



**FAKULTA  
ŠTROJNÍ  
ČVUT V PRAZE**

## **Ústav letadlové techniky**

**Termomechanický návrh přístrojové sekce trupu  
letadla pro podmínky letu v marsovské atmosféře**

**Thermomechanical design of the fuselage  
instrument section for flight conditions in the  
Martian atmosphere**

**DIPLOMOVÁ PRÁCE**

**2022**

**Bc. Lukáš Petr**

**Studijní program:** Letectví a kosmonautika

**Studijní obor:** Letadlová a kosmická technika

**Vedoucí práce:** Ing. Tomáš Čenský, Ph.D.



# ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: Petr Jméno: Lukáš Osobní číslo: 490905  
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:

Termomechanický návrh přístrojové sekce trupu letadla pro podmínky letu v marsovské atmosféře

Název diplomové práce anglicky:

Thermomechanical design of the fuselage instrument section for flight conditions in the Martian atmosphere

Pokyny pro vypracování:

- Proveďte rešerši fyzikálních vlivů, které určují konstrukci a vlastnosti draku letadla
- Proveďte návrh přístrojové části trupu letadla s ohledem na zajištění přijatelných podmínek pro funkci palubních systémů s důrazem na minimalizaci hmotnosti
- Proveďte CFD simulaci prostředí v základních režimech letu

Seznam doporučené literatury:

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Tomáš Čenský, Ph.D., ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání diplomové práce: 29.10.2021

Termín odevzdání diplomové práce: 07.01.2022

Platnost zadání diplomové práce: \_\_\_\_\_

Ing. Tomáš Čenský, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) práce

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

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

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomant bere na vědomí, že je povinen 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 studenta

# Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou bakalářskou/diplomovou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW atd.) uvedené v příloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne .....

.....

podpis

## Poděkování

Tvorba této práce pro mě byla z mnoha důvodů velice náročným činem. Pár vět v tomto odstavci v žádném případě nemůže vystihnout sílu a energii, kterou mi dodali lidé mně blízcí a bez kterých byste tyto řádky nejspíše nečetli. Díky patří mé mámě, babičce a dědovi, kteří mě kromě podpory v dokončení celého studia provedli mým dosavadním životem s maximální láskou a udělali ze mě člověka, jakým jsem dnes. Dále mým dvěma bratrům Ondřejovi a Maxovi, na které se mohu spolehnout ve chvílích nejtěžších i přes naše velké rozdíly. V bitvě asi nikdo nebojuje rád sám, a proto jsem vděčný, že jsem mohl na Ústavu letadlové techniky potkat dva super kamarády Ondru a Richarda, se kterými jsme tuto bitvu bok po boku vybojovali. Na závěr bych ještě rád poděkoval celé organizaci Fakulty strojní ČVUT a mému vedoucímu Tomáši Čenskému, který je nejen odborník ve svém oboru, ale především skvělý člověk.

## Anotace

Cílem této práce je návrh částí letadla z hlediska termomechaniky pro podmínky letu na planetě Mars. Nejprve je nutné stanovit teoretický základ o letadlech, Marsu a termomechanice. Poté lze přistoupit k samotnému návrhu. Ten je proveden z předem stanovené základní koncepce, pro kterou je nutné určit základní rozměry a funkční prvky. Z těchto parametrů se výpočty a numerickými simulacemi určuje detailní problematika každé části a její ochrana, případně omezení, které pro sondu jako celek představuje.

Klíčová slova: Letadlo, Mars, helikoptéra, dron, termomechanika, CFD

## Annotation

The aim of this work is the design of aircraft parts in terms of thermomechanics for flight conditions on the planet Mars. Firstly, it is necessary to establish a theoretical basis of an aircraft, Mars and thermomechanics. Then it is possible proceed to the proposal itself. The design is based of predetermined concept, for which it is necessary to determine the basic dimensions and functional elements. From these parameters detailed problems of each part and its protection, or limitation are stated by calculations and numerical simulations.

Key words: Aircraft, Mars, helicopter, drone, thermomechanics, CFD

# Obsah

1. Úvod .....	9
2. Letadlo.....	10
2.1 Drony na Zemi .....	13
2.2 Drony na Marsu.....	15
2.2.1 Ingenuity.....	15
2.2.2 Advanced Mars Helicopter (AMH) .....	19
2.2.3 Další koncepční návrhy.....	21
3. Mars .....	23
3.1 Vznik a historie .....	24
3.2 Orbit a rotace .....	25
3.3 Fyzikální charakteristiky .....	26
3.3.1 Vnitřní struktura .....	26
3.3.2 Geologie povrchu .....	27
3.3.3 Další vlastnosti.....	27
3.4 Atmosféra.....	29
3.4.1 Počasí.....	30
3.4.2 Atmosférický model dle NASA.....	30
3.5 Magnetické pole a radiace .....	32
3.6 Oblast pro návrh letadla.....	33
4. Termomechanika.....	34
4.1 Termodynamika .....	34
4.2 Šíření tepla .....	36
5. Termomechanický návrh přístrojové sekce trupu letadla pro podmínky letu v marsovské atmosféře .....	37
5.1 Hmotnost a základní rozměry .....	39
5.2 Konstrukce.....	40
5.3 Izolace a ochrana.....	45
5.4 Elektronika.....	46
5.5 Motory.....	47
5.5.1 Výpočtové parametry motoru.....	48
5.5.2 Režimy provozu .....	49
5.5.3 Tepelné charakteristiky motoru – analytický výpočet .....	50
5.5.4 Tepelné charakteristiky motoru – CFD simulace.....	55
5.6 Regulátor otáček .....	62

5.7	Baterie .....	63
5.7.1	Příkon letového systému.....	63
5.7.2	Příkon topení.....	64
5.7.3	Požadavky na baterii .....	67
5.7.4	Volba baterie .....	68
5.8	Solární panel.....	71
6.	Závěr.....	72
	Seznam zdrojů .....	73
	Seznam obrázků .....	75
	Seznam tabulek .....	76
	Seznam grafů.....	77
	Seznam příloh.....	77
	Seznam použitého softwaru.....	77

## Použité značení

Značka	Jednotka	Definice
T	[K]	Teplota
P	[Pa]	Tlak
P	[kg/m <sup>3</sup> ]	Hustota
g	[m/s <sup>2</sup> ]	Tíhové zrychlení
κ	[-]	Poissonova konstanta
ν	[m <sup>2</sup> /s]	Kinematická viskozita
a	[m/s]	Rychlost zvuku
c <sub>p</sub>	[J/kg.K]	Izobarická měrná tepelná kapacita
λ	[W/m.K]	Součinitel tepelné vodivosti
γ	[1/K]	Součinitel objemové roztažnost
U	[J]	Vnitřní energie
Q	[J]	Teplo
W	[J]	Práce
W <sub>ch</sub>	[J]	Chemická práce
S	[J/K]	Entropie
P	[W]	Výkon
P <sub>m</sub>	[W]	Výkon motoru
n	[min <sup>-1</sup> ]	Otáčky motoru
ω	[rad/s]	Úhlová rychlost
P <sub>sm</sub>	[W]	Skutečný výkon motoru
η	[-]	Účinnost
P <sub>z</sub>	[W]	Ztrátový výkon motoru
P <sub>zp</sub>	[W]	Tepelný tok plochy motoru
P <sub>zo</sub>	[W]	Tepelný tok objemu motoru
S	[m <sup>2</sup> ]	Plocha
V	[m <sup>3</sup> ]	Objem
m	[kg]	Hmotnost
t	[s]	Čas
α	[W/m <sup>2</sup> .K]	Součinitel přestupu tepla
q̇	[W/m <sup>2</sup> ]	Plošný tepelný tok
Q̇	[W]	Tepelný tok
Pr	[-]	Prandtlovo číslo
Re	[-]	Reynoldsovo číslo
Nu	[-]	Nusseltovo číslo
Gr	[-]	Grashoffovo číslo
P <sub>ch</sub>	[W]	Chladící výkon
P <sub>s</sub>	[W]	Celkový výkon systému
Q <sub>T</sub>	[W]	Příkon topení
I	[A]	Elektrický proud
K	[Ah]	Kapacita baterie
U	[V]	Napětí



# 1. Úvod

Hlavním úkolem této práce je provedení termomechanického návrhu přístrojové sekce trupu letadla pro podmínky letu v marsovské atmosféře. Je tedy nutné provést návrh za stanovených podmínek. Ty lze získat odpovědí na tři hlavní otázky.

**Co se navrhuje?** Přístrojová sekce letadla je dost specifický problém a nejprve je nutné definovat, co je to vlastně letadlo, jak se dělí a jaké jsou základní principy jeho fungování. Poté lze postoupit k popisu konkrétních příkladů, které tyto principy dokázaly v praxi a lze se jimi inspirovat při návrhu.

**Kam se to navrhuje?** Jelikož letadlo je stroj navržený pro dosažení určité funkce v konkrétním prostředí, je naprosto stěžejní stanovit parametry takového prostředí. V případě této práce se jedná o planetu Mars.

Největší roli při návrhu letadla hraje bezpochyby atmosféra a její hlavní parametry teplota, hustota a tlak. Kromě atmosféry a jejích změn je však nutné definovat i další vlastnosti planety, které přímo ovlivňují jeho fungování.

**Jak se to navrhuje?** Poslední otázka blíže specifikuje problematiku samotné návrhu. Termomechanika je věda, která zkoumá vlastnosti látek a změny související s teplotou. Úkolem je tedy návrh funkce stroje a jeho částí z hlediska tepelného zatížení.

Samotný **návrh** je proveden z poznatků získaných z odpovědí na tyto tři hlavní otázky. Základní koncept byl zvolen v práci kolegyně Jarošové [20], která navrhovala pohon sondy pro konkrétní oblast planety. Pro další výpočty je z konceptu nutné stanovit primární konstrukci, včetně hlavní rozměrů.

Tepelné zatížení se dá primárně očekávat od elektroniky, která zajišťuje pohon a fungování sondy. Součástí návrhu je proto elektronický obvod se základními prvky zajišťující tyto funkce.

Konkrétní prvky už přesně stanovují provozní teploty a délku, za jakou jsou v řídké atmosféře dosaženy. Konečný čas fungování pro kritické body provozu je získán prostřednictvím výpočtů a numerických simulací.

Výstupem práce je prvotní návrh sondy a jejích hlavních částí ovlivněných tepelným zatížením. Určuje se tedy detailní problematika každého prvku a jeho ochrana, případně omezení, které pro sondu jako celek představuje.

## 2. Letadlo

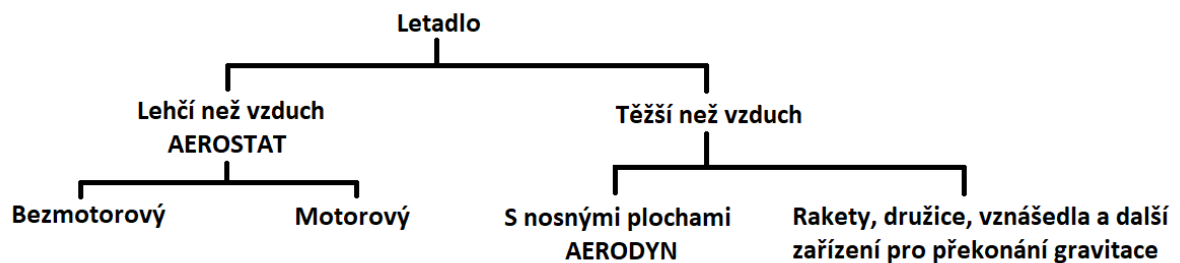
### Základní definice letadla dle ICAO (International Civil Aviation Organization)

Letadlo je zařízení k dopravě osob nebo věcí, které se může pohybovat nebo udržovat ve volné atmosféře vlastním působením nebo spolupůsobením a je alespoň částečně říditelné.

### Podle FAR (The Federal Acquisition Regulation)

Letadlo je zařízení používané nebo určené k létání ve vzduch.

Letadlo je velice široký pojem a dělí se do mnoha podkategorií. Nejprve lze provést základní rozdělení podle principu překonání gravitační tíže, dále podle způsobu pohonu a následně užšími charakteristikami dle konstrukčního provedení, druhu pohonné jednotky, provozu, účelu a dalších vlastností. [1]



Obrázek 1: Letadlo rozdělení [1]

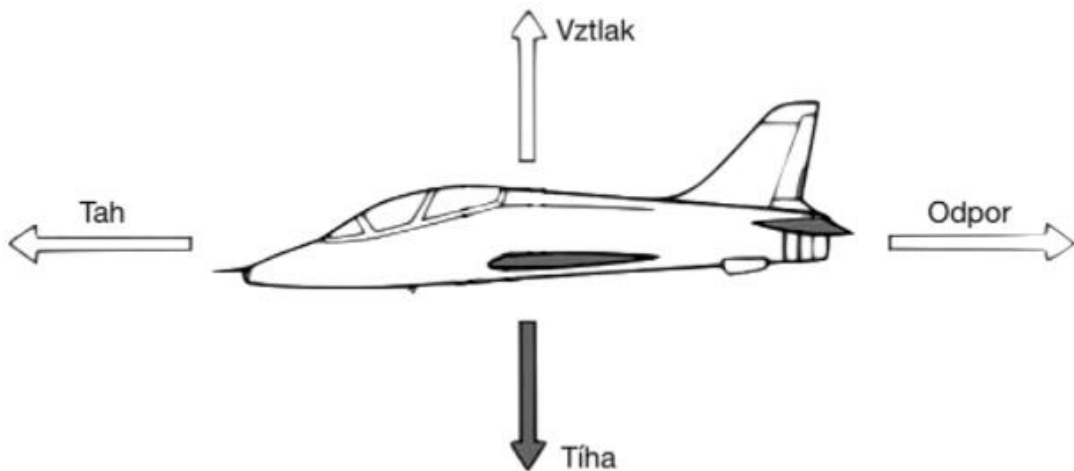
Bezmotorové aerostaty jsou např. balóny a motorové vzducholodě fungující na principu Archimédova zákona. V takovém případě se let uskutečňuje na základě poměru mezi vztlakovou a gravitační silou. Vztlak je síla, která nadlehčuje těleso v tekutině. Gravitační síla je důsledkem působení gravitačního zrychlení na hmotnost tělesa. Pro let vzhůru je nutné, aby vztlaková síla překonala gravitační. [1]



Obrázek 2: Princip letu balónu [1]

Zařízení těžší než vzduch jsou více komplexní. Využívají k letu buď nosné plochy zvané aerodyny, nebo jiný princip letu, který má za cíl překonání atmosféry nebo udržení se mimo její dosah, většinou pomocí raketového motoru nebo setrvačnou silou při rotaci kolem vesmírného tělesa.

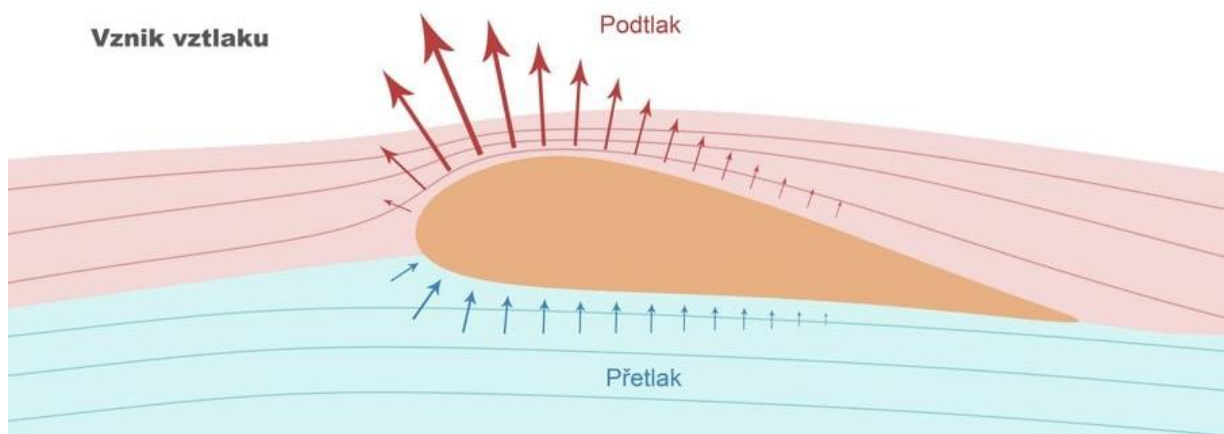
V případě letu za pomoci aerodynů je tíha a vztlak doplněná o tah a odpor. Tah je síla, při které se mění potenciální energie na kinetickou a odpor je vlastnost prostředí, ve kterém se těleso pohybuje. Odpor je přímo úměrný tahu a roste s rychlostí. [1]



Obrázek 3: Síly působící na letoun [2]

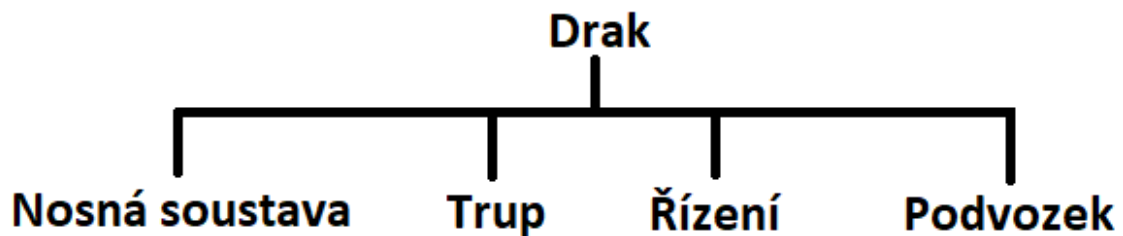
Letadla s nosnými plochami se dále dělí podle toho, jestli jsou plochy pohyblivé nebo nepohyblivé, případně je možná i kombinace zvaná konvertoplán. Ty s nepohyblivými nosnými plochami zahrnují třeba padák, drak, kluzák, větroň nebo letoun. Naopak letadla s pohyblivými nosnými plochami jsou různé typy vírníků, cykloplánů, vrtulníků a ornitoptéry.[1]

Nosné plochy fungující na principu aerodynamických tvarů jsou tzv. aerodyny. Jedná se např. o křídla nebo lopatky rotorů. Aerodyny jsou velice komplexní a určují se na základě výpočtů a experimentů. Základním principem je, že tento specifický kapkovitý tvar vytváří vztlakovou sílu při různých rychlostech obtékání okolní tekutiny přes horní a dolní plochu, díky čemuž vzniká rozdíl tlaků. [3]



Obrázek 4: Vznik vztlaku [3]

Nosné plochy jsou součástí nosné soustavy, která je zase součástí draku letadla. Mezi další části patří trup, který může obsahovat pilotní kabinu nebo prostor pro zařízení, případně náklad. Dále řízení sloužící k určení směru a navigaci. Letadlo může být ovládáno člověkem nebo počítačem (v takovém případě se jedná o UAV (Unmanned Aerial Vehicle)). Podvozek je část, která umožňuje bezpečné dosednutí na povrch tělesa bez poškození zbytku draku. [1]



Obrázek 5: Rozdělení Draku letadla [1]

Hlavní parametry určující konstrukci vyplývají z prostředí, ve kterém se letadlo pohybuje. V případě planety je to gravitační zrychlení a pokud je přítomna atmosféra, tak je nutné znát teplotu, tlak, hustotu a jevy, které vyvolávají změny těchto veličin. Na základě těchto hodnot se určí velikost a způsob vyvození tahové a vztlačkové síly pro jejich překonání.[1]

V této práci probíhá koncepční návrh bezpilotního letadla UAV neboli dronu, resp. jeho přístrojové sekce trupu s ohledem na termomechanické vlastnosti a jevy v marsovské atmosféře, proto je vhodné tento typ letadel popsat detailněji. UAV je zařízení pilotované na dálku nebo palubním počítačem, který vyhodnocuje senzorická data.

Následující kapitoly obsahují popis dronů používaných na Zemi, ze kterých se dá vycházet při návrhu v jiném prostředí, a koncepční návrhy dronů pro let v Marsovské atmosféře, včetně zhodnocení mise helikoptéry Ingenuity, která v roce 2021 provedla první úspěšný let na rudé planetě.

## 2.1 Drony na Zemi

Drony byly původně vyvinuty ve 20. století pro vojenské mise, které se považovaly za příliš nebezpečné nebo zbytečné, aby je vykonával člověk. Vůbec první použití nepilotovaného letadla byl horkovzdušný balón, který byl nasazen při námořních bitvách kolem roku 1850.

Vývoj pokračoval napříč válkami 20. století až do dnešní doby k vysoce sofistikovaným armádním strojům, které jsou schopné kompletně nahradit funkci člověka v letectví. Své místo si v moderní společnosti našly i u komerčních subjektů a fyzických osob, využívající je k věcem jako je doručování zásilek, tvorba leteckých audiovizuálních záznamů, fotografií a mnoho dalšího.

Z vojenských strojů současnosti stojí za zmínku např. MQ-9 Reaper. UAV řízené člověkem na dálku nebo zcela autonomně, navržené pro dálkové lety a průzkumné mise ve vysokých nadmořských výškách. Stroj využívá turbovrtulový pohon a aerodynamické nosné plochy. Dále lze zmínit MQ-8B Fire Scout, autonomní helikoptéra využívaná ve služkách armády USA. Využívá se k průzkumu, letecké podpoře při vojenských akcích, určování cílů aj. [4]



Obrázek 6: MQ-9 Reaper [4]



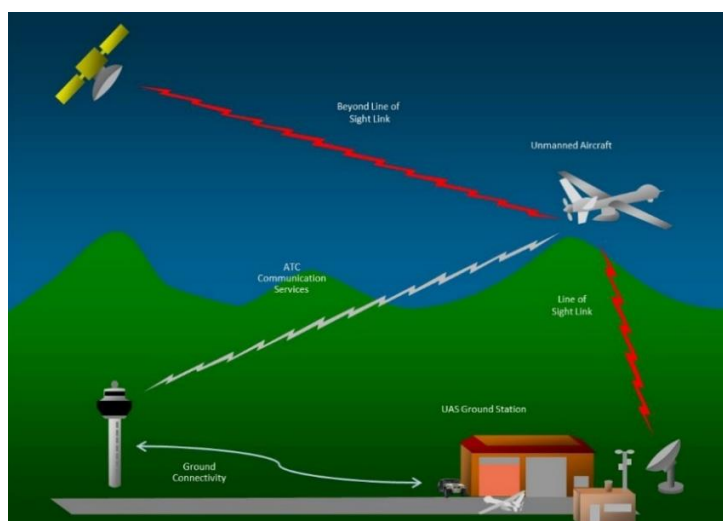
Obrázek 7: MQ-8B Fire Scout [4]

Drony se kromě armádních účelů hojně využívají i pro vědecké účely, např. NASA využívá původně armádní Predator B k celé řadě činností, jako je třeba monitoring počasí, hurikánů a k různým experimentům pro zlepšení poznatků o zemské atmosféře. [5]



Obrázek 8: Předstartovní kontrola dronu Ikhana [5]

Princip řízení těchto velkých strojů je velice komplexní záležitostí. Pro základní pochopení však stačí vědět, že hlavní ovládání probíhá pomocí přenosu signálu z řídicího střediska do samotného stroje a zpět skrze pozemní vysílač, případně satelit na oběžné dráze. [6]



Obrázek 9: Řízení UAV [6]

Kromě těchto velkých strojů existuje i celá řada malých UAV, které jsou značně cenově i uživatelsky dostupnější a jejich obsluhu zvládne i neškolená osoba. Je možné je ovládat pomocí relativně jednoduché radiové antény na krátké vzdálenosti nebo prostřednictvím mobilního telefonu a wifi signálu.

Většinou se jedná o různé typy vrtulníků. Vrtulník nebo též helikoptéra je druh rotorového letadla těžšího než vzduch s poháněnými horizontálně rotujícími nosnými plochami. Síly tahu a vzlaku ovlivňuje lopatka rotoru, která se točí vysokou rychlostí kolem své osy. Určení směru pohybu se děje na základě natáčení hlavního rotoru nebo doplňujícím menším rotorem umístěným vertikálně na trupu letadla.

Konstrukce vrtulníku umožňuje vzlet a přistání ve vertikálním směru, na rozdíl od letounů, které vyžadují určitý typ dlouhé startovací plochy. Letouny mají tu výhodu, že nejsou tak energicky náročné a za cenu stejné dodané energie umožňují delší dobu letu při překonání větší vzdálenosti. Avšak na rozdíl od vrtulníku (ve většině případů) neumožňují zmíněný vertikální start ani schopnost setrvání na jednom místě v atmosféře delší čas.

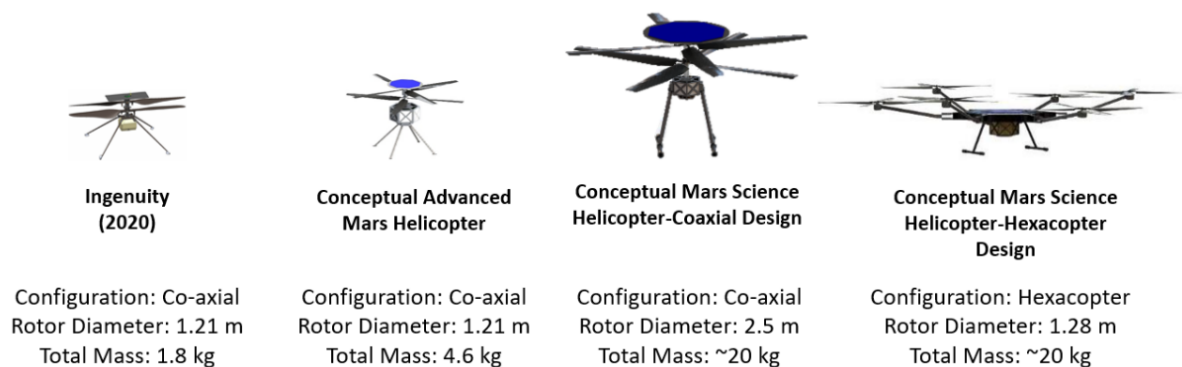
V posledních letech se na spotřebitelském trhu objevila celá řada různých menších helikoptér pro civilní použití. Za zmínku určitě stojí čínská firma DJI, která prodává drony hlavně pro natáčení leteckých videí a tvorbu fotografií. K dispozici je celá řada variant s různými uspořádáními pohonu od jedno vrtulových až po zařízení s osmi a více rotory. Platí zde analogie čím více rotorů, tím větší stabilita a ovladatelnost, ale také cena a energetická náročnost. [4]



Obrázek 10: DJI Mavic 2 Pro [4]

## 2.2 Drony na Marsu

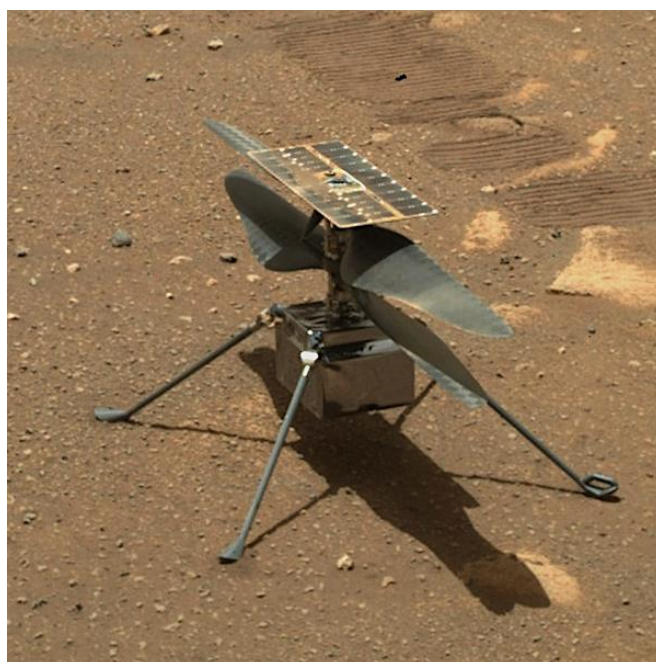
V současné době je pro testování leteckých vlastností a následný základní průzkum Marsu vhodné využívat menší zařízení, která nejsou tak nákladná na vývoj, provoz a dopravu na rudou planetu. NASA v roce 2021 provedla první úspěšný let s helikoptérou Ingenuity, která byla součástí mise Perseverance a přinesla mnoho poznatků o létání ve zdejší atmosféře. Další drony jsou již ve vývoji. [7]



Obrázek 11: Koncepty helikoptér pro lety na Marsu [7]

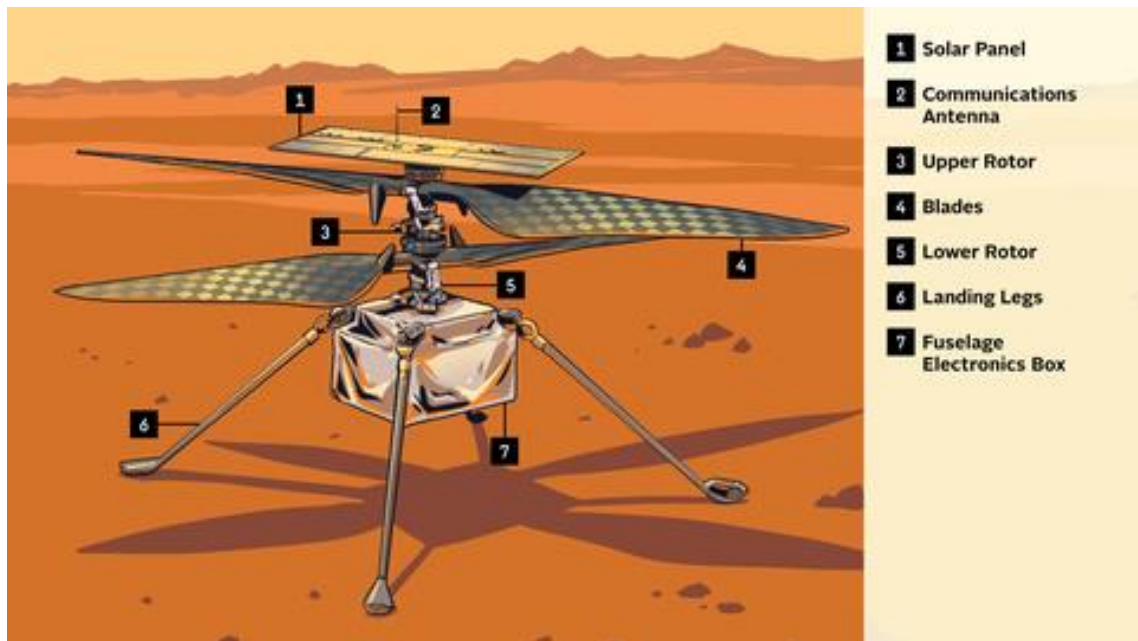
### 2.2.1 Ingenuity

Malá robotická helikoptéra z dílny NASA operující na Marsu. Dne 19. dubna 2021 se stala vůbec prvním zařízením vytvořeným člověkem, které provedlo řízený let na cizí planetě. První vzlet sondy proběhl vertikálně vzhůru s krátkou výdrží v letu a následným přistáním po 39,1 sekundách. Poté následovala celá řada dalších testovacích letů a manévřů. Hlavní misí stroje bylo dokázat schopnost letu v extrémně řídké atmosféře Marsu, stovky milionů kilometrů od Země bez přímého zásahu a řízení člověka, což se podařilo. [8]



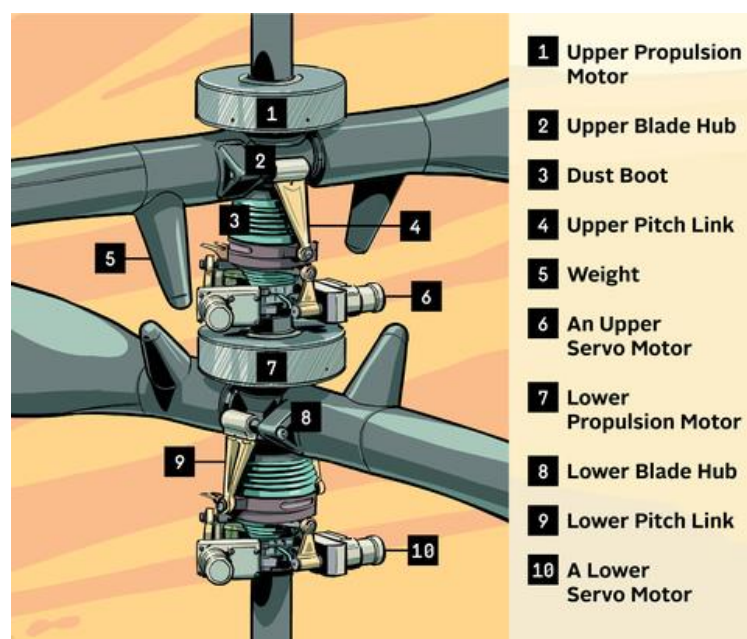
Obrázek 12: Ingenuity na povrchu Mars v dubnu 2021 [8]

Rozměry trupu Ingenuity jsou 13,6 x 19,5 x 16,3 cm, celková výška 0,49 m a váha 1,8 kg. Hlavními částmi jsou solární panel, dva lopátkové rotory, trup obsahující většinu elektroniky, senzory, baterie a podvozek tvořený čtyřmi trubičkami z uhlíkových vláken. Celkový návrh musel být proveden s ohledem na vysoké zrychlení a vibrace při startu nosné rakety. Elektronika stroje je vyrobena speciální, radiací odolnou technologií, aby byla schopná fungovat na povrchu Marsu. [9]



Obrázek 13: Základní části Ingenuity [9]

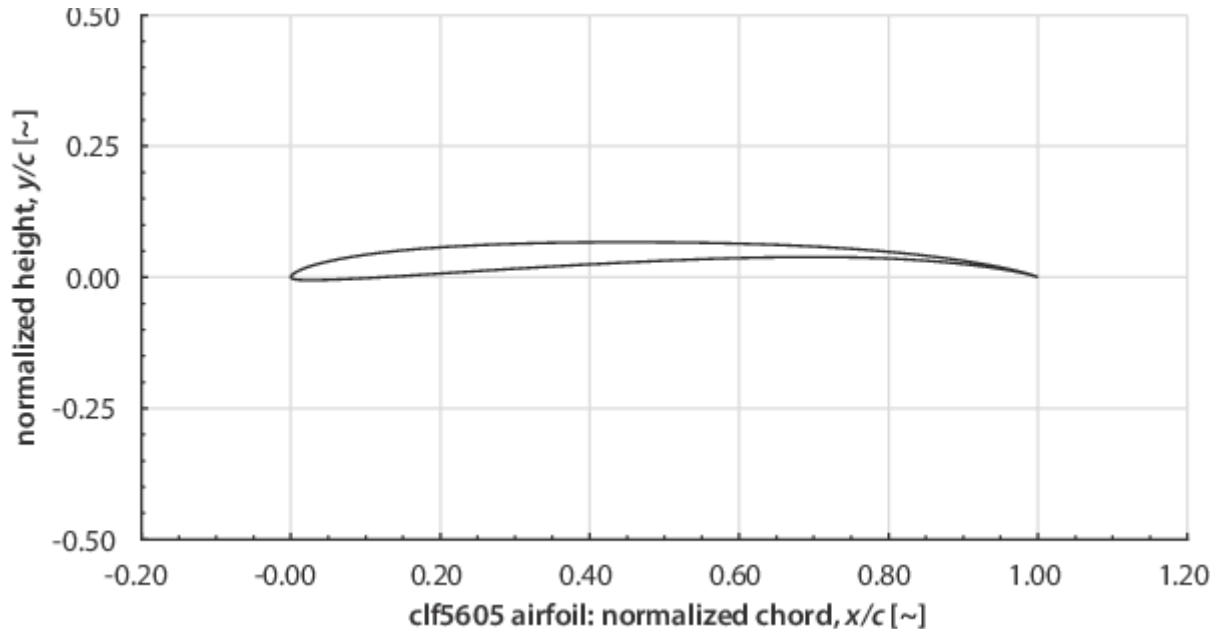
Stroj je poháněn dvěma protichůdnými, koaxiálními rotory s průměrem 1,2 m. Jsou vyrobené z uhlíkových vláken s vnitřním pěnovým plněním, což zajišťuje maximální pevnost při nízké hmotnosti. Každý z nich má samostatný systém nastavení náklonu. Roztáčí je dva elektromotory firmy Maxon o maximálním výkonu 350 W. Délka letu je omezena ohříváním motorů, tato hodnota se přepočítává na 1 K za sekundu. [9]



Obrázek 14: Pohon Ingenuity [9]



Aby byl stroj schopný letu v řídké atmosféře Marsu, musel být vyvinut speciální tvar lopatek pod označením CLF5605. Při návrhu se vycházelo, do velké míry z profilů využívaných pro létání při nízkých Reynoldsových číslech na Zemi. Kromě svého specifického tvaru jsou ve srovnání s lopatkami zemských strojů výrazně větší. Navíc musí rotovat nejméně 2800 otáčkami za minutu, což je asi 10x víc, než co by bylo potřeba ke vzletu na Zemi. [10]



Obrázek 15: Profil clf5605 [10]

Na palubě se nacházejí dvě kamery umístěné na spodní ploše. První je černobílá navigační kamera (NAV) pro rozpoznávání terénu a obsahující technologie vizuální odometrie a druhá barevná (RTE) pro pořizování snímků a jejich odeslání zpět na Zemi.

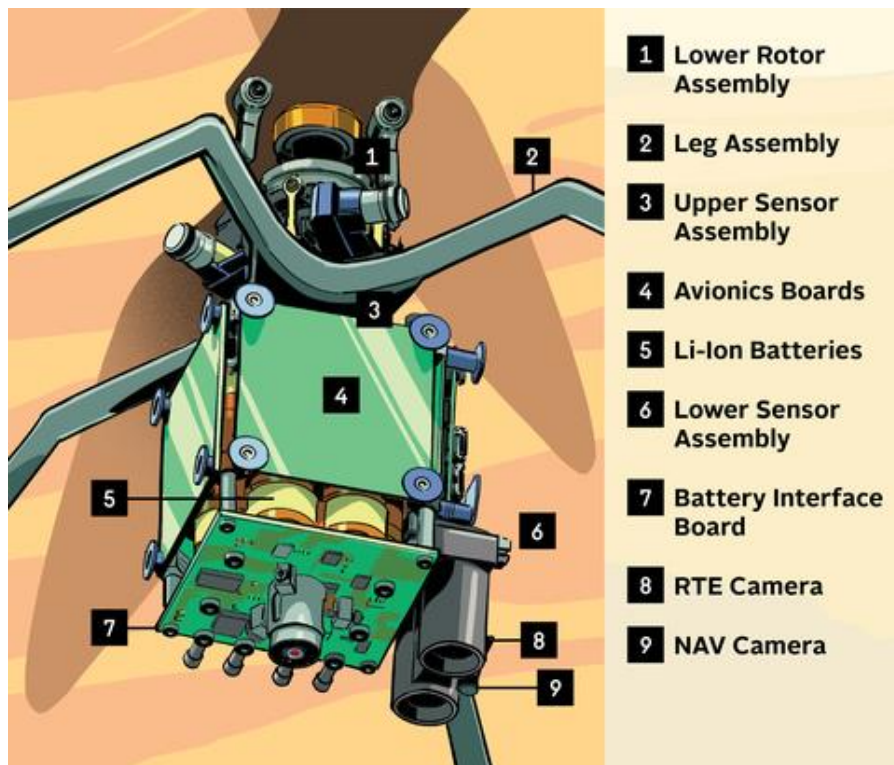
Navigace je řešena pomocí sensorů dostupných v běžném prodeji. Mezi ně však nepatří kompas, protože ten v proměnném magnetickém poli Marsu nefunguje. Sensory jsou rozděleny do dvou hlavních systémů. Horní sensorová sestava umístěná v těžišti se skládá z Bosch BMI-160 pro měření vnitřních sil působících na stroj a sklonoměru Murata SCA100T-D02 využívaného k jeho předstartovní kalibraci. Nižší sensorová sestava se skládá z výškoměru Garmin LIDAR Lite v3, dvou výše zmíněných kamer a sekundární jednotky pro měření vnitřních sil. Navigační černobílá kamera OV7251 dokáže určovat pozici, rychlost, výšku a další proměnné.

Helikoptéra k napájení využívá solární panely, které dobíjí šest Li-ion baterií s kapacitou 35-40 Wh o hmotnosti 273 g. Jejich plné dobití trvá při ideálních podmínkách zhruba jeden solární den.

Jedním z největších úskalí sondy je, aby si udržela dostatečně vysokou vnitřní teplotu pro úspěšné fungování v chladném prostředí Marsu. Baterie, které se nesmí dostat pod teplotu  $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$  jsou umístěné uvnitř trupu a jsou obklopené ohříváči a systémem vzduchových přepážek.

Mozkem je procesor Qualcomm Snapdragon 801 a operační systém Linux. Kromě jiného procesor vyhodnocuje data z navigační kamery, které spojuje s daty ostatních sensorů a společně je převádí na budoucí pohyb skrze mikro ovladače.

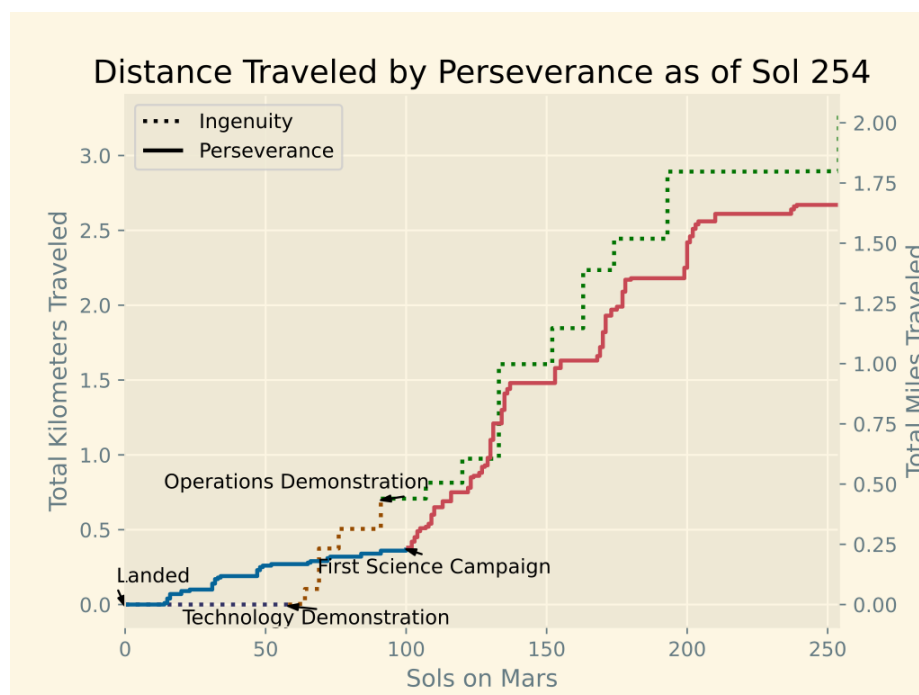
Telekomunikační systém se skládá ze dvou identických radio antén, které umožňují spojení a přenos dat s roverem Perseverance. Umožňují přenos rychlostí až 250 kbit/s na maximální vzdálenost 1000 m. [9]



Obrázek 16: Trup a elektronika Ingenuity [9]

Ingenuity se na Mars dostalo jakou součástí mise roveru Perseverance a jeho dalším úkolem, kromě prověření schopnosti letu, je demonstrovat výhody letecké podpory pro pozemní výzkumné laboratoře. Po úspěšných prvních testech začala helikoptéra zkoumat místa pro potencionální průzkum roveru a plánování jeho bezpečné trasy po povrchu.

Zajímavostí je, že helioptéra má na palubě malý kousek látky, která byla součástí letadla bratří Wrightů. Místo prvního vzletu a přistání bylo na jejich počest pojmenováno Wright Brothers Field. [8]



Obrázek 17: Trasa uražená sondami Perseverance a Ingenuity do 254 solu [8]

## 2.2.2 Advanced Mars Helicopter (AMH)

Po úspěchu mise Ingenuity a vyhodnocení výsledků bylo možné postoupit k vývoji pokročilé helikoptéry, aktuálně pod zkratkou AMH. Je rovněž dvourotorová se čtyřmi lopatkami a tvarem a hmotností vychází z původního stroje, je však schopná, díky novějším technologiím, nést náklad o hmotnosti až 1,3 kg, což ze sondy dělá ideálního společníka pro budoucí rovery, případně nepohyblivý lander.

AMH by se mohla využívat ke sběru vzorků z hůře dostupných míst a jejich transportu k pozemní laboratoři. Kromě toho je možné i využití pro detailní průzkum okolí a potencionální trasy na delší vzdálenosti a určení míst zájmu pro rover.



Ingenuity ukázala velký potenciál integrace dronu pro budoucí mise, její hmotnost 1,8 kg je ve srovnání s hmotností 1056 kg roveru Perseverance prakticky zanedbatelná. To ale určitě neplatí o potencionálním přínosu pro danou misi. Budoucí stroje umožní získání vzorků dříve nedosažitelných a bezpečnou cestu roveru.

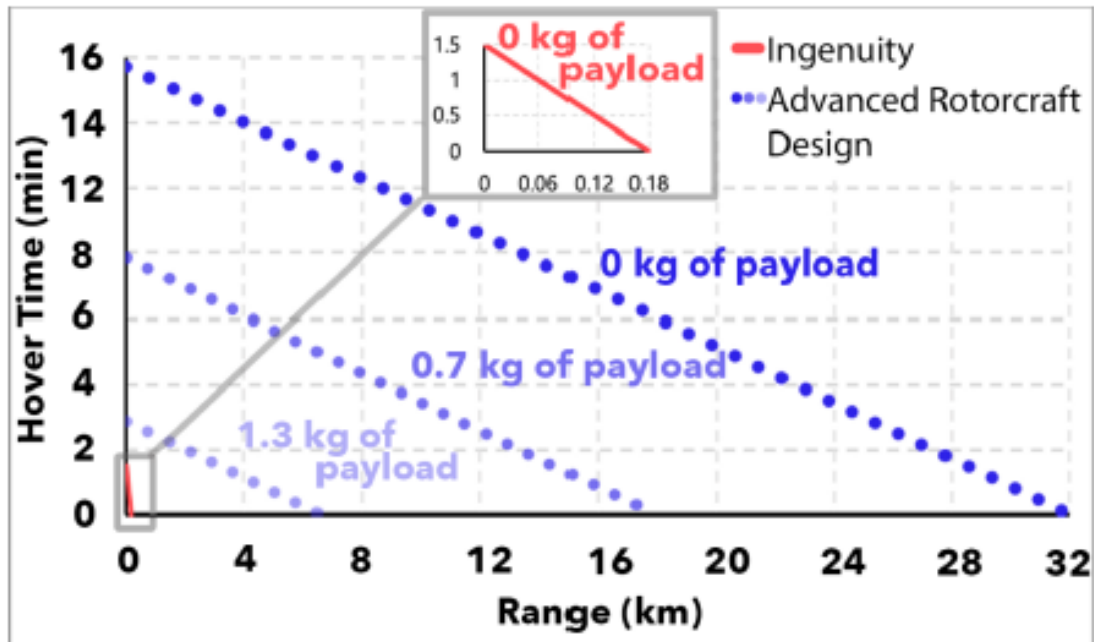
Hlavní rozdíly dvou helikoptér jsou vidět v následujících tabulkách. Byl upraven tvar aifoilů, lopatky a baterie se zvětšily a změnil se motory, aby kompenzovaly tyto rozdíly. Výsledky jsou vyšší rychlost na náběžné hraně, letová rychlost a schopnost nést větší zatížení. [7]

Tabulka 1 Parametry AMH [7]

Constants	Units	Value
Gravity	$\frac{m}{s^2}$	3.711
Density	$\frac{kg}{m^3}$	0.015
<b>Vehicle Parameters</b>		
	-	-
Rotor radius	$m$	0.605
Gross Mass	$kg$	4.6
Payload Mass	$kg$	1.3
Number of Blades	-	4
Flap Freq	$\frac{1}{rev}$	2
Lock number	-	0.12
Disk Loading	$\frac{N}{m^2}$	39.310
Power req. for hover	$kW$	0.587

Tabulka 2 Porovnání Ingenuity a AMH [7]

Parameter	Unit	MHTD	Advanced Design
			
Design $C_T/\sigma$		0.1	0.115
Design $M_{tip}$		0.7	0.8
Cruise speed	m/sec	2	30
Advancing tip M		0.71	0.93
Payload	kg	0	1.3
Range	km	0.18	2
		or	and
Hover time	min	1.5	2
Rotor radius	m	0.605	0.605
Gross weight	kg	1.8	4.6
Number rotors		2	2
Disk loading	kg/m <sup>2</sup>	0.8	2
Solidity		0.148	0.248
Tip speed	m/sec	163	186
Rotor speed	rpm	2575	2943
Total power	kW	0.36	0.88
Solar cell area	m <sup>2</sup>	0.04	0.06
Battery	Ah	12	46



Graf 1: Doba visení Ingenuity a AMH [7]

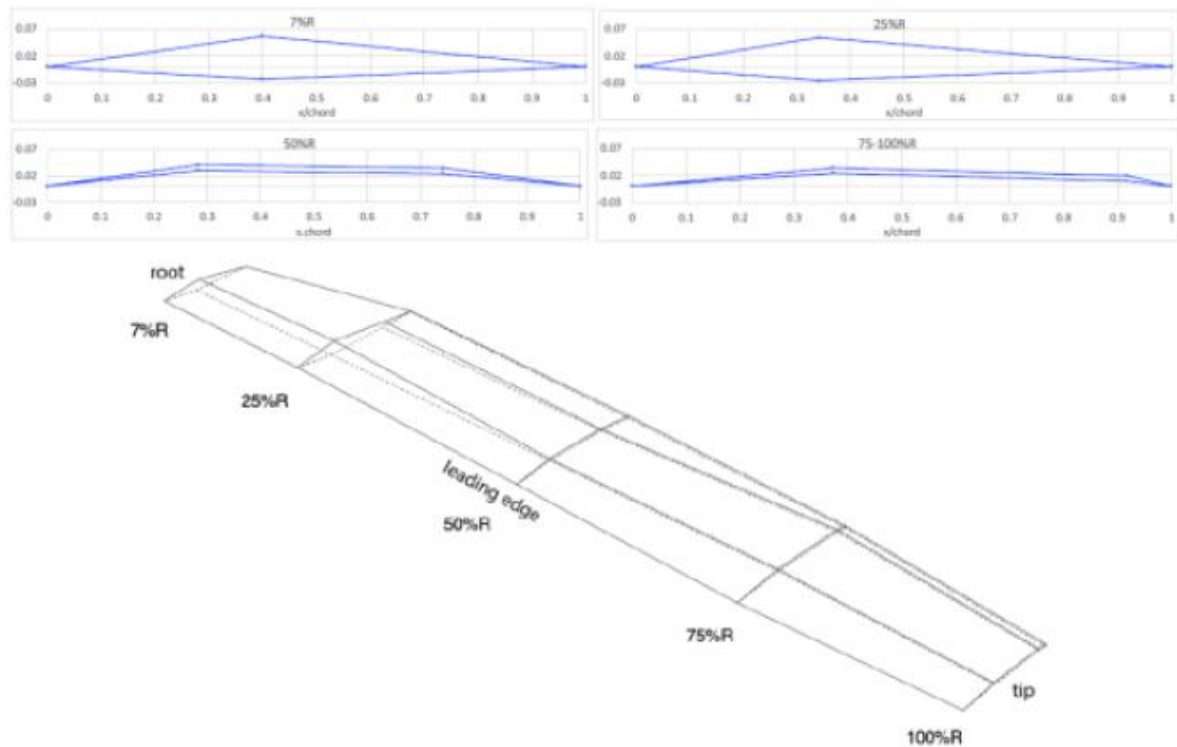
Tenké profily s ostrou náběžnou hranou ukázaly velký potenciál pro zvýšení výkonu helikoptéry v Marsovské atmosféře. Rozdíl je zcela patrný v grafu 1, kdy profily Ingenuity a nově vyvinuté „agresivní“ profily AMH ukazují velký rozdíl letových schopností. Nový tvar je více uzpůsoben specifickým vlastnostem cizí atmosféry, kde se létá při nízkých Reynoldsových číslech  $\sim 10^4$  a vysokém Machově čísle pro subsonickou rychlost  $\sim 0,8$  (na špičce).

Běžné profily využívané k létání na Zemi při nízkých Reynoldsových číslech vykazují laminární separaci proudu vzduchu bez vedení, což značně zvyšuje odpor. V přírodě se dá inspirovat u hmyzu a ptáků, kteří taktéž létají při nízkých Re. V následující grafice je vidět porovnání křídel vážky, holuba a profilu Eppler 193 používaného při nízkých Re. [7]



Obrázek 18: Profily pro nízká Re [7]

Nový tvar je stále ještě ve vývoji, ale prvotní návrh by mohl vypadat dle Obrázek 19. Ještě je však nutné určit rovnováhu návrhu mezi aerodynamikou, hmotností, tuhostí, pevností a kmitáním. Nižší aerodynamické zatížení je důsledkem malé hustoty atmosféry a znamená, že není potřeba tolik pevnosti v lopatkách. Ztenčování má však za následek více nechtěného kmitání, které by mohlo negativně ovlivnit kontrolu nad pohybem a je nutné brát tuto skutečnost v potaz. Vhodná materiálová struktura by se mohla skládat z hliníkové kostry, pěnového jádra a potahu z uhlíkových vláken. [7]



Obrázek 19: Optimalizovaný rotor pro další generaci vrtulníku na Marsu [7]

### 2.2.3 Další koncepční návrhy

Kromě základního a relativně jednoduchého designu Ingenuity je ve hře mnoho dalších variant. Jednou z nich je obdobný návrh doplněný o dvě lopatky na každém rotoru, aktuálně dohledatelný pod názvem Mars Science helicopter-coaxial design. Jedná se taktéž o koaxiální návrh protichůdných rotorů, s průměrem 2,5 m. Díky této úpravě je možné výrazně zvětšit tělo celého stroje a dosáhnout tak delšího letového času a většího množství nákladu a vědeckých přístrojů na palubě.

Dalším z návrhů je stroj aktuálně pod názvem Mars Science helicopter-hexacopter design. Jedná se o tzv. hexakoptéru s šesti rotory rozmístěnými po obvodu, dle aktuálního návrhu každý o průměru 1,28 m. [11]



Obrázek 20: Porovnání budoucích konceptů s Ingenuity (vlevo Mars Science helicopter-coaxial, vpravo Mars Science helicopter-hexacopter) [11]

Kromě NASA vyvíjí koncepční návrhy i celá řada dalších civilních či státních organizací po celém světě. Návrhy se nutně neomezují pouze na vrtulníky, ale představují i koncepty letounů s nepohyblivými nosnými plochami, které by nevyžadovaly mezi přistání. [12]



Obrázek 21: Koncept ARES [12]

Návrh a reálný provoz takových strojů je však hudbou budoucnosti a nejprve je nutné zajistit základní informace o letových vlastnostech cizí atmosféry a demonstrovat přínos letecké podpory pro vědecké mise. K tomu je vhodné využití menších, jednodušších strojů.



Obrázek 22: Návrhy Martanských vrtulových dronů (zleva do prava): MARV, GTMARS, MEUAV, VITAS, JMH [11]

### 3. Mars

Pro návrh stroje, který má létat v atmosféře Marsu, je naprosto stěžejní popsat parametry této planety. Kromě základního pochopení planety je pro termomechanických návrh letounu nutné znát vlastnosti atmosféry a určit konkrétní hodnoty pro následné výpočty.

Mars je čtvrtá planeta v naší Sluneční soustavě, v pořadí od Slunce. Svůj název nese podle starořímského boha války. Je také nazývána „rudá planeta“ díky své charakteristické načervenalé barvě. Odstín je důsledkem velkého množství oxidu železa na povrchu planety.

Mars je planetou zemského typu, tzn. že většinu její hmoty tvoří pevné skupenství různých prvků, vyskytující se převážně ve formě křemičitanů a kovů. Přítomna je také slabá vrstva atmosféry a viditelné zvrásnění planety po dopadech mimo planetárních těles a působení místních atmosférických vlivů. Mars má podobně jako Země ledem pokryté póly.

Délky dnů a ročních období jsou podobné těm zemským díky rotační periodě, náklonu osy a elipse, po které Mars obíhá kolem Slunce. Kolem Marsu rotují dva měsíce, oba relativně malé ve srovnání s Měsícem naší planety a nepravidelně tvarované. Větší Phobos měří 22 km a Deimos pouhých 13 km.

Mezi zajímavosti patří, že se zde nachází nejvyšší známá hora ve Sluneční soustavě, sopka Olympus Mons, která měří bezmála 27 km. Protipólem je jeden z nejhlubších kaňonů Valles Marineris s průměrnou šířkou okolo 200 km, místy dosahující až 500 km, hloubka je až 10 km.

Na Mars byla vyslána celá řada misí, které rozšířily naše chápání planety a další jsou v přípravách, včetně plánovaného letu člověka. Počet misí v současnosti dosahuje čísla 50 a v tuto chvíli se na povrchu nachází pět robotických vozítek (roverů) vyslaných společností NASA.

Planetu lze pozorovat ze Země pouhým okem. Zdánlivá hvězdná velikost má hodnotu 2,94, vyšší má pouze Venuše, Měsíc a Slunce. Mars lze rozpoznat podle načervenalého odstínu. [13]

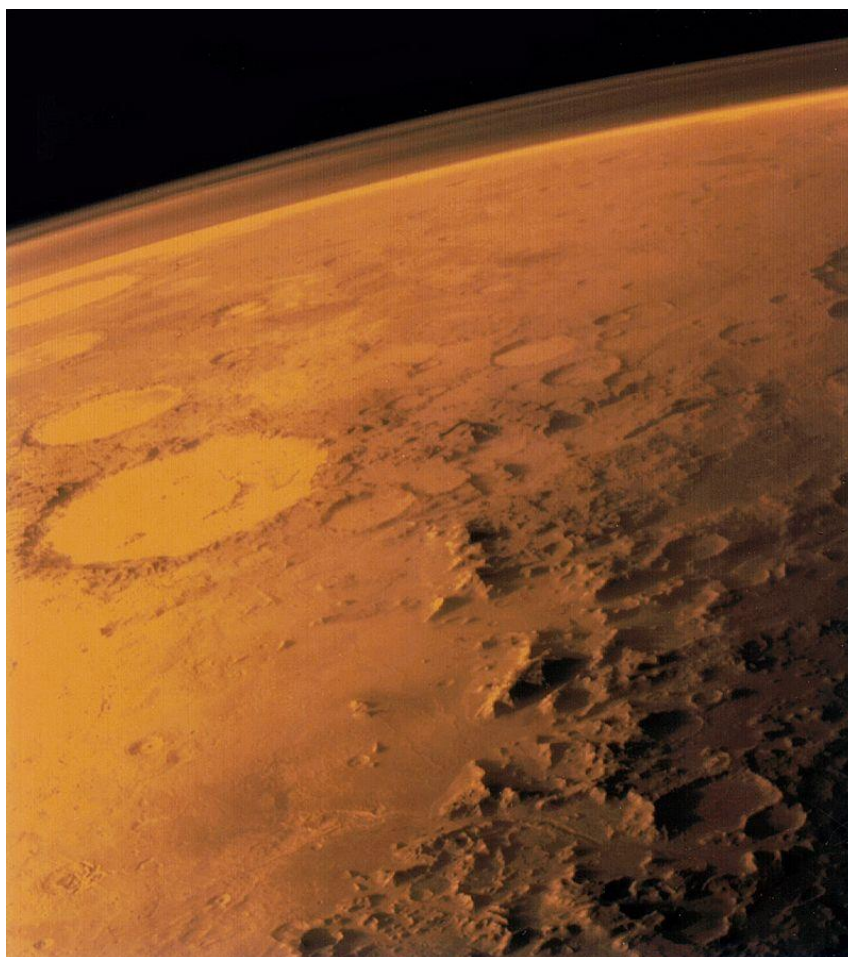


Obrázek 23: Mars [13]

## 3.1 Vznik a historie

Předpokládá se, že Mars vznikl při formování Sluneční soustavy jako výsledek stochastického procesu, ve kterém se proto planetární disk obíhající kolem Slunce náhodně seskupil do větších formací. Mars má mnoho unikátních chemických vlastností, které jsou důsledkem jeho pozice ve Sluneční soustavě. Prvky s nižším bodem varu, jako např. chlor, fosfor a síra, se zde nachází ve značně větším množství než na Zemi. Tato skutečnost je nejspíše důsledek působení energie solárních větrů Slunce v jeho raném období.

Po formaci byl Mars, stejně jako ostatní planety, součástí tzv. „Pozdního těžkého bombardování,“ při kterém na povrch dopadla spousta mimo planetárních objektů. Asi na 60 % povrchu je vidět historie těchto událostí. V severní hemisféře planety jsou patrné pozůstatky po jednom z takových dopadů, který má velikost 10 600 x 8500 km, je to největší nalezený kráter nazývaný Severní polární pánev. Velikost napovídá tomu, že před 4 mld. let na povrch Marsu dopadlo těleso velikosti přibližně dnešního Pluta. [13]



Obrázek 24: Povrch Marsu s viditelnou vrstvou atmosféry [13]



## 3.2 Orbit a rotace

Mars obíhá v průměrné vzdálenosti 227 939 200 km od Slunce, afel (nejvzdálenější místo oběžné dráhy od Slunce) má hodnotu 249 200 000 km a perihel (nejbližší místo oběžné dráhy ke Slunci) 206 700 000 km. Výstřednost je 0,0934.

Průměrná orbitální rychlost má hodnotu 24,077 km/s. Perioda oběhu je 687 zemských dní. Solární den (sol) na Marsu trvá 24 h 39 min a 35,244 s.

Náklon axiální osy (k orbitální rovině) je 25,19°, což je podobná hodnota jako má Země (23,5°). Důsledkem toho je, že roční období Marsu mají obdobný charakter. Díky delší oběžné době však trvají téměř dvakrát déle.

Zajímavostí Marsu je relativně hodně proměnná výstřednost. Nyní je tato hodnota 0,09, druhá nejvyšší ve Sluneční soustavě po Merkuru. Před bezmála 1 350 000 zemskými lety byla jeho dráha mnohem více kruhová s výstředností 0,002 (Země  $\approx$  0,017). Hodnota se stále zvyšuje, primárně díky gravitačnímu působení okolních planet. [13]

Tabulka 3: Oběhové parametry Marsu [13]

Oběh kolem Slunce	687	dní
Rotace kolem své osy	1,026	dne
Rychlost rotace	868,22	km/h
Sklon rotační osy	25,19	°
Rektascenze severního pólu	317,681	°
Deklinace	52,887	°
Albedo	0,15	

## 3.3 Fyzikální charakteristiky

Mars má oproti Zemi zhruba čtvrtinovou plochu povrchu a přibližně desetinovou hmotnost. V důsledku nižší hmotnosti je gravitace 37,6 % té zemské. [13]

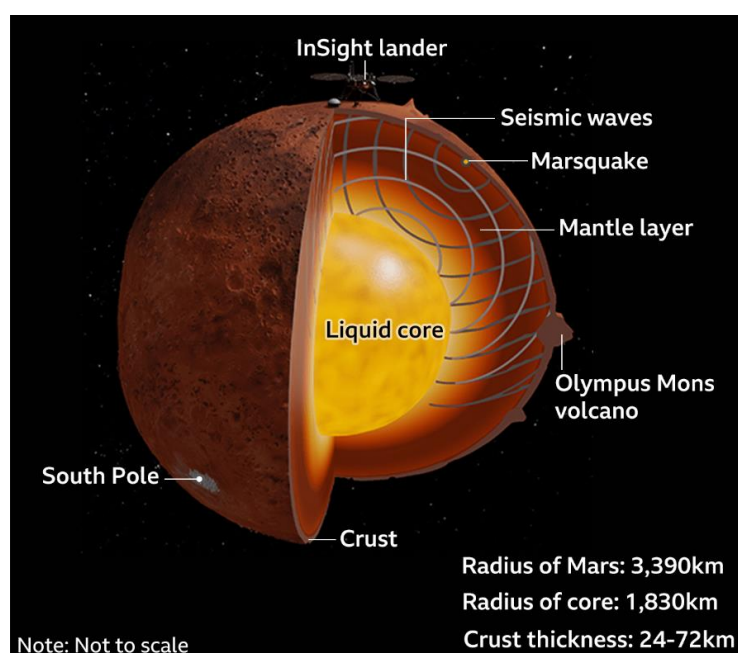
Tabulka 4: Fyzikální charakteristiky Marsu [13]

Rovníkový průměr	$6792,4 \pm 0,2$	km
Polární průměr	$6752,4 \pm 0,2$	km
Zploštění	0,00589	
Povrch	$1,448 \times 10^8$	km <sup>2</sup>
Objem	$16,318 \times 10^{10}$	km <sup>3</sup>
Hmotnost	$6,4185 \times 10^{23}$	kg
Průměrná hustota	3,933	g/cm <sup>3</sup>
Gravitace na rovníku	3,69	m/s <sup>2</sup>
Úniková rychlost	5,03	km/s

### 3.3.1 Vnitřní struktura

Vnitřní struktura Marsu je tvořena z vrstev podobně jako Země. Jsou to jádro, obal jádra a kůra. Jádro je předpokládáno složení primárně ze železa, niklu a síry. Obal jádra je tvořen především z křemíku, kyslíku, železa a hořčíku. Obal tvoří většinu hmoty planety. Lehčí chemické prvky obsaženy v kůře jsou např. hliník, sodík, vápník a síra. Průměrná tloušťka kůry je 50 km s maximem 125 km.

Mise NASA InSight provádí od roku 2019 měření seizmické aktivity na Marsu a díky více než 450 měřením otřesů a na základě 11 nízkofrekvenčních otřesů bylo možné vyvodit závěr, že jádro Marsu je tekuté a má průměr  $1830 \pm 40$  km a teplotu 1900-2000 K. Velikost jádra je podstatně větší, než předpovídaly dřívější modely, a to by mohlo znamenat, že kromě železa, niklu a síry jsou v něm obsaženy podstatně lehčí prvky, jako např. kyslík a vodík. [14]

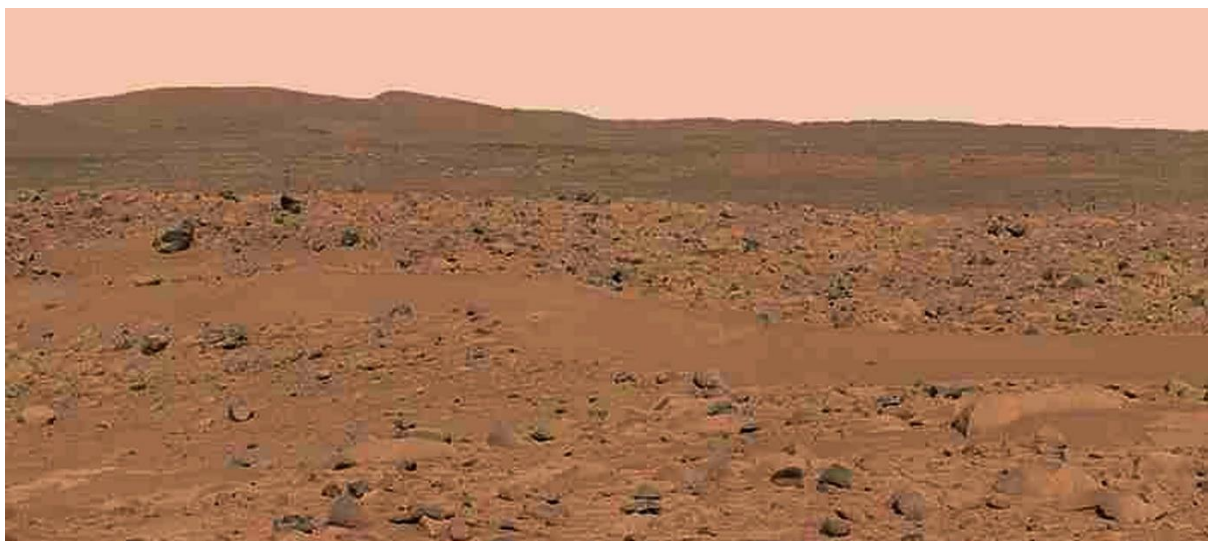


Obrázek 25: Vnitřní struktura Marsu [14]

### 3.3.2 Geologie povrchu

Mars je planeta zemského typu. Na povrchu se v největší míře nacházejí kovy, křemičitany, kyslík a doprovodné prvky, které tvoří kámen. Povrch je kamenitý a prašný se skálami a krátery. Byly zde objeveny mnohé minerály nacházející se i na Zemi, např. hematit, olivín, pyroxen a další. Většinu povrchu však tvoří prášek oxidu železa, který dává planetě její charakteristickou červeno-oranžovou barvu.

I v dnešní době je Mars geologicky aktivní a kromě otřesů uvnitř planety se zde nacházejí známky lávy proudící před 200 miliony let a známky po vodě proudící zde před 20 miliony lety. V roce 2008 zaznamenal jeden ze satelitů obíhající kolem Marsu rozsáhlý sesuv půdy. [13]



Obrázek 26: Kamenitý a prašný povrch Marsu [13]

#### **Struktura půdy**

Díky měření složení půdy sondou Phoenix v roce 2008 nyní víme, že je alkalická a obsahuje hořčík, sodík, draslík a chlór. Tyto prvky se nacházejí i v zemské půdě a jsou nezbytné pro růst rostlin. Provedené experimenty ukázaly, že zemina má pH 7,7 a obsahuje 0,6 % chloristanů, hodnotu pro člověka toxickou. [13]

### 3.3.3 Další vlastnosti

#### **Hydrologie**

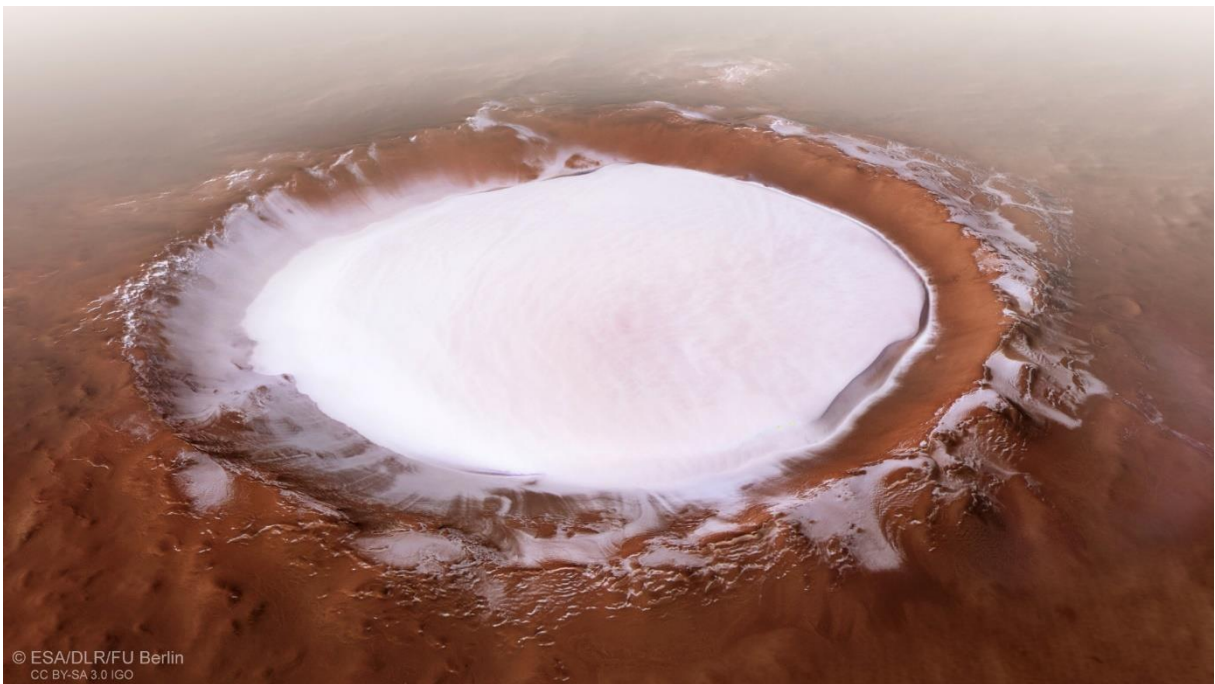
V současné době nemůže na povrchu Marsu existovat voda v kapalném skupenství z důvodu nízkého atmosférického tlaku. Voda se nachází na pólech v pevném stavu. Pokud by došlo k rozpuštění polárních čepiček, tak objem vody, který se zde nachází, by pokryl celou plochu planety hloubkou 11 metrů.

Některé geologické úkazy, nejčastěji kaňony na povrchu, silně naznačují, že na Marsu byla přítomna tekoucí voda. Mohou však být i úkazem působení většího ledovce nebo lávy. Některé jsou staré pouhých několik milionů let. Přítomnost kapalné vody by naznačovaly

i nalezené minerály hematit a goethite, které se často formují za přítomnosti vody. Později nalezené minerály jarosit a gypsum už tvrzení jen upevnila, protože ty se formují pouze za přítomnosti kapalné vody. [13]

### **Polární čepičky**

Na Marsu se nacházejí dva permanentní polární ledovce. Zhruba 70 % jejich hmoty je tvořeno vodním ledem. Během zimy na daný pól nedopadá žádný sluneční svit, důsledkem je ukládání zhruba 25-30 % atmosféry do pevné formy CO<sub>2</sub> (suchý led), která se usazuje na povrchu ledovce. Při změně ročního období a dopadu sluneční energie CO<sub>2</sub> sublimuje a uvolňuje do atmosféry značné množství prachu a vodních par, což má v této oblasti za následek „zemské“ mraky. [13]



*Obrázek 27: Kráter Korolev obsahující led 73[13]*

## 3.4 Atmosféra

Marsovská atmosféra je velice tenká vrstva plynů, složená převážně z CO<sub>2</sub>. Rozprostírá se od povrchu, na hranici vesmíru (H=10,8 km). Má výrazně nižší hustotu než zemská atmosféra, ale i přesto je zde mnoho podobností.

Hustota 0,0142 kg/m<sup>3</sup>, naměřená na povrchu, se na Zemi rovná výšce ve zhruba 35 km. Tlak se pohybuje v rozmezí 30-1155 Pa, se střední hodnotou 600 Pa.

Odehrávají se zde komplexní chemické, termodynamické a fluidní efekty. Atmosféra není jednotná a neustále změny v její struktuře vytvářejí počasí stejně jako na Zemi.

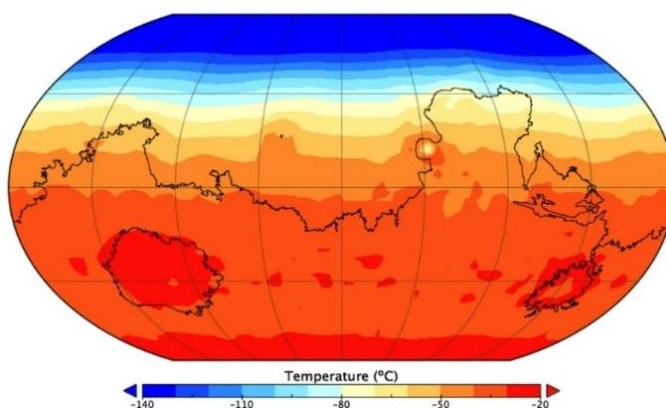
Zdejší ovzduší je velice prašné obsahující částice s průměrem až 1,5 μm, které mají za důsledek světle hnědou barvu nebe. Při velké koncentraci oxidu železa se může zbarvit až do růžova.

Téměř 96 % atmosféry planety tvoří oxid uhličitý. Dále jsou zde v menším množství přítomny argon, dusík, kyslík a další stopové prvky uvedené v Tabulka 5. [15]

Tabulka 5: Prvky přítomné v Martanské atmosféře [15]

Složení atmosféry	%
Oxid uhličitý	95,97
Argon	1,93
Dusík	1,89
Kyslík	0,146
Oxid uhelnatý	0,0557
Vodní páry	0,021
Oxid dusnatý	0,01
Neon	0,00025
Oxid deuteria	0,00008
Krypton	0,00003
Xenon	0,00001

Díky nízké hustotě nedokáže atmosféře zachovávat tepelnou výměnu, což vede k velkým teplotním rozdílům ve dne a v noci. Průměrně tento rozsah činí od -90 do 20 °C a maxima se pohybují od -143 °C v zimě na pólích, do 35 °C v létě, v nejteplejších oblastech. Tyto velké rozdíly jsou, kromě nízké hustoty, potažmo tlaku atmosféry, důsledek nízké tepelné kapacity půdy, která do sebe nepojme tolik sluneční energie.



Obrázek 28: Povrchové teploty v zimě na severní polokouli [15]

### 3.4.1 Počasí

Ze všech planet Sluneční soustavy má Mars nejvíce Zemi podobná roční období. Jejich délka je však bezmála dvakrát taková, a to kvůli delší oběžné době kolem Slunce. Nejen roční období, ale i chvilkové změny v atmosféře jsou vyvolány mnoha faktory.

Hlavním důvodem je, že Slunce ohřívá povrch a teplo se následně předává do přiléhajících plynů. Ohřáté plyny následně proudí vzhůru a cestou se průběžně ochlazují.

Pro koncepční návrh této práce je důležité znát hlavně konečné důsledky těchto jevů, na které je nutné brát ohled při návrhu. Tedy, že se v atmosféře vyskytují dynamické změny jednotlivých parametrů a je přítomen vítr. Ten může dosahovat rychlosti 35 až 50 km/h, díky řidší atmosféře však nemá takovou sílu jako jeho obdoba na Zemi.

Výjimečně se vyskytuje oblačnost, nejspíše tvořená krystalky oxidu uhličitého vznikajícími ve výšce zhruba patnáct kilometrů. Také při tání polárních ledů vzniká jev podobný zemským mrakům popsáný v předchozí kapitole. [15]

Na Marsu se často vyskytují prachové víry a bouře, rychlost větru při takové události může dosáhnout až 160 km/h. Bouře mohou být malé a lokální nebo mohou zasáhnout celou planetu. Často se vyskytují, když je Mars na své oběžné dráze nejbližší Slunci. Bouře vynášejí do atmosféry velké množství drobných prachových částic a zvyšuje aktuální teplotu na povrchu. [16]



Obrázek 29: Snímky pořízené sondou Curiosity ukazují nárůst intenzity prachové bouře během 3 dní 10. června 2018 [16]

### 3.4.2 Atmosférický model dle NASA

Pro zjednodušení práce konstruktérů navrhujícím přístroje pro marsovku atmosféru byl vyvinut výpočetní model z měření sondy Mars Global Surveyor v roce 1996. Plyne z něho kromě jiného, že aerodynamické síly jsou přímo úměrné hustotě plynů.

Rychlost zvuku závisí na teplotě a snižuje se se vzrůstající výškou. Tlak se stejně jako na Zemi snižuje s výškou. Hustota závisí na teplotě a tlaku a rovněž klesá s výškou.

Model má dvě zóny s rozdílnými křivkami - pro nižší a vyšší atmosféru. Nízká atmosféra se bere od povrchu do výšky 7000 m. V nízké atmosféře teplota klesá lineárně a tlak exponenciálně. Teplota se počítá ve stupních Celsia, tlak v kilopascálech a výška v metrech.

Model pro vyšší stratosféru se využívá ve výškách nad 7000 m. Teplota zde klesá lineárně a tlak exponenciálně. Hustota se v obou zónách počítá ze stavu veličin. [17]



# Mars Atmosphere Model

## Metric Units



For  $h > 7000$

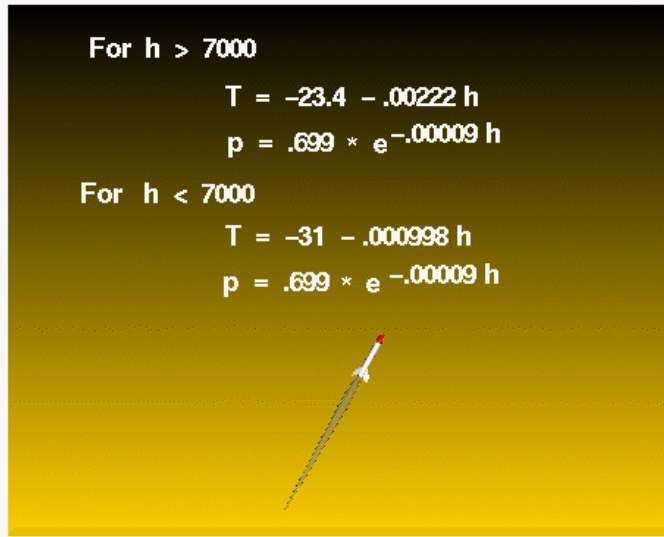
$$T = -23.4 - .00222 h$$

$$p = .699 \times e^{-.00009 h}$$

For  $h < 7000$

$$T = -31 - .000998 h$$

$$p = .699 \times e^{-.00009 h}$$



$\rho$  = density (kg/cu m)

$p$  = pressure (K-Pa)

$$\rho = p / (.1921 \times (T + 273.1))$$

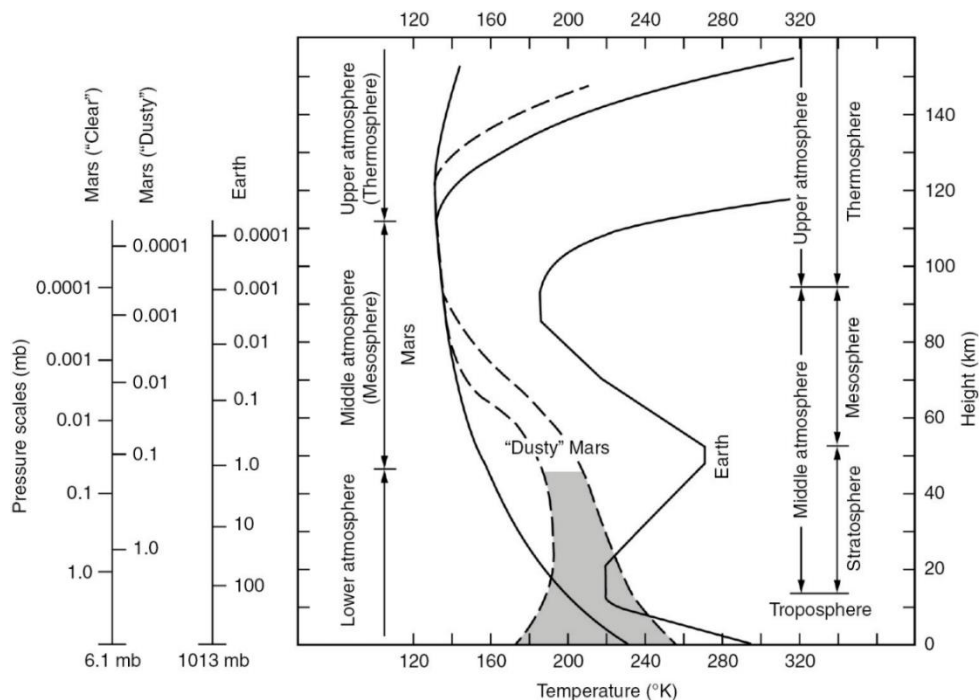
$T$  = temperature ( $^{\circ}$ C)

$h$  = altitude (m)

Obrázek 30: Vzorce NASA pro výpočet základních atmosférických parametrů měnící se s výškou [17]

### Atmosférická křivka

Na přiloženém grafu (Obrázek 31) vytvořeném z dat při přistávání průzkumných sond na Marsu lze porovnat křivku Mezinárodní standardní atmosféry na Zemi s křivkami na Marsu a „prašném“ Marsu při prachové bouři. Graf zobrazuje závislost tlaku na teplotě a jejich průběh s rostoucí výškou. [18]



Obrázek 31: Atmosférické křivky MSA a Marsu [18]

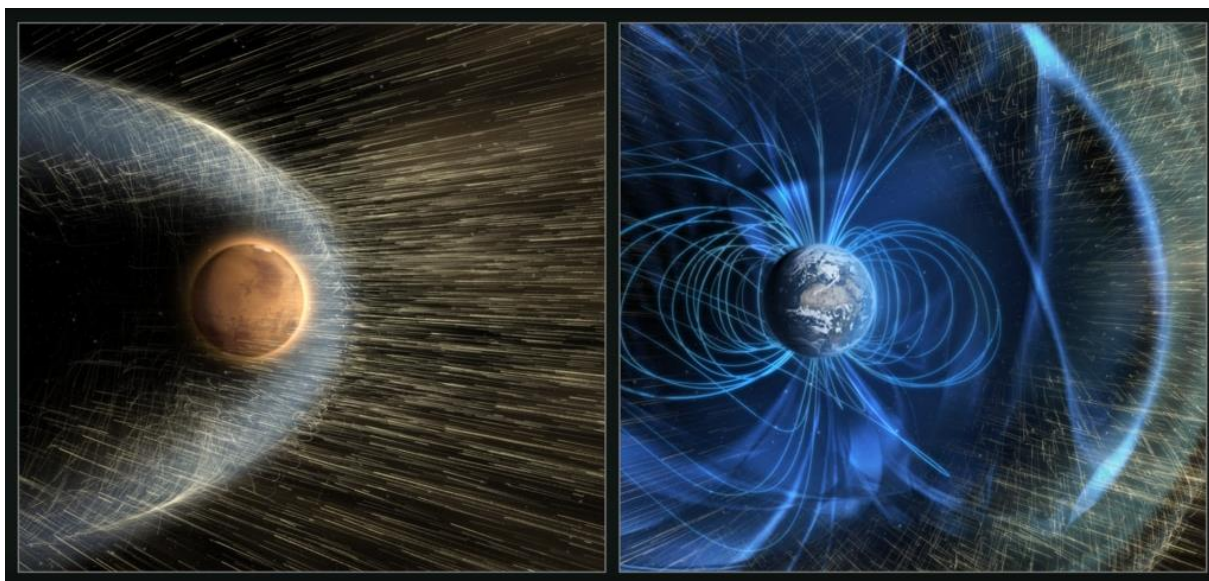
## 3.5 Magnetické pole a radiace

Mars na rozdíl od Země nemá tak silnou ochrannou magnetosféru. Ta měla údajně zaniknout před zhruba 4,2 miliardami let, buď kvůli dopadu velkého tělesa, které zpomalilo rotaci jádra, nebo rapidnímu ochlazení jádra z neznámého důvodu.

Jako důsledek této události došlo během následujících 500 milionů let ke ztrátě většiny atmosféry působením slunečních větrů. Vzhledem k tenké atmosféře a absenci magnetosféry je povrch vystaven mnohonásobně vyšší radiaci než Země. Kromě konstantnímu vystavení kosmickému záření a slunečním větrům může ojediněle dojít k zásahu záření ze sluneční erupce, které je extrémně nebezpečné.

Mise NASA v roce 2001, Mars Odyssey spacecraft byla vybavena přístrojem pro měření radiace. Toto zařízení mělo za úkol měřit radiaci v okolí Marsu, a jelikož je atmosféra extrémně tenká, je tato hodnota považována za hodnotu velice blízkou povrchové radiaci.

Během 18ti měsíčního měření bylo zaznamenáno záření v průměru 2,5x silnější než na ISS. To dělá 22 miliradů za den, což je 8000 miliradů (8 radů) za rok. Sonda navíc zaznamenala dva solární proto eventy, kdy radiace vystoupala až ke 2000 miliradům během jediného dne. Pro porovnání lidé a elektronika na Zemi jsou v průměru vystaveni 0,62 radům za rok. [19]



Obrázek 32: Magnetické pole Marsu a Země [19]



## 3.6 Oblast pro návrh letadla

Jak vyplývá z předchozích kapitol, Mars je velká oblast s velice proměnlivými parametry. Sondy jsou však v současné době schopny zkoumat vždy jen určitou zvolenou oblast a pro tu je dobré přesně uzpůsobit samotný návrh. Rázem tedy základní veličiny dostávají konkrétní hodnoty a jsme schopni výpočtů dalších parametrů, které by měly vést k úspěchu mise.

Pro potřeby návrhu této práce byla zvolena oblast nejvhodnější pro výzkum mezní vrstvy planety, a to konkrétně část mírného pásu severní hemisféry. Důvodem, proč je vhodná pro letecký výzkum je, že se zde vyskytuje významně méně prachových bouří.

Předpokladem letů je, že se budou uskutečňovat během dne za jasné oblohy, pro konkrétní hodnoty se vychází z modelu MCS pro jasnou oblohu. Tento model byl získaný měřením mise Mars Reconnaissance orbiter a celý jeho název je Mars Climate Sounder.

Maximální výška letu se předpokládá v řádu desítek metrů, pro potřeby této práce tedy postačují podmínky pro povrch planety.

Základními hodnotami, které vychází z průměru měření pro danou oblast, je tlak 600 Pa, teplota 206,8 K a hustota atmosféry 0,0142 kg/m<sup>3</sup>. Zbylé hodnoty jsou vyhodnoceny z uvedeného modelu a vlastností atmosféry. Termodynamické vlastnosti jsou dopočítány dle složení plynů, kde téměř 96 % složení tvoří oxid uhličitý. [20]

Tabulka 6: Parametry atmosféry pro další výpočty [20]

Teplota	T	206,8	K
Tlak	p	600	Pa
Hustota	$\rho$	0,0142	kg/m <sup>3</sup>
Tíhové zrychlení	g	3,72	m/s <sup>2</sup>
Poissonova konstanta	$\kappa$	1,2941	
Kinematická viskozita	$\nu$	5,17E-04	m <sup>2</sup> /s
Rychlost zvuku	a	226,2	m/s
Izobar. měrná tepelná kapacita	$c_p$	0,83	kJ/kg.K
Souč. tepelné vodivosti	$\lambda$	0,0117	W/m.K
Souč. objemové rozažmosti	$\gamma$	0,003661	1/K

## 4. Termomechanika

Hlavní oblastí zájmu při návrhu funkčních částí letadla pro let v marsovské atmosféře této práce je termomechanika. Je tedy nutný alespoň základní popis tohoto odvětví fyziky, jehož principy jsou použity při dalších výpočtech a simulacích.

Termomechanika je věda, která zkoumá vlastnosti látek a změny související s teplotou. Dělí se dále na termometrii, kalorimetrii, kinetickou teorii látek, termodynamiku a šíření tepla. V této práci jsou primárně využívány principy termodynamiky a šíření tepla. [21]

### 4.1 Termodynamika

Termodynamika se zabývá teplem, prací, teplotou a zkoumá jejich vztah k energii, entropii, fyzikálními vlastnostem látek a radiaci. Vychází z obecných principů přeměny energie. Další rozdělení spočívá v popisu rovnovážných a nerovnovážných procesů. Termodynamika je pozorovatelná prakticky od počátku času. K detailnějšímu vědeckému popisu v naší civilizaci se však dostali vědci až s vývojem parních strojů a snahou o jejich zdokonalení.

Za otce tohoto vědního oboru se považuje francouzský fyzik Sadi Carnot. Další rozvoj spojený s formulací prvního a druhého zákona je provázán s vědci jako jsou William Thomson, pozdější lord Kelvin, Rudolf Clausius a William Rankine

Termodynamiku popisují čtyři zákony, které se dají využít na oblast téměř celého vesmíru. Jsou očíslovány jako 0-3. Je to z toho důvodu, že nultý zákon byl formulován až po popisu prvního a druhého. [21]

#### **Nultý zákon termodynamiky**

*Teplota ve všech systémech s tepelně vodivými stěnami, jež jsou spolu v rovnováze, je stejná.*

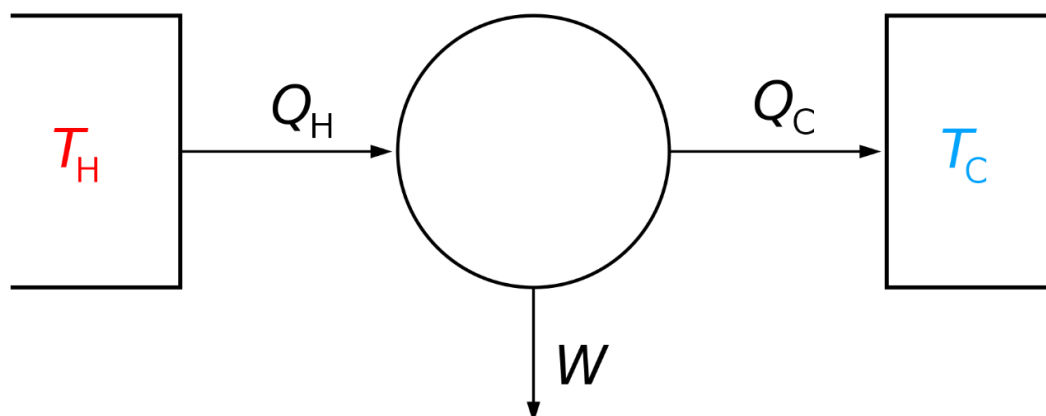
Jinak známý jako zákon teploty. Jinými slovy se dá vysvětlit takto: „Když se teplota tělesa A rovná teplotě tělesa B a teplota tělesa B se rovná teplotě tělesa C, pak se teplota tělesa A rovná teplotě tělesa C.“ V podstatě to znamená, že lze porovnávat teploty dvou různých látek pomocí látky třetí. Třetí látkou je často rtuť či líh teploměru. [21]

#### **První zákon termodynamiky**

*Energii  $U$  soustavy lze změnit jen výměnou tepla  $Q$ , práce  $W$  nebo chemické práce  $W_{ch}$  (v jakékoli kombinaci) s okolím.*

$$dU = dQ + dW (+dW_{ch}) \quad (4.1)$$

Jinak také nazývaný zákon zachování energie. Popisuje, že energii nelze vyrobit ani zničit, ale pouze přeměnit na jiný druh energie. Celkové množství energie (všech druhů) izolované soustavy zůstává zachováno. [21]



Obrázek 33: Schéma Carnotova motoru [22]

### Druhý zákon termodynamiky

*Nelze sestavit periodicky pracující tepelný stroj, který by trvale konal práci pouze tím, že by ochlazoval jedno těleso, a k žádné další změně v okolí by nedocházelo.*

Tento zákon určuje přirozený směr, kterým probíhají přírodní procesy. Udává, že tepelnou energii je možné přeměňovat pouze s určitým omezením. Prakticky všechny přírodní děje jsou nevratné, vždy se totiž část mechanické energie mění na teplo. Vratné děje jsou jen jakousi idealizací, které slouží k pochopení principu.

Druhý zákon zavádí stavovou funkci  $S$  zvanou entropie, ta v podstatě určuje míru „energie“ (chaosu) v uzavřeném systému. Její diferenciál popisuje, že rovnost nastává pouze pro vratné děje (ideální) a nerovnost pro nevratné. [21]

$$dS = dQ/T \geq 0 \quad (4.2)$$

### Třetí zákon termodynamiky

*Entropie každé ideálně krystalické a dokonale čisté látky je rovna nule při teplotě 0 K.*

Prakticky to znamená, že v tomto vesmíru není možné dosáhnout absolutní nuly konečným počtem kroků. Dosažení hodnoty 0 K by znamenalo absenci veškeré vnitřní energie.

Při zkoumání látek v blízkosti absolutní nuly bylo zjištěno, že určité z nich jsou prakticky nulové. Na základě stavových funkcí při nízkých teplotách a vzájemných souvislostech je možné odvodit třetí zákon v matematické formulaci o kterou se zasloužil Dr. Planck. [21]

$$\lim_{T \rightarrow 0} S = 0 \quad (4.3)$$

## 4.2 Šíření tepla

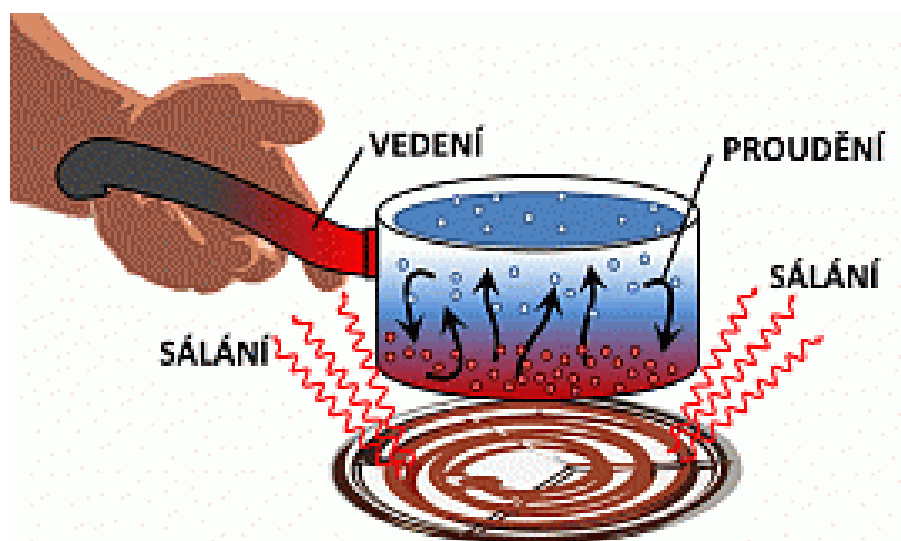
Šíření nebo také sdílení tepla je vlastně přenos energie mezi systémy. Jedná se o termodynamický děj, který probíhá tepelnou výměnou mezi dvěma tělesy s různou teplotou. Teplo ve formě vnitřní energie se vždy předává z teplejšího tělesa na chladnější. Přesné měření se provádí kalorimetrem, popřípadě kalorimetriickými komorami. Šíří se třemi způsoby. [21]

**Kondukcí** neboli vedením. Jedná se o přenos tepla v rámci pevných těles, jejichž části mají různé teploty. Částice látky v oblasti s vyšší kinetickou energií předávají část své pohybové energie srážkou s částicemi v oblasti s nižší kinetickou energií pomocí kmitání kolem své rovnovážné polohy. [23]

**Konvekci** neboli prouděním. Přenos tepla spočívá ve výměně energie mezi pevným tělesem a tekutinou, mezi tekutinami a u plazmatu. Teplo se přenáší v důsledku pohybu hmoty, kdy se následně rozpohybují jednotlivé částice, které mají různou teplotu, a tím si mezi sebou vyměňují vnitřní energii. Vlastností je, že teplejší část tekutého systému obvykle stoupá vzhůru, protože hustota kapalin a plynů s teplotou klesá. Zpravidla je rychlejší než přenos tepla kondukcí. [23]

**Radiací** neboli sáláním/vyzařováním. Tepelná energie se z tělesa odebírá prostřednictvím elektromagnetického záření, které je samovolně vyzařováno. Na rozdíl od kondukce a konvekce je tato metoda funkční i ve vakuu, tedy bez přítomnosti látkového prostředí. Je hlavním principem přenosu energie z hvězd do okolního prostředí. Tato metoda je prakticky jedinou možností, jak ochlazovat zařízení ve vakuu, a často představuje, kvůli své nízké rychlosti, značný problém u vesmírných sond.

Vyzařovaná energie je závislá na několika parametrech - teplotě tělesa, barvě povrchu a obsahu plochy. Teplota tělesa je popsána Planckovým vyzařovacím zákonem. Nejnižší množství tepla vyzařují stříbrně lesklé povrchy a největší černé povrchy. Tuto skutečnost můžeme pozorovat u termosek a radiátorů kosmických lodí, které jsou zpravidla černé. Obsah plochy tělesa je přímo úměrný energii vyzařované sáláním. [23]



Obrázek 34: Rozdíl mezi přenosem tepla vedením, prouděním a sáláním[23]

## 5. Termomechanický návrh přístrojové sekce trupu letadla pro podmínky letu v marsovské atmosféře

Při návrhu trupu letadla se vychází z diplomové práce Magdaleny Jarošové [20], která prováděla návrh základní koncepce a pohonné části dronu pro zadané parametry. Základní typ letadla je helikoptéra.

Je pouze logické pojmenování návrhu, jak je tomu zvykem u jiných vesmírných sond. Jako zjevné a elegantní řešení se nabízí jméno autorky první koncepce. Proto tato osmirotorová helikoptéra pro podmínky letu v marsovské atmosféře ponese název MAGDA.

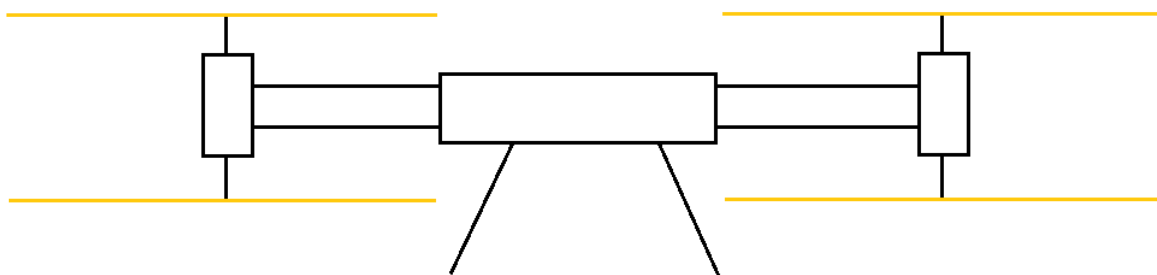


Obrázek 35: Projekt MAGDA

Metodika návrhu vychází z předpokladu evoluce sondy Ingenuity, která dokázala schopnosti letu v atmosféře Marsu. Nový dron by již měl být schopen větší autonomní funkce pro delší průzkum a sběr vzorků nedostupných roverem nebo landerem. Dále by měl přinést hlubší poznatky o místním prostředí, zhodnocení funkce jiného uspořádání rotorů a jistění dalších aerodynamických vlastností.

Nový dron by však měl být situován stále pouze jako doplněk mise, jejímž základem bude rover nebo lander (jejich funkce a úspěšnost je již mnohonásobně potvrzená). Úkolem mise je získat nové poznatky i v případné nefunkčnosti dronu, stále se totiž jedná o zcela nový a neověřený koncept a mohou nastat neočekávané skutečnosti.

Z důvodu snazšího řízení bylo zvoleno souměrné uspořádání čtveřice dvojic koaxiálních rotorů. Každá dvojice je uložena na jednom ze čtyř ramen, které jsou uchycené na středovém trupu. Na konci ramene je lože pro elektromotor, na jejichž koncích hřídele jsou uchycené protichůdné rotory, jeden nahoře a jeden dole.



Obrázek 36: MAGDA základní koncepce

Tvar lopatek vychází z tvarů popsaných v rešerši, konkrétně z profilů pro použití za nízkých Reynoldsových čísel, která jsou přítomna na Marsu. V tomto případě byl zvolen ověřený profil clf5605 (Obrázek 15).

Středová část trupu a ramena je vyrobena z kompozitu pro dosažení nízké hmotnosti při zachování vysoké pevnosti. Trup obsahuje ovládací a vědeckou elektroniku, baterie, solární panel na horní ploše a podvozek. Trup je zaizolován a veškeré choulostivé části jsou utěsněny a odstíněny od nehostinného prostředí marsovské atmosféry.

Dle zadání této práce je kladen důraz na minimalizaci hmotnosti při výběru komponent a materiálů. Hlavním úkolem této práce je však návrh s ohledem na termomechanické vlastnosti. Ty jsou určeny především přehříváním motoru a provozní teplotou baterií, proto se následující kapitoly věnují problematice návrhu jednoduchého elektronického obvodu, jehož komponenty splní provozní podmínky.

Návrhové podmínky jsou stanovené v kapitole 3.6 o atmosféře Marsu, kde bylo zvoleno konkrétní místo na planetě, pro které probíhá návrh. Návrh a výpočty jsou prováděny za těchto ideálních konstantních podmínek. Termomechanické výpočty je vhodné situovat tak, že se pro danou problematiku určí kritické body provozu, které jsou maximální hodnotou pro daný režim.

V případě motoru to je točení motoru naprázdno pro určení tepla pro přehřátí, maximální chlazení způsobeného ofukem od rotorů za letu a doba chlazení z maximální teploty zpět na teplotu okolí. U baterií představují problém nízké teploty, které na Marsu panují. Je tedy potřeba vypočítat výkon topení, které je nutné umístit uvnitř sondy, aby nedošlo k jejich poškození.

Při reálném letu ovšem dochází ke kolísání většiny z těchto vlastností a je dobré tuto skutečnost brát v potaz pro reálný provoz. Vhodné je umístění senzorů pro teplotu, tlak a další parametry, které se budou důkladně monitorovat, a systém pak bude schopen vyhodnotit funkci jednotlivých komponent při daném režimu.

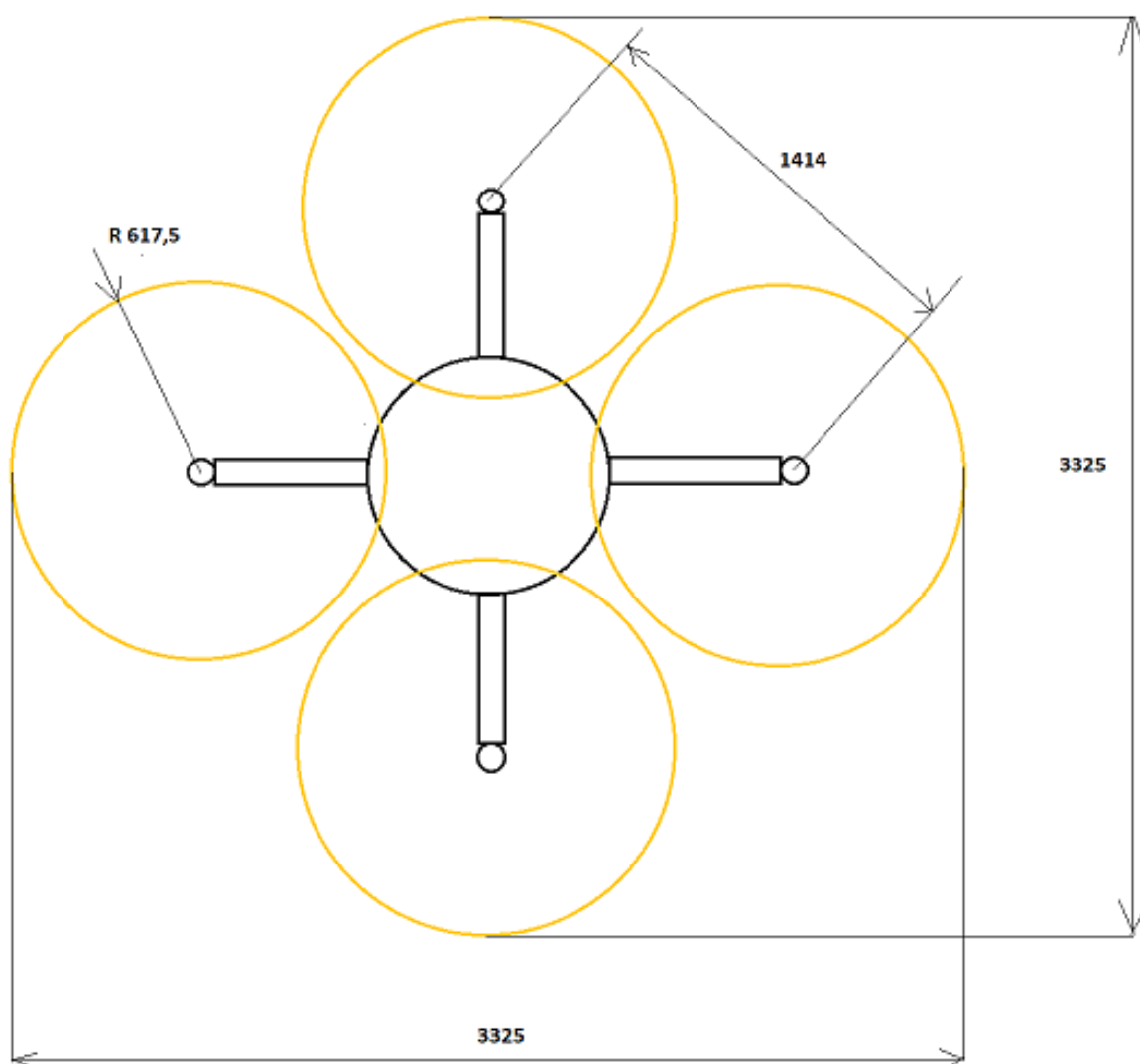
## 5.1 Hmotnost a základní rozměry

### Hmotnost

Hmotnost stroje byla zvolena kolegyní Jarošovou [20]. Její hodnota 18 kg se blíží podobnému budoucímu konceptu NASA AMH, která činí 20 kg. Takováto sonda by měla být schopná nést užité zatížení až o hmotnosti 2-3 kg. Je tedy možné kromě sběru menších vzorků opatřit sondu i řadou dalších vědeckých přístrojů a senzorů.

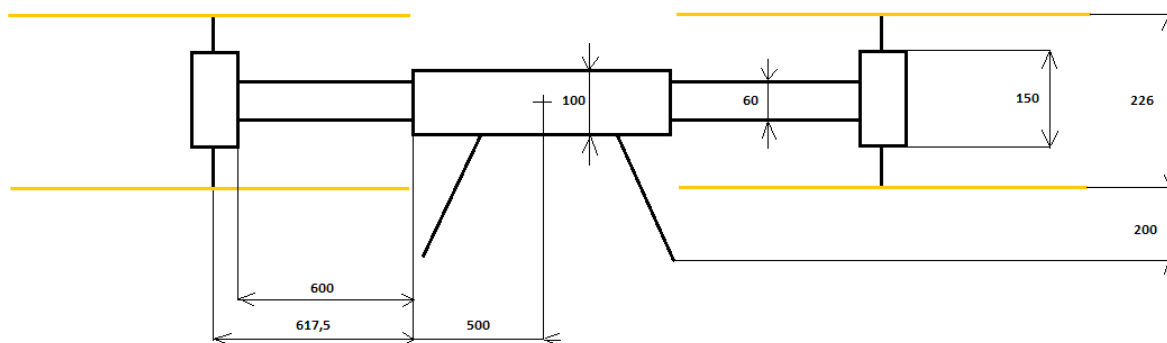
### Základní rozměry

Celkové rozměry stroje vychází z vypočtené hodnoty průměru rotoru, která činí 1,235 m. Obsah, který při rotaci opisuje, je 1,198 m<sup>2</sup>. Tato hodnota zásadně určuje celkové rozměry helikoptéry, které byly zvoleny v rámci návrhu této práce a jsou patrné z následujícího schématu.



Obrázek 37: MAGDA základní rozměry

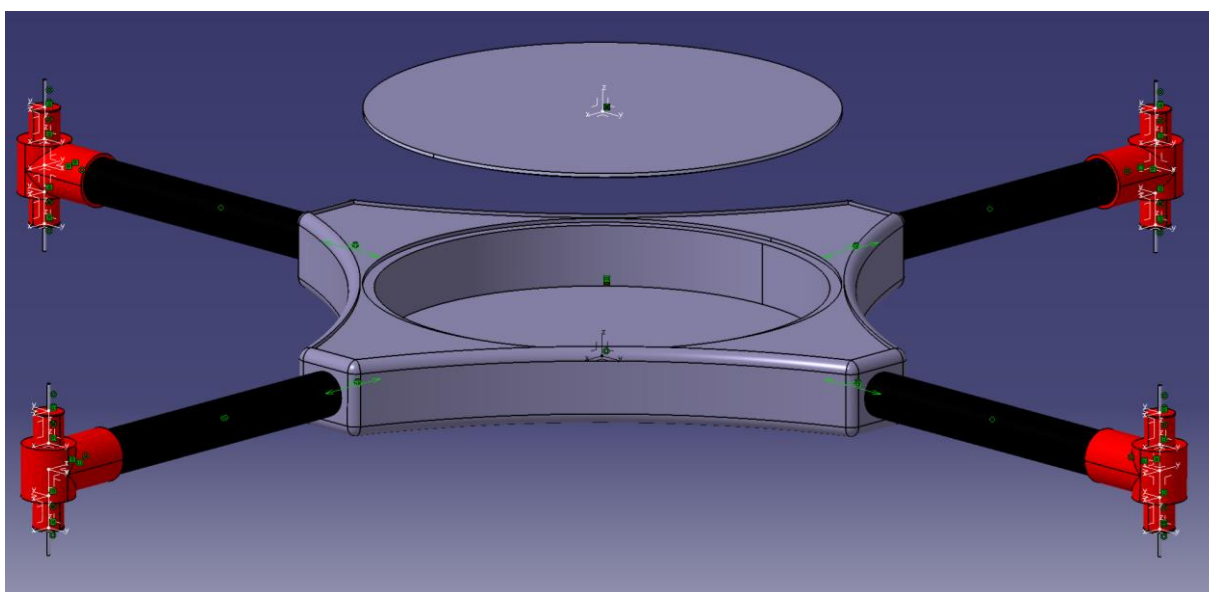
Celková plocha, kterou dron zabírá a potřebuje při startu a přistání, je 6,47 m<sup>2</sup>. V bokorysu lze vidět výšku stroje a další rozměry trupu. Ty jsou zvoleny na základě proporcionálního odhadu rozměrů pro určitý objem řídicí elektroniky a na základě pevnostního předpokladu, aby byl trup schopný přenášet síly od nosných ramen.



Obrázek 38: MAGDA doplňkové rozměry

## 5.2 Konstrukce

Hlavní konstrukční částí je trup, na který jsou připevněny čtyři nosná ramena, jež přenáší síly od pohonného systému. Uvnitř trupu je kapsa pro umístění veškeré elektroniky. Ta je uzavřená víčkem, nad kterým je výřez pro zapuštění solárního panelu. Tvar trupu byl zvolen s ohledem na minimalizaci hmotnosti, jedná se v podstatě o válece s přidaným materiálem pro uchycení nosných ramen. Všechny ostré hrany jsou zaobleny pro dosažení minimálního odporu za letu.

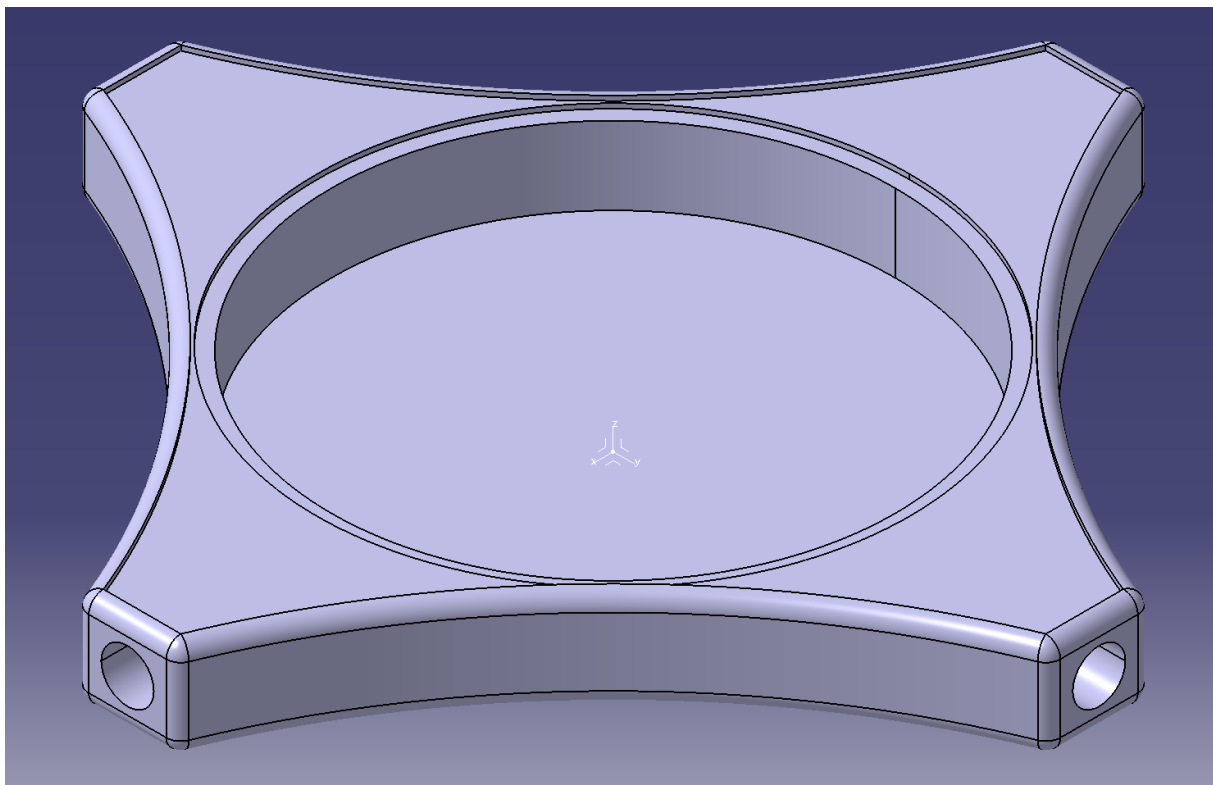


Obrázek 39: MAGDA 3D model základních částí trupu bez rotorů



### Středová konstrukce

Základem trupu je středová konstrukce, ve které je kapsa o tvaru válce s průměrem 580 mm a hloubkou 80 mm pro umístění většiny elektroniky. Kapsa se uzavírá víčkem, nad kterým je do trupu napevno zapuštěn výřez pro solární panel o ploše 0,437 m<sup>2</sup>.



Obrázek 40: MAGDA Středová konstrukce trupu

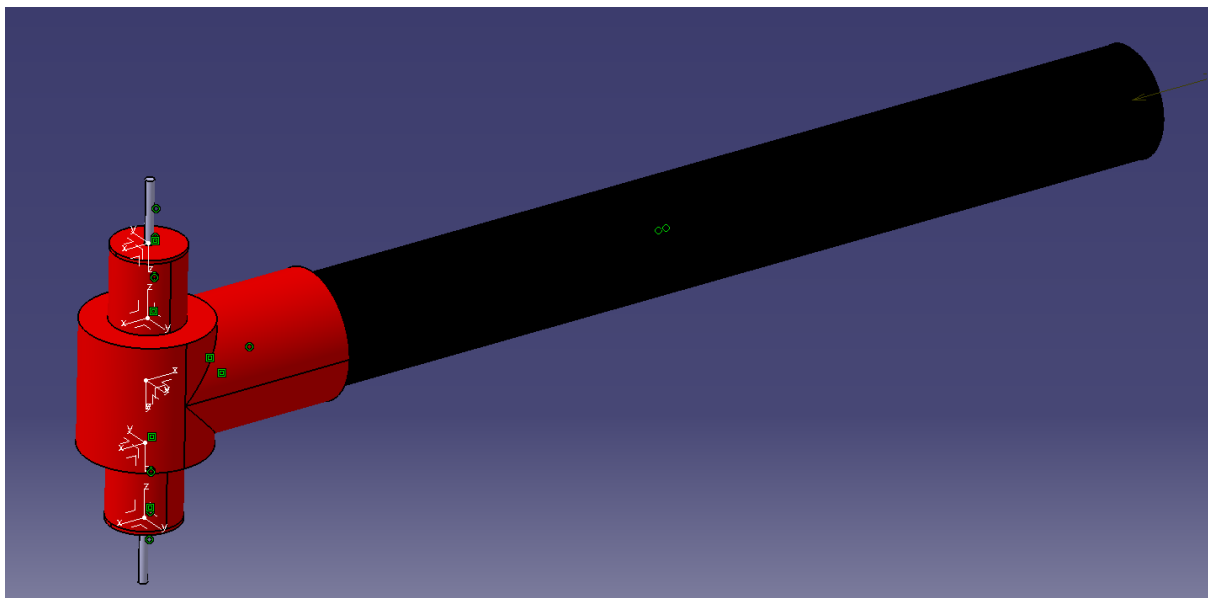
Stěny trupu jsou tvořeny materiálem z uhlíkových vláken. Ty mají velice dobré pevnostní vlastnosti při nízké hmotnosti. Rohy středové části mají přidáný materiál, ve kterém je otvor se závitem pro našroubování nosného ramene. Nejužší část stěny pro výpočet tepelného toku stěnou je 3 mm.

Tabulka 7: Uhlíková vlákna - vlastnosti

Uhlíková vlákna - vlastnosti			
Hustota	$\rho$	2000	kg/m <sup>3</sup>
Dovolené napětí v tahu	$\sigma_{dt}$	4000	MPa
Mez kluzu	Re	2500	MPa
Youngův modul pružnosti	E	500	Gpa
Bod tání	Tt	3657	°C
Součinitel tepelné vodivosti	$\lambda$	100	W/m.K
Izobar. měrná tepelná kapacita	cp	800	J/kg.K

### Nosné rameno

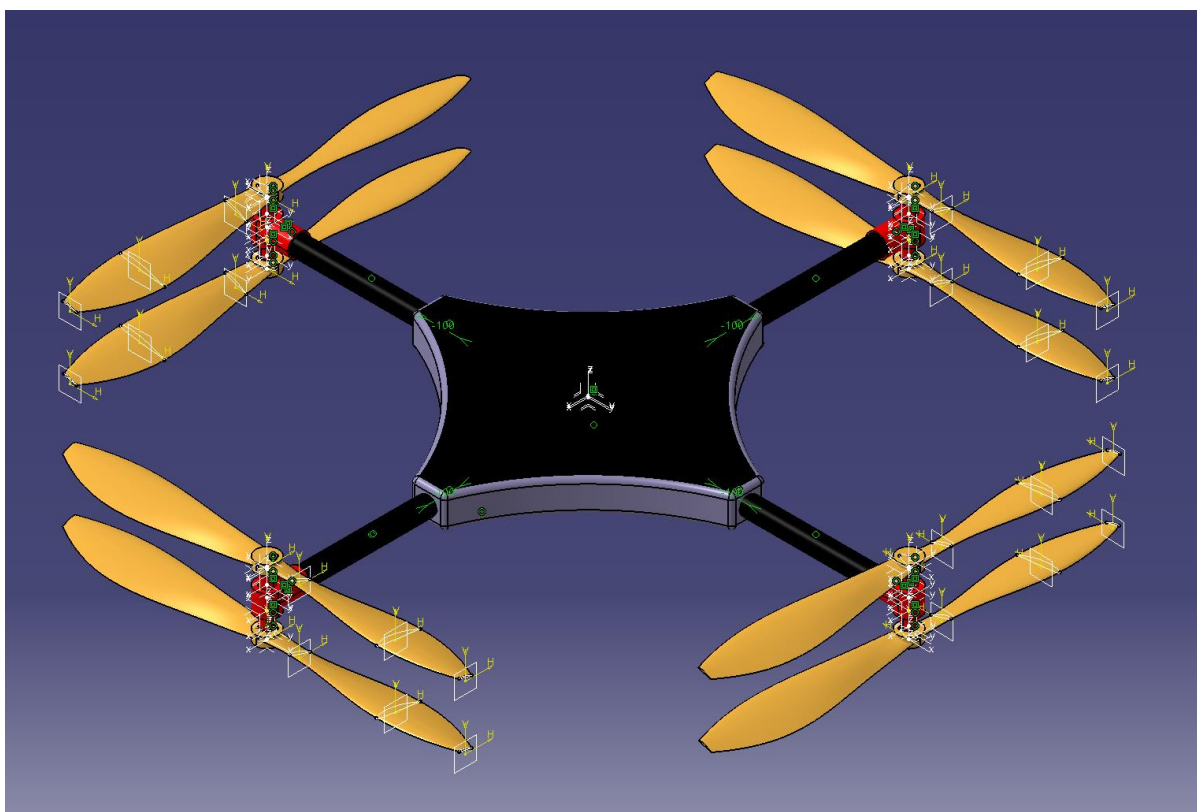
Materiálem této trubky s vnějším průměrem 60 mm o tloušťce stěny 5 mm a délce 600 mm jsou uhlíková vlákna o stejných parametrech jako trup (Tabulka 7). Na jednom konci je závit pro uchycení do trupu a na druhém je napevno přimontováno pouzdro s motory.



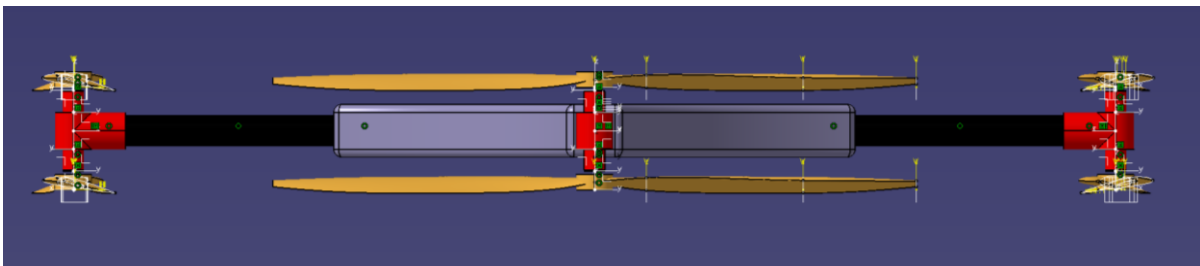
Obrázek 41: MAGDA Nosné rameno s držákem motorů

### 3D sestava

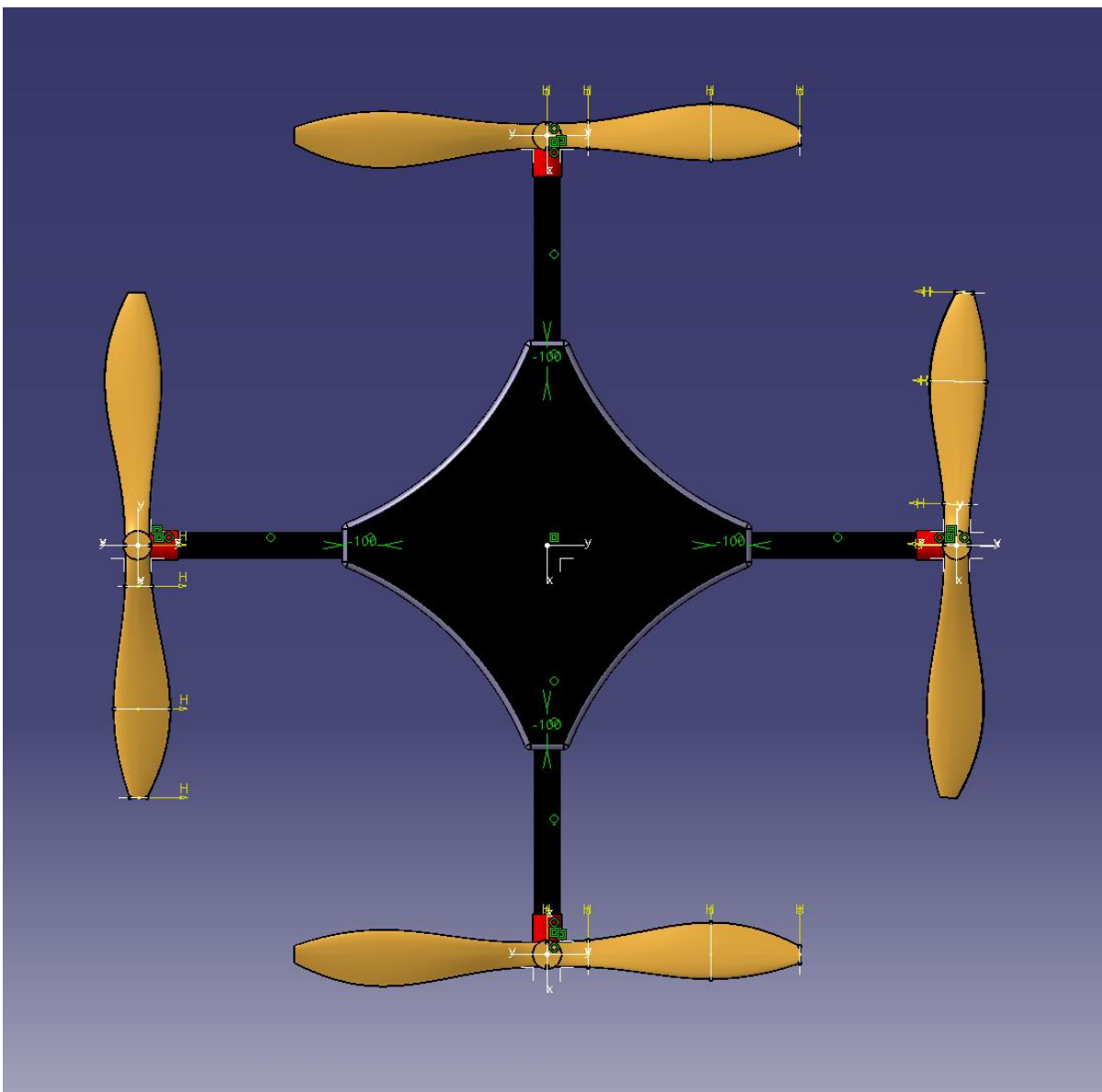
Po sestavení všech dílčích prvků konstrukce trupu vypadá 3D sestava takto.



Obrázek 42: MAGDA 3D sestava s rotory ISO pohled

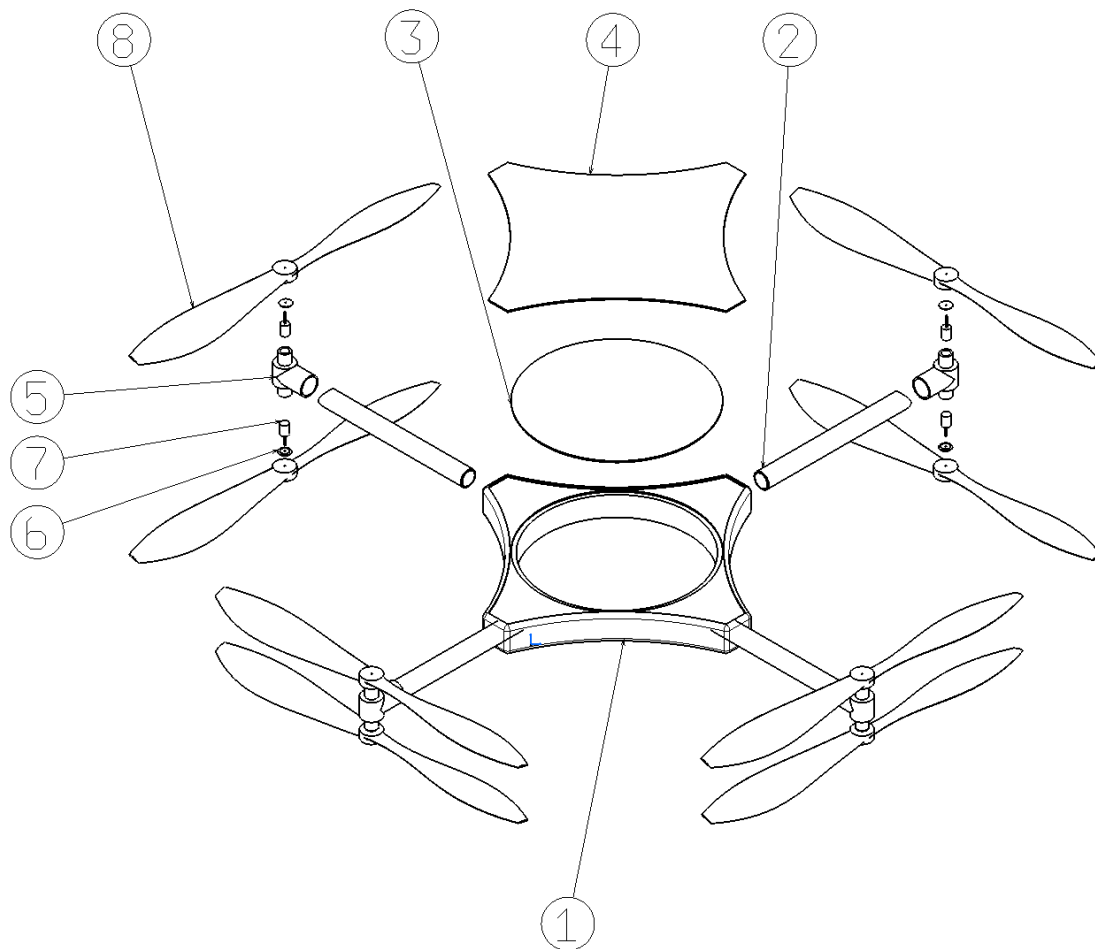


Obrázek 43: MAGDA 3D sestava s rotory - Pohled z boku



Obrázek 44: MAGDA 3D sestava s rotory - Pohled shora

## Opozicované rozpadové schéma sestavy ve 2D



Obrázek 45: MAGDA Opozicované rozpadové schéma sestavy ve 2D

Tabulka 8: Tabulka sestavy

Nr.	Nazev soucasi	Norma	Material	Ks
8	Rotor	Kompozit	-	8
7	Motor	Motor	-	8
6	Vicko motor	Kompozit	Uhlík, vlákno	8
5	Pouzdro motor	Kompozit	Uhlík, vlákno	4
4	Solarni panel	Solar	-	1
3	Vicko trup	Kompozit	Uhlík, vlákno	1
2	Rameno	Kompozit	Uhlík, vlákno	4
1	Trup	Kompozit	Uhlík, vlákno	1

## 5.3 Izolace a ochrana

Celý stroj musí být vyroben technologiemi, které překonají vysoké vibrace při startu rakety a problematiku letu vesmírem.

Z hlediska termomechanického návrhu představuje hlavní problém v konstrukci ochrana vnitřní kapsy trupu před nízkými teplotami okolního prostředí.

Zvolenou izolací je vícevrstvá izolace MLI o tloušťce 10 mm, využívá se primárně pro kosmické aplikace. Její součinitel tepelné vodivosti je  $10E-5$  W/m.K, což je velmi dobrá hodnota pro zajištění maximální ochrany. Hustota materiálu se pohybuje kolem 1,2 kg/m<sup>3</sup>. [24]



Obrázek 46: Vícevrstvá izolace MLI [24]

Elektronika stroje musí být vyrobena speciální radiací, odolnou technologií, aby byla schopná fungovat na povrchu Marsu, kde není tak silné magnetické pole jako na Zemi. Důležitá část je vhodné odstínit materiálem nepropouštějícím radioaktivní záření, které by mohlo způsobit poškození. [25]

## 5.4 Elektronika

Z vypočtené hodnoty průměru rotorů 1,235 m vychází celá řada dalších aerodynamických parametrů pro různé režimy letu. Z hlediska termomechanického návrhu této práce je však stěžejní výsledná hodnota požadovaného výkonu motorů a jejich tepelné ztráty. Nejprve je tedy nutné určit konkrétní motor s účinností.

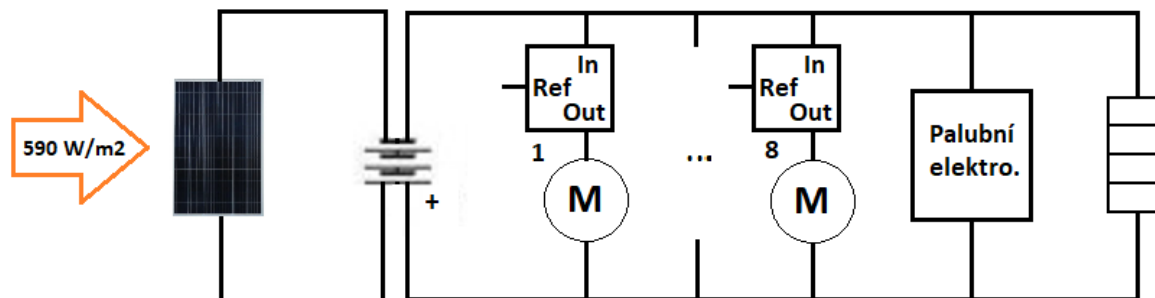
Motor sám o sobě nemůže fungovat. Aby mohl fungovat, je zapotřebí řídicí logický prvek obvodu, zvaný regulátor. Regulátor je elektronické zařízení, které dostává signály z přijímače a podle nich řídí otáčky motoru, zpracovává elektrickou energii z AKU do podoby vhodné k roztočení motoru. Regulátor rovněž určuje účinnost napájecího obvodu.

Z výkonu motoru se dále odvíjí napájecí obvod pohonu, který v tomto případě spočívá v návrhu typu a kapacity baterií, které v termomechanickém návrhu nelze opomenout. Baterie se kromě napájení pohonu a jeho řídicích prvků starají i o napájení dalších letových senzorů a palubní elektroniky.

Z kapitoly o sondě Ingenuity 2.2.1 a skutečností nízkých teplot na Marsu musí být rovněž schopné zajistit energii pro ohřivače, které udrží teplotu v okolí baterií na přijatelných hodnotách, aby nedošlo k jejich poškození.

Pro dlouhodobou a opakovanou funkci helikoptéry je vhodné baterie nějak dobíjet, nejvhodnějším a nejsnazším konstrukčním řešením se jeví již mnohokrát, v prostředí Marsu ověřený, solární panel.

Zbytek elektroniky, jako jsou různé senzory, vědecká elektronika, vysílače, přijímače a další, je zahrnut v systému „palubní elektronika“ a příkon těchto prvků by neměl přesáhnout 70 W. Základní schéma obvodu je zobrazeno na následujícím obrázku.



Obrázek 47: MAGDA Schéma elektronické obvodu

## 5.5 Motory

Motory představují hlavní problém v termomechanickém návrhu. Stejně jako je délka letu sondy Ingenuity omezena přehříváním motorů v prostředí Marsu i tento návrh naráží na identický problém. I přesto, že teploty na Marsu jsou velice nízké, teplo se neodvádí tak rychle, což je důsledkem malé hustoty atmosféry. Pro zajištění mise je vhodné zjistit časové možnosti provozu.

Před stanovením tepelné charakteristiky ohřívání a chlazení motoru v režimech letu je však nutné určit základní parametry a typ motoru. Z těchto skutečností dále vychází volba konkrétního motoru, která se projeví na návrhu dalších komponent a zmíněné maximální délce letu.

### Výkon motoru

Z práce kolegyně Jarošové [20] vyplývá požadovaná hodnota celkového výkonu pohonné jednotky 2500 W. V případě převedení do reálného prostředí návrhu této práce je nutné výkon rozdělit mezi osm jednotlivých rotorů, resp. motorů.

$$P_m = \frac{2500}{8} = 312,5W \quad (5.1)$$

Požadovaný výkon jednoho motoru činí 312,5 W. Vzhledem k náročnosti a typu mise je vhodné tuto hodnotu přinejmenším dodržet a ideálně předdimenzovat. Pro volbu konkrétního motoru však samotný výkon nestačí a je nutné získat další důležitý parametr, a tím jsou otáčky motoru.

### Otáčky motoru

Otáčky motoru byly spočtené na základě úhlové rychlosti rotoru.

$$n = \frac{2\pi\omega}{60} = \frac{2\pi \cdot 256,388}{60} = 40,805 \frac{ot}{s} = 2448,3 \frac{ot}{min} \quad (5.2)$$

Otáčky motoru při maximální úhlové rychlosti pro dosažení stanovených podmínek letu činí 2448,3 min<sup>-1</sup>. Při výběru konkrétního motoru je vhodné se přiblížit k této hodnotě. Kdyby se motor točil příliš vysokými otáčkami, bylo by nutné snížit průměr a stoupání listů rotoru, které by zároveň měly nižší účinnost, případně přidat převodovku, která by zvýšila náročnost konstrukce a hmotnost. Na druhou stranu, kdyby došlo k tomu, že by se motor točil podstatně méně, než je stanovená hodnota, musel by se výrazně zvětšit průměr vrtule. Důsledkem by mohlo být dosažení bariéry maximálního proudu a značné navýšení celkové hmotnosti.

## Volba motoru

Na základě požadovaného výkonu a otáček byl zvolen bezkomutátorový elektromotor HET Typhoon 3W. Ten splňuje podmínku výkonu se svými 450 W a účinností 88 %. Provozních otáček bude dosaženo převodem. [26]

HET Typhoon 3W		
Průměr	28	mm
Délka	38	mm
Průměr hřídele	3,17	mm
Hmotnost	78	g
Proud naprázdno	1,7	A
Vnitřní odpor (při 30C)	0,028	Ω
Max. otáčky	3000	min <sup>-1</sup> .V <sup>-1</sup>
Počet pólů	6	
Max. proud	40	A
Max. účinnost	88	%
Jmenovitý výkon	450	W
Počet článků	3 - 4	
Max. provozní teplota	70	°C



Obrázek 48: Motor HET Typhoon 3W [26]

Tabulka 9: Motor HET Typhoon 3W [26]

### 5.5.1 Výpočtové parametry motoru

#### Skutečný výkon motoru

Tento výkon je hodnota, která se přemění na mechanickou práci. Dostaneme ji vynásobením dodaného výkonu účinností. V případě maximálního požadovaného výkonu 450 W vypadá výpočet následovně:

$$P_{sm} = P * \eta = 450 * 0,88 = 396 \text{ W} \quad (5.3)$$

Hodnota 396 W, která se přemění na mechanickou práci, splňuje požadovaný výkon 312,5 W s optimálním přesahem na předdimenzování při zachování malých rozměrů a hmotnosti.

#### Ztráty motoru

Pro zbytek dodaného výkonu, který se nepřemění na mechanickou práci, se předpokládá přeměna na tepelnou energii. Jedná se tedy o ztráty motoru.

$$P_z = P - P_{sm} = 450 - 396 = 54 \text{ W} \quad (5.4)$$



Ztráty jednoho motoru při maximálním výkonu 450 W činí 54 W resp. J/s. Je to maximální hodnota, která se přemění na teplo. Nyní lze pomocí dalších veličin a termodynamických rovnic dopočítat tuto problematiku.

#### Teplo vyprodukované plochou motoru

$$P_{zp} = \frac{P_z}{S_m} = \frac{P_z}{2 * \pi * r * (r + v)} = 11\,805 \text{ W/m}^2 \quad (5.5)$$

#### Teplo vyprodukované objemem motoru

$$P_{zo} = \frac{P_z}{V_m} = \frac{P_z}{\pi * r^2 * v} = 2\,307\,832 \text{ W/m}^3 \quad (5.6)$$

### 5.5.2 Režimy provozu

Pro další výpočty je nutné určit základní režimy provozu. Ty představují jakési kritické hodnoty, ze kterých se dá odhadnout celkový provoz. Určený maximální výkon motoru 450 W je brán jako režim, který je nejnepříznivější hodnotou ohřevu motoru. Dále je uváděn jako režim naprázdno. Nastává při indukované rychlosti rotoru 0 m/s, tedy bez chlazení od rotoru.

Dalším letovým režimem je vis. Vis je režim, kdy musí rotory vyvinout takovou indukovanou rychlost proudu v atmosféře, aby v ní helikoptéra stabilně udržela svou váhu. V tomto případě bude tekutina kolem motoru obtékat rychlostí 15,68 m/s, což činí výkon 218,5 W jednoho motoru.

Třetí režim je stoupání. To, jak název napovídá, zapříčiní let sondy kolmo vzhůru. Nastává při indukované rychlosti proudu 27,14 m/s a při 312,5 W výkonu motoru. V následující tabulce jsou přehledně uvedeny dopočítané hodnoty základních letových režimů.

Tabulka 10: Letové režimy

Letové režimy				
Režim	vi [m/s]	P [W]	Pz [W]	Pzo [w/m3]
Vis	15,68	218,5	26,22	1120581
Stoupání	27,14	312,5	37,5	1602661
Naprázdno	0	450	54	2307832

Posledním režimem, který je oblastní zájmu, je ochlazení přehřátého motoru z maximální provozní teploty na teplotu, kdy může být znovu bezpečně uveden do provozu.

### Provozní teploty

Teplota motoru by dle údajů výrobce neměla překročit 70°C. Kdyby se tak stalo, mohlo by dojít k odmagnetování permanentních magnetů vyrobených z neodymu. Ideální provozní teplota by se měla pohybovat v rozmezí 30-50°C. Tato hodnota zároveň určuje maximální dobu letu, jež se dá dopočítat z teploty okolí během doby letu.

Výpočetní provozní teplota se volí 50°C. Rozdíl 20°C od bodu, ve kterém dojde k poškození, se přepokládá jako dostačující hodnota pro odvod akumulovaného tepla z motoru do okolí po jeho vypnutí. [26]

U motorů na principu magnetů by neměla mít nízká teplota na Marsu. U magnetů se přepokládá, že čím nižší teplota, tím je silnější až do hodnoty -130°C. Při dalším poklesu teploty se síla snižuje, ale po opětovném ohřátí do rozmezí ideálních teplot se vrátí na předchozí hodnotu. Není tak vhodné provozovat motory dronu za extrémního chladu, který může v určitých situacích na Marsu nastat.

Jak je uvedeno v rešerši, tak nejnižší naměřená teplota na Marsu činila -143,15°C, v takovém případě by bylo vhodné počkat na lepší podmínky v atmosféře a s tím spojený dopad slunečního záření, které by ohřálo motory a okolní vzduch. [27]

### 5.5.3 Tepelné charakteristiky motoru – analytický výpočet

Ze stanovených letových režimů, provozních teplot, vlastností motoru a atmosféry se dá pomocí termomechanických rovnic dopočítat hlavní zájmový parametr - čas. Doba přehřátí a ochlazení motorů zásadně určuje provoz celé sondy a je vhodné jí pro potřeby takto náročné mise alespoň přibližně znát.

Tyto časy jsou důležitým výstupem, určují samotnou charakteristiku mise a velkou část dalších parametrů, jako např. přibližné rozplánování úkolů sondy, dobu vhodnou pro let, z hlediska času dobíjení baterií pomocí slunečního záření, kam a na kolik kroků je schopná sonda doletět a mnoho dalšího.

Určuje se tedy doba, za kterou při daných letových režimech dojde k dosažení maximální provozní teploty motorů 50°C při stanovené teplotě okolí a je nutné je nechat vychladnout. To se počítá stejným způsobem, avšak opačně, a je zapříčiněno volným chlazením okolní atmosférou.

V této kapitole je proveden analytický výpočet pomocí termomechanických rovnic pro určení časového řádu, kde se budou výsledné hodnoty pohybovat. Výpočty však nejsou všemocné a není vhodné pevně ukotvit funkci stroje na jejich výsledcích. Slouží jen jako řádová hodnota.

Pro zjednodušení a stanovení některých parametrů se motor uvažuje jako plný homogenní válec tvořený ze 40 % neodymu, 30 % hliníku a 30 % mědi. Tepelná kapacita takového materiálu je 583 J/kg.K, hustota 6302 kg/m<sup>3</sup> a tepelná vodivost 202,7 W/m.K.

Atmosférické parametry jsou stanovené dle zvolené oblasti (viz Tabulka 6).

### Ohřev motoru

Nejprve je nutné určit celkové množství tepla požadované k ohřátí motoru v daném prostředí. To se vypočítá z teploty okolí a charakteristik motoru prostřednictvím kalorimetrické rovnice.

$$Q_{mo} = c_p * m * \Delta T \quad (5.7)$$

$$Q_{mo} = c_p * m * (t_2 - t_1) = 583 * 0,078 * (66,35 + 50) = 5291 \text{ J}$$

Teplu potřebné pro dosažení maximální provozní teploty je 5291 J. Z této hodnoty a hodnoty tepelných ztrát motoru, které jsou zároveň tepelným tokem, se dá jednoduše dopočítat maximální doba letu, pokud by se motor nijak neochlazoval.

$$\dot{Q}_{mo} = P_z = \frac{Q_{mo}}{t} \rightarrow t = \frac{Q_{mo}}{P_z} \quad (5.8)$$

Tabulka 11: Průběh ohřívání motoru bez chlazení

Ohřev motoru bez chlazení			
Režim	P <sub>z</sub> [W]	t [s]	[K/s]
Vis	26,22	202	0,58
Stoupání	37,5	141	0,82
Naprázdko	54	98	1,19

V tomto idealizovaném případě dosáhne motor nejvyšší doporučenou provozní teplotu 50°C pro daný výkon dle hodnot uvedených v tabulce. Je však nutné podotknout, že tento výpočet představuje hodnotu v atmosféře o konstantních parametrech a jedné neměnné teplotě s idealizovaným materiálem motoru.

### Chlazení motoru

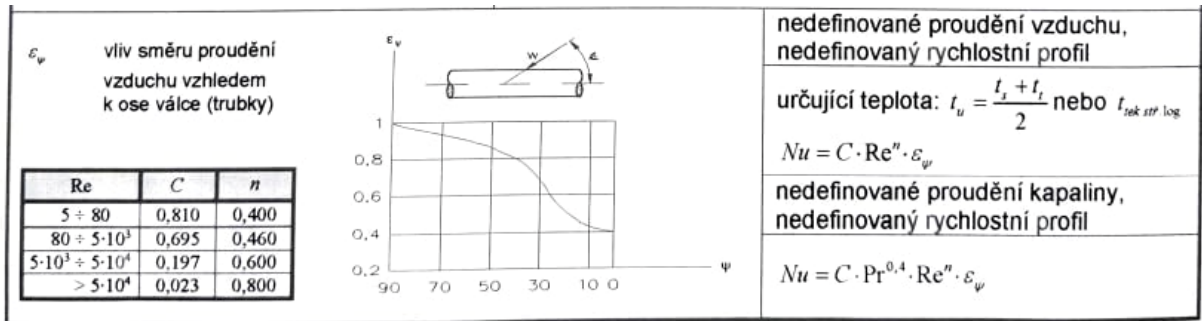
V reálném prostředí se motory budou přirozeně ochlazovat okolím a za letu navíc proudem vzduchu vyvozeným indikovanou rychlostí rotoru. V tomto důsledku se dá předpokládat, že se doba, za kterou dojde k ohřevu motoru na Marsu, prodlouží.

K výpočtu ochlazování se využívají rovnice pro přestup tepla konvekcí mezi stěnou (motorem) a tekutinou (atmosférou Marsu). Konkrétně Newtonův zákon, ze kterého se za pomoci podobnostních čísel a kriteriálních rovnic určí součinitel přestupu tepla. Pomocí tohoto součinitele je možné dopočítat tepelný tok neboli odvedené teplo.

$$\dot{q} = \alpha * \Delta T \left[ \frac{W}{m^2} \right] \quad (5.9)$$

### Chlazení motoru nucenou konvekcí

Nucená konvekce nastává v případě, kdy je těleso ochlazováno prouděním okolní tekutiny. V této práci se jedná o ofuk způsobený rotorem v letových režimech vlnění (15,68 m/s) a stoupání (27,14 m/s). K výpočtu je využitý model stacionární vynucené konvekce obtékání rotačního válce kolmo na jeho základnu pro nedefinované proudění a nedefinovaný rychlostní profil.



Obrázek 49: Stacionární vynucená konvekce - Obtékání rotačního válce [28]

Nejprve je nutné určit Prandtlovo a Reynoldsovo podobnostní číslo.

$$Pr = \frac{\nu * \rho * c_p}{\lambda} \quad (5.10)$$

$$Re = \frac{v_i * l}{\nu} \quad (5.11)$$

Z hodnoty  $Re$  vychází parametry  $C$ ,  $n$  a  $\epsilon$ , pomocí kterých se dopočítá Nusseltovo podobnostní číslo dle zvolené rovnice.

$$Nu = C * Pr^{0,4} * Re^n * \epsilon_\psi \quad (5.12)$$

Následně se určí součinitel přestupu tepla.

$$Nu = \frac{\alpha * l}{\lambda} \quad \rightarrow \quad \alpha = \frac{Nu * \lambda}{l} \quad (5.13)$$

A dopočítá se chladící výkon ofuku způsobeného průtokem vzduchu skrze rotor.

$$P = \dot{Q} = \alpha * \Delta T * S = \alpha * \Delta T * 2 * \pi * r * (r + \nu) \quad (5.14)$$

## Chlazení v režimu Vis a Stoupání

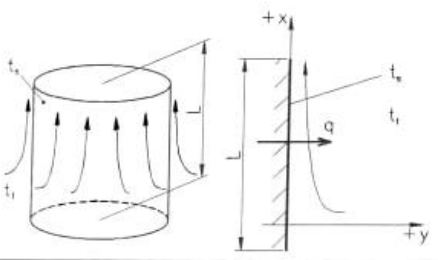
Tabulka 12: Výsledky nucené konvekce režimů „Vis“ a „Stoupání“

Chlazení nucenou konvekcí			
vi	[m/s]	15,68	27,14
Pr	[-]	0,52080	
Re	[-]	1152,27	1994,60
C	[-]	0,695	0,695
n	[-]	0,46	0,46
ε	[-]	0,4	0,4
Nu	[-]	5,48314	7,05743
α	[W/m <sup>2</sup> .K]	1,68823	2,17295
P	[W]	<b>0,898</b>	<b>1,156</b>

Výsledky chladicího výkonu jsou patrné z předchozí tabulky. Odečtením od výkonu motoru se dá dopočítat čas, na který se prodlouží doba provozu (viz Tabulka 13).

## Chlazení motoru volnou konvekcí

Tento případ nastává, když se stroj nepohybuje, tedy volně se ochlazuje okolní atmosférou. V uvedeném případě se jedná o volnou konvekci probíhající obtékáním svislého válce, pro který jsou kritériální rovnice uvedené v následující tabulce.

<p>určující teplota: <math>t_u = \frac{t_s + t_f}{2}</math>,</p> <p>určující rozměr: <math>d_u = L</math> (výška stěny či válce)</p> 	<p>libovolné proudění</p> $Nu = 0,68 + \frac{0,67 \cdot Pr^{\frac{1}{4}} \cdot Gr^{\frac{1}{4}}}{\left[1 + \left(\frac{0,492}{Pr}\right)^{\frac{9}{16}}\right]^{\frac{4}{9}}} \dots \dots \dots \begin{cases} \{8 \cdot 10^{-3} < Pr \cdot Gr < 10^8\} \\ \{0,22 < Pr < 10^6\} \end{cases}$
	$Nu = 0,59 \cdot Pr^{\frac{1}{4}} \cdot Gr^{\frac{1}{4}} \dots \dots \dots \{10^4 < Pr \cdot Gr < 10^9\}$ $Nu = 0,1 \cdot Pr^{\frac{1}{3}} \cdot Gr^{\frac{1}{3}} \dots \dots \dots \{10^9 < Pr \cdot Gr < 10^{13}\}$

Obrázek 50: Stacionární volná konvekce - Obtékání svislého válce o výšce L [28]

Nejprve je nutné určit podobnostní čísla podle Prandtl a Grashoffa v atmosféře Marsu.

$$Pr = \frac{v \cdot \rho \cdot c_p}{\lambda} = 0,521 \quad (5.15)$$

$$Gr = \frac{g \cdot l^3 \cdot \Delta T \cdot \gamma}{\nu^2} = 325,3 \quad (5.16)$$

$$Pr \cdot Gr = 169,41 \quad (5.17)$$

Dle vypočítaných hodnot Pr a Gr lze zvolit vhodnou rovnici Nusseltova podobnostního čísla a dopočítat ji.

$$Nu = 0,68 + \frac{0,67 * Pr^{\frac{1}{4}} * Gr^{1/4}}{[1 + (\frac{0,492}{Pr})^{9/16}]^{4/9}} = 2,469 \quad (5.18)$$

Z výsledku se dá přímo vypočítat součinitel přestupu tepla  $\alpha$ .

$$Nu = \frac{\alpha * l}{\lambda} \rightarrow \alpha = \frac{Nu * \lambda}{l} = 0,76 \text{ W/m}^2 * K \quad (5.19)$$

A z hodnoty přestupu tepla již tepelný tok plochou válce, resp. výkon chlazení.

$$P = \dot{Q} = \alpha * \Delta T * S = \alpha * \Delta T * 2 * \pi * r * (r + v) = 0,4 \text{ W} \quad (5.20)$$

### Chlazení v režimu naprázdno

Z výpočtu volné konvekce se dá přibližně určit doba, o kterou se prodlouží ohřev motoru při režimu naprázdno, tedy s tepelnými ztrátami motoru 54 W a nulovým ofukem. V takovém případě bude celkový topný výkon 53,6 W a předpokládaná doba se navýší z 98 s na 99 s.

Tabulka 13: Průběh ohřívání motoru s chlazením

Ohřev motoru s chlazením				
Režim	Pz [W]	Pch [W]	t [s]	[K/s]
Vis	26,22	0,898	209	0,56
Stoupání	37,5	1,156	146	0,80
Naprázdko	54	0,4	99	1,18

### Ochlazení motoru

Motor je při daném rozdílu teplot přirozeně ochlazován výkonem 0,4 W. Z této hodnoty se dá spočítat doba, za kterou dojde k ochlazení přehřátého motoru.

$$t = \frac{Q}{P} = \frac{5291}{0,4} = 13\,078 \text{ s} \rightarrow 0,009 \text{ K/s} \quad (5.21)$$

Přibližná doba, za kterou se motor plně zchladí z maximální provozní teploty 50°C na teplotu okolí, se pohybuje v oblasti tisíců až desetitisíců sekund.

## 5.5.4 Tepelné charakteristiky motoru – CFD simulace

Kapitola přímo navazuje na analytický výpočet tepelných charakteristik motoru. Výpočty tepla pro neznámou atmosféru založené na podobnostních rovnicích mohou být značně nepřesné. Numerická simulace proudění tepla v programu ANSYS Fluent slouží jako jakési zpřesnění požadovaných výsledků.

Z hlediska komplexnosti programu ale mají přibližné analytické výpočty své místo a jsou nezbytné pro určení řádu výsledků simulace. Je však nutné podotknout, že ani simulace není všemocná a výsledky zde uvedené slouží jako představa o základním fungování kritických bodů provozu sondy v prostředí Marsu.

Před samotným numerickým výpočtem je nutné určit geometrii a síť, která z ní přímo vychází a je společná pro všechny čtyři simulované případy. Síť se pak převede do prostředí programu Fluent, kde se po zadání vstupních parametrů a okrajových podmínek může následně spustit výpočet.

Zdrojové soubory jsou dostupné v příloze.

### Geometrie

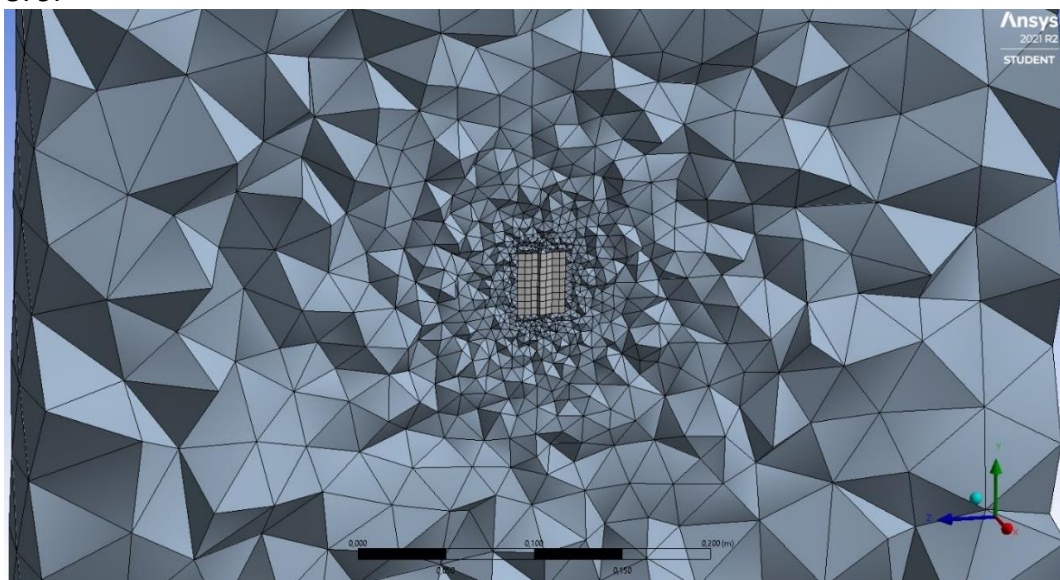
Motor je vymodelován jako homogenní váleček o průměru 28 mm a výšce 38 mm. Je umístěn ve větším válci o průměru podstavy 0,3 m, s výškou 0,5 m, který představuje vnější prostředí.



Obrázek 51: CFD Simulace - Geometrie

## Mesh

Síť je vymodelována progresivní metodou pro CFD, ve které buňky narůstají od kritického místa výpočtu (v tomto případě styčné plochy obou válců) k okraji. Celkový počet elementů je 46 879.



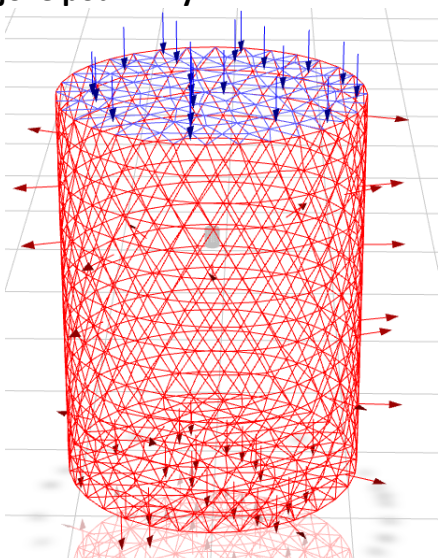
Obrázek 52: CFD Simulace - Mesh

## Fluent

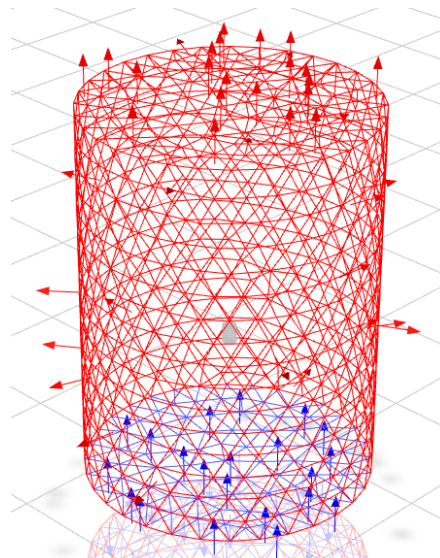
Nastavení Fluentu je provedeno dle typu simulace pro konkrétní případy. Základem je model energetické rovnice nastavený pro simulaci založenou na rozdílu tlaků. Proudění se uvažuje jako laminární. Okrajové podmínky pro jednotlivé plochy jsou stanoveny dle Obrázek 53 a Obrázek 54. Modrá plocha symbolizuje vstup tekutiny do systému a červená výstup. Gravitace působí ve svislé ose.

Výsledkem simulace pro daný počet iterací, při rychlosti proudění tekutiny je průběh teploty v závislosti na čase a doba pro dosažení koncové teploty.

## Okrajové podmínky



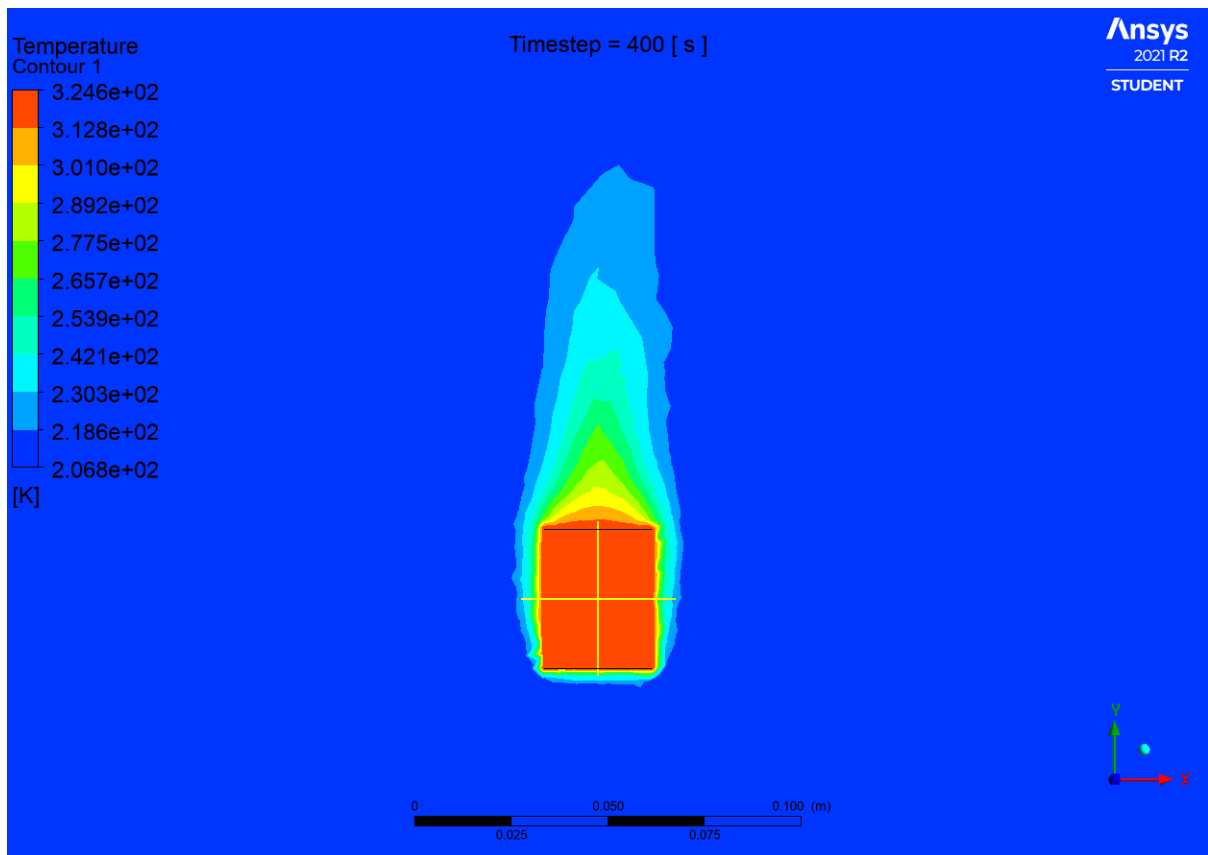
Obrázek 53: Okrajové podmínky režimu Vis a Stoupání



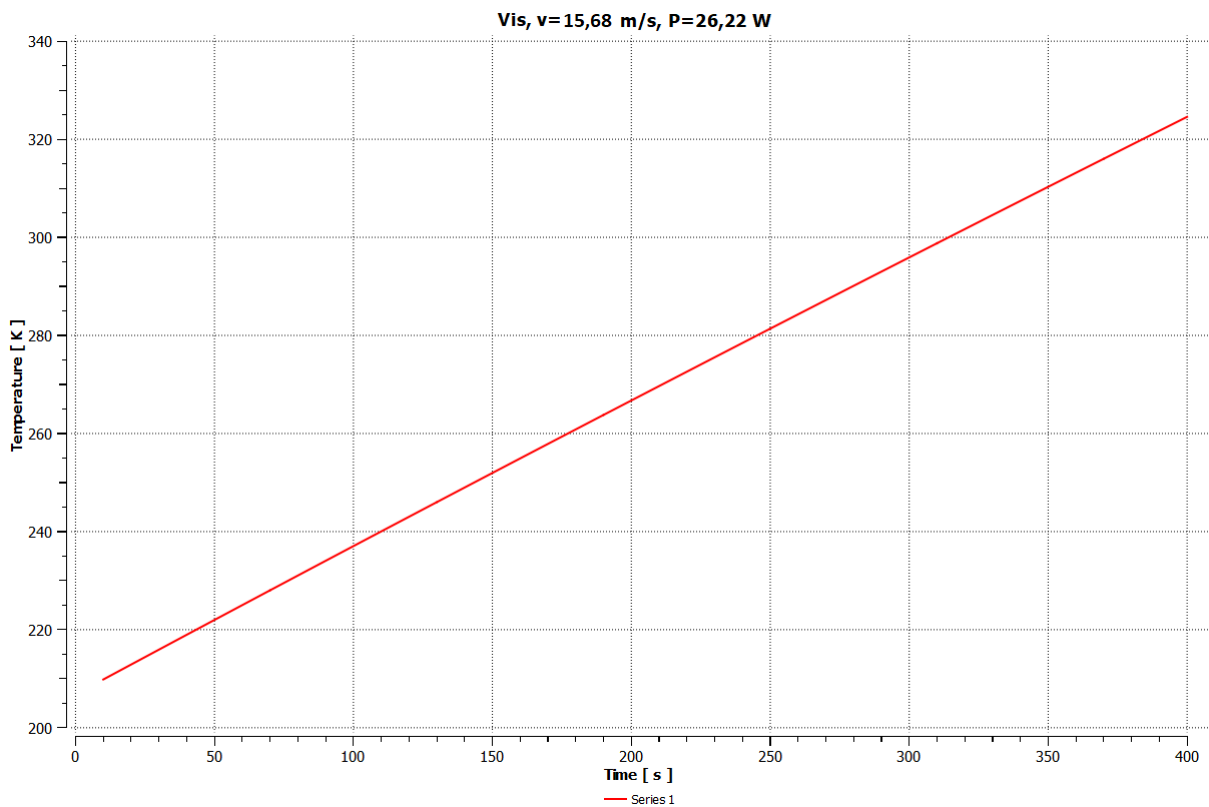
Obrázek 54: Okrajové podmínky režimu Naprázdno a Ochlazení



**Režim Vis ( $v_i = 15,68 \text{ m/s}$ ,  $P_z = 26,22 \text{ W}$ )**

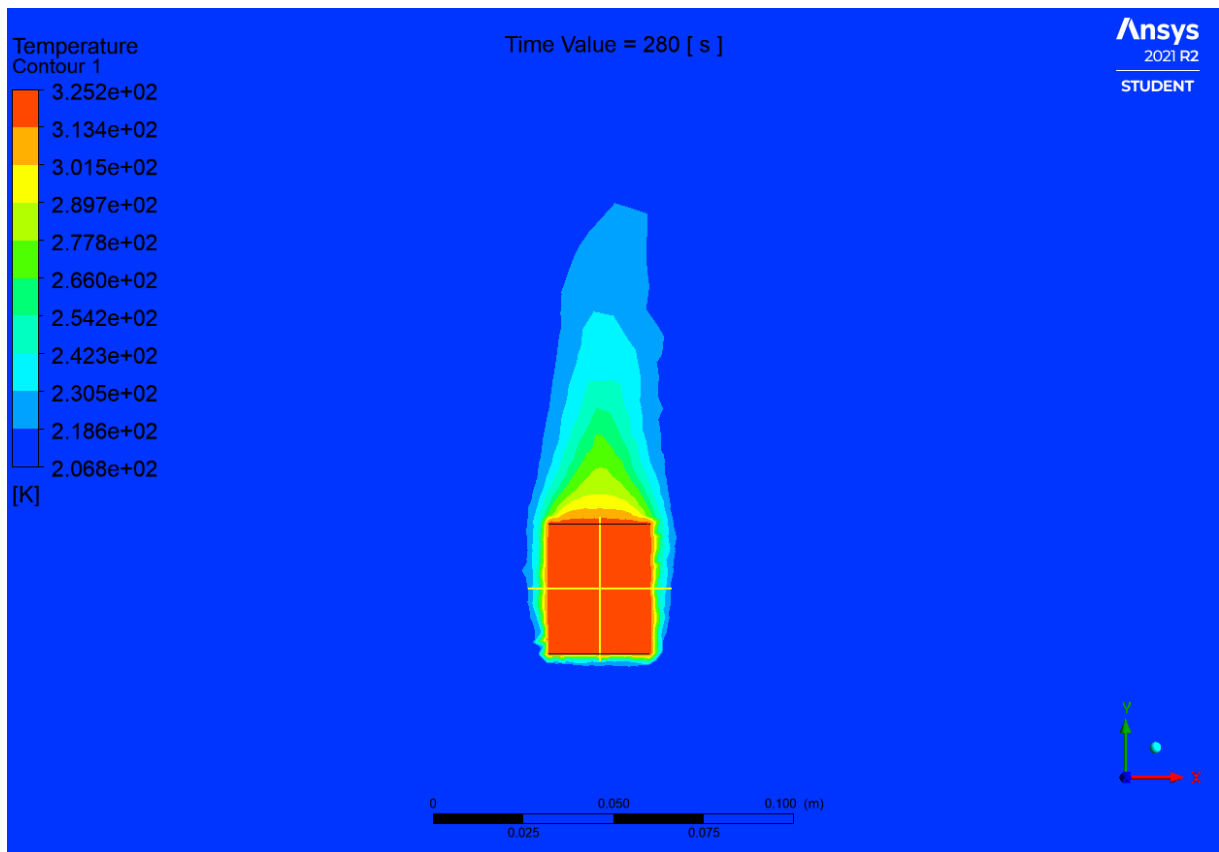


Obrázek 55: Přehřátí motoru v režimu Vis

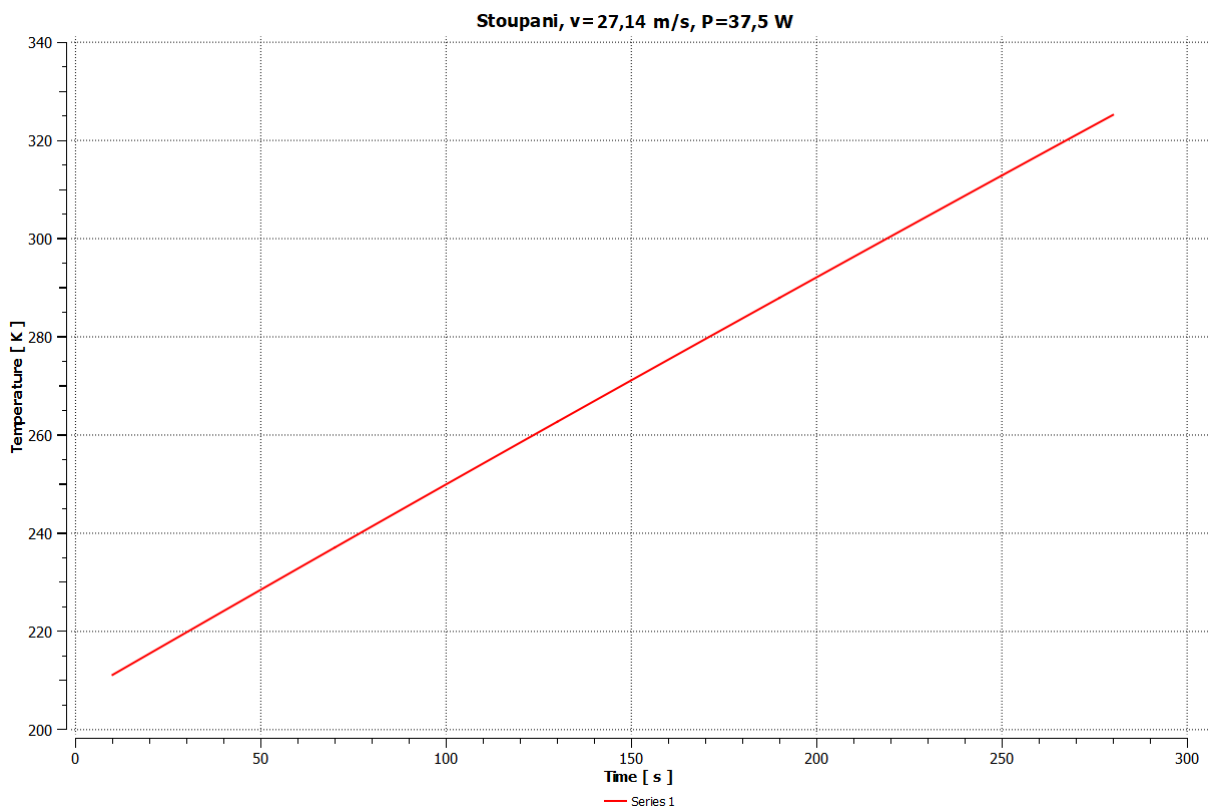


Graf 2: Průběh teploty v závislosti na čase pro režim Vis

## Režim Stoupání ( $v_i = 27,14 \text{ m/s}$ , $P_z = 37,5 \text{ W}$ )

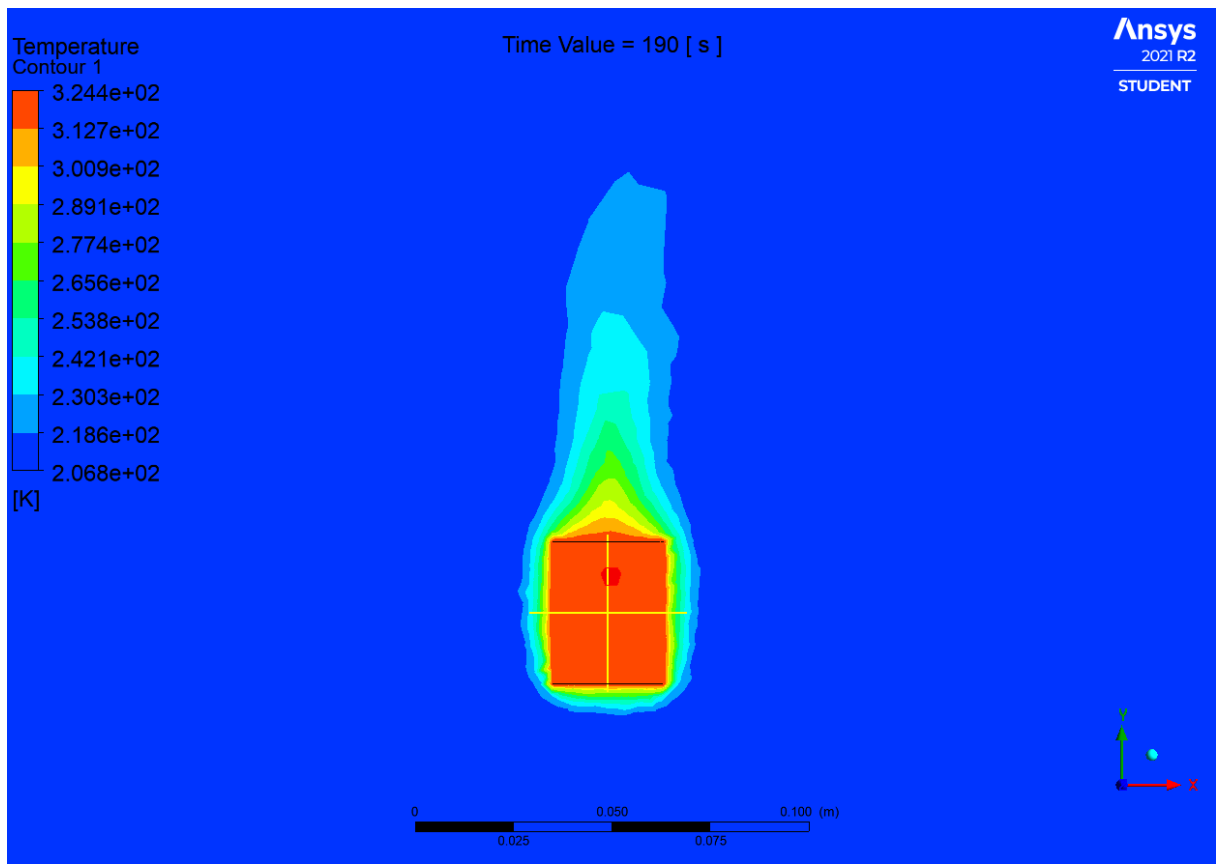


Obrázek 56: Přehřátí motoru v režimu Stoupání

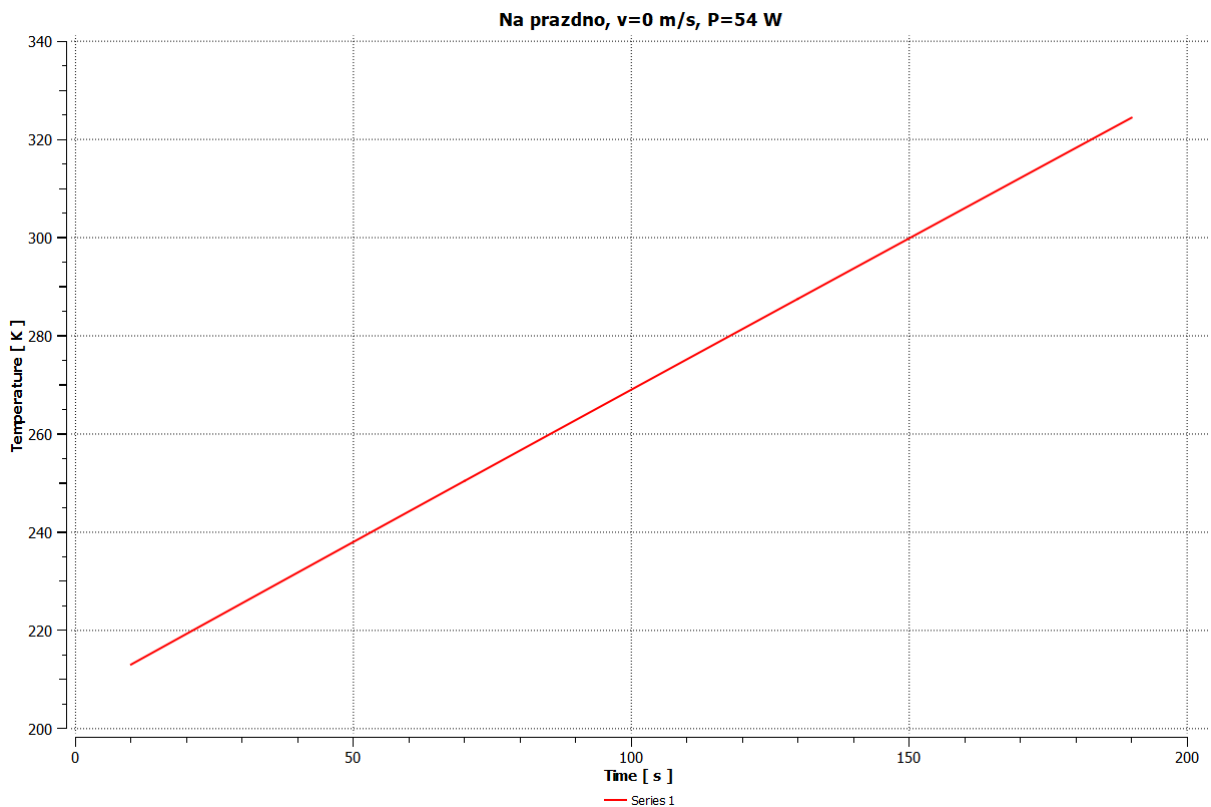


Graf 3: Průběh teploty v závislosti na čase pro režim Stoupání

## Režim Naprázdno ( $v_i = 0 \text{ m/s}$ , $P_z = 54 \text{ W}$ )



Obrázek 57: Přehřátí motoru v režimu Naprázdno



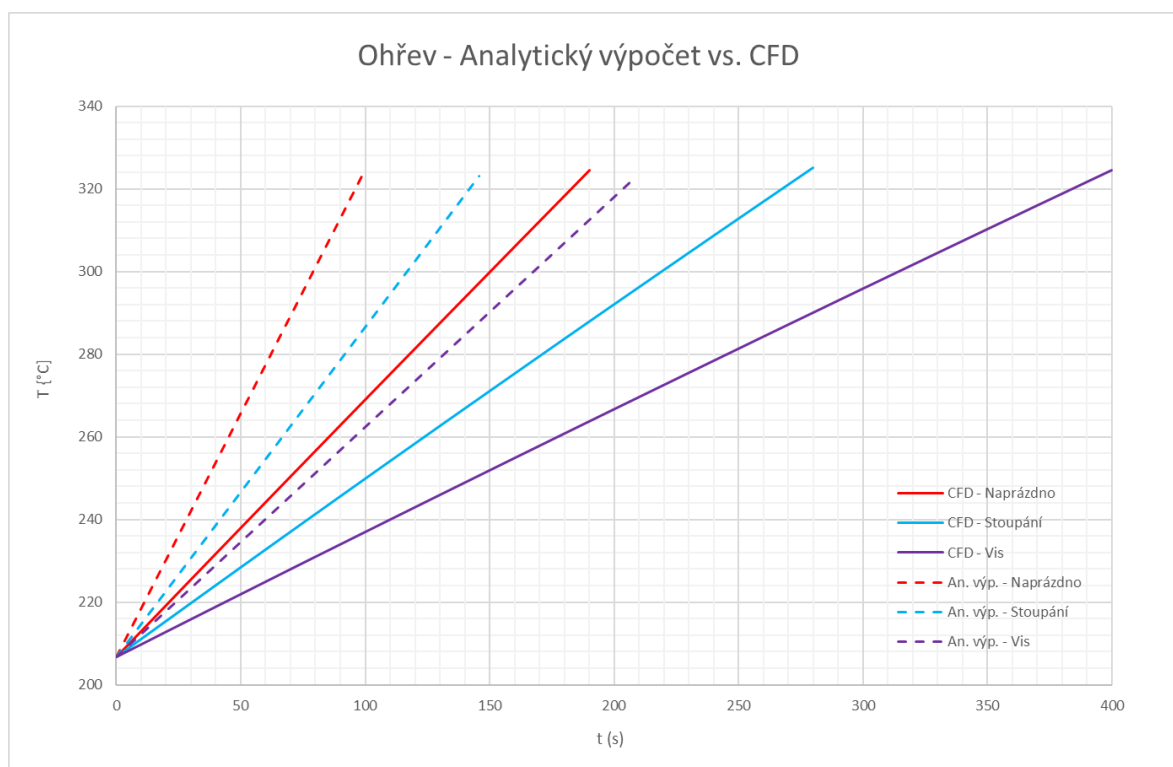
Graf 4: Průběh teploty v závislosti na čase pro režim Naprázdno

## Porovnání výsledků analytického výpočtu ohřevu s CFD simulací

Z výsledků je patrný trend rozdílu zhruba 50 % mezi analytickým výpočtem a simulací. Řádově se však shodují a dají se považovat za oblast, kde se bude sonda při provozu pohybovat.

Tabulka 14: Porovnání výsledků analytického výpočtu ohřevu s CFD simulací

Ohřev - Analytický výpočet vs. CFD				
Režim		Pch [W]	t [s]	[K/s]
Vis	An. výp.	0,898	209	0,56
	CFD	1,654	400	0,29
	$\Delta$	0,755	191	0,27
Stoupání	An. výp.	1,156	146	0,80
	CFD	2,081	280	0,74
	$\Delta$	0,925	134	0,06
Naprázdno	An. výp.	0,400	99	1,18
	CFD	1,068	190	0,02
	$\Delta$	0,668	91	1,16

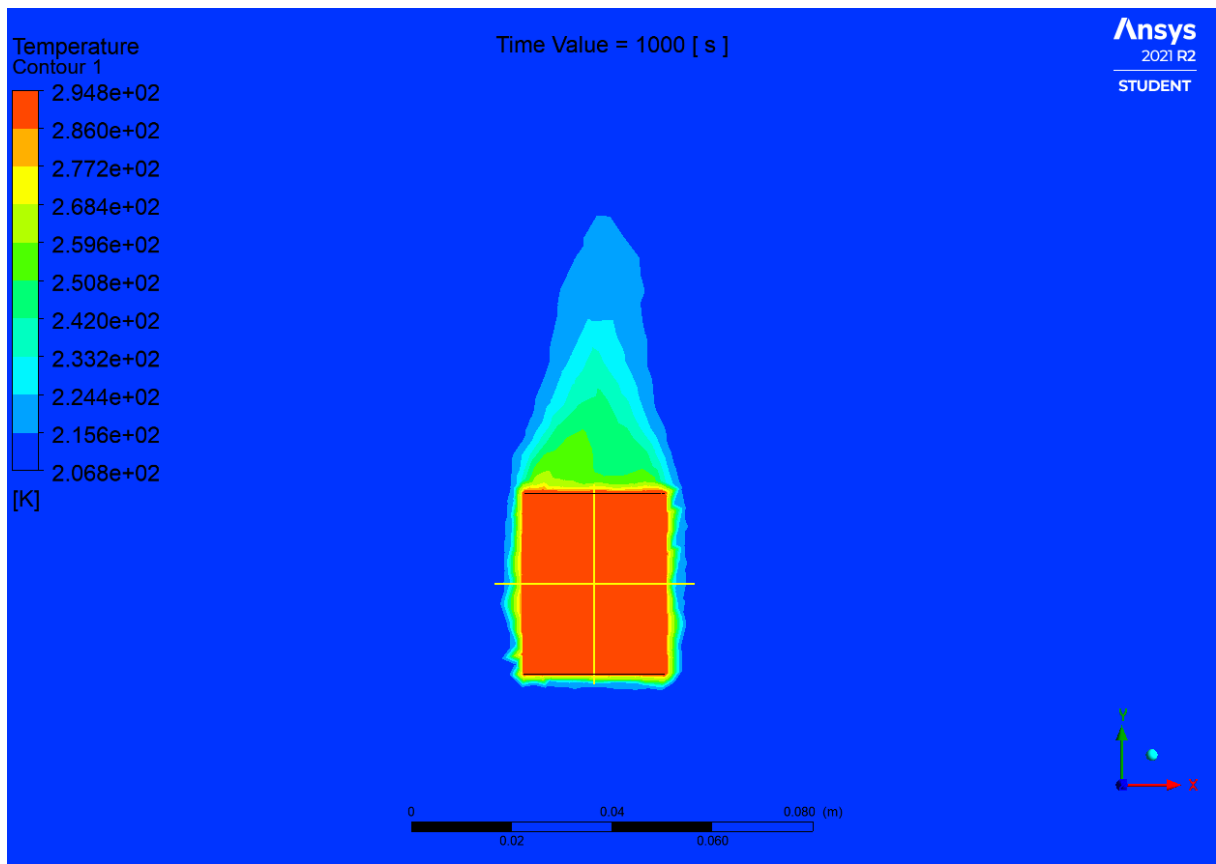


Graf 5: Porovnání výsledků analytického výpočtu ohřevu s CFD simulací

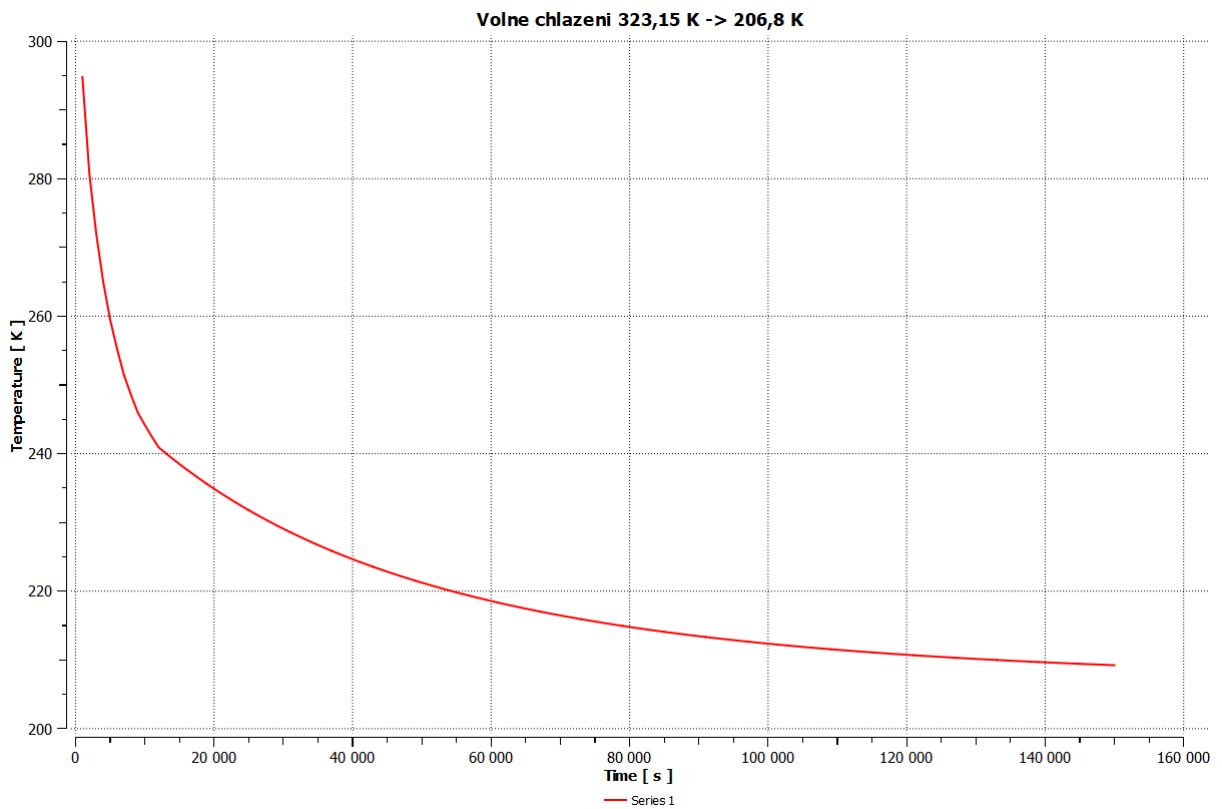
Pro další výpočty je nutné stanovit maximální délku letu, kterou motory umožní. Z této hodnoty totiž vychází kapacita baterií a celková hmotnost stroje. Sonda by měla v kritickém režimu (naprázdno) fungovat 190 s.

V porovnání s Ingenuity je to velký nárůst a vzhledem k výpočetním rychlostem kolegyně Jarošové se zdá být tato hodnota jako adekvátní. Letové režimy však nepojedou vždy na plný výkon a v prostředí reálného letu se dá očekávat značné prodloužení doby letu. Odhadem v řádu desítek, až stovek sekund.

## Režim Ochlazení ( $v_i = 0 \text{ m/s}$ , $P_z = 0 \text{ W}$ )



Obrázek 58: Ochlazení motoru



Graf 6: Časový průběh ochlazení motoru

### Porovnání výsledků analytického výpočtu ochlazení s CFD simulací

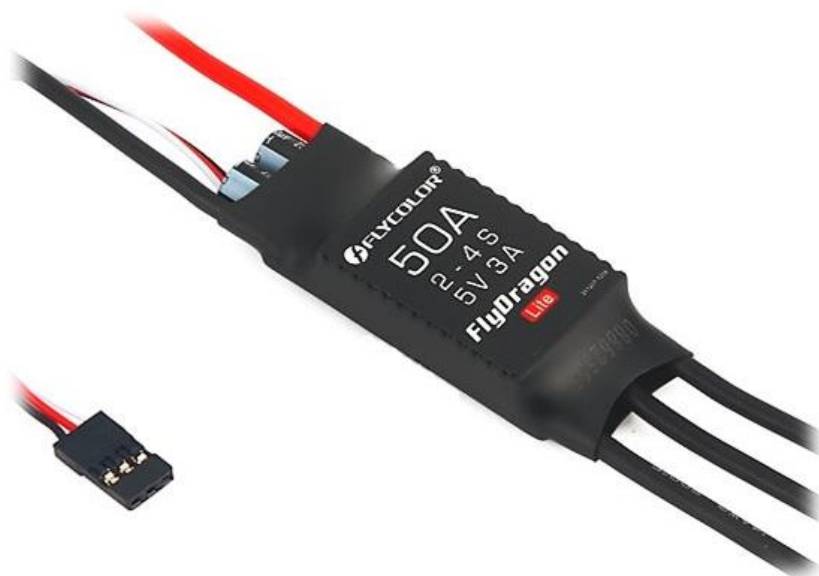
Plné ochlazení motoru vychází z CFD simulace na čas kolem 150 000 s, což je značný rozdíl oproti výsledku 13 078 z analytického výpočtu. Ke zchlazení pod 220 K, což představuje téměř 90 % celkového rozdílu teploty, dochází kolem 50 000 s.

## 5.6 Regulátor otáček

Dle uživatelského manuálu výrobce je motor nutné využívat spolu s vhodným regulátorem otáček, který není součástí motoru. Ten se volí na základě napětí 3-4 s v obvodu a maximálního proudu 40 A, který motor vyžaduje. U regulátoru se zpravidla volí konstrukční proud vyšší.

Dle parametrů byl nalezen regulátor FLYCOLOR FlyDragon 50 A BEC 5 V/3 A splňující oba parametry při zachování malých rozměrů 65x26x15,5 mm a nízké hmotnosti 46,5 g. Ponechává rezervu maximálního proudu, jehož hodnota je 50 A.

Kromě regulace otáček má tento prvek i mnoho dalších pozitivních vlastností, např. chrání proti rušení, přehřátí, samovolnému spuštění, při ztrátě signálu, při nízkém napětí baterie a další. [29]



Obrázek 59: Regulátor FLYCOLOR FlyDragon 50 A BEC 5V/3A [29]

## 5.7 Baterie

Aby byl dron schopný letu, je zapotřebí zdroj elektrické energie pro elektromotory, které se starají o primární funkci uvedení do pohybu. Kromě motorů je však nutné napájet i další řídicí a doplňkovou elektroniku, bez které by se roztočily pouze motory a sonda by maximálně létala nahoru a dolů bez výstupu vědeckých dat.

Z rešerše plyne, že sonda Ingenuity využívá baterie typu Lo-Ion. Ty jsou vhodné spíše pro malé vybíjecí proudy do 10C, pro Ingenuity jejich hodnota stačí, ale v tomto komplexnějším návrhu už ne. Lepším řešením se jeví baterie typu Li-Pol neboli Lithium-polymerový akumulátor.

Ve srovnání s Li-Ion je Li-Pol bezpečnější a má velmi nízkou úroveň samovybití. Nevýhodou jsou lehce vyšší výrobní náklady, což nehraje takovou roli při návrhu sondy pro lety na Mars. Akumulátor je při stejné kapacitě jako Li-Ion dokonce lehčí, ovšem za cenu trochu větších rozměrů. Vzhledem ke konstrukci trupu a zadání práce je vhodnější ušetřit váhu za cenu obsazení většího objemu uvnitř sondy.

Životnost Li-Pol baterií bývá kolem 2000 nabíjecích cyklů. Jejich rozsah provozních teplot by se měl pohybovat v rozmezí 5°-40°C. Při delší neaktivitě článku musí být skladované při napětí 3,7 - 3,9 V. Tato hodnota by nikdy neměla klesnout pod 3 V, jinak bych mohlo dojít k trvalému poškození článku.

Velikost energie, kterou mohou akumulátory tohoto typu pojmout, je obvykle v rozmezí 100 – 20 000 mAh. Tato hodnota udává proud, který je akumulátor schopný dodávat po dobu jedné hodiny.

Návrh konkrétního modelu se odvíjí od počtu článků vycházející z konstrukce motoru. V případě zvoleného typu HET Typhoon 3W je to 3-4 s. Tato hodnota umožňuje použít akumulátory s napětím 11,1 V pro 3 s nebo 14,8 V pro 4 s. Vzhledem k energetické náročnosti pohonu je v tomto případě vhodné zvolit napětí 14,8 V i za cenu vyšší hmotnosti. Akumulátor s napětím 11,1 V by totiž kapacitně nemusel stačit a bylo by nutné umístit jich v systému více, čímž by mnohonásobně narostla hmotnost. Vyšší napětí je tedy v konečném důsledku výhodnější, co se týče váhy. [30]

### 5.7.1 Příkon letového systému

$$P_{pohon} = 8 * 450 = 3600 W \quad (5.22)$$

Maximální výkon, který musí být schopná baterie dodávat osmi motorům, činí 3600 W. Tuto hodnotu je však nutné navýšit o účinnost celého obvodu, který obsahuje kabeláž, regulátor a další prvky. Z dat výrobců pro tyto komponenty byla stanovena hodnota celkové účinnosti systému 90 %.

$$P_S = \frac{3600}{0,9} = 3960 W \approx 4000 W \quad (5.23)$$

Po zaokrouhlení je požadavek na dodání baterie do letového systému celkem 4000 W.

## 5.7.2 Příkon topení

Úskalí baterií na Marsu je, že se musí zahřívat, aby nezmrzly v nehostinných teplotách, které zde panují. Je tedy nutné počítat s výkonem pro zahřívání baterií pomocí topného tělesa, které neumožní pokles teploty uvnitř trupu pod určenou teplotu 10°C.

Minimální teplota okolí může činit až -90°C. Prostor, který je nutné vytopit, je stanoven dle konstrukčního rozměru vnitřní kapsy trupu o průměru 580 a hloubce 80 mm. Potřebný výkon topení se stanoví výpočtem podle rozdílu teploty.

Nejprve je nutné zjistit velikost tepla, které se musí dodat do objemu plynu v komoře.

$$Q_T = c_p * m * dT = c * \rho * \pi * r^2 * h * (t_{max} - t_{min}) \quad (5.24)$$

$$Q_T = 830 * 0,0142 * \pi * 0,29^2 * 0,08 * 100 = 24,91 J$$

Při předpokladu reakce topení jedné sekundy na vytopení přístrojové sekce je minimální výkon topného tělesa 24,91 W. Skutečný výkon topení ale musí být navýšen o teplo, které odvádí okolní atmosféra skrze izolaci trupu.

### Ztráty tepla stěnou

Výpočet tepla, které se odvádí stěnou, se provede za pomoci rovnic pro výpočet tepelné kondukce. Uvažuje se stacionární případ, kdy se teplota nebude měnit s časem. Hlavním principem je Fourierův zákon.

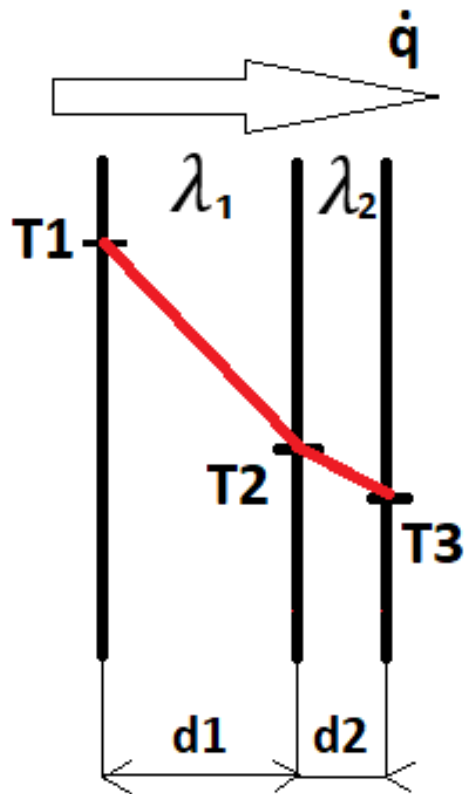
$$\dot{q} = -\lambda * grad(T) \left[ \frac{W}{m^2} \right] \quad (5.25)$$

Tento zákon popisuje plošnou hustotu tepelného toku, která projde stěnou. V případě trupu letadla se jedná o stěnu kolem vnitřního válce přístrojové sekce. Ta je složená z jednoduchých rovinných stěn na základnách válce s jednoduchou válcovou plochou, resp. pláštěm.

Při výpočtu se uvažuje válec tepelné izolace, který je obepnut vnější stěnou z uhlíkových vláken. Součinitel tepelné vodivosti vícevrstvé izolace je dle kapitoly o materiálu trupu 10E-5 W/m.K a pro krajní stěnu z uhlíkových vláken 100 W/m.K. Tloušťka izolace je 10 mm a stěny trupu 3 mm. Teplota uvnitř válce je 10 °C a teplota okolí -90 °C.



## Vedení tepla podstavou válce



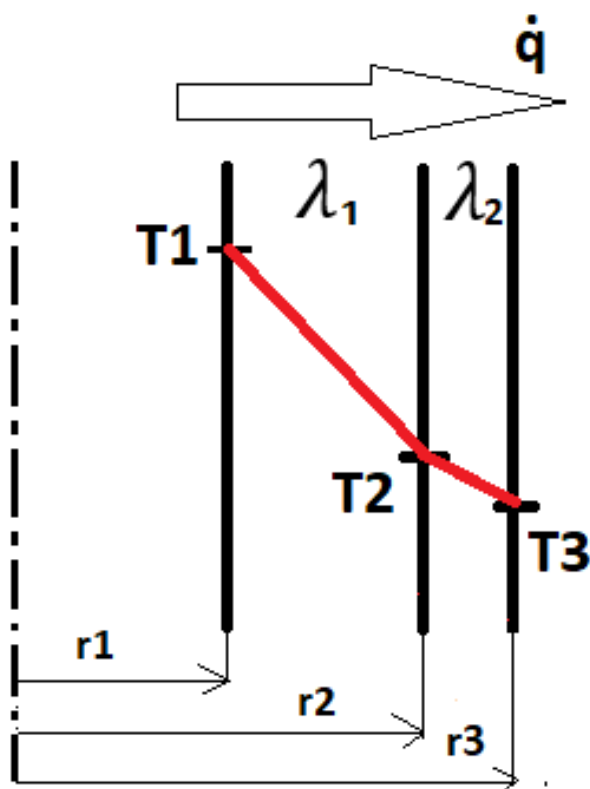
Obrázek 60: Vedení tepla podstavou válce

$$\dot{q}_{podstava} = \frac{\Delta T}{\sum_{i=1}^n \frac{d_i}{\lambda_i}} = \frac{T_1 - T_3}{\frac{d_1}{\lambda_1} + \frac{d_2}{\lambda_2}} = 0,1 \text{ W/m}^2 \quad (5.26)$$

Pro získání celého topného výkonu se musí tepelný tok vynásobit plochou stěny, kterou prochází.

$$\dot{Q}_{podstava} = \dot{q}_{podstava} * \frac{\pi * d^2}{4} = 0,026 \text{ W} \quad (5.27)$$

## Vedení tepla válcovou plochou



Obrázek 61: Vedení tepla válcovou plochou

$$\dot{Q}_{\text{plášť}} = \frac{2\pi * l * \Delta T}{\sum_{i=1}^n \frac{\ln \left| \frac{r_{i+1}}{r_i} \right|}{\lambda_i}} = \frac{2\pi * l * (T_1 - T_3)}{\frac{\ln \left| \frac{r_2}{r_1} \right|}{\lambda_1} + \frac{\ln \left| \frac{r_3}{r_2} \right|}{\lambda_2}} = 0,015 \text{ W} \quad (5.28)$$

## Celkové teplo

$$\dot{Q}_{\text{odvedené}} = 2 * \dot{Q}_{\text{podstava}} + \dot{Q}_{\text{plášť}} = 0,067 \text{ W} \quad (5.29)$$

Celkové teplo odvedené skrz stěnu do okolí je 0,067 W. Přičtením této hodnoty k vypočtenému výkonu pro vytopení vnitřní kapsy trupu získáme celkový potřebný výkon topného tělesa.

$$P_{TC} = P_T + \dot{Q}_{\text{odvedené}} = 24,91 + 0,067 = 24,977 \text{ W} \quad (5.30)$$

Hodnota účinnosti elektrických odporových topítek se pohybuje na hodnotách 98 % a výše. Pro rychlejší reakci na teplotní výkyvy je vhodné zvolit tuto hodnotu vyšší a regulovat výkon podle potřeby. Výkon topení se volí 30 W.

### 5.7.3 Požadavky na baterii

Náročnost další řídicí a vědecké elektroniky se odhaduje na maximální zátěž 70 W. Po sečtení příkonu letového systému, topení a další elektroniky je patrné, že celkový maximální příkon všech zařízení činí 4100 W.

#### Maximální vybíjecí proud

Maximum elektrického proudu v soustavě se získá jednoduchým výpočtem.

$$I_{MAX} = \frac{P_S}{U} = \frac{4100}{14,8} = 277 \text{ A} \quad (5.31)$$

Tato hodnota udává maximální proud v případě, že by běžely všechny systémy na plný výkon. Je důležitá, protože stanovuje konstrukci baterie a výběr konkrétního modelu. Udává hodnotu stálého vybíjecího proudu, který musí baterie dodat, aniž by se poškodila.

#### Kapacita baterie

Kapacita baterií se udává v ampérhodinách. Je to elektrotechnická jednotka odpovídající potenciálu dodávat proud o 1 A po dobu 1 hodiny.

Provozní doba stroje je definována v kapitole o přehřívání motorů a udává požadovanou dobu provozu 190 s při maximálním výkonu. Kapacita se spočítá následovně.

$$K_{190} = I_{MAX} * t_{190} = 277 * 190 = 52\,630 \text{ As} = 14\,619 \text{ mAh} \quad (5.32)$$

Požadovaná kapacita pro dodání maximálního výkonu 4100 W do systému po dobu 190 s je 14 619 mAh. Tuto hodnotu je nutné navýšit o rezervu, aby nedošlo k úplnému vybití a aby vnitřní systémy stroje dokázaly pracovat ještě nějakou dobu po ukončení letu.

V porovnání s tříčlánkovou baterií, o jmenovitém napětí 11,1 V, by požadovaná kapacita vycházela dvojnásobná, tj. na 28 500 mAh. Počáteční úvaha tedy byla správná a vzhledem k váze tohoto typu akumulátorů bylo zvolení napětí 14,8 V dobrým krokem.

## 5.7.4 Volba baterie

Vzhledem k požadované kapacitě a odhadu rezervy se volí baterie o kapacitě 20 000 mAh. Musí rovněž splnit konstrukční požadavek vypočítaného vybíjecího proudu 277 A.

Na základě nabídky trhu a dostupnosti je zvolena baterie NANO Tech 20000mAh 3S 25C (50C) o parametrech uvedených v tabulce.

Tabulka 15: NANO Tech 20000 mAh 3S 25C (50C) [31]

Kapacita	20000	mAh
Napětí	14,8	V
Rozměry	51x88x210	mm
Váha	2090	g
Stálý vybíjecí proud	25	C
Max. vybíjecí proud	50	C
Maximální nabíjecí proud	1-2	C



Obrázek 62: NANO Tech 20000 mAh 3S 25C (50C) [31]

### Vybíjecí proud

Vybíjecí proud se přepočítá na ampéry jednoduchým způsobem. Stačí k tomu vynásobit kapacitu hodnotou uvedenou před C.

$$\begin{aligned} 20\,000 * 25 &= 500\,000 \text{ mA} = 500 \text{ A} \\ 20\,000 * 50 &= 1\,000\,000 \text{ mA} = 1000 \text{ A} \end{aligned} \tag{5.33}$$

Stálý vybíjecí proud této baterie je 500 A, což je hodnota postačující 277 A, které jsou maximální zátěží systému. Dle údajů výrobce je však možný odběr až 1000 A, baterie je tedy z hlediska dodání elektrického proudu vyhovující.

## Výdrž baterie

Baterie je schopná bezpečně dodávat maximální požadovaný výkon systému po dobu 190 s. Rezerva činí 5 381 mAh. Ta vydrží napájet neletové systémy o celkovém příkonu 100 W až 48 minut. Lze však předpokládat, že pokud stroj nepoletí, příkon nezbytných prvků se bude pohybovat na mnohem nižších hodnotách a výdrž se mnohonásobně prodlouží.

Kapacita však neslouží jen k dodání maximálního výkonu za letu, ale musí být schopná udržovat systémy v chodu, pokud by nebyla možnost dobíjení. Tato situace může nastat při neočekávané změně počasí, např. ve formě prachové bouře, která zamezí přísunu sluneční energie pro dobítí. Mohlo by tak dojít k poškození baterií vlivem nízkých teplot.

V takovémto kritickém případě se dá spočítat, jak dlouho zvládnou baterie napájet pouze elektrické topení o minimálním požadovaném výkonu pro vyrovnání tepelných ztrát stěnou trupu.

$$t_{krit} = \frac{K}{\frac{\dot{Q}_{odvedené}}{U}} = \frac{20}{\frac{0,067}{14,8}} = 4418 \text{ h} = 184 \text{ dní} \quad (5.34)$$

Před úplným vybitím vydrží vnitřní systémy bez přísunu slunečné energie a při minimální teplotě až 4418 hodin, tj. 184 dní. Prachové bouře mohou trvat i v řádu několika měsíců, rezerva se v tomto ohledu zdá být dostatečná.

## Teplo z baterie

Tato hodnota slouží k určení množství tepla, které se uvolňuje při vybíjení. Je to hlavní parametr pro potřeby termomechanického návrhu této práce. Počítá se ve formě tepelného výkonu. Vnitřní odpor baterie je dle výrobce 40 mΩ.

$$P_{BA} = U * I = R * I^2 = 0,004 * 277 = 1,11 \text{ W} \quad (5.35)$$

Vypočítaná hodnota tepelného výkonu, který se uvolňuje při maximálním vybíjení baterie, je 1,11 W.

## Odvod přebytečného tepla z trupu

Nejen v důsledku udržování minimální teploty uvnitř trupu na 10°C je nutné zajistit odvod tepla, které se vyprodukuje za chodu systému. Maximální provozní teplota, kterou určují baterie, je 40°C a jako hranice ve vnitřní kapse trupu se stanovuje 30°C.

Stěnou se při teplotě okolí -90°C odvádí 0,067 W. Jednoduchým přepočtem lze zjistit, že při maximální teplotě okolí 20°C, která se předpokládá, bude tato hodnota o řád nižší, a to 0,0067 W.

Maximální teplo vyprodukované při vybíjení baterií může dosahovat až 1,11 W. Účinnost palubní elektroniky se uvažuje 95 %, tudíž teplotní ztráty tohoto systému budou až 3,5 W.

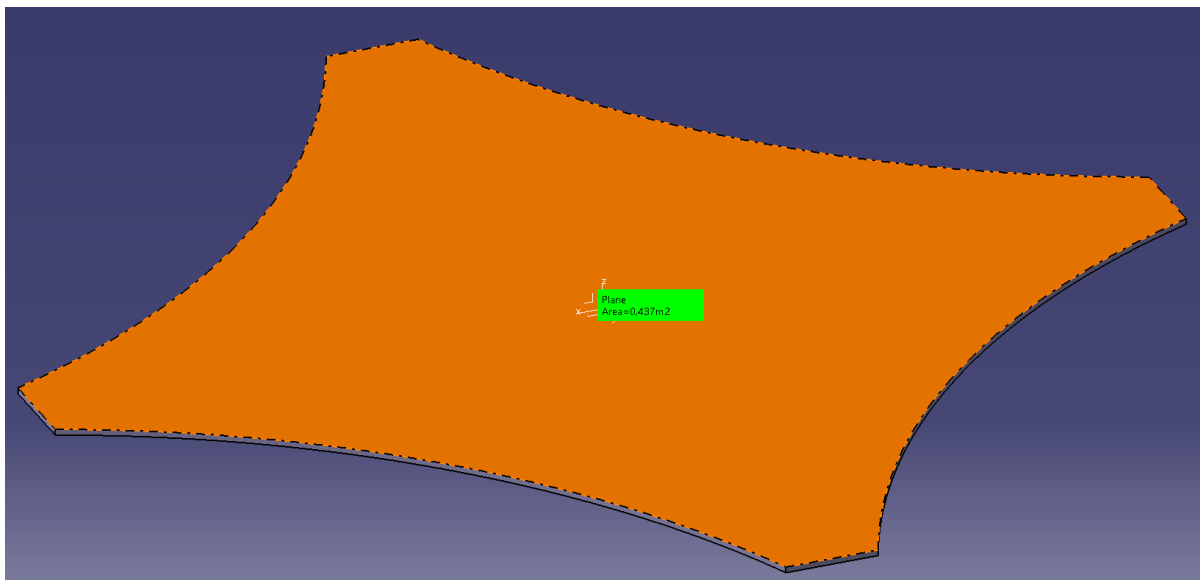
Zbytkový tepelný výkon elektroniky může dosáhnout až 5,72 W. Je tedy vhodné zajistit odvod tepla pryč ze systému.

Chlazení bude dosaženo přepážkou, která bude regulovat teplotu uvnitř trupu přirozenou výměnou teplého plynu uvnitř trupu za chladnější plyn z okolí. Přepážku je nutné navrhnout tak, aby propouštěla pouze samotný plyn bez atmosférického prachu, který se na Marsu vyskytuje. Pro zvýšení účinnosti může být její součástí i malý ventilátor.

Případně je možné navrhnout celý chladicí systém trupu, ale ten do značné míry navýší složitost a hmotnost celého stroje. Z hlediska jednoduchosti se přepážka, ventil nebo úmyslná netěsnost trupu jeví jako vhodnější řešení.

## 5.8 Solární panel

Napájení baterií zajišťuje solární článek umístěný na horní ploše trupu. Velikost nabíjecího proudu by se podle konstrukce baterie měla pohybovat mezi 1-2 C (20-40 A). Napětí obvodu je dané rovněž typem baterie, a to na 14,8 V. Velikost solárního panelu vychází z konstrukce trupu, jeho plocha 0,437 m<sup>2</sup> je stanovená horní plochou trupu, do které je zapuštěn.



Obrázek 63: MAGDA Solární panel

Sluneční konstanta na povrchu Marsu je za ideálních podmínek  $SOL = 590 \text{ W/m}^2$ . Běžná účinnost solárních panelů se pohybuje kolem 20 %. Produkovaná energie se tak spočítá následovně. [32]

$$P_{sol} = S * SOL * 0,2 = 0,437 * 590 * 0,2 = 51,57 \text{ W} \quad (5.36)$$

### Nabíjecí proud panelu

$$I_{nab} = \frac{P_{sol}}{U} = \frac{51,57}{14,8} = 3,48 \text{ A} \quad (5.37)$$

$$t = \frac{K}{I_{nab}} = \frac{20}{3,48} = 5,75 \text{ h} \quad (5.38)$$

Baterie typu Li-pol mají při nabíjení prakticky 100 % účinnost a maximální zvolená kapacita 20000 mAh se při ideálních podmínkách naplní energií ze solárního panelu od nuly na maximum za 5,75 hodin.

## 6. Závěr

Na základě získaných poznatků o letadlech, Marsu, termomechanice a z práce kolegyně Jarošové [20] byl proveden termomechanický návrh přístrojové sekce trupu letadla pro podmínky letu v marsovské atmosféře.

Pro základní koncept stroje byly zvoleny primární rozměry a z nich byla vytvořena 3D sestava v programu CATIA. Rozměry bylo nutné stanovit z hlediska návrhu a výpočtu dalších parametrů. Velikost jádra trupu byla zvolena záměrně větší, termomechanické výpočty totiž není nutné přepočítávat při zmenšení jeho rozměrů. Tyto vlastnosti by v takovém případě zůstaly lehce předimenzovány.

Po stanovení rozměrů bylo nutné navrhnout elektro obvod pro pokrytí požadované energetické náročnosti pohonu a dalších zařízení. Tyto prvky totiž představují primární zátěž z hlediska termomechanického návrhu. K základním komponentům patří osm elektromotorů s příslušným řídicím prvkem, palubní elektronika, topení pro udržení teploty uvnitř trupu, zdroj energie ve formě akumulátoru a solární panel pro jeho dobíjení.

U motorů byl předpoklad, že celková doba letu bude omezená, stejně jako u Ingenuity, jejich přehřívám v řídké marsovské atmosféře. Bylo tedy potřeba určit, za jakou dobu dojde k přehřátí na jejich maximální provozní teplotu 50°C. Z analytických výpočtů a numerických simulací pro maximální kritický provozní režim naprázdno byla tato doba stanovena na 190 s.

Chlazení motorů se vypočítalo obdobně a výsledkem byla doba pro ochlazení motoru v řádech desítek tisíc sekund. Pro daný případ teplotního rozdílu 116,35 K je čas pro ochlazení o 90% teploty stanoven na 50 000 s.

Čas přehřátí 190 s zároveň určuje kapacitu baterií. Ty musí být schopny stabilně systému dodávat 4100 W po celou tuto dobu. Po výpočtu všech parametrů elektro soustavy a zvolení rezervy byla kapacita Li-pol článku stanovena na 20 000 mAh.

Baterie se nesmí dostat pod teplotu 10°C, jinak by mohlo dojít k jejich poškození. Z tohoto důvodu musel být stanoven příkon 30 W topného tělesa uvnitř trupu, který dokáže vyrovnat minimální teplotu -90 °C okolní atmosféry.

Na základě vypočtené kapacity baterií a dalších zjištěným parametrům elektroniky umístěné ve vnitřní kapse jádra trupu lze její průměr snížit z 580 mm na 250 mm. Poměrně lze zmenšit celý trup pro ušetření hmotnosti.

Při provozu veškeré elektroniky a maximálním vybíjení baterií se může uvnitř trupu teoreticky produkovat teplo o výkonu až 5,72 W. Je tedy nutné toto teplo nějakým způsobem odvádět. V případě takto nízké hodnoty postačí do trupu umístit ventil, přepážku nebo úmyslnou netěsnost, které umožní ventilaci přehřátého vnitřního plynu.

Termomechanické výpočty jsou značně složité a parametry chodu stroje byly určeny pro kritické režimy provozu. V prostředí reálného letu jsou tyto hodnoty značně předimenzované a při nižších výkonech systému se dá očekávat mnohem delší provozní doba.

Z hlediska maximální efektivity stroje je žádoucí do něj umístit senzory pro monitorování proměnných hodnot stroje a atmosféry (teplota motorů, teplota uvnitř trupu, teplota, tlak a hustota okolní atmosféry aj.). Systém, resp. procesor stroje, by pak s pomocí dodaných dat měl být schopen vyhodnotit funkci, stanovit maximální efektivitu výkonů a určit skutečný čas letu.



## Seznam zdrojů

- [1] THEINER, PH.D., Ing. Robert. Letecké konstrukce a stavba letadel. Ústav letadlové techniky ČVUT.
- [2] Sqrt4.eu [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <http://sqrt4.eu/sily-na-letadlo-3-2/>
- [3] Princip letu. Elspeedo.cz [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://elspeedo.cz/3-1-princip-letu/>
- [4] Unmanned aerial vehicle. Wikipedia [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned\\_aerial\\_vehicle](https://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle)
- [5] Pre-Flight Check on Ikhana. Wikipedia [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/Ikhana/ED08-0151-02.html>
- [6] Breaking Down Barriers for Unmanned Flight. Nasa.gov [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/centers/glenn/technology/uav.html>
- [7] An Advanced Mars Helicopter Design [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: [https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/An\\_Advanced\\_Helicopter\\_Design\\_SW\\_ASCEND\\_final.pdf](https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/An_Advanced_Helicopter_Design_SW_ASCEND_final.pdf)
- [8] Ingenuity (helicopter) [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Ingenuity\\_\(helicopter\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Ingenuity_(helicopter))
- [9] Meet the First Helo on Mars: A Deep Dive Into What Makes Ingenuity So...Ingenious [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://www.popularmechanics.com/space/moon-mars/a35353442/ingenuity-mars-helicopter/>
- [10] KONING, Witold J. F., W. JOHNSON a B. ALLAN. Generation of Mars Helicopter Rotor Model for Comprehensive Analyses [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://www.semanticscholar.org/paper/Generation-of-Mars-Helicopter-Rotor-Model-for-Koning-Johnson/55a3e75ed99e11d8410661b98cc31c627de7e3e6#citing-papers>
- [11] JOHNSON, Wayne. Mars Science Helicopter Conceptual Design [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: doi:NASA/TM—2020–220485
- [12] *Mars aircraft* [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Mars\\_aircraft](https://en.wikipedia.org/wiki/Mars_aircraft)
- [13] Mars [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/Mars>
- [14] Nasa probe determines Mars' internal structure. BBC [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://www.bbc.com/news/science-environment-57935742>
- [15] Atmosphere of Mars. Wikipedia [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Atmosphere\\_of\\_Mars](https://en.wikipedia.org/wiki/Atmosphere_of_Mars)
- [16] Enormous Dust Storm On Mars Threatens The Opportunity Rover. Npr [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://www.npr.org/2018/06/13/619573721/enormous-dust-storm-on-mars-threatens-the-opportunity-rover?t=1640258802196>
- [17] Mars Atmosphere Model. NASA [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/atmosmrm.html>

- [18] Zurek, R. (2017). Understanding Mars and Its Atmosphere. In R. Haberle, R. Clancy, F. Forget, M. Smith, & R. Zurek (Eds.), *The Atmosphere and Climate of Mars* (Cambridge Planetary Science, pp. 3-19). Cambridge: Cambridge University Press. doi:10.1017/9781139060172.002
- [19] Mars' Magnetic Tail. NASA [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://svs.gsfc.nasa.gov/12397>
- [20] 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.
- [21] STŘEDA, Ivo. Základy rovnovážné termodynamiky. Vyd. 3. Liberec: Technická univerzita v Liberci, 2009. ISBN 978-80-7372-459-7.
- [22] Thermodynamics. Wikipedia [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/Thermodynamics>
- [23] Jaký je rozdíl mezi přenosem tepla vedením, prouděním a sáláním? E-konstrukter [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://e-konstrukter.cz/novinka/jaky-je-rozdil-mezi-prenosem-tepla-vedenim-proudenim-a-salanim>
- [24] P. M. Sutheesh and Alex Chollackal 2018 IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 396 012061
- [25] LEONARD, Christopher. Challenges for Electronic Circuits in Space Applications. Analog [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://www.analog.com/en/thought-leadership/challenges-for-electronic-circuits-in-space-applications.html>
- [26] HET Typhoon 3W. Horejsi [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://horejsi.cz/Pages/DetailProdukt.aspx?objcislo=1780>
- [27] Vliv teploty na sílu neodymových magnetů. Silnemagnety [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://silnemagnety.cz/teplota/>
- [28] Petříková, M., Kryštůfek, P.: *Tabulky pro termodynamiku*. TU Liberec, 2013. ISBN 978-80-7372-945-5.
- [29] Regulátor FLYCOLOR FlyDragon. Bighobby [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://www.bighobby.cz/regulator-flycolor-flydragon-50a-bec-5v-3a/>
- [30] Modelářská poradna. Bighobby [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://www.bighobby.cz/modelarska-poradna/>
- [31] NANO Tech 20000mAh 4S 25C (50C). Bighobby [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: <https://www.bighobby.cz/bighobby-nano-tech-20000mah-4s-25c/>
- [32] Sluneční konstanta. Wikipedia [online]. [cit. 2021-12-25]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Slune%C4%8Dn%C3%AD\\_konstanta](https://cs.wikipedia.org/wiki/Slune%C4%8Dn%C3%AD_konstanta)

# Seznam obrázků

Obrázek 1: Letadlo rozdělení [1] .....	10
Obrázek 2: Princip letu balónu [1].....	10
Obrázek 3: Síly působící na letoun [2].....	11
Obrázek 4: Vznik vztlaku [3] .....	11
Obrázek 5: Rozdělení Draku letadla [1].....	12
Obrázek 6: MQ-9 Reaper [4] .....	13
Obrázek 7: MQ-8B Fire Scout [4].....	13
Obrázek 8: Předstartovní kontrola dronu Ikhana [5] .....	13
Obrázek 9: Řízení UAV [6] .....	14
Obrázek 10: DJI Mavic 2 Pro [4] .....	14
Obrázek 11: Koncepty helikoptér pro lety na Marsu [7].....	15
Obrázek 12: Ingenuity na povrchu Mars v dubnu 2021 [8].....	15
Obrázek 13: Základní části Ingenuity [9] .....	16
Obrázek 14: Pohon Ingenuity [9] .....	16
Obrázek 15: Profil clf5605 [10].....	17
Obrázek 16: Trup a elektronika Ingenuity [9] .....	18
Obrázek 17: Trasa uražená sondami Perseverance a Ingenuity do 254 solů [8] .....	18
Obrázek 18: Profily pro nízká Re [7] .....	20
Obrázek 19: Optimalizovaný rotor pro další generaci vrtulníku na Marsu [7].....	21
Obrázek 20: Porovnání budoucích konceptů s Ingenuity (vlevo Mars Science helicopter-coaxial, vpravo Mars Science helicopter-hexacopter) [11].....	22
Obrázek 21: Koncept ARES [12] .....	22
Obrázek 22: Návrhy Martánských vrtulových dronů (zleva do prava): MARV, GTMARS, MEUAV, VITAS, JMH [11] .....	22
Obrázek 23: Mars [13].....	23
Obrázek 24: Povrch Marsu s viditelnou vrstvou atmosféry [13].....	24
Obrázek 25: Vnitřní struktura Marsu[14].....	26
Obrázek 26: Kamenitý a prašný povrch Marsu [13].....	27
Obrázek 27: Kráter Korolev obsahující led [13].....	28
Obrázek 28: Povrchové teploty v zimě na severní polokouli [15].....	29
Obrázek 29: Snímky pořízené sondou Curiosity ukazují nárůst intenzity prachové bouře během 3 dní 10. června 2018 [16].....	30
Obrázek 30: Vzorce NASA pro výpočet základních atmosférických parametrů měnící se s výškou [17] .....	31
Obrázek 31: Atmosférické křivky MSA a Marsu [18].....	31
Obrázek 32: Magnetické pole Marsu a Země [19] .....	32
Obrázek 33: Schéma Carnotova motoru [22].....	35
Obrázek 34: Rozdíl mezi přenosem tepla vedením, prouděním a sáláním[23] .....	36
Obrázek 35: Projekt MAGDA .....	37
Obrázek 36: MAGDA základní koncepce .....	38
Obrázek 37: MAGDA základní rozměry .....	39
Obrázek 38: MAGDA doplňkové rozměry .....	40
Obrázek 39: MAGDA 3D model základních částí trupu bez rotorů .....	40
Obrázek 40: MAGDA Středová konstrukce trupu .....	41
Obrázek 41: MAGDA Nosné rameno s držákem motorů .....	42
Obrázek 42: MAGDA 3D sestava s rotory ISO pohled .....	42

Obrázek 43: MAGDA 3D sestava s rotory - Pohled z boku.....	43
Obrázek 44: MAGDA 3D sestava s rotory - Pohled shora .....	43
Obrázek 45: MAGDA Opozicované rozpadové schéma sestavy ve 2D .....	44
Obrázek 46: Vícevrstvá izolace MLI [24] .....	45
Obrázek 47: MAGDA Schéma elektronické obvodu.....	46
Obrázek 48: Motor HET Typhoon 3W [26].....	48
Obrázek 49: Stacionární vynucená konvekce - Obtékání rotačního válce [28].....	52
Obrázek 50: Stacionární volná konvekce - Obtékání svislého válce o výšce L [28].....	53
Obrázek 51: CFD Simulace - Geometrie .....	55
Obrázek 52: CFD Simulace - Mesh .....	56
Obrázek 53: Okrajové podmínky režimu Vis a Stoupání .....	56
Obrázek 54: Okrajové podmínky režimu Naprázdno a Ochlazení.....	56
Obrázek 55: Přehřátí motoru v režimu Vis.....	57
Obrázek 56: Přehřátí motoru v režimu Stoupání .....	58
Obrázek 57: Přehřátí motoru v režimu Naprázdno.....	59
Obrázek 58: Ochlazení motoru .....	61
Obrázek 59: Regulátor FLYCOLOR FlyDragon 50 A BEC 5V/3A [29] .....	62
Obrázek 60: Vedení tepla podstavou válce.....	65
Obrázek 61: Vedení tepla válcovou plochou.....	66
Obrázek 62: NANO Tech 20000 mAh 3S 25C (50C) [31].....	68
Obrázek 63: MAGDA Solární panel .....	71

## Seznam tabulek

Tabulka 1 Parametry AMH [7].....	19
Tabulka 2 Porovnání Ingenuity a AMH [7] .....	19
Tabulka 3: Oběhové parametry Marsu [13].....	25
Tabulka 4: Fyzikální charakteristiky Marsu [13] .....	26
Tabulka 5: Prvky přítomné v Martěanské atmosféře [15] .....	29
Tabulka 6: Parametry atmosféry pro další výpočty [20] .....	33
Tabulka 7: Uhlíková vlákna - vlastnosti .....	41
Tabulka 8: Tabulka sestavy.....	44
Tabulka 9: Motor HET Typhoon 3W [26].....	48
Tabulka 10: Letové režimy .....	49
Tabulka 11: Průběh ohřívání motoru bez chlazení.....	51
Tabulka 12: Výsledky nucené konvekce režimů „Vis“ a „Stoupání“ .....	53
Tabulka 13: Průběh ohřívání motoru s chlazení.....	54
Tabulka 14: Porovnání výsledků analytického výpočtu ohřevu s CFD simulací .....	60
Tabulka 15: NANO Tech 20000 mAh 3S 25C (50C) [31] .....	68

## Seznam grafů

Graf 1: Doba visení Ingenuity a AMH [7].....	20
Graf 2: Průběh teploty v závislosti na čase pro režim Vis .....	57
Graf 3: Průběh teploty v závislosti na čase pro režim Stoupání.....	58
Graf 4: Průběh teploty v závislosti na čase pro režim Na prázdko .....	59
Graf 5: Porovnání výsledků analytického výpočtu ohřevu s CFD simulací.....	60
Graf 6: Časový průběh ochlazení motoru.....	61

## Seznam příloh

MAGDA\_Excel  
MAGDA\_CATIA  
MAGDA\_Fluent

## Seznam použitého softwaru

Microsoft Word  
Microsoft Excel  
Microsoft Paint  
Catia v5  
Ansys Fluent