



**FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE**

Ústav letadlové techniky

**Konceptní návrh kluzáku pro marsovskou
atmosféru**

**Conceptual design of a glider for the Martian
atmosphere**

DIPLOMOVÁ PRÁCE

2023

Iveta RÁKOSNÍKOVÁ

Studijní program: Dopravní a transportní technika
Studijní obor: Transportní technika
Vedoucí práce: Ing. Jiří Brabec, Ph.D.

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Rákosníková** Jméno: **Iveta** Osobní číslo: **481764**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Dopravní a transportní technika**
Specializace: **Transportní technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Koncepční návrh kluzáku pro marsovskou atmosféru

Název diplomové práce anglicky:

Conceptual design of a glider for the Martian atmosphere

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Rešerši současného stavu
- 2) Koncepční návrh kluzáku
- 3) Stanovení letových výkonů navrženého kluzáku

Seznam doporučené literatury:

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

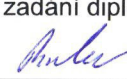
Ing. Jiří Brabec, Ph.D. ústav letadlové techniky FS

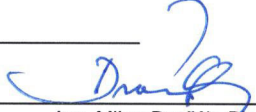
Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) diplomové práce:

Datum zadání diplomové práce: **28.04.2023**

Termín odevzdání diplomové práce: **26.05.2023**

Platnost zadání diplomové práce:


Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce



Ing. Milan Dvořák, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry


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

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

28.4.2023
Datum převzetí zadání


Podpis studentky

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou diplomovou práci vypracovala samostatně a použila jsem pouze podklady 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

Tímto bych chtěla poděkovat za podporu, trpělivost, vedení práce a cenné rady při jejím psaní Ing. Jiřímu Brabci, Ph.D. Můj vděk za podporu patří také rodině a nejbližším přátelům, kteří po celou dobu vytvářeli příjemné prostředí pro psaní, zásobovali mě energií a podporovali v dokončení studia. Speciální místo zde patří Martinovi s jeho žemlovkou. A hned vedle ještě speciálnější místo Michalovi, který je mou zbraní proti moderním technologiím.

Anotační list

Jméno autora: Iveta Rákosníková
Název diplomové práce: Konceptní návrh kluzáku pro marsovskou atmosféru
Anglický název: Conceptual design of a glider for the Martian atmosphere
Rok: 2023
Studijní program: Dopravní a transportní technika
Obor studia: Transportní technika
Ústav: Ústav letadlové techniky
Vedoucí diplomové práce: Ing. Jiří Brabec, Ph.D.

Bibliografické údaje:

počet stran	84
počet obrázků	78
počet tabulek	19
počet příloh	3

Klíčová slova: kluzák, Mars, atmosféra, Reynoldsovo číslo, klouzavost
Keywords: glider, Mars, atmosphere, Reynolds number, glide ratio

Anotace:

Diplomová práce se zabývá konceptním návrhem kluzáku pro marsovskou atmosféru. Jsou shrnuty speciální atmosférické podmínky a popsán současný stav návrhů letadel na Mars. Na základě informací o tamní atmosféře je zpracován konceptní návrh kluzáku a následně určeny jeho letové výkony.

Abstract:

This thesis deals with the conceptual design of a glider for the Martian atmosphere. Special atmospheric conditions are summarized and the current status of aircraft design for Mars is described. Based on informations about Martian atmosphere, a conceptual design of the glider is developed and its flight performance is determined.

Obsah

1	Úvod.....	1
2	Uskutečněný průzkum Marsu.....	2
2.1	Mariner 3 a Mariner 4	2
2.2	Mariner 6 a Mariner 7	2
2.3	Mariner 8 a Mariner 9	2
2.4	Viking 1 a Viking 2.....	2
2.5	Mars Observer.....	4
2.6	Mars Global Surveyor	4
2.7	Mars Pathfinder.....	4
2.8	Mars Climate Orbiter	4
2.9	Mars Polar Lander a Deep Space 2	6
2.10	2001 Mars Odyssey.....	6
2.11	Mars Express.....	6
2.12	Spirit a Opportunity.....	8
2.13	Mars Reconnaissance Orbiter.....	8
2.14	Mars Phoenix Scout	9
2.15	Curiosity	9
2.16	MAVEN	10
2.17	Trace Gas Orbiter a Schiaparelli lander	10
2.18	InSight.....	10
2.19	Mars 2020 Perseverance.....	10
2.20	Hope	11
2.21	Ingenuity.....	11
2.22	Tianwen 1	11
3	Atmosféra Marsu.....	12
3.1	Vertikální struktura atmosféry.....	13
3.2	Machovo číslo	16
3.3	Reynoldsovo číslo	16
3.4	Statické stoupání	18
3.5	Dynamické stoupání.....	18
4	Návrhy letadel pro atmosféru Marsu.....	21
4.1	Balony	21
4.2	Vzducholodě.....	23
4.3	Motorizované letouny s pevným křídlem.....	24
4.4	Letadla s mávajícím křídly.....	35
4.5	VTOL	36

4.6	Kluzáky	39
4.7	Kluzáky pro let v extrémních výškách na Zemi	43
5	Koncepční návrh	44
5.1	Významné parametry geometrie letounu z rešerše.....	44
5.2	Definice zadání.....	44
5.2.1	Podmínky provozu	44
5.2.2	Pozemské předpisy.....	45
5.2.3	Materiál letounu	47
5.2.4	Užitečné zatížení	48
5.2.5	Výbava kluzáku.....	48
5.2.6	Koncepce letounu	48
5.3	Návrh geometrie křídla.....	49
5.3.1	Volba profilu	49
5.3.2	Vztlaková mechanizace.....	52
5.3.3	Štíhlost a zúžení křídla	52
5.4	Základní hmotové charakteristiky	52
5.4.1	Návrh geometrických parametrů v závislosti na hmotnosti	54
5.4.2	Hmotová obálka	57
5.5	Aerodynamické charakteristiky.....	59
5.5.1	Rozložení vztlaku.....	59
5.5.2	Vztlaková čára.....	60
5.5.3	Momentová čára.....	61
5.5.4	Odporové charakteristiky	62
6	Letové výkony navrženého kluzáku.....	64
6.1	Aerodynamická polára	64
6.2	Rychlostní polára.....	65
6.3	Minimální rychlost	66
6.4	Letová obálka	66
7	Závěr	68
8	Seznam použité literatury.....	69
9	Seznam použitých zkratk a symbolů	74
10	Seznam obrázků	77
11	Seznam tabulek	79
12	Seznam příloh.....	80
13	Použitý software.....	81

1 Úvod

Ačkoli teorie o životě na Marsu založené na filozofických a teologických podkladech existují už staletí, byl to sir William Herschel, kdo v 18. století jako první pozoroval našeho nejbližšího souseda dalekohledem. Ve svých studiích pozoroval analogii mezi Marsem a Zemí; délka dne je téměř stejná, sklon osy rotace, a tak i střídání ročního období.

Na Marsu se nachází vše, co člověk potřebuje k životu na Zemi; půda, voda, hory, údolí, mraky, sluneční svit, déšť, led a sníh, řeky a jezera nebo vítr. Už od 19. století se rozvíjely teorie o významu zpozorovaných větvených čar na povrchu planety, snad o korytech vyschlých řek. [1]

Touha po objevování neznámého dovedla lidstvo do vesmírného věku a dnes už je o rudé planetě známo mnohem víc faktů. Je jen otázkou času, kdy člověk kolonizuje Mars. Do tohoto období je zasazena tato diplomová práce. Vzala si za úkol navrhnout pilotovaný kluzák pro marsovskou atmosféru.

Celá myšlenka je zasazena do budoucnosti, kdy bude lidstvo kolonizovat Mars. Desítky let bude budovat nový domov v nehostinných podmínkách, stavět celá města na cizí planetě a budovat infrastrukturu mezi nimi. Bude to nejjednodušší úkol pro nové obyvatele, a tak si budou vážit každé volnočasové aktivity, kterou budou mít k dispozici. Takovou aktivitou by mělo být právě i létání v kluzáku, v docela jiných atmosférických podmínkách, než jsme zvyklí na Zemi.

V práci je zpracována rešerše k získání souhrnu atmosférických podmínek rudé planety a přehledu již uskutečněných návrhů letadel do tamní atmosféry. Dále jsou v práci stanovené její cíle, kdy je zpracován koncepční návrh kluzáku na Mars, s rozбором geometrických, hmotových a aerodynamických parametrů, a následně jsou určeny letové výkony navrženého kluzáku.

2 Uskutečněný průzkum Marsu

Od poloviny 60. let 20. století jsou k Marsu vysílány sondy, které mají za úkol získat informace o historii Marsu a podmínkách života na něm. Vrchní část atmosféry Marsu je probádána sondami z vesmíru, spodní pomocí landerů a roverů z povrchu. Zbývá střední část atmosféry, kterou člověk ještě podrobně neprozkoumal. Veškeré mise proběhly prozatím bez přítomnosti člověka na palubě.

2.1 Mariner 3 a Mariner 4

Průlet 14. 7. 1965

Laboratoř NASA mezi lety 1962 a 1973 sestrojila 10 kosmických lodí s názvem Mariner, které měly za úkol probádat vnitřní planety. Některé své posláním naplnily, jiné byly nefunkční nebo zničeny.

V roce 1964 odstartovaly k Marsu Mariner 3 a 4. První z nich se k planetě nedostal, druhá sonda proletěla kolem Marsu v létě 1965 a pořídila první podrobné snímky jiné planety. Na oběžné dráze sloužila zhruba 3 roky k průzkumu slunečního větru.

2.2 Mariner 6 a Mariner 7

Průlet 31. 7. 1969 a 5. 8. 1969

V roce 1969 proletěly dvě sondy Mariner nad rovníkem a jižní polární oblastí. Pořídily řadu snímků planety a zjistily, že atmosféra Marsu je převážně z oxidu uhličitého.

2.3 Mariner 8 a Mariner 9

Průlet 14. 11. 1971

Mariner 8 selhal při startu, zatímco Mariner 9 úspěšně proletěl kolem Marsu. Cílem mise bylo z oběžné dráhy zmapovat povrch planety, ale kvůli prachové bouři nebyly prvotní snímky použitelné. Po odeznění bouře sonda v roce 1972 pořídila detailnější snímky zachycující systém rýh přes Mare Sirenum. Kromě povrchu planety Mariner 9 pořídil několik podrobných snímků marsovských měsíců Phobos a Deimos. [2]

2.4 Viking 1 a Viking 2

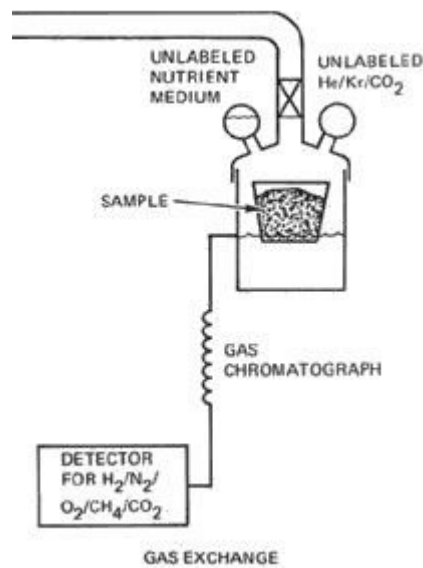
Přistání 20. 7. a 3. 9. 1976

První akcí NASA Langley Research Center s primárním cílem pokusit se naleznout mimozemský život, byl projekt Viking. Zahájen byl již v roce 1968 a byl tvořen dvěma landery vybavenými zařízeními pro nalezení života podle čtyř různých filozofií a metod.

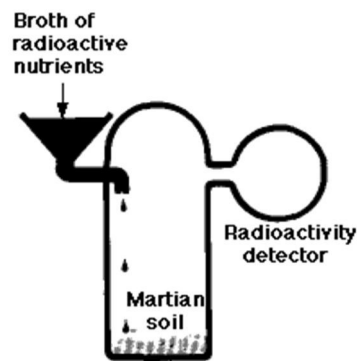
Viking gas exchange experiment spočíval ve zjištění výměny plynů mezi mikroby v odebraném vzorku půdy a atmosférou biologické laboratoře (obr. 1). Plynový chromatograf sledoval náznaky fotosyntézy pod umělým světlem. Do vzorku suché půdy byla přidána voda pro případné probuzení organismů. Po několika dnech byly přidány živiny k dalšímu povzbuzení navození metabolismu. Znamky života by se projevil změnou složení plynů v testovací komoře.

Viking labeled release experiment pracoval na základě detekce CO₂ uvolňovaného organismy v důsledku metabolické aktivity (obr. 2). K odebranému vzorku byly přidány organické živiny a za předpokladu přítomnosti mikrobů měly organické sloučeniny úměrně svému růstu vylučovat radioaktivní CO₂, který detekoval počítač. Tato metoda, stejně jako Viking gas exchange předpokládá aktivaci metabolismu kapalnou vodou, ačkoli organismy se mohly přizpůsobit podmínkám bez vody.

Viking pyrolytic release experiment se pokusil odhalit známky života na Marsu bez přítomnosti vody a organických živin (obr. 3). Vzorek půdy byl vystaven oxidu uhličitému a oxidu uhelnatému, které byly pro účely detekce označeny radioaktivním uhlíkem. Půda byla zahřátá na více než 600 °C, aby se jakákoli organická hmota rozložila (pyrolýza) a uvolnily se organické produkty označené radioaktivním uhlíkem.

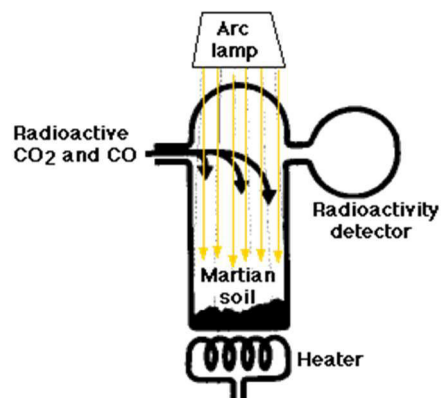


Obrázek 1 Viking gas exchange experiment [3]



Labeled Release (LR) experiment

Obrázek 2 Viking labeled release experiment [4]



The Pyrolytic Release (PR) experiment

Obrázek 3 Viking pyrolytic release experiment [5]

Čtvrtým přístrojem výbavy programu byl Viking gas chromatograph – mass spectrometer. Měl odhalit přítomnost organického, ne nutně biogenického, materiálu v půdě Marsu. Přístroj pomocí plynového chromatografu oddělil ze vzorku půdy těkavé látky atmosféry a analyzoval jejich složení pomocí hmotnostního spektrometru. Doplnil tak zbylé tři metody k nalezení života mimo Zemi.

Výsledky tří metod prvních testů potvrdily výsledky předpokladatelné za přítomnosti mikroorganismů, avšak hmotnostní spektrometr žádné organické látky neodhalil. Negativní výsledky byly klíčové v závěru, že se modulům Viking nepodařilo na Marsu naleznout život. Později bylo zjištěno, že citlivost přístroje byla o několik řádů nižší, než se předpokládalo, a tak by nemusel zaznamenat přítomnost organického života, ani kdyby se na planetě nacházel. [6]

2.5 Mars Observer

Sonda vyslaná v roce 1992 na orbitu Marsu byla vybavená přístroji ke studiu geologie, geofyziky a klimatu Marsu. Mise však skončila neúspěšně, když bylo přerušeno spojení s lodí ještě před vstupem na oběžnou dráhu planety. Poslání sondy později převzaly Mars Global Surveyor a 2001 Mars Odyssey. [7]

2.6 Mars Global Surveyor

Na oběžnou dráhu 12. 9. 1997

Mars Global Surveyor během své mise získal informace o povrchu (obr. 4) a geologických procesech na planetě, o rozmístění a vlastnostech minerálů, hornin a ledu na povrchu. Na obr. 5 je doposud nej přesněji zmapovaný terén planety pomocí laserového výškoměru s přesností 30 cm ve vertikálním směru.

Přístroj mimoto zkoumal výšku a sezónní migraci mraků a prachu, gravitační a magnetické pole planety, tepelné struktury atmosféry nebo počasí. Data získaná pomocí teplotního emisního spektrometru potvrdila, že kdysi byla kapalná voda na planetě stabilní a existovala silnější teplejší atmosféra. Nahromaděný hematit v rovníkové oblasti vznikl ve stojaté vodě a tento objev rozhodl o nasměrování mise Mars Exploration Rover do oblasti planiny Meridiani a Gusevova kráteru.

Pomocí magnetometru bylo zjištěno nepravidelné rozložení magnetického pole planety. Nepochází z jádra, ale z izolovaných oblastí kůry planety, k čemuž došlo tuhnutím magmatu při výstupu k povrchu Marsu. Tento objev posloužil k novému modelu interakce planety se slunečním větrem. [9]

2.7 Mars Pathfinder

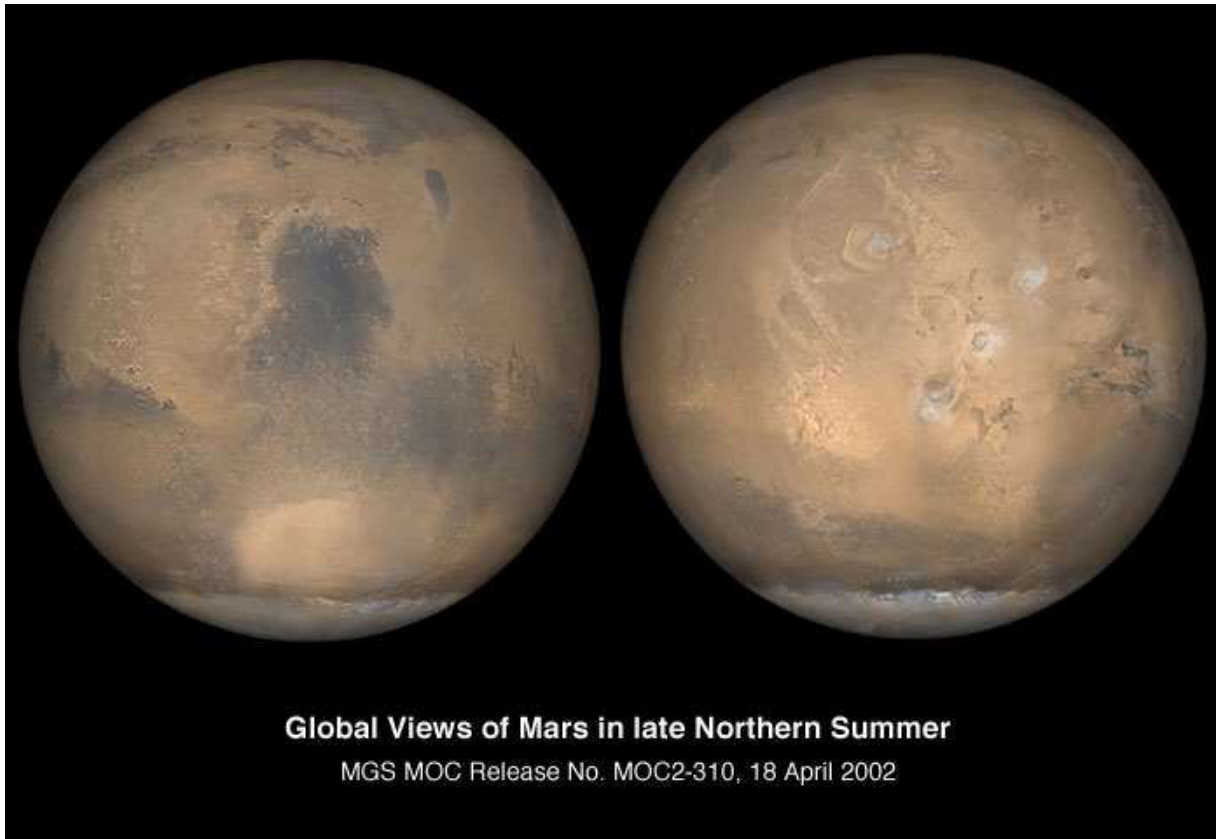
Přistání 4. 7. 1997

V rámci programu Discovery byla na Mars vyslána sonda Mars Pathfinder s vozítkem Sojourner, které v několikametrové vzdálenosti od sondy sbíralo vzorky. Mise si dala za cíl zjistit složení marsovské půdy a hornin. Pomocí rentgenového spektrometru se podařilo odhalit přítomnost tekoucí vody a teplejšího období v minulosti historie planety.

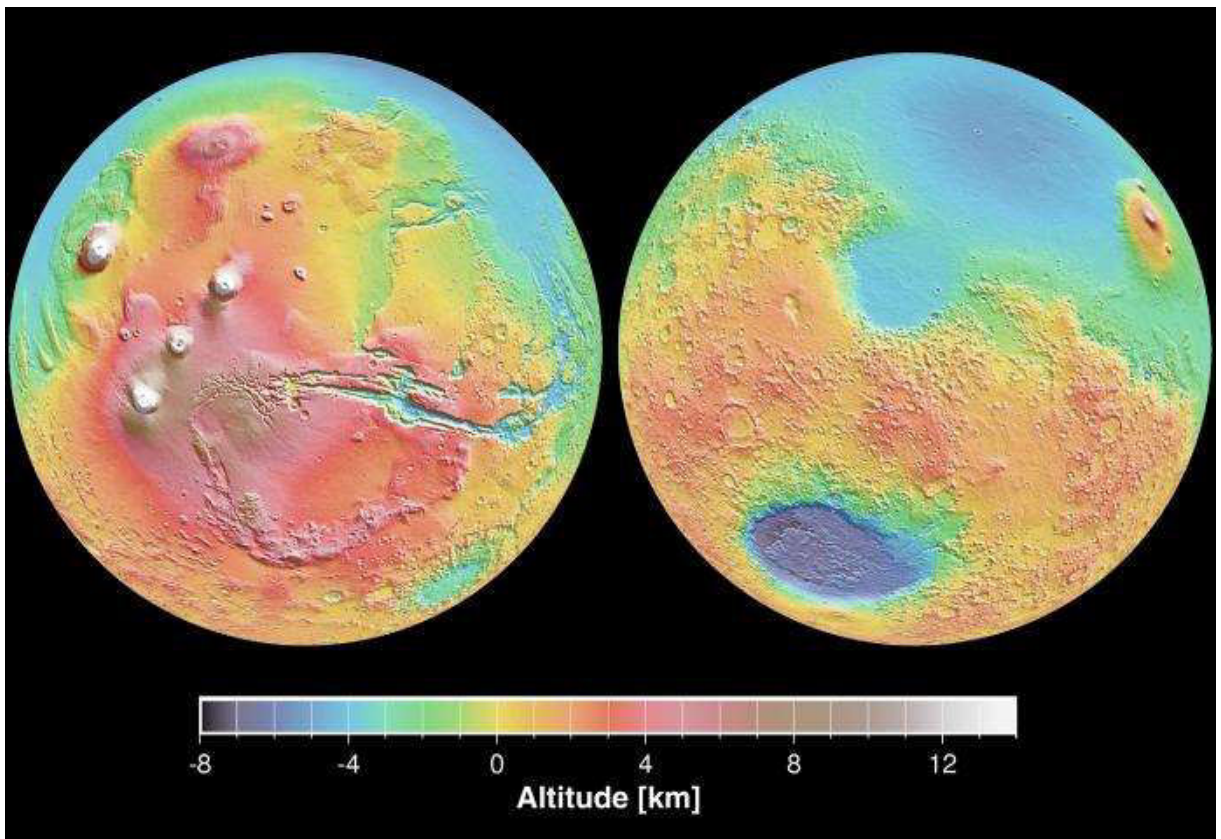
Bylo zjištěno, že prach v atmosféře je magnetický, obsahující železo, což potvrzuje teorii s kapalnou vodou, která mohla horninu vyplavit na povrch. Mise měřila vertikální profil větru a zkoumala přítomnost prachových vírů v atmosféře. Z pozorování vědci usoudili, že k jevu dochází vlivem míchání vrstev atmosféry o různých teplotách. [10]

2.8 Mars Climate Orbiter

Mars Climate Orbiter byla sonda NASA navržena k průzkumu planety z oběžné dráhy a jako komunikační prostředník mezi Zemí, landerem Mars Polar a sondou Deep Space. Odstartovala ze Země koncem roku 1998 a byla ztracena kvůli navigační chybě v převodu imperiálních jednotek na metrické. [11]



Obrázek 4 Mars v období léta na severní polokouli [8]



Obrázek 5 Výškový profil Marsu [8]

2.9 Mars Polar Lander a Deep Space 2

Mars Polar Lander byl částí mise Mars Global Surveyor, jehož cílem bylo vysazení kosmické lodi do zmrzlého terénu v oblasti jižního pólu. Lander měl zkoumat vodní led a na něm připojené dvě sondy Deep Space 2 měly dopadnout na povrch planety a otestovat tak nové přistávací technologie. Výprava byla ztracena v prosinci 1999 při vstupu do atmosféry Marsu. [12]

2.10 2001 Mars Odyssey

Na oběžnou dráhu 24. 10. 2001

Dodnes nejdéle operující sonda NASA měla za úkol podrobněji prozkoumat složení půdy a ledu na Marsu a přítomnost vodíku pod povrchem. V rámci průzkumu obyvatelnosti planety člověkem Mars Odyssey měřila radiační prostředí. Od splnění své mise sonda slouží jako komunikační středisko pro mise dosáhnuté Marsu po ní. [13]

2.11 Mars Express

Na oběžnou dráhu 25. 12. 2003

První evropská mise Mars Express si dala za úkol odhalit odpovědi na otázky týkající se historie vývoje planety, její vnitřní aktivity, přítomnosti vody a života v ní. Kosmická loď nesla vybavení k mapování zdrojů podzemní vody, komunikační přístroje na podporu misí přistávajících na Marsu mezi roky 2003 a 2007, lander Beagle 2 a spektrometr k průzkumu atmosféry v průběhu marsovského roku.

Beagle 2 samostatně přistál na povrchu planety, avšak kvůli technické závadě nebylo přistání dost hladké. Kvůli závadě na anténě se nepodařilo se sondou Mars Express navázat spojení.

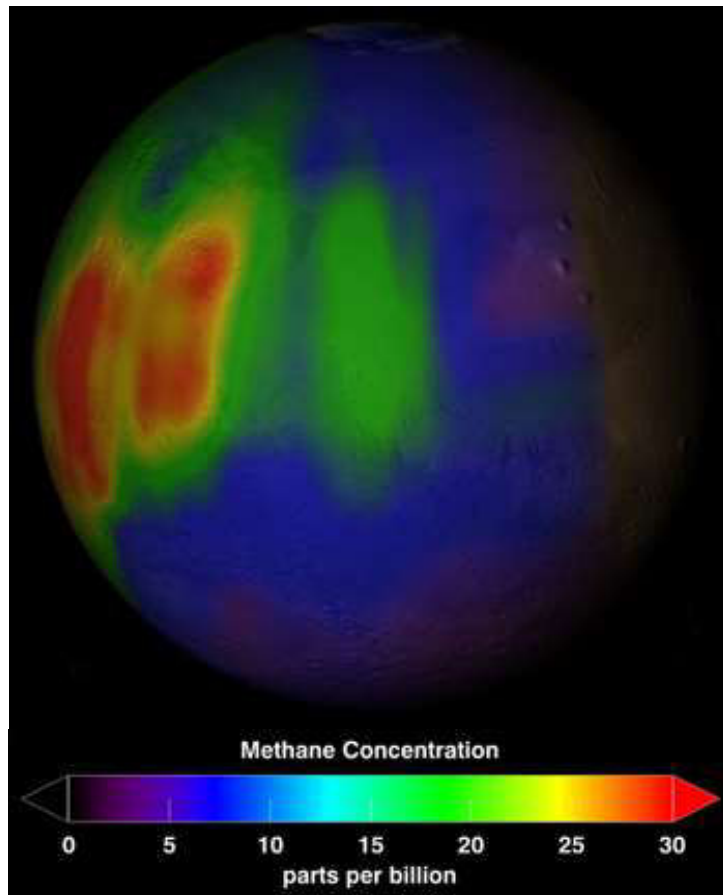
Samotný orbiter byl úspěšnější; v roce 2005 odhalil spektrometr stopovou přítomnost metanu v rovníkové oblasti a byly odhaleny důkazy přítomnosti vodního ledu pod povrchem. (obr. 6)

Vědci pracují s dvěma teoriemi objasňujícími přítomnost metanu v atmosféře. Jednou je vulkanická aktivita na planetě, druhou přítomnost bakterií uvolňujících metan. Metan v atmosféře vydrží při působení slunečního svitu pouze několik stovek let, a proto existuje teorie o existenci procesu, který plyn stále vytváří.

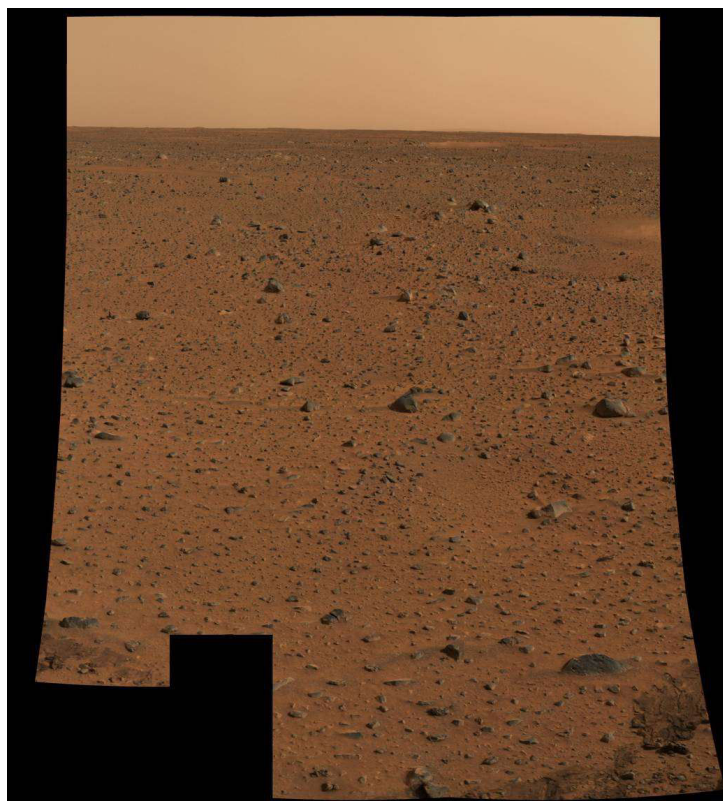
V roce 2005 byly zveřejněny výsledky studie, která pomocí infračerveného teleskopu nenalezla v atmosféře Marsu stopy oxidu siřičitého. Pokud by došlo v posledních stovkách let k výbuchu sopky, předpokládá se, že by měl plyn v atmosféře být přítomný. Tento důkaz podporuje teorii o přítomnosti organismů na planetě, avšak existují i další možná vysvětlení přítomnosti metanu v atmosféře, kterým se nepřikládá tak velký důraz.

V lednu roku 2009 byl poskytnutý definitivní důkaz o přítomnosti metanu na planetě. Výzkum prokázal, že se plyn v létě na severní polokouli objeví, aby zase zmizel. Vědci jev zdůvodňují celoroční produkcí plynu pod povrchem planety a jeho uvolnění letním oteplováním povrchu. Pokud existuje na Marsu život produkující metan, ukrývá se hluboko pod povrchem, kde existuje voda v kapalném skupenství.

V červenci 2004 mise Mars Express Fourierovým spektrometrem odhalila informaci o výskytu amoniaku na planetě. Tento jev je pro výzkum ještě významnější než přítomnost metanu, protože plyn dokáže v atmosféře existovat pouze několik hodin. [6]



Obrázek 6 Přítomnost metanu v atmosféře Marsu během léta na severní polokouli [14]



Obrázek 7 První barevný snímek z povrchu Marsu [15]

2.12 Spirit a Opportunity

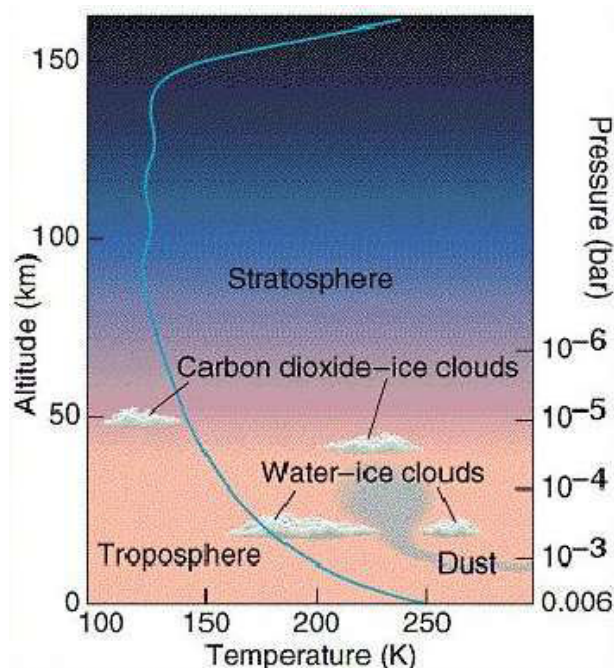
Přistání 4. 1. 2004 a 25. 1. 2004

Mise Mars Exploration Rover americké NASA vyslala dva rovery na průzkum rudé planety s hlavním cílem dokázat výskyt vody v minulosti na planetě. Vozítka byla projektovaná na výdrž 90 dnů a Spirit nakonec fungoval přes 6 let, Opportunity do června roku 2018. Spirit je autorem prvního barevného snímku pořízeného z povrchu jiné planety (obr. 7).

Lander Spirit objevil přítomnost devadesátiprocentního oxidu křemičitého, který na Zemi vzniká v horkých pramenech. Opportunity hned po přistání objevila kulaté předměty velikosti golfových míčků; po rozboru vědci zjistili, že se jedná o hematit. Ten vzniká sloučením síry a vody. V kráteru Endeavour byla objevena přítomnost silně koncentrované usazeniny jílových minerálů, z čehož vědci usuzují, že na Marsu existovala pitná voda, s neutrálním pH. Nyní jsou na povrchu planety patrné pouze geologické útvary, které napovídají někdejší existenci kapalné vody; koryta širokých řek nebo specifická vrstvená podloží půdy.

Vozítka se během svého života na Marsu potýkala s potížemi v podobě prachových bouří, které zhruba jednou za tři marsovské roky na několik týdnů až měsíců zakryjí celou planetu. [16] Jednou z teorií, proč jsou bouře tak silné a rozsáhlé, je, že atmosférické prachové částice absorbují sluneční světlo, které vrstvu atmosféry ohřeje. To způsobí poryv, který z povrchu zvedne více prachu, a celý proces se opakuje ve stále větším měřítku. [17]

Kromě prachových bouří se na Marsu vyskytují mraky z ledu a zmrzlého CO₂ (obr. 8). Z pozorování je známé, že oblačnost vzniká v polárních oblastech a v blízkosti velkých vulkánů, přes které vítr nastoupá a vlhkost z kondenzuje. [18]



Obrázek 8 Teplotní profil atmosféry [6]

2.13 Mars Reconnaissance Orbiter

Na oběžnou dráhu 10. 3. 2006

Mars Reconnaissance studoval, zda byla na planetě voda dostatečně dlouhou dobu, aby v ní mohl vzniknout život. Pomocí vědeckého zařízení detailně zkoumal povrch Marsu, minerály, podpovrchovou vodu, rozložení prachu a každodenní počasí na celé planetě. Orbiter hledal důkazy břehových linií někdejších moří a prohluboval znalosti získané misí Mars Odyssey. Od splnění svých

cílů orbiter kromě doplňkových průzkumů slouží ke komunikaci a přesnému navádění nových misí na planetu. [19]

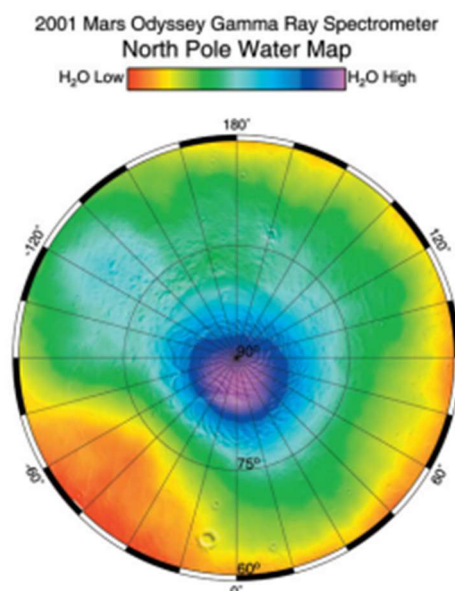
2.14 Mars Phoenix Scout

Přistání 25. 5. 2008

Mise Phoenix, pojmenovaná po mýtickém ptákově, je také znovuzrozená z ohně, z popela předchozích pokusů o průzkum planety. Mars Phoenix použil řadu vybavení z neúspěšné mise Mars Polar Lander a Mars Surveyor Program 2001.

Lander přistál a zkoumal vzorky ledu a půdy na severním pólu. Potvrdil a prohloubil tak informace získané misí Mars Odyssey Orbiter (obr. 9). Na marťanské Arktidě se opravdu nachází vodní led. Rozpouštěním polárního ledu lander hledal přítomnost prvků nezbytných k životu, jako uhlík, dusík, fosfor. [20] Objevil stopy chloristanu, který má dvě vlastnosti důležité pro vysvětlení výsledků předchozích misí. Funguje jako oxidační činidlo, takže mohl urychlit rozklad organických molekul, což by vysvětlovalo neúspěch mise Viking. A chloristanové soli v kombinaci s vodou výrazně snižují bod tuhnutí roztoku, což by mohlo být příčinou existence kapalné vody pod povrchem Marsu. [21]

Kromě průzkumu povrchu planety Phoenix naskenoval atmosféru do výšky 20 km, aby vědci získali přehled o formování a pohybu mraků a prachu. Sonda současně nesla senzory teploty a tlaku. [20]



Obrázek 9 Přítomnost vody na severním pólu planety [20]

2.15 Curiosity

Přistání 5. 8. 2012

Odpověď na otázku, zda byly na Marsu někdy vhodné podmínky pro život, se vydal rover Curiosity. Je výjimečný svou velikostí, jako osobní automobil, a množstvím vědeckého vybavení. Znalosti získané z předchozích misí na rudou planetu prohlubuje v kráteru Gale dodnes. [22]

Mars Science Laboratory studuje cykly vody a uhlíku na planetě v přítomnosti i do minulosti. Uhlík je nepostradatelným prvkem organického života, a tak rover zkoumá jeho izotopy jak z půdy, tak z atmosféry.

Curiosity se podrobněji než jakákoli dřívější mise zabývá vrstvou atmosféry při povrchu planety. Kromě jejího složení a pohybu měří také kosmické záření dopadající na povrch. Budou tak lépe naplánované mise pro lidské astronauty z hlediska bezpečnosti jejich zdraví.

Už tím, že na Marsu přistál tak objemný a těžký náklad jako Curiosity, se lidstvo přibližuje odesílání rozsáhlých zařízení na planetu k budoucímu průzkumu planety lidstvem. [23]

2.16 MAVEN

Na orbitu 21. 9. 2014

Mise MAVEN (Mars Atmosphere and Volatile Evolution) byla první věnovanou porozumění horní atmosféře Marsu. Jejím cílem bylo určit roli ztraceného plynu atmosféry do vesmíru ve změně marsovského klimatu. Sonda měřením současného úbytku atmosféry a vody v ní vlivem slunečního větru pomůže zpětně sestavit simulaci jevu. [24]

2.17 Trace Gas Orbiter a Schiaparelli lander

Na orbitu 9. 4. 2018

ExoMars byla společná mise agentur ESA a Roskosmos. Za cíl si dala porozumět atmosférickým plynům, které by mohly být důkazem možné biologické aktivity na planetě, jako metan, vodní pára nebo oxidy dusíku.

Trace Gas Orbiter měl pozorovat atmosféru a mapovat přítomnost podpovrchového vodíku s přesností o tři řády vyšší než předchozí měření. Mise byla však naplánovaná do období s vysokou pravděpodobností sezónních prachových bouří. [25]

Přistání vozítka Schiaparelli mělo prokázat úspěšnost evropské technologie pro přistání. Během sestupu atmosférou sbíralo lokální informace, a mělo by tak pomoci pochopit mechanismy spouštějící prachové bouře. Přistání na planetu však dopadlo neúspěchem. [26]

ESA dále plánuje druhou část mise ExoMars, kdy na planetu vyšle rover Rosalind Franklin společně s přistávacím a povrchovým modulem. Výprava bude hledat přítomnost života na Marsu, pokusí se vysvětlit jeho původ, vývoj a rozložení na rudé planetě. Rover bude pro tento účel vybaven vrtačkou a laboratoří k analýze půdy. [27]

2.18 InSight

Přistání 26. 11. 2018

Původem planety a průzkumem její vnitřní struktury se zabývá vozítko InSight, které je součástí programu NASA Discovery. Cílem je určit velikost jádra planety a jeho složení, tloušťku kůry, její složení a teplotu planety v závislosti na hloubce. Lander je vybaven zařízeními snímajícími tektonickou aktivitu na planetě a studuje dopady meteoritů na Mars. [28]

InSight na povrchu Marsu pečlivě rozmístil seismometry a když mělo dojít k jejich zahrabání 16 stop pod povrch, mise narazila. Půda hlouběji, než kam se dostaly předchozí průzkumy, je tvrdá, drobná a lepivá. Sondy se nedostaly dost hluboko, aby mohla být mise prohlášena za úspěšnou. [29]

2.19 Mars 2020 Perseverance

Přistání 18. 2. 2021

Rover NASA Perseverance je stavěný na základě návrhu Curiosity, vybavený zařízeními pro průzkum možné dřívější existence života na Marsu. Má sebrat několik vzorků půdy a uchovat je, než budou jinou misí vyzvednuty a převezeny na Zemi.

Na roveru je připevněná marsovská helikoptéra Ingenuity. Mise se tak snaží připravit na lidské průzkumníky a zjistit, jaké má lidstvo technické možnosti. V rámci mise je zkoušená technologie výroby kyslíku z atmosféry. [30]

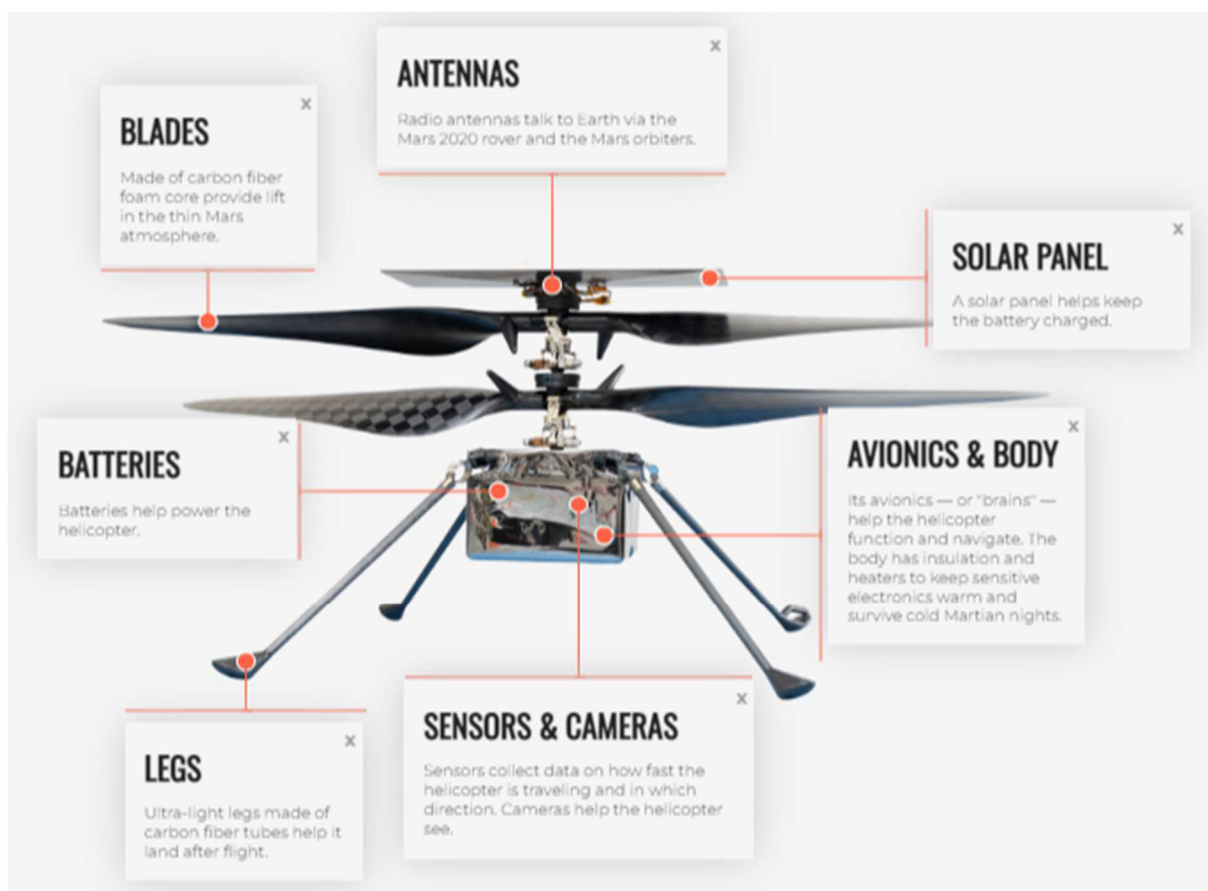
2.20 Hope

Na oběžnou dráhu 9. 2. 2021

Orbiter Hope Spojených arabských emirátů studuje atmosféru, počasí a klima planety. Dnes orbiter splnil své poslání, získal údaje o atmosféře, které budou vědci na Zemi dále zpracovávat, a tak se jeho zájem otáčí k měsíci Deimos. [31]

2.21 Ingenuity

Autonomní helikoptéra Ingenuity (obr. 10) 19. 4. 2021 uskutečnila první řízený let s vlastním pohonem na jiné planetě než Zemi. Na Mars se dostala s vozítkem Perseverance. Po dosažení správných podmínek podnikla řadu zkušebních letů, postupně do větších výšek řídké atmosféry a na větší vzdálenosti.



Obrázek 10 Ingenuity [32]

Dvourotorová helikoptéra váží 1,8 kg a rozpětím dosahuje 1,2 m. Solární panel nabíjí baterie, díky kterým je Ingenuity schopná až devadesátisekundového letu na vzdálenost 300 m ve výšce 5 m.

Úspěch této mise je pro lidstvo velkým krokem vpřed. Otevírají se tak nové možnosti průzkumu planety. [32]

2.22 Tianwen 1

Na oběžnou dráhu 10. 2. 2021, přistání 14. 5. 2021

Úspěšný pokus Číny o vyslání orbiteru s landerem Zhurong. Zhurong v květnu téhož roku přistál na povrchu planety a začal ji prozkoumávat. O rok později byl rover přepnutý do režimu hibernace, aby přečkal prachovou bouří. Nepodařilo se ho však již znovu zprovoznit. Čínská vesmírná agentura se nedávno nechala slyšet, že zřejmě přestal komunikovat i orbiter mise. [33]

3 Atmosféra Marsu

Podle uskutečněných průzkumných misí byl Mars v minulosti mnohem teplejší a vlhčí planetou, než je tomu teď. Bylo tomu tak, protože měl vlastní atmosféru. Za její zmizení může podle všeho solární vítr, kdy fotony ostřelovaly lehké atomy Ar v horních vrstvách atmosféry. Protože Mars má velmi slabé magnetické pole, atomy nic neudrželo a s sebou cestou do volného vesmíru braly i další částice, až atmosféra zřídla do dnešní podoby.

Atmosféra Marsu je víc než stokrát tenčí než zemská a je z 95 % složena z oxidu uhličitého. Ve zbytku složení pak obsahuje dusík nebo argon, stopově molekulární kyslík a vodík. V tab. 1 je srovnání složení atmosféry Země a Marsu. Podle výzkumů na planetě existuje voda, ale pouze podpovrchově v polárních oblastech, protože v kapalném stavu by kvůli tenké atmosféře na povrchu nevydržela.

Tabulka 1 Složení atmosféry Země a Marsu [34]

Gas	Mars	Earth
CO ₂	95	0.035
N ₂	2.7	78
O ₂	0.13	21
H ₂ O	0–0.2	0–4
Ar	1.6	0.9

Atmosféra by měla logicky obsahovat vodní páru. Oxid uhličitý by se působením slunečního záření štěpil na oxid uhelnatý a vodu. Za přítomnosti vody by pak oxid uhelnatý znovu zreagoval v oxid uhličitý. Mise Viking v 70. letech 20. století přítomnost vodní páry v atmosféře prokázala.

Většinu roku je teplota na planetě hluboko pod bodem mrazu vody, a když denní teplota vyrostne nad 0 °C, díky řídké atmosféře voda vysublimuje rychleji, než stihne přejít do kapalného stavu. [6]

Mars má severní a jižní polární ledové čepičky. Obě jsou viditelné po celý rok, přičemž v zimě jsou zřetelnější. Ledová pokrývka na severním pólu se skládá z vody a je desetkrát větší, zatímco jižní je převážně z oxidu uhličitého. [35]

Tlak na hladině moře na Zemi je 101 325 Pa, zatímco na Marsu asi 699 Pa. Takový tlak lze na Zemi nalézt ve výšce 30,5 km nad povrchem. Nejhlubší místo na Marsu je v kráteru Hellas, 7,2 km pod „hladinou moře“, kde je tlak 1 400 Pa, a nejvyšší místo na hoře Olympus, ve výšce 22 km, s tlakem pouze 70 Pa. Porovnání základních vlastností atmosféry Marsu a Země je v tab. 2. [36]

Tabulka 2 Srovnání vlastností atmosféry Marsu a Země [36]

vlastnost při povrchu planety	jednotky	Mars	Země
gravitační konstanta g	m/s ²	3,66	9,81
tlak p	Pa	699	101325
hustota atmosféry ρ	kg/m ³	0,0167	1,225
Teplota T	K	210,56	288,16
dynamická viskozita μ	kg/ms	1,789*10 ⁻⁵	1,289*10 ⁻⁵
rychlost zvuku a	m/s	244	343

Stejně jako na Zemi, i na Marsu se střídají čtyři roční období. Marsovský rok trvá 669 solů, přičemž jeden sol trvá 24 hodin 39 minut a 35 sekund. Délka jednotlivých ročních období na Marsu je uvedena v tab. 3. [17]

Na Marsu se atmosférický tlak oproti Zemi mění nejen s denní dobou, ale i s ročním obdobím. Během letních měsíců na jižní polokouli dosahuje tlak největšího tlaku a v létě na severu nejnižšího. Děje se tomu tak kvůli rozdílnému množství CO₂ v atmosféře v průběhu roku, protože zimní teploty na pólech jsou značně odlišné; zima na severním pólu je poměrně mírná a krátká, na jižním pólu drsná a dlouhotrvající. V zimě na jižní polokouli atmosférický CO₂ při -123 °C zmrzne a atmosférický tlak na celém Marsu poklesne o 25 až 30 %.

Tabulka 3 Roční období [17]

roční období na severní polokouli	Mars		Země
	délka [sol]	délka [dny]	délka [dny]
jaro	194	199,3	92,9
léto	178	182,9	93,6
podzim	142	145,9	89,7
zima	154	158,2	89

Na Marsu kromě podnebí existuje i proměnné počasí. Díky absenci oceánů je cirkulace atmosféry na Marsu jednodušší než na Zemi. V menší výšce nad povrchem převládají pohyby částic, které ohřáté putují částečně na sever a částečně na jih zhruba do 30 ° od rovníku. Tam se zchladí, masa atmosféry klesne a vrací se zpět k rovníku. Když se k nim přidá rotace planety, na Zemi má tento jev na svědomí tropické a subtropické podnebí s typickými bouřemi. Když se tyto masy atmosféry setkají s polárními atmosférickými hmotami ve větších výškách, mohou vznikat frontální bouře. Protože je marsovská atmosféra mnohem řidší než zemská, počasí není tak prudké, jak známe ze Země. [18]

Na rudé planetě existuje vítr a jeho rychlost dosahuje velmi podobných hodnot jako rychlost větru na Zemi; u povrchu do 40 m/s. [37] Průměrně jednou za tři roky se objeví globální prachová bouře, při které vítr dosahuje vysokých rychlostí. Větším problémem než vichřicí je zastínění slunečního svitu po dobu až několika měsíců. [16]

Teplota na povrchu planety se mění s denní dobou mezi -128 °C během polární noci a 27 °C na rovníku ve dne, v poloze nejbližší Slunci. Závislostem základních veličin charakterizujících vlastnosti atmosféry na výšce je podrobněji věnována kap. 3.1. [35]

3.1 Vertikální struktura atmosféry

V srpnu 2007 v polární oblasti Marsu přistála sonda Phoenix. Naměřená data ze vstupu do atmosféry, sestupu a přistání byla využita ke zkoumání fyzikálních vlastností atmosféry od 13,5 do 130 km nad povrchem.

Na obr. 11 jsou vyobrazené závislosti teploty, hustoty a rychlosti zvuku na výšce, získané měřením z mise Viking.

Atmosféra Marsu se člení dle výšky na troposféru (do 40 km), mezoféru (40 až 100 km) a termosféru (100 až 230 km). Troposféra je vrstva, kterou charakterizuje počasí. Významnou roli zde hraje ohřev atmosféry od slunce, který pak způsobuje zmíněné prachové bouře. Z měření je známý teplotní gradient 2,5 °C / 1 km. V mezoféře je nejnižší teplota a termosféra je ohřívána ultrafialovým zářením. Atmosféra ohřívá povrch planety o 5 °C oproti stavu, kdy by na planetě žádná nebyla. Teplota velmi závisí na ročním období. [38]

Mars oproti Zemi nemá ozonovou vrstvu. To znamená, že všechno na planetě je vystaveno nebezpečnému ultrafialovému záření. Z absence této vrstvy také plyne, že atmosféře schází teplá vrstva odpovídající zemské stratosféře. [18]

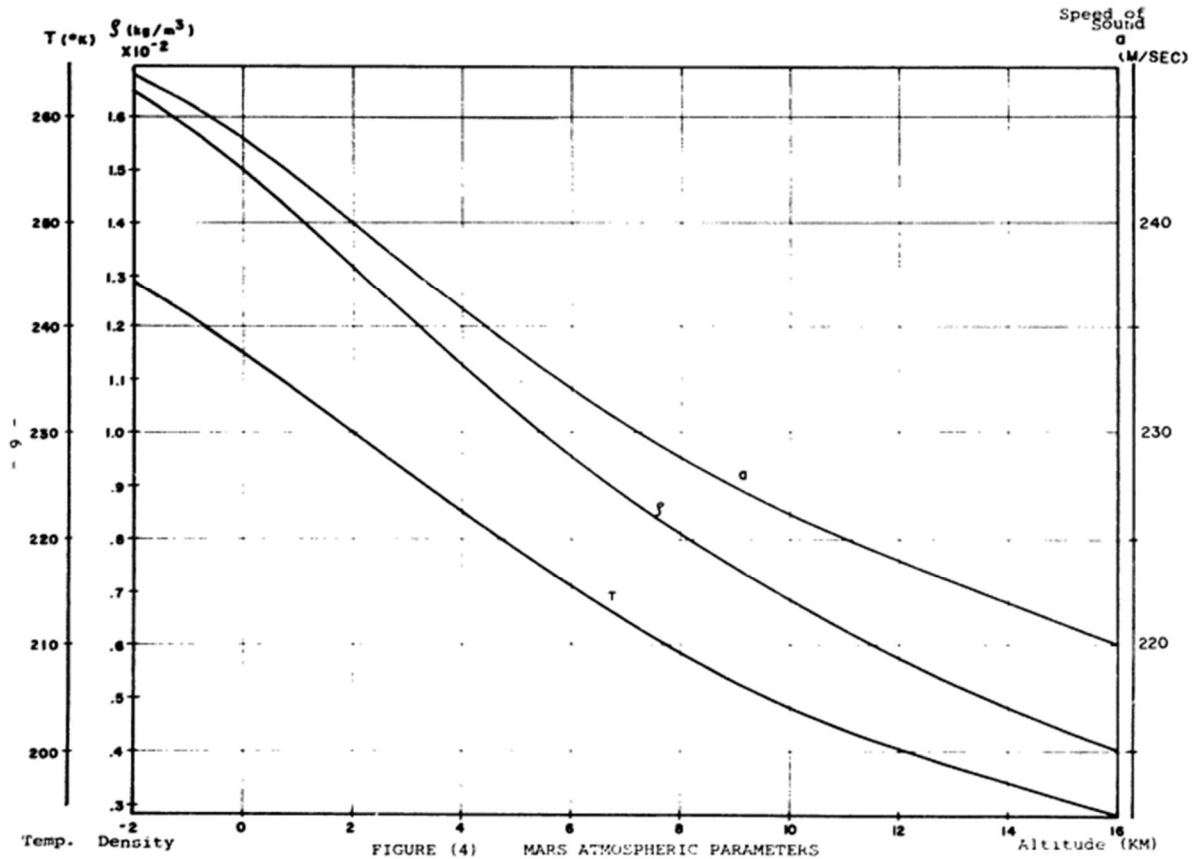


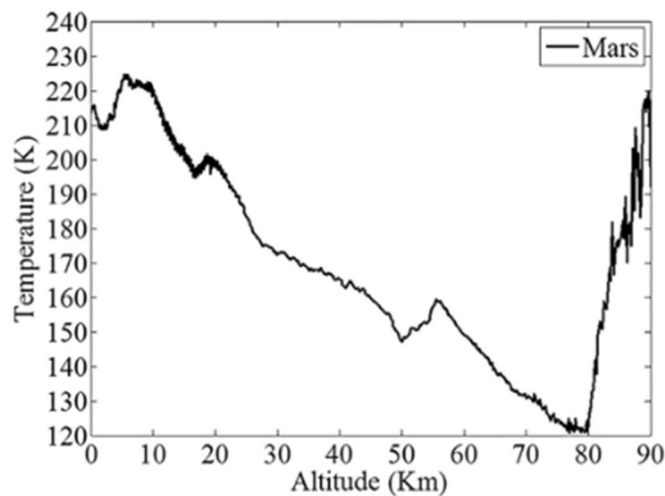
FIGURE (4) MARS ATMOSPHERIC PARAMETERS

Obrázek 11 MSA naměřená misí Viking 1 [37]

Obr. 12 znázorňuje naměřenou závislost teploty na výšce. Teplotní výkyvy mezi 30 a 80 km nad povrchem vědci vysvětlují vlivem denního zahřívání atmosféry sluncem, přičemž rychlá rotace a prachové částice v řídké atmosféře způsobují onu nelineárnost. Dalšími měřeními bylo zjištěno, že výškové rozložení teploty ovlivňuje denní doba a zeměpisná délka. Ve všech případech se ale v nějaké míře objevují oscilace ve zmíněné výšce. [38]

Do 7 000 m nad povrchem Marsu se teplota mění lineárně podle vztahu

$$T(H) = -31 - 0,000\ 998\ H\ [^{\circ}\text{C}] \quad (1)$$

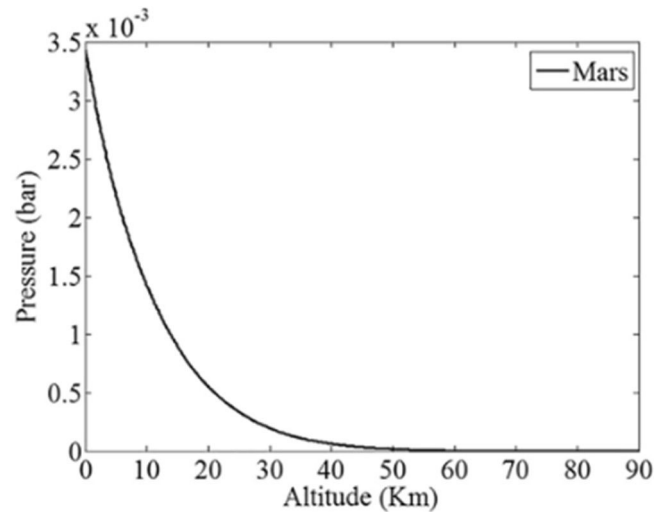


Obrázek 12 Závislost teploty na výšce [39]

a tlak (obr. 13) exponenciálně podle vztahu

$$p(H) = 0,699e^{-0,000\ 09 H} \text{ [kPa]}, \quad (2)$$

kde H je výška nad povrchem planety.



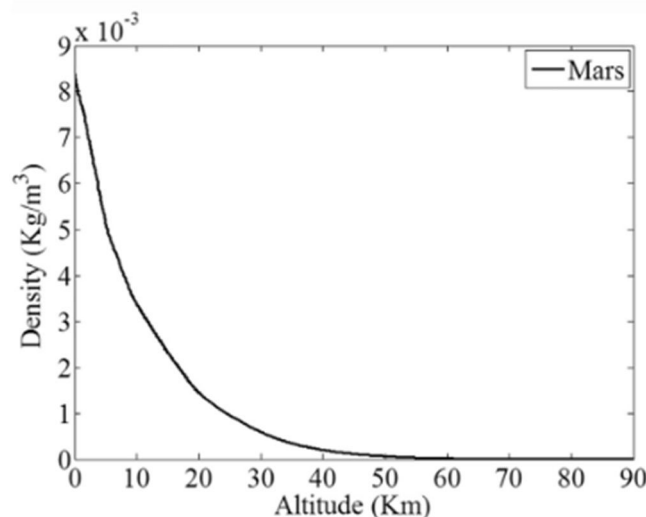
Obrázek 13 Závislost tlaku na výšce [39]

Ve výšce větší než 7 000 m je vztah pro teplotu

$$T(H) = -23,4 - 0,002\ 22 H \text{ [}^\circ\text{C]}. \quad (3)$$

Závislost hustoty atmosféry na výšce (obr. 14) je dána vztahem

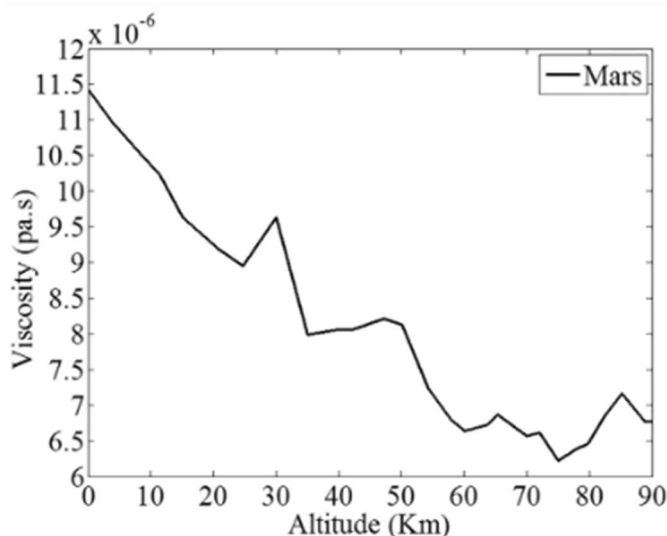
$$\rho(H) = \frac{p(H)}{192,1(T(H)+273,15)} \text{ [kg/m}^3\text{]}. \quad (4)$$



Obrázek 14 Závislost hustoty na výšce [39]

Viskozita charakterizuje vnitřní tření tekutiny. Už proto, že atmosféra je na Marsu výrazně řidší než na Zemi, znamená, že i kinematická viskozita bude menší a s rostoucí výškou bude dále klesat (obr. 15).

Hodnota viskozity vystupuje ve výpočtu Reynoldsova čísla, poměru setrvačných a vazkých sil. Z hodnot Reynoldsova čísla lze určit povahu proudění, zda je těleso obtékáno laminárním, nebo turbulentním proudem.



Obrázek 15 Závislost kinematické viskozity na výšce [39]

3.2 Machovo číslo

Vzhledem ke složení a teplotě atmosféry je rychlost zvuku na Marsu 244 m/s. Pro porovnání na Zemi je rychlost zvuku 343 m/s. Letoun potřebuje určitou rychlost letu, aby získal potřebný dynamický tlak v řídké atmosféře Marsu, a proto Machovo číslo letounu musí dosahovat vyšších hodnot než na Zemi. Současně není žádoucí dostat se do transsonické oblasti rychlosti letu, aby nedocházelo k rázovým vlnám na letadle. [40]

Machovo číslo vyjadřuje poměr rychlosti letu k rychlosti zvuku. Jeho vyjádření je uvedeno v rovnici (5).

$$M = \frac{v}{a} \quad (5)$$

3.3 Reynoldsovo číslo

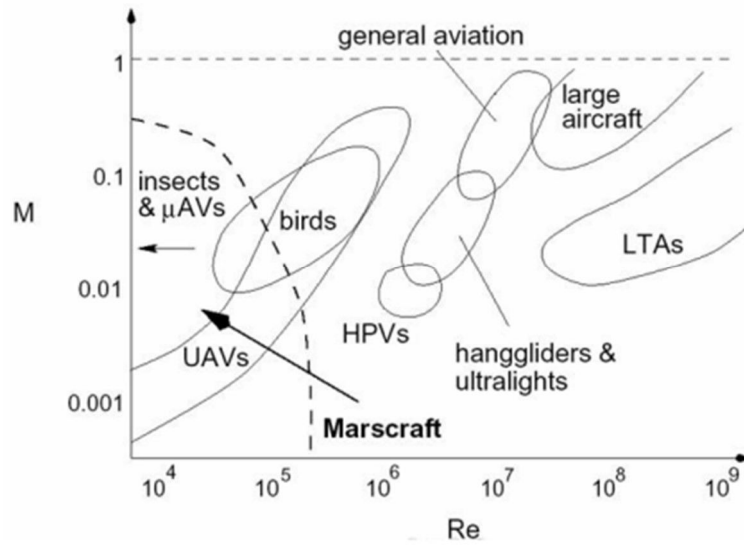
Malá hustota atmosféry může za nízká Reynoldsova čísla, řádově 10⁵ oproti 10⁷ typickým pro letouny na Zemi. Jak je vidět na obr. 16, marsovská Reynoldsova čísla jsou na Zemi typická pro let ptáků a hmyzu.

Proud tekutiny okolo tělesa má svou mezní vrstvu, ve které je rychlost proudu zpomalena díky viskozitě až do zastavení na povrchu tělesa. Výkon a stabilita letadel závisí na chování mezní vrstvy. V té může mít proudění buď laminární, nebo turbulentní charakter. Odtržený proud snižuje vztlak a zvyšuje odpor obtékaného tělesa.

Chování proudění v mezní vrstvě závisí na rychlosti toku, charakteristickém rozměru obtékaného tělesa, hustotě a viskozitě tekutiny.

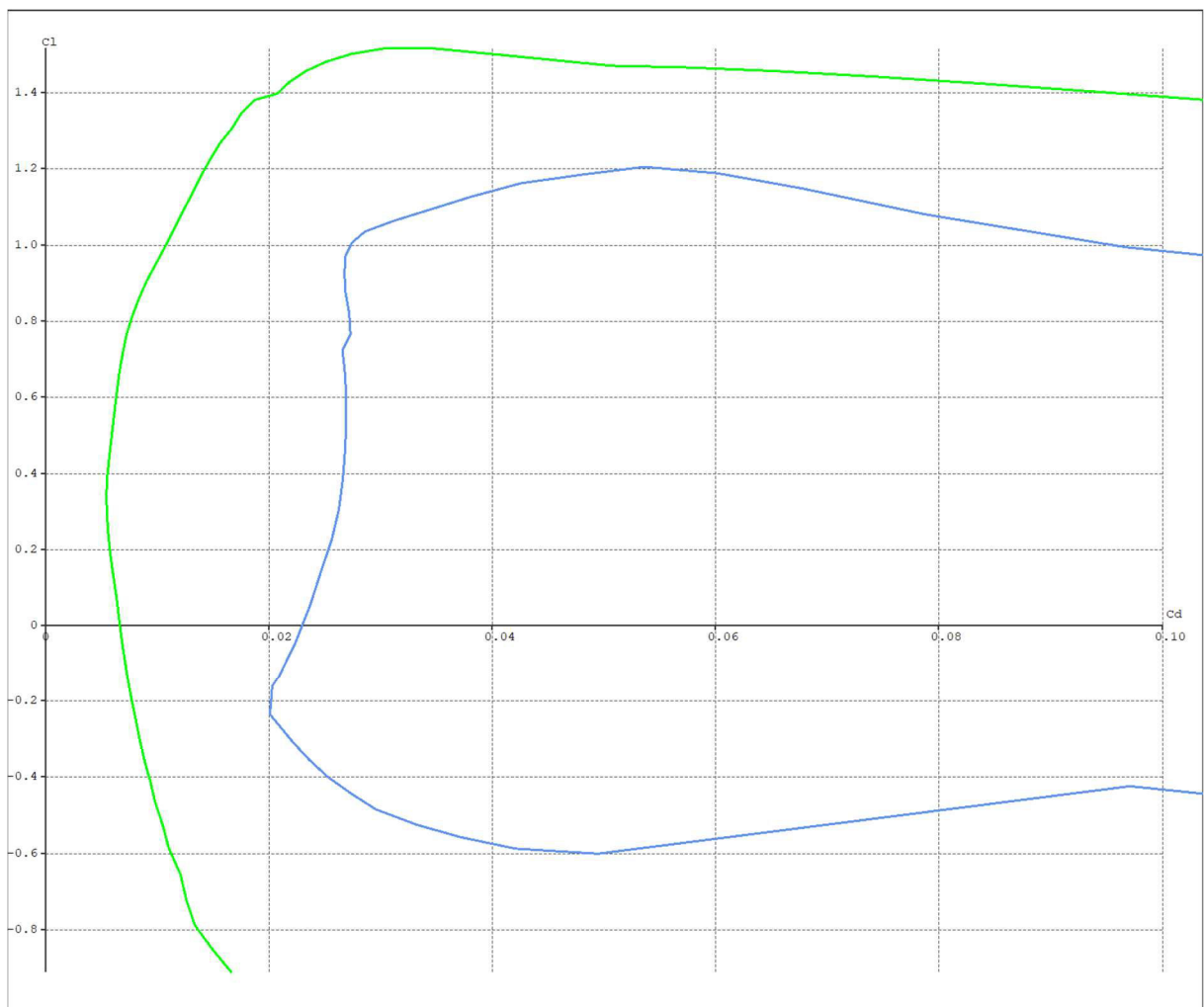
$$Re = \frac{\rho v c}{\mu}, \quad (6)$$

kde ρ je hustota atmosféry, v je rychlost letu, c je charakteristický rozměr obtékaného tělesa, μ je dynamická viskozita.



Obrázek 16 Závislost Machova a Reynoldsova čísla [41]

Při poměrně vysokých Reynoldsových číslech (více než 10^6) je odpor spojený s laminárním obtékáním obvykle menší než při turbulentním proudění v mezní vrstvě. Proto výkonnostní kluzáky používají speciálně navržené profily pro zachování laminárního proudění i při $Re = 10^6$.



Obrázek 17 Polára NACA 2412 pro $Re = 60\,000$ (modrá) a $Re = 1\,000\,000$ (zelená)

Let v nízkých Reynoldsových číslech je neodmyslitelně spojen s laminárním prouděním mezní vrstvy, ale v případě odtržení proudu odpor prudce vzroste a maximální vztlak klesne. Poměr generovaného vztlaku k odporu je podstatnou charakteristikou letounu. Na obr. 17 je tato skutečnost zobrazena na poláře profilu pro různá Reynoldsova čísla.

„Problém součinitele vztlaku – Reynoldsova čísla – Machova čísla“ je něco, s čím je třeba se v marsovské atmosféře vypořádat. Protože rychlost letu je omezená požadavkem na subsonické proudění, Reynoldsovo číslo bude nízké. Lze ho podle rovnice (6) v tamních podmínkách zvýšit pouze charakteristickým rozměrem, tedy hloubkou křídla. [37]

Na Zemi lze simulovat nízká Reynoldsova čísla; ve výšce 30,5 km nad povrchem je hustota atmosféry dostatečně nízká. Avšak Machovo číslo zůstává vzhledem ke složení vzduchu rozdílné.

3.4 Statické stoupání

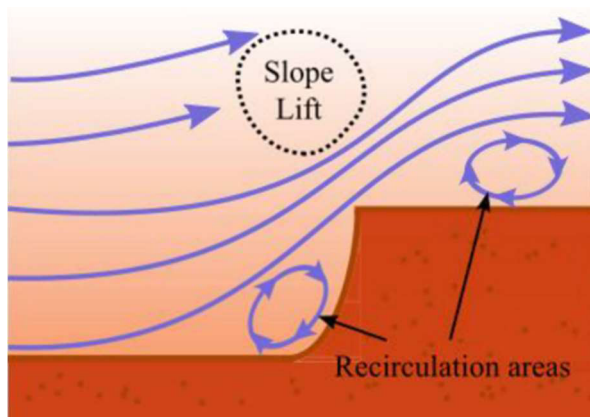
Při klouzavém letu lze využít statického nebo dynamického stoupání. Statické stoupání je způsobeno teplými stoupavými proudy nebo prouděním na svahu terénních překážek. Vhodné podmínky na Marsu zajistí stoupání 5 m/s do výšky 5 km, v extrému až 20 m/s.

Termický let je umožněn přítomností stoupavých teplých proudů způsobených nerovnoměrným ohříváním a ochlazováním atmosféry, jak přímo od slunce, tak sáláním povrchu planety. Tento jev je podle pozorování na Marsu přítomný, avšak ještě není dostatečně probádaný. Z numerického modelu [42] by mohly termické proudy dosahovat až do výšky 9 km nad povrchem.

Společně s atmosférou se z povrchu zvedají i prachové částice a vířivým pohybem stoupají vzhůru. Tento jev byl nejednou zpozorován a zaznamenán sondami. [43]

Kromě spoléhání na termální proudy může vodorovná složka větru přispět ke svahovému létání ve vlně přes terénní překážky. V blízkosti svahů, horských hřebenů nebo údolí je proud atmosféry urychlován a směřován podle tvaru terénu a způsobuje lokální stoupavé i klesavé proudy a cirkulující oblasti (obr. 18).

Výhodným se jeví kombinovat stoupavé proudy od terénních překážek s termickými. U statického klouzavého letu je třeba dát si pozor na klesavé proudy, doprovázející stoupavé. [42]

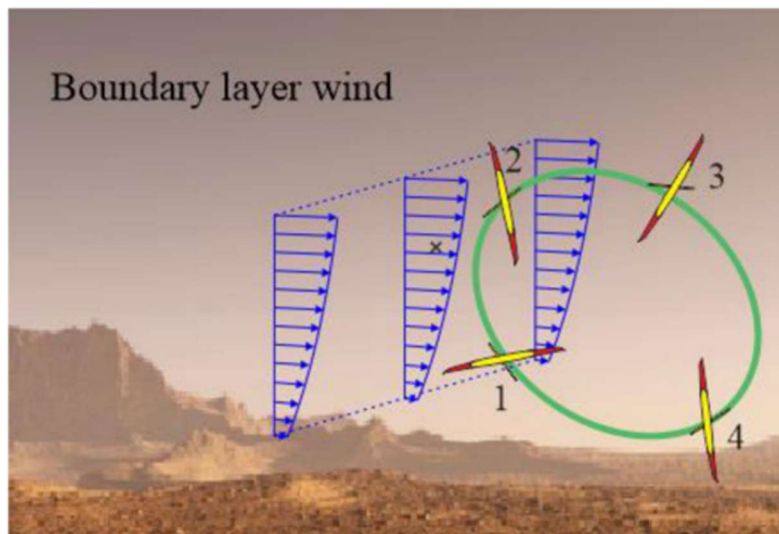


Obrázek 18 Stoupavé proudy přes překážku [42]

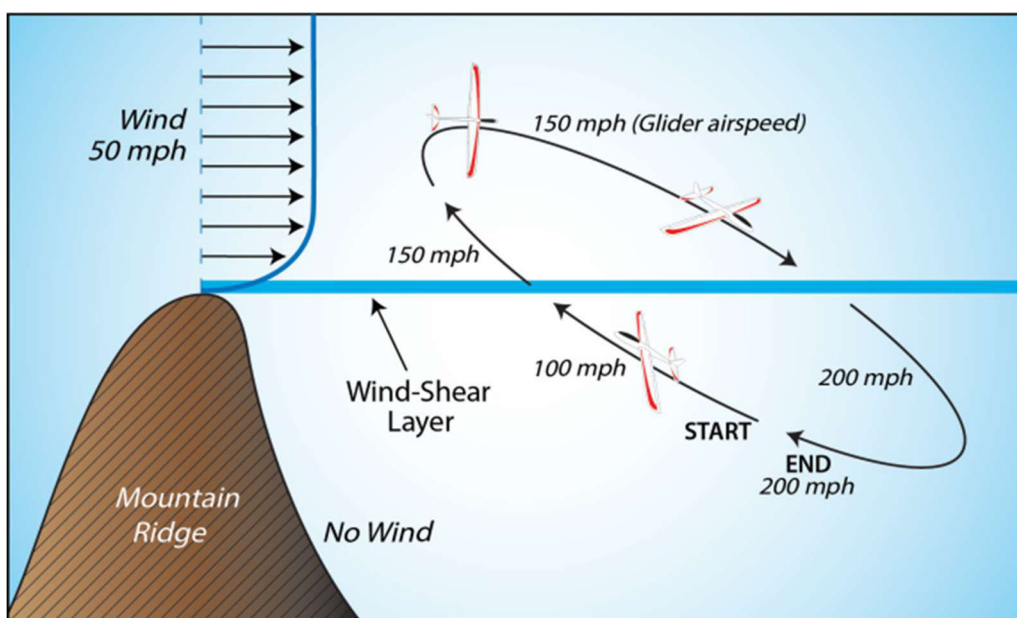
3.5 Dynamické stoupání

Při dynamickém stoupání letoun nevyužívá pasivně vzniklé změny v atmosféře, ale dynamiky proudění. Dynamické proudění je způsobeno profilem horizontálního větru, kdy se s lokální výškou mění jeho rychlost. [42]

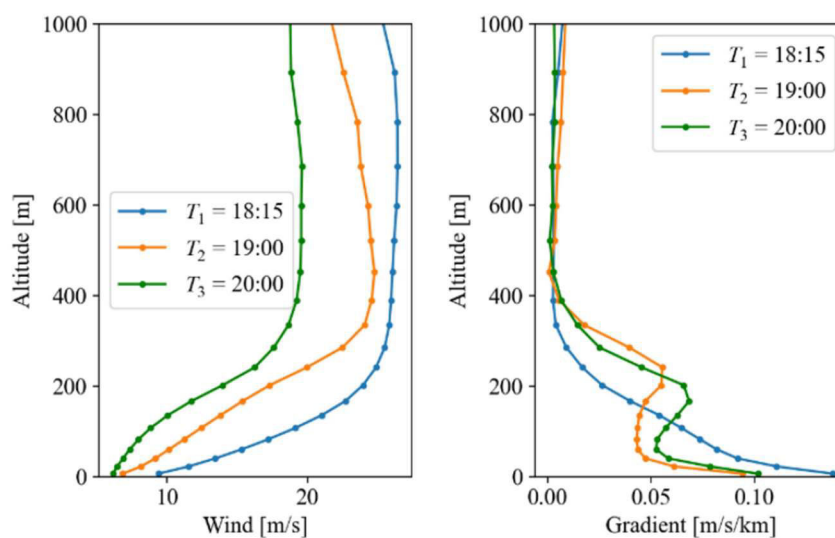
Na Zemi tohoto jevu využívají albatrosi k překonání značných vzdáleností přes oceán. Kromě energie větru k minimalizaci odporu využívají přízemního efektu nad hladinou oceánu. Pták při stoupání proti větru ztrácí svou rychlost vůči zemi a při klesání po větru ji získává zpět, ale vůči složce větru letí stále konstantní rychlostí. Na konci každého opakování manévru se dostane přibližně na výchozí rychlost. [44]



Obrázek 19 Profil vertikálního gradientu horizontálního větru v mezní vrstvě [42]



Obrázek 20 Střih větru na závětrné straně překážky [45]



Obrázek 21 Rychlost a vertikální gradient větru v závislosti na výšce, naměřené MRAMS v Jerezu Crater [42]

Oblasti dynamických proudů vznikají přirozeně nad rovnými plochami několikasetmetrové mezní vrstvy planety (obr. 19), v cirkulačních oblastech terénních překážek nebo na závětrné straně překážky, kde využívají stříhu větru (obr. 20). Stejně jako při obtékání křídla letounu, i planeta má svou mezní vrstvu, ve které rychlost proudu stupá s rostoucí vzdáleností (obr. 21).

Dynamické plachtění spočívá v získání výšky díky gradientnímu rozložení větru, prudké otočce a klesání, při kterém letoun získá rychlost, než se zase prudce otočí. Tyto manévry způsobují velké zatížení konstrukce. [42]

4 Návrhy letadel pro atmosféru Marsu

Současné a minulé mise byly založené na orbiterech, landerech a roverech. Rovers nabízí průzkumu vysoké rozlišení a detailní poznatky o planetě, ale oblast jejich působnosti je značně omezená. Naproti tomu orbitery zmapují velkou plochu planety, avšak jejich schopnosti průzkumu jsou také omezené.

Pro objevování planety jsou ceněné oba přístupy. Navíc je otevřena možnost vyvinout létající stroj spojující výhody obou jmenovaných přístupů. Letadlo s dostatečnou vytrvalostí by z atmosféry mohlo poměrně detailně prozkoumat značnou plochu planety. Je nutné ale počítat se specifickou hustotou a teplotou prostředí. [46]

V této kapitole jsou zmíněné návrhy letadel lehčích než vzduch (LTA), kam se řadí například aeroboti, tedy dálkově ovládané nebo autonomní balony a vzducholodě. Tyto stroje by měly být schopné létat ve výškách od povrchu planety do zhruba 40 km nad ním. [47]

Nepilotovaná letadla (UAV) se jeví jako ideální kompromis mezi potřebnou rozlišovací schopností pro průzkum planety, cenou a rizikem ztráty lidských životů. [48]

Pro průzkum střední vrstvy atmosféry jsou ceněná i letadla těžší než vzduch, ať už s pevným křídlem, mávajícím křídlem, nebo rotující nosnou plochou. Kromě Ingenuity jsou i přes pozemské testy veškeré návrhy stále pouze teorií.

4.1 Balony

Kvůli hustotě a teplotě marsovské atmosféry z oxidu uhličitého by k letu balonu na Marsu byl potřeba velmi lehký materiál a i tak by měl balon obrovské rozměry. Na rudou planetu byla již navržena řada koncepcí balonů. [49]

Vztlak balonu charakterizuje rovnice

$$L = gV(\rho_{atm} - \rho_{pl}), \quad (7)$$

kde L je vztlak, g je gravitační zrychlení, V je objem plynu v balonu, ρ_{atm} je hustota atmosféry Marsu a ρ_{pl} je hustota plynu v balonu.

Při zachování objemu plynu se jeho zahřátím zmenší hustota a zvýší se tak vztlak. [50]

Jeden z možných principů, jak vzletět, je nechat heliem naplněný balon přes den ohřát na slunci. V noci by s klesající teplotou plynu opět zklesal k povrchu planety. [49]

Na podobný způsob měl fungovat navržený balon Mylar, který by měl v horní polovině balonu marsovskou atmosféru a ve spodní polovině helium. Marsovská atmosféra by se přes den ohřála, zvýšila tak vztlak, a v noci by helium zabránilo ztrátě veškeré výšky, aby se letadlo nepoškodilo o objekty na povrchu planety. [47]

Jiným typem balonu je heliem přetlakovaný balon, který by byl schopný udržovat konstantní výšku nad povrchem planety nezávisle na denní době. Ze stavové rovnice je známé, že zvýšením tlaku plynu vzroste jeho teplota, a sníží se tak jeho hustota, takže naroste vztlaková síla. Tento typ by byl výhodný pro dlouhé lety. [49]

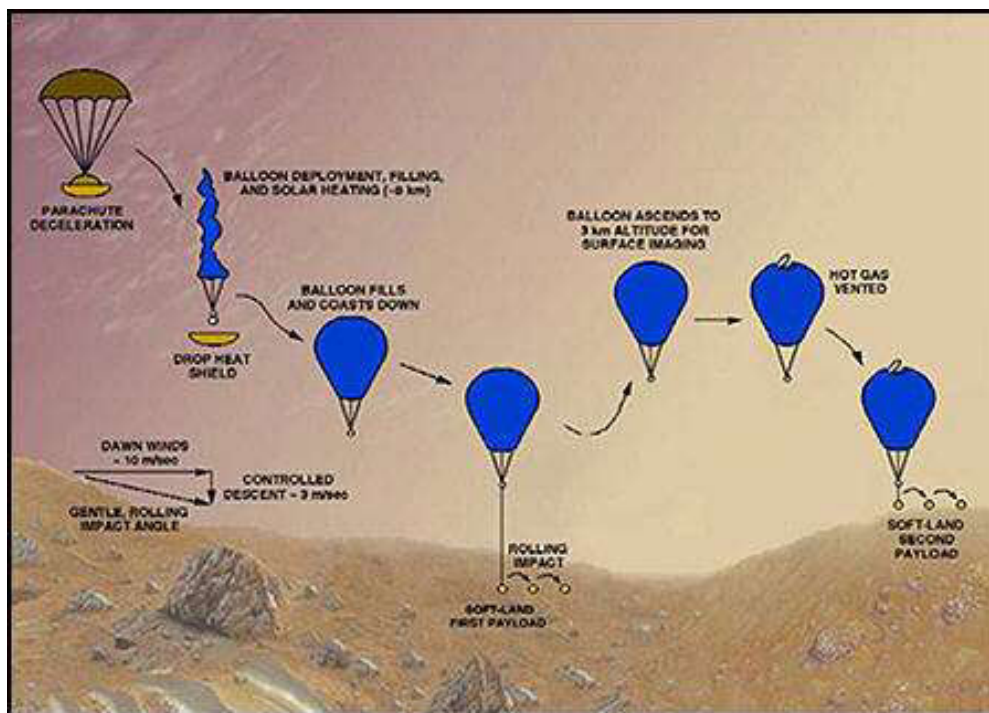
Mars Geoscience Aerobot (MGA) je návrh NASA autonomního přetlakového balonu. Pro kontrolu vnitřního tlaku je použito rozdílné emisivity povrchu horní a spodní části balonu, kdy je nahoře kopule použitý lesklý materiál, zatímco spodní část balonu je světlého povrchu. Nemělo by tak docházet ke kondenzaci ledu CO_2 na povrchu vlivem nočních teplot.

MGA má 27 m v průměru a unese vědecké přístroje o hmotnosti 15 – 30 kg, maximální celková hmotnost je 55 kg. Balon je navržený tak, aby zvládl 90denní misi ve výšce 6,5 – 12 km nad povrchem a zmapoval rozsáhlou část povrchu planety. [51]

Další návrh marsovského balonu je známý pod názvem „solar Montgolfiere“. Funguje na principu sluncem ohřívání horkovzdušného balonu; není třeba dodat lehký plyn. Tento typ by byl vhodný pro dlouhé lety v polárních oblastech během letního období, kdy je sluneční svit stálý. [49]

Na obr. 22 je vidět představa nafouknutí balonu při sestupu atmosférou a jeho řízení otvorem navrchu. Balon by se takto dal využít k dopravě lehčích objektů na povrch planety nebo například k postupnému sběru vzorků z povrchu během letních měsíců v polárních oblastech Marsu.

Od roku 1997 byl tento typ balonu testovaný na simulaci vstupu do atmosféry Marsu v zemské stratosféře ve výšce okolo 35 km, kde jsou srovnatelné atmosférické podmínky s těmi na Marsu. Čtyři úspěšné pokusy dokazují, že tato technologie je proveditelná. [53]

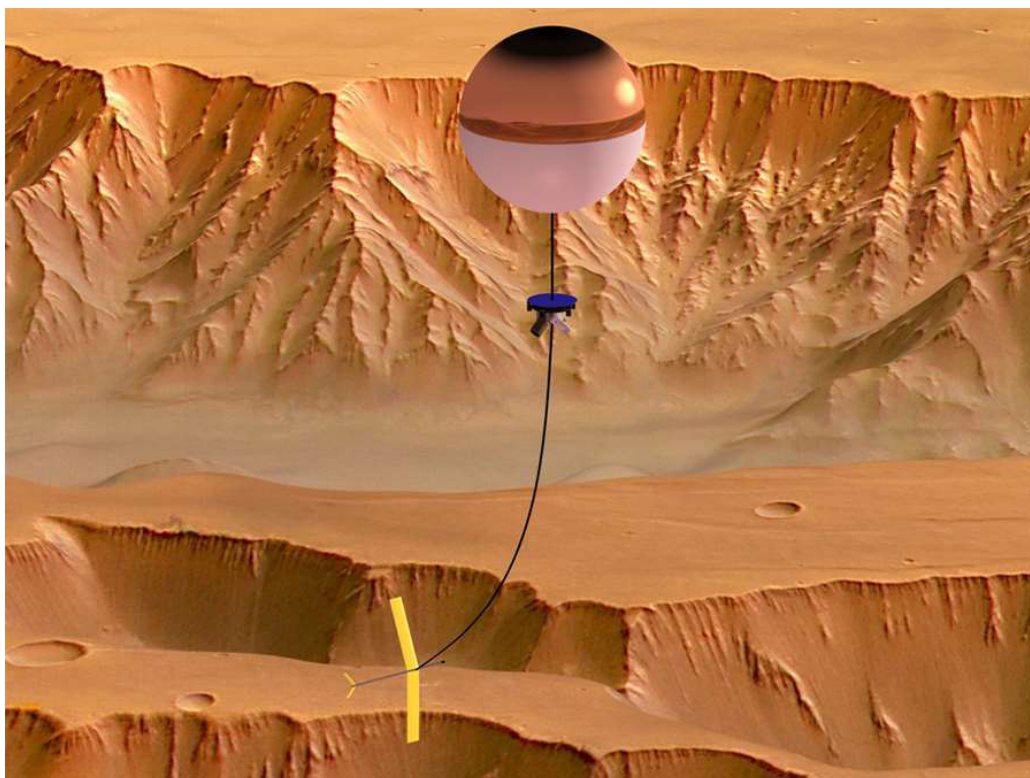


Obrázek 22 Sestup a řízený let balonu [52]

Balony by na Marsu mohly hrát významnou roli v průzkumu planety a její atmosféry. Vzhledem k tomu, že není třeba plyn v balonu ohřívat jinak než od slunce, stačil by drobný pohon elektrozařízení na jejich palubě, a balon by byl schopný letět celé měsíce. Podmínkou je však objev dostatečně lehkého, nepropustného a odolného materiálu pro konstrukci balonů. Nesnází by mohla být také omezená stabilita, říditelnost a pohyb balonu, který je závislý pouze na povětrnostních podmínkách.

Říditelnost byla v roce 2004 vyřešena koncepcí autonomního StratoSail. K balonu je na několikakilometrovém laně připevněné křídlo (obr. 23). Ofukované křídlo tak může určovat směr letu balonu. [54]

Program Mars Airborne Prospecting Spectrometers chce využít balonu k průzkumu z povrchu nedostupných míst, kde existuje podezření na přítomnost metanu, především v hlubokých údolích a kráterech. V návrhu je zpracováno ovládání balonu pomocí energie získané fotovoltaickým pláštěm. [55]



Obrázek 23 StratoSail [54]

4.2 Vzducholodě

Vzducholodě fungují na stejném principu získání vztlaku jako balony. Vzhledem k hustotě marsové atmosféry by byly rozměry letadla násobně větší než rozměry vzducholodě na Zemi. S tak velkými rozměry by na vzducholodě působily velké síly od silného větru, například během prachových bouří. Největším oříškem pro konstrukci do atmosféry rudé planety je nalezení vhodného materiálu – dostatečně pevného a přitom velmi lehkého.

Výhodou oproti Zemi je, že v marsové atmosféře by bylo možné vzducholodě bezpečně plnit vodíkem, protože v ní není hořlavý. Jinou, unikátní možností se nabízí využít vakua pro získání vztlaku. V atmosféře Marsu by na konstrukci nepůsobily tak velké vnější síly jako na jiné planetě, aby nebyla schopná udržet tvar a nezhroutila se do sebe. Byl zpracován návrh letadla s dvěma pláště (obr. 24), kdy se ve vnitřní dutině nachází vakuum a ve vnější okolní atmosféra. Ta je současně vyztužena nosníky udržujícími tvar lodí. Vzducholodě by tak nepotřebovala omezené množství lehkého plynu, ale pouze čerpadlo udržující vakuum. [56]



Obrázek 24 Řez vakuovou vzducholodí [56]

4.3 Motorizované letouny s pevným křídlem

Myšlenku přistání na Marsu pomocí hypersonických kluzáků zformuloval v roce 1952 Wernher von Braun v díle Projekt Mars. Zpracoval ve svém díle technicky přesně téma lidské expedice na rudou planetu.

Na oběžné dráze Země bylo sestaveno 10 kosmických lodí, poháněných kyselinou dusičnou a hydrazinem. Braun vypočítal tahy a množství paliva potřebné k uskutečnění plánovaného letu.

Po příletu na oběžnou dráhu Marsu by jedna loď sklouzla do polární oblasti a pomocí lyží přistála na ledu. Výprava by se na pásových podvozcích přesunula do rovníkové oblasti, vybudovala by tábor a přistávací dráhu, na které by následně ostatní lodě-kluzáky přistály na kolových podvozcích. [57]

První myšlenky na letoun pro atmosféru Marsu z konce 70. let 20. století zahrnovaly dálkově řízené návrhy s pohonem na sluneční energii nebo radioizotopem. Od 60. let 20. století lidstvo pracuje na nápadu vytvořit okřídlené letadlo pro přistání na Marsu. Prvotní odhady hustoty atmosféry z té doby byly pozitivnější než později naměřené hodnoty. První návrh přistávacího modulu měl tvar vztlakového tělesa s winglety.

V 70. letech se NASA věnovala vývoji dálkově řízeného letounu Mini-Sniffer, který byl původně určen pro zkoumání znečištění atmosféry Země ve vyšších vrstvách (24 km). Všechny Mini-Sniffery používaly tlačnou vrtuli, aby mohly mít na přídi přístroje potřebné k odběru vzorku atmosféry.

První verze byla poháněna vzduchovým motorem a uskutečnila 12 letů do výšky 760 m. Druhý model měl upravenou konstrukci a dosahoval větších výšek. Třetí prototyp byl z verzí nejlehčí a poháněný motorem na hydrazin. Uskutečnil se však pouze jeden jeho let, kdy dosáhl výšky 6 km, a pak byl výzkum kvůli potížím s únikem jedovatého hydrazinu přerušen. Právě Mini-Sniffer 3 byl zvažován pro průzkum v atmosféře z oxidu uhličitého. (obr. 25) [59]

Obecně jsou pro testování letounů pro marsovské podmínky výhodné zkoušky ve velkých výškách (30,5 km), kde lze simulovat nízká Reynoldsova čísla při standardních rychlostech. Při testování v menších výškách je také možné dosáhnout nízkých Reynoldsových čísel, ale už neodpovídá marsovským podmínkám rychlost letu nebo rozměry testovaného modelu.

Většina návrhů pracuje s myšlenkou vypuštění průzkumného letounu při sestupu v ochranném pouzdře z orbity na povrch planety. Proto jsou vyšší vrstvy atmosféry Země výhodné i pro vyzkoušení technologie rozvinutí složené konstrukce.

Potenciál Mini-Snifferu nebyl přehlédnutý a myšlenka letounu na Mars byla rozvíjena i nadále. Mise AME (Airplane for Mars Exploration) byla jednou z prvních, která měla v praxi zpracovat

požadavky marsovské atmosféry, jako aplikace konstrukce splňující požadavky na nízké Reynoldsovo a vysoké Machovo číslo, užití nekonvenčních konstrukcí draku, sestup atmosférou po vypuštění nebo odzkoušení nevzduchového pohonu.



Dryden Flight Research Center ECN-6134 Photographed 1976
Mini Sniffer III NASA photo



Obrázek 25 Mini-Sniffer 3 [58]

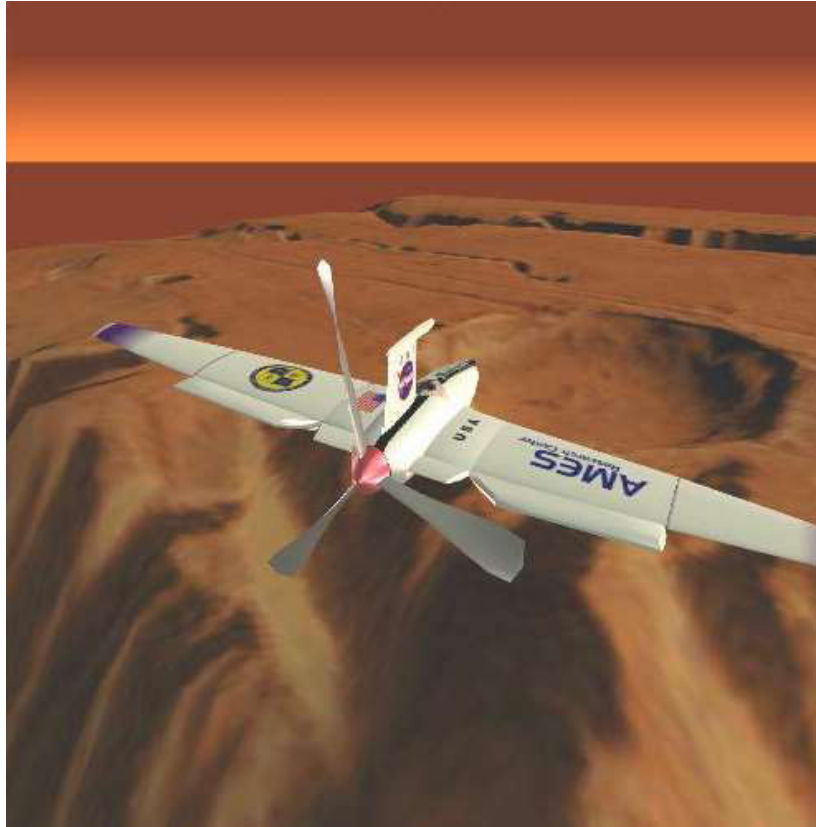
Od roku 1996 se tým NASA Ames zabýval návrhem a zkoušením prototypů malých UAV splňujících jednu nebo více žádaných podmínek. Návrh AME se skládal z poměrně složité konstrukce draku a sedmkrát přeloženého křídla a trupu, aby měl velký dolet, podél kráteru Gusev. Na modelu pětinové velikosti bylo úspěšně odzkoušeno, že se konstrukce celá rozvine. [60]

Druhou misí plnící dané požadavky byla MAGE (Mars Aircraft for Geophysical Exploration), navazující na AME. Návrh MAGE byl jednodušší konstrukce (obr. 26) a po přeletu kaňonu Valles Marineris se nepočítalo s řízeným přistáním, ale že letoun havaruje. Byl zkonstruován prototyp v plné velikosti, aby bylo možné vyzkoušet aerodynamické charakteristiky v klouzavém letu z výšky 30 km atmosféry Země. Pokus potvrdil, že let v podmínkách podobných Marsu je aerodynamicky uskutečnitelný. [60]

Koncept NASA 728 „Super Cruiser“ byl navržen tak, aby se letoun obešel bez přepravného pouzdra skrz vrchní vrstvy atmosféry Marsu. Celý let měl být nadzvukové rychlosti a letoun poháněný hydrazinovým motorem. [62]

V roce 1977 byly vydány výsledky studie NASA letounu na Mars, která pracovala s návrhem autonomního výkonnostního kluzáku s vrtulovým elektrickým pohonem klasického uspořádání. Délka letounu Astroplane byla uvažována 6,35 m, rozpětí křídla 21 m (obr. 27) a celková hmotnost 300 kg s užitečným zatížením 40 až 100 kg, cestovní rychlostí 90 m/s v závislosti na požadovaném doletu. Použitý profil křídla byl Epplerova typu, pro nízká Reynoldsova čísla.

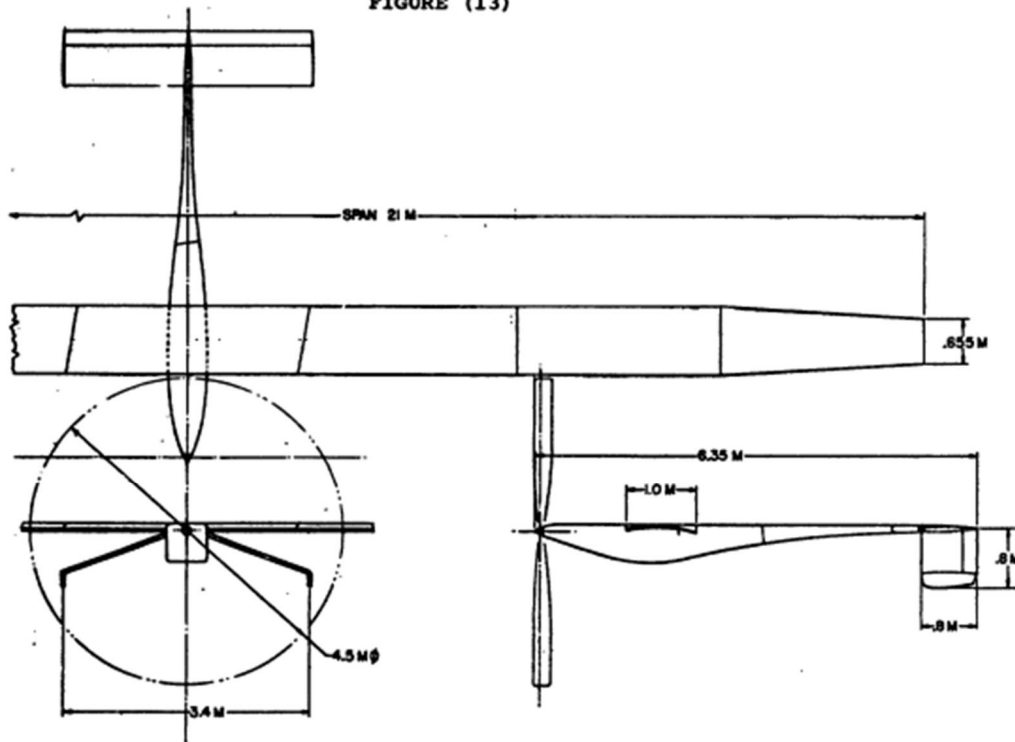
Velmi důležitým faktorem tak velkého letounu je volba dostatečně lehkého a přitom pevného materiálu. Na konstrukci je volen uhlíkový kompozit na zatíženější části a kevlar na ocasní plochy a vnější části křídla.



Obrázek 26 MAGE [61]

BASIC AIRPLANE CONFIGURATION

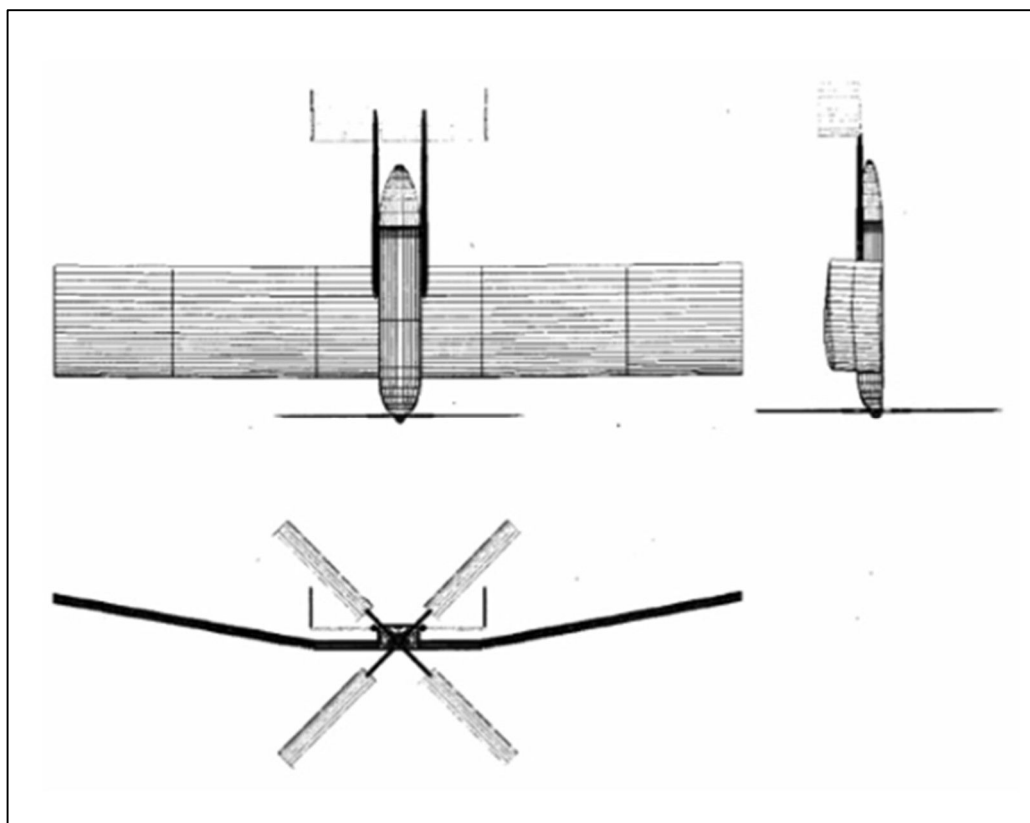
FIGURE (13)



Obrázek 27 Astroplane [37]

Celý letoun se musel kvůli dopravě složit do omezených rozměrů nákladového prostoru po dobu meziplanetární přepravy. Model desetiprocentní velikosti byl zkonstruován a testován ve velkých výškách. [37]

V roce 1999 tým NASA Ames navrhl letoun Canyon Flyer k průzkumu geologických vlastností povrchu Marsu. Letoun se čtyřlístovou vrtulí (obr. 28) o rozpětí 2,2 m a hmotnosti 20 kg měl výdrž 15 minut.



Obrázek 28 Canyon Flyer [39]

Ve stejném roce Polytechnická univerzita v Kalifornii ve spolupráci s NASA Ames vyhotovila návrh motorového letounu Mars Flyer pro marsovskou atmosféru. Zadání požadovalo bezpečný sestup po vypuštění letounu ve větších výškách atmosféry, vybrání střemhlavého letu a řízený let. O přistání řeč nebyla, proto bylo přípustné letoun zničit při dopadu na povrch planety.

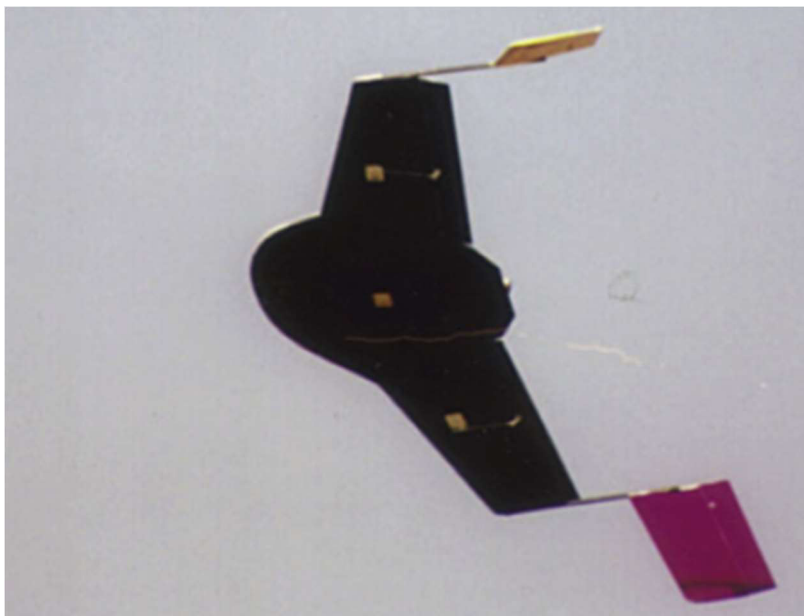
Primárním úkolem bylo složit a vměstnat letoun do omezeně velkého nákladového prostoru, následně přišly na řadu CFD výpočty a letové zkoušky prototypu. Tak vznikl model NASA-729. Ten byl bez pohonné jednotky úspěšně odzkoušen v testech v malých i velkých výškách. Řadu testů přerušil nedostatek financí na výzkum. Když byl projekt obnoven, mise již nebyla aktuální, ale motorem osazený prototyp NASA-731A vznikl. Nicméně model nepřežil letové zkoušky a projekt byl ukončen. [63]

Svůj projekt MarsFlyer stejného roku zahájila Aurora Flight Science. Společnost navrhla letoun s raketovým pohonem na dvacetiminutový let ve výšce 2 km (obr. 29). Letoun měl rozpětí 1,56 m a hmotnost 13,5 kg.

Od roku 2000 se vědci amerických univerzit zaměřili na projekt MAP (Mars Airplane Package). Cílem bylo navrhnout letoun pro let v atmosféře Marsu a prozkoumat jeho aerodynamiku a stabilitu. Byly zkonstruovány 2 prototypy, jeden bezmotorový a druhý s raketovým motorem na tuhé palivo. Navrhovaná rychlost obou prototypů je 80 – 120 m/s, dolet až 300 km ve výšce 100 km, s užitečným zatížením do 3 kg. [39]

Mimoto byl vyvinut návrh solárního letounu MAEV (Martian Airborne Exploration Vehicle) s rozpětím 30,5 m a maximální cestovní rychlostí 66 m/s v 500 m nad povrchem planety až na

vzdálenost 1000 km. Měl by být schopný pomocí elektromotoru vzletět z povrchu planety opakovaně.
[64]



Obrázek 29 MarsFlyer [39]

Projekt BIG BLUE (Baseline Inflatable-wing Glider, Balloon-Launched Unmanned Experiment) Kentucké univerzity zkombinoval návrhy dvou v podmínkách na Zemi úspěšně otestovaných prototypů – Kitty Hawk 3 a projekt NASA Dryden. Návrhy byly jak simulovány počítačově, tak na modelech ozkoušeny ve výškových letových testech. BIG BLUE III byl do výšky 30 km vynesena balonem a odtud po rozvinutí křídla řízeně zksesal. Druhý návrh pracoval v menších výškách se složeným křídlem, které se při rozvíjení nafouklo a vyztužilo pěnou. I v tomto případě bylo použito klasické uspořádání konstrukce (obr. 30 a 31).



Obrázek 30 BIG BLUE II [65]



Obrázek 31 Prototyp BIG BLUE III [39]

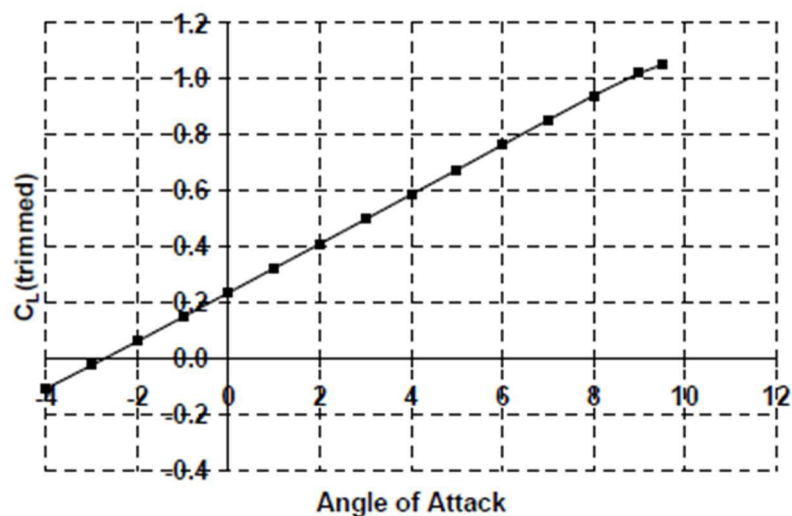
Nafukovací křídlo je z kompozitního materiálu impregnovaného pryskyřicí odolnou proti UV záření. [65, 66]

Projekt ARES (Aerial Regional-scale Environmental Survey of Mars) měl za primární cíl vědecké účely, ačkoli z hlediska mechaniky letu byl také zajímavý. Výzkumní pracovníci NASA se pokoušeli minimalizovat riziko ztráty letounu a vědeckých dat, což se odrazilo i na designu letounu.

Požadavky na konstrukci byly dány především omezeným přepravním prostorem na Mars, kdy se musel letoun vejít do válcového prostoru o průměru 2,48 m. Dále byla požadována odolnost vůči radiaci, teplotním změnám během průchodu atmosférou a dolet více než 500 km ve výšce 1 – 2 km nad povrchem planety. Vzhledem k nepřímému přenosu dat vlivem nedostatečně silné komunikační sítě potřebuje letoun nést vybavení schopné pojmout velké množství průzkumných dat.

V [67] se vědci NASA zabývají postupným návrhem jednotlivých částí konstrukce letounu. Samokřídlo bylo zavrženo už v počáteční fázi návrhu, vzhledem k nedostatečné stabilitě. Jako nejvhodnější řešení se jeví tuhé křídlo vcelku, avšak vzhledem k omezenému přepravnímu prostoru je třeba ho dvakrát přelozit. Rameno ocasních ploch je teleskopické.

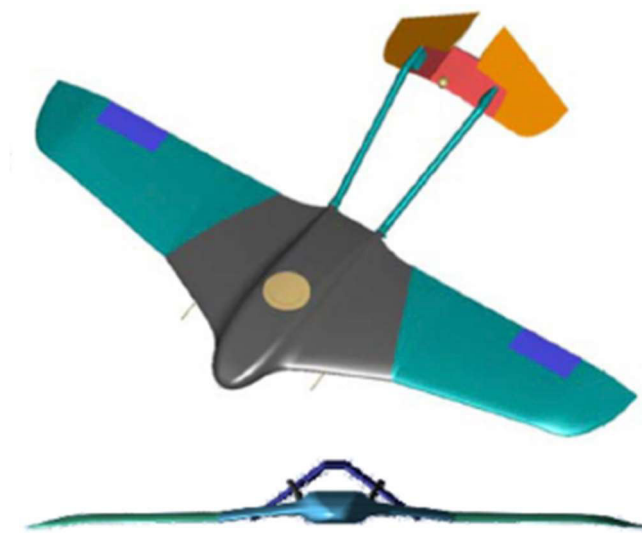
Pro konstantní rozložení vztlaku po rozpětí křídla jsou použité 3 profily (ss1b, ss1e a ss1f) a je navíc geometricky kroucené. Vztlková čára křídla je na obr. 32.



Obrázek 32 Vztlková čára vyváženého letounu ARES-2 (pro $M = 0,65$; $Re = 200\ 000$) [67]

Pro misi byly navrženy tři druhy pohonu letounu. Nejméně riskantním řešením vzhledem k možné poruše motoru se jeví koncepce kluzáku, tedy letounu bez pohonu. Kvůli požadavku doletu 500 km bylo od této možnosti ustoupeno, protože by bylo potřeba dosáhnout nerealistických hodnot klouzavosti.

Jako druhé řešení se nabízí raketový pohon, který je vcelku spolehlivý a ve vesmíru ozkoušený. Bylo by možné vyhovět požadavkům mise, přestože účinnost tohoto systému není vysoká. Třetím nabízeným pohonem letounu je vrtulový poháněný elektromotorem na baterie nebo palivo, případně hydrazinem. Pro spolehlivost a nízkou cenu byl v návrhu zvolen raketový pohon.



Obrázek 33 Konfigurace letounu ARES-2 [67]

Počáteční fáze návrhu pracovaly s možností kachního uspořádání ocasních ploch, které by bylo výhodné vzhledem k umístění pohonné jednotky uprostřed na křídle. Kvůli požadavkům na umístění těžiště bylo od návrhu ustoupeno. Nabízelo se tak klasické nebo T-uspořádání zdvojených ocasních ploch. Vzhledem k aerodynamickým charakteristikám a složitosti konstrukce bylo nakonec zvoleno inverzní V-uspořádání s nejmenším počtem nezbytných překladů plochy pro transport (obr. 33).

Geometrické parametry letounu jsou shrnuty v tab. 4. Předpokládané letové výkony jsou sepsány v tab. 5. [67]

Tabulka 4 Geometrické parametry letounu ARES-2 [67]

Wing Span	6.25 m
Overall Length	4.4 m
Overall Height	0.7 m
Reference Area	7.0 m ²
Reference Chord	1.25 m
Wing Aspect Ratio	5.58
Wing Sweep (LE)	30° / 13°
Tail Anhedral	37°
Projected Horizontal Tail Area	1.1 m ²
HT Volume Coefficient	0.37
Projected Vertical Tail Area	0.4 m ² (each)
VT Volume Coefficient	0.053 (total)

Tabulka 5 Letové výkony letounu ARES-2 [67]

	Maximum Pullout Mass	Maximum Expected Mass
Mass, full fuel	175 kg	149 kg
Mass, zero fuel	127 kg	101 kg
V _{stall} (full)	116 m/s	107 m/s
C _L	0.52 to 0.71	0.41 to 0.61
L/D	14.0 to 14.4	13.3 to 14.4
T/W (full)	0.093	0.109
Ps (full)	180 m/min	329 m/min
Range	500 km	600 km
Endurance	60 min	71 min

*nominal conditions: $\rho=0.0132 \text{ kg/m}^3$, $V=140 \text{ m/s}$,
 $M=0.65$, $Re=180k \text{ per m}$

Projekt ARES byl ještě dál zdokonalován v návrhu HADD (High Altitude Deployment Demonstrator, obr. 34). [39]

Na návrh ARES-2 navazuje Argo VII s raketovým pohonem. Profil křídla byl volen tvarově podobný ARESu-2, sd7037. Letové vlastnosti letounu byly simulovány v prostředí MATLAB Simulink. Samokřídlo o rozpětí 6,66 m a ploše křídla 7,34 m² mělo hmotnost 164 kg, včetně 10 kg vědeckého vybavení. Letoun byl navržen k 90minutovému letu rychlostí 0,65 Mach ve výšce 2 km nad povrchem Marsu. [68]

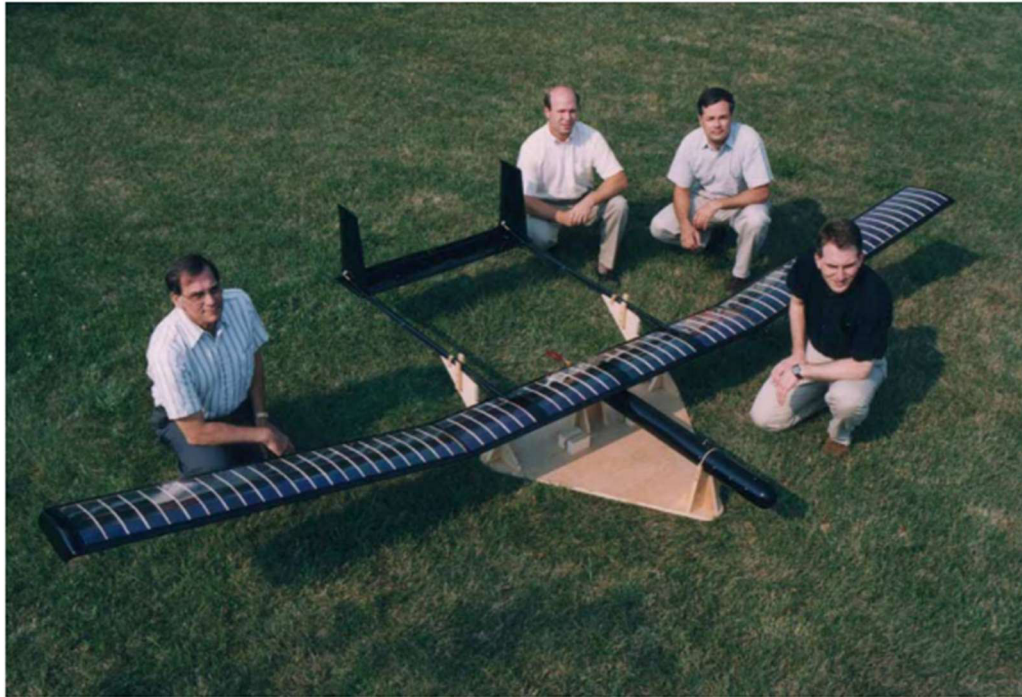


Obrázek 34 HADD [39]

NASA ve spolupráci s Lockheed vyvíjela letoun pro atmosféru Marsu, který by vydržel letět 1 rok cestovní rychlostí 35 m/s v atmosféře charakterizované $Re = 10^5$. Pro tento požadavek byla navržena kombinace solárního fotovoltaického a radioizotopového pohonu.

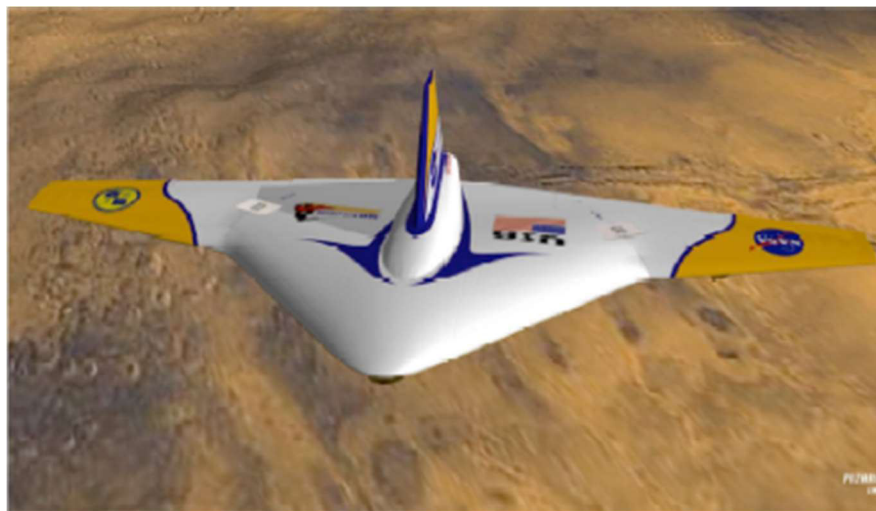
Letoun by podle studie pro nejnejpříznivější podmínky letu a užitečné zatížení 100 kg vážil 1 450 kg jen se solárním pohonem. Plocha křídla vychází 405 m², rozpětí 128 m při plošném zatížení 3,58 kg/m². Pro tuto konfiguraci vyjde i největší klouzavost $L/D = 44,54$ při $c_L = 1,71$ a $c_D = 0,038$, za rychlosti letu 31 m/s. [69]

Tento projekt byl úspěšně odzkoušen na zmenšeném modelu (obr. 35) v atmosféře Země, za použití pouze sluneční energie. [70]



Obrázek 35 Model letounu na solární pohon [70]

V roce 2004 byl navržen MATADOR (Mars Advanced Technology Airplane for Deployment, Operations and Recovery). Jedná se o letoun s trojúhelníkovým křídlem o rozpětí 4 m (obr. 36), složeným do aerodynamického přepravního pouzdra. Byl navržen pro let rychlostí 180 m/s ve čtyřkilometrové výšce, poháněný raketovým pohonem. Projekt vychází z poznatků mise Kitty Hawk 3 a má za cíl zvýšit spolehlivost letounu. Model MATADORu byl testován ve větrném tunelu. [71]



Obrázek 36 MATADOR [39]

Od roku 2004 ESA vyvíjela letoun na solární pohon s požadavkem na desetihodinový let a 0,5 kg užitečného zatížení. [39] V červnu roku 2008 byl uskutečněn 27hodinový horizontální let letounu Sky-Sailor (obr. 37) poháněného pouze na solární energii. Energie nakumulovaná přes den stačila k pohonu letounu i v noci, kdy se baterie dostaly na 5,8 % své kapacity. Švýcarský letoun o rozpětí 3,2 m a hmotnosti 2,4 kg byl kromě startu a přistání řízen autopilotem a celou dobu letu umožňoval sledovat ze země rychlost letu, nadmořskou výšku, kurz a stav baterie. Průměrná rychlost letu byla 30,2 km/h. [72]

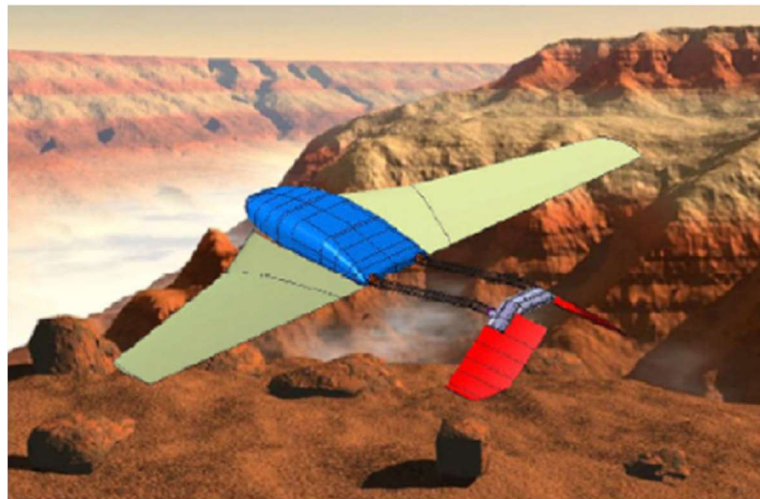


Obrázek 37 Sky-Sailor [72]

UAV SoLong je elektricky poháněný návrh se solárními články na křídle. Kromě sluneční energie využívá stoupavých proudů atmosféry. Letoun v roce 2005 dokázal při testování vydržet ve vzduchu 48 hodin. [73]

Koncept Minerva (obr. 38) univerzity v Cranfieldu, splňoval také podmínky letu v atmosféře Marsu a byl složitelný do omezeného přepravního prostoru. Letoun se šestimetrovým rozpětím byl poháněn raketovými motory a byl navržen pro 75minutový let rychlostí 0,65 Mach v šestikilometrové výšce.

Byl sestrojen model v 65% měřítku, CRATER (Cranfield Remote Aircraft for Technical Evaluation and Research), pro letové zkoušky. [39]



Obrázek 38 Minerva [39]

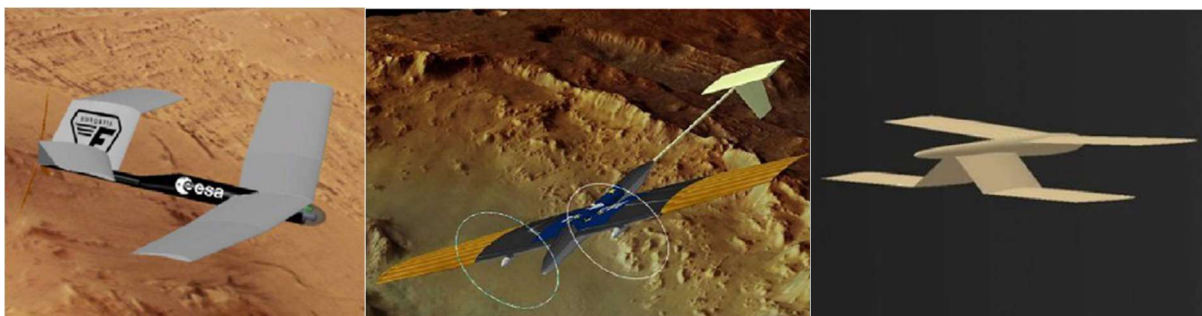
Evropská asociace studentů letectví v roce 2006 představila nové koncepty bezpilotních letounů na Mars. První návrh, ARMaDA (Advanced Reconnaissance Martian Deployable Aircraft, obr. 39 vlevo) si stanovil za cíl pořídit snímky povrchu planety pro výběr vhodného místa pro přistání budoucí lidské mise a průzkum půdy. K pohonu by letoun využíval jaderné energie

Koncept MAREA (Martial Aerial Research Euroavia Airplane) má nafukovací vnější části křídla (obr. 39 uprostřed), díky kterým lze dosáhnout rozpětí 9 m, které by se do omezeného přepravního

prostoru nevešlo. MAREA by měla být schopná až 40hodinového letu, poháněna kombinací solární energie a palivových článků. Za cíl si mise bere pořídit údaje o topografii, půdě, atmosféře a magnetickém poli planety.

Třetí koncept, dvouplošný KLIMars (obr. 39 vpravo) by měl zkoumat lokální povětrnostní podmínky na Marsu, kdy by v sestupném letu po spirálové dráze postupně vypustil 25 meteorologických stanic a na povrchu pak sebral a poslal naměřené údaje na družici na oběžné dráze. Po dobu životnosti solárních článků a baterií by pak ještě vysílal informace o povrchových podmínkách větru. Konstrukce KLIMarsu je navržena s dvěma křídly, aby letoun dosahoval dostatečného vztlaku. [74]

Vlastnosti návrhů jsou shrnuty v tab. 6.

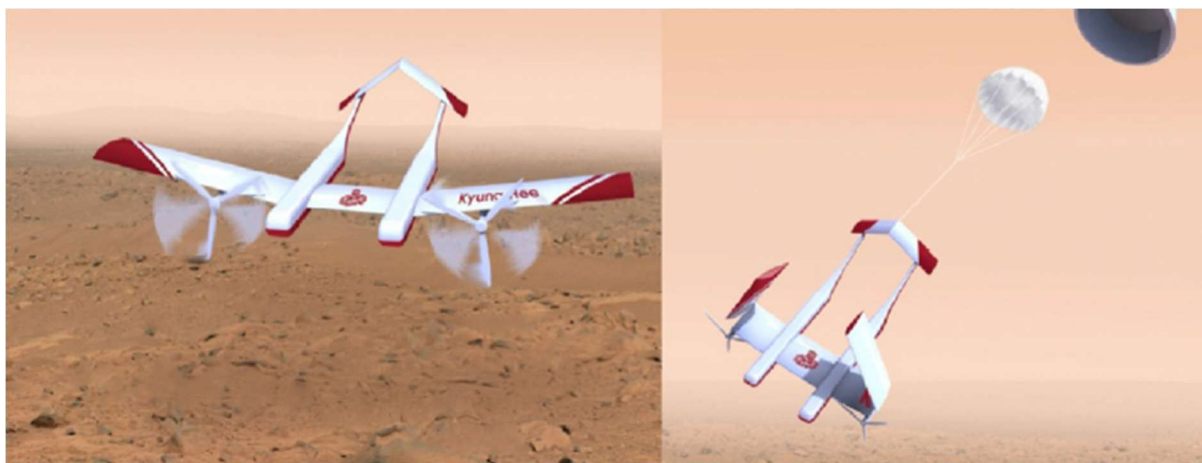


Obrázek 39 ARMaDA, MAREA a KLIMars [74]

Tabulka 6 Koncepční návrhy Asociace studentů letectví [39]

KLIMars	MAREA	ARMaDA	Parameter
6	8.8	8	Wingspan (m)
80	40	60	Cruise speed (m/s)
122	50	63	Mass (Kg)
1	40	Virtually unlimited	Mission duration (hours)
200	5700	Northern hemisphere	Range (Km)
>3.2	>1.1	>1.2	Power subsystem (KW)

Letoun s nafukovacím pevným křídlem zkoumají i vědci z univerzity Kyung Hee (obr. 40). Jejich projekt má za cíl letou navrhout tak, aby byl schopný přeletu 500 km rychlostí $M = 0,48$. V projektu jsou podrobně zkoumány vhodné profily křídla a vrtule, kdy je třeba počítat s přechodem laminárního proudění v turbulentní. Na křídlo byl uvažován profil ss1f, OPT1 a OPT2. Rozpětí křídla je 7,75 m, délka letounu 4,58 m a celková hmotnost 75 kg. Již byl zkonstruován a testován model letounu. [75]



Obrázek 40 Návrh letounu vědců z univerzity Kyung Hee [39]

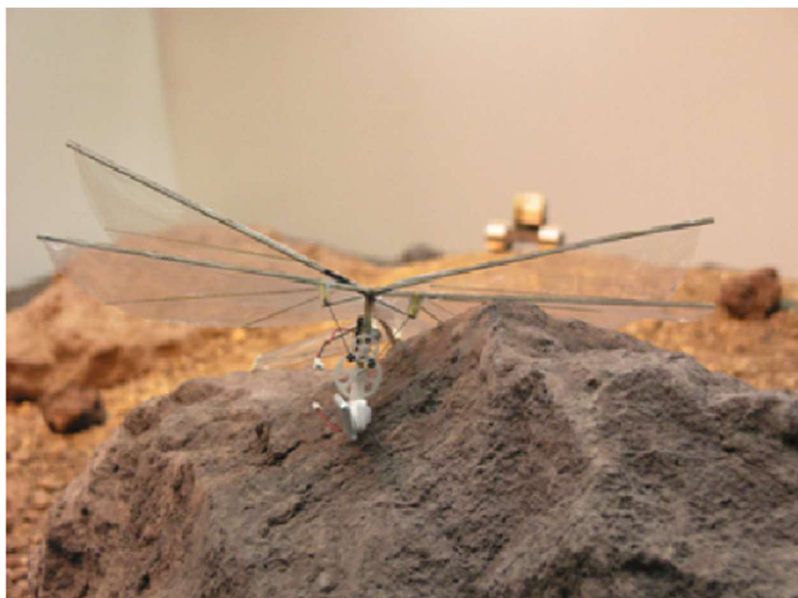
Většina návrhů letadel pracuje se značným omezením rozměrů, protože je uvažován sestup na planetu v ochranném pouzdru. Pokud se snaží autor vyhnout překládání trupu a ocasních ploch, uchýlí se k návrhu samokřídla nebo nafukovacího křídla.

4.4 Letadla s mávajícími křídly

V roce 2002 bylo navrženo letadlo s mávajícími křídly, inspirované hmyzem. Entomopter (obr. 41) využívá tvorby a řízeného mísení vírů vzduchu na náběžné hraně křídla k dosažení součinitele vztlaku až $c_L = 5$. Toho lze efektivně využít v malých rychlostech letu a při visu na místě. [76]



Obrázek 41 Koncept Entomopter [76]



Obrázek 42 DelFly II [39]

V roce 2008 univerzita v Delftu navrhla aerobota s mávajícími křídly DelFly (obr. 42). Technologie letounu s mávajícími křídly roste na oblibě, protože účinně pracuje s nízkými Reynoldsovými čísly. Navržený aerobot má celkovou hmotnost včetně užitečného zatížení 17 g, je napájen solárním článkem a navržen pro dolet až 15 km. Rozpětí křídel je 35 cm, délka letounu 40 cm, rychlost letu 1,8 m/s.

Roku 2013 vědci Mountain Lake Labs přišli s návrhem letounu s netopýřími křídly. Křídla mají rozsah předozadního pohybu 145° a jsou pohyblivá ve všech 3 osách. Složitý počítačem ovládaný pohyb zatahovacích křídel ornitoptéry umožňuje získat vztlak jak pro dlouhý pomalý, tak pro rychlý let. [77]

Nejnovější myšlenkou je projekt Marsbees. Marsbees je roj robotických včel životní velikosti s křídly cikády. Podle předběžných výpočtů by měly být schopné vyvinout dostatečný vztlak k letu v marsovské atmosféře. Roj by měl přistát na planetě ve vozítku, které by dále fungovalo pro komunikaci se Zemí a dobíjení jednotlivých Marsbee. [78]

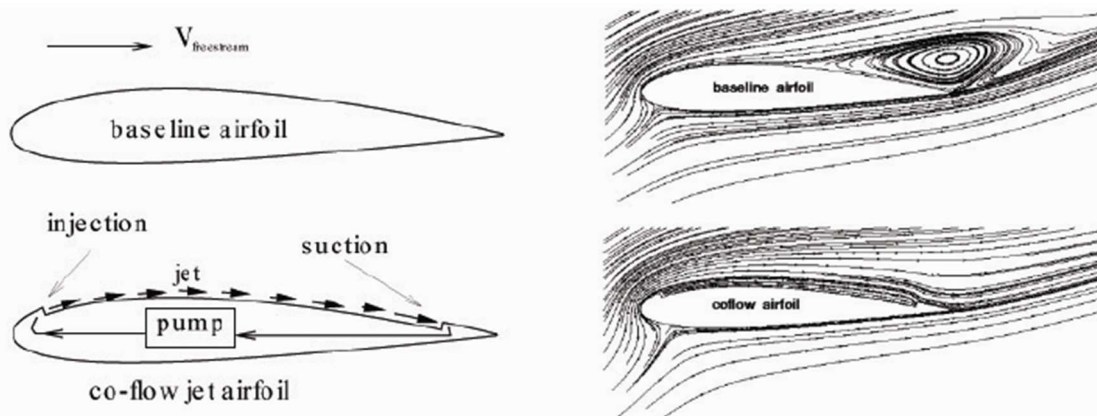
4.5 VTOL

Pro průzkum nepřístupných míst jsou výhodné prostředky VTOL. Se schopností kolmého vzletu a přistání nejsou limitované různorodou plochou průzkumu. Nezbytný je dostatečný výkon motoru v řídké atmosféře Marsu a současně je potřeba pohlídat, aby nedocházelo k rázovým vlnám na koncích vrtule.

Byla zpracována řada návrhů letadel s rotující nosnou plochou na Mars. Výhodou tohoto zařízení oproti jiným letadlům na Mars je možnost vyzkoušet funkčnost ve vakuových komorách, kde lze nasimulovat hustotu atmosféry. [79]

Letoun MIRAGE univerzity v Miami byl navržen v roce 2007. V návrhu je zpracován princip VTOL s vodíkovým pohonem, navrženého k letu v tisícimetrové výšce rychlostí $M = 0,45$. Profil samokřídla je navrhovaný CFJ (Co-Flow Jet), který i přes svou poměrně velkou tloušťku dosahuje výjimečně vysokého součinitele vztlaku při velkých úhlech náběhu. Podstata profilu je vidět na obr. 43. Před odtokovou hranou je z horní strany profilu sání, vzduch prochází skrz profil a je vyfukován za náběžnou hranou. Při velkých úhlech náběhu tak nedojde k odtržení proudu.

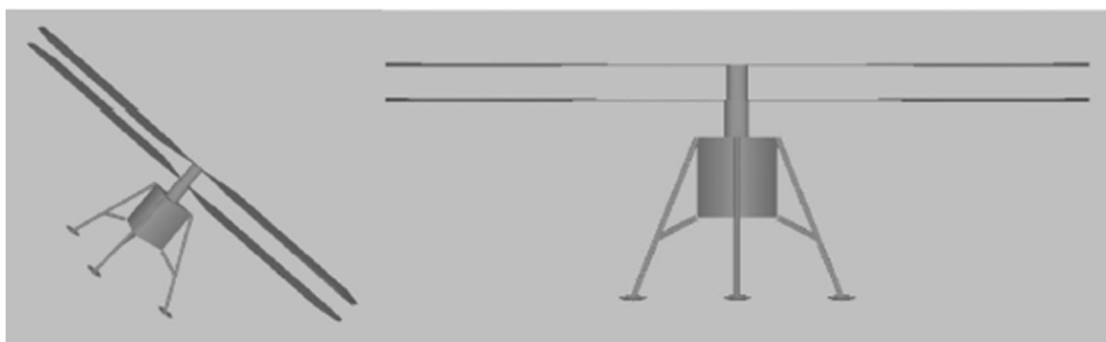
Podvozek letounu využije stejný jako vozítko na Mars a bude schopný se pohybovat po povrchu planety a sbírat data nejen z atmosféry. [80]



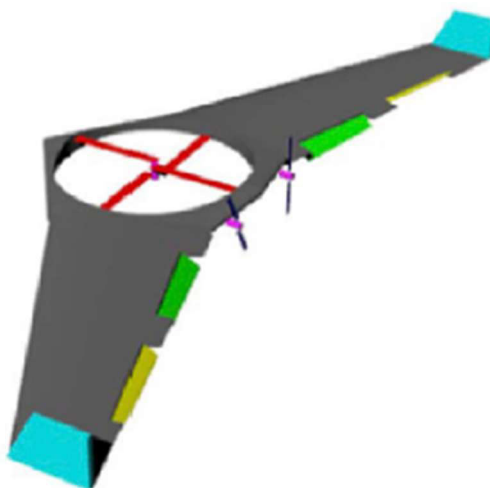
Obrázek 43 Porovnání CFJ profilu s běžným profilem [80]

V roce 2011 byl na Mars navržen Han rotorcraft (obr. 44). Čtyři lopatky vrtule mají 2,2 m polorozpětí. [39]

Mezi roky 2004 a 2016 se Surrey Space Center zabývala výzkumem a návrhem VTOL (obr. 45) na elektrický pohon určený k průzkumu planety. Všechny čtyři návrhy projektu MASSIVA měly společný tvar křídla a dva rotory po stranách.



Obrázek 44 Han rotorcraft [39]

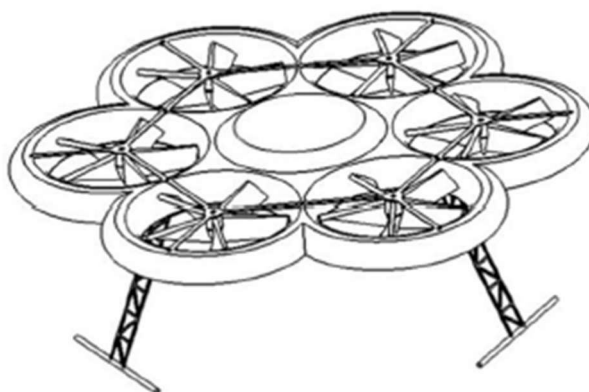


Obrázek 45 Druhý koncept VTOL Surrey Space Center [39]

Od roku 2015 NASA začala s vývojem helikoptéry na Mars. Měla být z povrchu planety podporována roverem a schopna asi třímínutového letu denně. Baterie by se dobíjely ze sluneční energie. V roce 2020 tato helikoptéra na Marsu vzletěla, známá jako Ingenuity.

1,8 kg vážící helikoptéra je schopná vzletu díky dvěma protiběžným 1,2 m dlouhým rotorovým lopatkám. Ingenuity je plně autonomní a sledovaná data jsou na Zemi odesílána po přistání prostřednictvím roveru Perseverance, na němž současně dobije baterii.

V roce 2016 byla navržena hexakoptéra (obr. 46) pro detailní průzkum povrchu a spodní vrstvy atmosféry Marsu, vážící 6,5 kg s výdrží 28 minut.



Obrázek 46 Hexakoptéra [39]

S návrhem využít CO₂ marsovské atmosféry pro pohon letounu, přišli ukrajinští vědci v konceptu Mars Hopper (obr. 47). Pohon funguje na základě přeměny látkové fáze po nahromadění dostatku

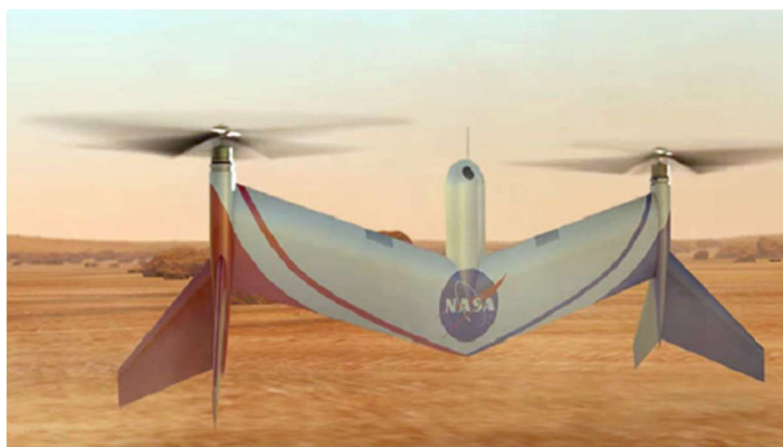
nukleární energie a letoun je schopný „přeskákat“ přes celou planetu jako luční kobylka (anglicky grasshopper). Letoun je navržen těžký téměř 200 kg, s rozpětím 8,5 m a cestovní rychlostí 100 m/s.



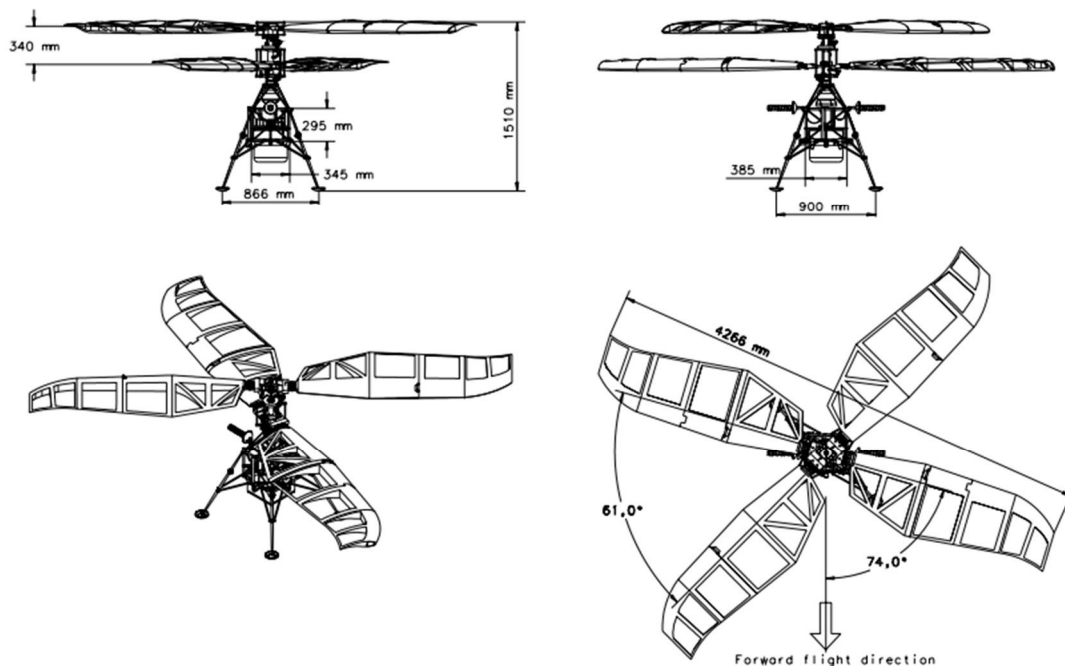
Obrázek 47 Mars Hopper [39]

Dnes NASA navrhuje a testuje autonomní drony (obr. 48) do marsovské atmosféry, které by spolupracovaly s rovery na povrchu planety. Pokryla by se tak velká síť průzkumu povrchu. Letoun by se v roveru nabíjel a sám by byl schopný vertikálně vzlétnout a v případě potřeby by byl na větší vzdálenosti schopný horizontálního letu. Tohoto nápadu se ujalo více institucí a pracují na vývoji. [39]

MARV (Martian Autonomous Rotary-wing Vehicle) je projekt navrhující helikoptéru splňující podmínky minimálně třicetiminutového letu ve výšce 100 m nad povrchem, doletu přes 25 km, schopnosti znovu vzletět a celkové hmotnosti do 50 kg. Maximálního $Re = 78\ 000$ na lopatkách rotoru je dosaženo vhodným poměrem jejich rozměrů. Zahnutí konců lopatek slouží k udržení $M \leq 0,5$ po celé lopatce. Na obr. 49 je výsledný návrh. [36]

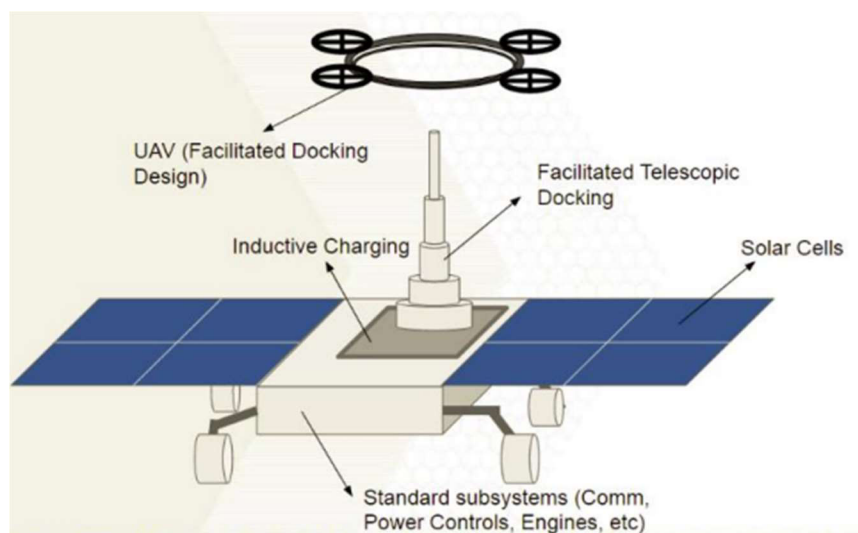


Obrázek 48 VTOL dron [39]



Obrázek 49 MARV [36]

GTMARS propojuje letadlo s rotující nosnou plochou a rover pro pohyb po povrchu planety (obr. 50). UAV by mělo být schopné letu na vzdálenost 2 km v desetimetrové výšce nad povrchem. Neneslo by víc než potřebné pozorovací zařízení a všechna data by předávalo ke zpracování roveru. První prototyp je vytištěný z PLA pomocí 3D tisku. Dnes je vyvíjen software pro autonomní let GTMARS. [81]



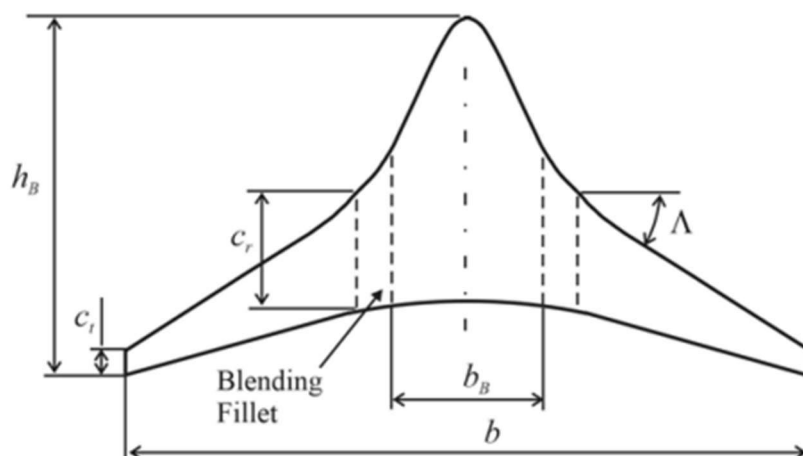
Obrázek 50 První skici GTMARS [81]

4.6 Kluzáky

Hlavní výhodou kluzáku je výdrž nezávislá na množství a přítomnosti zdroje pohonu.

Členové fakulty vesmírného a strojního inženýrství Arizonské Univerzity zpracovali nápad kluzáku, využívajícího statické a dynamické stoupání k udržení ve vzduchu. Letadlo díky absenci pohonné jednotky šetří hmotnost a také složitost konstrukce. Kluzák má sloužit k průzkumu atmosféry a povrchu Marsu, kam nemají přístup rovery.

Navržený kluzák je samokřídlo o hmotnosti 5 kg a rozpětí 3,35 m (obr. 51). Rychlost letu by se měla pohybovat okolo 252 km/h. Kluzák by byl na Mars dopraven jako sekundární zatížení CubeSat a ve výšce 6 – 7 km nad povrchem by se rozvinul ze složené formy do plného rozpětí. [42]



Obrázek 51 Kluzák Arizonské univerzity [42]

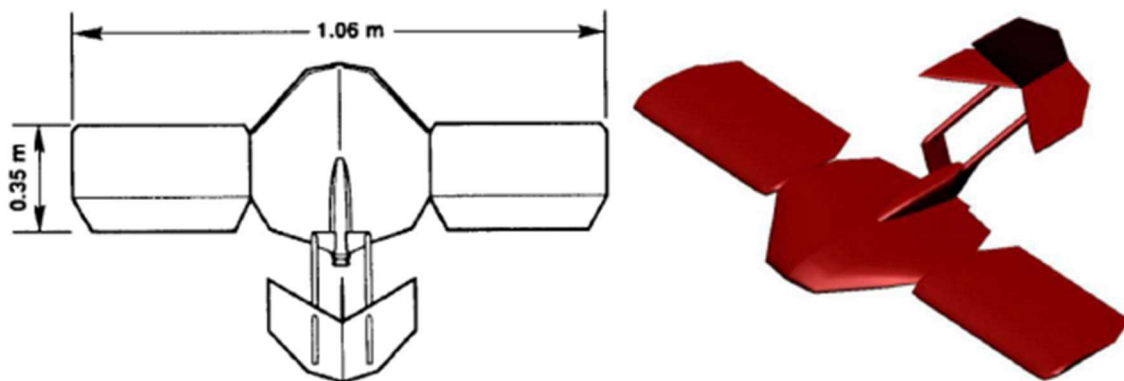
S projektem MAGE (kap. 4.3) souvisel vývoj kluzáku JPL pojmenovaného Kitty Hawk, který měl přistát na Marsu v roce 2003, ke stému výročí prvního letu bratří Wrightů. Měl nést řadu vědeckých přístrojů a pohybovat se ve výšce 1 – 9 km nad povrchem planety. [82] Na úspěšný test z 30km výšky prototypu Orville (obr. 52) navázaly další zkoušky, kdy byla k letounu připojena vrtule na elektrický pohon. Letoun v 30km výšce křídlo rozložil, jak měl, přešel ze strmého sestupného letu do klouzavého, avšak kvůli příliš vysoké rychlosti došlo k destrukci konstrukce. [62]

Roku 2001 NASA Ames zkonstruovali model kluzáku na Mars (obr. 53) a vyzkoušeli ho ve velkých výškách atmosféry na Zemi. Aby se vešel do přepravního prostoru při meziplanetárním letu, byl čtyřikrát přeložen. [39]



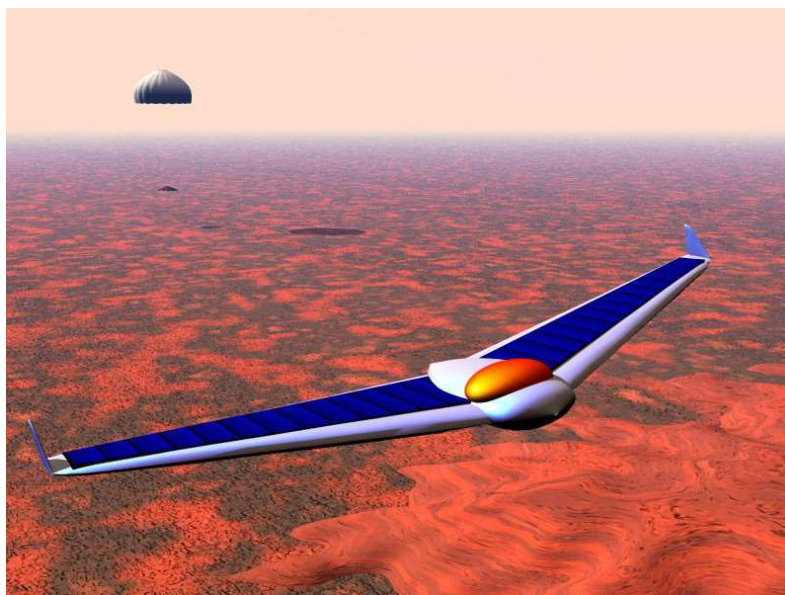
Obrázek 52 Orville [39]

Mise Mother Goose (Matka husa) si vzala za cíl naprogramovat věrnou podobu chování terénního biologa, který sám vyhodnocuje, jaké údaje jsou pro něj podstatné. Koncept mise pracuje s vypuštěním kluzáku v horních vrstvách atmosféry, který dokáže letět několik hodin. Ze vzduchu kluzák-matka husa vyhodnocuje místa zajímavá pro vědu a navrhuje pozemní rovery-housata. Po celou dobu letoun přijímá, zpracovává a posílá informace jak na povrch planety, tak na Zemi.



Obrázek 53 Kluzák NASA Ames [39]

Křídlo kluzáku (obr. 54) je pokryté solárními články k řízení počítače a přenosu dat. Po přistání se z křídla stane robot schopný samostatného pohybu a bude pokračovat v pozemním průzkumu. [83]



Obrázek 54 Mother Goose koncept [83]

Arizonská univerzita ve spolupráci s vědci z NASA navrhla kluzák (obr. 55) schopný letu několik hodin až dní v kuse. Měl by využívat dynamického stoupání, stejně jako albatros nad hladinou moře. Bezpilotní letoun má rozpětí 3,4 m a byl již úspěšně testován v nízkých nadmořských výškách. Dále jsou plánované testy i ve větších výškách, kde jsou atmosférické podmínky podobnější marsovským. [84]



Obrázek 55 Kluzák navržený k využití dynamického plachtění [84]

Prandtl-M (Preliminary Research Aerodynamic Design to Land on Mars) je kluzák NASA navrhovaný pro vědeckou misi Mars Helicopter Scout 2020. Všechny návrhy pracují s konstrukcí samokřídla generujícího vztlak tvaru Prandtlova zvonu (obr. 56). Řada pokusů modelů již byla provedena, jak v malých, tak ve velkých výškách atmosféry Země. Při letu na Marsu se počítá s vypuštěním kluzáku v atmosféře a řízeným klouzavým sestupem. [85]



Obrázek 56 Prandtl-M [85]

Dnes NASA doufá ve vývoj malého kluzáku, který by se dostal do míst, kam se jiné průzkumné prostředky nedostanou. K zisku výšky chtějí využívat stoupavých proudů atmosféry. [48]

4.7 Kluzáky pro let v extrémních výškách na Zemi

Ve výšce 30,5 km nad povrchem Země jsou atmosférické podmínky srovnatelné s podmínkami při povrchu Marsu. Mnohé návrhy letounů na rudou planetu byly testovány v této výšce. Projekt zmíněný v této kapitole cílí na průzkum vysokých vrstev zemské atmosféry a současně dokazuje, že let v řídké atmosféře je s dostatečně výkonným kluzákem uskutečnitelný.

Perlan Project Inc. je nezisková dobrovolnická organizace pro výzkum atmosféry v extrémních nadmořských výškách. Cílem projektu je využít s pilotovaným kluzákem stratosférických vln k dosažení výšky 100 000 ft (30,5 km) a následný průzkum atmosféry a její ozonové vrstvy.

V roce 1992 testovací pilot Einar Enevoldson zpozoroval anomálie v chování stratosféry a přišel s vizí, že za vhodných podmínek je možné kluzákem dosáhnout extrémních výšek. Jako nejvhodnější oblast na Zemi se nabízí hory v Patagonii nebo na Novém Zélandu.

Mise Perlan I v roce 2006 dosáhla výšky 15 460 m s upraveným kluzákem Glaser-Dirks DG-500 a překonala tak dosavadní rekordní výšku 14 938 m z roku 1986 dosaženou v letu na horské vlně nad Mount Whitney v Kalifornii. Tento výkon stačil jako důkaz, že lze předvídat chování vzduchu a využívat stratosférické vlny k dosažení extrémních výšek, k zajištění financování projektu Perlan II.

Výšky 23 203 m dosáhl v roce 2018 letoun Windward Performance Perlan II (obr. 57) a vylepšil tak svůj rekord z předchozího roku 15 902 m. Na zakázku speciálně vyrobený kluzák byl vybaven přetlakovou kabinou, na rozdíl od první mise, kdy byli piloti oblečeni do přetlakových obleků. [87]



Obrázek 57 Perlan II [86]

5 Koncepční návrh

Tato kapitola je věnována definici zadání a vlastnímu koncepčnímu návrhu letounu.

5.1 Významné parametry geometrie letounu z rešerše

V příloze 1 jsou shrnuty významné geometrické parametry návrhů letounů a jejich modelů z rešerše, u kterých byla data dostupná. Jedná se o hmotnost, která se u kluzáků a motorových letounů s pevným křídlem pohybuje mezi 5 a 300 kg, dále o plochu křídla a jeho rozpětí. Z dostupných hodnot je vypočítané plošné zatížení, jedná se o hodnoty v řádu jednotek kg/m^2 u kluzáků a letounů s elektromotory až nižších desítek kg/m^2 pro letouny vybavené raketovým pohonem. U některých návrhů byla dostupná informace o štíhlosti a zúžení křídla; pokud nebyla dohledatelná číselná hodnota, byla na základě geometrie výkresu nebo modelu hodnota odhadnutá a v příloze odlišena kurzívou.

Některé zdroje zmiňují i hodnotu maximální klouzavosti letounu a uvažované nebo použité profily křídla. Jedná se převážně o profily pro nízká Reynoldsova čísla. Pro názornost je tabulka členěna na část s letouny s pevným křídlem (kap. 4.4 a 4.6), které jsou pro diplomovou práci relevantní, a na zbylé (kap. 4.4 a 4.5). Kde nebyla data dohledatelná, je tabulka ponechána nevyplněná.

5.2 Definice zadání

Z dohledaných informací o atmosféře Marsu, druzích klouzavého letu a navrhovaných konstrukcích letadel na rudou planetu je tato kapitola věnována určení požadavků na koncepční návrh kluzáku a určení jeho letových vlastností.

Prvním krokem je stanovení očekávání od letounu. Existují dva vlivy na definici zadání. Primární vliv hrají požadavky pilota a účel použití (závodní, tréninkový, akrobatický kluzák). Musí být také splněny všechny předpisové požadavky.

Optimalizace návrhu zahrnuje požadavky na hmotnost konstrukce, profil, rozpětí a štíhlost křídla, dále na pevnost a tuhost vůči elastickým deformacím. Ergonomie a pohodlí pilota v kabině je zásadní problematikou. [88]

Protože je myšlenka zasazena do období kolonizace Marsu a autonomních letadel byla už navržena řada, bude kluzák pilotovaný. V případě, že by letoun nebyl obsazen pilotem, užitečné zatížení může být uvažováno pro elektroniku s autopilotem, případně pozorovací a testovací zařízení, jako je tomu u návrhů průzkumných letadel.

Kabina kluzáku není pro složitost konstrukce přetlaková, pilot bude oblečený ve skafandru s dostatkem kyslíku na celou dobu letu. V obleku je již zakomponována ochrana proti vesmírnému záření a regulace teploty. Odpadne tak starost s přechodovými komorami, případně přetlakovým hangárem.

Při návrhu kluzáku by měly být zohledněny výrobní náklady a návrh na údržbu. Pro účel práce výrobní cena nehraje roli.

Let bude provozován za podmínek VFR s využitím statického stoupání, kdy může být kombinován termický let se svahovým. Výška letu je závislá na hustotě atmosféry a síle větru; dostup bude záviset na aerodynamických vlastnostech kluzáku, odvíjejících se od vhodně zvoleného profilu křídla a geometrie letounu. Vytrvalost letu závisí na atmosférických podmínkách a schopnostech pilota je efektivně využít. Pro potřeby diplomové práce je uvažována zásoba kyslíku na osmihodinový let.

Pro navržený kluzák budou následně v práci určeny jeho letové vlastnosti. Hodnotit se bude především rychlostní polára, kdy je žádoucí dosáhnout co největší klouzavosti.

5.2.1 Podmínky provozu

Na Marsu jsou podobné povětrnostní podmínky jako na Zemi. Ačkoli je tamní atmosféra výrazně řidší, lze využít termických stoupavých proudů. V případě příznivého větru je možné létat ve vlně na svahu. Výhodným řešením se zdá využívat kombinace obou typů statického stoupání.

Letoun bude schopný létat do takových výšek, kdy mu bude dostačovat generovaný vztlak. Let VFR není omezen oblačností až do výšky okolo 10 km.

Vzlet bude probíhat z upravené vzletové a přistávací dráhy pomocí navijáku. Odpadne tak nákladnost provozu vlečného letounu v řídké atmosféře.

Reynoldsova čísla na kluzáku budou za letu dosahovat hodnot 10^5 , v porovnání s pozemskými 10^6 . Nízkým hodnotám je třeba vhodně upravit konstrukci. Také klouzavost bude v takových podmínkách výrazně horší než na Zemi.

5.2.2 Pozemské předpisy

Na Zemi pro kluzáky platí předpis certifikační specifikace CS-22. Pro vstupní omezení jsou v práci použita některá omezení vyplývající z tohoto předpisu, shrnutá v této podkapitole.

Do cvičné kategorie (Utility) se řadí kluzáky o maximální hmotnosti nepřekračující 750 kg, s maximálně dvěma osobami na palubě. Maximální hmotnost je určena jako součet hmotnosti prázdného kluzáku, hmotnosti osob a padáků na palubě, kdy se uvažuje 110 kg pro jednosedadlový a 180 kg pro dvousedadlový kluzák, hmotnosti vyžadovaného minimálního vybavení a odhoditelné zátěže. Minimální hmotnost nesmí být vyšší než součet hmotnosti prázdného kluzáku a hmotnosti osoby na palubě s padákem ve výši 55 kg.

Pádová rychlost v_{S0} je minimální rychlost, při které je kluzák říditelný s vysunutým přistávacím zařízením, vztlakovými klapkami v přistávací poloze, maximální hmotnosti a těžištěm v nejneprůzračnější poloze v rámci povoleného rozsahu. Pro účely práce je použito omezení podle CS 22.49 (b) (3), kdy pádová rychlost v přistávací konfiguraci nesmí překročit 95 km/h.

Obratová obálka (obr. 58) je pro cvičnou kategorii omezena násobky zatížení podle tab. 7. Zvolené návrhové rychlosti letu jsou ekvivalentní rychlosti letu. Návrhová obratová rychlost v_A

$$v_A = v_{S1} \sqrt{n_1} \quad (8)$$

kde v_{S1} je odhadovaná pádová rychlost při navrhované maximální hmotnosti se vztlakovými klapkami v neutrální poloze a se zataženými aerodynamickými brzdami.

Návrhová rychlost s vysunutými klapkami v_F nesmí být při každém nastavení pro přistání menší než větší z hodnot $1,4 v_{S1}$ a $2,0 v_{SF}$, kde v_{SF} je vypočtená pádová rychlost při plně vysunutých vztlakových klapkách při maximální hmotnosti. Při každém pozitivním letovém nastavení nesmí být v_F menší než větší z hodnot $2,7 v_{S1}$, kde v_{S1} je vypočtená pádová rychlost při maximální návrhové hmotnosti se vztlakovými klapkami v určitém pozitivním letovém nastavení, a $1,05 v_A$.

Tabulka 7 Provozní násobky zatížení při obratech [89]

Kategorie	U	A
n_1	+ 5,3	+ 7,0
n_2	+ 4,0	+ 7,0
n_3	- 1,5	- 5,0
n_4	- 2,65	- 5,0

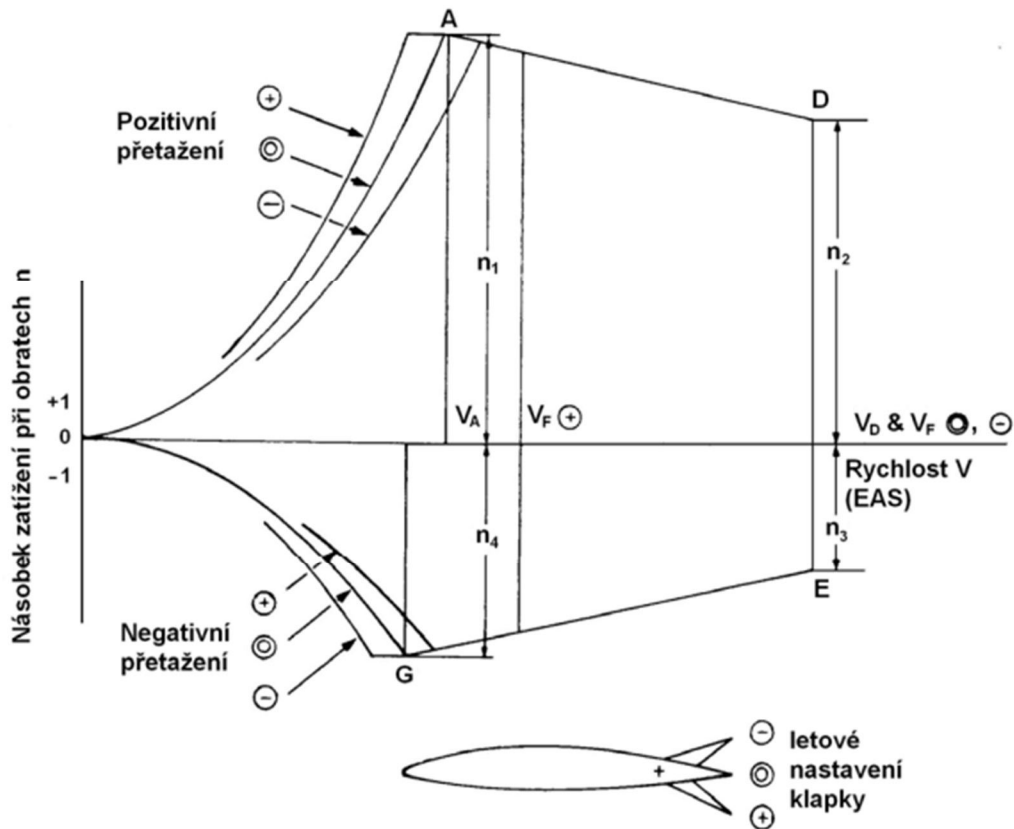
Návrhová rychlost poryvu v_B nesmí být menší než v_A .

Návrhová rychlost při vzletu navijákem v_W nesmí být menší než 110 km/h.

Maximální návrhová rychlost v_D nesmí být nižší než

$$v_D = 18 \sqrt[3]{\left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1}{c_{dmin}}\right)} \quad [km/h] \quad (9)$$

kde W/S je zatížení plochy křídla [daN/m^2] při návrhové maximální hmotnosti a c_{dmin} je nejnižší možný součinitel aerodynamického odporu kluzáku.



Obrázek 58 Obratová obálka [89]

Poryvová obálka je sestrojena z omezení poryvem 15 m/s působícím kolmo na dráhu letu při návrhové rychlosti poryvu v_B a poryvem 7,5 m/s při maximální návrhové rychlosti v_D .

Není-li k dispozici racionálnější analýza, je třeba násobky zatížení při poryvu vypočítat takto:

$$n = 1 \pm \left[\frac{\left(\frac{k}{2}\right) \rho_0 U V a}{\left(\frac{mg}{S}\right)} \right] \quad (10)$$

kde ρ_0 je hustota vzduchu na hladině moře [kg/m^3], U je rychlost poryvu [m/s], V je ekvivalentní rychlost letu [m/s], a je sklon vzlaku křídla na radián, m je hmotnost kluzáku [kg], g je gravitační zrychlení [m/s^2], S je návrhová plocha křídla [m^2], k je zmírňující součinitel poryvu vypočtený dle vzorce

$$k = \frac{0,88}{5,3 + \mu}, \text{ kde} \quad (11)$$

$$\mu = \frac{2 \frac{m}{S}}{\rho l_m a} \quad (12)$$

kde ρ je hustota vzduchu [kg/m^3] v uvažované nadmořské výšce a l_m je střední geometrická tětva křídla [m].

Hodnota n vypočtená ze vzorce uvedeného výše nesmí překračovat

$$n = 1,25 \left(\frac{V}{v_{S1}} \right)^2. \quad (13)$$

Pilotní kabina a její zařízení musí umožnit každému pilotovi vykonávat jeho činnost bez nadměrné koncentrace nebo únavy. V kabině se nesmí projevovat oslnění a zrcadlení, které by mohly ovlivnit

výhled pilota, a musí být navržena tak, aby měl pilot dostatečně široký, jasný a nezkreslený výhled umožňující bezpečný provoz; a aby byl každý pilot chráněn před částicemi. Děšť a námraza nesmí nepatříčně zhoršovat jeho rozhled po dráze letu při normálním letu a přistání.

Čelní skla a okna musí být vyrobeny z materiálu, který nemůže způsobit vážné zranění při roztržení. Čelní skla a boční okénka kabiny musí mít světelnou propustnost alespoň 70 % a nesmí výrazně měnit přirozené barvy. [89]

V práci jsou zohledněna omezení pro pozemské kluzáky. Pro snížení rizika nedodržení hmotnostního omezení je uvažována jedna osoba na palubě. Pilot je oblečen ve skafandru se zásobou kyslíku na 8 hodin.

Z důvodu hustoty atmosféry není v návrhu počítáno ani se záchranným systémem v podobě padáku. Raketový záchranný systém už by významně zkomplikoval návrh, především nezanedbatelným navýšením hmotnosti, a tak se pilot musí spolehnout na své schopnosti.

5.2.3 Materiál letounu

Materiály běžně používané na letadlech na Zemi nemohou být použity ke konstrukci na Marsu, protože pevnost materiálu by pravděpodobně nestačila na zatížení od mnohem většího křídla. Hliník je konvenčním řešením na všechny typy letadel, avšak v porovnání s kompozity není nejvýhodnější možností. Grafitová vlákna s polymerní matricí vykazují výrazně větší poměr pevnosti a tuhosti k hustotě, a tak nachází ve velkém uplatnění v letectví a kosmonautice.

Zpočátku vesmírné éry byla snaha konstruovat hliníková letadla, aby se ušetřilo na ceně materiálu. Pozdější projekty už pracovaly s materiály lehčími a pro větší aerodynamické výkony.

Jedním z materiálů použitelných na pevné plochy vesmírné konstrukce jsou slitiny Al-Li. Materiál kombinuje nízkou hmotnost hliníku s vysokou pevností a tuhostí lithia. Jiným nabízejícím se materiálem je kompozit s polymerní matricí, který významně šetří hmotnost konstrukce. Nevýhodou polymeru je jeho poměrně rychlá degradace v atmosférických podmínkách Marsu. V řídké atmosféře nezachycující záření je odhadována životnost polymeru 3 až 5 let.

Také kompozity s kovovou matricí mohou být použity. Navýší tuhost konstrukce a součinitel teplotní roztažnosti srovnatelně se speciální grafit-hořčikovou slitinou.

Kompozit uhlík-uhlík je používán v oblastech, kde je potřeba vydržet velmi vysoké teploty, okolo 1 650 °C. Občas je třeba konstrukci pokrýt vrstvou karbidu křemíku jako ochranu proti oxidaci.

Tabulka 8 Fyzikální vlastnosti vybraných vláken [39]

Vectran	Spectra	Kevlar	Polyester	Property
23	30	22	8.3	Tenacity (g/d)
525	1400	458	80	Modulus (g/d)
Minimal	Decomposes @ 296 F	Minimal	1.6	Shrinkage @ ³⁵⁰ F (%)
Good	Excellent	Poor	Excellent	Resistance to Flex Cracking
Poor	Good	Poor	Good	UV Degradation
Excellent	Excellent	Excellent	Good	Hydrolytic Stability
Excellent	Excellent	Excellent	Good	Oxidation Resistance
Excellent	Poor	Good	Excellent	Coating Adhesion
Excellent	Poor	Excellent	Good	Creep Under Load
Good	Excellent	Poor	Fair	Abrasion Resistance
3.3	3.5	3.6	16.3	Elongation @ Break
1.4	0.97	1.44	1.38	Density (Kg/m ³)

Nafukovací křídla jsou zhotovována z vysokomodulových vláken, jako je Kevlar, Spectra nebo Vectran. V tab. 8 jsou srovnány fyzikální vlastnosti několika používaných vláken.

Ačkoli kompozitní materiály mají významně lepší vlastnosti než hliník, vysoká cena je stále velkým omezením při volbě materiálu. [39]

Vzhledem k minimalizaci hmotnosti konstrukce navrhovaného kluzáku a požadavkům na vysoké letové výkony je pro účely práce vhodný materiál o nízké hustotě, vysoké pevnosti a tuhosti. Konstrukci nafukovacího křídla by zkomplikovala technologie na udržení přetlaku v křídle, ačkoli by byla snížena hrozba destruktivního poškození nosných ploch při styku s povrchem planety při vzletu a přistání.

Konstrukce pilotní kabiny je nepřetlaková, aby byla ušetřena hmotnost. Pilot bude oblečen do skafandru po celou dobu letu.

5.2.4 Užitečné zatížení

Užitečným zatížením je pouze pilot ve skafandru s kyslíkem a pitím, případně tyčinkou k jídlu.

Historicky první skafandry vycházely z přetlakových obleků stíhacích pilotů, upravené pro extrémní teploty. S vývojem byl přidán přenosný batoh na podporu života, s přívodem kyslíku a regulací tlaku a teploty uvnitř skafandru. [90]

Obleky na krátký pobyt ve vesmíru s možností volného pohybu váží od 10 kg, s nezbytnými doplňky na udržení životních funkcí o 29 kg více. Skafandry pro několikahodinové vycházky do vesmíru váží od 50 kg na sedmihodinovou operaci až po obleky vážící přes 140 kg na větší akce, při kterých má člověk zvýšenou fyzickou aktivitu. [91]

Helma musí se všemi filtry umožňovat dostatečný úhel a kvalitu výhledu.

Pro diplomovou práci je uvažován skafandr se zásobou kyslíku a vody na osmihodinovou operaci, vážící 60 kg. Hmotnost pilota je podle CS-22 mezi 55 a 110 kg.

5.2.5 Výbava kluzáku

Letoun je vybaven pouze nezbytnými přístroji pro let; rychloměrem, výškoměrem, variometrem a kompasem. Na složitější přístroje a elektroniku by měly marsovské teploty a radiace nepříznivé účinky.

Pilot bude s lidmi na planetě komunikovat pomocí radiového spojení. Povinnou výbavou tak je baterie pro napájení radia.

5.2.6 Koncepce letounu

Kvůli řídké atmosféře je třeba vztakovou sílu získat velkou plochou křídla, protože rychlost letu nebude o mnoho větší než na Zemi a profil křídla nebude dosahovat násobně vyšších hodnot.

Kvůli požadavku na velkou klouzavost je nezbytná velká štíhlost křídla, avšak pouze taková, aby bylo dosaženo dostatečně vysokého Reynoldsova čísla a hmotnost křídla byla vyhovující.

Aerodynamika je pro návrh zásadním parametrem. Jednoplošník s velkou klouzavostí má velkou štíhlost a rozpětí. S rostoucím rozpětím významně narůstá i hmotnost konstrukce. Plošné zatížení křídla je zásadním parametrem návrhu; přímo ovlivňuje rychlost klouzavého letu.

Hmotnost by se dala ušetřit konstrukcí bezocasého letounu. U samokřídla je kritickým zajištění stability letu. U takové konstrukce je mimo jiné komplikovanější řešení vztakové mechanizace.

V rešerši letounů na Mars jsou shrnuty návrhy samokřidel a ve větším počtu klasických jednoplošných konstrukcí. Neexistuje koncept konstrukce, který by byl do marsovských podmínek jednoznačně nejlepší. Ačkoli chování v aerodynamických podmínkách Marsu je specifické, v práci je zpracován návrh konvenčního uspořádání konstrukce.

Z hlediska obtékání křídla generuje největší vztlak hornoplošná konstrukce, protože sací strana křídla není narušena přítomností trupu. Středoplošník má o něco menší vztlak, avšak má z možných poloh nejmenší odpor, díky přechodu mezi křídlem a trupem. Ten však lze i na hornoplošníku snížit vhodnou úpravou připevnění křídla k trupu. [93] I kvůli rozpětí křídla je volen hornoplošník, aby nedošlo k poškození křídla o povrch planety vlivem jeho průhybu při přistání.

Ocasní plochy jsou ze stejného důvodu voleny T-konstrukce, ačkoli svislá ocasní plocha musí být vyztužená kvůli hmotě, kterou nese navrchu.

5.3 Návrh geometrie křídla

Pro prvotní odhad rozměrů letounu je použitý vztah rovnosti tíhy a vztlakové síly

$$G = L$$

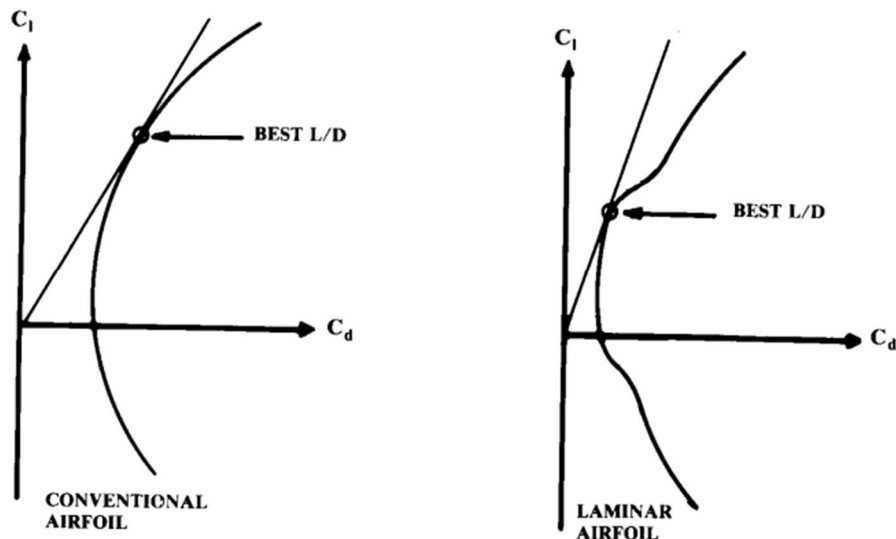
$$mg = \frac{1}{2} \rho v^2 c_L S, \quad (14)$$

kde m je hmotnost letounu, g je tíhové zrychlení, ρ je hustota atmosféry, v je rychlost letu, c_L je součinitel vztlaku, S je plocha křídla.

Tíhové zrychlení a hustota atmosféry jsou dané hodnoty. Rychlost letu je omezená požadavkem na velkou klouzavost a součinitel vztlaku závisí na použitém profilu v daných podmínkách. Proměnnými dále zůstává hmotnost, úzce svázaná s plochou křídla.

5.3.1 Volba profilu

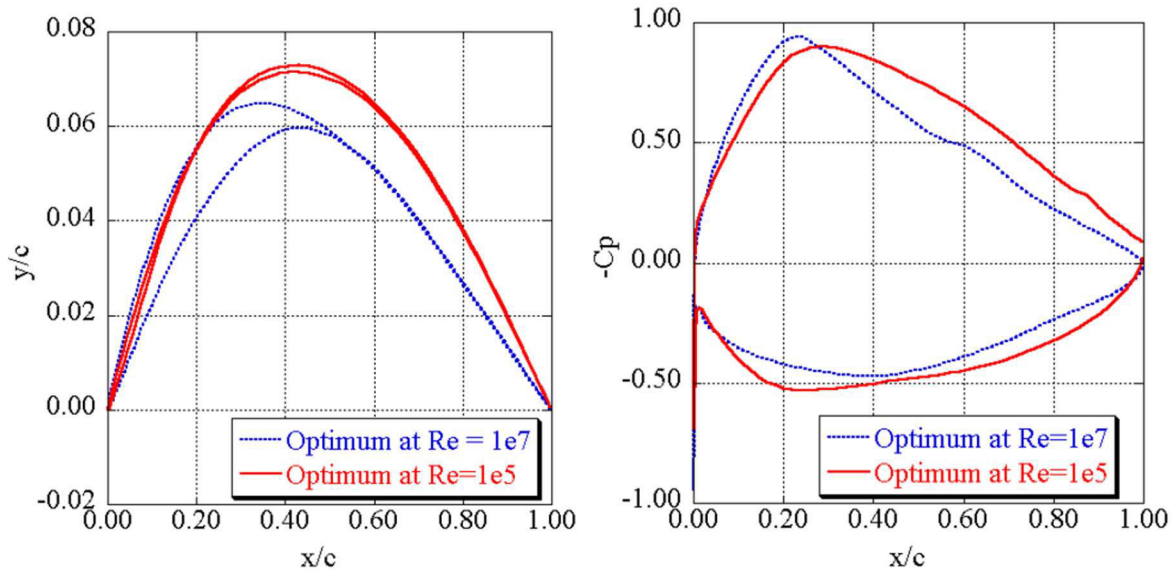
Pro nízká Reynoldsova čísla je vyhledáván laminární profil. V určitém rozsahu úhlu náběhu je na aerodynamické poláře vidět tzv. aerodynamická boule (obr. 59). Laminární proudění je v této oblasti charakterizováno výrazným snížením odporu. Na aerodynamické bouli poláry by se měl v ideálním případě nacházet optimální bod, tedy bod odpovídající největší klouzavosti. [93]



Obrázek 59 Aerodynamická polára konvenčního a laminárního profilu [92]

Ideální profil letounu na Mars se poměrně liší od letadel pro zemskou atmosféru. Významný vliv na obtékání tělesa má Reynoldsovo číslo, na rudé planetě o dva řády nižší než na Zemi, a Machovo číslo, na Marsu asi dvoutřetinové. Optimální tvar letounu na Mars ještě není dost prozkoumaný, protože pro let ve velkých výškách na Zemi, kde je vzduch srovnatelného Reynoldsova čísla s marsovskými podmínkami, mnoho letounů neexistuje.

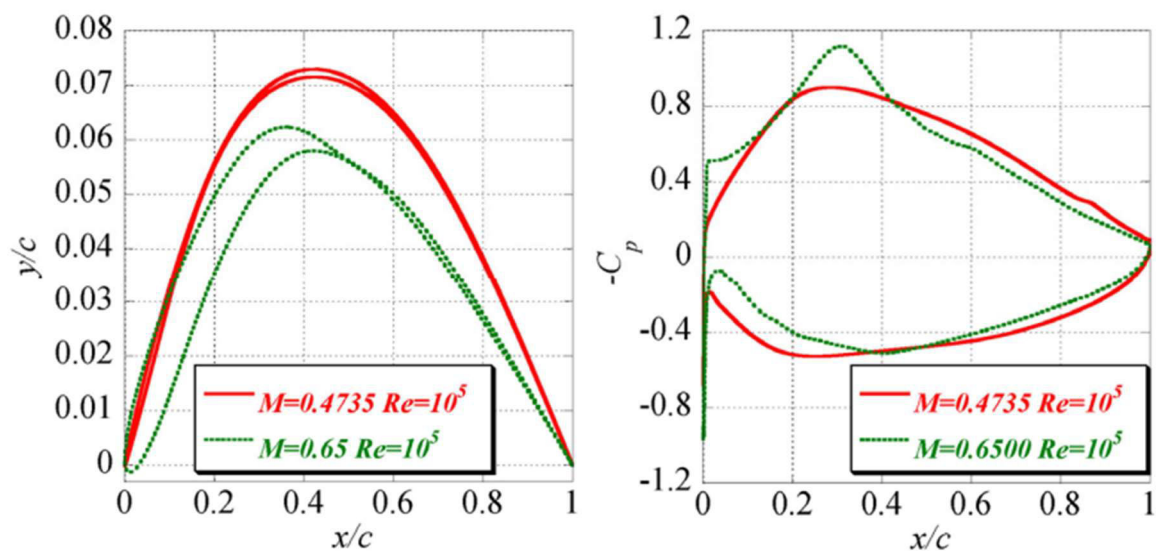
Pomocí evolučního algoritmu a dvoudimenzionálních Navier-Stokesových rovnic japonští vědci v [46] navrhli profil křídla letounu na Mars, pro předem stanovené podmínky. Hledána byla maximální klouzavost pro $M = 0,4735$ (vycházející z předpokladu uletění vzdálenosti 2 000 km za 5 hodin) při konstantním úhlu náběhu 2° . Tvar profilu byl určen pro marsovské podmínky s $Re = 100\,000$ a porovnán s profilem pro podmínky na Zemi, $Re = 10\,000\,000$. (obr. 60) V tab. 9 jsou porovnány charakteristiky získaných profilů.



Obrázek 60 Porovnání optimálního profilu a jeho momentových charakteristik pro marsovské (červená) a zemské (modrá) podmínky [46]

Tabulka 9 Charakteristiky optimálních profilů pro různá Reynoldsova čísla [46]

	<i>Lift-to-drag ratio</i>	<i>Lift coefficient</i>	<i>Drag coefficient</i>
<i>Optimum at $Re=1e5$</i>	40.2	0.977	0.0243
<i>Optimum at $Re=1e7$</i>	77.9	0.844	0.0108



Obrázek 61 Porovnání optimálního profilu a jeho charakteristik pro různé hodnoty Machova čísla [40]

Tabulka 10 Charakteristiky optimálních profilů pro různá Machova čísla při $Re = 10^5$ [40]

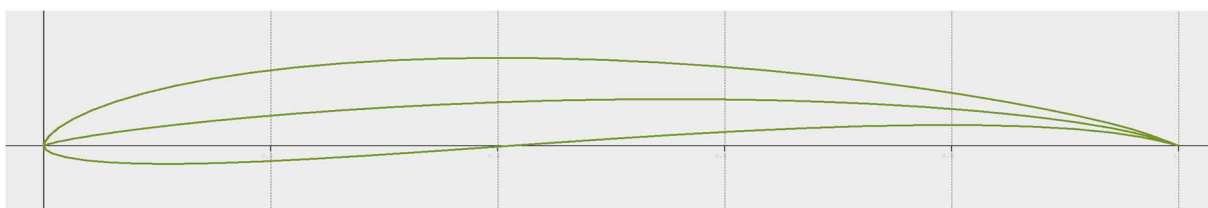
	<i>L/D</i>	<i>Cl</i>	<i>Cd</i>
Optimized airfoil at $M=0.4735$	40.2	0.977	0.0243
Optimized airfoil at $M=0.6500$	36.8	0.925	0.0252

Návrh pro podmínky Marsu má výrazně větší třecí odpor, a proto i mnohem nižší klouzavost; pro ideální profil v daných podmínkách $K = 40,2$. Oba dva profily jsou výrazně prohnuté. Profil pro $Re = 10^7$ má značnou tloušťku v přední části, zatímco profil pro $Re = 10^5$ je po celé hloubce extrémně tenký (obr. 60 vlevo). Potíž s malou tloušťkou profilu spočívá v zachování nízké hmotnosti při dostatečné pevnosti konstrukce. [46]

Tento problém může vyřešit větší hodnota Machova čísla. Při stejném Reynoldsově čísle se s rostoucím M přibližuje ideální tvar profilu křídla podmínkám na Zemi. (obr. 61) Optimalizovaný profil pro $M = 0,65$ má menší prohnutí, aby dosahoval největšího poměru L/D (tab. 10), a stejně jako nadkritický profil ($Re > 10^5$) má oblou náběžnou hranu s větší tloušťkou přední části profilu. [40]

Při zachování geometrie letounu a rychlosti letu by v marsovských podmínkách bylo potřeba dosahovat několikanásobně většího součinitele vztlaku. Protože nejsou známy profily odpovídající požadavkům na takový vztlak, je třeba dohánět potřebné větší plochou křídla a rychlostí letu. [39]

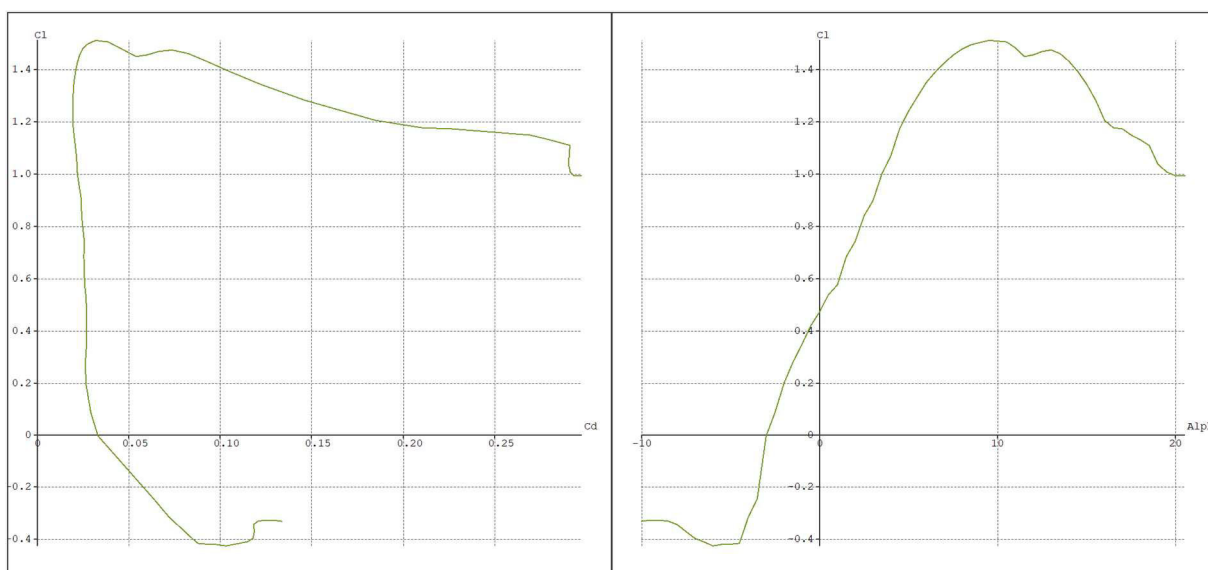
Při výběru vhodného profilu křídla byly zohledněny profily křídel použitých v návrzích letounů na Mars zmíněných v kap. 4 a jim podobné a profily s malou tloušťkou a velkým prohnutím. 27 uvažovaných profilů bylo zpracováno v programu XFLR5¹ a byla získána závislost maximálního součinitele vztlaku na Reynoldsově a Machově čísle (příloha 2). Jako nejvhodnější byl zvolen profil Epplerova typu pro nízká Reynoldsova čísla E216 (obr. 62), který v podmínkách marsové atmosféry dosahuje pro $Re = 10^5$ nejvyššího součinitele vztlaku $c_{lmax} = 1,53$. Největší poměr součinitele vztlaku a odporu profilu je $1,358/0,020 = 68$. (obr. 63)



Obrázek 62 E216

Profil E216 má maximální tloušťku 10,42 % v 28,55 % hloubky. Největší průhyb střední křivky je 5,17 % v hloubce 54,27 %.

Pro konstrukční jednoduchost je po celém rozpětí křídla volen stejný profil.



Obrázek 63 Polára a vztlaková čára zvoleného profilu pro $Re = 100\ 000$

¹ XFLR5 je volně dostupný software k analýze profilů, křídel a celých letounů z aerodynamického hlediska. Ve 2D využívá přímé a inverzní analýzy a při návrhu křídla počítá pomocí teorie vztlakové čáry, Vortex Lattice a panelovou metodou.

5.3.2 Vztlaková mechanizace

Z důvodu úspory hmotnosti a pro jednoduchost konstrukce je použita jednoduchá vztlaková klapka, která pomůže zvýšit vztlak při nízkých rychlostech. Jednoduchá klapka se používá u vysokovýkonových kluzáků kvůli konstrukční jednoduchosti, ačkoli způsobí menší přírůstek součinitele vztlaku oproti odklápěcí klapce. Obvyklá výchylka klapky se používá do 40 °; větší úhly vychýlení už jsou nevýhodné, protože příliš narůstá odpor. [93]

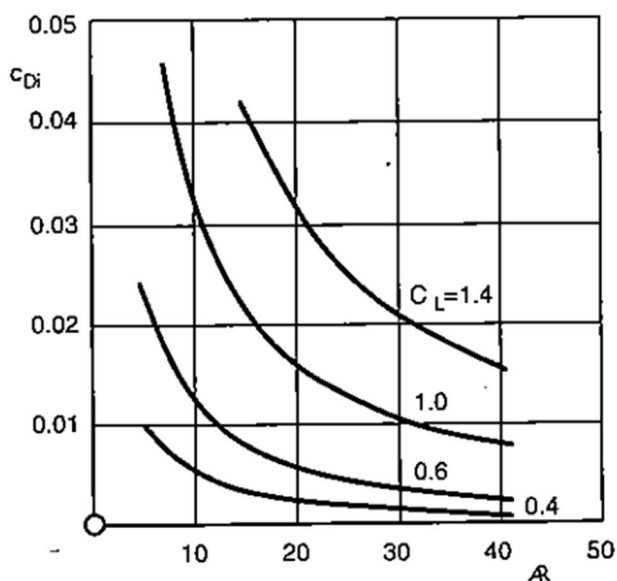
Přírůstek součinitele vztlaku křídla se určí podle vztahu

$$\Delta c_{Lmax} = \Delta c_{lmax} \left(\frac{S_{kl}}{S} \right) \cos(\chi_{HL}) \quad (15)$$

kde Δc_{lmax} je přírůstek maximálního součinitele vztlaku profilu; χ_{HL} je úhel šípu v rovině závěsu klapky; S je plocha křídla a S_{kl} je plocha křídla vybavená klapkou. [92]

5.3.3 Štíhlost a zúžení křídla

Klouzavost letounu je přímo závislá na štíhlosti křídla, a proto je nezbytné naleznout ideální poměr všech geometrických parametrů. Pro velkou klouzavost je nezbytná velká štíhlost křídla, díky které klesá indukovaný odpor (obr. 64). Současně je potřeba najít rovnováhu, kdy ještě hmotnost křídla velkého rozpětí dává smysl. Velká štíhlost také znamená malou hloubku křídla, tedy zmenšuje Reynoldsovo číslo, s jehož hodnotami není přípustné klesnout pod určitou mez. Pro zvolený profil je maximální součinitel vztlaku v závislosti na Reynoldsově čísle pro operační interval 60 000 až 240 000 téměř konstantní; pro nižší Re pak c_{Lmax} strmě klesá a narůstá součinitel profilového odporu.



Obrázek 64 Indukovaný odpor v závislosti na štíhlosti křídla pro různé hodnoty součinitele vztlaku [92]

Při velkém rozpětí křídla klesá vliv 3D efektu na konci křídla, a tak nejsou uvažovány winglety a jiná zakončení křídla pomáhající zabránit přelévání vzduchu z pod křídla. Taková úprava by nevýhodně navýšila jeho hmotnost. [92]

Zúžení křídla je voleno $\eta = 1$, aby nebylo Reynoldsovo číslo na konci křídla příliš nízké.

5.4 Základní hmotové charakteristiky

Hmotnosti křídla, ocasních ploch a trupu jsou určeny pomocí poloempirických vzorců dle USAF pro kategorii GA. [94] Po převedení jednotek do metrických a zohlednění gravitačního zrychlení na Marsu vypadají vztahy následovně:

$$W_w = \frac{96,948}{2,2045} \left\{ \left(\frac{2,2045 M T O M_{max} \frac{g_M}{g_Z} n_{poc}}{10^5} \right)^{0,65} \left(\frac{\lambda}{\cos\left(\chi_{\frac{1}{4}}\right)} \right)^{0,57} \left(\frac{10,76 S}{100} \right)^{0,61} \left[\frac{1+\eta}{2+\left(\frac{L}{C}\right)} \right]^{0,36} \left(1 + \frac{0,54 v_H}{500} \right)^{0,5} \right\}^{0,993} \quad (16)$$

$$W_{VOP} = \frac{127}{2,2045} \left\{ \left(\frac{2,2045 M T O M_{max} \frac{g_M}{g_Z} n_{poc}}{10^5} \right)^{0,87} \left(\frac{10,76 S_{VOP}}{100} \right)^{1,2} 0,289 \left(\frac{3,2808 l_h}{10} \right)^{0,483} \left(\frac{3,2808 b_{SATVOP}}{3,2808 t_{rh}} \right)^{0,5} \right\}^{0,458} \quad (17)$$

$$W_{SOP} = \frac{98,5}{2,2045} \left\{ \left(\frac{2,2045 M T O M_{max} \frac{g_M}{g_Z} n_{poc}}{10^5} \right)^{0,87} \left(\frac{10,76 S_{SOP}}{100} \right)^{1,2} 0,289 \left(\frac{3,2808 S_{ATSOP}}{3,2808 t_{rv}} \right)^{0,5} \right\}^{0,458} \quad (18)$$

$$W_{fus} = \frac{200}{2,2045} \left\{ \left(\frac{2,2045 M T O M_{max} \frac{g_M}{g_Z} n_{poc}}{10^5} \right)^{0,286} \left(\frac{3,2808 l_{fus}}{10} \right)^{0,857} \left(\frac{3,2808 b_f + 3,2808 h_f}{10} \right) \left(\frac{0,54 H}{100} \right)^{0,338} \right\}^{1,1} \quad (19)$$

kde n_{poc} je početní zatížení určené jako součin provozního zatížení $n = 5,3$ a koeficientu bezpečnosti $k = 1,5$; t_{rh} a t_{rv} jsou největší tloušťky kořenového profilu vodorovné a svislé ocasní plochy; b_f a h_f jsou šířka a výška trupu v neširším místě, získané z modelu letounu těsným obalením pilota trupem; v_H je rychlost horizontálního letu, z předpokladu součinitele vztlaku a odporu podle [46] získaná podle [95] ze vztahu

$$v_h = \sqrt{\frac{2 G}{\rho S} \frac{1}{\sqrt{c_L^2 + c_D^2}}} \quad (20)$$

l_{fus} je délka trupu určená podle [92]

$$l_{fus} = 0,86 M_{max}^{0,48} \quad (21)$$

tak, aby vyšla bezpečně větší než rameno ocasních ploch, které je podle [88] voleno jako 5,5násobek střední aerodynamické tětiny křídla.

Existují i další metody určení hmotnosti částí draku, ze kterých však vychází o něco vyšší hodnoty. Všechny uvažované metody jsou určeny pro kovové konstrukce, a tak by bylo s kompozitovou konstrukcí možné dosáhnout menších hmotností. Bylo by vhodné uvážit hodnoty různých postupů a zohlednit kompozitovou konstrukci. Pro nekomplikovanost byly voleny metody podle USAF pro kovový materiál.

Maximální vzletová hmotnost je určena jako součet hmotností draku, řízení, podvozku, nezbytného vybavení (přístroje, baterie) a maximálního užitečného zatížení.

Dle [96] by poměrné hmotnosti částí letadla měly odpovídat údajům v tab. 11. Pro podmínky na Marsu je vzhledem k potřebné ploše křídla možné předpokládat jeho větší poměrnou hmotnost.

Tabulka 11 Poměrné hmotnosti částí letadla [96]

Část letadla	Poměrná hmotnost k prázdné hmotnosti [%]
Křídlo	46,7
Ocasní plochy a trup	43,3
Řízení	3,3
Nezbytné vybavení	5
Podvozek	1,7

5.4.1 Návrh geometrických parametrů v závislosti na hmotnosti

Kritickým parametrem konstrukce se jeví vztlak při pádové rychlosti. Proměnným parametrem určení konfigurace letounu je tak poměrné rozpětí vztlakové klapky k rozpětí křídla a maximální vzletová hmotnost.

Přírůstek součinitele vztlaku od jednoduché klapky je zjednodušeně

$$\Delta c_l = 1,1 \left(\frac{l_{kl}}{b} \right) \quad (22)$$

Součinitel vztlaku celého letounu je o 5 až 10 % menší než součinitel vztlaku profilu, tedy pro bezpečnější variantu

$$c_{Lmax} = 0,9c_{lmax} + \Delta c_l \quad (23)$$

Pádová rychlost podle pozemského předpisu CS-22 $v_{s0} = 95$ km/h.

Plocha křídla se určí z rovnice (14) pro maximální součinitel vztlaku

$$S = \frac{2mg}{\rho v_{s0}^2 c_{Lmax}}$$

Pro Reynoldsova čísla 60 000 až 240 000 je podle XFLR5 maximální součinitel vztlaku profilu téměř konstantní, a do výpočtu hloubky křídla tak vstupuje minimální hodnota Re . Z rovnice (6) hloubka křídla

$$c = \frac{Re \mu}{\rho v}$$

Rozpětí křídla

$$b = \frac{S}{c} \quad (24)$$

Štíhlost křídla

$$\lambda = \frac{b}{c} \quad (25)$$

Pro zvolené zúžení $\eta = 1$ střední aerodynamická tětíva $b_{SAT} = c$.

Štíhlost ocasních ploch je dle statistiky z [88] volena $\lambda_{VOP} = 6$ a $\lambda_{SOP} = 1,8$. Zúžení VOP je uvažováno $\eta_{VOP} = 1$ a $\eta_{SOP} = 0,6$ ze zmíněné statistiky kluzáků na Zemi. Jak bylo dříve zmíněno, rameno ocasních ploch je 5,5násobek střední aerodynamické tětivy. Mohutnost VOP je ze statistiky z [92] určena 0,5 a mohutnost SOP 0,02. Pro zvolené parametry je vypočítána plocha ocasních ploch. Na ocasní plochy je volen symetrický profil maximální tloušťky 10 %.

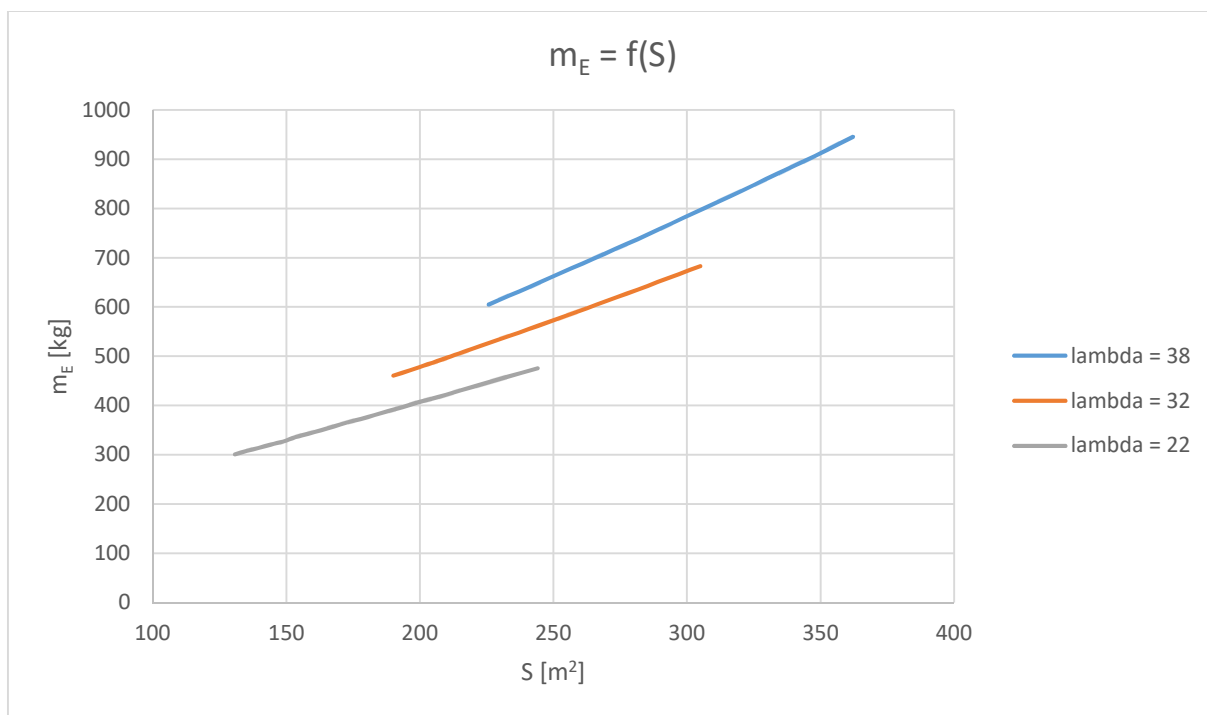
Iteračním procesem pro různé hodnoty poměrného rozpětí klapky a hmotnosti bylo docíleno několika zajímavých konfigurací, které jsou znázorněny v tab. 12. Maximální klouzavost křídla byla vypočítána pro danou geometrii v programu OpenVSP².

² OpenVSP je volně dostupný program NASA umožňující vytvořit 3D model letadla a analyzovat ho standardními postupy. Program dokáže pomocí vhodných nástrojů analyzovat geometrické a hmotnostní vlastnosti modelu. S využitím síťování umí řešit dynamiku tekutin, na základě vortex lattice nebo panelové metody.

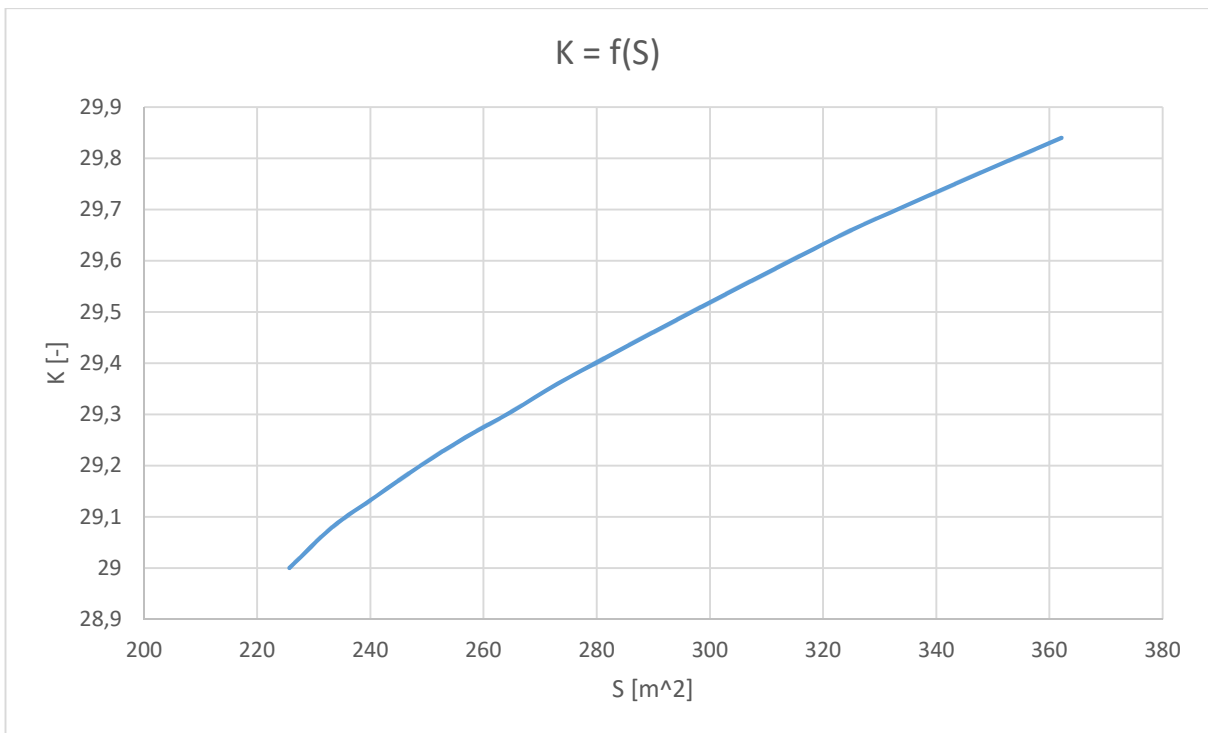
Tabulka 12 Parametry uvažovaných konfigurací

konfigurace	1	2	3	4	5	6	7	8	9
l_{kl}/b [-]	0,4	0,5	0,6	0,6	0,45	0,45	0,55	0,55	0,65
MTOM [kg]	742	913	893	1122	541	824	817	1049	965
S [m ²]	257,04	298,22	275,94	346,70	181,90	277,06	259,46	333,14	290,35
b [m]	81,13	101,97	102,93	118,55	57,42	94,74	96,79	113,91	108,31
c [m]	3,17	2,92	2,68	2,92	3,17	2,92	2,68	2,92	2,68
λ [-]	25,61	34,87	38,40	40,54	18,12	32,39	36,1	38,95	40,40
W/S [kg/m ²]	2,89	3,06	3,24	3,24	2,97	2,97	3,15	3,15	3,32
K_{wing} [-]	26,5	29,9	29,4	30,2	23,6	28,3	28,9	29,6	29,7

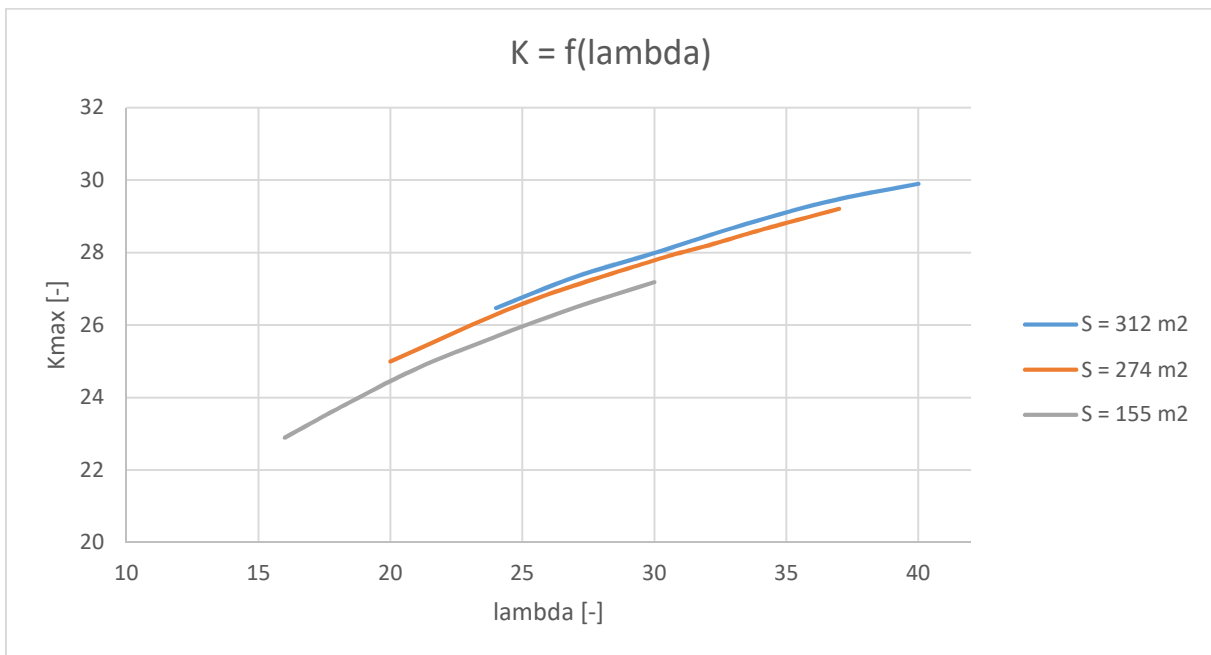
Níže jsou znázorněny závislosti hmotnosti a klouzavosti na ploše a štíhlosti křídla (obr. 65 až 67). Jak jde vidět, s rostoucí plochou a štíhlostí křídla se zvyšuje i hmotnost a klouzavost. Je proto třeba zvážit parametry, aby rozměry konstrukce vůbec dávaly smysl.



Obrázek 65 Závislost hmotnosti na ploše křídla

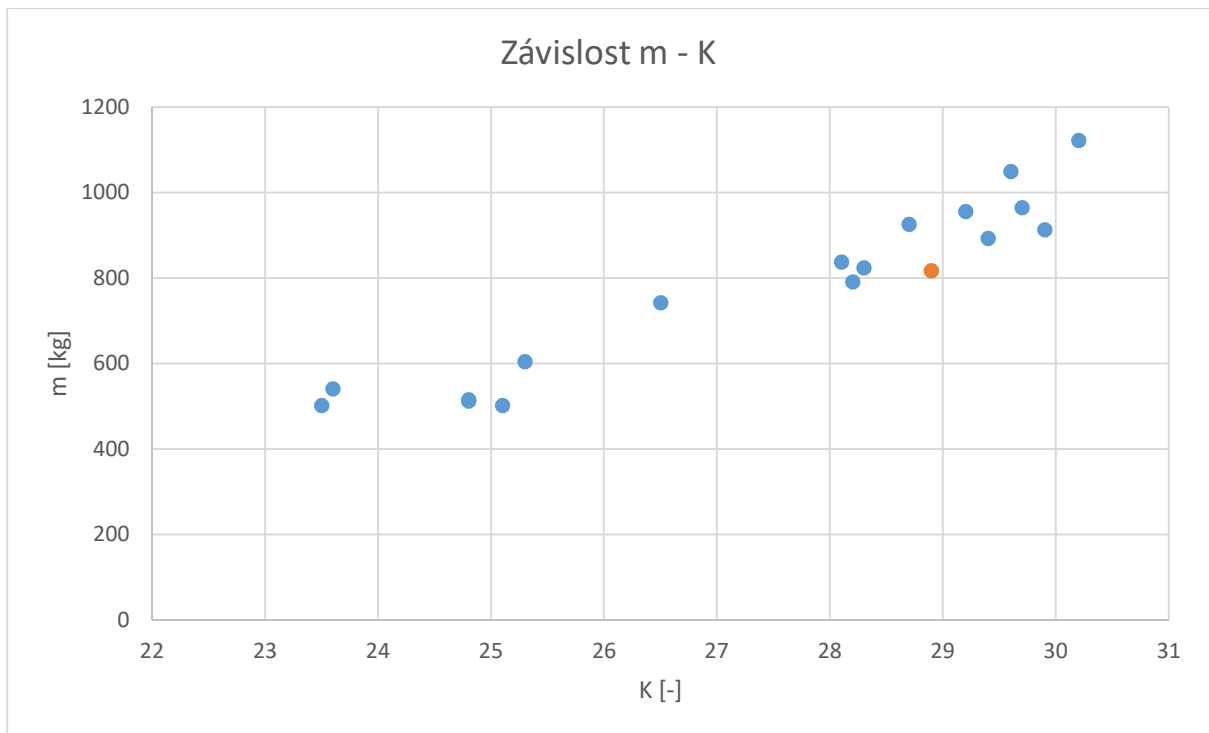


Obrázek 66 Závislost maximální klouzavosti křídla na ploše



Obrázek 67 Závislost maximální klouzavosti křídla na zúžení

Po vykreslení poměru hmotnosti a klouzavosti pro 9 zmíněných a několik dalších konfigurací (obr. 68) je pro účel práce volena v grafu barevně odlišená geometrie, která odpovídá sedmému návrhu z tab. 12. Tato možnost je volena kvůli vysoké klouzavosti a přitom hmotnosti menší než jiné návrhy pro srovnatelnou klouzavost.



Obrázek 68 Závislost maximální hmotnosti a klouzavosti křídla několika konfigurací

5.4.2 Hmotová obálka

Podrobný rozbor geometrie draku a hmotností zvolené konfigurace je uveden v tab. 13 až 16.

Tabulka 13 Parametry křídla

Rozpětí [m]	96,79
Střední aerodynamická tětíva [m]	2,68
Zúžení [-]	1
Plocha [m ²]	259,46
Štíhlost [-]	36,10
Hmotnost [kg]	398,98
Poloha těžiště [m]	1,21

Tabulka 14 Parametry VOP

Rozpětí [m]	11,90
Hloubka [m]	1,98
Zúžení [-]	1
Plocha [m ²]	23,59
Štíhlost [-]	6
Mohutnost [-]	0,5
Rameno [m]	14,57
Hmotnost [kg]	36,27
Poloha těžiště [m]	15,81

Tabulka 15 Parametry SOP

Výška [m]	6,78
Zúžení [-]	0,6
Kořenová hloubka [m]	4,71
Koncová hloubka [m]	2,83
Plocha [m ²]	25,55
Štíhlost [-]	1,8
Mohutnost [-]	0,015
Rameno [m]	15,25
Hmotnost [kg]	29,56
Poloha těžiště [m]	14,98

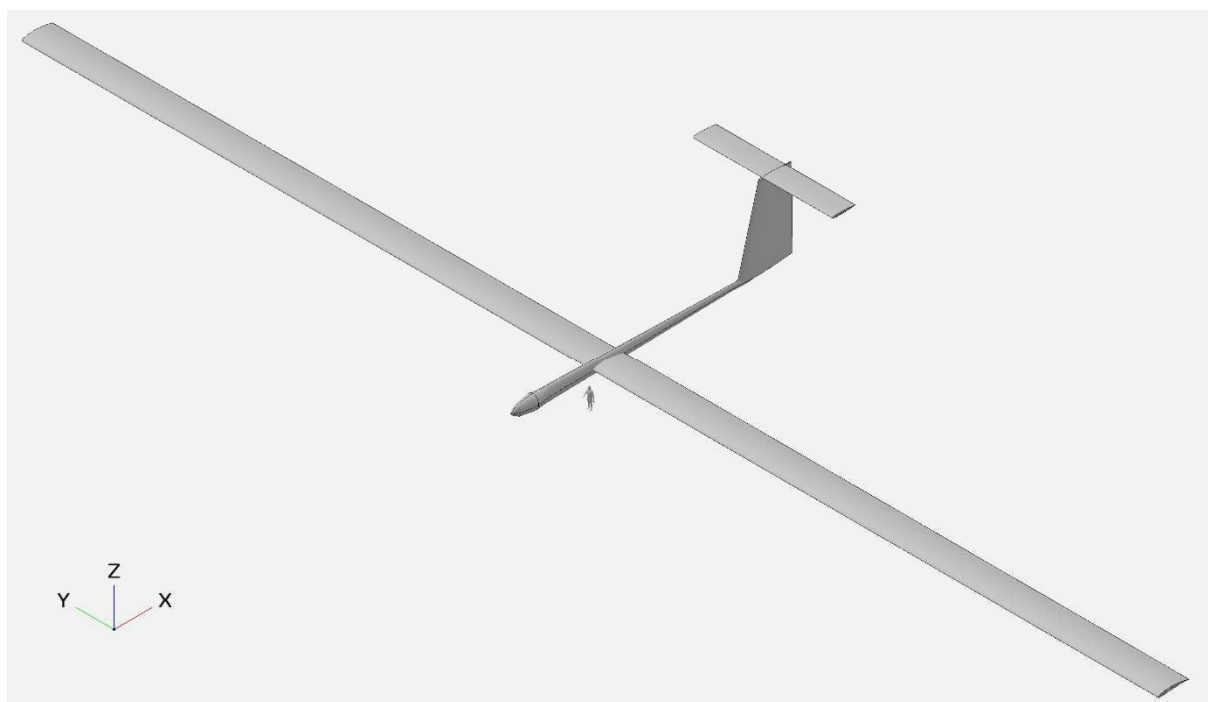
Tabulka 16 Parametry trupu

Celková délka [m]	21,50
Délka nosové části trupu [m]	6,75
Největší šířka [m]	1,01
Největší výška [m]	1,20
Omočená plocha [m ²]	43,47
Hmotnost [kg]	141,50
Poloha těžiště [m]	0,02

V tab. 17 jsou sepsány poměrné hmotnosti jednotlivých částí konstrukce vztažené k hmotnosti prázdného letounu $m_E = 647$ kg a porovnány s hodnotami z tab. 11.

Na polohu těžiště letounu má významný vliv poloha pilota. Zvolená konfigurace je znázorněna na obr. 69. Základní rozměrová dispozice v třípohledovém zobrazení je v příloze 3.

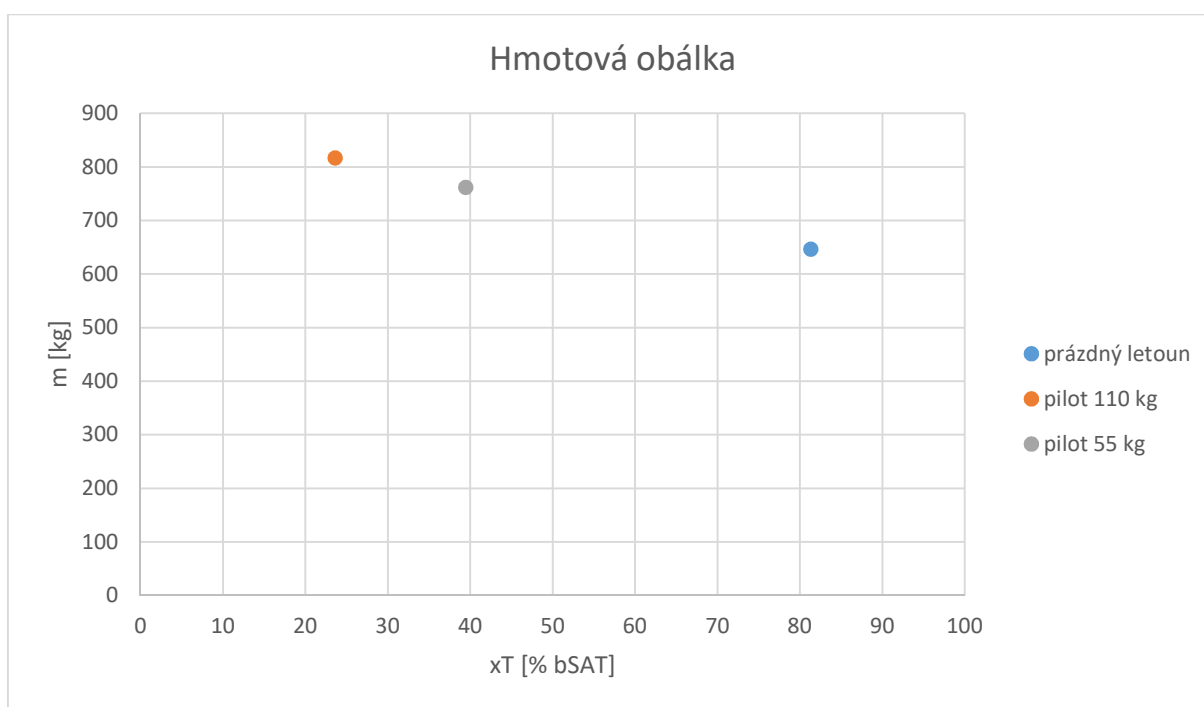
Poloha těžiště prázdného letounu se nachází v 81,77 % b_{SAT} . Poloha těžiště pilota je zvolena v dostatečně dlouhé nosové části trupu tak, že centráž je v 24,03 % b_{SAT} pro 110kg pilota a v 39,90 % b_{SAT} pro 55kg. Na obr. 70 je hmotová obálka pro zvoleného návrhu.



Obrázek 69 Zvolená konfigurace s člověkem vedle trupu pro porovnání rozměrů

Tabulka 17 Srovnání poměrných hmotností konstrukce

Část letadla	Poměrná hmotnost k prázdné hmotnosti [%] dle [96]	Poměrná hmotnost k prázdné hmotnosti [%] zvoleného návrhu
Křídlo	46,7	61,7
Ocasní plochy a trup	43,3	32,1
Řízení	3,3	3,3
Nezbytné vybavení	5	1,2
Podvozek	1,7	1,7



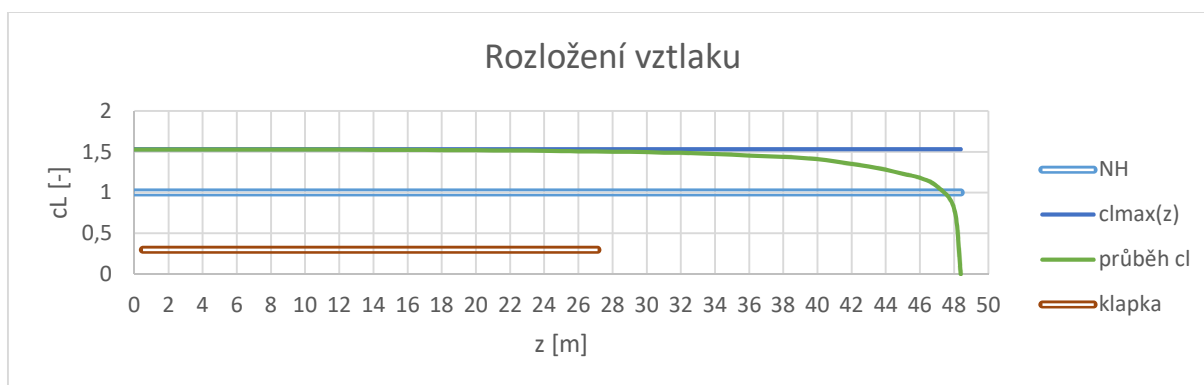
Obrázek 70 Hmotová obálka

5.5 Aerodynamické charakteristiky

Tato kapitola se věnuje aerodynamickým charakteristikám zvolené konfigurace letounu. Je zde určena vztahová a momentová čára a odporové charakteristiky letounu. Řada údajů je získána pro model z programu OpenVSP, zbylé jsou dopočítány podle [92].

5.5.1 Rozložení vzlaku

Rozložení vzlaku po rozpětí je pro obdélníkové křídlo vykresleno z dat získaných pro křídlo z OpenVSP na obr. 71.



Obrázek 71 Rozložení vzlaku po rozpětí

5.5.2 Vztlaková čára

Informace o vztlakové čáře profilu jsou získány z programu XFLR5 pro $Re = 70\,000$. Součinitel vztlaku křídla je 90 – 95 % profilové hodnoty. V práci je uvažováno $c_L = 0,9 c_{l\alpha}$. Stoupání vztlakové čáry křídla závisí na jeho štihlosti

$$(c_L^\alpha)_w = c_l^\alpha \frac{\lambda}{\lambda+2} \quad (26)$$

Plně vychýlená vztlaková klapka ovlivní stoupání vztlakové klapky

$$(c_L^\alpha)_\delta = (c_L^\alpha)_w \left[1 + \left(\frac{c'}{c} - 1 \right) \frac{S_{kl}}{S} \right] \quad (27)$$

kde c'/c je poměr hloubky křídla s vychýlenou klapkou vůči hloubce křídla s klapkou v nulové poloze.

Přírůstek součinitele vztlaku křídla od klapky se určí podle vztahu (15).

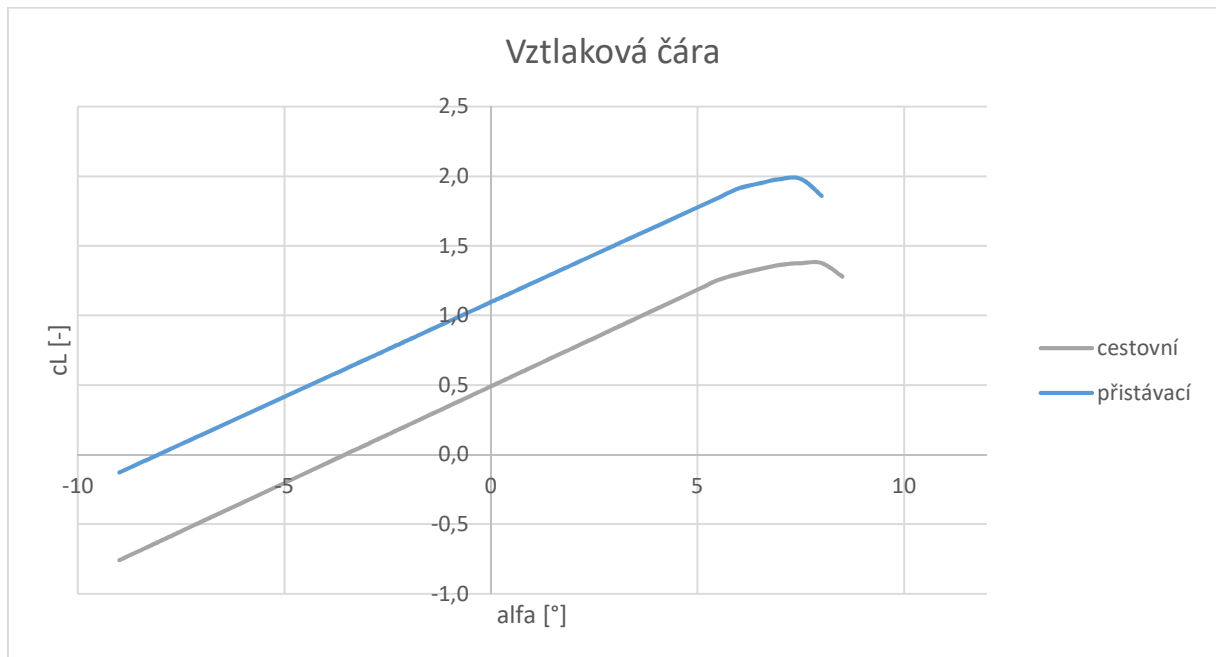
Na stoupání vztlakové čáry má trup zanedbatelný vliv, kvůli poměru průměru trupu a rozpětí křídla. Ocasní plochy se však projeví

$$c_L^\alpha = (c_L^\alpha)_w + (c_L^\alpha)_h \left(1 - \frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right) \frac{S_h q_h}{S q} \quad (28)$$

kde stoupání vztlakové čáry VOP je $(c_L^\alpha)_h = 0,10$; $\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha}$ je derivace srázového úhlu, pro T-uspořádání ocasních ploch $\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} = 0,3$; S_h je plocha VOP; $\frac{q_h}{q}$ je zbrzdění proudu nabíhajícího na VOP, pro T-uspořádání ocasních ploch $\frac{q_h}{q} = 0,95$.

Maximální součinitel vztlaku celého letounu byl určen vztahem (23).

V tab. 18 jsou shrnuty údaje o vztlakové čáře profilu, křídla a letounu. Vztlaková čára letounu v přistávací a cestovní konfiguraci je vyobrazena na obr. 72.



Obrázek 72 Vztlaková čára letounu

Tabulka 18 Základní údaje vztlakové čáry

	Maximální součinitel vztlaku [-]	Stoupání vztlakové čáry [1/rad]	Úhel nulového vztlaku [°]
Profil	1,53	8,72	-2,5
Křídlo	1,38	5,86	-3,4
Křídlo s klapkou	1,98	5,70	-9,3
Celý letoun	1,38	7,96	-3,1
Celý letoun s klapkou	1,98	7,80	-8,1

5.5.3 Momentová čára

Z letových vlastností se zdá být nejdůležitější podélná stabilita letounu, která má za úkol zajistit schopnost obnovy rovnovážného letu.

Neutrální bod představuje místo, ve kterém klopivý moment při různých úhlech náběhu zůstane konstantní. Nachází se v aerodynamickém středu celého letounu. Pro zajištění dynamické stability je nezbytné určit vzájemnou polohu neutrálního bodu a těžiště letounu. Statická zásoba podélné stability udává procentuální vzdálenost mezi těmito body v poměru k velikosti střední aerodynamické tětiny.

Poloha aerodynamického středu křídla x_{AC} se nachází v 25 % b_{SAT} . [92] Trup jeho polohu významně neposune, protože je velmi štíhlý. Velkou roli hrají ocasní plochy.

Posun neutrálního bodu vlivem VOP

$$\Delta \bar{x}_{NBVOP} = \frac{(c_L^\alpha)_h}{(c_L^\alpha)_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right) \frac{S_h q_h l_h}{S q c} \quad (29)$$

Pro kluzák je požadována minimální statická zásoba 5 %. [88]

$$0,05 \leq \Delta \bar{x}_{NBVOP} - (x_{ZC} - (x_{AC})_w) \quad (30)$$

Pro zvolený návrh letounu VOP posune o 22,78 % polohu neutrálního bodu. Statická zásoba podélné stability letounu je 7,88 %.

Součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku profilu E216 je $c_{m0} = -0,106$.

Součinitel klopivého momentu křídla při nulovém vztlaku

$$c_{m0w} = \frac{\lambda}{\lambda+2} c_{m0} \quad (31)$$

Příspěvek součinitele klopivého momentu od trupu

$$\Delta_f c_{m0} = -1,8 \left(1 - \frac{2,5b_f}{l_f} \right) \frac{\pi b_f h_f l_f}{4Sc} \frac{c_{L0}}{(c_L^\alpha)_w} \quad (32)$$

Vliv VOP na součinitel klopivého momentu

$$\Delta_h c_{m0} = (c_L^\alpha)_h i_h \frac{S_h l_h q_h}{S c q} \quad (33)$$

kde i_h je úhel nastavení VOP vůči ose trupu letounu.

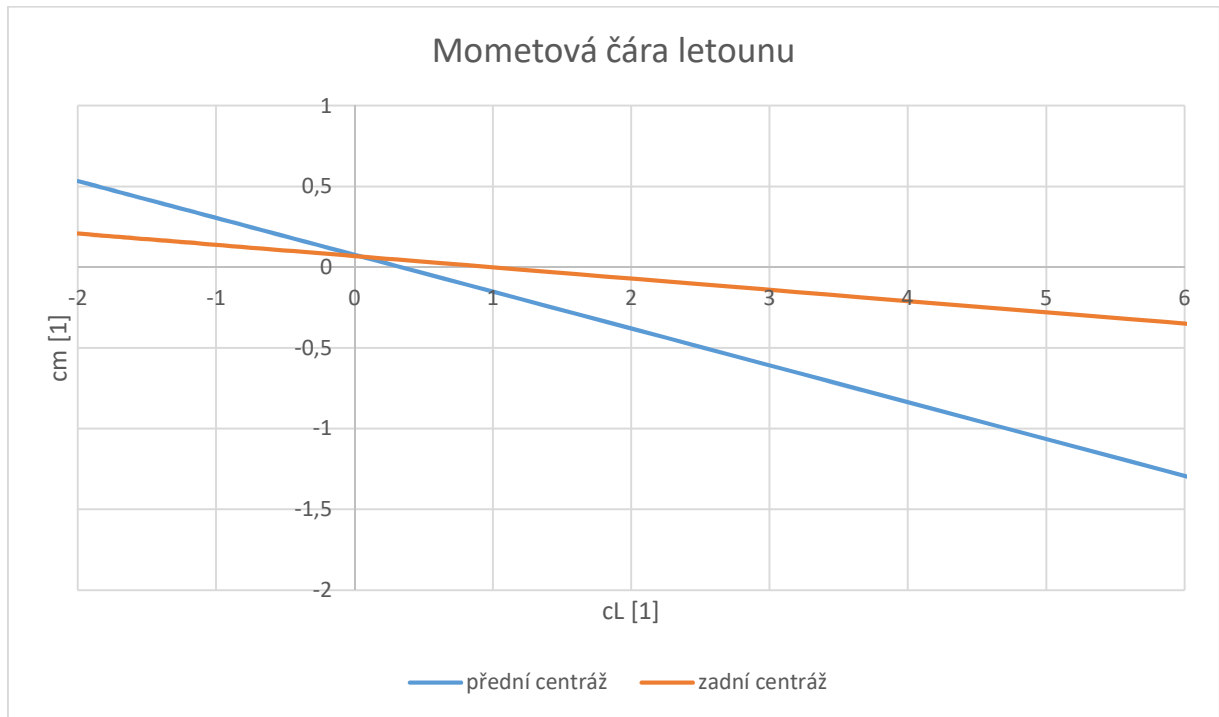
Součinitel klopivého momentu celého letounu

$$c_m = c_{m0w} + \Delta_f c_{m0} - \Delta_h c_{m0} + c_L \frac{dc_m}{dc_L} \quad (34)$$

Stoupání momentové čáry

$$\frac{dc_m}{dc_L} = x_{ref} - (x_{AC})_w \quad (35)$$

Momentová čára navrženého letounu pro přední a zadní centráž je znázorněna na obr. 73.



Obrázek 73 Mometová čára

5.5.4 Odporové charakteristiky

Celkový odpor letounu je dán součtem odporů jeho jednotlivých částí.

Součinitel odporu křídla a vodorovné ocasní plochy je získán z programu OpenVSP.

Součinitel odporu trupu

$$c_{Df} = R_{wf} c_f \left[1 + \frac{60}{\left(\frac{l_f}{d_f}\right)^3} + 0,0025 \frac{l_f}{d_f} \right] \frac{S_{wetf}}{S} \quad (36)$$

kde interferenční faktor křídlo – trup $R_{wf} = 1,06$; součinitel třecího odporu $c_f = 0,0036$; d_f je ekvivalentní průměr trupu; S_{wetf} je omočená plocha trupu.

Součinitel odporu svislé ocasní plochy se určí podle vztahu (37). Početně by se odpor vodorovné ocasní plochy počítal analogicky, avšak z OpenVSP jsou získány hodnoty v závislosti na úhlu náběhu.

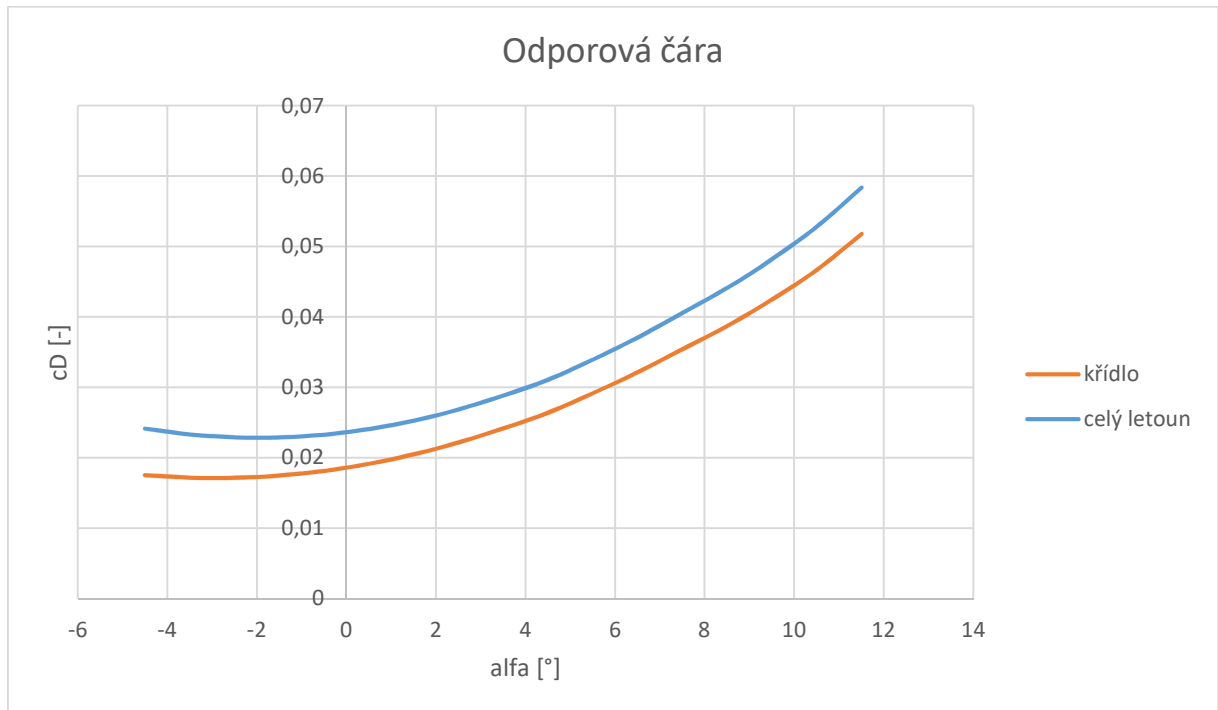
$$c_{Dv} = R_{wf} R_{Is} c_f \left[1 + L' \frac{t}{c} + 100 \left(\frac{t}{c}\right)^4 \right] \frac{S_{wetv}}{S} \quad (37)$$

kde interferenční faktor SOP – trup $R_{wf} = 1,05$; opravný koeficient na nosnou plochu $R_{Is} = 1,07$; součinitel třecího odporu $c_f = 0,0046$; vliv polohy maximální tloušťky profilu na odpor $L' = 1,2$; S_{wetv} je omočená plocha SOP.

Odpor celého letounu

$$c_D = c_{Dw} + c_{Df} + c_{Dh} + c_{Dv} \quad (38)$$

V grafu na obr. 74 je znázorněna odporová čára letounu. Křídlo tvoří 82 % odporu celého letounu. Velkou roli hraje rozpětí, díky kterému naroste profilový odpor. Oproti tomu velká štíhlost křídla minimalizuje indukovanou složku odporu.



Obrázek 74 Odporová čára

6 Letové výkony navrženého kluzáku

V této kapitole jsou určeny letové výkony navrženého kluzáku. Jedná se především o jeho klouzavost, význačné rychlosti letu a je sestrojena letová obálka.

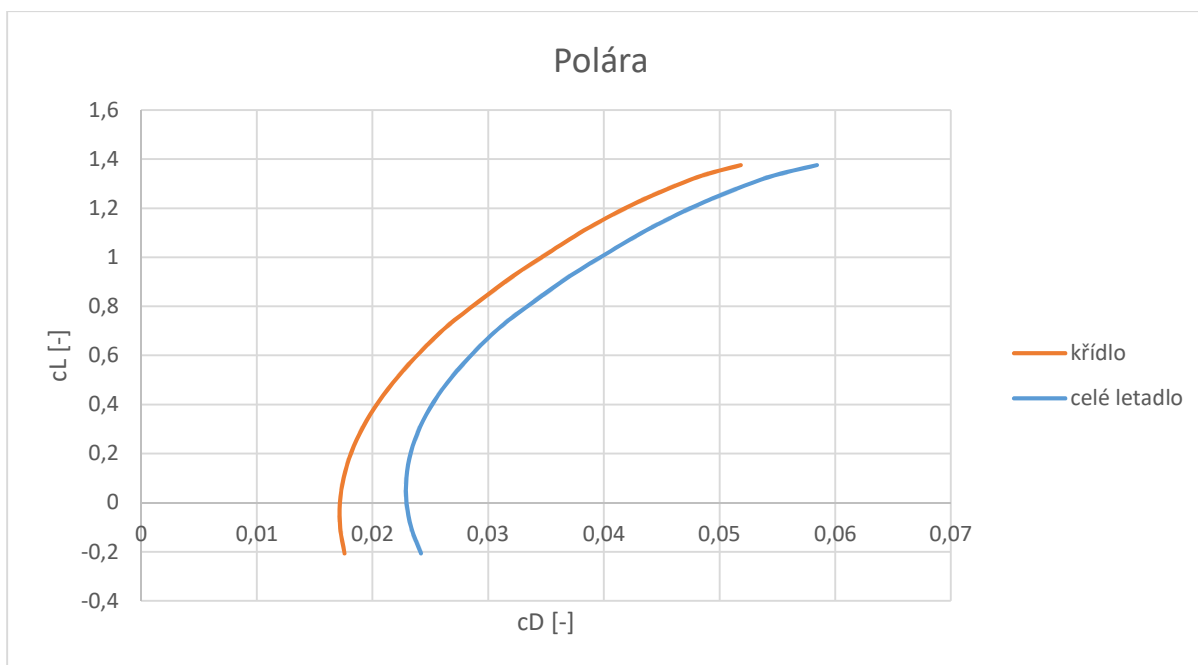
6.1 Aerodynamická polára

Na obr. 75 je vykreslena aerodynamická polára letounu. Klouzavost je určena jako podíl součinitele vztlaku a součinitele odporu.

$$K = \frac{c_L}{c_D} \quad (39)$$

Pro celé letadlo

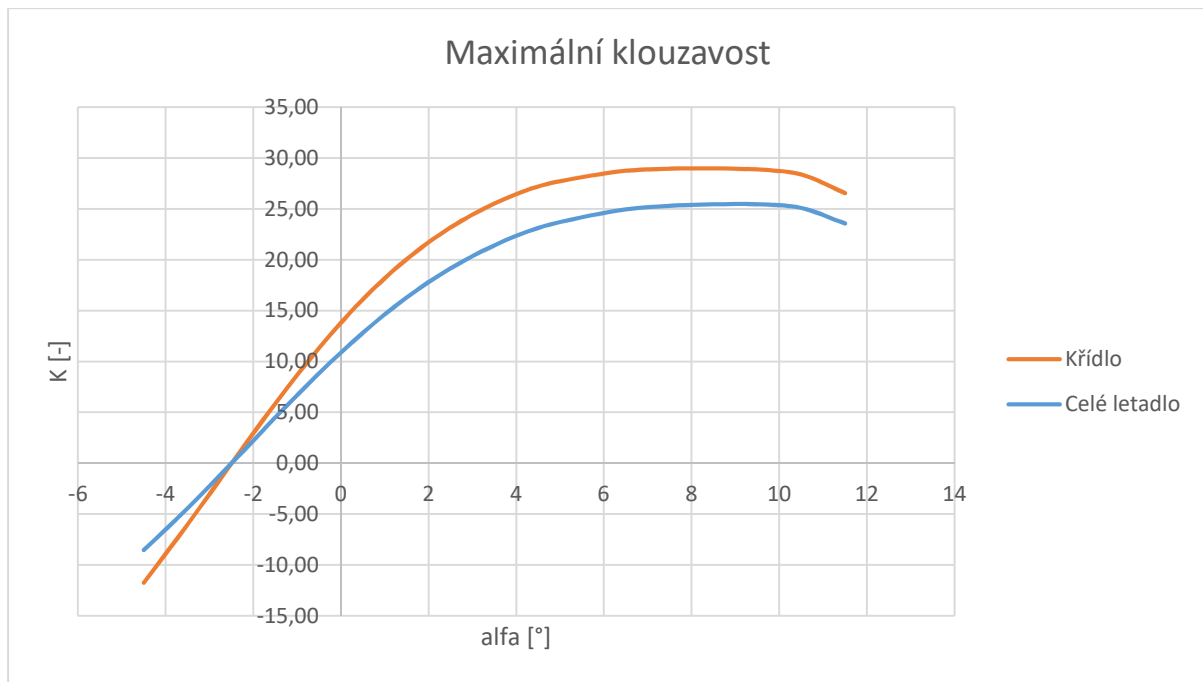
$$K_{max} = \frac{1,0531}{0,0421} = 25$$



Obrázek 75 Aerodynamická polára

Klouzavost je zásadním parametrem při návrhu kluzáku. S rostoucí štihlostí křídla narůstá i maximální klouzavost, avšak je třeba se vyvarovat příliš nízkých hodnot Reynoldsova čísla, které mají na klouzavost negativní vliv. Pro podmínky marsovské atmosféry bylo v práci dosaženo maximální klouzavosti 25. Rozpětí křídla je pro zvyklosti ze Země nepředstavitelné, a přesto je nezbytné, aby byl kluzák schopný na Marsu letu, který by se dal nazývat klouzavým.

Závislost maximální klouzavosti na úhlu náběhu je zobrazena na obr. 76. Největší klouzavosti je dosaženo při úhlu náběhu 8,5 °.



Obrázek 76 Závislost maximální klouzavosti na úhlu náběhu

6.2 Rychlostní polára

Rychlostní polára je závislost rychlosti klesání na horizontální rychlosti. Pro její určení je potřeba znát hodnoty součinitele vztlaku a odporu letounu (kap. 5.5).

Rychlost klesání a rychlost v horizontálním směru

$$v_z = -v \sin(\gamma) \quad (40)$$

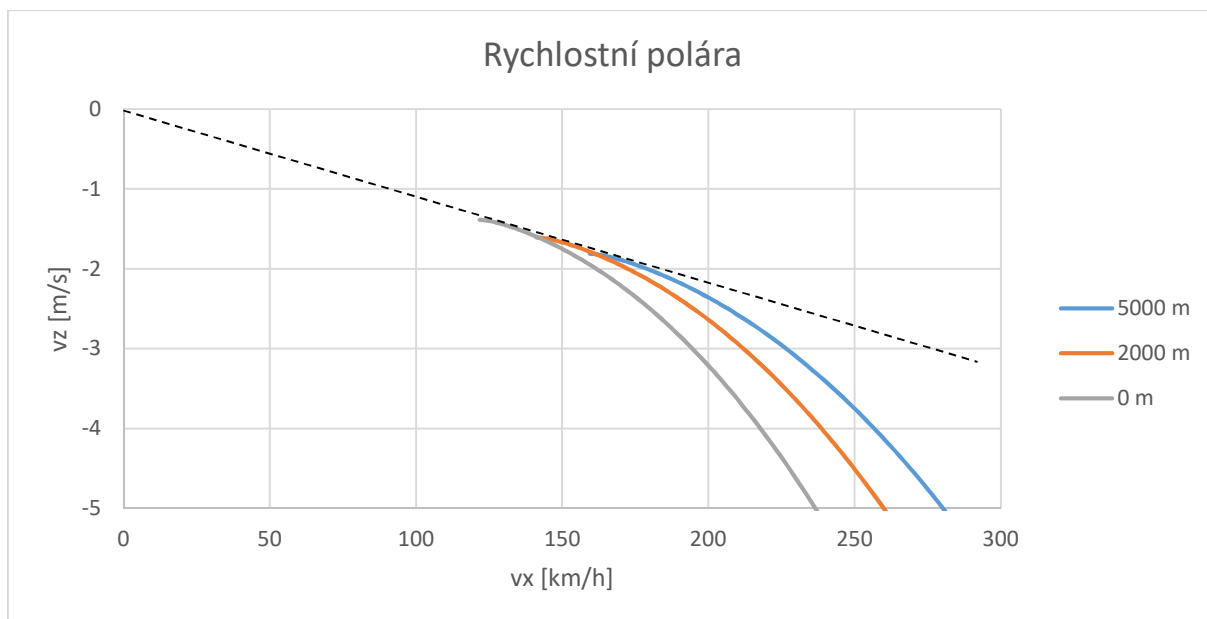
$$v_x = v \cos(\gamma) \quad (41)$$

kde γ je úhel podélného sklonu dráhy letu.

$$\gamma = \arctg\left(\frac{c_D}{c_L}\right) \quad (42)$$

Ze získaných hodnot součinitelů vztlaku a odporu je vykreslena rychlostní polára (obr. 77). V grafu je zvýrazněna tečna z počátku ke křivkám, která znázorňuje úhel sklonu dráhy maximálně klouzavého letu, $\gamma = 2,29^\circ$.

Horizontální rychlost klouzavého letu s rostoucí výškou, a tedy snižující se hustotou atmosféry, stoupá. Pro let při povrchu planety je 130 km/h, ve 2 km 151 km a ve výšce 5 km už je maximální klouzavost dosažitelná při rychlosti 171 km/h.



Obrázek 77 Rychlostní polára

6.3 Minimální rychlost

Pádová rychlost v přistávací konfiguraci byla vstupním parametrem pro návrh letounu. Podle vztahu (14) pro maximální součinitel vztlaku s vychýlenými klapkami

$$v_{min} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho c_{Lmax} S}} = \sqrt{\frac{2 * 817 * 3,66}{0,0167 * 1,98 * 259,46}} = 26,40 \text{ m/s} = 95 \text{ km/h}$$

Pádová rychlost v cestovní konfiguraci

$$v_{s1} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho c_L S}} = \sqrt{\frac{2 * 817 * 3,66}{0,0167 * 1,38 * 259,46}} = 31,63 \text{ m/s} = 114 \text{ km/h}$$

Rychlost klouzavého letu je dostatečně vzdálená od minimální rychlosti, v nulové výšce 1,14krát větší.

6.4 Letová obálka

Letová obálka (obr. 78) vymezuje hranice povolených rychlostí a násobků, ve kterých se může letoun bezpečně pohybovat. Skládá se z obrátové obálky pro omezení provozními násobky při obrazech a z poryvové obálky.

V práci je uvažován předpis CS-22, podle něhož jsou povolené provozní obrátové násobky kluzáků kategorie utility uvedené v tab. 7. Význačné rychlosti obálky jsou získány podle postupu v kap. 5.2.2.

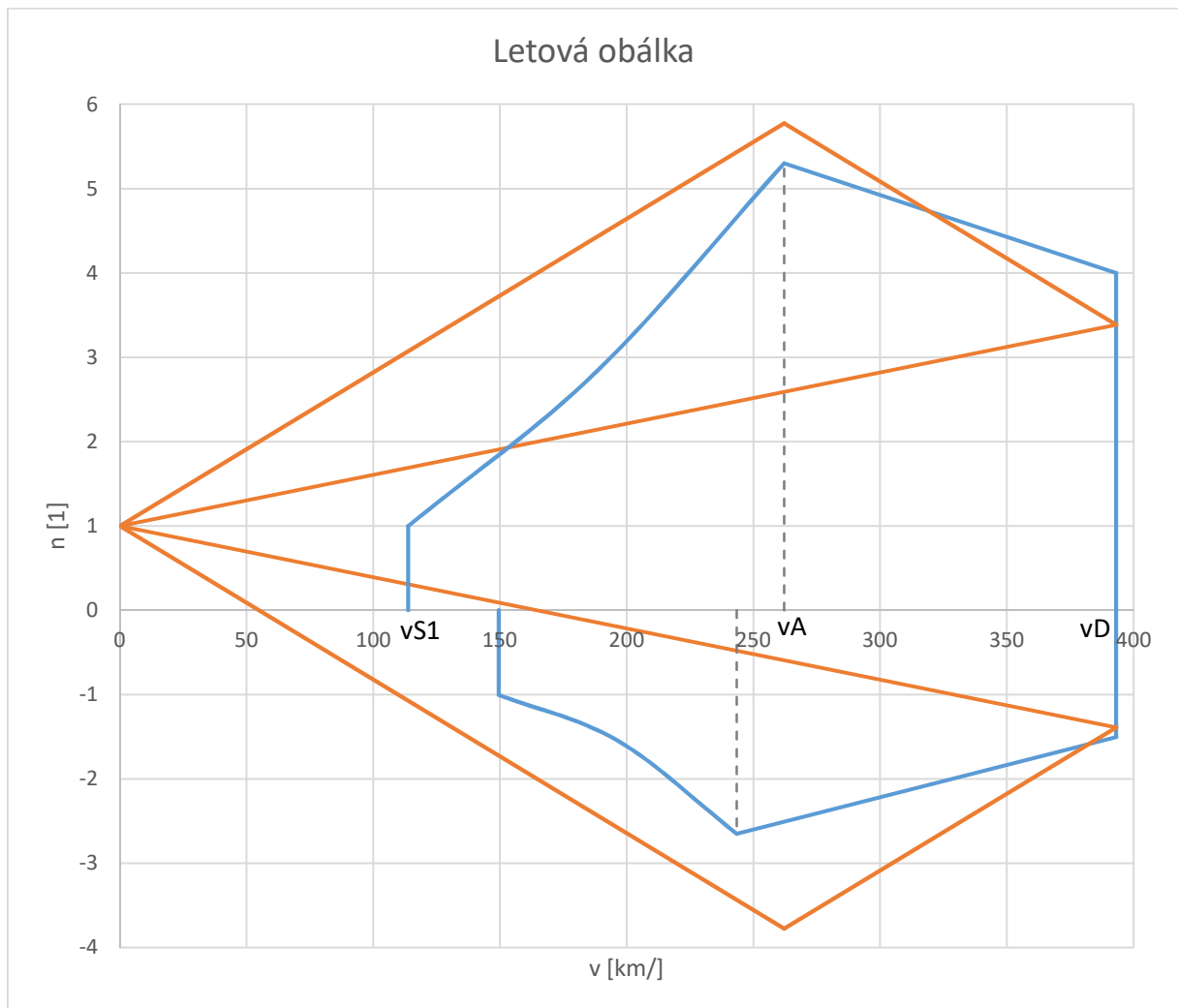
Do poryvové obálky vstupuje podle [89] omezení poryvem 15 m/s při návrhové rychlosti poryvu v_B a poryvem 7,5 m/s při maximální návrhové rychlosti v_D . Pro navržený letoun je potřeba korekce rychlosti v_B , která nesmí být menší než návrhová obrátová rychlost v_A .

Násobek od poryvu je určen z rovnice (10) a pro kladnou hodnotu v souladu s předpisem korigován na hodnotu získanou z rovnice (13).

V tab. 19 jsou vypsané rychlosti a násobky význačných bodů letové obálky, označených dle zvyklostí [89].

Tabulka 19 Parametry letové obálky

Letová rychlost	Rychlost [km/h]	Násobek [-]
pádová rychlost v cestovní konfiguraci v_{S1}	114	1
minimální rychlost na záporném násobku v_{SG}	150	-1
návrhová rychlost obratu při záporném násobku v_G	243	-2,65
návrhová obratová rychlost v_A	262	5,3
návrhová rychlost poryvu v_B	262	+5,8; -3,8
maximální návrhová rychlost v_D	393	+4; -1,5



Obrázek 78 Letová obálka

Dostup kluzáku je omezen hustotou atmosféry klesající s výškou a rovnováhou vztlakové a tíhové síly. Pro maximální rychlost $v = v_D$ je rovnice (14) opravena

$$\rho = \frac{2mg}{v_D^2 c_L S}$$

Vyjádřením výšky z rovnice (4) je teoretický dostup kluzáku, kdy postačuje vztlaková síla v řídké atmosféře na vyrovnání tíhové síly $H = 29,5$ km. Otázkou je, jaké by byly v takové výšce termické podmínky.

7 Závěr

V práci je zpracován koncepční návrh pro specifické podmínky marsovské atmosféry. Teoretická část obsahuje rešerši průzkumu Marsu a jeho atmosféry a návrhy letadel pro tamní podmínky. V praktické části jsou navrženy základní koncepční parametry pro několik možností, z nichž je volen návrh standardního uspořádání letounu o rozpětí křídla 96,79 m, maximální vzletové hmotnosti 817 kg a štíhlosti křídla 36,1. Tento návrh je dále zpracován, jsou navrženy geometrické, aerodynamické a hmotové charakteristiky. V neposlední řadě je koncept vymodelován v programu OpenVSP a pomocí něj jsou stanoveny letové výkony kluzáku.

Nadstavbou nad tuto práci by mohlo být zamyšlení nad neuvažovanými faktory provozu letounu. V návrhu není uvažován systém proti námraze, který by byl na Zemi v teplotách jako na Marsu potřebný. Vzhledem k tomu, že na Marsu je atmosféra několikanásobně řidší a relativní podíl vodní páry v ní je nízký, k námraze konstrukce nebude docházet v takovém měřítku jako na Zemi. Otázkou zůstává, jak se bude atmosféra chovat při svém složení.

Ačkoli je v práci zmínka o kompasu jako základním palubním přístroji, bude pravděpodobně potřeba použití jiné technologie, protože Mars nemá globální magnetické pole. Současně radiové spojení bude rušeno šumem z vesmíru.

V práci není brán ohled na návratnost investice. Pravděpodobně by se takový projekt nezaplátil. Způsob výroby nebo dopravy konstrukce na planetu a jeho provoz nebyl uvažován. Dá se předpokládat, že v budoucnosti, kam je kluzák navržen, budou známé a dostupné docela jiné materiály a technologie, než se kterými jsou dnes na Zemi konstruovány letouny a vesmírné prostředky.

V návrhu je pracováno s technologiemi známými a používanými na Zemi. Proto byl volen postup omezení pozemskými předpisy. Jejich dodržení v rozsahu práce bylo splněno až na maximální vzletovou hmotnost. Pro nevlídné podmínky marsovské atmosféry je od tohoto faktu odhlédnuto.

Pevnostní řešení konstrukce není stanoveno; navržené napojení ocasních ploch na trup by bylo pravděpodobně kritické a bylo by třeba se mu v pevnostním návrhu věnovat detailněji. Možným řešením zatížení konce trupu by byla konstrukce letounu s dvěma trupy, mezi které by se zatížení rozdělilo.

Volba konstrukce byla již při stanovení vstupních podmínek zúžena na návrh standardního uspořádání letounu, ačkoli v již vypracovaných návrzích je zpracována nejedna myšlenka samokřídla. I to nabízí zcela jistě mnoho zajímavých možností.

Z pohledu hodnocení letových výkonů by mohl být zajímavý údaj o krouživém stoupavém letu kluzáku o téměř stometrovém rozpětí. Stoupavé proudy jsou na Marsu větších rozměrů než na Zemi, avšak byly by dostatečné?

Teď nezbývá než počkat do budoucnosti, kdy bude třeba navržený letoun sestaven a provozován na rudé planetě. Vyvolení pro život na Marsu budou vděční za chvíli, kdy si budou moct odpočinout od každodenní kolonizace planety. Možným únikem od reality jim bude možnost prohlédnout si svůj nový domov z jiné perspektivy.

8 Seznam použité literatury

- [1] *Life on Mars* [online]. David Darling, 2016 ©. [vid. 6. 12. 2022]. Dostupné z: <https://www.daviddarling.info/encyclopedia/M/Marslife.html>
- [2] National Aeronautics and Space Administration. *NASA Facts* [online]. Mariner to Mercury, Venus and Mars. National Aeronautics and Space Administration. [vid. 6. 12. 2022]. Dostupné z: https://mars.nasa.gov/internal_resources/809/
- [3] VikingGEX. In: *Viking gas exchange (GEX) experiment* [online]. David Darling, 2016 ©. [vid. 6. 12. 2022]. Dostupné z: <https://www.daviddarling.info/encyclopedia/V/VikingGEX.html>
- [4] Viking_LR. In: *Viking labeled release (LR) experiment* [online]. David Darling, 2016 ©. [vid. 6. 12. 2022]. Dostupné z: <https://www.daviddarling.info/encyclopedia/V/VikingLR.html>
- [5] Viking_PR. In: *Viking pyrolytic release (PR) experiment* [online]. David Darling, 2016 ©. [vid. 6. 12. 2022]. Dostupné z: <https://www.daviddarling.info/encyclopedia/V/VikingPR.html>
- [6] *Atmosphere of Mars* [online]. David Darling, 2016 ©. [vid. 6. 12. 2022]. Dostupné z: <https://www.daviddarling.info/encyclopedia/M/Marsatmos.html>
- [7] *Mars Observer* [online]. Mars Exploration Program and the Jet Propulsion Laboratory for NASA's Science Mission Directorate. [vid. 7. 12. 2022]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/mars-exploration/missions/mars-observer/>
- [8] *Science Instruments* [online]. NASA JPL. [vid. 7. 12. 2022]. Dostupné z: https://mars.nasa.gov/mgs/mission/sc_instruments.html
- [9] *Overview* [online]. NASA JPL. [vid. 7. 12. 2022]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/mgs/overview/>
- [10] NASA JPL. Mars Pathfinder. In: *NASA Facts* [online]. [vid. 7. 12. 2022]. Dostupné z: https://mars.nasa.gov/internal_resources/815/
- [11] *Mars Climate Orbiter* [online]. NASA JPL, 2023. [vid. 7. 12. 2022]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/mars-climate-orbiter/in-depth/>
- [12] *Mars Polar Lander / Deep Space 2* [online]. NASA JPL, 2023. [vid. 7. 12. 2022]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/mars-polar-lander-deep-space-2/in-depth/>
- [13] *Odyssey Orbiter Mission Overview* [online]. NASA JPL. [vid. 7. 12. 2022]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/odyssey/mission/overview/>
- [14] Mars_methane_map. In: *Methane on Mars* [online]. David Darling, 2016 ©. [vid. 6. 12. 2022]. Dostupné z: https://www.daviddarling.info/encyclopedia/M/Mars_methane.html
- [15] First Color Image from Spirit. In: *Spirit's First Color Photos of Mars* [online]. NASA. [vid. 6. 12. 2022]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/image_feature_107.html
- [16] *Výprava k Marsu: Spirit a Opportunity* [Exploration Mars. Spirit and Opportunity] [film] Režie M. J. Davis. USA, 2019.
- [17] Daisy Dobrijevic. Mars' Atmosphere: Facts about composition and climate. In: *Space.com* [online]. Future US, Inc. ©. [vid. 24. 10. 2022]. Dostupné z: <https://www.space.com/16903-mars-atmosphere-climate-weather.html>
- [18] *Atmosphere* [online]. Mars Space Flight Facility, Arizona State University. [vid. 12. 11. 2022]. Dostupné z: <https://marsed.asu.edu/mep/atmosphere>
- [19] *Mars Reconnaissance Orbiter* [online]. NASA. [vid. 7. 12. 2022]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/mro/>
- [20] 2021 Mars Odyssey Gamma Ray Spectrometer, North Pole Water Map. In: *Phoenix Mars Mission* [online]. NASA. [vid. 8. 12. 2022]. Dostupné z: https://mars.nasa.gov/internal_resources/817/

- [21] William Sheehan, Jim Bell. A Phoenix Rises from the Ashes: A look back at one of Tucson's most astonishing space missions in an excerpt from the upcoming book 'Discovering Mars'. In: *Tucson Weekly* [online]. October, 2021. [vid. 8. 12. 2022]. Dostupné z: <https://www.tucsonweekly.com/tucson/a-phoenix-rises-from-the-ashes-a-look-back-at-one-of-tucson-s-most-astonishing-space-missions-in-an-excerpt-from-the-upcoming-book-discoverin/Content?oid=31409437>
- [22] *Mars Curiosity Rover, Mission Overview* [online]. NASA JPL. [vid. 6. 12. 2022]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/msl/mission/overview/>
- [23] *Mars Curiosity Rover, Science* [online]. NASA JPL. [vid. 6. 12. 2022]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/msl/mission/science/summary/>
- [24] *MAVEN* [online]. Regents of the University of Colorado, © 2022. [vid. 8. 12. 2022]. Dostupné z: <https://lasp.colorado.edu/maven/about/>
- [25] *EXOMARS TRACE GAS ORBITER (TGO)* [online]. ESA, © 2022. [vid. 8. 12. 2022]. Dostupné z: <https://exploration.esa.int/web/mars/-/46475-trace-gas-orbiter>
- [26] *Schiaparelli landing investigation completed* [online]. ESA. [vid. 8. 12. 2022]. Dostupné z: https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Exploration/ExoMars/Schiaparelli_landing_investigation_completed
- [27] *EXOMARS ROVER ROSALIND FRANKLIN* [online]. ESA, © 2022. [vid. 8. 3. 2023]. Dostupné z: <https://exploration.esa.int/web/mars/-/45084-exomars-rover>
- [28] *InSight Mission Overview* [online]. NASA. [vid. 8. 12. 2022]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/insight/mission/overview/>
- [29] *Mission Timeline Overview* [online]. NASA. [vid. 8. 12. 2022]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/insight/timeline/overview/>
- [30] *Mars 2020 Mission Overview* [online]. NASA. [vid. 10. 12. 2022]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/mars2020/mission/overview/>
- [31] Mohsen Al Awadhi. The EMM's Hope: Novel discoveries and a changing orbit set to contribute more unprecedented data to the space community. In: *Space.com* [online]. Future US, Inc. ©. [vid. 27. 4. 2023]. Dostupné z: <https://www.space.com/uae-hope-mars-orbiter-discoveries-op-ed>
- [32] Mars_Helicopter_web. In: *Mars Helicopter Tech Demo* [online]. NASA JPL. [vid. 10. 12. 2022]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/technology/helicopter/>
- [33] Brett Tingley. China's 1st Mars rover and Tianwen 1 orbiter may have gone silent: report. In: *Space.com* [online]. Future US, Inc. ©. [vid. 27. 4. 2023]. Dostupné z: <https://www.space.com/china-mars-orbiter-rover-trouble-reports>
- [34] S. E. Larsen, H. E. Joergensen, L. Landberg, J. E. Tillman. Aspects of the Atmospheric Surface Layers on Mars and Earth. [vid. 2. 5. 2023]. Dostupné z: <https://doi.org/10.1023/A:1020338016753>
- [35] *1998 Mars Missions* [online]. NASA, December 1988. [vid. 7. 12. 2022]. Dostupné z: https://mars.nasa.gov/internal_resources/818/
- [36] Alfred Gessow Rotorcraft Center, Department of Aerospace Engineering, University of Maryland. The Martian Autonomous Rotary-wing Vehicle (MARV). University of Maryland. June, 2000.
- [37] Developmental Sciences Inc. *A Concept Study of a Remotely Piloted Vehicle for Mars Exploration. Final Technical Report*. NASA-CR-157942. City of Industry, California: NASA JPL, August, 1978.
- [38] Paul Withers, D. C. Catling. Observations of atmospheric tides on Mars at the season and latitude of the Phoenix atmospheric entry. In: *Geophysical Research Letters, Volume 37*. December 2010, L24204. [vid. 19. 11. 2022]. Dostupné z: <https://agupubs.onlinelibrary.wiley.com/doi/epdf/10.1029/2010GL045382>
- [39] M. Hassanalian, D. Rice, A. Abdelkefi. *Evolution of space drones for planetary exploration: A review*. Department of Mechanical and Aerospace Engineering, New Mexico State University, USA, 2018.

- [40] Akira Oyama, Kozo Fujii. *A Study on Airfoil Design for Future Mars Airplane*. JAXA/ISAS, Sagamihara, Kanagawa, 229-8510, Japan.
- [41] Michiko Usui, Andrew Simpson, Suzanne Smith, Jamey Jacob. *Development and Flight Testing of UAV with Inflatable-Rigidizable Wings*. AIAA 2004-1373. Mechanical Engineering Dept., University of Kentucky.
- [42] A. Bouskela, A. Kling, T. Schuler, S. Shkarayev, H. Kalita, J. Thangavelautham. Mars Exploration Using Sailplanes. In: *MDPI* [online]. Aerospace, 2022. [vid. 14. 10. 2022]. Dostupné z: <https://www.mdpi.com/2226-4310/9/6/306>
- [43] Ronald Greeley, Patrick L. Whelley, Raymond E. Arvidson, Nathalie A. Cabrol, Daniel J. Foley, Brenda J. Franklin, Paul G. Geissler, Matthew P. Golombek, Ruslan O. Kuzmin, Geoffrey A. Landis, Mark T. Lemmon, Lynn D. V. Neakrase, Steven W. Squyres, Shane D. Thompson. Active dust devils in Gusev crater, Mars: Observations from the Mars Exploration Rover Spirit. In: *Journal of Geophysical Research*, vol. 111. 2006, E12S09. [vid. 8. 5. 2023]. Dostupné z: Active dust devils in Gusev crater, Mars: Observations from the Mars Exploration Rover Spirit (wiley.com)
- [44] Colin Taylor. Dynamic Soaring The Flight of the albatross [video]. *Youtube.com* [online]. Colin Taylor, 2017. [vid. 26. 4. 2023]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=CdaoiplyII>
- [45] Philip L. Richardson. *High-Speed Dynamic Soaring*. MS#29. Department of Physical Oceanography, Woods Hole Oceanographic Institution, USA, 2012.
- [46] Akira Oyama, Kozo Fujii. *Airfoil Design Optimization for Airplane for Mars Exploration*. Japan Aerospace Exploration Agency, 2004.
- [47] *Mars Balloons Reference Work* [online]. Global Space Corporation. [vid. 8. 3. 2023]. Dostupné z: <https://www.gaerospace.com/space-exploration/planetary-aerobots/mars-balloons-reference-work/>
- [48] Manjula Sharma, Akshita Gupta, Sachin Kumar Gupta, Saeed Hamood Alsamhi, Alexey V. Shvetsov. Survey on Unmanned Aerial Vehicle for Mars Exploration: Deployment Use Case. In: *MDPI* [online]. Drones, 2022. [vid. 9. 3. 2023]. Dostupné z: <https://www.mdpi.com/2226-4310/9/6/306>
- [49] *Balloon Development Challenges for Mars* [online]. Ron Ross. [vid. 8. 3. 2023]. Dostupné z: https://www2.jpl.nasa.gov/adv_tech/balloons/mars_overview.htm
- [50] L. Wheeler. *Mars Hot air Balloon*. Delft University of Technology, 2020. Disertační práce. Delft University of Technology.
- [51] Matthew Kuperus Heun, Henry M. Cathey, Jr., Robert Haberle. *Mars Balloon Trajectory Model for Mars Geoscience Aerobot Development*. AIAA, © 1997.
- [52] Marsmont. In: *Solar Montgolfier* [online]. Ron Ross. [vid. 8. 3. 2023]. Dostupné z: https://www2.jpl.nasa.gov/adv_tech/balloons/mars_montgolfier.htm
- [53] *Solar Montgolfiere Stratopheric and Altitude Control Testing* [online]. Ron Ross. [vid. 8. 3. 2023]. Dostupné z: https://www2.jpl.nasa.gov/adv_tech/balloons/mars_testing.htm
- [54] *Directed Aerial Robot Explorers (DARE)* [online]. Global Aerospace Corporation. [vid. 8. 3. 2023]. Dostupné z: <https://www.gaerospace.com/space-exploration/planetary-aerobots/planetary-science-from-directed-aerial-robot-explorers-dare/>
- [55] J. M. Steinkraus, M. W. Wright, B. E. Rheingans, D. E. Steinfeld, W. P. George, A. Aljabri, J. L. Hall and D. C. Scott. Mars Airborne Prospecting Spectrometer. In: *Concepts and Approaches for Mars Exploration*. 2012.
- [56] Lee Cavendish. Future Tech: Martian Airships. In: *Space* [online]. © Future Publishing Limited Quay House, 2019. [vid. 8. 3. 2023]. Dostupné z: <https://www.spaceanswers.com/futuretech/future-tech-martian-airships/>
- [57] *The Mars Project* [online]. Wikiwand. [vid. 21. 4. 2023]. Dostupné z: https://www.wikiwand.com/en/The_Mars_Project
- [58] ECN-61434. In: *Mini-Sniffer Photo Collection* [online]. NASA. [vid. 7. 3. 2023]. Dostupné z: <https://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Mini-Sniffer/Large/index.html>

- [59] *Mini-Sniffer* [online]. NASA, 2017. [vid. 8. 3. 2023]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/Mini-Sniffer/Mini-Sniffer_proj_desc.html
- [60] *Mars Airplane* [online]. NASA. [vid. 21. 4. 2023]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/centers/ames/research/technology-onepaggers/mars-airplane.html>
- [61] Marsplane. In: *A Mars Airplane* [online]. John F. McGowan, PhD., © 1999 – 2003. [vid. 21. 4. 2023]. Dostupné z: <http://www.jmcgowan.com/marsplane.html>
- [62] Andrew A. Gonzales, Cheryle J. Corpus, David W. Hall, Robert W. Parks. *Development of a Useful Mars Airplane Exploration Concept at NASA / AMES Research Center*. The Mars Society, 2003.
- [63] David W. Hall, P. E. *Design, Development and Testing of Airplanes for Mars Exploration*. Aerospace Engineering Department, California Polytechnic State University, 2002.
- [64] Ravi Mala, MAEV Team Members. MAEV, Martian Airborne Exploration Vehicle. In: *Third Annual HEDS-UP Forum*. Houston, Texas: Lunar and Planetary Institute, 2000. Str. 135 – 153.
- [65] Andrew D. Simpson, Osamah A. Rawashdeh, Suzanne W. Smith, Jamey D. Jacob, William T. Smith, James E. Lumppp, Jr. *BIG BLUE: High-Altitude UAV Demonstrator of Mars Airplane Technology*. Lexington, Kentucky: University of Kentucky, 2005.
- [66] Daniel A. Reasor, Raymond P. LeBeau, Suzanne Weaver Smith, Jamey D. Jacob. *Flight Testing and Simulation of a Mars Aircraft Design Using Inflatable Wings*. AIAA, 2007.
- [67] Mark D. Guynn, Mark A. Croom, Stephen C. Smith, Robert W. Parks, Paul A. Gelhausen. *Evolution of a Mars Airplane Concept for the ARES Mars Scout Mission*. San Diego, California: AIAA, September 2003.
- [68] Dodi DeAnne Walker. *Preliminary Design, Flight Simulation, and Task Evaluation of a Mars Airplane*. Knoxville, Tennessee: University of Tennessee, 2008. Diplomová práce. University of Tennessee.
- [69] Anthony J. Colozza. *Preliminary Design of a Long-Endurance Mars Aircraft*. NASA, 1990.
- [70] Anthony J. Colozza, Geoffrey Landis, Valerie Lyons. *Overview of Innovative Aircraft Power and Propulsion Systems and Their Applications for Planetary Exploration*. NASA Glenn Research Center, 2003.
- [71] Andrew A. Gonzales, Lawrence G. Lemke. *An Aerial Vehicle Enhancement for Mars Exploration*.
- [72] Swiss Federal Institute of Technology Zurich. *Sky-Sailor Solar Powered Airplane Proved Continuous Flight*. Swiss Federal Institute of Technology Zurich, 2008.
- [73] Alan Hobbs, Ph.D., Stanley R. Herwitz, Ph.D. *Human Challenges in the Maintenance of Unmanned Aircraft Systems*. NASA, 2006.
- [74] *Euroavia students design Martian aerial vehicle* [online]. ESA. [vid. 25. 4. 2023]. Dostupné z: https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Exploration/Euroavia_students_design_Martian_aerial_vehicle
- [75] *Development of Mars Exploration Airplane* [online]. ADEL. [vid. 27. 4. 2023]. Dostupné z: <https://sites.google.com/khu.ac.kr/adel/researches/development-of-mars-exploration-airplane>
- [76] Y. Bar-Cohen, A. Colozza, M. Badescu, S. Sherrit, X. Bao. Biomimetic Flying Swarm of Entomopters for Mars Extreme Terrain Science Investigations. In: *Concepts and Approaches for Mars Exploration*. 2012
- [77] Patrick Egan. MLABs Bat Wing UAV Ornithopter Unveiled for Mission to Mars. In: *sUAS News* [online]. WordPress, 2013. [vid. 27. 4. 2023]. Dostupné z: <https://www.suasnews.com/2013/07/mlabs-bat-wing-uav-ornithopter-unveiled-for-mission-to-mars/>
- [78] Amanda Kooser. NASA looks into robot bees for Mars exploration. In: *CNET* [online]. CNET, 2018. [vid. 15. 4. 2023]. Dostupné z: <https://www.cnet.com/science/nasa-explores-mars-robot-bees-marsbees/>

- [79] L. A. Young, E. W. Aiken, V. Gulick, R. Mancinelli. *Rotorcraft as Mars Scouts*. NASA Ames Research Center, 2002.
- [80] John Aguirre, Vanesa Casado, Norella Chamie, GeCheng Zha, Ph.D. *Mars Intelligent Reconnaissance Aerial and Ground Explorer (MIRAGE)*. Reno, Nevada: AIAA, 2007.
- [81] Michel Lacerda, Dongjin Park, Robert Beard, Prof. Daniel Schrage. *IPLE Research – Conceptual Study. AE8900-SCH Special Problem*. Georgia: 2017.
- [82] *Airplane Proposed for Mars Survey on Centennial of Wright Brothers First Flight* [online]. © Copyright 2023 Malin Space Science Systems, San Diego, Ca. [vid. 21. 4. 2023]. Dostupné z: <https://www.msss.com/news/index.php?id=11>
- [83] *The Mother Goose Mission* [online]. Eisci. [vid. 27. 4. 2023]. Dostupné z: www.eisci.com/mothergoose/index.htm
- [84] Maddie Molloy. Albatross-inspired glider designed for Mars flight. In: *BBC News* [online]. BBC, 2022. [vid. 22. 4. 2023]. Dostupné z: <https://www.bbc.com/news/science-environment-62041095>
- [85] David Berger. *Preliminary Research Aerodynamic Design to Land on Mars* [online]. [vid. 22. 4. 2023]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20180004150/downloads/20180004150.pdf>
- [86] Eric Brothers. Airbus Perlan Mission II wraps up Season 4. In: *Aerospace Manufacturing and Design* [online]. GIE Media, 2019. [vid. 27. 4. 2023]. Dostupné z: <https://www.aerospacemanufacturinganddesign.com/news/airbus-perlan-mission-ii-wraps-season-4/>
- [87] *Taking Aerospace and climate Research to the Stratosphere* [online]. © 2022 The Perlan Project. [vid. 27. 4. 2023]. Dostupné z: <https://perlanproject.org/about/>
- [88] Fred Thomas, Judah Milgram. *Fundamentals of Sailplane Design*. 3rd ed. College Park, MD: College Park Press, 1999. ISBN 9780966955309.
- [89] Evropská agentura pro bezpečnost letectví. *Certifikační specifikace pro kluzáky a motorové kuzáky CS-22* [online]. Konsolidované znění. ÚCL, 2009. [vid. 16. 5. 2023]. Dostupné z: https://www.caa.cz/wp-content/uploads/2019/07/CS-22_konsolidovane_amdt_2_CZ.pdf?cb=dc567e0a5265bb80f313bb0005979c86
- [90] *History in Spacesuits* [online]. Japan Aerospace Exploration Agency ©. [vid. 20. 5. 2023]. Dostupné z: <https://humans-in-space.jaxa.jp/en/life/wear-in-space/history/>
- [91] Magda Králová. Skafandr. In: *Věda a technika v pozadí* [online]. Techmania Science Center o. p. s., Plzeň, 2007. [vid. 20. 5. 2023]. Dostupné z: <http://edu.techmania.cz/cs/veda-v-pozadi/699>
- [92] Daniel P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. 2nd ed. Washington D. C., USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992. ISBN 0-930403-51-7.
- [93] L. Keller, P. Dvořák, M. Grotz, K. Grotz, M. Mečiar, J. Hodan, J. Kroufek, R. Havelka, T. Janíček, A. Jelínek, M. Vecko, J. Šulc, D. Bartoš, P. Došel, O. Truska, J. Vanko. *Učebnice pilota 2013*. Cheb: Svět křídel, 2013. ISBN 978-80-87567-26-5.
- [94] Jan Roskam. *Airplane Design Part V: Component Weight Estimation*. Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985. ISBN 1884885551.
- [95] Vladimír Tichopád. *Letové výkony*. 3. vydání. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2001. ISBN 80-01-02339-7.
- [96] Darrol Stinton. *The Design of the Aeroplane*. Velká Británie: Granada Publishing, 1983. ISBN 0-632-01877-1.

9 Seznam použitých zkratek a symbolů

Al	hliník
AC	aerodynamický střed
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
AME	Airplane for Mars Exploration
Ar	argon
ARES	Aerial Regional-scale Environmental Survey
ARMaDA	Advanced Reconnaissance Martian Deployable Aircraft
BIG BLUE	Baseline Inflatable-wing Glider, Balloon-Launched Unmanned Experiment
CFD	computer fluid dynamics
CFJ	Co-Flow Jet
CO ₂	oxid uhličitý
CRATER	Cranfield Remote Aircraft for Technical Evaluation and Research
ČVUT	České vysoké učení technické
ESA	European Space Agency
GA	general aviation
GAC	Global Aerospace Corporation
HADD	High Altitude Deployment Demonstrator
JPL	Jet Propulsion Laboratory
kap.	kapitola
Li	lithium
LTA	lehčí než vzduch (lighter than air)
MAEV	Martian Airborne Exploration Vehicle
MAGE	Mars Aircraft for Geophysical Exploration
MAP	Mars Airplane Package
MAREA	Martial Aerial Research Euroavia Airplane
MARV	Martian Antonomous Rotary-wing Vehicle
MATADOR	Mars Advanced Technology Airplane for Deployment Operations and Recovery
MAVEN	Mars Atmosphere and Volatile Evolution
MGA	Mars Geoscience Aerobot
MRAMS	Mars Regional Atmospheric Modeling System
MSA	mezinárodní standardní atmosféra
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NB	neutrální bod
obr.	obrázek
PLA	polylaktid
Prandtl-M	Preliminary Research Aerodynamic Design to Land on Mars
SOP	svislá ocasní plocha
tab.	Tabulka
tzv.	takzvaně
UAV	bezpilotní letoun (unmanned aerial vehicle)
USA	Spojené státy americké
USAF	United States Air Force
UV	ultra violet
ÚCL	Úřad pro civilní letectví
VFR	let za viditelnosti
VOP	vodorovná ocasní plocha
VTOL	vertical take-off and landing
w	wing
ZC	zadní centráž

a	rychlost zvuku	m/s
b	rozpětí křídla	m
b _f	šířka trupu	m
b _{SAT}	střední aerodynamická tětíva	m
c	charakteristický rozměr, hloubka profilu	m
c _f	součinitel třecího odporu	
c _L	součinitel vztlaku	
c _D	součinitel odporu	
c _m	součinitel klopivého momentu	
c'	hloubka profilu křídla s vysunutou klapkou	m
D	odpor	N
e	Eulerovo číslo	
g	gravitační zrychlení	m/s ²
G	tíhová síla	N
H	výška	m, km, ft
h _f	výška trupu	m
K	klouzavost	
l	délka	m, cm
L	vztlak	N
L/D	klouzavost	
m	hmotnost	kg, g
m _E	prázdná hmotnost	
M	Machovo číslo	
MTOM	maximální vzletová hmotnost	kg
n	násobek	
p	tlak	Pa, hPa
q	dynamický tlak	kg/m ² s
R	interferenční faktor	
Re	Reynoldsovo číslo	
S	plocha křídla	m ²
S _{wet}	omocená plocha	m ²
T	teplota	°C, K
t _r	tloušťka kořenového profilu	m
U	rychlost poryvu	m/s
v	rychlost	m/s, km/h
v _A	návrhová obratová rychlost	km/h
v _B	návrhová rychlost poryvu	km/h
v _D	maximální návrhová rychlost	km/h
v _F	návrhová rychlost s vysunutými klapkami	km/h
v _{SF}	pádová rychlost s plně vysunutými klapkami	km/h
v _{S0}	pádová rychlost v přistávací konfiguraci	km/h
v _{S1}	pádová rychlost v cestovní konfiguraci	km/h
v _W	návrhová rychlost pro vzlet navijákem	km/h
V	objem	m ³
W/S	plošné zatížení	kg/m ² , daN/m

γ	úhel podélného sklonu dráhy letu	$^{\circ}$, rad
η	zúžení	
λ	šťíhlost	
μ	dynamická viskozita	kg/ms
ρ	hustota	kg/m ³
χ	úhel šípu	$^{\circ}$, rad

10 Seznam obrázků

OBRÁZEK 1 VIKING GAS EXCHANGE EXPERIMENT [3]	3
OBRÁZEK 2 VIKING LABELED RELEASE EXPERIMENT [4].....	3
OBRÁZEK 3 VIKING PYROLYTIC RELEASE EXPERIMENT [5].....	3
OBRÁZEK 4 MARS V OBDOBÍ LÉTA NA SEVERNÍ POLOKOULI [8].....	5
OBRÁZEK 5 VÝŠKOVÝ PROFIL MARSU [8]	5
OBRÁZEK 6 PŘÍTOMNOST METANU V ATMOSFÉŘE MARSU BĚHEM LÉTA NA SEVERNÍ POLOKOULI [14].....	7
OBRÁZEK 7 PRVNÍ BAREVNÝ SNÍMEK Z POVRCHU MARSU [15].....	7
OBRÁZEK 8 TEPLOTNÍ PROFIL ATMOSFÉRY [6].....	8
OBRÁZEK 9 PŘÍTOMNOST VODY NA SEVERNÍM PÓLU PLANETY [20]	9
OBRÁZEK 10 INGENUITY [32].....	11
OBRÁZEK 11 MSA NAMĚŘENÁ MISÍ VIKING 1 [37].....	14
OBRÁZEK 12 ZÁVISLOST TEPLoty NA VÝŠCE [39].....	14
OBRÁZEK 13 ZÁVISLOST TLAKU NA VÝŠCE [39].....	15
OBRÁZEK 14 ZÁVISLOST HUSTOTY NA VÝŠCE [39].....	15
OBRÁZEK 15 ZÁVISLOST KINEMATICKÉ VISKOZITY NA VÝŠCE [39]	16
OBRÁZEK 16 ZÁVISLOST MACHOVA A REYNOLDSOVA ČÍSLA [41]	17
OBRÁZEK 17 POLÁRA NACA 2412 PRO $RE = 60\ 000$ (MODRÁ) A $RE = 1\ 000\ 000$ (ZELENÁ).....	17
OBRÁZEK 18 STOUPAVÉ PROUDY PŘES PŘEKÁŽKU [42].....	18
OBRÁZEK 19 PROFIL VERTIKÁLNÍHO GRADIENTU HORIZONTÁLNÍHO VĚTRU V MEZNÍ VRSTVĚ [42]	19
OBRÁZEK 20 STŘIH VĚTRU NA ZÁVĚTRNÉ STRANĚ PŘEKÁŽKY [45].....	19
OBRÁZEK 21 RYCHLOST A VERTIKÁLNÍ GRADIENT VĚTRU V ZÁVISLOSTI NA VÝŠCE, NAMĚŘENÉ MRAMS V JEREZU CRATER [42].....	19
OBRÁZEK 22 SESTUP A ŘÍZENÝ LET BALONU [52].....	22
OBRÁZEK 23 STRATOSAIL [54]	23
OBRÁZEK 24 ŘEZ VAKUOVOU VZDUCHOLODÍ [56]	24
OBRÁZEK 25 MINI-SNIFFER 3 [58]	25
OBRÁZEK 26 MAGE [61].....	26
OBRÁZEK 27 ASTROPLANE [37].....	26
OBRÁZEK 28 CANYON FLYER [39].....	27
OBRÁZEK 29 MARSFLYER [39].....	28
OBRÁZEK 30 BIG BLUE II [65].....	28
OBRÁZEK 31 PROTOTYP BIG BLUE III [39].....	29
OBRÁZEK 32 VZTLAKOVÁ ČÁRA VYVÁŽENÉHO LETOUNU ARES-2 (PRO $M = 0,65$; $RE = 200\ 000$) [67]	29
OBRÁZEK 33 KONFIGURACE LETOUNU ARES-2 [67].....	30
OBRÁZEK 34 HADD [39].....	31
OBRÁZEK 35 MODEL LETOUNU NA SOLÁRNÍ POHON [70]	32
OBRÁZEK 36 MATADOR [39]	32
OBRÁZEK 37 SKY-SAILOR [72].....	33
OBRÁZEK 38 MINERVA [39].....	33
OBRÁZEK 39 ARMADA, MAREA A KLIMARS [74].....	34
OBRÁZEK 40 NÁVRH LETOUNU VĚDCŮ Z UNIVERZITY KYUNG HEE [39].....	34
OBRÁZEK 41 KONCEPT ENTOMOPTER [76]	35
OBRÁZEK 42 DELFLY II [39].....	35
OBRÁZEK 43 POROVNÁNÍ CFJ PROFILU S BĚŽNÝM PROFILEM [80].....	36
OBRÁZEK 44 HAN ROTORCRAFT [39].....	37
OBRÁZEK 45 DRUHÝ KONCEPT VTOL SURREY SPACE CENTER [39]	37
OBRÁZEK 46 HEXAKOPTÉRA [39].....	37
OBRÁZEK 47 MARS HOPPER [39].....	38
OBRÁZEK 48 VTOL DRON [39].....	38
OBRÁZEK 49 MARV [36].....	39
OBRÁZEK 50 PRVNÍ SKICI GTMARS [81].....	39

OBRÁZEK 51 KLUZÁK ARIZONSKÉ UNIVERZITY [42].....	40
OBRÁZEK 52 ORVILLE [39]	40
OBRÁZEK 53 KLUZÁK NASA AMES [39]	41
OBRÁZEK 54 MOTHER GOOSE KONCEPT [83]	41
OBRÁZEK 55 KLUZÁK NAVRŽENÝ K VYUŽITÍ DYNAMICKÉHO PLACHTĚNÍ [84]	42
OBRÁZEK 56 PRANDTL-M [85]	42
OBRÁZEK 57 PERLAN II [86]	43
OBRÁZEK 58 OBRATOVÁ OBÁLKA [89].....	46
OBRÁZEK 59 AERODYNAMICKÁ POLÁRA KONVENČNÍHO A LAMINÁRNÍHO PROFILU [92].....	49
OBRÁZEK 60 POROVNÁNÍ OPTIMÁLNÍHO PROFILU A JEHO MOMENTOVÝCH CHARAKTERISTIK PRO MARSOVSKÉ (ČERVENÁ) A ZEMSKÉ (MODRÁ) PODMÍNKY [46]	50
OBRÁZEK 61 POROVNÁNÍ OPTIMÁLNÍHO PROFILU A JEHO CHARAKTERISTIK PRO RŮZNÉ HODNOTY MACHOVA ČÍSLA [40].....	50
OBRÁZEK 62 E216.....	51
OBRÁZEK 63 POLÁRA A VZTLAKOVÁ ČÁRA ZVOLENÉHO PROFILU PRO $RE = 100\ 000$	51
OBRÁZEK 64 INDUKOVANÝ ODPOR V ZÁVISLOSTI NA ŠTÍHLOSTI KŘÍDLA PRO RŮZNÉ HODNOTY SOUČiniteLE VZTLAKU [92]	52
OBRÁZEK 65 ZÁVISLOST HMOTNOSTI NA PLOŠE KŘÍDLA	55
OBRÁZEK 66 ZÁVISLOST MAXIMÁLNÍ KLOUZAVOSTI KŘÍDLA NA PLOŠE	56
OBRÁZEK 67 ZÁVISLOST MAXIMÁLNÍ KLOUZAVOSTI KŘÍDLA NA ZÚŽENÍ.....	56
OBRÁZEK 68 ZÁVISLOST MAXIMÁLNÍ HMOTNOSTI A KLOUZAVOSTI KŘÍDLA NĚKOLIKA KONFIGURACÍ.....	57
OBRÁZEK 69 ZVOLENÁ KONFIGURACE S ČLOVĚKEM VEDLE TRUPU PRO POROVNÁNÍ ROZMĚRŮ.....	58
OBRÁZEK 70 HMOTOVÁ OBÁLKA	59
OBRÁZEK 71 ROZLOŽENÍ VZTLAKU PO ROZPĚTÍ.....	59
OBRÁZEK 72 VZTLAKOVÁ ČÁRA LETOUNU.....	60
OBRÁZEK 73 MOMENTOVÁ ČÁRA.....	62
OBRÁZEK 74 ODPOROVÁ ČÁRA	63
OBRÁZEK 75 AERODYNAMICKÁ POLÁRA.....	64
OBRÁZEK 76 ZÁVISLOST MAXIMÁLNÍ KLOUZAVOSTI NA ÚHLU NÁBĚHU.....	65
OBRÁZEK 77 RYCHLOSTNÍ POLÁRA	66
OBRÁZEK 78 LETOVÁ OBÁLKA.....	67

11 Seznam tabulek

TABULKA 1 SLOŽENÍ ATMOSFÉRY ZEMĚ A MARSU [34].....	12
TABULKA 2 SROVNÁNÍ VLASTNOSTÍ ATMOSFÉRY MARSU A ZEMĚ [36]	12
TABULKA 3 ROČNÍ OBDOBÍ [17].....	13
TABULKA 4 GEOMETRICKÉ PARAMETRY LETOUNU ARES-2 [67]	30
TABULKA 5 LETOVÉ VÝKONY LETOUNU ARES-2 [67]	31
TABULKA 6 KONCEPČNÍ NÁVRHY ASOCIACE STUDENTŮ LETECTVÍ [39].....	34
TABULKA 7 PROVOZNÍ NÁSOBKY ZATÍŽENÍ PŘI OBRATECH [89]	45
TABULKA 8 FYZIKÁLNÍ VLASTNOSTI VYBRANÝCH VLÁKEN [39].....	47
TABULKA 9 CHARAKTERISTIKY OPTIMÁLNÍCH PROFILŮ PRO RŮZNÁ REYNOLDSOVA ČÍSLA [46]	50
TABULKA 10 CHARAKTERISTIKY OPTIMÁLNÍCH PROFILŮ PRO RŮZNÁ MACHOVA ČÍSLA PŘI RE = 10 ⁵ [40].....	50
TABULKA 11 POMĚRNÉ HMOTNOSTI ČÁSTÍ LETADLA [96].....	53
TABULKA 12 PARAMETRY UVAŽOVANÝCH KONFIGURACÍ	55
TABULKA 13 PARAMETRY KŘÍDLA	57
TABULKA 14 PARAMETRY VOP	57
TABULKA 15 PARAMETRY SOP	58
TABULKA 16 PARAMETRY TRUPU	58
TABULKA 17 SROVNÁNÍ POMĚRNÝCH HMOTNOSTÍ KONSTRUKCE	59
TABULKA 18 ZÁKLADNÍ ÚDAJE VZTLAKOVÉ ČÁRY.....	61
TABULKA 19 PARAMETRY LETOVÉ OBÁLKY	67

12 Seznam příloh

Příloha 1 Parametry letounů navržených na Mars

Příloha 2 Závislost maximálního součinitele vztlaku na Reynoldsově čísle pro uvažované profily

Příloha 3 Muška navrženého letounu

13 Použitý software

MS Excel

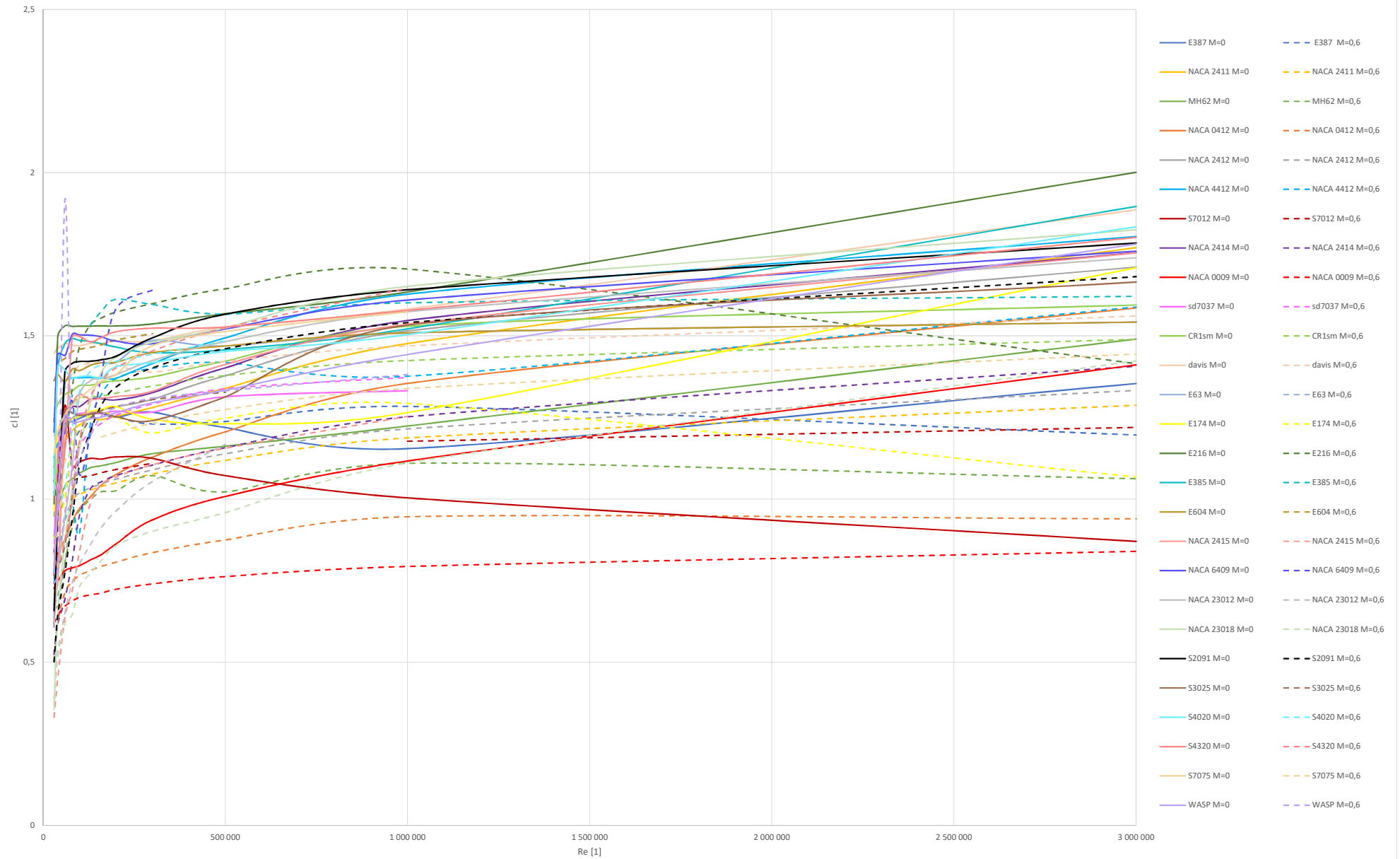
XFLR5

OpenVSP

Příloha 1

letadlo	hmotnost [kg]	plocha křídla [m ²]	rozpětí [m]	plošné zatížení [kg/m ²]	štíhlost křídla [1]	zúžení křídla[1]	klouzavost [-]	profil křídla	zdroj
Mini-Sniffer			5,5 a 6,7						[59]
MAGE	135		9,75						[60]
Astroplane	300	20	21	15,00	22,05	0,95		Eppler	[37]
Canon Flyer	20	0,77	2,2	9,09	6,29		12		[39]
MarsFlyer	13,5	0,63	1,562	21,43	3,87	0,95			[39]
Mars Flyer NASA-731	18 až 32	0,77	2,56	7,03 až 11,72	8,51	0,6			[62, 63]
MAP raketový	21,6	0,67	1,73	32,24	4,47	0,9			[39, 67]
MAEV	81	36,59	30,5	2,21	25,42	1		MH62	[64]
BIG BLUE I	3,825 až 5,61	0,51	1,82	7,5 až 11	6,49	1	23	DAE11, DAE31, E387, E398, S7012	[39, 65, 66]
ARES-1		7,11	6,33		5,64	0,6		ss1e, ss1f	[67]
ARES-2	175	7	6,25	25,00	5,58	0,6	13,4 až 14,4	ss1b, ss1e, ss1f	[67]
Argo VII	164	7,34	6,66	22,34	6,04	0,2	13,4 až 14,1	sd7037	[68]
solární NASA-Lockheed	1450	405	128	3,58	40,45	1	44,54		[69, 70]
Sky-Sailor	2,4	0,776	3,2	3,09	13,20	1			[72]
Minerva	141,5	6,675	6,18	21,20	5,72				[39]
CRATER	63,88	2,82	4,017	22,65	5,72				[39]
ARMaDA	63		8						[39, 74]
MAREA	50		8,8						[39, 74]
KLIMars	122		6						[39, 74]
Kyung Hee	75		7,75					ss1f, OPT1 a OPT2	[39, 75]
kluzák pro dynamické plachtění	5		3,35						[42]
Kitty Hawk	135		9,75						[82]
Orville 731A		1,12	3,66		11,96				[62]
kluzák NASA Ames	18	0,371	1,06	48,52	3,03	1			[39]
arizonský kluzák pro dynamické plachtění		0,51	3,35		22	0,6			[84]
Prandtl-m	1,5		0,6						[85]

DelFly	0,017		0,35						[39]
Marsbees	0,000214	0,00825		0,03					[39, 78]
MIRAGE	490	6	4,8	81,67	3,84		11,56	Zha CFJ 11425-065-196	[80]
Mars Hopper	200		8,5						[39]
MASSIVA	15	6	8,5	2,50	12,04				[39]
Halcyon	25	8,23	8,56	3,04	8,90				[39]
Hyperion	25	8,23	8,56	3,04	8,90				[39]



Příloha 3

