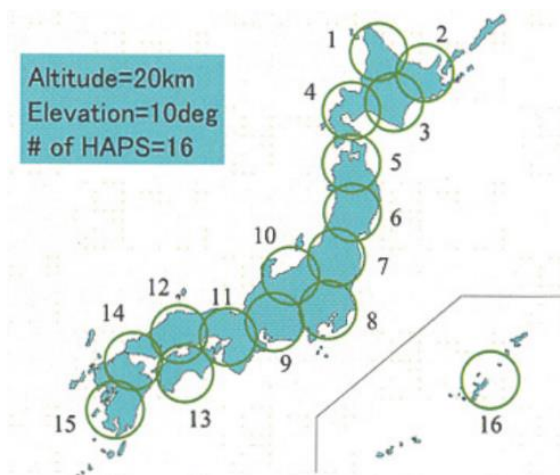
možnost vzniku mechanické poruchy a jelikož vysílače fungují jako opakače signálu přijímaného z pozemní stanice, je nutné, aby do gymbalové platformy vedlo velké množství napájecích a datových kabelů. Pohyb platformy, ze které je vedeno množství kabelů je značně obtížné a platforma má vysokou hmotnost. Další závažnou nevýhodou MBH vysílačů je, že se nedokážou přizpůsobit pohybu pozemního přijímače, tedy zařízení koncového uživatele. Při pěším pohybu je tento jev málo omezující, avšak při jízdě autem nebo vlakem je nutné, aby uživatelské zařízení často měnilo kanály. (48) (49)

## Vysílač s tvarováním paprsku

DBP (Digital beamforming antenna) se neskládá ze složitých mechanismů, jako vysílače MBH, jsou tedy odolnější vůči mechanickým závadám a mají přibližně poloviční hmotnost než MBH. Vysílač automaticky sleduje relativní pohyb přijímače a vysílá vlny přímo na přijímač. Díky rychlé kalibraci a pozorování pohybu přijímače není nutné často měnit přijímanou frekvenci, udržuje se stálé spojení a snižuje interferenci od prostředí. (48)

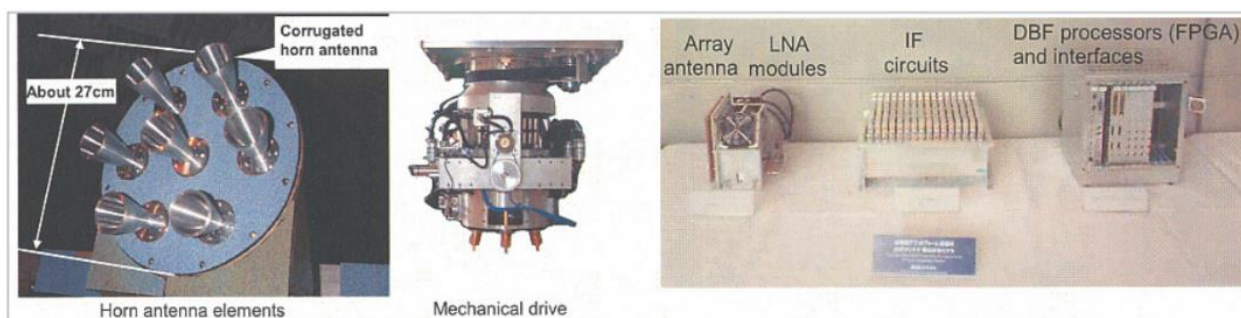
Tabulka 8 Porovnání MBH a DBP vysílačů

Typ	MBH	DBP
Frekvence [GHz]	47.2-47.5	27.35-28.5
Šířka vysílacího záběru [°]	12	10-13
Příkon [kW]	1	1.6
Hmotnost [kg]	150	75



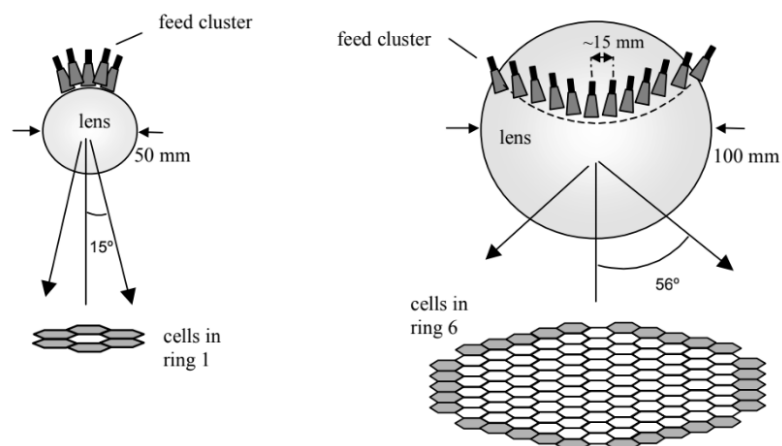
Obr. 57 Plán rozložení HAPS systémů v Japonsku.

Mapa zobrazuje polohu šestnácti HAPS systémů uvažovaných pro vytvoření připojení v Japonsku. (2)



Obr. 58 Prototypy vysílačů. (48)

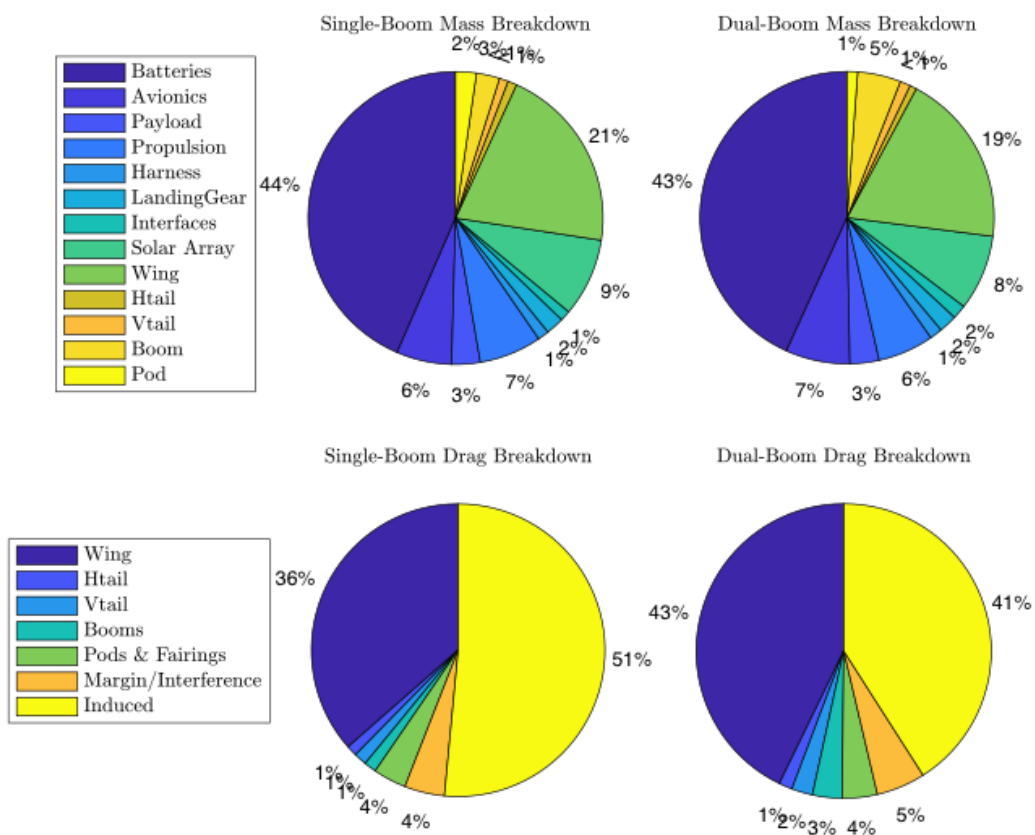
Typ MBH s anténními kanály (vlevo, střed). Typ DBP (vpravo).



Obr. 59 MBH vysílač s lomem vln. (49)

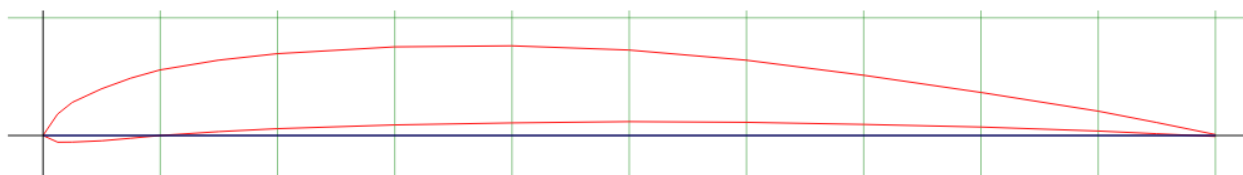
Schéma zobrazuje MBH antény v konfiguraci s polymerovou koulí, přes kterou se paprsky lámou a vytvářejí obrazec pokrytí. Antény jsou uspořádané v šesti prstencích, kde po lomu vln v kouli vytvářejí co nejméně překrývající se obrazec.

Příloha 8.



Obr. 60 Percentuální rozložení hmotnosti a odporu letounu FB-Hale (18)

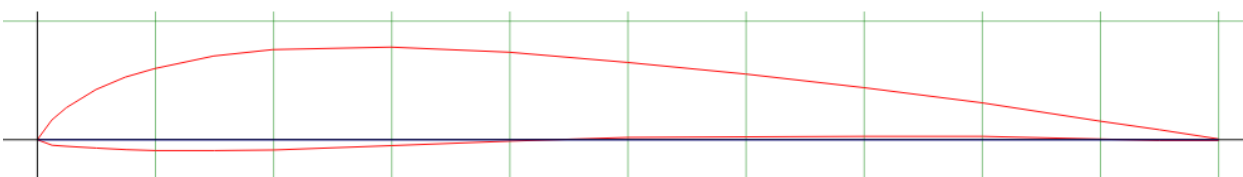
Příloha 9.



Name = GOE 210 (DAIMLER) AIRFOIL

Obr. 61 Profil GOE210

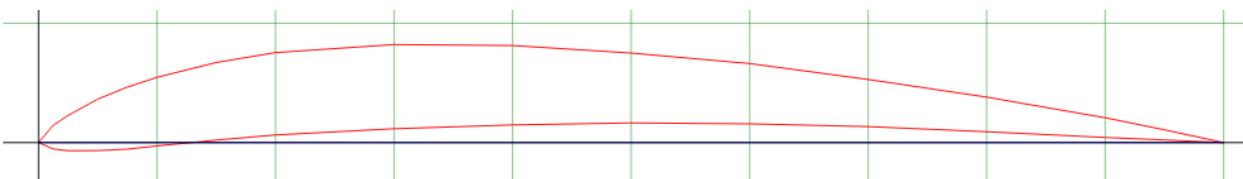
Gottingen 210 (DAIMLER) airfoil. Max thickness 6.6% at 30% chord. Max camber 4.3% at 40% chord (24)



Name = GOE 415 AIRFOIL

Obr. 62 Profil GOE 415

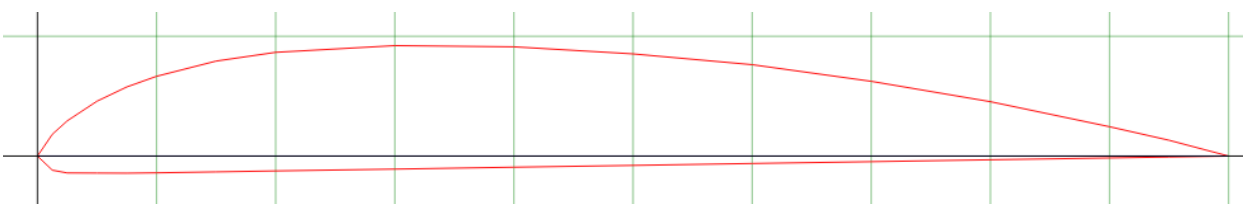
Gottingen 415 airfoil. Max thickness 8.5% at 19.9% chord. Max camber 3.7% at 29.9% chord (25)



Name = GOE 437 AIRFOIL

Obr. 63 Profil GOE 437

Gottingen 437 airfoil. Max thickness 7.1% at 30% chord. Max camber 4.8% at 40% chord (26)



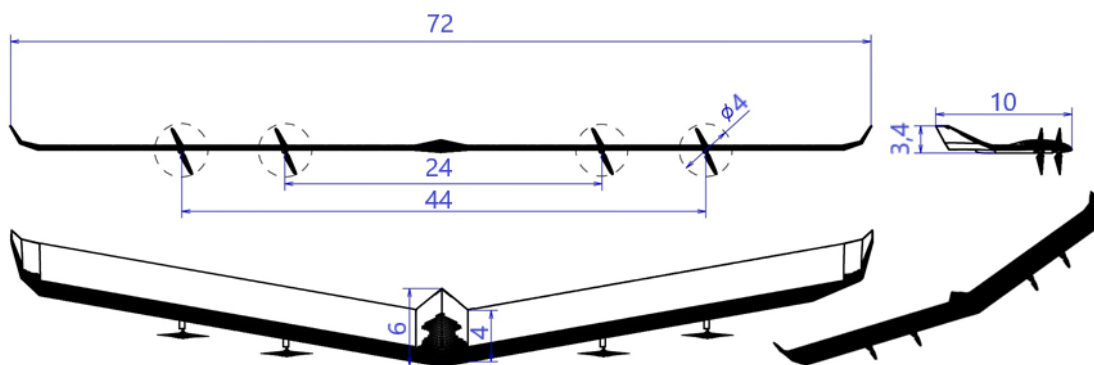
Name = GOE 613 AIRFOIL

Obr. 64 Profil GOE 613

Gottingen 613 airfoil. Max thickness 10.3% at 30% chord. Max camber 4.1% at 40% chord. (27)



Příloha 10.

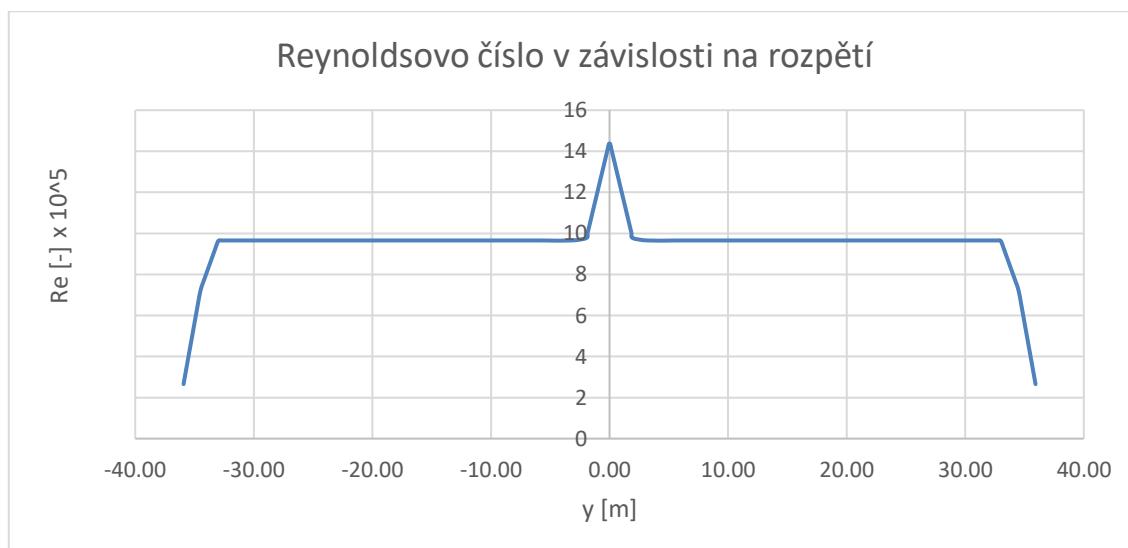


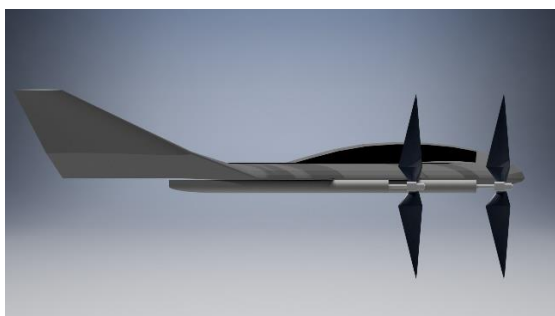
Obr. 65 Výkresové vyobrazení navrhovaného letounu (-vlastní)



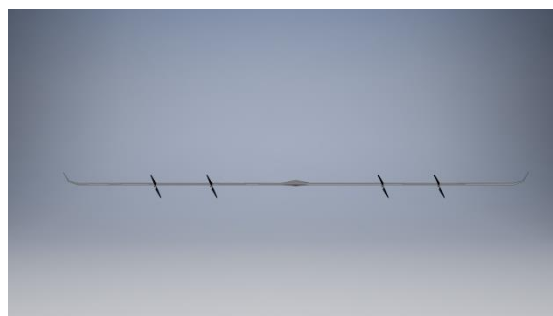
Obr. 66 Vyobrazení navrhovaného letounu (-vlastní)

Tabulka 9 Velikost Reynoldsova čísla po rozpětí (-vlastní)

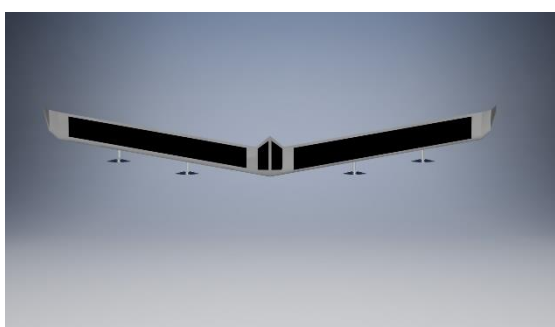




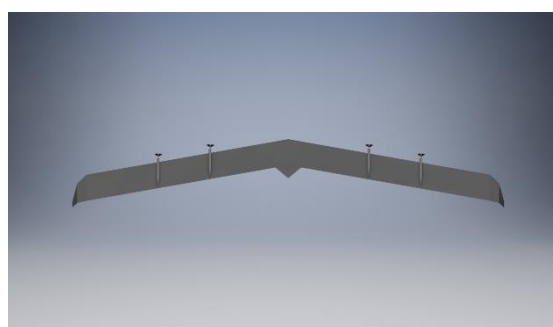
*Obr. 67 Vyobrazení navrhovaného letounu (-vlastní)*



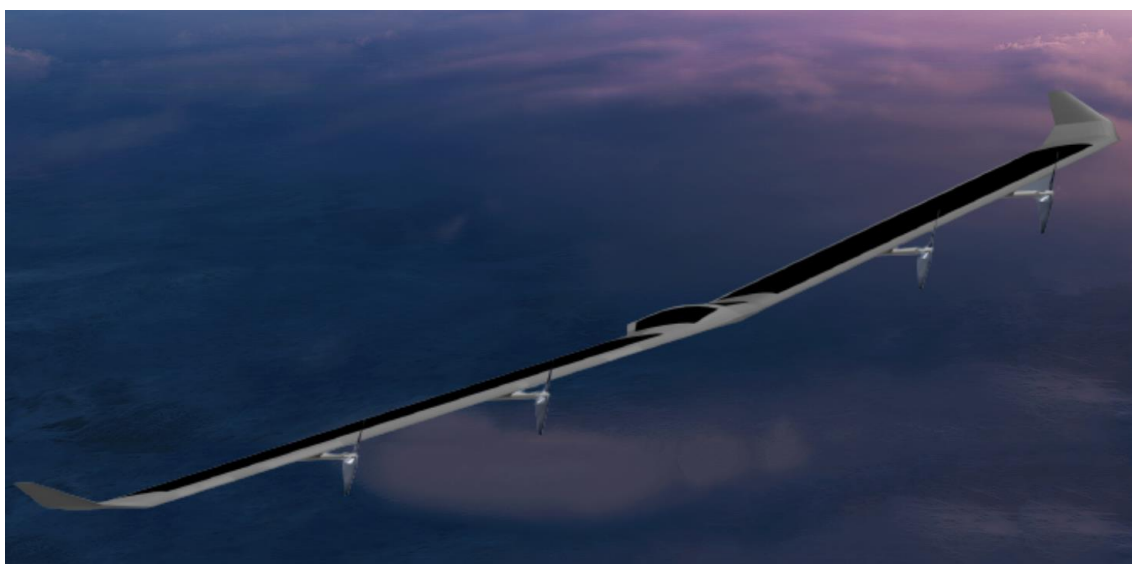
*Obr. 68 Vyobrazení navrhovaného letounu (-vlastní)*



*Obr. 69 Vyobrazení navrhovaného letounu (-vlastní)*

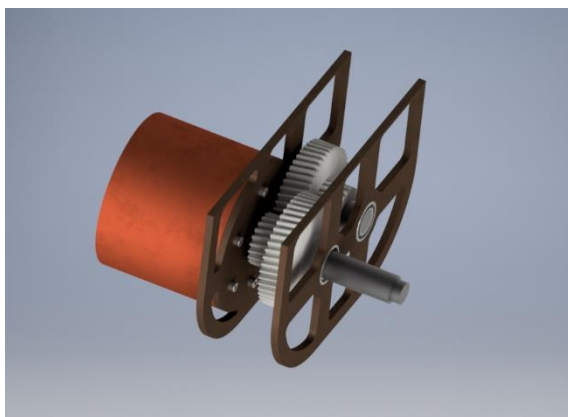


*Obr. 70 Vyobrazení navrhovaného letounu (-vlastní)*

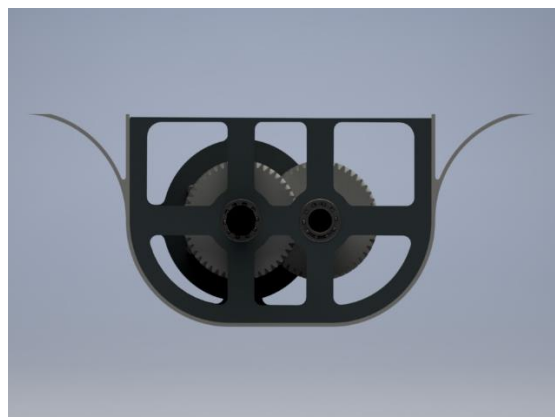


*Obr. 71 Vyobrazení navrhovaného letounu (-vlastní)*

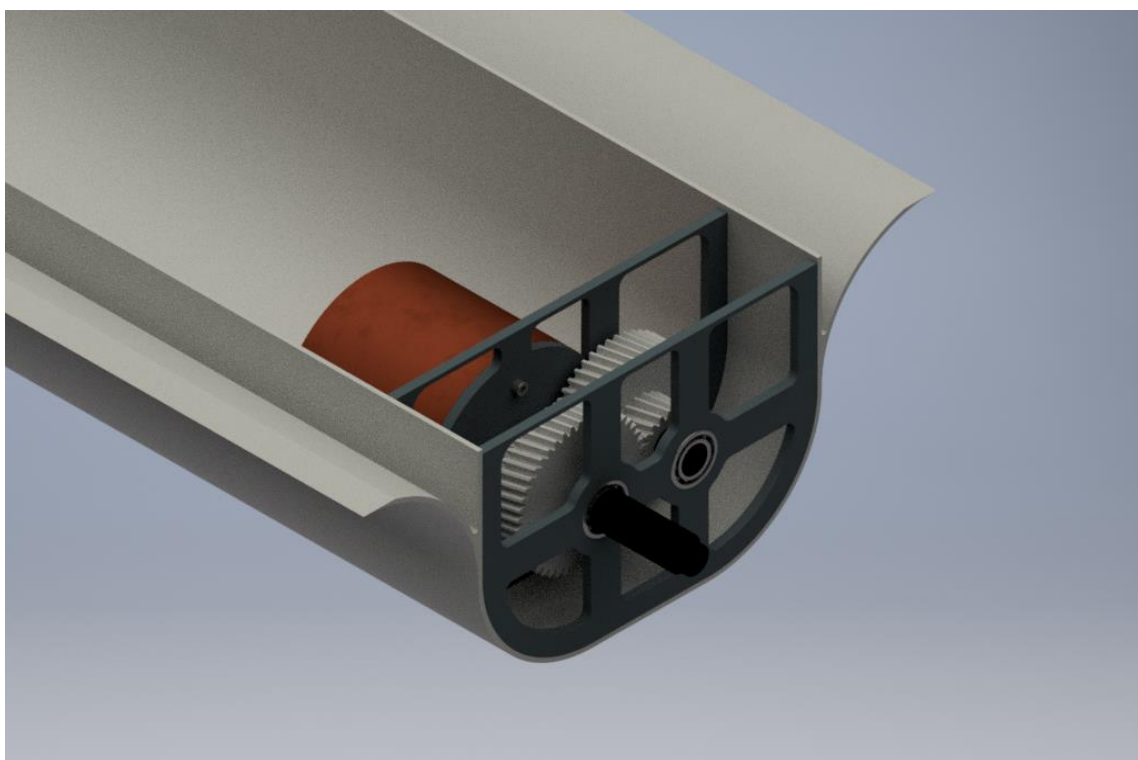
Příloha 11.



Obr. 72 Zobrazení motoru a převodovky (-vlastní)



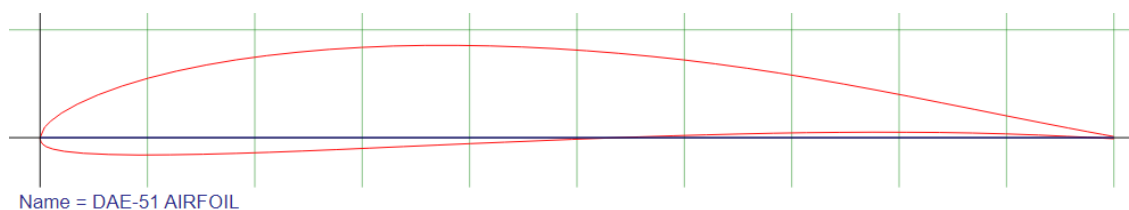
Obr. 73 Čelní zobrazení převodovky (-vlastní)



Obr. 74 Umístění pohonné jednotky uvnitř pláště pylonu (-vlastní)

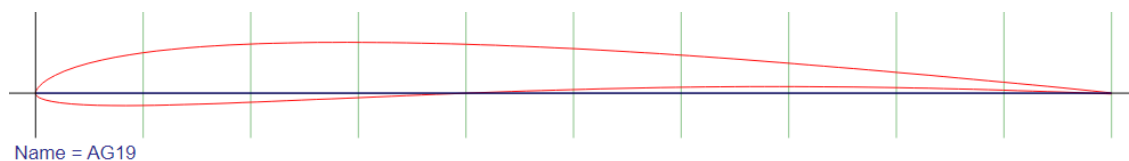
Žebra uchycení převodovky mají vnitřní uspořádání navazující na žebrování křídla. Pylony jsou využívány jako dosedací plocha při přistání a přenáší sílu pomocí žebër na nosníky křídla.

Příloha 12.



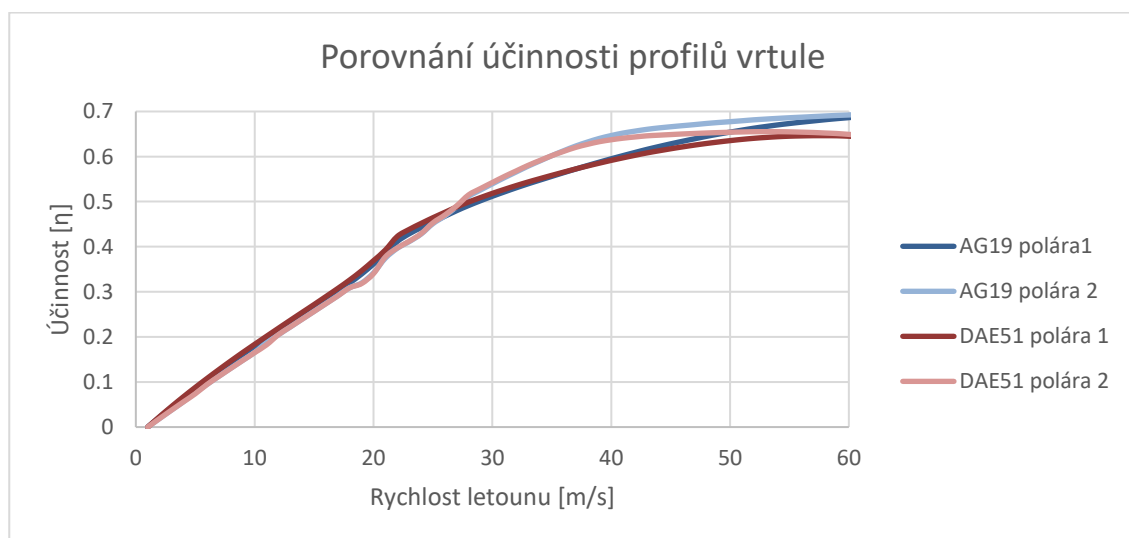
Obr. 75 Profil DAE51

Drela 210 (LRNA) airfoil. Max thickness 9.4% at 30.7% chord. Max camber 4% at 46.4% chord (50)



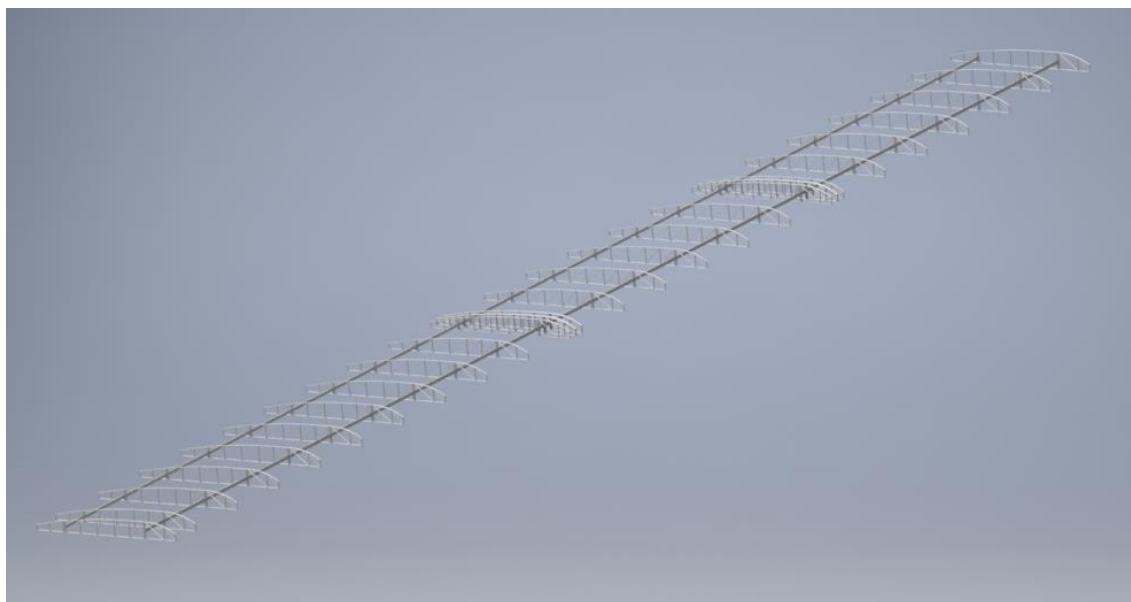
Obr. 76 Profil Ag19

Drela AG19 airfoil. Max thickness 5.4% at 20.6% chord. Max camber 2.2% at 44.2% chord (51)



Obr. 77 Porovnání účinnosti profilů vrtule (-vlastní)

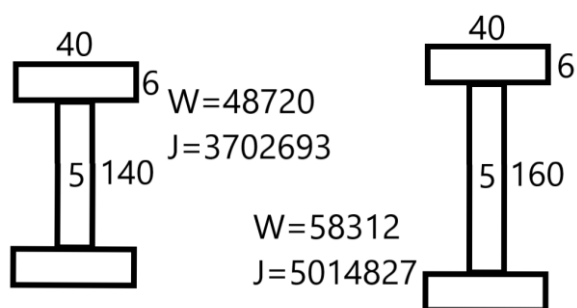
Příloha 13.



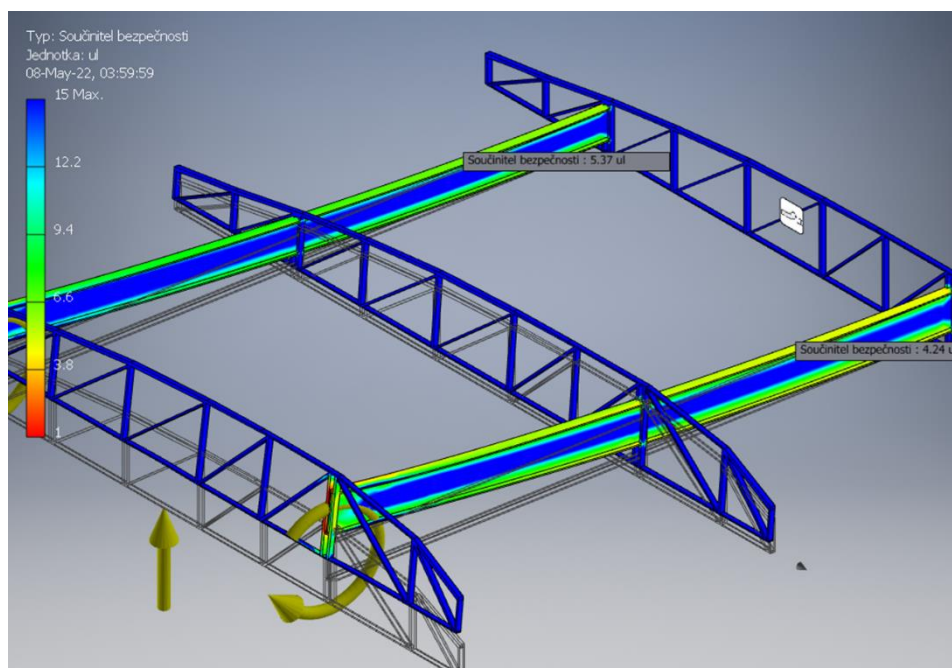
Obr. 78 Dvounosníková jednodutinová žebrovaná konstrukce křídla (-vlastní)



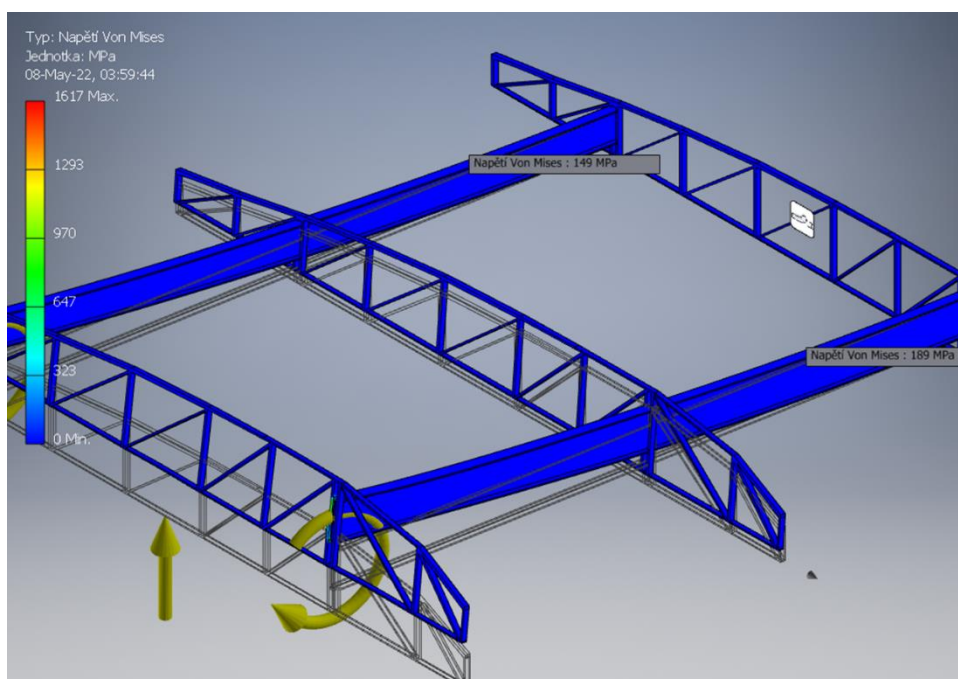
Obr. 79 Ukázka obdobné konstrukce letounu HAPS Zephyr (52)



Obr. 80 Zobrazení parametrů použitých nosníků (-vlastní)



Obr. 81 Zobrazení rozložení zatížení na modelovém segmentu (-vlastní)



Obr. 82 Zobrazení rozložení zatížení na modelovém segmentu (-vlastní)