

**ČESKÉ VYSOKÉ
UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE**

**FAKULTA
STROJNÍ**



**DIPLOMOVÁ PRÁCE
KONCEPČNÍ NÁVRH
VRTULNÍKU PRO MARS**

2021

**MAGDALENA
JAROŠOVÁ**

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Jarošová** Jméno: **Magdalena** Osobní číslo: **407487**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Koncepční návrh vrtulníku pro Mars

Název diplomové práce anglicky:

Conceptual Design of Mars Helicopter

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- rešerše
- popis podmínek na Marsu
- návrh koncepce vrtulníku
- výpočet očekávaných letových výkonů
- návrh měření modelového rotoru v laboratoři

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího práce.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Jan Klesa, Ph.D., ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání diplomové práce: **30.04.2021**

Termín odevzdání diplomové práce: **30.07.2021**

Platnost zadání diplomové práce: _____

Ing. Jan Klesa, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis odborníka(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomanka bere na vědomí, že je povinna vypracovat diplomovou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v diplomové práci.

Datum převzetí zadání

Podpis studentky

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto diplomovou práci vypracovala samostatně s tím, že její výsledky mohou být dále použity podle uvážení vedoucího diplomové práce jako jejího spoluautora.

Souhlasím také s případnou publikací výsledků diplomové práce nebo její podstatné části, pokud budu uvedena jako její spoluautor.

V Praze dne

.....

Poděkování

Ráda bych tímto poděkovala svému vedoucímu Ing. Janovi Klesovi, Ph.D. za skvělé vedení, pomoc a trpělivost při vypracovávání této diplomové práce. Dále své rodině za velkou podporu při studiu.

Abstrakt

Tato diplomová práce se v rešeršní části zabývá možnými konfiguracemi Vertical Take-Off and Landing (VTOL) letadly, tedy letadly schopnými vertikálního vzletu a přistání, pro leteckou přepravu na Marsu. V práci dále následuje část, jež se zabývá popisem marsovských atmosférických podmínek. V praktické části je pak představen vlastní návrh koncepce vrtulníku pro tyto specifické atmosférické podmínky a výpočty jeho předpokládaných letových výkonů. V závěrečné části je prezentován koncept měření modelového rotoru v laboratorních podmínkách.

Klíčová slova: Mars, atmosféra, helikoptéra, vrtulník, letové výkony, laboratorní měření

Abstract

In the research part, this diploma thesis deals with possible configurations of Vertical Take-Off and Landing (VTOL) aircraft, ie aircraft capable of vertical take-off and landing, for air transport on Mars. The work is followed by a section that deals with the description of Martian atmospheric conditions. The practical part then presents the actual design of the helicopter concept for these specific atmospheric conditions and calculations of its expected flight performance. The final part presents the concept of measuring a model rotor in laboratory conditions.

Keywords: Mars, atmosphere, Helicopter, rotorcraft, flight performances, laboratory measurements

Citace

JAROŠOVÁ, Magdalena. *Koncepční návrh vrtulníku pro Mars*. Praha, 2021. Diplomová práce. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní. Vedoucí práce Ing. Jan Klesa, Ph.D.

Obsah

1	Úvod	15
2	Rešerše.....	17
2.1	Dvou rotorové uspořádání	18
2.1.1	Koaxiální konfigurace rotorů	18
2.1.1.1	MARV university of Maryland.....	18
2.1.1.2	Ingenuity NASA	21
2.1.1.3	Mars Science Helicopter, NASA – koaxiální konfigurace.....	22
2.1.2	Příčné uspořádání rotorů	24
2.1.2.1	Martian twin rotor tailsitter.....	24
2.1.2.2	Tiltrotor.....	25
2.2	Čtyř rotorové uspořádání	26
2.2.1	Georgia Tech Martian Autonomous Rotorcraft System (GTMARS)	26
2.3	Šesti rotorové uspořádání.....	26
2.3.1	Mars Science Helicopter – Hexakoptéra.....	26
2.4	Osmi rotorové uspořádání.....	27
2.4.1	Mars Helicopter for Pit Crater Exploration.....	27
3	Atmosférické podmínky Marsu.....	29
3.1	Mars vs Země.....	29
3.2	Energetická bilance.....	30
3.3	Standardní mart'anská atmosféra	34
3.3.1	Modely.....	34
3.3.2	Teplota.....	36
3.3.3	Tlak.....	38
3.3.4	Hustota.....	40
4	Návrh koncepce vrtulníku	41

4.1	Vstupní parametry návrhu	41
4.1.1	Volba hmotnosti	41
4.1.2	Atmosférický model	41
4.2	Pohonný systém	42
4.2.1	Návrh charakteristik rotoru	42
4.2.1.1	Volba počtu rotorů a listů	42
4.2.1.2	Zatížení rotorového disku	42
4.2.1.3	Poloměr, průměr a plocha jednoho rotoru	43
4.2.1.4	Součinitel tahu, vztlaku a plnosti	44
4.2.1.5	Hloubka listu	45
4.2.1.6	Rychlosti na rotoru	45
4.2.1.7	Reynoldsova čísla	46
4.2.1.8	Součinitel odporu	46
4.2.1.9	Popis indukovaného proudu rotorem	47
4.2.1.10	Figure of Merit, FM	48
4.2.2	Výkony vis	48
5	Výpočet očekávaných letových výkonů	50
5.1	Statický dostup	50
5.2	Dopředný let	53
5.2.1	Princip výpočtů	53
5.2.1.1	Výkony	53
5.2.1.2	Stoupací rychlost	54
5.2.1.3	Režim autorotace	54
5.2.2	Výsledky	55
5.2.2.1	Výkony	56
5.2.2.2	Stoupací rychlost	61
5.2.2.3	Režim autorotace	64

6	Návrh měření modelového rotoru v laboratoři.....	66
7	Závěr.....	69

Použité symboly

Symbol	Jednotka	Význam
DL	[N/m ²]	Zatížení rotorového disku
T=T _{rot}	[N]	Tah jednoho rotoru
R	[m]	Poloměr jednoho rotoru
π	[-]	Pí
m	[kg]	Hmotnost
n_{rot}	[-]	Počet rotorů
g	[m·s ⁻²]	Tíhové zrychlení
D	[m]	Průměr
S	[m ²]	Plocha
C_t	[-]	Součinitel tahu
ρ	[kg·m ³]	Hustota
ω	[rad·s ⁻¹]	Úhlová rychlost
C_l	[-]	Součinitel vztlaku
σ	[-]	Plnost rotoru
b	[m]	Hloubka listu
k	[-]	Počet listů
v _{tip}	[m·s ⁻¹]	Rychlost na konci listu
a	[-]	Hodnota kritéria
M_{tip}	[-]	Machovo číslo na konci listu
n	[ot · s ⁻¹]	Otáčky rotoru
Re_{tip}	[-]	Reynoldsovo číslo na konci listu
ν	[m ² ·s ⁻¹]	Kinematická viskozita
Re _{75%}	[-]	Reynoldsovo číslo v <u>75%</u> poloměru listu
v _{75%}	[m·s ⁻¹]	Rychlost v <u>75%</u> poloměru listu
C _{D0}	[-]	Minimální součinitel odporu

\dot{m}	$[\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}]$	Hmotnostní tok
\dot{v}_i	$[\text{m} \cdot \text{s}^{-1}]$	Indukovaná rychlost
P_j	[W]	Indukovaný výkon na jeden rotor
P_{celk}	[W]	Indukovaný výkon celkem
n_{rot}	[-]	Počet rotorů
P_E	[W]	Výkonnost pohonné jednotky
FM	[-]	Figure of Merit
P_{Dr}	[W]	Výkon přivedený na hřídele rotoru
η_{Dr}	[%]	Účinnost motoru
$P_{\text{r,celk}}$	[W]	Celkový reálný výkon
P_r	[W]	Reálný výkon na rotor
ζ_r	[-]	Součinitel reálného výkonu rotoru
κ výkonu	[-]	Korekční faktor indukovaného výkonu
ζ_x	[-]	Součinitel tahu
$P_{\text{potřeba}}$	[W]	Potřebná výkonnost
\dot{v}_{st}	$[\text{m} \cdot \text{s}^{-1}]$	Stoupací rychlost
P_{climb} jeden rotor	[W]	Potřebný výkon při stoupání na jeden rotor
$P_{\text{climb,celk}}$ výkon	[W]	Celkový potřebný indukovaný výkon
$P_{\text{R,climb,celk}}$ při stoupání	[W]	Celkový potřebný výkon na rotoru při stoupání
$P_{\text{E,climb,celk}}$ požadavku stoupání	[W]	Výkonnost pohonné jednotky z požadavku stoupání
P_{engine} výběru motoru	[W]	Hodnota výkonu pro možnost výběru motoru
P_R	[W]	Reálný výkon na rotor

Seznam použitých zkratek

ARC	Ames Research Center
DL	Disk Loading
GRC	Glenn Research Center
ICAO	International Civil Aviation Organization
JPL	Jet Propulsion Laboratory
Ls	Areocentrická délka
M	Mars
MARV	Martian Autonomous Rotary-wing Vehicle
MCS	Mars Climate Sounder
MGS	Mars Global Surveyor
MMA	Models' of Mars Atmosphere
MSA	Mezinárodní standardní atmosféra
MSH	Mars Science Helicopter
MTRT	Martian twin rotor tailsitter
NASA	National Aeronautics and Space Administration
VTOL	Vertical Také-Off and Landing
Z	Země

Seznam obrázků

Obr. 1 Planeta Mars [7]	16
Obr. 10 The Martian Autonomous Rotary-wing Vehicle, MARV [12].....	18
Obr. 11 Ilustrace základní a rozšířené mise MARVu [17].....	19
Obr. 12 MARV složen v kapsli Mars Polar Landeru [17]	19
Obr. 133 Rozměry MARVu [17]	19
Obr. 14 Profil listu AGRC 1506 [17]	20
Obr. 15 Vrtulník Ingenuity [13]	21
Obr. 16 Profil CLF5605	22
Obr. 17 Mars Science Helicopter – koaxiální konfigurace	22
Obr. 18 Schéma mise MSH.....	23
Obr. 19 Rozměry kapsle Pathfinder [25].....	23
Obr. 20 Uložení MSH v kapsli Pathfinder [5].....	23
Obr. 21 Georgia Tech Martian Autonomous Rotorcraft System (GTMARS) [14]	26
Obr. 22 Mars Helicopter for Pit Crater Exploration, JMH [15].....	27
Obr. 23 Hmotnostní rozvržení JMH [19]	28
Obr. 2 Energetická bilance Země.....	30
Obr. 3 Energetická bilance na Marsu za jasné atmosféry [8].....	31
Obr. 4 Rozčlenění mart'anského roku pomocí areocentrické délky	32
Obr. 5 Průběh opacity během jednoho mart'anského roku.....	33
Obr. 6 Energetická bilance na Marsu za prašné atmosféry	34
Obr. 7 Denní variace teploty na Marsu [9].....	36
Obr. 8 Průběh mart'anských teplot během jednoho roku v závislosti na zeměpisné šířce pro různé výšky od povrchu planety [3].....	37
Obr. 9 Fluktuační tlaku během jednoho mart'anského roku [3]	39
Obr. 24 Model vakuové komory	66
Obr. 25 Vstupní hodnoty pro měření rotoru ve vakuové komoře	67
Obr. 26 Pohled na měřenou sestavu uvnitř komory	67
Obr. 27 Pohled na.....	68
Obr. 28 Schéma	68

Seznam grafů

Graf 1 Závislost teploty na výšce pro jednotlivé atmosférické modely Marsu.....	38
Graf 2 Závislost tlaku na výšce pro jednotlivé atmosférické modely	39
Graf 3 Závislost hustoty na výšce pro jednotlivé modely	40
Graf 4 Závislost hustoty na výšce pro MSA	40
Graf 5 Závislost DL na hmotnosti pro vrtulníky, jež byly analyzovány v rešerši	43
Graf 6 Závislost výkonů na rychlosti letu pro model MSC – jasná obloha, minimum prachu..	57
Graf 7 Závislost výkonů na rychlosti letu pro model MMA – dusty T.....	59
Graf 8 Porovnání potřebných výkonů k dopřednému letu pro dva použité atmosférické modely	60
Graf 9 Závislost stoupací rychlosti w na rychlosti letu pro model MSC – jasná obloha, minimum prachu	61
Graf 10 Závislost stoupací rychlosti w na rychlosti letu pro model MMA – dusty T.....	62
Graf 11 Porovnání závislostí stoupací rychlosti na rychlosti letu pro dva použité atmosférické modely.....	63
Graf 12 Závislost klesací rychlosti na rychlosti letu v režimu autorotace pro model MSC – jasná obloha, minimum prachu.....	64
Graf 13 Závislost klesací rychlosti na rychlosti letu v režimu autorotace pro model MMA – dusty T.....	65

Seznam tabulek

Tab. 1 Atmosférické složení Marsu a Země.....	30
Tab. 2 Přehled názvů atmosférických modelů Marsu a jejich zkratk pro další užití.....	35
Tab. 3 Hmotnostní rozložení MARVu [17]	20
Tab. 4 Lety Ingenuity na Marsu [6]	21
Tab. 5 Hmotnostní rozložení subsystémů MSH.....	24
Tab. 6 Hmotnostní rozvržení subsystémů tailsitteru.....	25
Tab. 7 Shrnutí hodnot pro relevantní veličiny, zjištěné v rešeršní části.....	28
Tab. 9 Vypočtené hodnoty pro model MSC – jasná obloha, minimum prachu.....	51
Tab. 10 Vypočtené hodnoty pro model MMA – dusty T.....	51
Tab. 11 Závislost potřebných výkonů na výšce	52
Tab. 12 Vstupní hodnoty pro výpočty dopředného letu.....	54
Tab. 13 Vypočtené hodnoty pro model MSC - jasná obloha, minimum prachu.....	56
Tab. 14 Vypočtené hodnoty pro model MMA – dusty T.....	58
Tab. 15 Vypočtené hodnoty stoupací rychlost pro model MSC – jasná obloha, minimum prachu	61
Tab. 16 Vypočtené hodnoty stoupací rychlost pro model MMA – dusty T.....	62
Tab. 17 Vypočtené hodnoty klesací rychlosti pro model MSC – jasná obloha, minimum prachu	64
Tab. 18 Vypočtené hodnoty klesací rychlosti pro model MMA – dusty T.....	65

1 Úvod

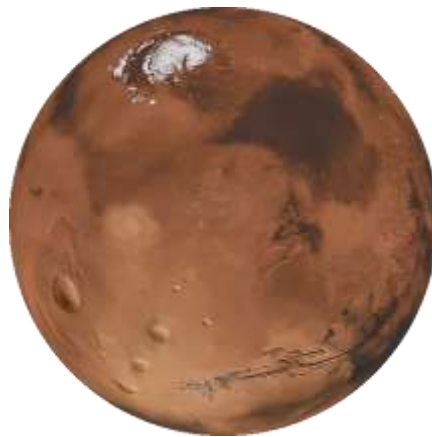
Pozorování oblohy hraje v životě člověka již od nepaměti významnou roli. Ačkoliv si lze v současnosti pouze domýšlet, jak si vykládali pohyby nebeských těles či jiné přírodní jevy nejstarší předci lidstva, existují tisíce let staré památky, svědčící o jejich uvědomění v těchto oblastech. Dokazují to například dochované prehistorické stavby se sluneční či lunární orientací, o jejichž účelu se dodnes spekuluje. Hlouběji zdokumentovaná pozorování znamenající počátek astronomie byla zaznamenána ve starověkém Egyptě, kde se objevuje i první zmínka o planetě Mars. [1]

V novověké historii se o astronomii opět začal prohlubovat zájem. Velký převrat přinesla doba osvícenství. Započalo znovuobjevování dávných i objevování nových vesmírných zákonitostí a vesmírných těles. Byly vyvráceny v té době převládající názory o plochosti Země či o Zemi jako o středu sluneční soustavy. Byl vynalezen teleskop a Galileo Galilei ho jako první použil k pozorování noční oblohy, mimo jiné také Marsu. Ve stejném století se také poprvé objevila myšlenka o životě na jiné planetě. Formuloval ji Christiaan Huygens ve svém díle *Cosmotheros* vydaném v roce 1698. [2] Týkala se právě Marsu, planety, jež byla pokládána za nejpodobnější Zemi. [3] Během následujících dvou století došlo k mnoha poznáním v oblasti topografie Marsu. Zejména mnoho povrchových útvarů upoutalo pozornost vědců. Velmi diskutovány byly zvláště kontroverzní kanálovité formace, které podle některých dokazovaly přítomnost jiné inteligentní civilizace na Marsu. Ne všichni však tyto útvary vyzorovali a později bylo prokázáno, že se jednalo pouze o iluzi způsobenou obtížemi pozorování povrchu Marsu skrze dvě mihotavé atmosféry. [3]

V dnešní moderní době lidstvo stále pátrá po důkazu o životě mimo naši planetu Zemi a jeho naděje se i nadále upínají mimo jiné k Marsu. Důležitost jeho zkoumání ovšem tkví i ve skutečnosti, že je historicky srovnáván se Zemí a z jeho nynějšího stavu lze tedy do jisté míry vyvodit závěry pro budoucnost Země [4]. K jeho objevování nám napomáhá v současnosti několik sond a roverů. Ovšem pro důkladnější prozkoumání co největší plochy povrchu Marsu už jen rovery do budoucna stačit nebudou. U sond je zase problém pozorování povrchu z velké výše. Proto se intenzivněji začala zvažovat možnost přepravy vzduchem, jež by vyplnila předěl mezi pozorováním Marsu na povrchu a pozorováním z velké výšky oběžných drah. [5] Přináší to s sebou samozřejmě mnoho výzev, zejména schopnost zařízení vzlétnout v nehostinných a odlišných atmosférických podmínkách Marsu. Ovšem nedávný úspěch *Ingenuity*, první

marsovské helikoptéry, které se na Marsu podařilo zdárně vzlétnout [6], dodává vědcům do budoucna víru v možnost efektivnějšího studia této planety.

Tato diplomová práce se v rešeršní části zabývá možnými konfiguracemi Vertical Take-Off and Landing (VTOL) letadly, tedy letadly schopnými vertikálního vzletu a přistání, pro leteckou přepravu na Marsu. V práci dále následuje část, jež se zaobírá popisem marsovských atmosférických podmínek. V praktické části je pak představen vlastní návrh koncepce vrtulníku pro tyto specifické atmosférické podmínky a výpočty jeho předpokládaných letových výkonů. V závěrečné části je prezentován koncept měření modelového rotoru v laboratorních podmínkách.



Obr. 1 Planeta Mars [7]

2 Rešerše

Jak již bylo poznamenáno v úvodu práce, letecká přeprava se stává velice perspektivní pro budoucí průzkum planety. Zvětší se plocha, jež bude možné prozkoumat během jedné mise a zrychlí se také přesun z jedné oblasti výzkumu do druhé. Uskutečnění letu a následné pozorování povrchu z několika metrové výšky může přinést nový pohled na různá území planety a přispět tak např. k rozšíření poznatků v odvětví geografie či geologie. Přístup do oblasti předělu mezi povrchem planety a oběžnou drahou bude také znamenat přínos ve výzkumu mart'anské mezní vrstvy. Potenciál letecké přepravy na Marsu je také do budoucna sledován v možnosti přepravy astronautů po planetě. [8] [5] V této části diplomové práce je stručně analyzováno několik koncepčních návrhů spolu s jedním realizovaným, jež spadají do kategorie VTOL a mají rotující nosné plochy. Vertikální vzlet a přistání mají hned několik výhod pro planetární výzkum. Je možné vzlétnout a přistát na nerovném povrchu, letadlo se může dostat do míst obklopených geograficky složitým terénem a schopnost setrvat ve visu zase umožňuje studovat zcela nepřístupná místa či studovat místa bez rizika kontaminace.

V návrzích bylo nutné poradit si s výzvami, jež přináší mart'anská atmosféra. Jedná se především o nízkou hustotu atmosféry, kterou nevyváží ani více než 2,5x nižší gravitační zrychlení v porovnání se Zemí. Velký problém představují také nízká Reynoldsova čísla. Letadlo musí mít poměrně velkou plochu rotoru, aby vytvořilo dostatečný vztlak k vzlétnutí. Výsledný průměr rotoru je ale zase omezen rozměry kapsle, v které bude zařízení na Mars přepravováno.

V předběžných studiích o potenciální letecké přepravě na Marsu byly zvažovány dvě konfigurace pro operaci zařízení na planetě. První by byla spolupráce letadla s landerem, jež by zařízení sloužil jako dobíjecí stanice a prostředník v komunikaci se Zemí. Může také sloužit jako místo, kde by se zařízení ukrylo před nepříznivými vlivy počasí v době, kdy nepracuje. Takovéto uspořádání by snížilo hmotnost, jelikož by v zařízení odpadl problém mechanismu dobíjení či složitějších přístrojů ke komunikaci. Druhá konfigurace spočívá ve zcela autonomním operování zařízení na planetě, kterému by lander nebo kapsle, ve které bylo po cestě uschováno, sloužily nanejvýš jako úkryt.

V jedné z raných studií byly diskutovány možnosti misí prostředků s rotujícími nosnými plochami na základě jejich hmotnosti. Ač se může v současnosti zdát, že jsou některé hmotnostní kategorie nepředstavitelné a v blízké budoucnosti neproveditelné (uvádí se

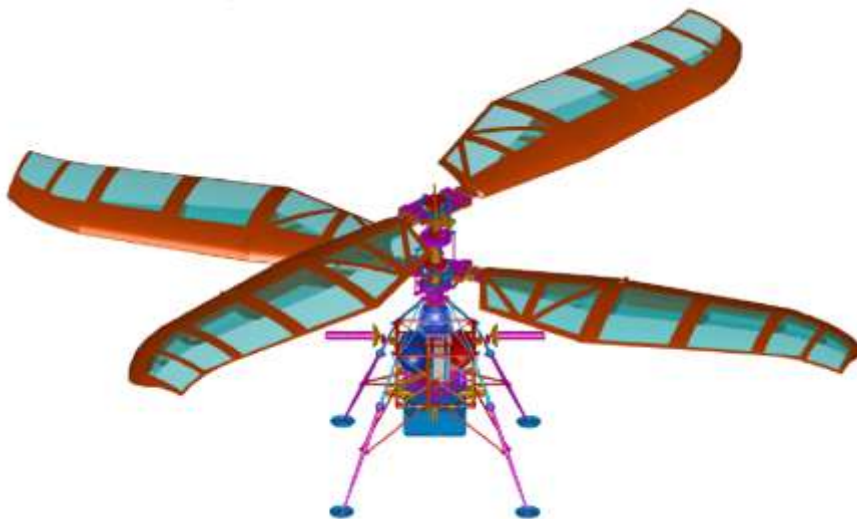
hmotnostní kategori až <2 500kg), dokazuje tento přehled, že se potenciál letecké přepravy na Marsu bere zcela vážně a bude velká snaha do budoucna prohloubit znalosti v této oblasti. [9]

2.1 Dvou rotorové uspořádání

2.1.1 Koaxiální konfigurace rotorů

2.1.1.1 MARV university of Maryland

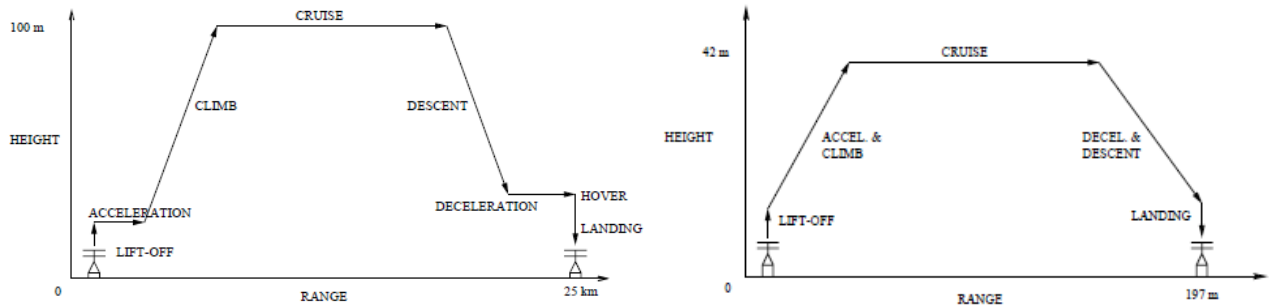
The Martian Autonomous Rotary-wing Vehicle, dále zkráceně MARV (Obr. 10), je jeden z prvotních návrhů autonomního rotorového letadla pro atmosférické podmínky Marsu. Jedná se o práci studentů University of Maryland v reakci na výzvu 17. ročníku studentské soutěže American Helicopter Society's Student Design Competition. [10]



Obr. 2 The Martian Autonomous Rotary-wing Vehicle, MARV [10]

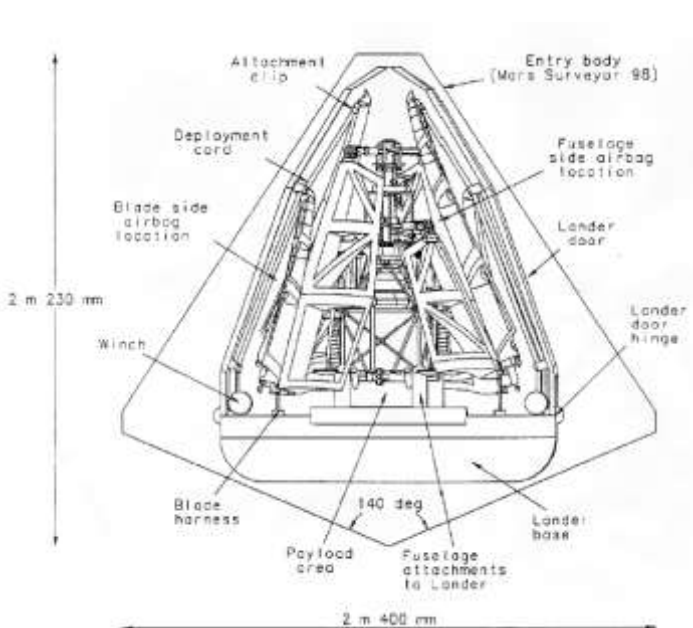
Předpokládaný profil mise je následující, vrtulník nejprve v rozmezí 30 sekund vzlétne do výšky 5 metrů, poté provede dopředný zrychlený let dokud nedosáhne potřebné rychlosti 11,5m/s, přičemž překoná vzdálenost 345m. Následuje stoupání do výšky 100m, zhruba 34 minutový dopředný let, kdy vrtulník urazí asi 23,5km a sestup do výška 10ti metrů nad zemí během 10ti sekund. Před přistáním proběhne zpomalení vrtulníku na dráze asi 345 m a 60sekundový vis nad místem dosednutí. (viz. Obr. 11) Vrtulník celkově zdolá vzdálenost 25,12 km během 39 minut.

Po dosednutí dojde k vypnutí přístroje a k jeho následnému restartu. Následuje pak další kratší tří minutový let dle obr. Účelem vrtulníku je zejména detailní zmapování terénu, proto je maximální rychlost MARVu relativně nízká a (11,5m/s) a je kladen důraz na jeho schopnost setrvat ve visu.

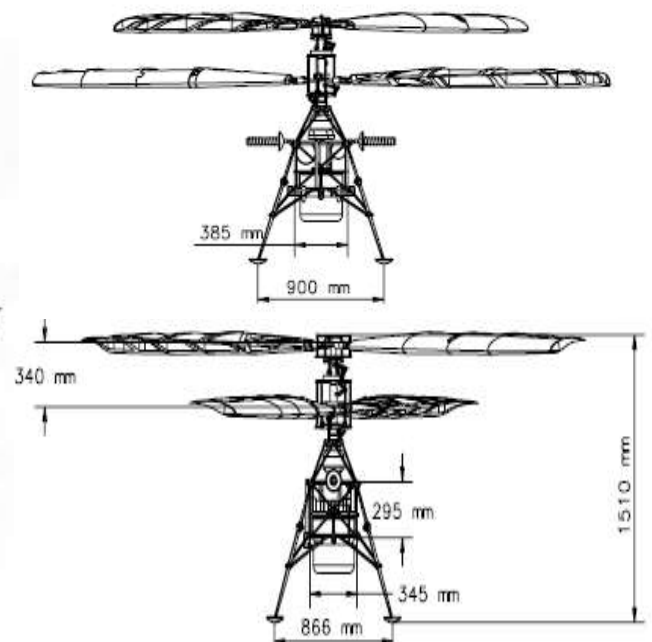


Obr. 3 Ilustrace základní a rozšířené mise MARVu [10]

V návrhu bylo zvoleno koaxiální uspořádání dvou rotorů. Při výběru vhodné konfigurace převážila spolehlivost a vyspělost této technologie nad jinými konfiguracemi. Rozhodující byla i možnost snadného složení vrtulníku s koaxiální konfigurací rotoru ve výsadkovém modulu Mars Polar Landeru s průměrem 2,4m (obr.), který by brán jako reference. Každý rotor sestává ze dvou listů. Průměr rotorů činí 4,266m. Detailnější rozměrové řešení MARVu lze vidět na obr. [10]



Obr. 4 MARV složen v kapsli Mars Polar Landeru [10]



Obr. 53 Rozměry MARVu [10]

Navrženy byly speciální profily lopatek s názvem AGRC 1506, které zajišťují požadavek dostatečného vztlaku při nízkých Reynoldsových číslech a relativně vysokých subsonických Machových číslech. Je zde využito prohnutí listu, jež v daných podmínkách napomáhá dosáhnout dostatečně vysokých součinitelů vztlaku.



Obr. 6 Profil listu AGRC 1506 [10]

Hmotnost celého vrtulníku činí 50 kg. Důležité v návrhu bylo docílit co největšího možného užitečného zatížení, které ve finále činí 10,8 kg. Detailní hmotností rozvržení lze vidět v tab. 3.

Celková hmotnost: 50 kg			
Trup	3,4 kg	Řízení	4,1 kg
Motor	2 kg	Pohonný systém	2, 2 kg
Napájení	10,6 kg	Podvozek	3,6 kg
Listy	6 kg	Avionika	4,1 kg
Hlava rotoru	3,3 kg	Užitečné zatížení	10,8 kg

Tab. 1 Hmotnostní rozložení MARVu [10]

2.1.1.2 Ingenuity NASA

Helikoptéra Ingenuity (Obr. 15) v současné době aktivně operuje na Marsu. Jedná se o demonstraci technologie, jež jako součást Perseverance roveru přistála 18. února 2021 na Marsu. Ingenuity představuje první rotorové letadlo v historii, které dokázalo vzlétnout v atmosférických podmínkách jiné planety. [5]



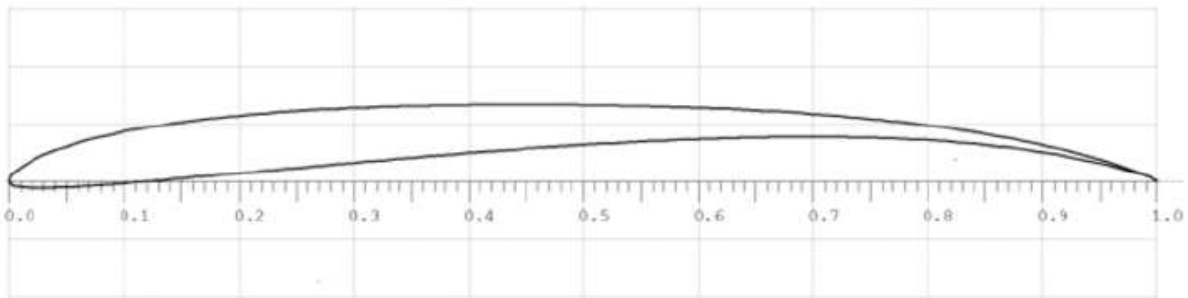
Obr. 7 Vrtulník Ingenuity [6]

Plánovaný profil mise byl následující: let ve výšce 3-5m na vzdálenost do 100m po dobu ne delší než 90s. Předpokládaný start i dosednutí byly v jednom místě. Reálné lety splnily a v některých případech i předčily očekávání. Všechny lety až na let šestý, proběhly bez problémů. Během šestého letu došlo k poruše v navigačním systému, Ingenuity však tento defekt ustála, a nakonec přistála jen 5 m od zamýšleného cíle letu. [5] Stručné shrnutí letů lze vidět v tab. 4.

	Výška	Celková vzdálenost	Čas	Maximální rychlost	Typ
Let 1	3 m	-	39,1 s	0 m·s ⁻¹	Vis
Let 2	5 m	4 m	51,9 s	0,5 m·s ⁻¹	Zpáteční let + vis
Let 3	5 m	100 m	80 s	2 m·s ⁻¹	Zpáteční let
Let 4	5 m	266 m	116,9 s	3,5 m·s ⁻¹	Zpáteční let
Let 5	10 m	129 m	108,2 s	2 m·s ⁻¹	Jednosměrný let
Let 6	10 m	215 m	139,9 s	4 m·s ⁻¹	Jednosměrný let
Let 7	10 m	106 m	62,8 s	4 m·s ⁻¹	Jednosměrný let
Let 8	10 m	160 m	77,4 s	4 m·s ⁻¹	Jednosměrný let

Tab. 2 Lety Ingenuity na Marsu [6]

Ingenuity má koaxiální uspořádání dvou rotorů, z nichž každý sestává ze dvou listů. Průměr rotorů činí 1,21m. Vzdálenost mezi nimi dělá 0,1m. Proporce Ingenuity nebyly v tomto případě limitovány rozměry žádného z přistávacích modulů, které jsou brány jako referenční ve zbylých zde uváděných případech rotorových letadel, závisely na umístění a způsobu připevnění vrtulníčku na roveru Perseverance. Celková výška Ingenuity se rovná 0,49m. Malý trup, obsahující dvě kamery, sensory, avioniku a baterie, má rozměry 136mm x 195mm x 163mm. Každá ze čtyř kompozitních nohou tvořících podvozek Ingenuity měří 384mm. Hmotnost Ingenuity činí 1,8kg. Navržen byl zcela nový profil lopatky, CLF5605 (Obr. 16) [5]



Obr. 8 Profil CLF5605

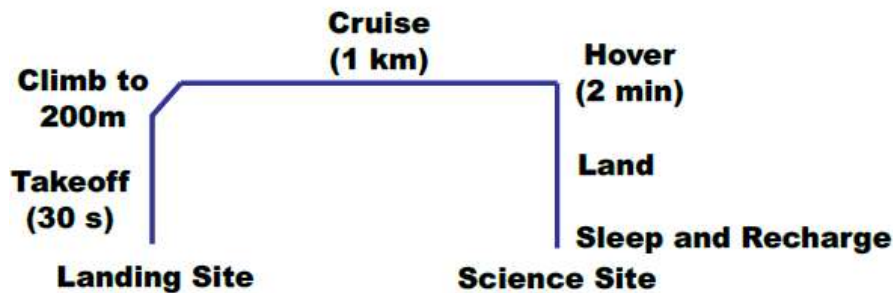
2.1.1.3 Mars Science Helicopter, NASA – koaxiální konfigurace

Mars Science Helicopter (Obr. 17), dále MSH, je konceptuální návrh druhé generace marsovského vrtulníku od NASA ve spolupráci s Jet Propulsion Laboratory (JPL). MSH představuje silnější vrtulník schopný překonat větší vzdálenosti než Ingenuity. Nejedná se už jen o demonstraci technologie, proto větší nosnost MSH znamená schopnost dosáhnout většího užitečného zatížení, a tedy možnost pojmout více experimentálního zařízení. [5]



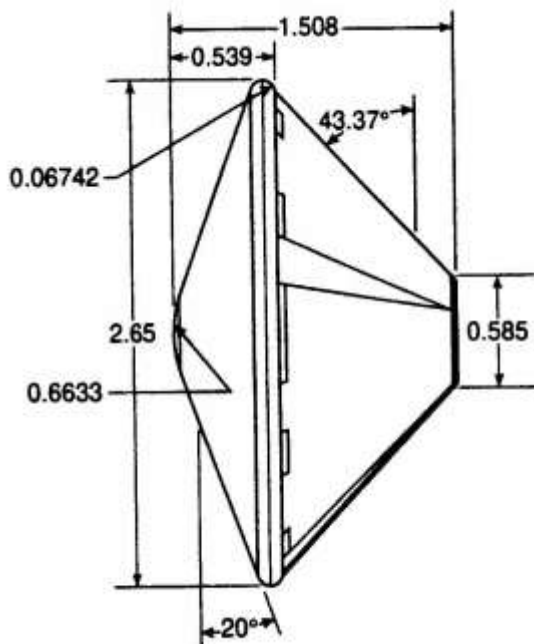
Obr. 9 Mars Science Helicopter – koaxiální konfigurace

Předpokládaný profil mise je následující: 30 ti sekundový vzlet, stoupání do výšky 200 m, let na vzdálenost 1km následován 2 minutovým visem nad místem vědeckého výzkumu a přistání. (Obr. 18) Rychlost letu se uvažuje v rozmezí $30\div 50 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$. [5]



Obr. 10 Schéma mise MSH

Koaxiální uspořádání dvou rotorů je jeden ze dvou uvažovaných konceptů MSH. Druhým je hexakoptéra, o níž lze nalézt informace níže. Každý ze dvou rotorů má v tomto případě na rozdíl od Ingenuity 4 lopatky. Průměr rotorů činí 2,5m. Rozměry i konfigurace MSH jsou ovlivněny parametry kapsle, ve které je vrtulník během letu uložen. Jako reference byly pro návrh MSH brány rozměry kapsle Pathfinderu o největším průměru zhruba 2,5m. [5]



Obr. 11 Rozměry kapsle Pathfinder [25]



Obr. 12 Uložení MSH v kapsli Pathfinder [5]

Celková hmotnost MSH v koaxiální konfiguraci je navrhována na 18,032kg. Vrtulník dokáže pojmout užitečné zatížení v hodnotě 2,02kg. Detailnější rozvržení hmotností viz tab. 5.

Celková hmotnost: 18,032 kg			
Konstrukce	5,858 kg	Pohonný systém	4,269 kg
Rotor	2,724 kg	Motor	1,345 kg
Lopatka	1,755 kg	Solární článek	1,197 kg
Náboj	0,902 kg	Baterie	1,727 kg
Hřídel	0,068 kg	Systém a zařízení	2,674 kg
Trup	1,925 kg	Řízení letu	1,474 kg
Podvozek	1,208 kg	Avionika	1,2 kg
Užitečné zatížení	2,02 kg	Rezerva	3,2 kg

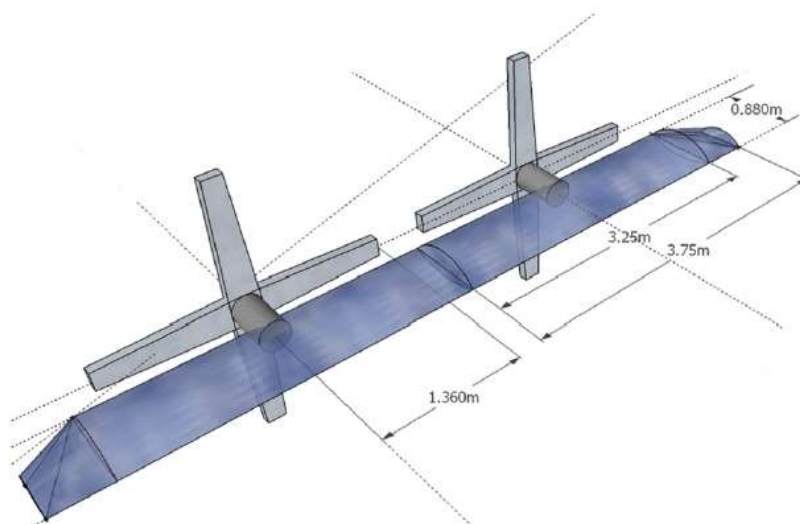
Tab. 3 Hmotnostní rozložení subsystémů MSH

2.1.2 Příčné uspořádání rotorů

2.1.2.1 Martian twin rotor tailsitter

Tailsitter, je druh letadla, které vzlétá ze svých ocasních ploch a následně na nich také přistává. Martian twin rotor tailsitter (MTRT) představuje koncepční návrh tailsitteru, který operuje v marsovských atmosférických podmínkách.

Tailsitter v sobě kombinuje některé vlastnosti vrtulníku s vybranými vlastnostmi letounu. Stejně jako vrtulník dokáže tailsitter vertikálně vzlétnou či přistát a stejně tak také může setrvat ve visu. S letounem zase tailsitter sdílí rychlý dopředný let. Tato konfigurace by byla na Marsu využitelná v případech, kdy by bylo potřeba překonat co největší vzdálenost za krátký časový úsek. Předpokládaný profil jedné mise MRTR je zhruba následovný: vzlet, přelet na místo určení, přistání, provedení experimentu, vzlet a přelet zpět na místo startu. Rychlost přeletu činí $44 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ a dolet MRTR je odhadován na $100\div 450\text{km}$.



V návrhu MTRT bylo zvoleno uspořádání dvou rotorů vedle sebe. Každý rotor sestává ze 4 lopatek. Průměr rotorů činí 2,72m. Obecný přehled o dalších rozměrech viz obr. Rozměry MTRT jsou opět svázány s kapslí, ve které by byl tailsitter dopravován na Mars. Pro potenciální misi MTRT byla navržena zcela nová kapsle. Hrubé rozměry kapsle a uložení MTRT uvnitř viz obr. V návrhu je zvažováno, že by kapsle mohla mít i roli depa, kde by bylo možné tailsitter dobít, a kterému by také mohl předávat informace, jež by depo přeposílalo dál na Zemi. Takovouto konfigurací by se ušetřila hmotnost MTRT, jelikož by stačilo vybavit tailsitter například poute akumulátory a odpadl by problém, jak vyřešit autonomní nabíjení. Také by byla eliminována potřeba komplexnějšího komunikačního systému.

Hmotnost tailsitteru byla stanovena na 15kg. Podrobnější rozložení hmotností viz tab.

Celková hmotnost: 15 kg			
Konstrukce - křídlo	3,9 kg	Konstrukce - trup	1,1 kg
Pohon	3,4 kg	Zdroj energie	2,0 kg
Přístrojové vybavení	2,0 kg	Avionika	0,4 kg
Tepelná izolace	1,0 kg	Komunikační přístroje	1,2 kg

Tab. 4 Hmotnostní rozvržení subsystémů tailsitteru

2.1.2.2 Tiltrotor

Tiltrotor je letadlo, jež v sobě kombinuje pohyblivé a nepohyblivé nosné plochy. Má tedy křídlo i rotor. Podobně jako tailsitter kombinuje některé vlastnosti vrtulníku a některé vlastnosti letounu. Je schopen vertikálního vzletu, přistání a setrvání ve visu i rychlého dopředného letu. Otázkou využití tiltrotoru pro let na Marsu se zabývalo výzkumné centrum Ames Research Center a v roce 2001 vytvořilo koncepční návrh malého letadla v této konfiguraci. [9]

Pro tailsitter byly navrženy dva rotory o průměru 3,3m. Každý rotor má pod dvou listech. Hmotnost zařízení byla stanovena na 10kg. [9]

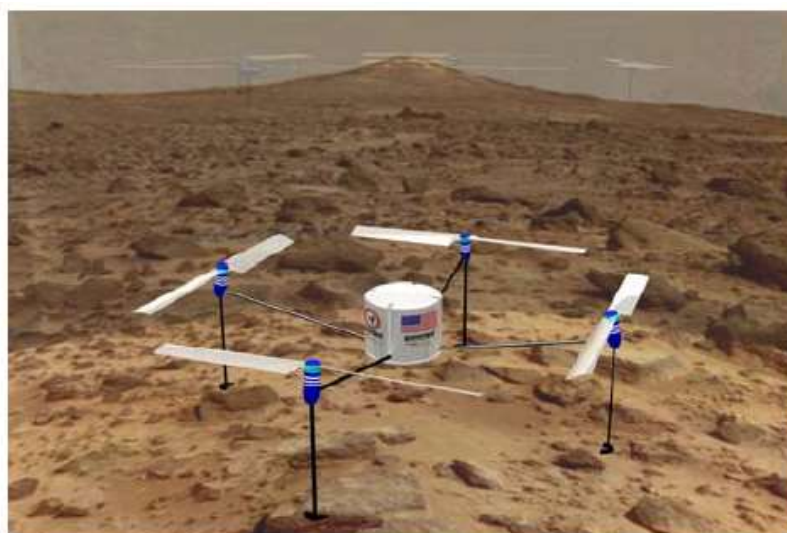


2.2 Čtyř rotorové uspořádání

2.2.1 Georgia Tech Martian Autonomous Rotorcraft System (GTMARS)

Georgia Tech Martian Autonomous Rotorcraft System, dále GTMASRS, je koncepční návrh vytvořený studenty Georgia Institute of Technology v Atlantě v rámci soutěže American Helicopter Society's Student Design Competition stejně jako tomu bylo v případě MARVu. [11]

Studenti zde zvolili symetrické uspořádání 4 rotorů, z nichž každý tvoří 2 listy. Průměr jednoho rotoru činil 1 m. Rozměry kvadrikopty byly opět podmíněny rozměry kapsle, sloužící k přepravě. V tomto případě byla jako reference uvažována kapsle o průměru 3 m, jež by pasovala do nákladového prostoru nosné rakety Delta II. Hmotnost GTMARS byla navržena na 25 kg. [11]



Obr. 13 Georgia Tech Martian Autonomous Rotorcraft System (GTMARS) [11]

2.3 Šesti rotorové uspořádání

2.3.1 Mars Science Helicopter – Hexakoptéra

MSH Hexakoptéra je druhá konfigurace koncepčního návrhu vrtulníku druhé generace pro Mars, o kterém byly již uvedeny informace v sekci 2 rotory. Jak název napovídá, jedná se o symetrické uspořádání šestice rotorů. Každý rotor má 4 listy. Průměr rotoru činí 1,28m. Rozměry hexakoptéry jsou opět svázány s rozměry kapsle. Pro přepravu by se využila kapsle Viking s průměrem 3,5m. Hmotnost

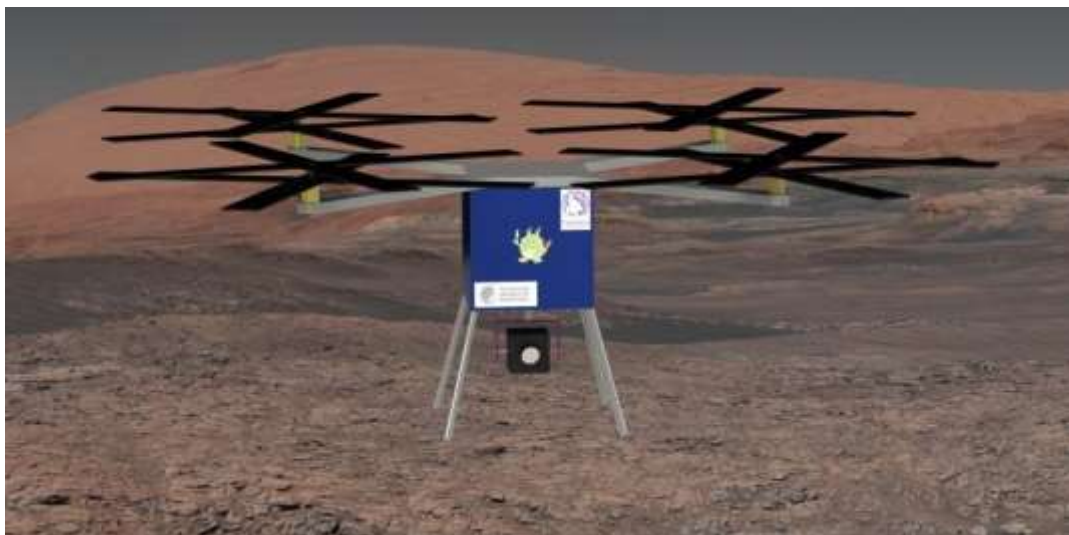
Profil mise je totožný profilem mise MSH – koaxiální konfigurace. (viz obr.)

2.4 Osmi rotorové uspořádání

2.4.1 Mars Helicopter for Pit Crater Exploration

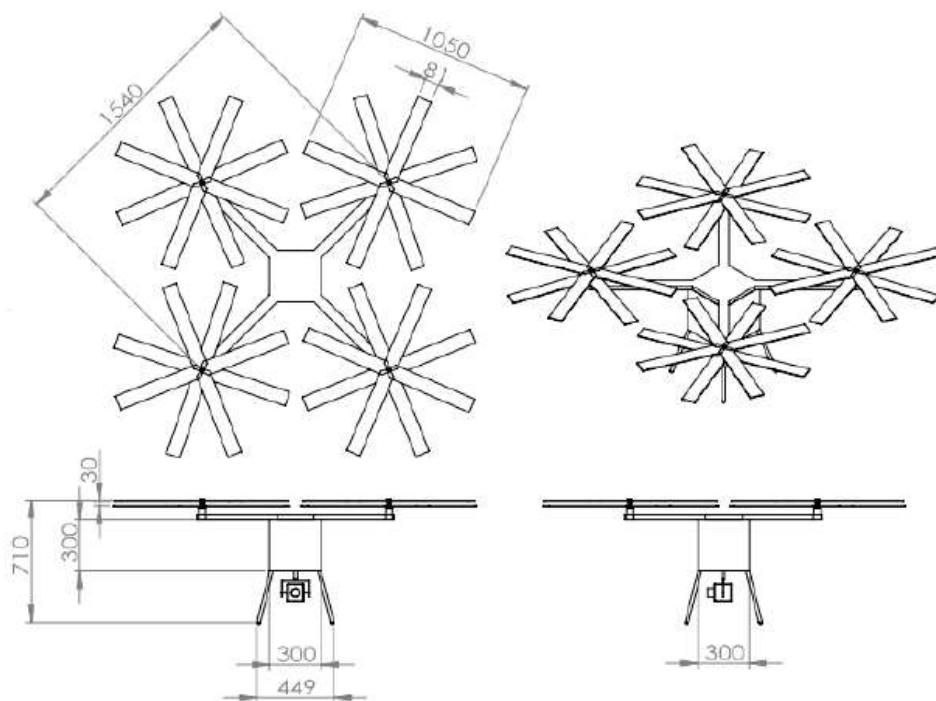
Mars Helicopter for Pit Crater Exploration, dále JMH dle [5], jak už název napovídá je koncepční návrh kvadrikopty pro průzkum kráterů na Marsu způsobených nejspíše kolapsem tzv. lávových tunelů. Vznikl za spolupráce University of Tokyo, Institute of Space and Astronautical Science of the Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), Tohoku University a Tokyo Metropolitan University. [12]

V návrhu je pro operování JMH na Marsu uvažována spolupráce s roverem, na němž je helikoptéra připevněna. Jsou zvažovány dva profily mise, první s názvem Pit Crater Exploration (PCE) spočívá v přiblížení roveru k okraji kráteru z něhož vrtulník slétne na dno kráteru a prozkoumá své okolí. Ještě ze dna kráteru poté pošle získaná data roveru a ten je dál odešle k satelitu na oběžné dráze Marsu. Při rychlosti kvadrikopty 1 m/s tato mise potrvá zhruba 250 s, v čase není započítána doba sběru dat. Druhá mise je naplánovaná tak, že vrtulník po slétnutí na dno kráteru bude hledat možný vstup do potenciální jeskyně, kterou se následně pokusí prozkoumat. K roveru se průběžně vrací předat informace a dobít baterie. Čas takovéto mise je odhadován na 850 s. Navrhovaná dopředná rychlost JMH je 9 m·s⁻¹ a stoupací rychlost 2m·s⁻¹. [12]



Obr. 14 Mars Helicopter for Pit Crater Exploration, JMH [12]

Jak již bylo řečeno, navržena byla kvadrikopty. Jedná se o symetricky rozmístěné čtyři dvojice koaxiálně uspořádaných rotorů. Každý z rotorů má 4 listy. Průměr jednoho rotoru činí 1,05 m. Bližší rozměrová analýza viz obr. Celková hmotnost JMH byla navržena na 10,7 kg. [12] Celkové shrnutí navržených parametrů a hodnot viz tab.



Obr. 15 Hmotnostní rozvržení JMH [12]

Shrnutí zjištěných hodnot lze pozorovat v tab. 7. Šedě zvýrazněný pole byla dopočítána.

Počet rotorů	2			4		6	8	
	Konfigurace koaxiální			Konfigurace příčná (vedle sebe)			Koaxiální (4*2)	
	MARV	Ingenuity	MSH	MTRT	MT	GTMARS	MSH	JMH
Hmotnost [kg]	50	1.8	18.03	15	10	17.64	17.66	10.7
Průměr rotoru [m]	4.266	1.21	2.5	2.72	3.3	1	1.28	1
Počet rotorů [-]	2	2	2	2	2	4	6	8
Počet listů rotoru [-]	2	2	4	4	2	2	4	4
Otáčky rotoru [ot/min]	644	2575	1247	1380	916	3455	2435	3239
Mach. č. na konci listů [-]	0.625	0.7	0.722	0.869	0.7	0.8	0.722	0.75
Mach. číslo v 75% [-]	0.477	0.541	0.541	0.652	0.525	0.6	0.541	0.563
Rychlost na konci listů [m/s]	143.75	163.17	163.17	196.54	158.31	180.92	163.17	169.61
Rychlost v 75% [m/s]	107.81	122.38	122.38	147.40	118.73	138	122.38	127.21
Reynoldsovo číslo na konci listů [-]	64 800			62 000				
Re (75%) [-]			24 752			20 000	15 784	
Zatížení rotorového disku [N/m ²]	6.508	2.912	6.833	4.802	2.175	20.892	8.511	6.336
Součinitel plnosti [-]		0.148	0.155	0.282			0.193	0.18

Tab. 5 Shrnutí hodnot pro relevantní veličiny, zjištěné v rešeršní části.

3 Atmosférické podmínky Marsu

Porozumění marsovské atmosféře je důležité kvůli potenciálnímu využití získaných poznatků při vytváření specifických modelů pro atmosféru Země. Možným příkladem může být zdokumentování velké písečné bouře, která na Marsu řádila při příletu Marineru 9 na jeho oběžnou dráhu a trvala následně ještě několik měsíců. Analýza obdobných jevů by mohla být klíčová na příklad v případě, kdy by na Zem dopadla větší planetka, jež by zamořila atmosféru velkým množstvím prachu zvířeným po jejím opadu. Jak již bylo zmíněno v úvodu, dalším důvodem velkého zájmu o atmosféru Marsu je její historická podobnost s atmosférou Země. V současnosti je známo, že měl Mars v minulosti magnetické pole a jeho absence může být mimo jiné důvodem ztráty velkého množství atmosférických částic do Vesmíru. Pochopení tohoto jevu je pro vědce významné z hlediska předpovědi budoucnosti pro atmosféru Země. Neméně významným motivem hlubšího probádání atmosférických pochodů Marsu je zejména plánování misí, bezpečného přistání zařízení na Marsu i jejich následná spolehlivá operace na jeho povrchu. [3] [4] [5]

3.1 Mars vs Země

Mars a Země jsou si v mnoha oblastech podobní, stejně tak ale mají mnoho rozdílů. Na rozdíl od Země je Mars menší planeta, což má za následek nižší gravitační konstantu, má ale obdobnou periodu rotace (Z - 23h 56min 4s, M - 24h 37min 22,7s) a sklon osy (Z - 23,5°, M - 25,19°). Tento sklon má za následek střídání ročních období stejně jako na Zemi. Rozdíl je ovšem v tom, že oproti Zemi má orbita Marsu větší excentricitu, a proto se období na severní hemisféře liší od období na jižní. Jak již bylo řečeno, Mars postrádá magnetické pole s čímž může do jisté míry souviset jeho současná řidší atmosféra. Ve srovnání se Zemí je tedy hustota Marsu mnohem menší. Liší se i její složení, zatímco ve složení zemské atmosféry převládá dusík, marsovská atmosféra je z 96% tvořena oxidem uhličitým. Podrobné složení obou atmosfér viz. Tabulka 1. Odlišné složení atmosfér má za následek i různé energetické bilance obou planet. Podobně jako na Zemi, i na Marsu jsou severní a jižní pól pokryty ledem. Těmito oblastem se říká severní a jižní polární čepičky. V případě té severní se jedná o vodní led, v případě jižní o vrstvu vodního ledu a povrchovou vrstvu suchého ledu tvořeného CO₂. Podobnost mezi dvěma planetami lze spatřit i v rozmanité topografii. Polární čepice spolu s členitou topografií ovlivňují atmosférické procesy obdobně jako na Zemi. Na Marsu lze také pozorovat několik druhů oblak, a to oblaka tvořena vodní tříští, oblaka tvořena krystalky ledu

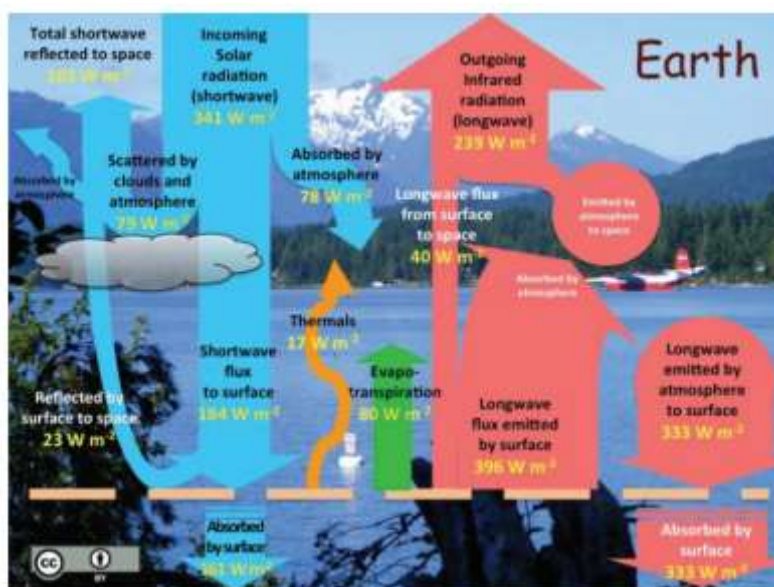
CO₂ a oblaka tvořena prachovými částicemi, které mohou ovlivnit energetickou bilanci Marsu podobně, jako skleníkové plyny v atmosféře Země. [3] [4] [13]

Mars	[%]	Země	[%]
Oxid uhličitý	96	Dusík	78,1
Argon	1,9	Kyslík	20,9
Dusík	1,9	Argon	0,93%
Ostatní plyny	0,2	Ostatní plyny	0,07

Tab. 6 Atmosférické složení Marsu a Země

3.2 Energetická bilance

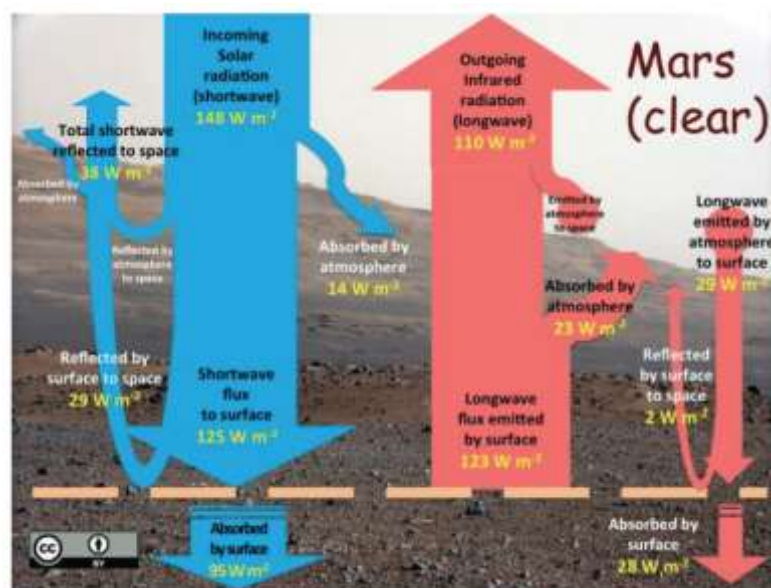
Pro pochopení energetické bilance na Marsu opět využijeme srovnání s planetou Země. Obr. 2 ilustruje situaci na Zemi. Na Zemi je ze 100 % dopadajícího slunečního záření zhruba 30 % odraženo atmosférou, oblaky a povrchem Země. Část slunečního záření pohltí atmosféra a oblaka. Povrch Země tedy absorbuje asi 51 % dopadajícího slunečního záření. Aby na Zemi panovala energetická rovnováha, musí být všechno teplo absorbováno povrchem Země a atmosférou opět vyzářeno zpět do vesmíru. Přibližně 30 % absorbovaného tepla povrchem se do atmosféry dostává přirozenou konvekcí či ve formě latentního tepla. Zbylých 21 % je z povrchu vyzařováno ve formě infračerveného záření. 6 % tohoto záření pronikne skrze atmosférické okno přímo do Vesmíru, zbývajících 15 % je znovu absorbováno částmi atmosféry, jakými jsou např. vodní pára, CO₂, methan a další. Tyto části reemitují záření do svého okolí a znovu tak přispívají k oteplování okolí a povrchu Země. Tento jev je znám jako Skleníkový efekt. Aby byla zachována energetická rovnováha, je nakonec zbylých 64 % energie vyzářeno z atmosféry, která je pohlcuje. [13]



Obr. 16 Energetická bilance Země

Na Marsu je situace poněkud odlišná. Přestože se zde atmosféra skládá z 96 % z CO₂, potentního skleníkového plynu, její nízká hustota zabraňuje absorpci většího množství energie. Jiná situace nastává ve chvíli, kdy se do atmosféry dostane větší množství prachových částic zviřených přízemními větry. Ty mají schopnost pohlcovat sluneční záření a teplo vyzařované z povrchu obdobně jako Země. [4] [13] Přestože je problematika atmosféry Marsu velice komplikovaná, lze marsovskou energetickou bilanci představit skrze dva základní modely pro stav za jasné a stav za prašné oblohy.

Jak již bylo naznačeno, za jasné oblohy většina slunečního záření dopadá přímo na povrch. Jen zhruba 9,5 % je absorbováno atmosférou a 6 % je jí odraženo. Povrch odráží dalších 20 %, zbytek absorbuje. Z povrchu Marsu následně opět stoupá teplo ve formě dlouhovlnného infračerveného záření, jak je tomu i na Zemi. Obdobně jako na Zemi také část záření absorbována atmosférou přispívá opětovnému zahřívání okolí a povrchu Marsu. (viz. Obr. 3)

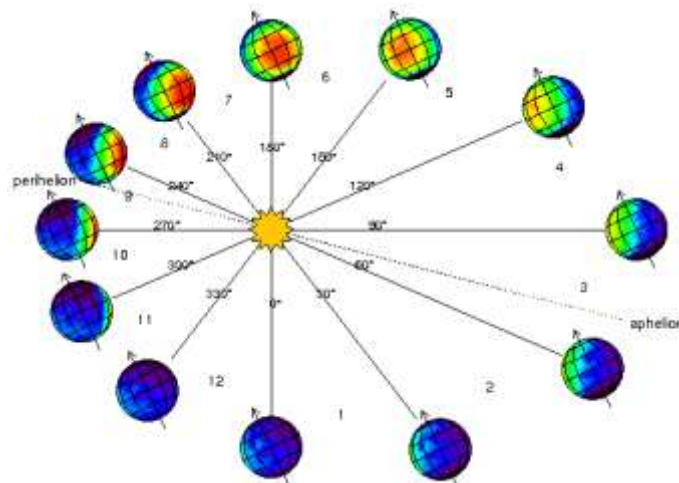


Obr. 17 Energetická bilance na Marsu za jasné atmosféry [13]

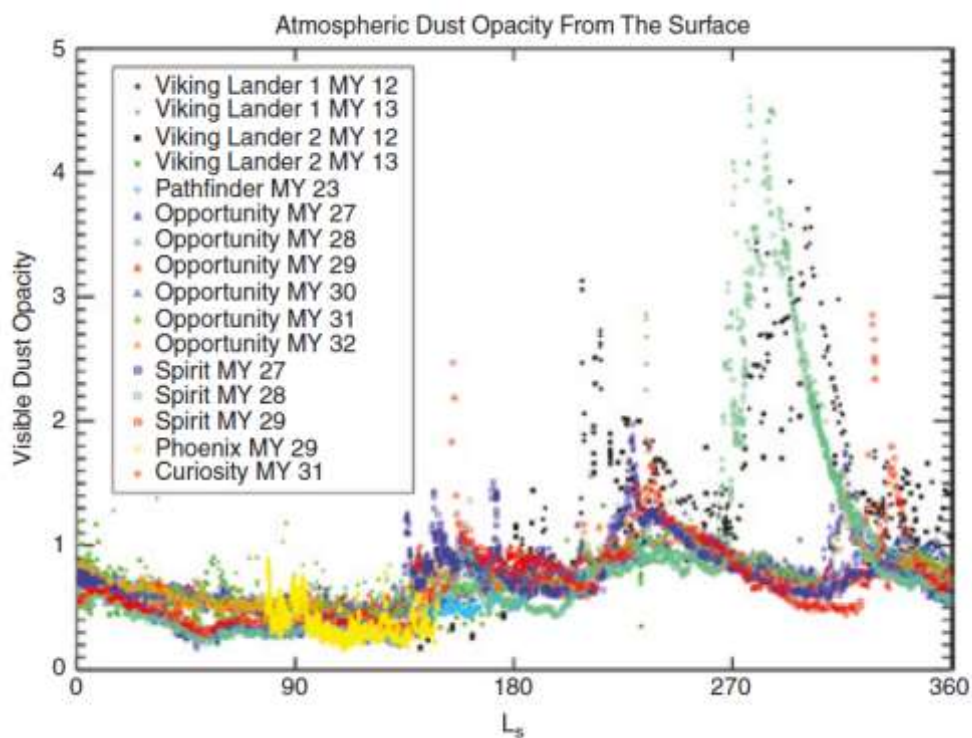
V podnebí Marsu hrají významnou roli zviřené prachové částice, jež se dostávají do ovzduší z jeho povrchu. Podobně jako na Zemi dokáže proudění vzduchu zachytit prachové částice a přenést je, v závislosti na jejich velikosti a síle větrných proudů, několik metrů až několik set kilometrů. Jelikož je převážná část vnější plochy Marsu podobná poušti, probíhá zachycování prachových částic v mnohem větším měřítku než na Zemi. Lze rozlišit dva hlavní procesy, při kterých se částice dostávají do okolní atmosféry. Prvním je tlak přízemních větrů, jež působí na povrch planety. Vlivem působení tohoto tlaku jsou prachové částice zachyceny a následným prouděním vyneseny do atmosféry.

Jedná se o tzv. vzos, typ transportu částic v určitém prostředí. Většinou však síla přízemních větrů nestačí k přímému vzosu velkého množství částic do okolní atmosféry, jak je tomu na Marsu, proto v procesu suspenze prachových částic působením přízemních větrů hraje roli další typ pohybu částic, a tím je saltace. Saltace je děj, při kterém jsou větší částice zachyceny větrnými proudy, ovšem jejich velikost či nedostatečná síla proudů jim nedovolují být unášeny na větší vzdálenost. Působením gravitace opět klesají k povrchu, od kterého jsou následně odraženy a tímto způsobem jsou v prostředí transportovány. Opakovanými dopady ovšem udělují sílu menším částicím, které se rozpohybují a mohou být vzápětí uchváčeny okolními větrnými proudy. Druhým procesem uplatňujícím se při vynášení prachových částic do okolní atmosféry je utváření rarášků důsledkem konvekce. Na místech, kde se povrch zahřeje na vyšší teplotu než sousední plochy, začne vzduch rychle stoupat vzhůru, zformuje se vzduchový sloupec, v jehož spodní části se vytvoří oblast s nízkým tlakem. Jak okolní teplý vzduch začne do této oblasti nízkého tlaku proudit, začne sloupec rotovat. Opětovným stoupáním nově přichozícího teplého vzduchu se rotace zintenzivní a s dalším vtaženým vzduchem se do víru dostávají i prachové částice. Tyto dva principy probíhají v rozmezí několika metrů až do globálního měřítka, velkým prachovým bouřím, které mohou trvat i několik měsíců. Velikost částic, zachycených proudy, je menší nebo rovna $1\div 2 \mu\text{m}$. [3] [4] [8]

Zásluhou mnoha misí, které do dnešní doby na Marsu proběhly, bylo získáno nespočet dat z pozorování na jejichž základě bylo zjištěno, že se prachové události na planetě objevují v cyklech. Pro popis období jednoho marsovského roku se užívá tzv. areocentrické délky, Ls. Jedná se o úhel s vrcholem ve středu Slunce, který udává polohu Marsu na své dráze, měřenou od pozice Marsu, kdy na jeho severní hemisféře nastává jarní rovnodennost (viz. Obr. 4). Na obrázku č. 18 je znázorněn graf, jenž zaznamenává údaje o opacitě získané z několika misí. Z grafu lze snadno vyčíst, že větší prachové události probíhají v období mezi $Ls \sim 135\div 360$, kdy je planeta na své dráze blíže Slunci (viz. Obr. 4)

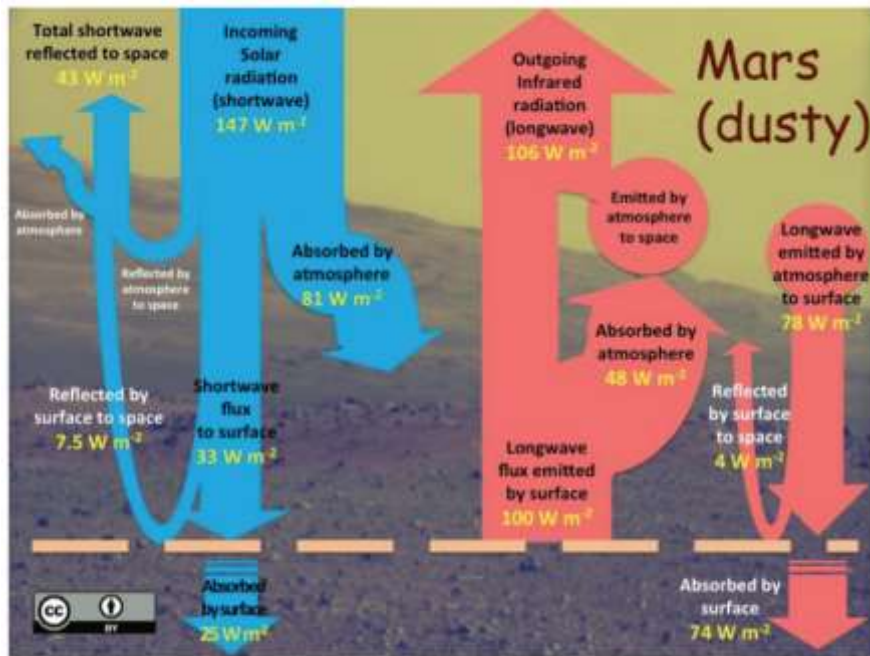


Obr. 18 Rozčlenění martánského roku pomocí areocentrické délky



Obr. 19 Průběh opacity během jednoho martánského roku

Prachové částice tedy nelze zanedbat při posuzování atmosférických pochodů na Marsu. Proto zde bude představen ještě druhý energetický model, a to pro prašnou oblohu. V případě, kdy je v ovzduší větší množství prachových částic, je ze 100 % přichozího slunečního záření pohlceno atmosférou zhruba 55 %, to je téměř 6x více, než je tomu za jasné oblohy. Částice přispívají k vyšší hustotě atmosféry a dokáží akumulovat energii. 22,5 % z dopadajícího slunečního záření je atmosférou odraženo a dalších ~5 % je odraženo od povrchu planety. V tomto případě je planetou pohlceno ~17 % dopadajícího záření. Planeta opět emituje teplo ve formě infračerveného dlouhovlnného záření. Ze 100% vyzařované energie je 48 % pohlceno atmosférou, ta je opět vyzařuje a přispívá tak k ohřevu atmosféry a povrchu planety jako tomu bylo v předchozích případech. Zbylá energie spolu s energií absorbovanou atmosférou je vyzařována zpět do vesmíru, aby byla zachována energetická rovnováha. (Viz. Obr. 6)



Obr. 20 Energetická bilance na Marsu za prašné atmosféry

3.3 Standardní marťanská atmosféra

Detailní prostudování jakékoliv atmosféry je značně složitá disciplína. Lidé věnovali mnoho času zdokonalování bezpočtu modelů, užívaných k předpovědím počasí, analýze atmosférických jevů, studování různých složek atmosféry v závislosti na různých podmínkách a na základě toho se zabývali i popisem veličin souvisejících s těmito procesy. V oblasti letectví je návrh výkonu letadel či raket, stejně tak jako jejich následná operace a operace dalších přístrojů, závislá na veličinách, jakými jsou především stavové veličiny: teplota, tlak a hustota. Tyto veličiny však nejsou ve všech místech atmosféry konstantní, proto bylo v počátcích letectví zapotřebí vytvořit modely, jež by tyto veličiny uspokojivě popisovaly. Roku 1952 byl Mezinárodní organizací pro civilní letectví, ICAO představen model Mezinárodní standardní atmosféry (MSA), jenž sjednocoval dosavadní vzniklé modely a byl globálně přijat. [14] MSA uvádí hodnoty veličin odpovídající hodnotám středních zeměpisných šířek a specifikuje jejich změny v závislosti na nadmořské výšce. [15] Na základě zkušeností ze studia zemské atmosféry byla mezi vědci snaha vytvořit obdobné modely i pro planetu Mars. [3] [4] V této diplomové práci bude ve zkratce představeno několik modelů marsovské atmosféry a s jejich pomocí posléze popsán průběh teploty, tlaku a hustoty v závislosti na výšce od povrchu planety.

3.3.1 Modely

První modely pro atmosféru rudé planety vznikaly v 60. letech minulého století, tedy po počáteční vlně objevování Marsu v letech 1962-1972. [3] Soubor modelů, jenž zde bude

představen jako první, byl vytvořen v roce 1974 jako výsledek revize předešlých modelů vzniklých na základě pozorování ze Země s přispěním nových poznatků zejména z misí Mariner 6, 7 a 9. Jedná se o 4 modely, každý vypracován pro rozdílné teplotní profily. Model pro nízkoteplotní profil je aplikovatelný na polární oblasti během zimy či během noci. Model se středními teplotami odpovídá podmínkám za jasné atmosféry ve středních zeměpisných šířkách uprostřed jara či podzimu. Třetí model byl vytvořen pro vyšší teploty a je použitelný v oblastech rovníku za jasné atmosféry během léta. Poslední model uvažuje takové teploty, jež lze předpokládat během období prашných bouří [16]

Další model byl vytvořen na základě dat získaných z orbiteru Mars Global Surveyor, MGS, jenž byl usazen na oběžnou dráhu Marsu v roce 1997. Orbiter sbíral informace o povrchu, atmosféře a nitru Marsu bezmála 9 a půl let. Z nabytých dat byl pod záštitou Glenn Research Center (GRC), NASA vytvořen v roce 1999 obecný atmosférický model, jenž pracuje s průměrnými hodnotami atmosférické teploty, tlaku a hustoty. [17]

Třetím představovaným modelem je General Mars Atmosphere Model vytvořený v Langley Research Center, NASA. Opět se jedná o model uvažující průměrné hodnoty atmosférických veličin. [18]

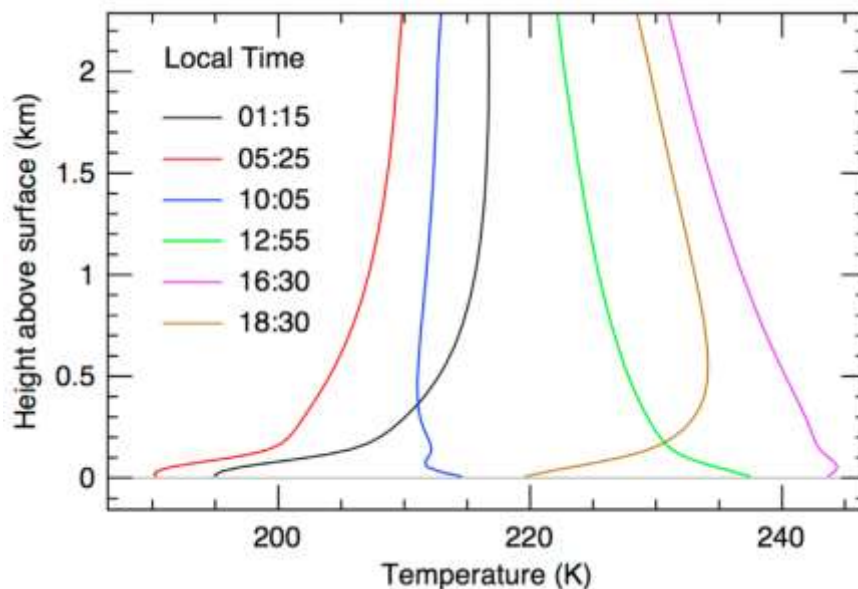
Jako poslední zde bude uvedena sada tří modelů, z nichž je každý navržen pro jiná kritéria. Modely těžily z dat získaných z přístroje Mars Climate Sounder (MCS), jež byl součástí vědeckého vybavení Mars Reconnaissance orbiteru. První z modelů zhruba odpovídá situaci za jasné atmosféry s minimem aerosolů prachu. Druhý model byl navržen pro situaci za vyšší koncentrace prachu v atmosféře a poslední třetí model představuje situaci za polární jasné noci. [3]

Models of Mars' Atmosphere – nízké teploty	MMA –low T
Models of Mars' Atmosphere – střední teploty	MMA – mean T
Models of Mars' Atmosphere – vysoké teploty	MMA – high T
Models of Mars' Atmosphere – prašná obloha	MMA – dusty T
Model Mars Global Surveyor	MGS
General Mars Atmosphere Model - Langley	Langley
Model Mars Climate Sounder – jasná obloha	MCS – jasná obloha
Model Mars Climate Sounder – prašná obloha	MCS – prašná obloha
Model Mars Climate Sounder – polární noc	MCS – polární noc

Tab. 7 Přehled názvů atmosférických modelů Marsu a jejich zkratk pro další užití

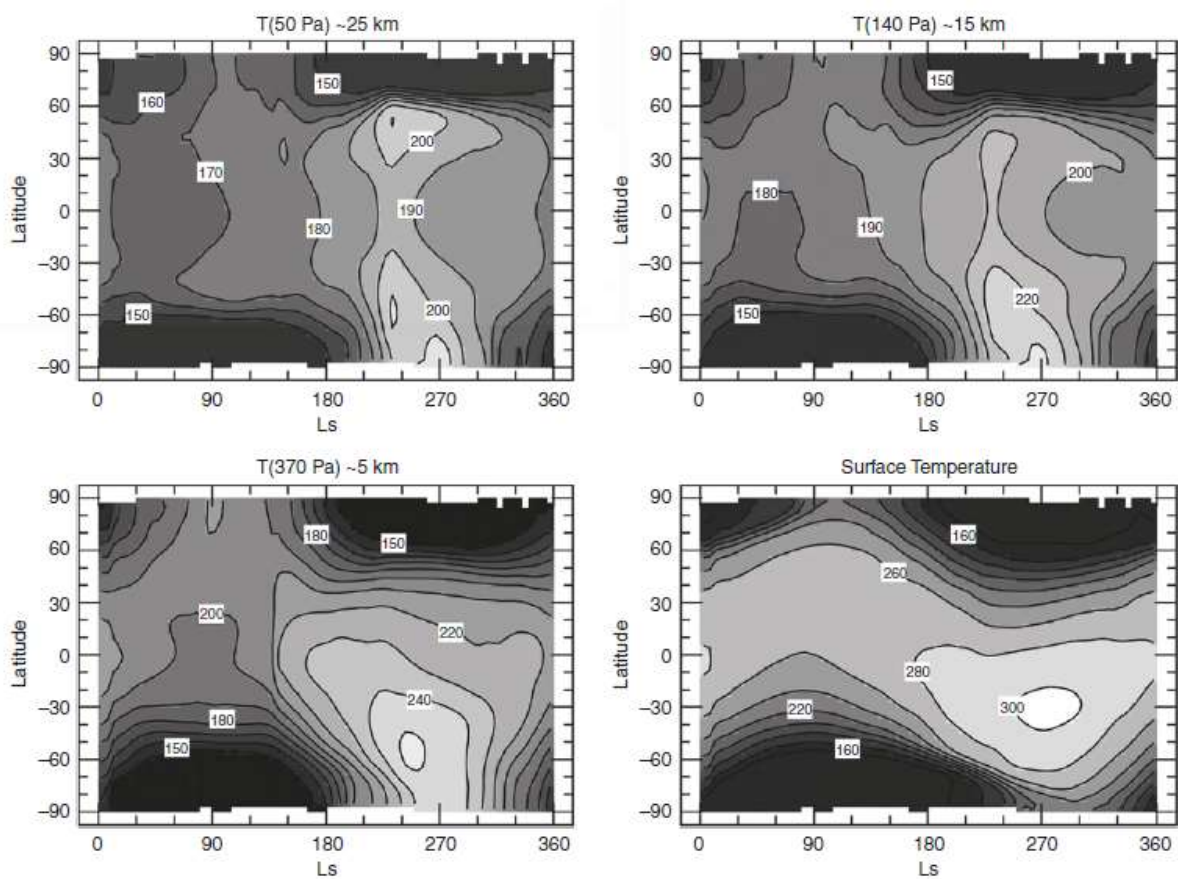
3.3.2 Teplota

V podkapitole energetická bilance byly představeny energetické toky na Marsu. Převážná většina tepla je do atmosféry vyzařena ve formě dlouhovlnného infračerveného záření. Jak již bylo zmíněno, atmosféra Marsu je složena převážně z CO₂, významného skleníkového plynu, množství dalších skleníkových plynů, jako N₂O či CH₄, je však značně omezeno stejně tak jako celková hustota atmosféry, jež je až stokrát řidší než atmosféra Země. Tato absence dostatečného množství skleníkových plynů má za následek nízkou míru akumulace tepla atmosférou, a proto je během noci energie rychleji vyzařována zpět do vesmíru. Tato skutečnost má za následek velký rozdíl mezi denními a nočními teplotami, který může v některých případech činit až 100°C. Na obrázku 7 je graf, na kterém jsou zaznamenána data o teplotě získána z Mini-TES, spektrometru, jenž byl součástí vybavení roveru Spirit. Lze zde snadno pozorovat změny teploty během jednoho dne. Rozdíl mezi maximální a minimální teplotou v tomto případě činí zhruba 65°C. [3] [4] [8]



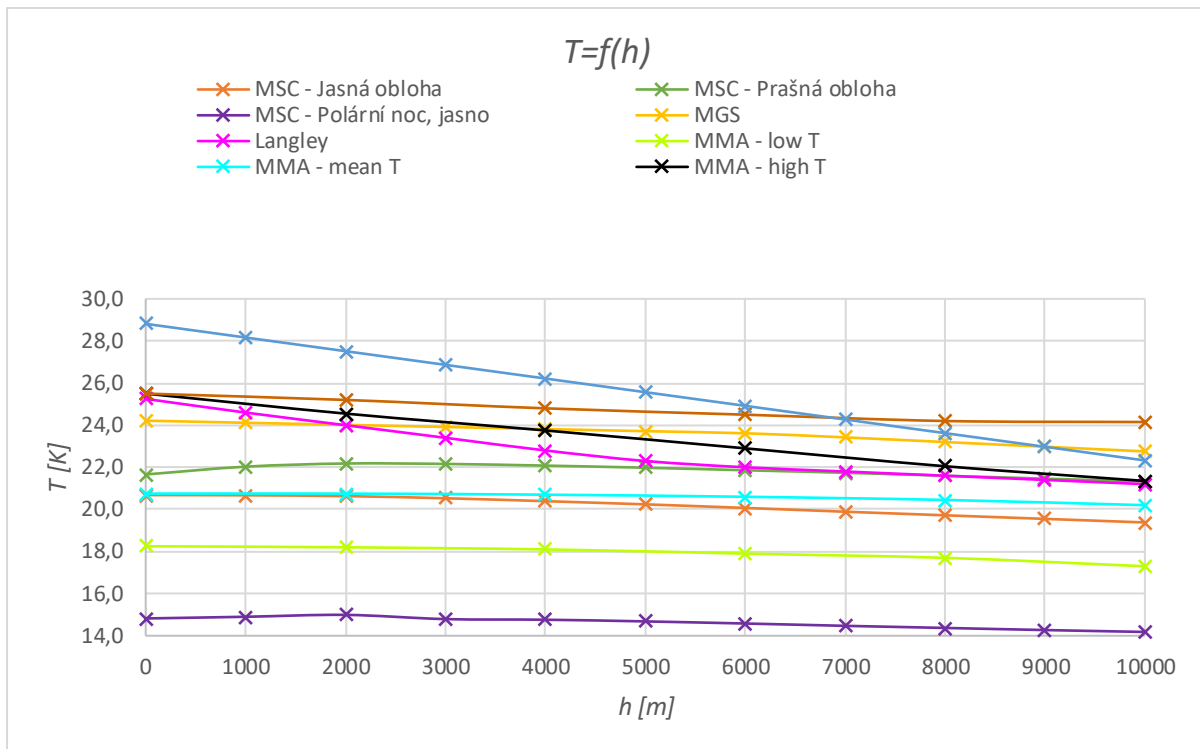
Obr. 21 Denní variace teploty na Marsu [8]

Teplota se na Marsu mění v závislosti na ročním období obdobně jako na Zemi. Jak již bylo řečeno, kromě klasických ročních období se na Marsu střídá i jejich intenzita. Nachází-li se Mars ve svém perihéliu, je o 20 % blíže Slunci nežli v pozici svého afélie. V blízkosti svého perihélia se mu také dostává o 40 % více slunečního záření. Na obrázku 8 je jasně vidět, že k teplotním extrémům dochází během léta na jižní polokouli (Ls~180÷360) a během zimy na té severní (Ls~0÷180). Rozdíl mezi teplotou povrchu během léta na severní a jižní polokouli je až 40 K, respektive °C. [3] [4]



Obr. 22 Průběh marťanských teplot během jednoho roku v závislosti na zeměpisné šířce pro různé výšky od povrchu planety [3]

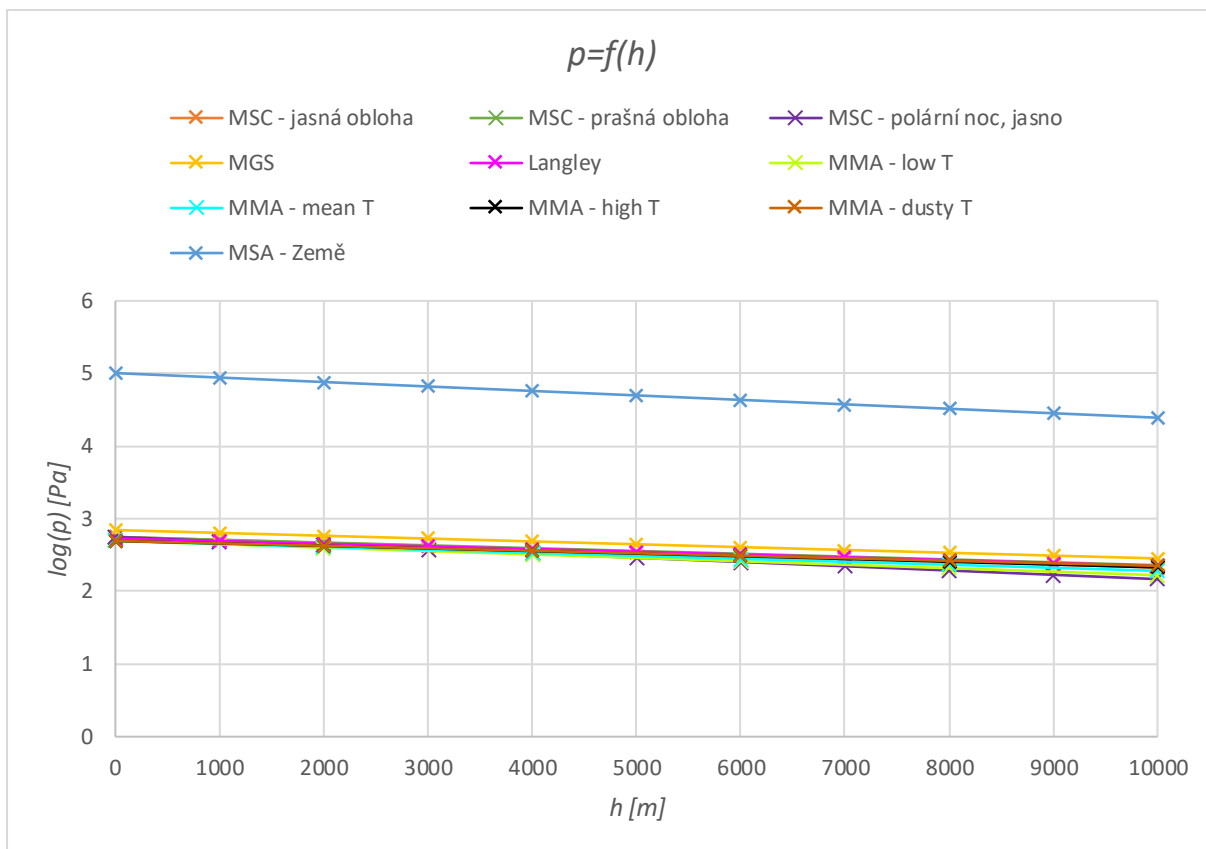
Se změnami teplot souvisí proudění vzduchu. Jak již bylo řečeno, přízemní větry mohou zachycovat prachové částice, s větší koncentrací částic ve vzduchu také stoupá celková teplota ovzduší. Vlivem řidší atmosféry jsou ale i tak průměrné teploty nižší než na Zemi. Za průměrnou teplotu na Marsu lze považovat hodnotu kolem 210 K, tedy kolem - 63 °C. Se stoupající vzdáleností od povrchu planety teplota vykazuje obdobný trend jako teplota na Zemi, tedy klesá s výškou. V grafu č. 1 je tato skutečnost snadno pozorovatelná. Jsou zde také patrné teplotní rozdíly mezi modely, jež vykazují závislost teploty na zeměpisné šířce, ročním období či míře množství prachu v atmosféře. Největší teplotní rozdíly v modelech jsou u povrchu planety, kde je nejtepleji. Setkává se zde množství větrných proudů, která dále reagují s povrchem planety a ovlivňují tak její mezní vrstvu. Se zvyšující se výškou od povrchu se teplotní rozdíly snižují.



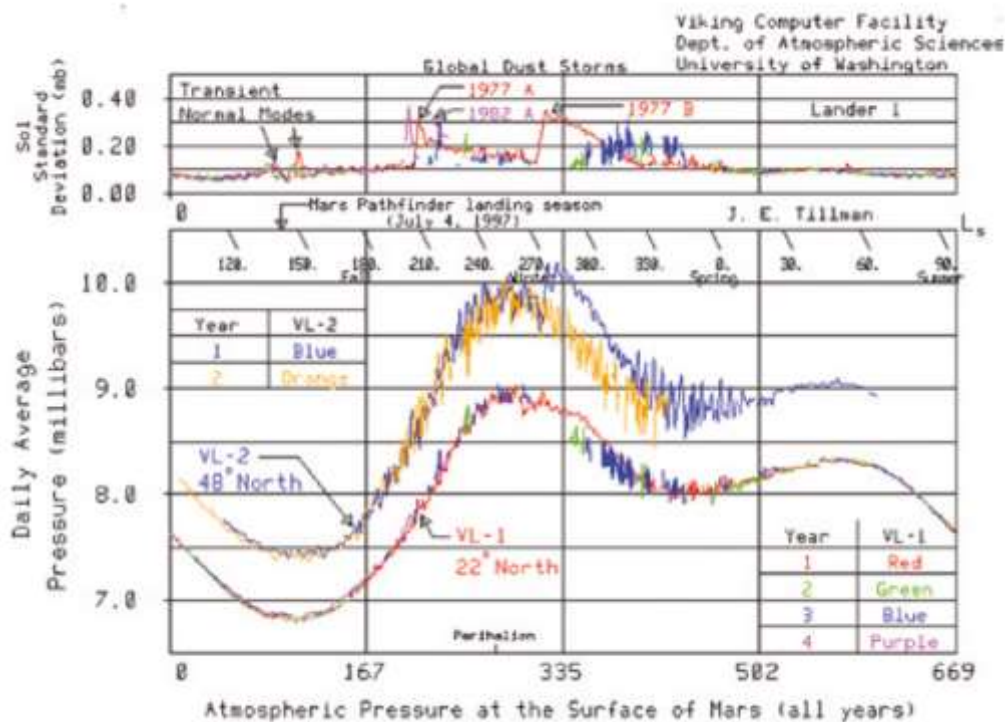
Graf 1 Závislost teploty na výšce pro jednotlivé atmosférické modely Marsu

3.3.3 Tlak

Průměrné hodnoty tlaku na povrchu Marsu se pohybují v rozmezí 600÷700Pa. Tlak na povrchu planety je tedy zhruba 160x nižší, než v nulové nadmořské výšce na Zemi, kde je hodnota 101 325 Pa. [19] Nízké hodnoty tlaku odpovídají nižší hustotě atmosféry a nižší hodnotě tíhového zrychlení, která na Marsu činí pouze $3,72\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$. Hodnota tlaku se mění obdobně jako teplota v závislosti na zeměpisné šířce, ročním období a výšce od povrchu planety stejně jako je tomu i u teploty. Na obrázku 9 lze pozorovat změny tlaku během jednoho marťanského roku. Logicky teplota spolu s tlakem klesá se zvyšující se výškou. (viz. Graf 2). Hodnoty tlaku byly zlogaritmovány v důsledku velkého rozdílu mezi hodnotami na Marsu a hodnotami na Zemi.



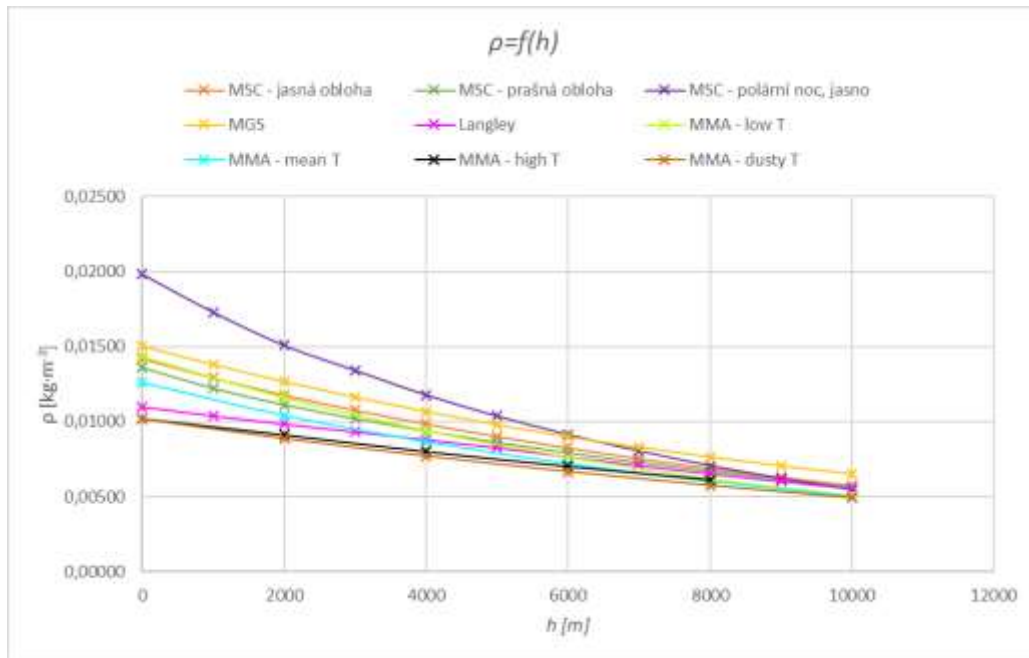
Graf 2 Závislost tlaku na výšce pro jednotlivé atmosférické modely



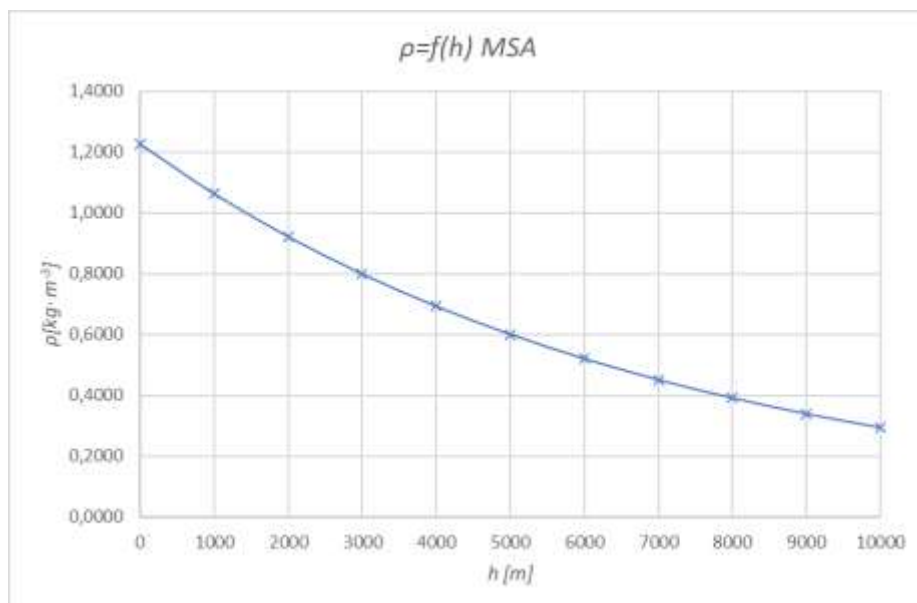
Obr. 23 Fluktuační tlaku během jednoho marťanského roku [3]

3.3.4 Hustota

Obdobně jako v předchozích případech je hustota závislá na zeměpisné šířce a ročním období. Stejně jako na Zemi se zvyšující se výškou klesá. Je to zapříčiněno zejména snižující se gravitační silou. V grafu 3 lze pozorovat závislost hustoty na výšce pro jednotlivé modely marťanské atmosféry. Tentokrát je závislost hustoty na výšce pro Zemi zobrazena v samostatném grafu kvůli velkým rozdílům v hodnotách. Hustota na Marsu je až 12x nižší než na Zemi.



Graf 3 Závislost hustoty na výšce pro jednotlivé modely



Graf 4 Závislost hustoty na výšce pro MSA

4 Návrh koncepce vrtulníku

Prvotním krokem při návrhu koncepce vrtulníku bylo zamyšlení nad účelem jeho mise. V úvodu kapitoly řešerše bylo uvedeno hrubé rozdělení vrtulníků do hmotnostních kategorií dle potenciálního zaměření misí. Všechny dosavadní koncepční návrhy hmotnostně zapadají do kategorie <50 kg. Další zvažovaná mise, jež by měla navázat na úspěch Ingenuity, v současnosti manévrující na Marsu, spadá také do této kategorie. Jedná se o robotické vrtulníky, jež kooperují s landerem či přímo s orbitrem na oběžné dráze Marsu. [3] [9] Od míry jejich autonomie se také odvíjí výsledná hmotnost vrtulníku. Potenciál v těchto vrtulnicích je zejména v několika následujících oblastech: mapování/stratigrafie, výzkum polárních oblastí, průzkum „opakujících se svahových linií“ - oblasti, jež se považují za toky slané vody objevující se cyklicky dle ročního období, průzkum nyní odhalených podpovrchových zásob ledu na příkrých svazích, atmosférický výzkum a podpovrchový geologický průzkum [5]. Zamýšlený účel vrtulníku navrhovaného v této práci je prohloubení poznatků aerodynamiky letu na Marsu spolu s atmosférickým průzkumem mezní vrstvy planety. Hmotnostně tedy návrh náleží do kategorie <50 kg, jež je nejvíce probádanou oblastí rotorových letadel, jež by dokázaly vzlétnout v atmosférických podmínkách Marsu.

4.1 Vstupní parametry návrhu

4.1.1 Volba hmotnosti

Hmotnost vrtulníku byla volena na základě poznatků z řešerše. Hmotnostní rozmezí v řešerši uváděných vrtulníků je 1,8÷50 kg. Nejnižší hmotnost má Ingenuity, jež slouží zejména jako demonstrace technologie, tudíž obsahuje hlavně komponenty a systémy nezbytné k letu. Druhým extrémem je 50kilový MARV. Pro cíle vrtulníku navrhovaného v této diplomové práci by však taková hmotnost byla příliš vysoká. Zbylé vrtulníky se svými hmotnostmi pohybují od 10 do 18 kg. V návrhu byla zvolena hmotnost 18 kg, jež by odpovídala potřebám zvoleného účelu mise a je srovnatelná s hmotnostmi zvažovaných konceptů pro MSH, marsovský vrtulník druhé generace od NASA, které se pohybují kolem 20 kg. Zvolené celkové hmotnosti by odpovídalo užité zatížení o hodnotě 2÷3 kg. Takováto hmotnost by stačila na vědeckou aparaturu k atmosférickému měření. [5]

4.1.2 Atmosférický model

Na základě důkladné analýzy atmosférických podmínek Marsu bylo zjištěno, že nejprůvětivější oblastí pro výzkum mezní vrstvy planety je oblast mírného pásu severní hemisféry. [8] Tato oblast je stejně tak příznivá k leteckému výzkumu, jelikož se zde vyskytuje

méně prachových bouří. Dále se předpokládá, že lety budou prováděny během dne za jasné oblohy. Proto byl pro návrh zvolen atmosférický model zde nazýván jako MCS – jasná obloha. Na základě hodnot teploty, hustoty a tlaku byly dopočteny hodnoty dalších veličin, potřebných k následným výpočtům koncepčního návrhu. Hodnoty jsou shrnuty v tabulce.

Předběžný návrh vrtulníku pro jasnou oblohu s minimem prachu:			
	veličina	hodnoty	jednotky
κ	Poissonova konstanta	1,2941	[-]
r	Měrná plynová konstanta	191,11	[J·kg-1·K-1]
T	Teplota	206,8	[K]
g	Tíhové zrychlení	3,72076	[m.s-2]
a	Rychlost zvuku	226,2	[m.s-1]
ν	Kinematická viskozita	5,17E-04	[m ² .s-1]
ρ	<i>Hustota</i>	0,0142	[kg.m-3]

4.2 Pohonný systém

4.2.1 Návrh charakteristik rotoru

4.2.1.1 Volba počtu rotorů a listů

Bylo zvoleno souměrné uspořádání čtveřice dvojic koaxiálních rotorů. Takovéto uspořádání má výhodu ve snazším řízení, než koaxiální uspořádání dvou rotorů. [10]

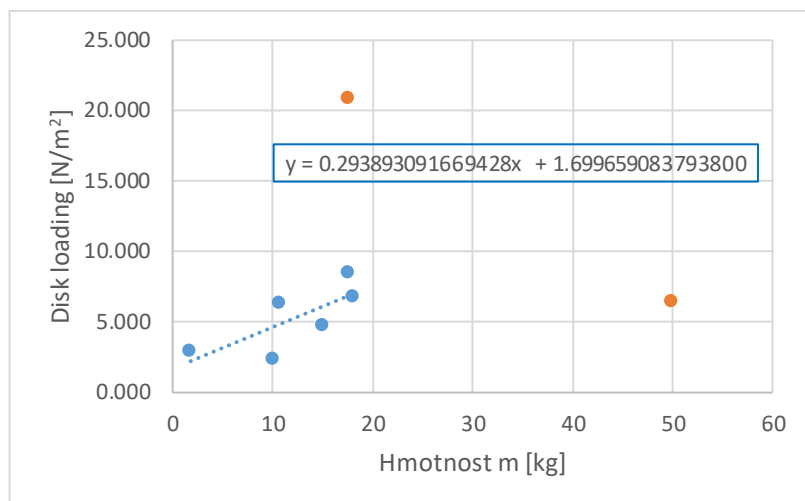
Byly zvoleny dva listy na jeden rotor s ohledem na plánové zkoušení v laboratorních podmínkách.

4.2.1.2 Zatížení rotorového disku

Pro stanovení zatížení rotorového disku bylo zapotřebí na základě dat získaných rešerší vytvořit statistiku závislosti DL příslušných vrtulníků na jejich hmotnosti. Po zanesení hodnot do grafu a po provedení linearizace lze ze směrnice nově získané lineární funkce spočítat hodnotu DL pro zvolenou hmotnost 18 kg.

$$y = 0.293893091669428x + 1.699659083793800 \quad (4.02)$$

$$y = 0.293893091669428 \cdot 18 + 1.699659083793800 = 6,99$$



Graf 5 Závislost DL na hmotnosti pro vrtulníky, jež byly analyzovány v rešeršii

4.2.1.3 Poloměr, průměr a plocha jednoho rotoru

Poloměr rotoru lze určit ze vzorce pro výpočet zatížení rotorového disku, jehož hodnota byla určena výše.

$$DL = \frac{T}{\pi \cdot R^2} \quad (4.03)$$

Kde v našem případě $T = T_{rot}$ [N] je tah jednoho rotoru, R [m] je poloměr jednoho rotoru.

Tah jednoho rotoru ve visu je roven tíze jednoho rotoru, proto:

$$T_{rot} = \frac{m}{n_{rot}} \cdot g \quad (4.04)$$

Kde m [kg] je hmotnost vrtulníku, n_{rot} [-] je počet rotorů a g [$m \cdot s^{-1}$] je tíhové zrychlení na Marsu.

Po vyjádření R ze vzorce (4.03):

$$R = \sqrt{\frac{T_{rot}}{DL \cdot \pi}} = \sqrt{\frac{\frac{m}{n_{rot}} \cdot g}{DL \cdot \pi}} = \sqrt{\frac{\frac{18}{8} \cdot 3,72}{6,99 \cdot \pi}} = 0,617 \text{ m}$$

Průměr a plochu jednoho rotoru lze spočítat ze vztahů:

$$D = 2 \cdot R \quad (4.05)$$

$$S = \pi \cdot R^2 \quad (4.06)$$

$$D = 2 \cdot 0,617 = 1,235 \text{ m}$$

$$S = \pi \cdot 0,617^2 = 1,198 \text{ m}^2$$

4.2.1.4 Součinitel tahu, vztlaku a plnosti

Součinitel tahu

Součinitel tahu lze spočítat ze vztahu [20]:

$$c_T = \frac{T_{rot}}{\rho \cdot \pi \cdot \omega^2 \cdot R^2} \quad (4.09)$$
$$c_T = \frac{8,37}{0,0142 \cdot \pi \cdot 256,3882 \cdot 0,6172} = 0,01964$$

Součinitel vztlaku

Součinitel vztlaku je volen v rozmezí $0,5 \div 0,8$ dle [20]. V návrhu bylo zvoleno $c_L = 0,5$.

Součinitel plnosti

Součinitel plnosti byl spočten ze vztahu pro výpočet součinitele vztlaku, jehož hodnota byla zvolena na základě doporučeného rozmezí [20].

$$c_L = 6 \cdot \frac{c_T}{\sigma} \quad (4.10)$$

Po vyjádření σ z výše uvedeného vzorce:

$$\sigma = 6 \cdot \frac{c_T}{c_L}$$
$$\sigma = 6 \cdot \frac{0,01961}{0,5} = 0,23536$$

4.2.1.5 Hloubka listu

V návrhu je uvažován obdélníkový list. Hloubku listu b lze spočítat ze vztahu pro výpočet součinitele plnosti rotoru. Součinitel plnosti je podíl ploch listů a plochy celého rotoru. [11]:

$$\sigma = \frac{b \cdot k}{\pi \cdot R} \quad (4.11)$$

Po vyjádření b ze vzorce dostáváme:

$$b = \frac{\sigma \cdot \pi \cdot R}{k}$$

$$b = \frac{0,23536 \cdot \pi \cdot 0,617}{2} = 0,228 \text{ m}$$

4.2.1.6 Rychlosti na rotoru

Rychlost na konci listu

Pro výpočet rychlosti na konci listu bylo zapotřebí znát Machovo číslo na konci listu. To bylo zvoleno na základě rešerše jako $M = 0,7$. Rychlost na konci pak byla spočtena dle:

$$v_{tip} = a \cdot M_{tip} \quad (4.01)$$

$$v_{tip} = 226,2 \cdot 0,7 = 158,31 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

Úhlová rychlost, otáčky rotoru

Úhlovou rychlost lze spočítat ze vztahu:

$$\omega = \frac{v_{tip}}{R} \quad (4.07)$$

$$\omega = \frac{158,31}{0,617} = 256,388 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$$

Otáčky rotoru lze spočítat ze vztahu:

$$n = \frac{2\pi\omega}{60} \quad (4.08)$$

$$n = \frac{2\pi \cdot 256,388}{60} = 40,805 \text{ ot} \cdot \text{s}^{-1}$$

Rychlost v 75% poloměru rotoru

Na základě zjištěné úhlové rychlosti bylo možné spočítat rychlost v 75% poloměru rotoru dle vzorce:

$$v_{75\%} = \omega \cdot (0,75 \cdot R) \quad (4.09)$$
$$v_{75\%} = 256,388 \cdot (0,75 \cdot 0,617) = 118,73 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

4.2.1.7 Reynoldsova čísla

Reynoldsovo číslo na konci listu:

Reynoldsovo číslo na konci listu lze spočítat ze vztahu:

$$Re_{tip} = \frac{v_{tip} \cdot b}{\nu} \quad (4.10)$$

Kde v_{tip} je rychlost na konci listu spočtena výše, b je hloubka listu rovněž spočtena výše a ν je kinematická viskozita viz tab.

Po dosazení:

$$Re_{tip} = \frac{158,31 \cdot 0,228}{0,000517} = 69\,899$$

Reynoldsovo číslo v 75% poloměru rotoru:

Obdobným způsobem bylo spočteno Reynoldsovo číslo v 75% poloměru délky listu.

$$Re_{75\%} = \frac{v_{75\%} \cdot b}{\nu} = \frac{118,73 \cdot 0,228}{0,000517} = 52\,425$$

4.2.1.8 Součinitel odporu

Součinitel odporu C_{D_0} vychází z volby profilu listu rotoru a jeho charakteristik. Na základě zjištěných Reynoldsových čísel probíhal výběr vhodných profilů. Podmínky pro let na Marsu jsou náročné. Nízká Reynoldsova čísla a relativně vysoká subsonická machova čísla představují jedinečnou kombinaci. Proto byla volba profilu poměrně složitý úkol. V návrhu byl

nakonec zvolen profil NACA 23012. Na základě získaných hodnot z [21] byla zjištěna hodnota minimálního součinitele odporu při nulovém úhlu náběhu $c_{D_0} = 0,023$ pro další výpočty. Pro realizaci návrhu by ale bylo vhodné navrhnout zcela nový profil.

4.2.1.9 Popis indukovaného proudu rotorem

Hmotnostní tok

Hmotnostní tok proházející rotorem lze spočítat ze vzorce:

$$\begin{aligned} \dot{m} &= \rho \cdot v_i \cdot S & (4.11) \\ \dot{m} &= 0,0142 \cdot 15,677 \cdot 1,198 = 0,267 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1} \end{aligned}$$

Indukovaná rychlost:

Pro výpočet indukované rychlosti lze použít vzorec:

$$\begin{aligned} v_i &= \sqrt{\frac{T_{rot}}{2 \cdot \rho \cdot S}} & (4.12) \\ v_i &= \sqrt{\frac{8,37}{2 \cdot 0,0142 \cdot 1,198}} = 15,677 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \end{aligned}$$

Indukovaný výkon na jeden rotor

Indukovaný výkon na jeden rotor lze získat vynásobením tahu na jeden rotor indukovanou rychlostí:

$$\begin{aligned} P_i &= T_{rot} \cdot v_i & (4.13) \\ P_i &= 8,37 \cdot 15,677 = 131,2 \text{ W} \end{aligned}$$

Indukovaný výkon celkem:

Celkový indukovaný výkon lze spočítat vynásobením indukovaného výkonu na jeden rotor počtem rotorů:

$$\begin{aligned} P_{i_{celk}} &= P_i \cdot n_{rot} & (4.14) \\ P_{i_{celk}} &= 131,2 \cdot 8 = 1\,050 \text{ W} \end{aligned}$$

4.2.1.10 Figure of Merit, FM

Figure of Merit je definována jako podíl mezi ideálním výkonem potřebným k visu a skutečným výkonem potřebným k visu. Na zemi se Figure of Merit u kvalitních rotorů pohybuje v rozmezí 0,7÷0,8. [20] Zde v návrhu byla pro FM nejprve volena hodnota 0,75, ovšem dalšími výpočty v programu excel se iterativně došlo na hodnotu FM=0,67.

4.2.2 Výkony vis

Výkonnost pohonné jednotky:

Výkonnost pohonné jednotky byla spočtena ze vztahu:

$$P_E = \frac{P_{Př}}{\eta_m} \quad (4.15)$$

Kde $P_{Př} = \frac{P_{i_{celk}}}{FM}$ je výkon přivedený na hřídele rotoru a η_m je účinnost motoru. Byla zvolena 90% účinnost motoru a po dosazení je výkonnost pohonné jednotky:

$$P_E = \frac{\frac{P_{i_{celk}}}{FM}}{\eta_m} = \frac{\frac{1\ 050}{0,67}}{0,90} = 1\ 748\ W$$

Potřebný výkon pohonné jednotky

Potřebný výkon pohonné jednotky byl spočten ze vztahu:

$$P_{E_{celk}} = \frac{P_{r_{celk}}}{\eta_m} \quad (4.16)$$

Kde $P_{r_{celk}} = n_{rot} \cdot P_r$ je celkový reálný výkon, spočten vynásobením reálného výkonu na rotor počtem rotorů, a η_m je účinnost motoru, stejná jako v předchozím případě.

Pro výpočet reálného výkonu na rotor bylo zapotřebí znát součinitel reálného výkonu rotoru. Ten byl spočten jako součet profilového součinitele výkonu a indukovaného součinitele výkonu ze vztahu:

$$c_p = \left(\sigma \cdot \frac{c_{D0}}{8} \right) + \left(\kappa \cdot \sqrt{\frac{c_T^3}{2}} \right) \quad (4.17)$$

Kde σ je součinitel plnosti, c_{D_0} je součinitel odporu, $\kappa = 1,15$ je korekční faktor indukovaného výkonu a c_T je součinitel tahu.

Po dosazení:

$$c_p = \left(0,23536 \cdot \frac{0,023}{8}\right) + \left(1,15 \cdot \sqrt{\frac{0,01961^3}{2}}\right) = 0,00291$$

Reálný výkon na rotor byl následně spočten dle:

$$P_r = c_p \cdot \rho \cdot S \cdot (\omega \cdot R)^3 \quad (4.18)$$

Po dosazení:

$$P_r = 0,00291 \cdot 0,0142 \cdot 1,198 \cdot (256,388 \cdot 0,617)^3 = 196,7 \text{ W}$$

Po dosazení do vzorce pro potřebnou výkonnost pohonné jednotky:

$$P_{potřeb} = \frac{n_{rot} \cdot P_r}{\eta_m} = \frac{8 \cdot 196,7}{0,90} = 1748 \text{ W}$$

Potřebná výkonnost pohonné jednotky z požadavku stoupání

K výpočtu potřebné výkonnosti pohonné jednotky je zapotřebí znát stoupací rychlost. Stoupací rychlost byla určena jako $v_{st} = 11,46 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$

Dále bylo možné spočíst potřebný výkon při stoupání na jeden rotor dle:

$$P_{i_{climb}} = \left(T_{rot} \cdot \frac{v_{st}}{2}\right) + \left(T_{rot} \cdot \sqrt{\left(\frac{v_{st}}{2}\right)^2 + \left(\frac{T_{rot}}{2 \cdot \rho \cdot S}\right)}\right) \quad (4.19)$$

Po dosazení:

$$P_{i_{climb}} = \left(8,37 \cdot \frac{11,46}{2}\right) + \left(8,37 \cdot \sqrt{\left(\frac{11,46}{2}\right)^2 + \left(\frac{8,37}{2 \cdot 0,0142 \cdot 1,198}\right)}\right) = 187,7 \text{ W}$$

Celkový potřebný indukovaný výkon při stoupání byl spočten dle:

$$P_{i_{climb_{celk}}} = n_{rot} \cdot P_{i_{climb}} \quad (4.20)$$

$$P_{i_{climb_{celk}}} = 8 \cdot 187,7 = 1501,6 \text{ W}$$

Celkový potřebný výkon na rotoru při stoupaní byl spočten dle:

$$P_{R_{climb_{celk}}} = \frac{P_{i_{climb_{celk}}}}{FM} \quad (4.21)$$

Po dosazení:

$$P_{R_{climb_{celk}}} = \frac{1\,501,6}{0,67} = 2\,250\,W$$

Po zjištění předchozích hodnot bylo možné spočítat potřebnou výkonost pohonné jednotky z požadavku stoupaní dle:

$$P_{E_{climb_{celk}}} = \frac{P_{R_{climb_{celk}}}}{\eta_m} \quad (4.22)$$

Po dosazení:

$$P_{E_{climb_{celk}}} = \frac{2\,250}{0,90} = 2\,500\,W$$

Na základě zde uvedených výpočtů byla hodnota výkonu pro možnost výběru motoru zvolena jako $P_{engine} = 2\,500\,W$.

5 Výpočet očekávaných letových výkonů

5.1 Statický dostup

Statický dostup je charakteristika vrtulníku, jež udává maximální výšku, ve které je vrtulník schopen viset. Na tuto maximální výšku visu tedy zároveň připadá maximální hodnota výkonu, jež je omezena výkoností pohonné jednotky, která činí 2 500 W.

Pro získání hodnoty maximálního dostupu bylo nutné nejprve zjistit hodnoty součinitelů c_T a c_p pro různé výšky od povrchu Marsu. Pro výpočet se užilo stejných vzorců jako v předchozí kapitole:

$$c_T = \frac{T_{rot}}{\rho \cdot \pi \cdot \omega^2 \cdot R^2}$$

$$c_p = \left(\sigma \cdot \frac{c_{D_0}}{8} \right) + \left(\kappa \cdot \sqrt{\frac{c_T^3}{2}} \right)$$

Na základě těchto výsledků bylo možné spočítat reálné výkony na rotor, reálné výkony celkem, a nakonec potřebný výkon pohonné jednotky.

$$P_R = c_p \cdot \rho \cdot S \cdot (\omega \cdot R)^3$$

$$P_{R_{celk}} = P_R \cdot n_{rot}$$

$$P_{potřeb} = \frac{P_{R_{celk}}}{\eta_m}$$

Statický dostup byl spočten pro dva případy, jasnou oblohu s minimem prachu v atmosféře a pro extrémní případ atmosféry s vyšší koncentrací prachu. Výpočty byly provedeny v programu Microsoft Excel. V tabulkách a jsou uvedeny vstupní hodnoty pro hustotu atmosféry pro různé výšky vycházející se zvolených modelů na základě kterých byly spočteny další veličiny.

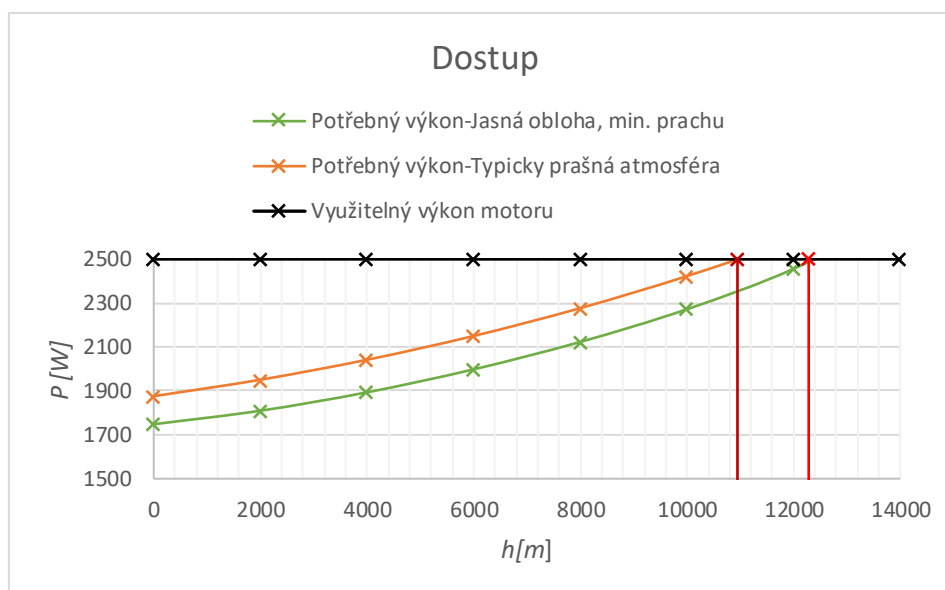
H	[m]	0	2000	4000	6000	8000	10000	12000	14000
ρ	[kg.m ⁻³]	0.0142	0.0118	0.0099	0.0082	0.0069	0.0058	0.0048	0.0038
c_T	[-]	0.01961	0.02361	0.02831	0.03384	0.04040	0.04836	0.05863	0.07341
c_p	[-]	0.00291	0.00363	0.00455	0.00574	0.00728	0.00932	0.01222	0.01685
P_R	[W]	196.65	203.57	213.00	224.76	238.81	255.54	276.24	304.22
P_{R celk.}	[W]	1573.23	1628.55	1703.97	1798.06	1910.48	2044.31	2209.93	2433.72
P_{potřebný}	[W]	1748.03	1809.50	1893.31	1997.85	2122.75	2271.46	2455.48	2704.14
P_{engine}	[W]	2500	2500	2500	2500	2500	2500	2500	2500

Tab. 8 Vypočtené hodnoty pro model MSC – jasná obloha, minimum prachu

H	[m]	0	2000	4000	6000	8000	10000	12000	14000
ρ	[kg.m ⁻³]	0.0102	0.0089	0.0077	0.0067	0.0057	0.0049	0.0042	0.0036
c_T	[-]	0.02734	0.03136	0.03613	0.04183	0.04864	0.05674	0.06630	0.07741
c_p	[-]	0.00435	0.00519	0.00626	0.00763	0.00940	0.01167	0.01456	0.01819
P_R	[W]	211.01	219.43	229.66	241.85	256.11	272.51	291.03	311.43
P_{R celk.}	[W]	1688.04	1755.47	1837.32	1934.80	2048.87	2180.11	2328.23	2491.47
P_{potřebný}	[W]	1875.60	1950.53	2041.47	2149.78	2276.52	2422.34	2586.92	2768.30
P_{engine}	[W]	2500	2500	2500	2500	2500	2500	2500	2500

Tab. 9 Vypočtené hodnoty pro model MMA – dusty T

Hodnoty potřebných výkonů pro jednotlivé modely v závislosti na výšce od povrchu planety byly zaneseny do grafu. Maximální dostup odpovídá výšce, ve které je potřebný výkon roven využitelnému výkonu. Pro předpokládané dva modely byly získané hodnoty pro maximální dostup.



Tab. 10 Závislost potřebných výkonů na výšce

MSC – jasná obloha, minimum prachu	MMA – dusty T
$H_{dostup_1} [m]$	$H_{dostup_2} [m]$
12 282,7	10 946,8

Z výsledků je patrné, že pro vyšší teploty, které nastávají v momentě, kdy je v atmosféře větší koncentrace prachu je dostup nižší. Obecně jsou ale obě hodnoty dost vysoké, což je zapříčiněno řidší hustotou atmosféry. V současné době, kdy je vývoj letecké přepravy na Marsu teprve v počátcích, hodnota dostupy nehraje v návrhu vrtulníků pro Mars velkou roli. Do budoucna by byla možnost takového dostupy výhodná právě pro výzkum atmosférické mezní vrstvy planety.

5.2 Dopředný let

5.2.1 Princip výpočtů

5.2.1.1 Výkony

Potřebný výkon pohonné jednotky v dopředném letu lze spočítat ze vztahu:

$$P_{dopřed} = c_p \cdot \rho \cdot S \cdot v_{tip}^3 \quad (5.01)$$

Součinitel výkonu c_p je v tomto případě součet indukovaného součinitele výkonu, profilového součinitele výkonu a součinitele výkonu k překonání odporu trupu:

$$c_p = c_{p_i} + c_{p_o} + c_{p_p} \quad (5.02)$$

Jednotlivé součinitelé byly spočteny ze vztahů:

Indukovaný součinitel výkonu c_{p_i} :

$$c_{p_i} = c_{p_{i/rot}} \cdot n_{rot} \quad (5.03)$$

Kde $c_{p_{i/rot}}$ je součinitel odporu na jeden rotor:

$$c_{p_{i/rot}} = \kappa_{vis} \cdot \lambda_i \cdot c_T \quad (5.04)$$

λ_i je bezrozměrná indukovaná rychlost

$$\lambda_i = \lambda_H \cdot \left[\left(\sqrt{\frac{1}{4} \cdot \left(\frac{\mu}{\lambda_H} \right)^4 + 1} \right) - \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{\mu}{\lambda_H} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (5.05)$$

λ_H je bezrozměrná indukovaná rychlost ve visu:

$$\lambda_H = \sqrt{\frac{c_T}{2}} \quad (5.06)$$

μ je tzv. postupový poměr

Profilový součinitel výkonu c_{p_o} :

$$c_{p_o} = c_{p_{o/rot}} \cdot n_{rot} \quad (5.07)$$

Kde $c_{p_{o/rot}}$ je profilový součinitel výkonu na jeden rotor:

$$c_{p_o} = \sigma \cdot \frac{c_{D_0}}{8} \cdot (1 + k \cdot \mu^2) \quad (5.08)$$

Kde k je empirický koeficient

Součinitele výkonu k překonání odporu trupu:

$$c_{pp} = \frac{1}{2} \cdot \frac{v^3 \cdot f_A}{\pi \cdot R^2} \quad (5.09)$$

Kde v je rychlost letu, f_A je průřezová ekvivalentní plocha.

5.2.1.2 Stoupací rychlost

Stoupací rychlost pro jednotlivé dopředné výkony se spočte ze vztahu:

$$w = \frac{P_{engine} - P_{dopřed}}{m \cdot g} \quad (5.10)$$

5.2.1.3 Režim autorotace

Režimem autorotace nazýváme případ, který nastává v momentě, kdy pohonná jednotka přestane dodávat výkon rotoru. Rotor je pak poháněn pouze aerodynamickými silami, jež začínají působit na rotor směrem vzhůru v důsledku klesání vrtulníku. [22]

Rychlost, jakou vrtulník začne klesat byla spočtena ze vztahu:

$$w_{aut} = -v_{tip} \cdot \left[\kappa_{let} \cdot \lambda_i + \frac{\sigma \cdot c_{D0}}{8 \cdot c_T} \cdot (1 + f_A \cdot \mu^2) + \frac{1}{2} \cdot \frac{\mu^3 \cdot f_A}{c_T \cdot S} \right] \quad (5.11)$$

Vstupní hodnoty pro výpočty jsou uvedeny v tab.

n_{rot}	[-]	8	f_A	[m ²]	1
m	[kg]	18	σ	[-]	0,235365
m/n_{rot}	[kg]	2,25	k	[-]	4.65
κ_{let}	[-]	1,2	R	[m]	0,617
κ_{vis}	[-]	1,15	b	[m]	0,228
c_L	[-]	0,50	n	[s ⁻¹]	40,81
c_{D0}	[-]	0,023	ω	[rad·s ⁻¹]	256,3885
c_T	[-]	0,019614	v_{tip}	[m·s ⁻¹]	158,31
S	[m ²]	1,197715	g	[m·s ⁻²]	3,72

Tab. 11 Vstupní hodnoty pro výpočty dopředného letu

5.2.2 Výsledky

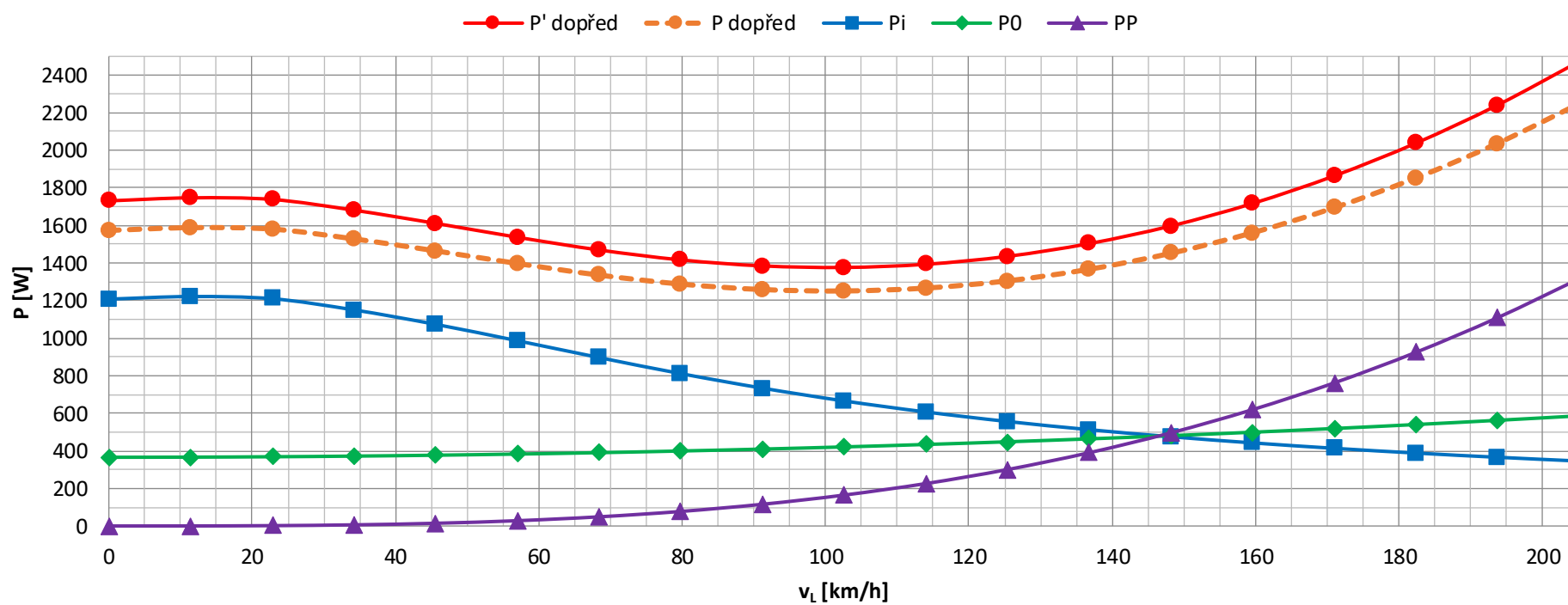
Na základě výše uvedených vzorců byly provedeny výpočty potřebných výkonů k dopřednému letu pro různé rychlosti letu. Výsledné hodnoty výkonů byly zvýšené o 10 % kvůli výkonové rezervě. Opět byly uvažovány dva atmosférické modely, jeden pro jasnou oblohu s minimální koncentrací prachu v atmosféře a druhý pro atmosféru s vysokou koncentrací prachu v období prachových bouří. Atmosférické veličiny byly vztaženy k povrchu planety, tedy $H=0$ m. Výpočty byly provedeny v programu Microsoft Excel. Výsledky jsou zde uvedeny formou tabulek a grafů.

5.2.2.1 Výkony

μ	v	v	λ_i	$c_{p_{i/rot}}$	c_{p_i}	$c_{p_{O/rot}}$	c_{p_O}	c_{p_p}	c_p	P_i	P_O	P_p	$P_{dopřed}$	$P'_{dopřed}$
[-]	[m·s ⁻¹]	[km·h ⁻¹]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[W]	[W]	[W]	[W]	[W]
0.00	0.0	0.0	0.09903	0.002234	0.01787	0.000677	0.005413	0.000000	0.023283	1207.446	365.783	0.000	1573.229	1730.551
0.02	3.2	11.4	0.09803	0.002259	0.018073	0.000678	0.005423	0.000003	0.023500	1221.179	366.463	0.226	1587.868	1746.655
0.04	6.3	22.8	0.09508	0.002238	0.017902	0.000682	0.005454	0.000027	0.023382	1209.641	368.504	1.805	1579.951	1737.946
0.06	9.5	34.2	0.09039	0.002128	0.01702	0.000688	0.005504	0.000090	0.022614	1150.046	371.906	6.093	1528.045	1680.850
0.08	12.7	45.6	0.08435	0.001985	0.015883	0.000697	0.005574	0.000214	0.021672	1073.238	376.669	14.442	1464.349	1610.784
0.10	15.8	57.0	0.07751	0.001824	0.014595	0.000708	0.005665	0.000417	0.020677	986.162	382.792	28.208	1397.162	1536.879
0.12	19.0	68.4	0.07047	0.001659	0.013269	0.000722	0.005776	0.000721	0.019766	896.592	390.276	48.743	1335.611	1469.172
0.14	22.2	79.8	0.06375	0.001500	0.012004	0.000738	0.005907	0.001146	0.019056	811.093	399.121	77.402	1287.616	1416.378
0.16	25.3	91.2	0.05766	0.001357	0.010857	0.000757	0.006058	0.001710	0.018625	733.634	409.326	115.540	1258.500	1384.350
0.18	28.5	102.6	0.05232	0.001231	0.009851	0.000779	0.006229	0.002435	0.018515	665.630	420.892	164.508	1251.031	1376.134
0.20	31.7	114.0	0.04770	0.001123	0.008981	0.000803	0.00642	0.003340	0.018741	606.840	433.819	225.663	1266.322	1392.954
0.22	34.8	125.4	0.04372	0.001029	0.008232	0.000829	0.006632	0.004445	0.019309	556.266	448.106	300.358	1304.729	1435.202
0.24	38.0	136.8	0.04030	0.000948	0.007588	0.000858	0.006863	0.005771	0.020222	512.705	463.754	389.946	1366.405	1503.046
0.26	41.2	148.2	0.03734	0.000879	0.00703	0.000889	0.007115	0.007337	0.021482	475.019	480.763	495.782	1451.564	1596.720
0.28	44.3	159.6	0.03476	0.000818	0.006545	0.000923	0.007387	0.009164	0.023096	442.219	499.133	619.220	1560.572	1716.629
0.30	47.5	171.0	0.03250	0.000765	0.006119	0.000960	0.007679	0.011271	0.025070	413.487	518.863	761.613	1693.963	1863.359
0.32	50.7	182.4	0.03051	0.000718	0.005744	0.000999	0.007991	0.013679	0.027415	388.152	539.954	924.316	1852.422	2037.664
0.34	53.8	193.8	0.02874	0.000676	0.005412	0.001040	0.008323	0.016408	0.030143	365.671	562.406	1108.683	2036.760	2240.436
0.36	57.0	205.2	0.02716	0.000639	0.005115	0.001084	0.008676	0.019477	0.033268	345.606	586.219	1316.067	2247.891	2472.681

Tab. 12 Vypočtené hodnoty pro model MSC - jasná obloha, minimum prachu

Závislost potřebného výkonu na rychlosti letu

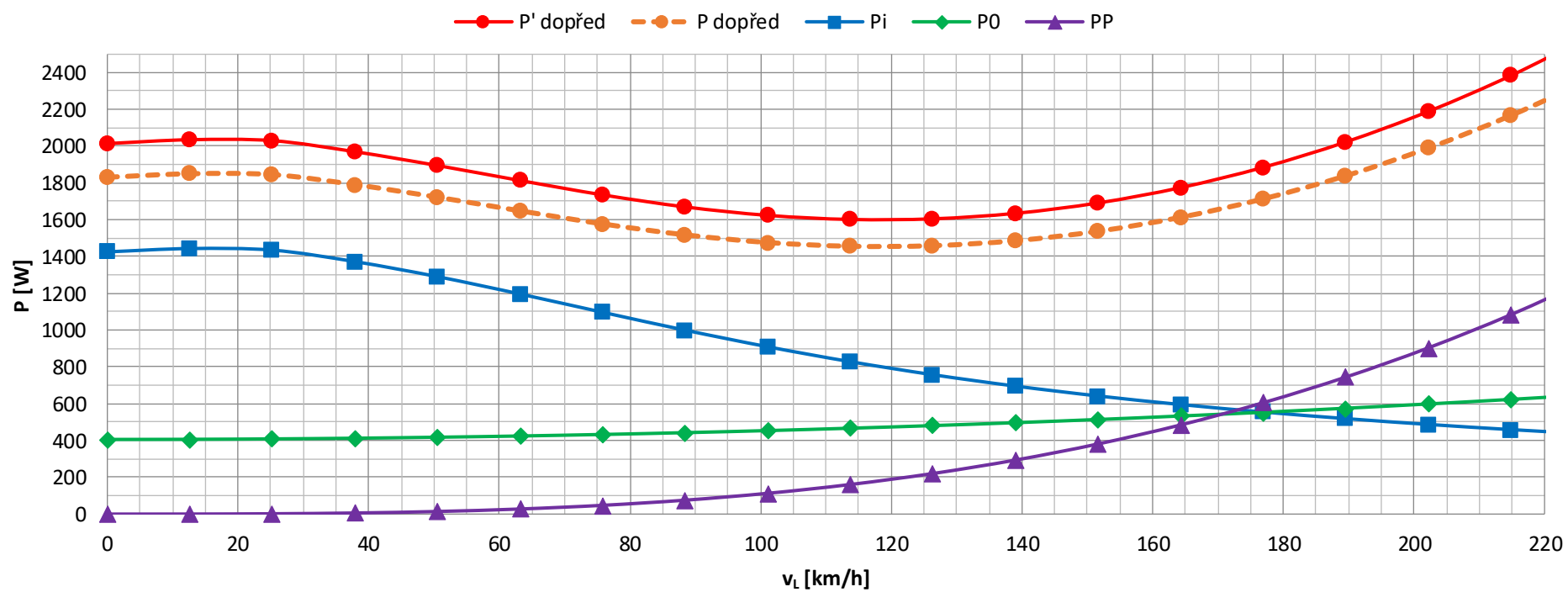


Graf 6 Závislost výkonů na rychlosti letu pro moel MSC – jasná obloha, minimum prachu

μ	v	v	λ_i	$c_{p_{i/rot}}$	c_{p_i}	$c_{p_{O/rot}}$	c_{p_O}	c_{p_p}	c_p	P_i	P_O	P_p	$P_{dopřed}$	$P'_{dopřed}$
[-]	[m·s ⁻¹]	[km·h ⁻¹]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[W]	[W]	[W]	[W]	[W]
0.00	0.0	0.0	0.10541	0.002694	0.021552	0.000767	0.006134	0.000000	0.027686	1425.664	405.738	0.000	1831.403	2014.543
0.02	3.5	12.6	0.10447	0.002728	0.021824	0.000768	0.006145	0.000003	0.027972	1443.607	406.493	0.221	1850.321	2035.353
0.04	7.0	25.3	0.10169	0.002712	0.021695	0.000772	0.006179	0.000027	0.027901	1435.095	408.757	1.767	1845.619	2030.181
0.06	10.5	37.9	0.09725	0.002593	0.020747	0.000780	0.006236	0.000090	0.027074	1372.389	412.530	5.965	1790.884	1969.972
0.08	14.0	50.6	0.09145	0.002439	0.019511	0.000790	0.006316	0.000214	0.026041	1290.624	417.813	14.139	1722.576	1894.834
0.10	17.6	63.2	0.08476	0.002261	0.018084	0.000802	0.006419	0.000417	0.024921	1196.243	424.605	27.615	1648.463	1813.309
0.12	21.1	75.9	0.07772	0.002073	0.016582	0.000818	0.006544	0.000721	0.023847	1096.849	432.907	47.718	1577.473	1735.221
0.14	24.6	88.5	0.07082	0.001889	0.01511	0.000837	0.006693	0.001146	0.022948	999.505	442.717	75.774	1517.996	1669.796
0.16	28.1	101.1	0.06442	0.001718	0.013744	0.000858	0.006864	0.001710	0.022318	909.175	454.037	113.109	1476.322	1623.954
0.18	31.6	113.8	0.05869	0.001565	0.012522	0.000882	0.007058	0.002435	0.022014	828.287	466.867	161.048	1456.202	1601.823
0.20	35.1	126.4	0.05366	0.001431	0.011448	0.000909	0.007275	0.003340	0.022063	757.301	481.206	220.917	1459.423	1605.365
0.22	38.6	139.1	0.04929	0.001314	0.010515	0.000939	0.007514	0.004445	0.022474	695.563	497.054	294.040	1486.657	1635.323
0.24	42.1	151.7	0.04549	0.001213	0.009705	0.000972	0.007777	0.005771	0.023253	641.975	514.411	381.744	1538.130	1691.943
0.26	45.7	164.4	0.04219	0.001125	0.009	0.001008	0.008062	0.007337	0.024399	595.357	533.278	485.354	1613.988	1775.387
0.28	49.2	177.0	0.03930	0.001048	0.008385	0.001046	0.00837	0.009164	0.025918	554.624	553.654	606.195	1714.474	1885.921
0.30	52.7	189.6	0.03676	0.000980	0.007844	0.001088	0.008701	0.011271	0.027816	518.842	575.540	745.593	1839.975	2023.973
0.32	56.2	202.3	0.03452	0.000921	0.007366	0.001132	0.009054	0.013679	0.030099	487.226	598.935	904.874	1991.035	2190.138
0.34	59.7	214.9	0.03253	0.000868	0.006941	0.001179	0.009431	0.016408	0.032780	459.129	623.839	1085.363	2168.331	2385.165
0.36	63.2	227.6	0.03075	0.000820	0.006561	0.001229	0.00983	0.019477	0.035869	434.022	650.252	1288.385	2372.660	2609.926

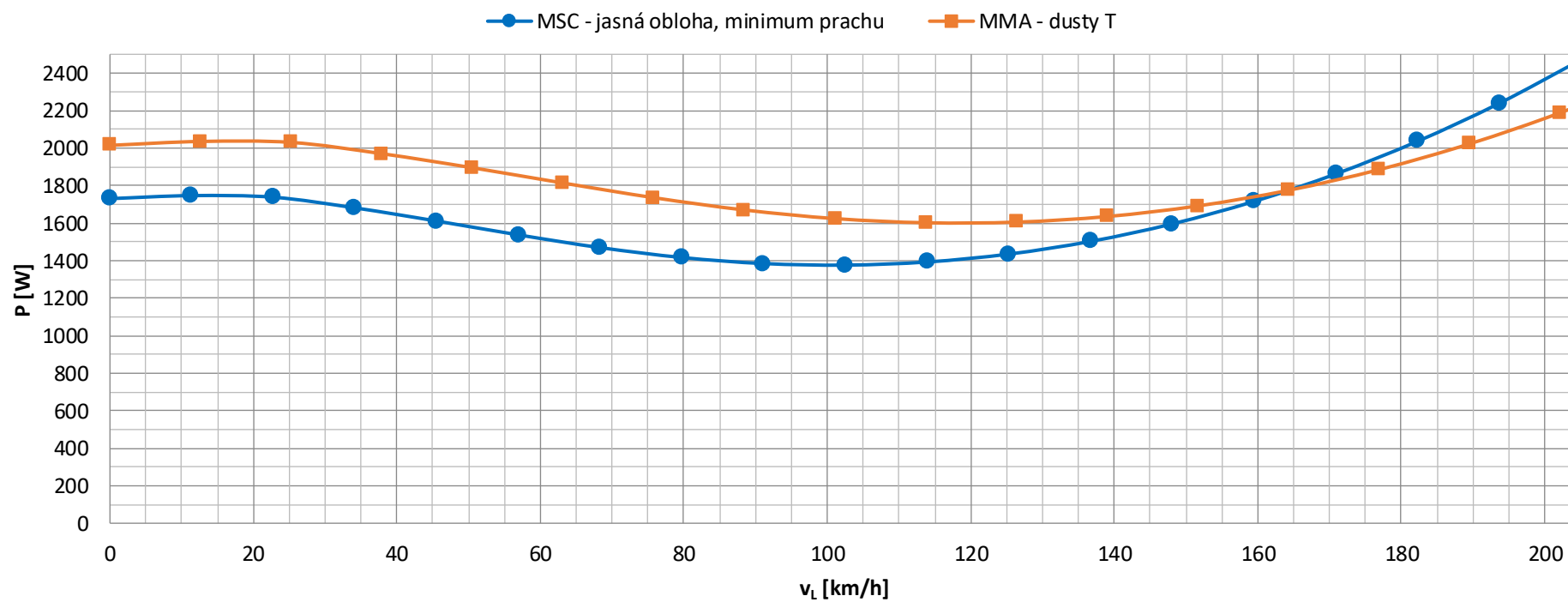
Tab. 13 Vypočtené hodnoty pro model MMA – dusty T

Závislost potřebného výkonu na rychlosti letu



Graf 7 Závislost výkonů na rychlosti letu pro model MMA – dusty T

Závislost potřebného výkonu na rychlosti letu

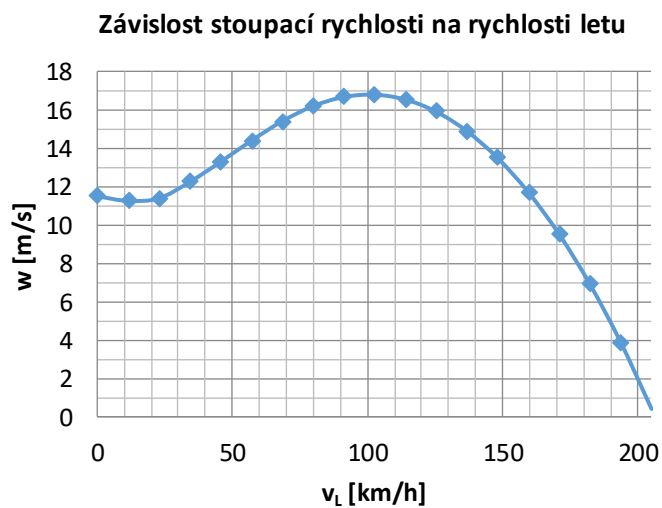


Graf 8 Porovnání potřebných výkonů k dopřednému letu pro dva použité atmosférické modely

5.2.2.2 Stoupací rychlost

μ	v	w
[-]	[km·h ⁻¹]	[m·s ⁻¹]
0.00	0.0	11.48882
0.02	11.4	11.24837
0.04	22.8	11.3784
0.06	34.2	12.23093
0.08	45.6	13.27709
0.10	57.0	14.3806
0.12	68.4	15.39154
0.14	79.8	16.17982
0.16	91.2	16.65804
0.18	102.6	16.78072
0.20	114.0	16.52956
0.22	125.4	15.89875
0.24	136.8	14.88576
0.26	148.2	13.48709
0.28	159.6	11.6967
0.30	171.0	9.505838
0.32	182.4	6.903247
0.34	193.8	3.875606
0.36	205.2	0.407914

Tab. 14 Vypočtené hodnoty stoupací rychlosti pro model MSC – jasná obloha, minimum prachu

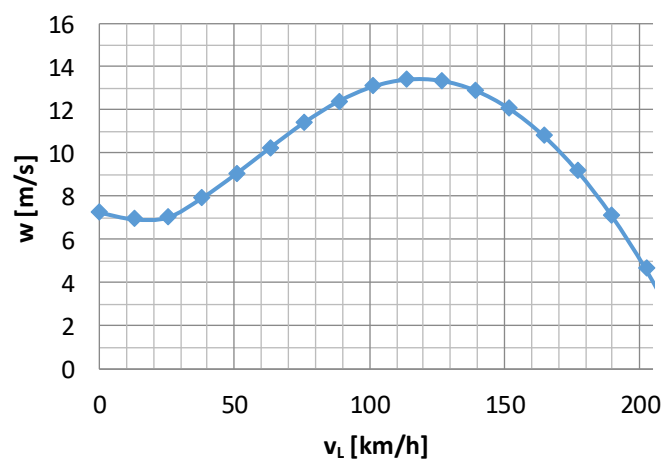


Graf 9 Závislost stoupací rychlosti w na rychlosti letu pro model MSC – jasná obloha, minimum prachu

μ	v	w
[-]	[km·h ⁻¹]	[m·s ⁻¹]
0.00	0.0	7.248477
0.02	12.6	6.937749
0.04	25.3	7.014982
0.06	37.9	7.913974
0.08	50.6	9.035883
0.10	63.2	10.25315
0.12	75.9	11.4191
0.14	88.5	12.39597
0.16	101.1	13.08045
0.18	113.8	13.4109
0.20	126.4	13.35801
0.22	139.1	12.9107
0.24	151.7	12.0653
0.26	164.4	10.81937
0.28	177.0	9.168959
0.30	189.6	7.107678
0.32	202.3	4.626621
0.34	214.9	1.714635
0.36	227.6	-1.64133

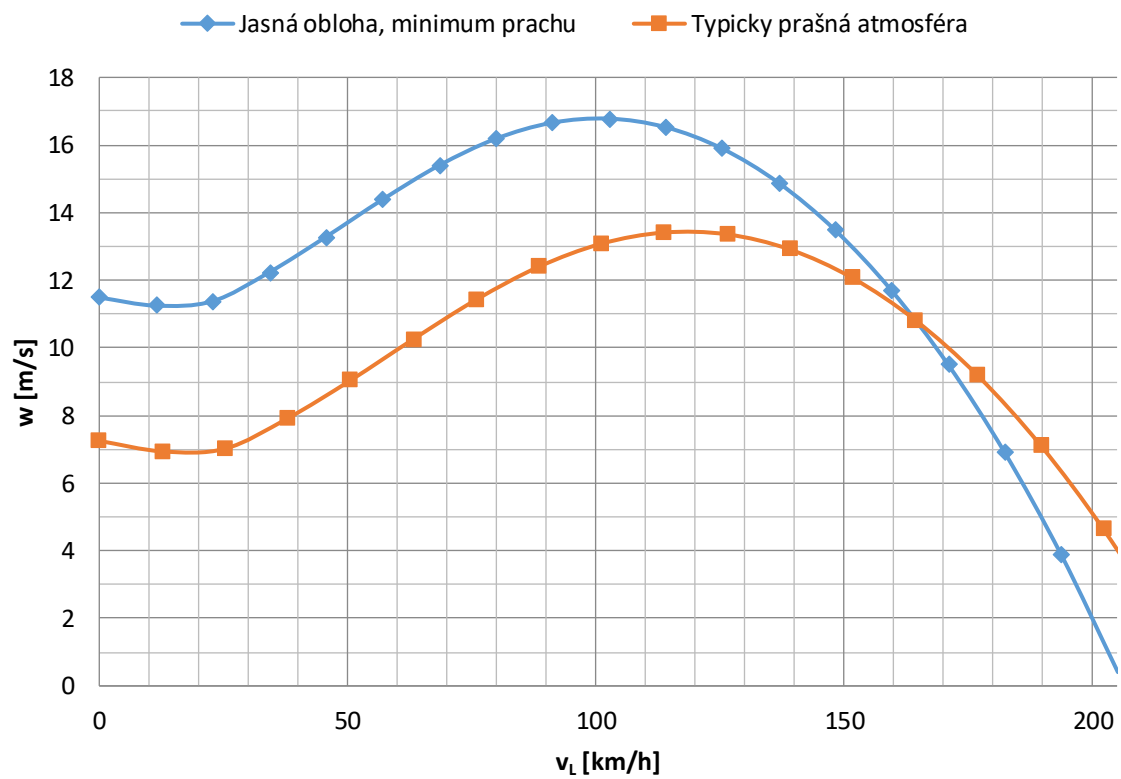
Tab. 15 Vypočtené hodnoty stoupací rychlosti pro model MMA – dusty T

Závislost stoupací rychlosti na rychlosti letu



Graf 10 Závislost stoupací rychlosti w na rychlosti letu pro model MMA – dusty T

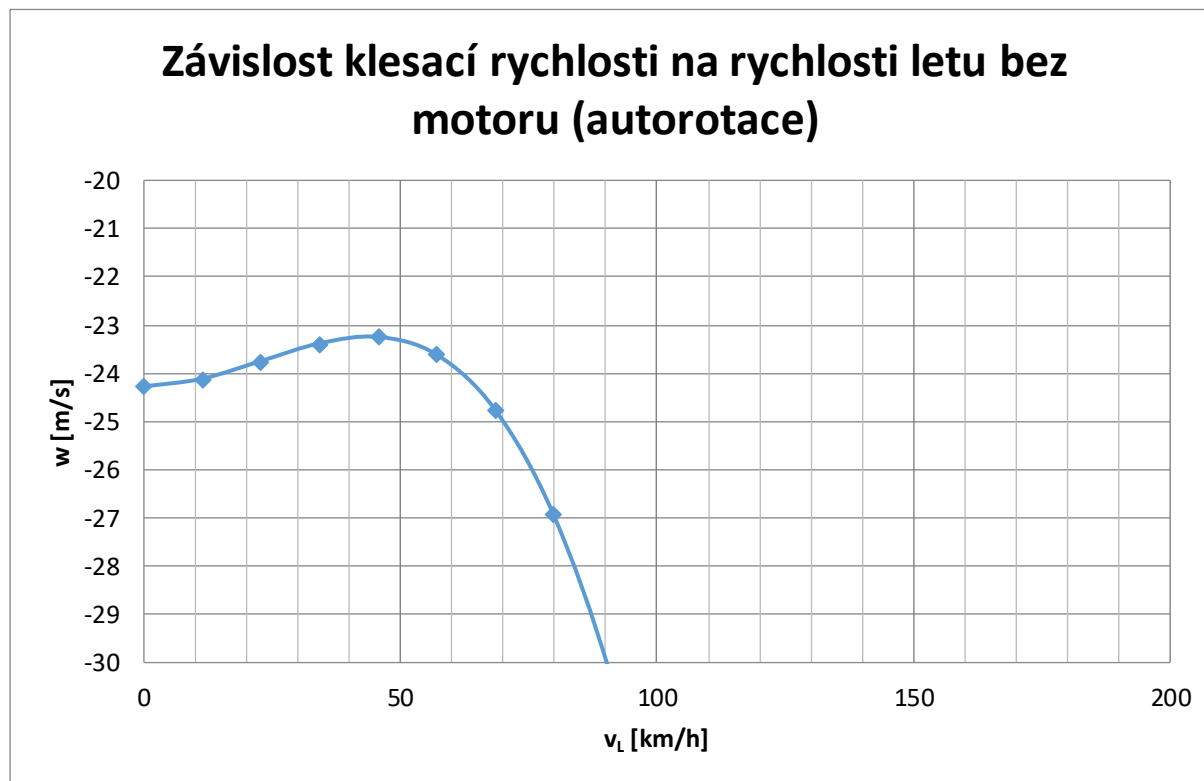
Závislost stoupací rychlosti na rychlosti letu



Graf 11 Porovnání závislosti stoupací rychlosti na rychlosti letu pro dva použité atmosférické modely

5.2.2.3 Režim autorotace

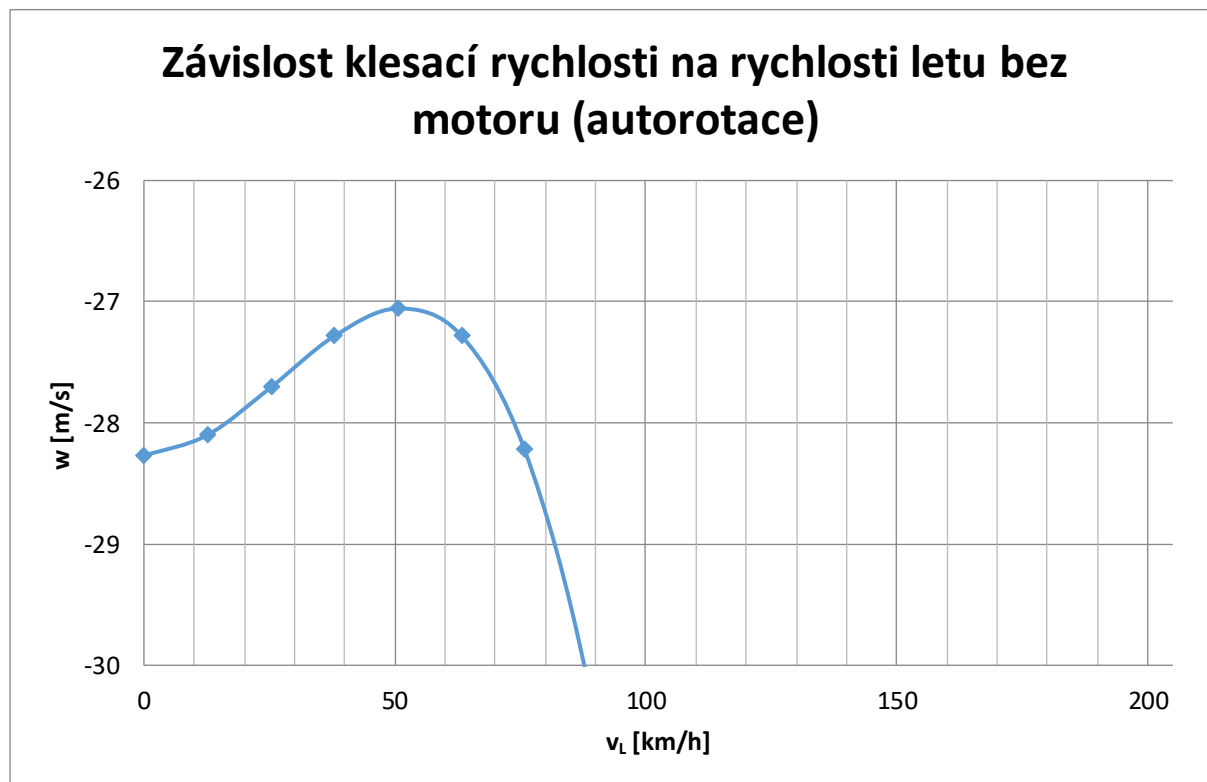
MSC – jasná obloha, minimum prachu



Graf 12 Závislost klesací rychlosti na rychlosti letu v režimu autorotace pro model MSC – jasná obloha, minimum prachu

μ	v	w_{aut}
[-]	[km·h ⁻¹]	[m·s ⁻¹]
0.00	0.0	-24.27
0.02	11.4	-24.11
0.04	22.8	-23.75
0.06	34.2	-23.38
0.08	45.6	-23.25
0.10	57.0	-23.61
0.12	68.4	-24.75
0.14	79.8	-26.92
0.16	91.2	-30.36
0.18	102.6	-35.23
0.20	114.0	-41.70
0.22	125.4	-49.91
0.24	136.8	-60.01
0.26	148.2	-72.14
0.28	159.6	-86.46
0.30	171.0	-103.10
0.32	182.4	-122.23
0.34	193.8	-143.98
0.36	205.2	-168.53

Tab. 16 Vypočtené hodnoty klesací rychlosti pro model MSC – jasná obloha, minimum prachu



Graf 13 Závislost klesací rychlosti na rychlosti letu v režimu autorotace pro model MMA – dusty T

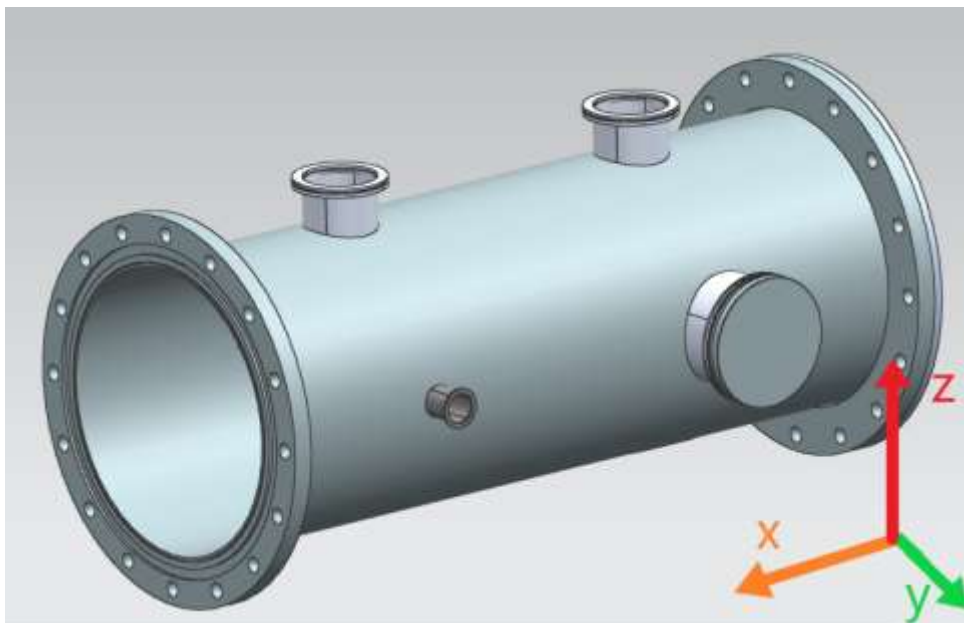
μ	v	w_{aut}
[-]	[km·h ⁻¹]	[m·s ⁻¹]
0.00	0.0	-24.27
0.02	12.6	-24.11
0.04	25.3	-23.75
0.06	37.9	-23.38
0.08	50.6	-23.25
0.10	63.2	-23.61
0.12	75.9	-24.75
0.14	88.5	-26.92
0.16	101.1	-30.36
0.18	113.8	-35.23
0.20	126.4	-41.70
0.22	139.1	-49.91
0.24	151.7	-60.01
0.26	164.4	-72.14
0.28	177.0	-86.46
0.30	189.6	-103.10
0.32	202.3	-122.23
0.34	214.9	-143.98
0.36	205.2	-168.53

Tab. 17 Vypočtené hodnoty klesací rychlosti pro model MMA – dusty T

Křivky znázorňující závislost klesací rychlosti na rychlosti letu mají podobný trend jako u vrtulníků na Zemi. Ze začátku se klesací rychlost mírně sníží a následně roste se zvyšující rychlostí letu. Následný nárůst rychlosti je ale mnohem výraznější než lze čekat v podmínkách zemské atmosféry. Je to zapříčiněno zejména mnohokrát nižší hustotou atmosféry na Marsu.

6 Návrh měření modelového rotoru v laboratoři

Docílení přesných marťanských letových podmínek na Zemi není uskutečnitelné. V praxi se pro simulaci takových podmínek užívá speciálních laboratoří, jež poskytují jedinečné prostory a vybavení pro zkoušení a měření. [23] Přesto je možné pro menší experimenty do jisté míry dosáhnout kýžených podmínek i v běžných laboratořích. Lze k tomu využít vakuových komor. Vakuovou komoru tvoří nejčastěji válcový trup, z něhož je odsáván plyn pomocí vývěvy. Uzavření komory a propojení komory s vývěvou či dalšími externími přístroji je dosaženo těsnými spoji a speciálními ventily. Komory jsou běžně vyrobeny ze skla či kovu. [24] Návrh měření je v této diplomové práci uvažován pro vakuovou komoru v laboratoři ústavu letadlové techniky ČVUT. Vakuová komora má vnitřní průměr 400 mm a délku 1 m. Vyrobena je z nerezové oceli AISI 316/L.



Obr. 24 Model vakuové komory

Návrh je uvažován pro statické měření. Měření budou otáčky vrtule, tah a kroutící moment. K měření tahu je zvolen váhový sensor se zatížitelností do 3 kg. Jedná se o duralový kvádr s výřezy o rozměrech 12,7x12,7x75mm, v jehož středu jsou na protilehlých stěnách umístěny tenzometry, jež snímají deformaci. Zapojen je jako kompletní čtyř vývodový můstek.

Pro měření otáček lze použít optický sensor, který by dokázal snímat vrtuli přes prosklené okénko v komoře z venku či hallův sensor.

Měřená sestava se skládá z modelářské vrtule APC 10x5E o průměru 254 mm a elektromotoru Xmotor XM3542EA-4 DUALSKY. Návrh konstrukčního řešení uspořádání experimentu lze vidět na obr. 25. Pro snadnější orientaci vůči vakuové komoře je v obrázcích zobrazen souřadný systém. K víku, jež se nachází ve směru osy y, je čtyřmi šrouby připevněna podstava, ke které je dvěma šrouby uchycen váhový sensor. Na ten je následně přišroubovaný U profil, který přenáší sílu tahu rotoru na sensor. Víko spolu s podstavou a U profilovou částí budou pro experiment vyrobeny. Krouticí moment lze měřit přes odebíraný proud a napětí.

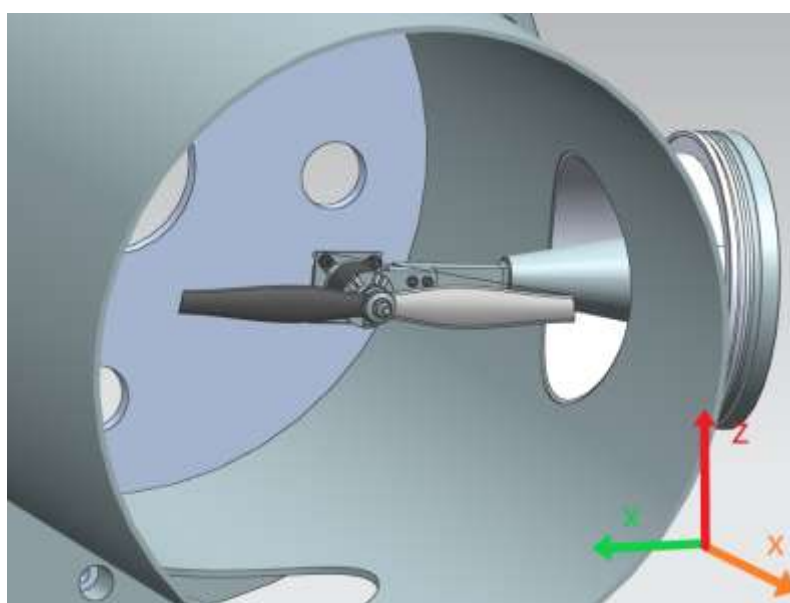
Na základě poznatků z kapitoly o atmosférických podmínkách Marsu je zapotřebí nastavit prostředí ve vakuové komoře. Charakteristické veličiny pro model MSC – jasná obloha, minimum na povrchu planety jsou shrnuty v tab. 25. Měření budou provedena pro dva atmosférické modely.

Obr.

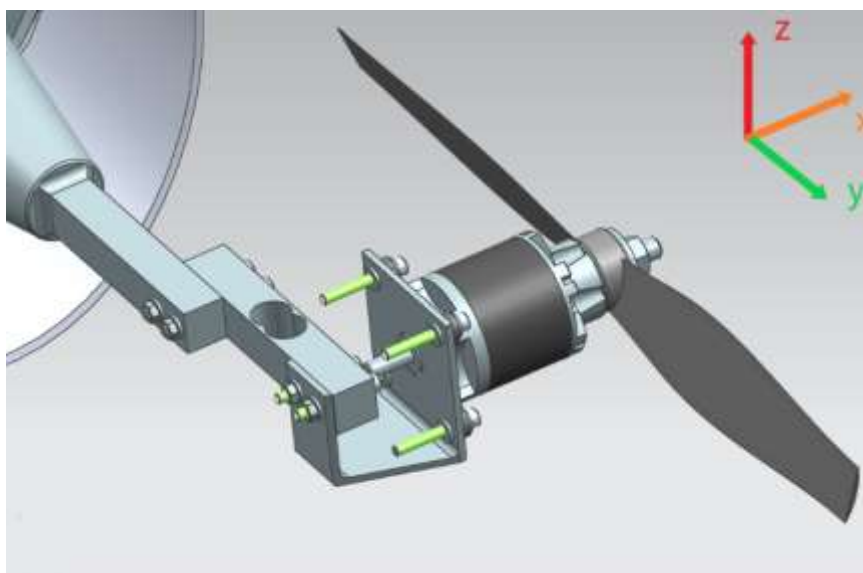
MSC - jasná obloha, minimum prachu			MMA – dusty T		
$T_{MSC_{jas}}$	[K]	206.8	$T_{MMA_{dust}}$	[K]	255
$p_{MSC_{jas}}$	[Pa]	562.00	$p_{MMA_{dust}}$	[Pa]	496
$\rho_{MSC_{jas}}$	[kg·m ⁻³]	0.0142	$\rho_{MMA_{dust}}$	[kg·m ⁻³]	0.0102

25

Vstupní hodnoty pro měření rotoru ve vakuové komoře



Obr. 26 Pohled na měřenou sestavu uvnitř komory



Obr. 27 Pohled na

Nastavení kýžených pracovních podmínek ve vakuové komoře lze docílit vícero způsoby. Zvolen byl způsob, jenž je ilustrován na obr. 28. Na pravé straně je umístěna komůrka, v které je uchován suchý led (pelety CO₂). Ten je pod tlakem vháněn do vakuové komory. Přísun CO₂ do komory je regulováno kulovým ventilem pro vakuum. Na druhé, levé straně, je atmosféra uvnitř komory zase odčerpávána pomocí vývěvy. Trubice, jež vede z komory k vývěvě je navíc opatřena topným tělesem, jež zajišťuje, aby se studený plyn vedoucí z komory ohřál na teplotu, kterou vývěva unese.



Obr. 28 Schéma

7 Závěr

První část této diplomové práce sestávala z rešerše. Ačkoliv realizovaných letů na Marsu je minimum, koncepčních návrhů už vzniklo za posledních 20 let poměrně mnoho. V rešeršní části bylo analyzováno 8 letadel schopných vertikálního vzletu. Důraz se kladl zejména na parametry, jež později sloužily jako reference pro volbu vstupních parametrů v návrhu. V závěru kapitoly jsou tyto parametry shrnuty v tab. 7.

V následující kapitole byly rozebírány atmosférické podmínky Marsu. Po porovnání výsledků s planetou Zemí bylo zjištěno, že hodnoty atmosférických veličin teploty, tlaku a hustoty mají na Marsu nižší hodnoty. Rozdíly mezi průměrnými teplotami činí zhruba 70°C. Tlak je na planetě Mars až 160x nižší. Hustota atmosféry je řidší 12x. Veličiny ale v závislosti na výšce vykazují stejný trend jako atmosférické veličiny na Zemi.

V části vlastního návrhu byl na základě předchozích výsledků vytvořen koncept malého vrtulníku pro let v marťanských atmosférických podmínkách. Byly zde prezentovány postupy návrhových výpočtů a výsledné hodnoty byly uvedeny formou tabulek. Navržen byl 18kilový vrtulník se čtveřicí koaxiálně uspořádaných dvojic rotorů o průměru 1,235 m. Hodnota výkonu požadovaného od motoru byla stanovena jako 2 500 W.

Následně bylo provedeno několik výpočtů z oblasti mechaniky letu a to dostup, dopředný let a režim autorotace. výpočty zde byly naznačeny a výsledky uvedeny ve formě tabulek a grafů.

V závěrečné části byl představen návrh experimentu měření rotoru ve vakuové komoře, jenž představuje potenciální rozšíření této diplomové práce do budoucna.

8 Reference

1. *Senenmut: An Ancient Egyptian Astronomer*. Novakovic, Bojan. 2008.
2. History - NASA Mars. *NASA's Mars Exploration Program*. [Online] [Citace: 30. Červenec 2021.] <https://mars.nasa.gov/allaboutmars/mystique/history/>.
3. Haberle, Robert M., Clancy, R. Todd a more, and. *The Atmosphere and Climate of Mars*. United Kingdom : Cambridge University Press, 2017. 9781107016187.
4. Read, Peter L., Lewis, Stephen R. a Mulholland, David P. The physics of Martian weather and climate: A review. *Reports on Progress in Physics*. 2015, Sv. 78, 12.
5. Johnson, Wayne, a další. Mars Science Helicopter Conceptual Design. 2020.
6. Mars Helicopter - NASA Mars. *Science Mission Directorate / Science*. [Online] NASA, 2021. [Citace: 26. Červenec 2021.] <https://mars.nasa.gov/technology/helicopter/#>.
7. PNGWing. [Online] [Citace: 20. Červenec 2021.] <https://www.pngwing.com/>.
8. Petrosyan, A. a Galperin, B., et al. The Martian Atmospheric Boundary Layer. *Reviews of Geophysics*. 2011, Sv. 49, 3 (RG3005).
9. *Mars rotorcraft: Possibilities, Limitations, and Implications for human/robotic exploration*. Young, Larry, a další. místo neznámé : Institute of Electrical and Electronics Engineers, 2005. 0-7803-8870-4.
10. Datta, Anubhav, a další. *The Martian Autonomous Rotary-wing Vehicle (MARV)*. College Park, Maryland : University of Maryland, 2000.
11. *Using a Robotic Helicopter to Fuel Interest in and Augment the Human Exploration of the Planet Mars*. O'Brien, Patrick. Long Beach, California : AIAA, 2003. AIAA Space 2003 Conference & Exposition. 978-1-62410-103-8.
12. *Parametric Study of Mars Helicopter for Pit Crater Exploration*. Fujita, Koji, Karaca, Hilal a Nagai, Hiroki. Orlando, FL : AIAA, 2020. AIAA Scitech 2020 Forum. 978-1-62410-595-1.
13. *Atmospheric Radiative and Mechanical Energy Budgets for Mars, from GCMs and Reanalyses*. Read, Peter L., Chelvaniththilan, Sivapalan a Irwin, P. G. J., et al. 2013.
14. Cavcar, Mustafa. The international standard atmosphere (ISA). *Anadolu University*. 2000, Sv. 30, 9.

15. Brož, Václav. *Aerodynamika nízkých rychlostí*. Praha : Ediční středisko ČVUT, 1990. 80-01-00198-9.
16. Noll, Richard B. a McElroy, Michael B. *Models of Mars' atmosphere*. Langley, US, Langley : NASA Goddard Space Flight Center, 1974.
17. Hall, Nancy. *Mars Atmosphere Model - Metric Units*. *National Aeronautics and Space Administration*. [Online] [Citace: 7. červenec 2021.] <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/atmosmm.html>.
18. Colozza, Anthony J. a Shahinpoor, Mohsen. *Solid State Aircraft Phase II Final Report*. 2005.
19. Mars Education. [Online] Arizona State University. [Citace: 25. červenec 2021.] <https://marsed.asu.edu/mep/atmosphere/>.
20. Leishman, J. Gordon. *Principles of Helicopter Aerodynamics*. US : Cambridge University Press, 2000. 0-521-66060-2.
21. *Airfoil Tools*. [Online] 2021. [Citace: 27. Červenec 2021.] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca23012-il>.
22. Gessow, Alfred a Myers, Garry C., Jr. *Aerodynamics of the Helicopter*. New York : Frederick Ungar Publishing co., 1985. 0-8044-4275-4.
23. Yamauchi, Gloria K. *A Summary of NASA Rotary Wing Research: Circa 2008–2018*. Moffett Field, california : NASA, 2019.
24. Dušek, Petr. *Vakuová technika. Bakalářská práce*. Brno : autor neznámý, 2020.
25. *Review of the Trajectory and Atmosphere Structure Reconstruction for Mars Pathfinder*. Withers, Paul, Towner, Martin a Hathi, Brijen. Noordwijk, Neatherlands : autor neznámý, 2004. 92-9092-855-7.