

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ



Srovnání návratových kosmických těles

Jakub Kopečný

Praha 2019

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Kopečný** Jméno: **Jakub** Osobní číslo: **466718**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**
Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Srovnání návratových kosmických těles

Název bakalářské práce anglicky:

Comparison of entry vehicles

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování práce proveďte:

- 1) Vytvořte souhrn otestovaných (a vybraných plánovaných) kosmických těles určených pro vstup do atmosféry, pilotovaných i nepilotovaných, pozemských i planetárních.
- 2) Vyhodnoťte a srovnajte jejich tvar, hmotnost, druh tepelné ochrany a další parametry.

Práce má rešeršní charakter

Seznam doporučené literatury:

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D., ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání bakalářské práce: **30.04.2019**

Termín odevzdání bakalářské práce: **02.08.2019**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

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

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

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci s názvem: „Srovnání návratových kosmických těles“ vypracoval samostatně pod vedením pana Mgr. Jaroslava Kousala, Ph.D. s použitím literatury uvedené na konci mé bakalářské práce v seznamu použité literatury.

V Praze dne

.....

Jakub Kopečný

Poděkování

V první řadě bych chtěl poděkovat panu Mgr. Jaroslavu Kousalovi, Ph.D za vedení, a konzultace k mé bakalářské práci a pomoc s odborným překladem. Dále bych chtěl poděkovat rodičům za celoživotní podporu. Také bych chtěl poděkovat Vojtovi Zeidlerovi za probírání nových poznatků z kosmonautiky.

Anotace

Bakalářská práce se zabývá atmosférickým vstupem kosmických těles. Cílem této práce bylo vytvořit přehled kosmických těles, u kterých vznikl aerodynamický ohřev během průletu atmosférou. V přehledu těles jsou uvedeny základní parametry, jako jsou typ tělesa, tepelná ochrana, vstupní rychlost, hmotnost, rozměry a planeta, do které těleso vstoupilo.

Klíčová slova

Návratová tělesa, aerodynamický ohřev, tepelná ochrana

Abstract

Bachelor thesis deals with an atmospheric entry of space vehicles. The aim of this thesis was to create an overview of space vehicles in which aerodynamic heating was created during passing through the atmosphere. The vehicles overview is composed by basic parameters such as type of entry vehicle, thermal protection system, entry speed, weight, dimensions, and the planet the body entered.

Keywords

Reentry vehicles, entry heating, thermal protection system

Obsah

ÚVOD	11
1. TEORETICKÁ ČÁST	14
1.1. VSTUP DO ATMOSFÉRY	14
1.1.1. Typy těles	14
1.1.2. Aerodynamický ohřev	16
1.1.3. Tepelná ochrana (TPS).....	17
1.1.4. Trajektorie	25
1.1.5. Přechod na sestup	26
1.2. SESTUP	27
1.2.1. Padákový sestup	27
1.2.2. Motorický sestup	27
1.2.3. Ostatní sestupy	27
1.3. PŘISTÁVÁNÍ	28
1.3.1. Přistávací nohy	28
1.3.2. Airbagy.....	28
1.4. CÍLOVÁ TĚLESA.....	29
1.4.1. Země.....	29
1.4.2. Venuše.....	32
1.4.3. Mars.....	33
1.4.4. Jupiter	33
1.4.5. Titan	33
2. PRAKTICKÁ ČÁST	34
2.1. PŘEHLED TĚLES.....	34
2.1.1. Kapsle.....	34
2.1.2. Vztlaková tělesa	45
2.1.3. Křídlatý stroj	47
2.1.4. Nerealizované projekty	49
ZÁVĚR	52

Seznam obrázků

Obrázek 1 Příprava rakety V-2 na test [3].....	12
Obrázek 2 70°, 60°, 45 °sférický kužel a Apollo [1].....	15
Obrázek 3 Ukázka křídla s úhlem 5° [7]	16
Obrázek 4 Rázová vlna vznikající před Gemini [2]	17
Obrázek 5 Charakteristika opakovatelně použitelných materiálů [10]	19
Obrázek 6 Rozložení TPS na Space Shuttle [17]	21
Obrázek 7 Charakteristika ablativních materiálů [10].....	22
Obrázek 8 Schématické znázornění trajektorie, (a) vzdálenost LEO a poloměr země a (b) notace pro analýzu trajektorie [2]	25
Obrázek 9 Schematicky znázorněné trajektorie, (a) balistická, (b) vztlková a (c) vztlková, více fázová [2].....	26
Obrázek 10 Popis atmosféry Země [2]	29
Obrázek 11 Standartní atmosférická teplota do 100 km [2].....	30
Obrázek 12 Standartní hustotní poměr atmosféry s exponenciální aproximací s $H = 7,16$ km [2]	32
Obrázek 13 Návrhové kapsle Mercury [24]	34
Obrázek 14 Discovery 1 [26].....	34
Obrázek 15 Sonda Venera [28]	35
Obrázek 16 Návrhové kapsle Jurija Gagarina [31].....	35
Obrázek 17 Gemini 6 [32]	35
Obrázek 18 Kapsle Sojuz po přistání [34].....	36
Obrázek 19 Apollo 11 po přistání [37]	36
Obrázek 20 Mars 1 [38].....	36
Obrázek 21 Návrh kapsle FSW [39].....	37
Obrázek 22 Kapsle Raduga [40].....	37
Obrázek 23 Viking [41]	37
Obrázek 24 Umělecký náčrt kapsle Pioneer [42]	38
Obrázek 25 Vega 1 [43].....	38
Obrázek 26 Umělecký náčrt kapsle Galileo [44]	38
Obrázek 27 Umělecký náčrt OREXu [36].....	39
Obrázek 28 Kapsle pro Mars Pathfinder [45].....	39
Obrázek 29 Umělecký náčrt tělesa Mirka [46]	39
Obrázek 30 Umělecký náčrt Huygens [47].....	40
Obrázek 31 Umělecký náčrt ARD [49].....	40
Obrázek 32 Návrhové kapsle Šen-čou [51]	40
Obrázek 33 Kapsle Deep Space 2 [52]	41
Obrázek 34 Návrhové kapsle Stardust po přistání [53]	41
Obrázek 35 Kapsle Genesis během návratu [54].....	41
Obrázek 36 Umělecký náčrt kapsle Beagle [36].....	42
Obrázek 37 Příprava kapsle pro MER [55]	42
Obrázek 38 Návrhové kapsle SRE [57].....	42
Obrázek 39 Replika kapsle Hayabusa [59].....	43
Obrázek 40 Kapsle Dragon po přistání [61].....	43
Obrázek 41 Gayagaan během sestupu [63]	43
Obrázek 42 Umělecký náčrt Orionu [65].....	44
Obrázek 43 Kapsle Boeing CST - 100 [66].....	44
Obrázek 44 ASSET [67].....	45
Obrázek 45 Martin X-23 Prime [68]	45
Obrázek 46 Umělecký náčrt IXV [7].....	46
Obrázek 47 Umělecký náčrt Dream Chaser Cargo [70]	46

Obrázek 48 Space Shuttle při startu (72).....	47
Obrázek 49 Bor 4 [74]	47
Obrázek 50 Bor 5 [75]	47
Obrázek 51 Buran (77)	48
Obrázek 52 Boeing X-37 [78]	48
Obrázek 53 Umělecký nákres X-20 [80]	49
Obrázek 54 Umělecké zpracování kapsle Shuguang [81]	49
Obrázek 55 Umělecký nákres Hotalu [82].....	49
Obrázek 56 Umělecký nákres HOPE-X [84]	50
Obrázek 57 Návrh tělesa Hermes [85]	50
Obrázek 58 X-38 [86].....	50
Obrázek 59 Grafické znázornění Klipera [87]	51
Obrázek 60 Dream Chaser [88].....	51

Seznam tabulek

Tabulka 1 Parametry Mercury [22, 23]	34
Tabulka 2 Parametry Discoverer [25]	34
Tabulka 3 Parametry Venera [27]	35
Tabulka 4 Parametry Vostok [29,30]	35
Tabulka 5 Parametry Gemini [17, 23, 32]	35
Tabulka 6 Parametry Sojuz [17, 23, 33]	36
Tabulka 7 Parametry Apollo [23, 35, 36]	36
Tabulka 8 Parametry Mars [27]	36
Tabulka 9 Parametry Fanhui Shi Weixing [39]	37
Tabulka 10 Parametry Raduga [40]	37
Tabulka 11 Parametry Viking [36]	37
Tabulka 12 Parametry Pioneer [36]	38
Tabulka 13 Parametry Vega [27]	38
Tabulka 14 Parametry Galileo [36]	38
Tabulka 15 Parametry OREX [36]	39
Tabulka 16 Parametry Mars Pathfinder [36]	39
Tabulka 17 Parametry Mirka [36]	39
Tabulka 18 Parametry Hueygens [36]	40
Tabulka 19 Parametry ARD [48]	40
Tabulka 20 Parametry Šen-čou [23, 50]	40
Tabulka 21 Parametry DEEP SPACE 2 [36]	41
Tabulka 22 Parametry Stardust [36]	41
Tabulka 23 Parametry Genesis [36]	41
Tabulka 24 Parametry Beagle [36]	42
Tabulka 25 Parametry Mars Eploration Rover [36]	42
Tabulka 26 Parametry Space capsule recovery experiment [56]	42
Tabulka 27 Parametry Hayabusa [58]	43
Tabulka 28 Parametry Dragon [60]	43
Tabulka 29 Parametry ISRO Orbital vehicle (Gagayaan) [62]	43
Tabulka 30 Parametry Orion [64]	44
Tabulka 31 Parametry Boeing CST – 100 [66]	44
Tabulka 32 Parametry ASSET [67]	45
Tabulka 33 Parametry Martin X-24 Prime [68]	45
Tabulka 34 Parametry IXV [69]	46
Tabulka 35 Parametry Dream Chaser Cargo [70]	46
Tabulka 36 Parametry Space Shuttle [71]	47
Tabulka 37 Parametry Bor 4 [73]	47
Tabulka 38 Parametry Bor 5 [75]	47
Tabulka 39 Parametry Buran [76]	48
Tabulka 40 Parametry Boeing X-37 [78]	48
Tabulka 41 Parametry Boeing X-20 (Dynosoar) [79]	49
Tabulka 42 Parametry Shuguang [81]	49
Tabulka 43 Parametry Hotol [82]	49
Tabulka 44 Parametry HOPE-X [83]	50
Tabulka 45 Parametry Hermes [85]	50
Tabulka 46 Parametry X-38 [86]	50
Tabulka 47 Parametry Kliper [87]	51
Tabulka 48 Parametry Dream Chaser [88]	51

Seznam grafů

Graf 1 Srovnání tepelných ochran a počet typů těles	52
Graf 2 Srovnání cílových těles a počet typů těles	53
Graf 3 Srovnání hmotnosti těles a počet typů těles	54
Graf 4 Srovnání vstupní rychlosti a počet typů těles.....	54

Seznam použitých symbolů

C_D	[-]	Odporový koeficient
C_L	[-]	Vztlakový koeficient
D	[N]	Aerodynamický odpor
G	$[m^3/kg \cdot s^2]$	Gravitační konstanta
g	$[m/s^2]$	Gravitační zrychlení
H	[km]	Výšková škála (Scale Height)
K	$[J \cdot K^{-1}]$	Boltzmanova konstanta
k	$[kg^{0.5}/m]$	Konstanta
L	[N]	Aerodynamický vztlak
m	[kg]	Hmotnost molekul
m_e	[kg]	Hmotnost Země
r	[km]	Poloměr Země
r_{nose}	[m]	Radius nosu
S	$[m^2]$	Obsah
T	[K]	Teplota
v	[m/s]	Rychlost
q_{conv}	$[kg/s^3]$	Konvekční tepelný tok stagnačního bodu
ρ	$[kg/m^3]$	Hustota
σ	[-]	Hustotní poměr

Seznam použitých zkratk

<i>AFRSI</i>	Pružně opakovatelně použitelné desky s povrchovou izolací
<i>FRSI</i>	Vláknité žáruvzdorné kompozitní izolační dlaždice
<i>HRSI</i>	Vysokoteplotní znovu použitelné povrchové izolační dlaždice
<i>LEO</i>	Nízká oběžná dráha
<i>LRSI</i>	Nízko teplotní dlaždice pro povrchovou izolaci
<i>PICA</i>	Uhlíkový ablator plněný fenolovou pryskyřicí
<i>RCC</i>	Vyztužený uhlík-uhlík
<i>SIRCA</i>	Keramický ablator plněný silikonovým kaučukem
<i>SLA</i>	Super lehký ablator
<i>TPS</i>	Tepelná ochrana
<i>WTPS</i>	Tkaný systém tepelné ochrany

Úvod

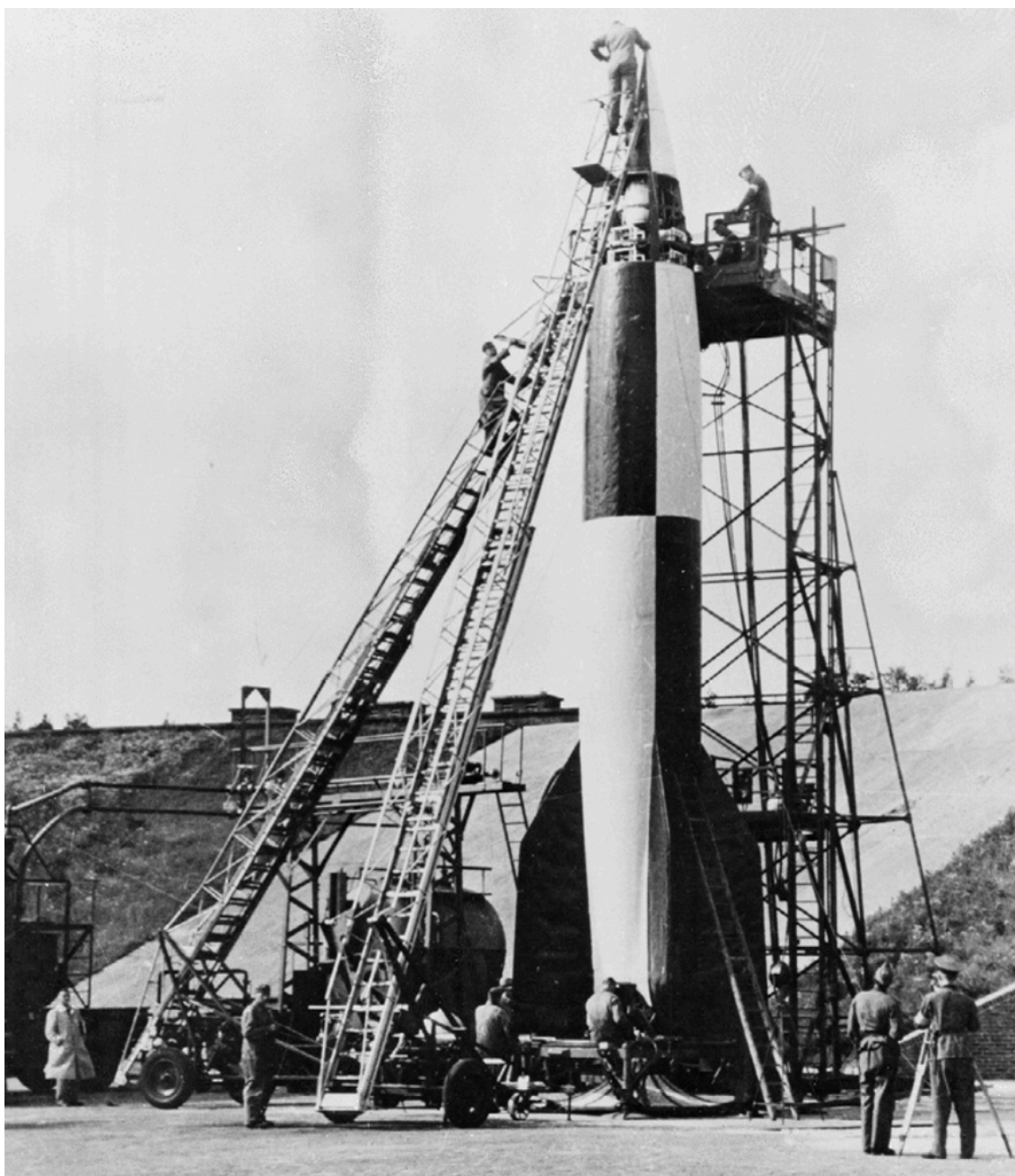
Jedna z nejdůležitějších částí kosmické mise je úspěšný průlet atmosférou cílové planety a bezpečný návrat na Zemi. To platí pro pilotované i nepilotované lety. V historii kosmonautiky jsme vstoupili do atmosfér Venuše, Země, Marsu, Jupiteru, Titanu a Měsíc, ale posledním tělesem se nebudeme zabývat, protože nemá dostatečně hustou atmosféru na to, aby vznikl efekt aerodynamického ohřevu. [1,2]

Existuje nespočet technologií, které jsou zapotřebí pro úspěšné vrácení tělesa na Zemi a průchody do atmosfér jiných planet. Proletět k povrchu planety je zásadní výzvou. Vývoj tohoto odvětví sahá přinejmenším až do práce Waltera Hohmanna a Eugena Sanguera v Německu ve dvacátých letech minulého století. V padesátých letech 20. století udělala NASA průkopnický objev, když vynalezla tupé těleso a ablativní ochranu. Většina návrhů na družice před rokem 1957 se vyhnula obtížnému návratu. Práce na řešení problému kosmického letu začaly být více zřejmými, že návratová fáze představuje významný krok v kosmickém letu. Následovalo experimentování, které umožnilo lépe pochopit aerodynamický ohřev při vývoji balistických raket v 50. letech 20. století. [3]

V té době dominovaly tři přístupy. Prvním konceptem byla jímka, která se snažila rychle přesunout z vesmíru přes horní atmosféru. Chladič, obvykle měď nebo beryllium, by jednoduše absorboval teplo. Přehřátí se nakonec ukázalo jako velký problém a od jímek se rychle opustilo. Druhý koncept byl prosazovaný Wernherem von Braunem a jeho týmem. Navrhli cirkulaci tekutiny skrze plášť kosmického tělesa (spacecraft skin), aby se vstřebalo teplo při návratu. Při vývoji zjistili, že neexistuje způsob, jak by se teplo absorbovalo, aniž by poškodilo těleso, či zabilo posádku. Oba dva koncepty ustoupily před konceptem tupého tělesa a ablativní ochrany Juliana Allena a Alfreda Eggerse, kteří zásadním způsobem změnili průběh výzkumu kosmických letů (z Amerického pohledu). [3]

Hlavice vyvinuté pro balistické rakety během studené války vedly přímo ke kapslím, které umožnily návrat z kosmických cest. Je potřeba si uvědomit, že požadavky na balistické rakety z hlediska bezpečnosti, nejsou tak přísné jak pro kapsle s posádkou. Až v nedávné minulosti začala NASA sledovat koncept okřídleného stroje s opakovatelným použitím a odhodit tak balistický model. [3]

První úspěšné starty raket byly ve třicátých letech v Německé armádě, kde pracovalo mnoho inženýrů z Verein für Raumschiffahrt. Raketa V-2 byla v roce 1944 použita v agresi proti Londýnu. Nemuseli se příliš obávat o aerodynamický ohřev, protože raketa dosáhla výšky 80 až 90 km. V-2 se stala po druhé světové válce základem pro kosmonautiku. [3]



Obrázek 1 Příprava rakety V-2 na test [3]

Nejdůležitějšími efekty při vstupu do atmosféry je aerodynamický ohřev a celkové přetížení. Než dojde k pokusu o prozkoumání povrchu určité planety, musí být předem shromážděno dostatečné množství údajů o planetě, aby se prokázalo, že

potenciální přínosy takového zkoumání jsou dostatečné velké, aby odůvodňovaly nejen obrovské náklady, ale i ohrožení lidských životů. Před nástupem posádkového letu je vyslán určitý počet průzkumných sond ke sběru dat o planetě. Sbírají se údaje jako gravitační zrychlení, magnetické pole, atmosférické vlastnosti (teplota, hustota atmosféry, větry). [3]

Vztlak a odpor mají hlavní vliv na aerodynamický ohřev a vstupní trajektorii. Tyto síly se obvykle vyjadřují pomocí koeficientů

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_D \cdot S \cdot v^2 ,$$

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_L \cdot S \cdot v^2 ,$$

kde ρ je hustota atmosférického volného proudu, v je velikost rychlosti tělesa, S záleží na geometrii vozidla. Koeficienty C_D a C_L závisí na konfiguraci tělesa, úhlu náběhu, úhlu natočení a Machově čísle atd. [1, 2]

Celý proces návratu se skládá ze tří částí, a to vstupem do atmosféry, sestupem a přistáním. My se budeme primárně zabývat vstupem do atmosféry, ale okrajově se zmíníme i o ostatních fázích.

1. Teoretická část

1.1. Vstup do atmosféry

Vstupní fáze musí rozptýlit většinu kinetické energie vnikajícího tělesa. Relativní rychlost by se měla pohybovat mezi 4 km/s pro Mars a 47,4 km/s pro plynové obry (Jupiter, Saturn, Neptun, Uran). Brzdné systémy jako jsou padáky a airbagy, fungují při mnohem menších rychlostech. Tvar tělesa je navržený tak, aby usnadňoval řízený rozptyl kinetické energie prostřednictvím aerodynamického tvaru a hmotnosti tělesa. Tato fáze bývá většinou neřízená. [1]

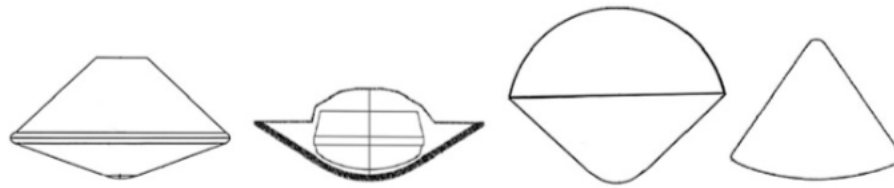
1.1.1. Typy těles

I) Kapsle

Nejčastějším tvarem návratových těles jsou tělesa s tupým nosem, neboli kapsle. V širším slova smyslu se jedná o konstrukci tvořenou velkým tepelným štítem, který chrání menší kabinu posádky nebo užitečné zatížení. Kapsle je z geometrického hlediska osově symetrické těleso, buď úplná koule nebo sférická část, která se potom sbíhá do kuželovitého tvaru. Statická stabilita tělesa je zajištěna, pokud bude těžiště tělesa před efektivním působením tlaku. Geometrie tepelného štítu produkuje velké množství aerodynamického odporu, které zpomaluje těleso. Můžeme rozlišovat dva typy kapslí, a to kapsle bez vztlaku a kapsle se vztlakem. [1, 4]

Kapsle bez vztlaku nevytváří výrazný vztlakový efekt. Těžiště mají v ose symetrie a jsou vhodná pro balistické trajektorie. Kapsle se vztlakem si vysvětlíme na příkladu Apollo. Apollo mělo odsazené těžiště od osy symetrie, což umožňovalo při návratu získat větší poměr L/D (0,35). Vstupovalo do atmosféry při úhlu -27° , čímž získalo nezanedbatelný vztlak. Jelikož se Apollo vracelo rychlostí 11 km/s, tak bylo nemožné, aby vstoupilo po balistické trajektorii, jelikož by celkové přetížení přesáhlo maximální

hodnotu pro lidský organismus. Díky vyosení těžiště získalo Apollo vlastnosti vztlakových těles. [1, 4]



Obrázek 2 70°, 60°, 45 °sférický kužel a Apollo [1]

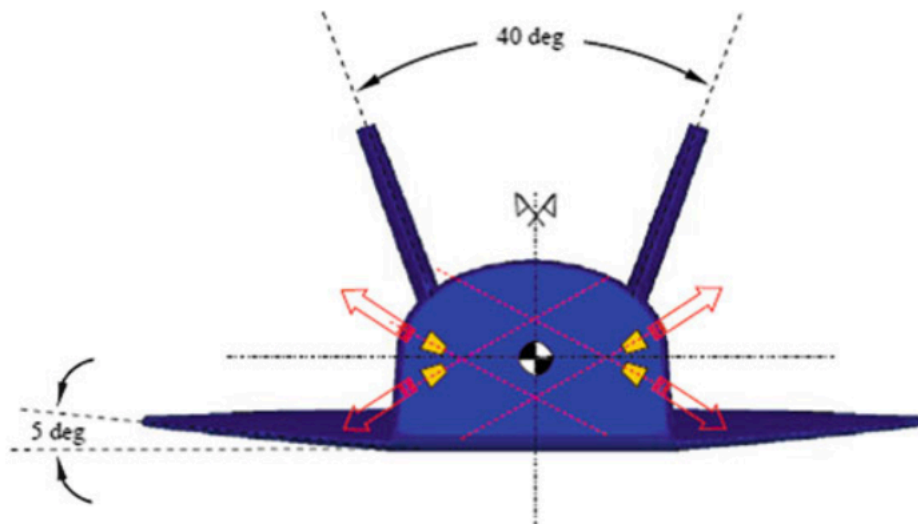
II) Vztlakové těleso

Vztlakové těleso je uspořádání s pevným křídlem nebo kosmickou lodí, kde samotný trup tělesa produkuje vztlak. Křídla se využívají pouze pro stabilizační a řídicí účinky. Koncept vztlakového tělesa byl ideální pro ISS, kdy se mohlo kdykoli odpojit a po průchodu atmosférou klouzat tisíce kilometrů až do místa přistání. [5, 6]

Vztlaková tělesa byla hlavní oblastí výzkumu v 60. a 70. letech minulého století, kdy se chtělo vybudovat malé a lehké kosmické lodi s posádkou. Hlavní myšlenkou bylo, že vztlakové těleso vstoupí do atmosféry a přistane jako letadlo. Výhodou vztlakových těles od kapslí je, že mohou manévrovat při průletu atmosférou a svým způsobem si určit místo přistání. Preferuje se místo přistání co nejbliže k místu startu, aby se snížily náklady. Největší vliv na přistání má počasí, ale většina letišť nemá dostatečné dlouhé přistávací dráhy pro hypersonické rychlosti, takže se místo přistání musí pečlivě zvážit před vstupem do atmosféry. [5, 6]

III) Křídlatý stroj

Využívá dvoukřídle uspořádání křídel a delta křídlo pro dosažení nejefektivnějšího letu během hypersonické rychlosti a zároveň poskytuje dobrý poměr L/D. Trup je navrhnout tak, aby byl dostatečně široký pro všechny subsystemy tělesa. Velikost a umístění křídel byly po mnoha studiích umístěny tak, aby zlepšily aerodynamiku tělesa, zajistily statickou stabilitu a ovladatelnost během letu. [7, 8]

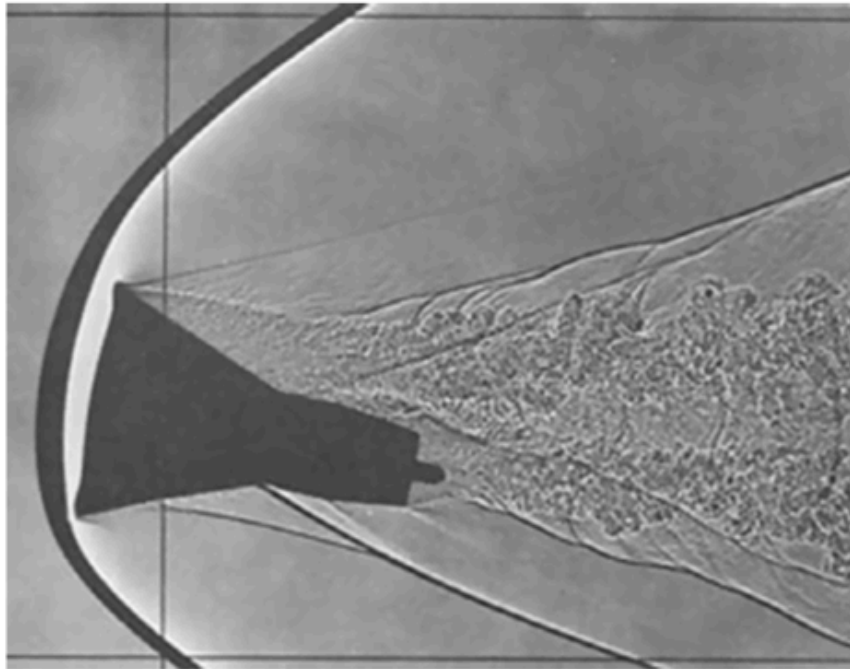


Obrázek 3 Ukázka křídla s úhlem 5° [7]

Space Shuttle využívá orbitální manévrovací systémy (motory) k opuštění LEO a vstupu do atmosféry. Pro manévrování v atmosféře využívá motory pro řízení reakcí. Vstupuje do atmosféry pod vysokým úhlem náběhu (attack angle), asi 30°. Tento vysoký úhel náběhu se používá k nasměrování většiny aerodynamického ohřevu na spodní stranu raketoplánu, kde je raketoplán nejvíce chráněn proti aerodynamickému ohřevu. Pro zvýšení stability tělesa v podélném směru má křídlo úhel 5°, jak je vidět na obrázku 3. Křídla mají také vysoký poměr délky k šířce, aby se minimalizovalo aerodynamické namáhání křídel. [7, 8]

1.1.2. Aerodynamický ohřev

Během vstupní fáze je kinetická energie přeměněna na tepelnou energii. K tomu dochází hlavně v rázové vlně vznikající před tělesem, jak je znázorněno na obrázku 4. Z tohoto důvodu jsou vstupní tělesa konstruována s tupými nosy, aby se zajistilo, že rázová vlna odstoupí od tělesa. [2]



Obrázek 4 Rázová vlna vznikající před Gemini [2]

Průchod kosmického tělesa ohřívá atmosféru adiabatickou kompresí rázové vlny. Jak atmosférický plyn prochází rázovou vlnou, jeho teplota narůstá a rychlost tělesa klesá. Tento horký plyn teče kolem tělesa a může přenášet energii do tepelné ochrany. Tepelná ochrana je provedena tepelným štítem, který je vystaven konvekčnímu přenosu tepla v důsledku tření hraniční vrstvy a přenosu radiačního tepla z vrstvy horkého plynu mezi rázovou vlnou a povrchem tepelného štítu. Konvekční tepelný tok stagnačního bodu může být vyjádřen z rovnice

$$q_{conv} = k \cdot \sqrt{\frac{\rho}{r_{nose}}} \cdot V^3 ,$$

kde ρ je hustota volného proudu, r_{nose} je radius nosu a V^3 je rychlost letu. Konstanta k ($kg^{0,5}/m$) je různá podle atmosfér planet, pro Zemi má hodnotu $1,762 \times 10^{-4}$. [1,2]

1.1.3. Tepelná ochrana (TPS)

Všechny systémy tepelné ochrany používají materiál, který minimalizuje vedení tepla do vstupního tělesa. Kombinují se materiály s nízkou tepelnou vodivostí, vysokou tepelnou kapacitou a endotermické reakce v různých poměrech. Křemenné dlaždice

používané na Space Shuttle se spoléhají výhradně na nízkou vodivost a vysokou tepelnou kapacitu. Protože při vstupu nedegradují, tak mohou být použity vícekrát. Jiné materiály působí jako izolátory, dokud se nedosáhne specifického tepelného toku, kdy začnou ablaci a dojde k rozptýlení energie. Pokud je ablace příliš rychlá, tepelný štít se stává méně účinným. [1]

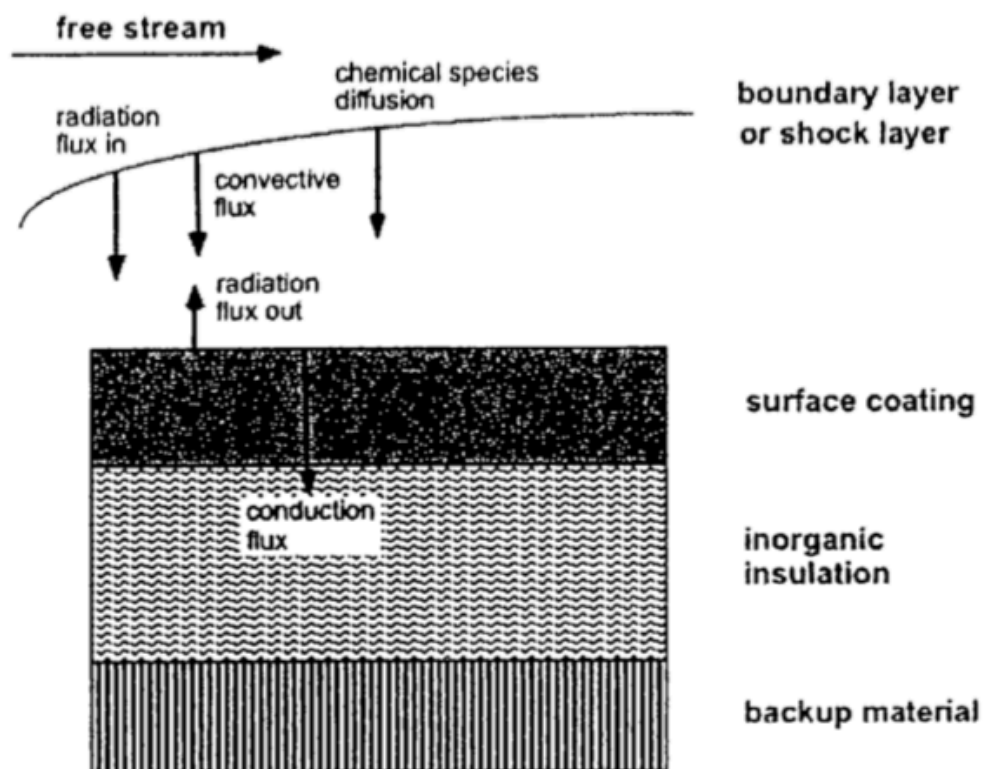
Vývoj tepelné ochrany lze vysledovat ve dvou směrech během druhé světové války. Ve vývoji německé rakety V-2 a atomové bomby v USA. Výsledná schopnost balistických raket s jadernou špičkou se stala primárním strategickým cílem armád USA a S.S.S.R. po druhé světové válce. TPS byla pro tyto rakety klíčovou technologií, protože bez účinné tepelné ochrany by hlavice nebyly schopny přežít aerodynamický ohřev během sestupu z mezikontinentální trajektorie. Raketové konstrukce měly ostré špičaté nosy a během vstupu selhávaly z důvodu nedostatku vhodného materiálu TPS a vysokého tepelného zatížení. Zlom nastal po dvou inovacích, kdy první inovaci navrhl H. Julian Allen. Sestávala se z kontra-intuitivního tupého tělesa, kde velká část tepelného zatížení byla odkloněna od tělesa přes silnou přídřovou rázovou vlnu. Druhou inovací byla ablativní tepelná ochrana, která chrání těleso pomocí termo-chemických jevů. Výzva Kennedyho k lunární misi s lidskou posádkou vedla k masivnímu nárůstu financování vývoje ablativní tepelné ochrany (z Amerického pohledu). [3, 9]

Materiály na bázi uhlíku nebo oxidu křemičitého sycené fenolovými pryskyřicemi se ukázaly jako nejvhodnější materiál. Ukázalo se, že kompozity na bázi oxidu křemičitého jsou účinnější při nižších tepelných tocích a kompozity na bázi uhlíku, s výrazně vyšší teplotní schopností, jsou vhodnější pro vyšší tepelné toky. V 70. letech vývoj ablativní ochrany poklesl a NASA se zaměřilo na program Space Shuttle, který byl navržen jako opakovaně použitelný systém, včetně TPS. I přesto stále kladla důraz na ablativní systém pro robotické mise jako Galileo, Pioneer nebo Viking, ale již vyzkoumané materiály na tyto mise stačily. [3, 9]

V 90. letech NASA zainvestovala do nových ablatorů. A to do uhlíkového ablatoru plněným fenolovou pryskyřicí (PICA) a keramického ablatoru plněným silikonovým kaučukem. (SIRCA). Kromě toho, jako vývoj náběžné hrany křídla Space Shuttle zesíleného uhlík-uhlík kompozitu (RCC), byl vyvinut pokročilý uhlík-uhlík materiál (ACC). [3, 9]

1.1.3.1. Opakovaně použitelný tepelně ochranný systém

Po vstupu do atmosféry a následném ohřevu od rázové vlny v materiálu nedochází ke změnám hmotnosti a vlastnostem materiálu. Na obrázku 5 je vidět charakteristika opakovaně použitelných materiálů. Konvektivní a radiační ohřev vede k tomu, že z ohřátého povrchu je vyzařováno značné množství energie a zbytek je veden do materiálu. Je výhodné, když má materiál nízkou tepelnou vodivost, protože to minimalizuje množství materiálu potřebného k izolaci primární struktury. [10]



Obrázek 5 Charakteristika opakovaně použitelných materiálů [10]

Opakovaně použitelné materiály jsou:

I) Vyztužený uhlík-uhlík (*Reinforced Carbon-Carbon, RCC*)

Výroba začíná látkovým grafitizovaným hedvábím impregnovaným fenolovou pryskyřicí. Po vytvrzení je laminát pyrolýzován za účelem přeměny pryskyřice na uhlík. Ten se potom impregnuje furfalem alkoholu ve vakuové komoře, poté se znovu vytvrdí

a pyrolyzuje, aby se furfural alkoholu přeměnil na uhlík. Tento postup se opakuje třikrát až do dosažení struktury uhlík-uhlík. [11]

Aby se zajistila odolnost proti oxidaci pro opětovné použití, jsou vnější vrstvy RCC převedeny na karbid křemíku. Následně probíhá konverze povlaku v peci při teplotách až 1 760 °C. Vnější vrstvy uhlík-uhlík jsou přeměněny na karbid křemíku bez zvýšení tloušťky. Právě tento nátěr z křemíku chrání materiál před oxidací. Panely RCC jsou mechanicky připevněny řadou plovoucích spojů, které snižují zatížení panelů způsobené průhyby křídel. [11]

II) Vysokoteplotní znovu použitelné povrchové izolační dlaždice (High-Temperature Reusable Surface Insulation Tiles, HRSI)

HRSI jsou vyrobeny z nízkohustotního a vysoce čistého křemičitého 99,8% amorfního vlákna. Protože 90% objemu dlaždice je prázdných a zbylých 10% je tvořen materiálem, tak dlaždice váží přibližně 4 kg na krychlovou stopu (asi 0,03 metrů krychlových). Slinováním suspenze obsahující vlákna smíchaná s vodou do tuhých bloků, za přidání roztoku koloidního oxidu křemičitého, vznikají tuhé bloky, které se rozřezají na čtvrtiny. Poté se opracuje na přesné rozměry jednotlivých dlaždic. [12]

Dlaždice mají tloušťku od 2,54 do 12,7 cm, podle toho, jakému budou vystaveny zatížení při vstupu do atmosféry. HRSI desky odolávají namrzání na oběžné dráze, opakovanému ohřevu, chlazení a extrémnímu akustickému prostředí (165 decibelů) při startu. [12]

III) Vláknité žárovzdorné kompozitní izolační dlaždice (Fibrous Refractory Composite Insulation Tiles, FRCI)

Obklady FRCI-12 jsou dlaždice s vyšší pevností odvozené přidáním AB312 (alumina-borosilikátové vlákno), zvané Nextel, do čisté suspenze krystalů oxidu křemičitého. Obrazně svařuje mikronová vlákna čistého oxidu křemičitého do tuhé struktury během slinování ve vysokoteplotních pecích. Výsledný kompozitní vláknitý žárovzdorný materiál složený z 20% Nextelu a 80% křemičitých vláken má zdaleka odlišné fyzikální vlastnosti než původní 99,8% čisté křemenné dlaždice. Dlaždice

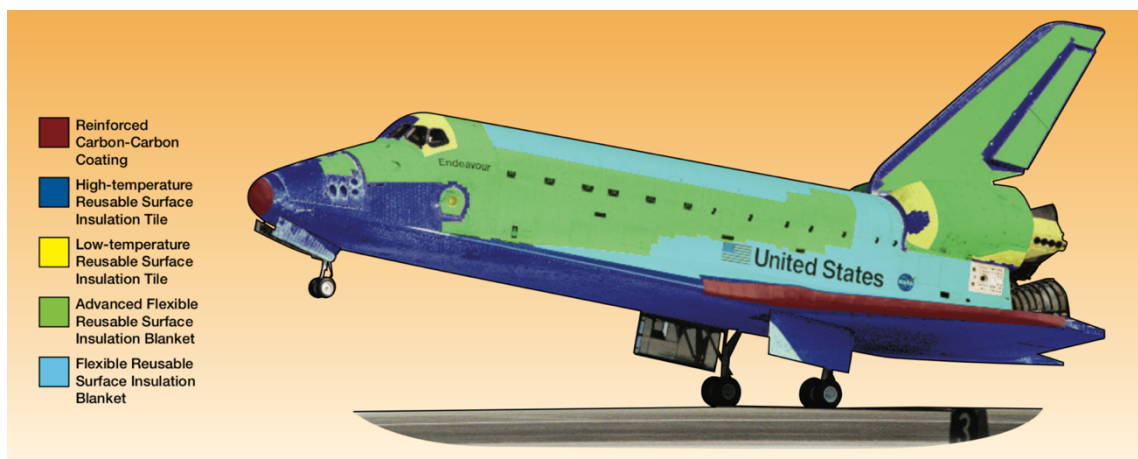
FRCI-12 jsou o 10% lehčí, mají pevnost v tahu nejméně třikrát vyšší a vydrží přibližně o 40 °C více než dlaždice HRSI. [13]

IV) Nízko teplotní dlaždice pro povrchovou izolaci (Low-Temperature Reusable Surface Insulation Tiles, LRSI)

Dlaždice LRSI mají stejné funkce jako dlaždice HRSI, ale jsou tenčí o 0,5 až 3,5 cm. Jsou ve tvaru čtverečků o rozměrech 20 x 20 cm. Mají bílý a vlhkosti odolný nátěr. [14]

V) Pružně opakovatelně použitelné desky s povrchovou izolací (Advanced Flexible Reusable Surface Insulation Blankets, AFRSI)

AFRSI jsou tvořeny z vláknitého oxidu křemičitého s nízkou hustotou, který je tvořen vysoce čistým oxidem křemičitým a 99,8% amofrními křemíkovými vlákny. Tato struktura je vložena mezi vnější tkanou tkaninu z vysokoteplotního oxidu křemičitého a vnitřní tkanou tkaninu s nižší teplotou. Vytvořený materiál má vzhled příkrývky. Výsledné dlaždice jsou lepeny silikonovým lepidlem RTV. [15]

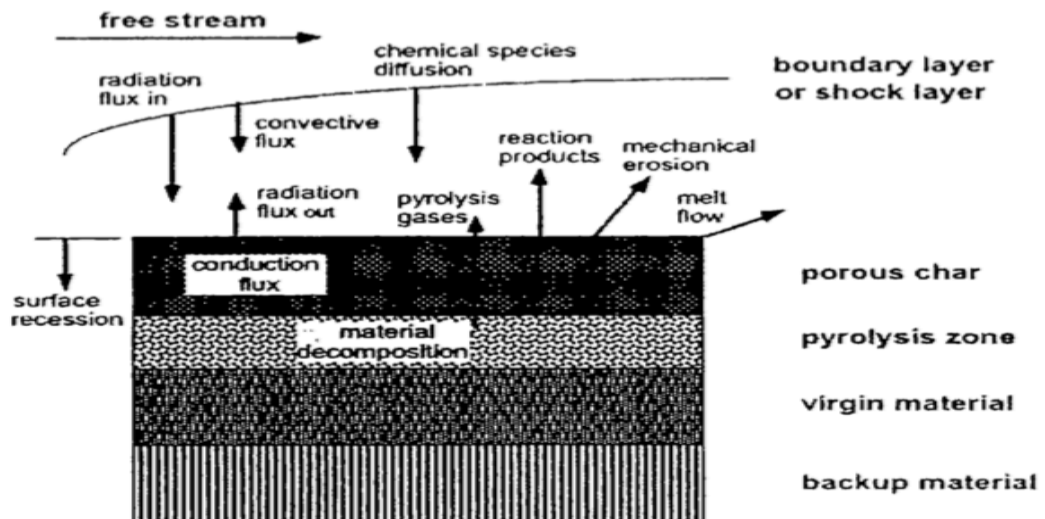


Obrázek 6 Rozložení TPS na Space Shuttle [17]

1.1.3.2. Ablativní tepelně ochranný systém

Ablativní materiály mají vysokou rychlost zahřívání a ztrátu hmotnosti. Jsou klasickým přístupem k tepelně ochrannému systému a používají se v širokém spektru aplikací. Ablativní materiály bývají vyztužené kompozity s organickou pryskyřicí jako

pojivem. Po zahřátí pyrolyzuje pryskyřice plynné molekuly (většinou uhlovodíky, které pyrolyzují k zahřátému povrchu). Pyrolýza pryskyřice také produkuje uhlíkaté zbytky, které se usazují na výztuži. Vstřikováním pyrolýzních fází do hraniční vrstvy mění její vlastnosti a to většinou vede k poklesu konvektivního ohřevu. [10]



Obrázek 7 Charakteristika ablativních materiálů [10]

Některé ablativní materiály jsou:

I) Uhlíkový ablator plněný fenolovou pryskyřicí (Phenolic Impregnated Carbon Ablator, PICA)

Jedná se o předvýrobek z uhlíkových vláken nasycený fenolovou pryskyřicí. PICA je moderním materiálem tepelné ochrany. Má výhodu nízké hustoty ve spojení s účinnou ablační schopností při vysokém tepelném toku. Tepelná vodivost je nižší než u jiných materiálů s vysokým tepelným tokem. PICA byla primární součástí kosmické sondy Stardust, která vstoupila do atmosféry Země rychlostí 12,4 km/s, tedy o 70 % rychleji než raketoplán. Byl vyroben z jednoho kusu, který vydržel tepelný výkon 1,2 kW/cm². Dokáže odolat teplotě až 2 760 °C. [16, 17]

II) Super lehký ablator (SLA)

SLA-561V je patentován firmou Lockheed Martin. Byl použit na všech 70° kapslích odeslaných na Mars. Začíná s významnou ablací při tepelném toku 110 W/cm²,

ale selže při tepelných tocích vyšších než 300 W/cm^2 . V současné době je navržen tak, aby vydržel špičkový tepelný tok 234 W/cm^2 . SLA se aplikuje balením ablativního materiálu do voštinového jádra, které je předem spojeno se strukturou aerosolu, což umožňuje konstrukci velkého tepelného štítu. [17]

III) PICA-X

Vylepšená verze uhlíkového ablatoru plněným fenolovou pryskyřicí. PICA-X byl vyvinut pro SpaceX Dragon v letech 2006-2010. Výroba je přibližně desetkrát levnější než PICA. [17]

IV) Keramický ablator plněný silikonovým kaučukem (Silicone Impregnated Reusable Ceramic Ablator, SIRCA)

Byl použit pro mise Mars Pathfinder a Mars Exploration Rover. SIRCA je monolitický izolační materiál, který poskytuje tepelnou ochranu ablací. Je to jediný materiál TPS, který lze obrobit na zakázkové tvary a následně použít přímo na těleso. Nejsou zapotřebí další tepelná zpracování, post-processing nebo nátěry na rozdíl od raketoplánu. Jelikož může být obroben do různých tvarů, tak může být použit jako dlaždice, plné kryty nebo libovolný počet vlastních tvarů. [17]

V) Avcoat

Jedná se o epoxidovou novolakovou pryskyřici se speciálními přísadami ve skleněné vláknité voštinové matrici. Při výrobě je prázdná voština spojena s primární strukturou a pryskyřice se střílí do každé buňky jednotlivě. Avcoat byl vybrán pro kosmickou loď Orion, ale byl přepracován, aby splňoval legislativu v oblasti životního prostředí. [17]

VI) Tkaný systém tepelné ochrany (WTPS)

WTPS využívá přesně konstruované techniky 3D tkání. Vyvinula se z tkalcovského průmyslu, který využívá vyspělou technologii tkání. Má přizpůsobitelný výkon změnou složení a vlastností materiálu řízeným umístěním vláken v tkané

strukturu. Výsledný WTPS může být navržen tak, aby fungoval optimálně pro širokou škálu aerotermických prostředí zahrnující budoucí potřeby misí NASA. [18]

VII) Aleastrasil

Vyrobeno vysokoteplotním a tlakovým lisováním silikonové tkaniny plněnou fenolovou pryskyřicí a rozřezané na velikost poštovních známek. [17]

VIII) AQ60

Plst' z fenolové pryskyřice vyztužená křemíkovými vlákny. [17]

IX) DO31/SPA

Porézní fenolová pryskyřice vyztužená krátkými keramickými vlákny. [17]

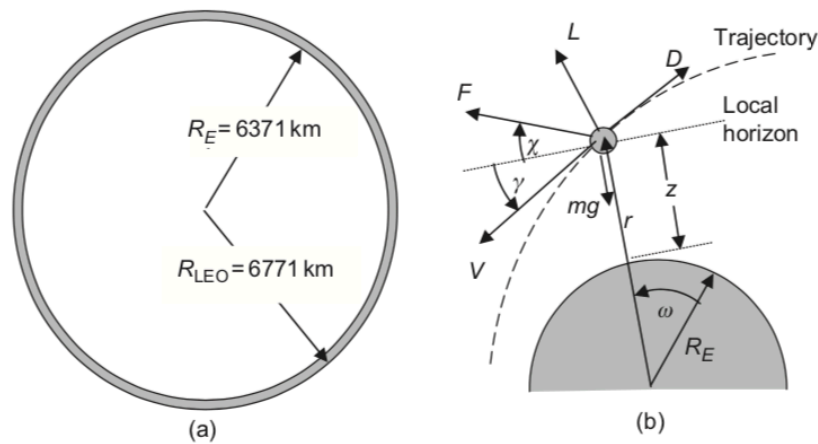
X) Prosil

Silikonový elastomer naplněný křemíkovými dutými kuličkami pro snížení hustoty. [17]

XI) DC-325

Silikonový elastomer, který se používá k vyplnění skleněných vláken voštiny. [17]

1.1.4. Trajektorie



Obrázek 8 Schématické znázornění trajektorie, (a) vzdálenost LEO a poloměr země a (b) notace pro analýzu trajektorie [2]

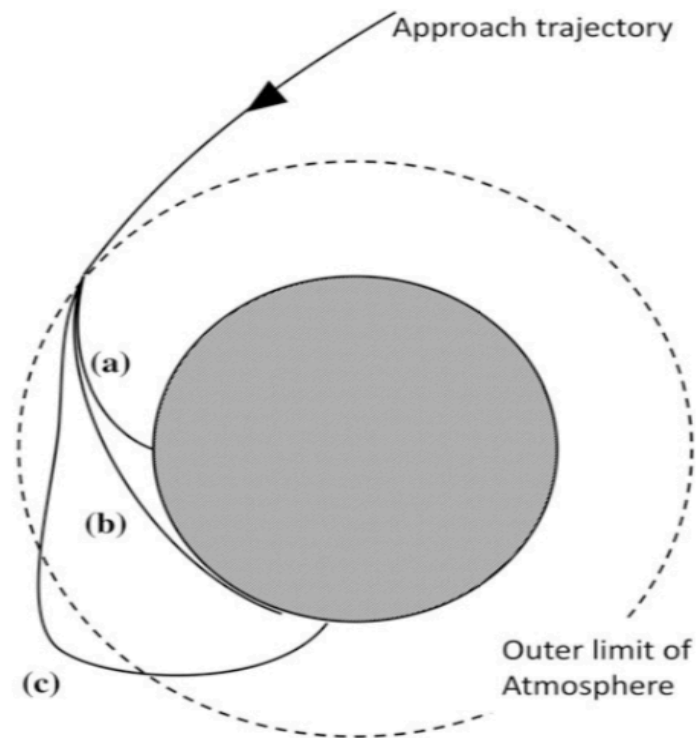
Budeme uvažovat trajektorie, které leží v rovině středu planety. Na obrázku 8 je ukázaná obecná poloha trajektorie a síly, které ji popisují. Síla F je nasměrována pod úhlem χ k rychlosti V středu hmoty kosmického tělesa. Rychlost V je posunuta o úhel γ k lokálnímu horizontu a $\gamma < 0$. Vztlak L působí na rychlost a odpor D působí proti rychlosti. Hmotnost tělesa působí směrem k Zemi. Geometrická vzdálenost kosmické lodi od povrchu Země je z . Vstupní těleso bude vždy produkovat odporovou sílu během návratu, proto se většinou používá malý stupeň asymetrie tvaru pro produkování vztlakové síly. Správným umístěním středu hmotnosti tělesa se umožňuje vztlakem a odporem generovat náběhový moment, který může pomoci při kontrole polohy. [2]

Důležitým požadavkem při návratu je, aby zrychlení a přetížení během návratu nepřesáhlo hodnotu, kterou člověk není schopný přežít. Maximální hodnota přetížení na lidský organismus je 12 G po dobu pár minut. Delší dobou vstupu se dá snížit celkové přetížení, ale celková doba je závislá na účinnosti tepelné ochrany. Přijatelné vstupní trajektorie leží v rozsahu dynamického tlaku $1,5 \text{ kPa} < q < 50 \text{ kPa}$, tzv. vstupní koridor. Let nad touto hranicí by způsoboval přetížená větší než 12 G, a naopak pod 1,5 kPa by let trval příliš dlouho. [2]

Existují tři základní typy trajektorií: Balistická, vztlaková a vztlaková, více fázová (skip). Balistická trajektorie je používána pro vstupní tělesa, která nejsou schopná generovat významný vztlak. Je nejjednodušší a nejběžnější trajektorií. Vstupní těleso je obvykle osově symetrické a oříznuté tak, aby letělo při nulovém úhlu náběhu. [1]

Vztlaková trajektorie je určena pro typ těles, která jsou speciálně navržena pro produkování nezanedbatelného vztlaku během vstupu do atmosféry. Těleso je většinou osově symetrické s odsazeným těžištěm. [1]

Vztlaková, více fázová trajektorie umožňuje relativně postupný sestup do atmosféry prostřednictvím řady krátkých odrazů od atmosféry. Při vyšších rychlostech než 7,9 km/s můžeme i s velmi malým vztlakem použít vztlakovou, více fázovou trajektorii. Touto trajektorií se dá snížit tepelné namáhání, při vstupu se těleso ohřívá a při výstupu těleso chladne. [1]



Obrázek 9 Schematicky znázorněné trajektorie, (a) balistická, (b) vztlaková a (c) vztlaková, více fázová [2]

1.1.5. Přejít na sestup

Tvary těles používané pro balistické nebo vztlakové vstupy jsou dynamicky nestabilní při transsonických rychlostech. Vstupní fáze tedy obvykle končí na Machově

čísla, které není menší než 1,4. Protože není možné měřit Machovo číslo přímo, musí být odvozeno pomocí alternativních prostředků. Nejběžnějším způsobem stanovení správného času pro spuštění sestupové fáze je použití akcelerometru pro detekci zpomalení tělesa. [1]

1.2. Sestup

V této fázi se musí ještě rychlost stále snižovat, protože je ještě příliš vysoká pro jakýkoli praktický přistávací systém. Existují dva typy zpomalování, které se obecně používají. První typ se skládá z jednoho nebo více aerodynamických zpomalovačů, obvykle padáky. Mají také druhý účel a to stabilizaci tělesa při sestupu. Druhý typ používá raketový systém ke snížení rychlosti tělesa a obvykle jej vede k místu přistání. Tyto dva typy se dají kombinovat, kdy padák provádí počáteční zpomalení sestupové fáze a je dokončena za použití motorického sestupu. Vícenásobné padákové systémy mohou být: vícefázové (padáky jsou nasazeny postupně), seskupeny (současně nasazeno několik padáků najednou) nebo obojí. [1]

1.2.1. Padákový sestup

Padáky hrají klíčovou roli při sestupu a přistání kosmických těles. Poskytují zpomalení z nadzvukové rychlosti na podzvukovou. Existuje mnoho typů padáků, ale dělí se na dvě funkční skupiny. První skupinou jsou balistické padáky, která poskytují zpomalení a stabilizaci tělesa. Druhou skupinou jsou kluzné padáky, které umožňují určitý stupeň kontroly během sestupu. Dosud všechny mimozemské sondy a posádkové mise používaly balistické padáky. Kluzný padák využil Genesis pro návrat na Zemi. [1]

1.2.2. Motorický sestup

Systém motorického sestupu byl poprvé použit na tělesech s posádkou na lunárních modulech Apollo. Motory jsou orientovány tak, aby jejich tahový vektor byl proti vektoru rychlosti kosmické lodi. [1]

1.2.3. Ostatní sestupy

Tělesa jako Space Shuttle, Buran, X-38 používají aerodynamický vztlak ke kontrole rychlosti klesání a přistání buď na konvenčním podvozku letadla nebo na lyžích.

Takové systémy potřebují velkou plochu plochého, hladkého terénu, takže jsou v současné době vhodné pouze pro přistání na Zemi. [1]

Balony byly použity na misích Vega, aby udržely nadmořskou výšku 54 km nad povrchem planety a byly zvažovány pro průzkum Titanu. [1]

1.3. Přistávání

Systém přistávání dokončí proces přivedení tělesa k povrchu planety. Poslední fáze může mít mnoho forem. Pro přistání na vodě může být zbývající energie absorbována kapalinou, do které těleso přistává. Pro přistání na pevném povrchu může být energie absorbována pomocí rozdrtitelných materiálů, přistávacích noh nebo pomocí airbagů. V některých případech může být část konečné energie odstraněna těsně před přistáním pomocí retro raket. Volba systému závisí na hmotnosti tělesa, požadavcích na misi a rychlosti. [1]

1.3.1. Přistávací nohy

Tři přistávací nohy poskytují jednoduchý systém přistání. Horniny a svahy jsou hlavním nebezpečím tohoto systému. Mívají výšku 20 - 30 cm, čímž se vyhnou kontaktu podvozku s povrchem tělesa. Zpomalovací rakety se vypnou, jakmile se nohy dotknou povrchu. [1]

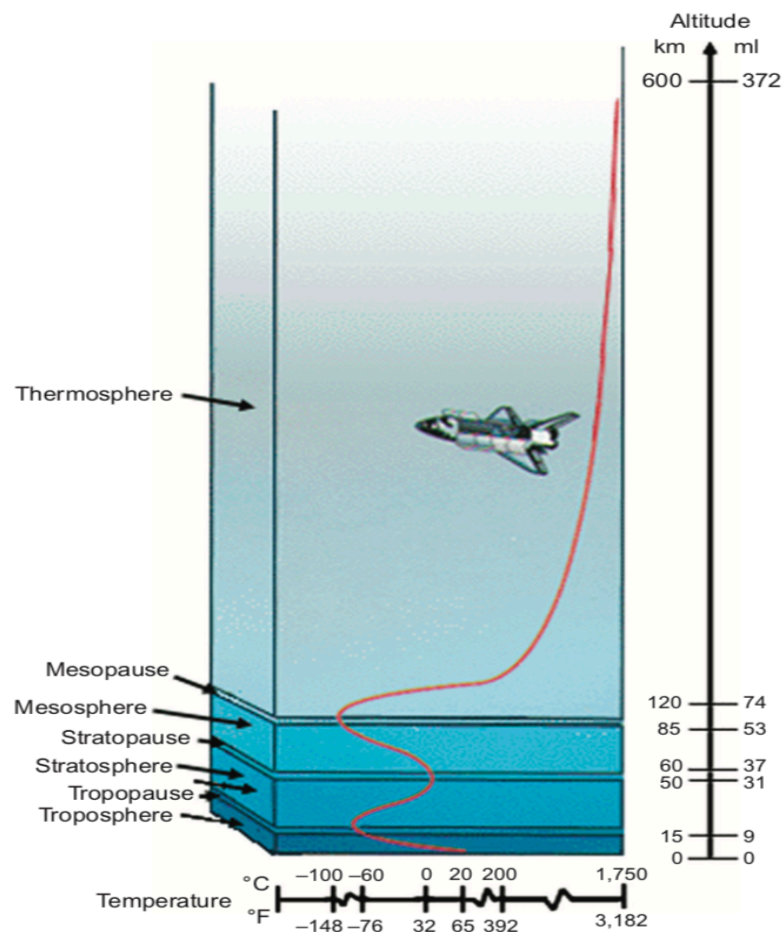
1.3.2. Airbagy

Byly poprvé použity jako planetární přistávací systém v šedesátých letech Semyonem Lavochkinem a Goergym Babakinem na ruských lunárních přistáních. Až do roku 1996 neměly žádné další využití. Následně byly použity pro mise Mars 96 a NASA Mars Pathfinder. U druhé mise byly airbagy velmi úspěšné, a proto byly vybrány pro misi NASA MER (Mars Exploration Rover). [1]

1.4. Cílová tělesa

1.4.1. Země

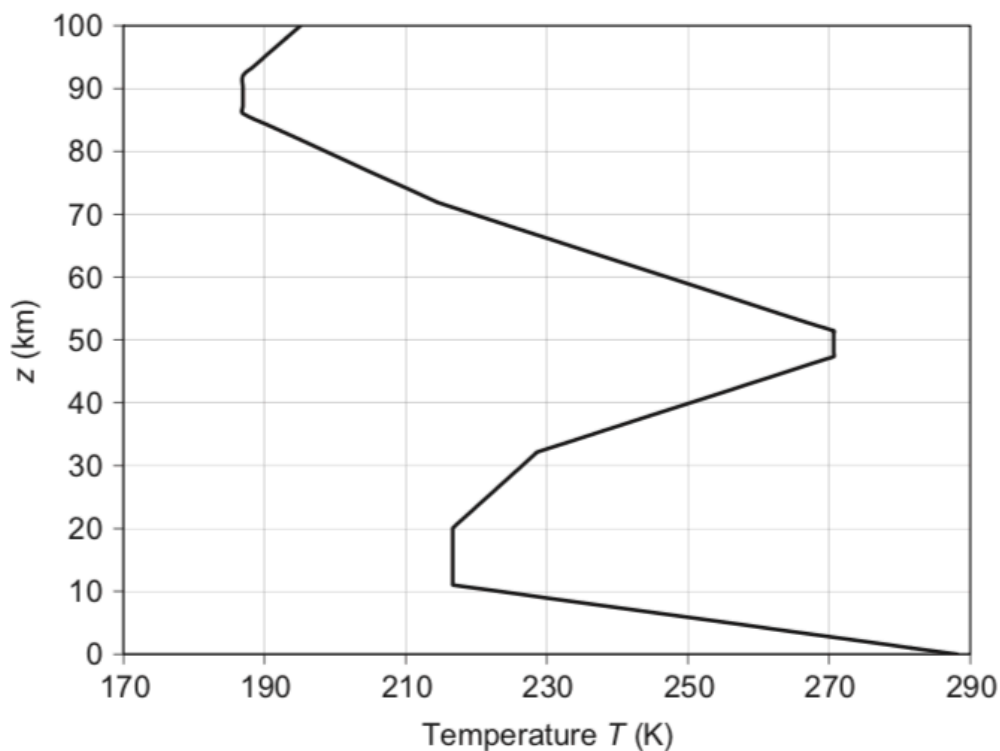
Pro Zemi je hranice vzdušného prostoru do 100 km nad mořem a kosmický prostor je nad touto hranicí, kterou stanovil Theodor von Karmán. Atmosféra do této hranice je převážně konstantní. Atmosféra Země se skládá z několika vrstev, jak je vidět na obrázku 10. V první od povrchu země je troposféra, která činí 0 až 14,5 km nad mořem. Teplota s výškou klesá a sahá až na $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$. Druhá vrstva je stratosféra (15 až 50 km), v této vrstvě teplota s nadmořskou výškou stoupá a dosahuje $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ (v 50 km). Teplota se zvyšuje v důsledku absorpce ultrafialového záření slunce. Mezosféra činní třetí vrstvu zemské atmosféry a sahá až 90 km nad zemským povrchem, teplota klesá s nadmořskou výškou až na $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$. Přejichody mezi jednotlivými vrstvami tvoří tenké vrstvičky, které se nazývají tropopauza, stratopauza a mezopauza. Aerodynamický vstup začíná při 100 km nad mořem, tedy na začátku mezopauzy. [1, 2]



Obrázek 10 Popis atmosféry Země [2]

Další vrstvou je termosféra, která začíná těsně nad mezopauzou a sahá až do 600 km. Teplota závisí na slunečním záření, může dosahovat až 1 700 °C. Poslední vrstva je exosféra a pokračuje v konečném splnutí s meziplanetárními plyny vesmíru. Vodík a helium jsou jedinými přítomnými prvky a ve velmi malé hustotě. [1, 2]

Složení atmosféry je do 100 km spíše konstantní a skládá se ze 78% dusíku, 21 % kyslíku a 1% jsou ostatní plyny. Pro většinu termochemických účelů je atmosféra považována za směs 79% dusíku a 21% kyslíku. Nad 100 km dominuje difúzní separace prvků a složení závisí na nadmořské výšce. Změnu teploty v různých nadmořských výškách můžeme pozorovat na obrázku 11. Koncentrace těžších molekulárních prvků jako je dusík a kyslík v termosféře rychle klesá, ale disociace molekulárního kyslíku zanechává koncentraci aktivního atomového kyslíku. Tento aktivní prvek může mít škodlivý vliv na povrch kosmické lodi. [1, 2]



Obrázek 11 Standardní atmosférická teplota do 100 km [2]

Gravitační zrychlení se dá určit pomocí vzorce

$$g = \frac{m_e \cdot G}{r^2},$$

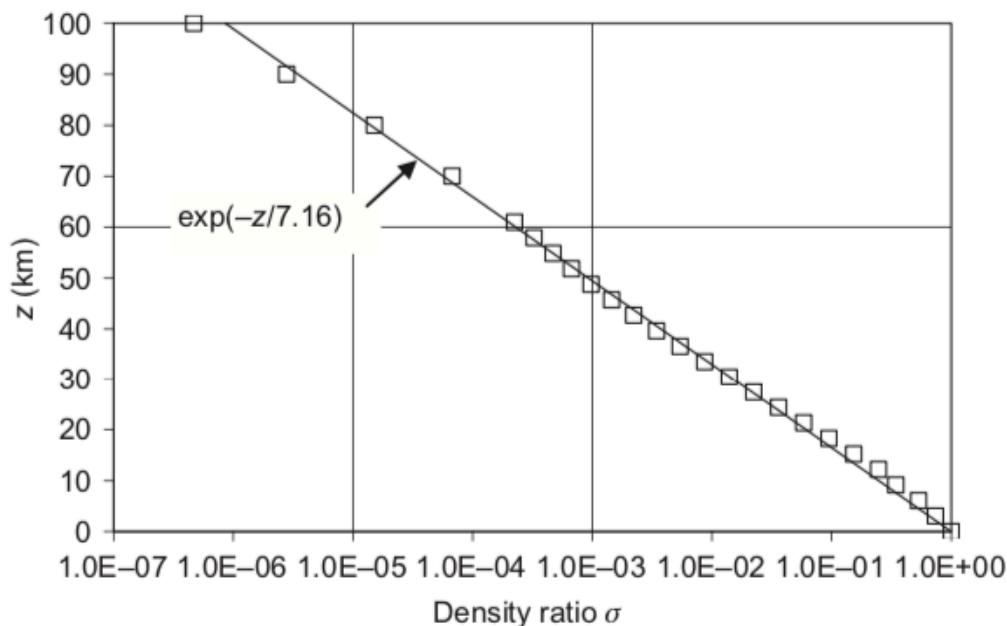
kde $m_e = 5,9736 \times 10^{24}$ kg je hmotnost Země, $G = 6,67259 \times 10^{-11} \frac{m^3}{kg \cdot s^2}$ je univerzální gravitační konstanta a $r = 6371$ km je poloměr země. V namořské výšce 400 km je chyba gravitačního zrychlení na povrchu země $g = 9,807$ m/s² asi jen 6%. Na typických oběžných drahách je gravitační zrychlení přibližně rovno zemi. [2]

Dalším důležitým parametrem je výšková škála (scale height), značené jako H . Jedná se o měřítko vzestupu nadmořské výšky, pro kterou se atmosférický tlak snižuje o faktor e . Lze vypočítat pomocí vzorce

$$H = \frac{KT}{mg},$$

kde K je Boltzmannova konstanta $1,38 \cdot 10^{-23} J \cdot K^{-1}$, T je teplota atmosféry v kelvinech, m je hmotnost molekul v kg a g je gravitační zrychlení v m/s². Pro Zemi je výšková škála pro standardní model atmosféry $H = 7,16$ km. Následně můžeme zjistit hustotní poměr atmosféry, kde z je nadmořská výška. [2]

$$\sigma = \exp\left(-\frac{z}{H}\right)$$



Obrázek 12 Standartní hustotní poměr atmosféry s exponenciální aproximací s $H = 7,16$ km [2]

Povrch Země je složen převážně z kapalné vody, Světové oceány tvoří celkem 70,8 % povrchu. Zbylých 29,2 % tvoří souš, která má rozdílné výšky, je tedy velmi nestejnorodá. [19]

1.4.2. Venuše

Atmosféra planety Venuše je tvořena většinou oxidem uhličitým a dosahuje výšky přibližně 250 km od povrchu. Atmosféra je velice hustá a propouští pouze 20 % slunečního záření. Infračervené záření je pohlceno oxidem uhličitým a nemůže být vyzářeno do vesmíru. Skleníkový efekt, který nepropouští paprsky světla zpět do vesmíru, způsobuje vysoké teploty na povrchu (až 400 °C). Hustota atmosféry je přibližně 90x hustší, než na Zemi. Přibližní tlak na povrchu je 93 barů. Gravitační zrychlení Venuše je 8,87 m/s². [19, 20]

První částí atmosféry Venuše je troposféra, která je velmi hustá. Začíná na povrchu a rozšiřuje se až do 65 km od povrchu. Ve výšce 50 km je tlak přibližně roven tlaku na povrchu Země. Druhou část tvoří mezosféra 65 km – 120 km. Třetí částí je termosféra, která končí přibližně v rozmezí 220 km a 350 km. Důležitým poznatkem je,

že Venuše nemá magnetické pole. Výšková škála na Venuši je $H = 15,9$ km. Povrch je tvořen převážně výtoky lávy a horami. [19, 20]

1.4.3. Mars

Oxid uhličitý tvoří převážně atmosféru Marsu (až 95,3 %), která má barvu načervenalého odstínu. Atmosféra sahá 35 km nad povrchem planety a je velice prašná. V roce 2001 jsme mohli pozorovat největší prašnou bouři na Marsu. Průměrná povrchová teplota je -63 °C, tedy se jedná o velmi studenou planetu. Povrch je tvořen převážně souší, která má rozdílné výšky. Nejvyšší místo je Olympus mons s výškou 21 183 m a nejnižší místo je Hellas Impact Basin s $-7 825$ m. Voda se může vyskytovat téměř výhradně jako pára nebo led. Tlak na povrchu planety je 600 – 700 Pa. Gravitační zrychlení je $3,711$ m/s^2 a výšková škála je $H = 10,8$ km. [19, 20, 21]

1.4.4. Jupiter

Největší podíl na složení atmosféry Jupiteru má vodík (89,8 %), zbytek tvoří helium (10,2 %) se stopami metanu a amoniaku. Tlak na povrchu je 20-200 kPa. Gravitační zrychlení je $24,79$ m/s^2 a výšková škála $H = 27$ km. [19, 20]

1.4.5. Titan

Titan je stejně velký jako Mars. Jedná se o jeden ze dvou měsíců, u kterých byla prokázána atmosféra. Atmosféra se skládá z 97 % dusíku, 2,7 % metanu a přibližně 0,3% vodíku. Sahá až do výšky 200 km. Teplota na povrchu je -180 °C. Gravitační zrychlení titanu je $1,37$ m/s^2 a výšková škála $H = 21$ km. [19, 20]

2. Praktická část

2.1. Přehled těles

V této kapitole je vytvořen přehled vybraných kosmických návratových těles, která jsou rozdělena podle typů těles a srovnána podle roků použití. Jsou shrnuty parametry: stát, rok použití, typ tělesa, typ ochrany, materiál ochrany, vstupní rychlost, rozměry, trajektorie a cílové těleso.

2.1.1. Kapsle

Tabulka 1 Parametry Mercury [22, 23]

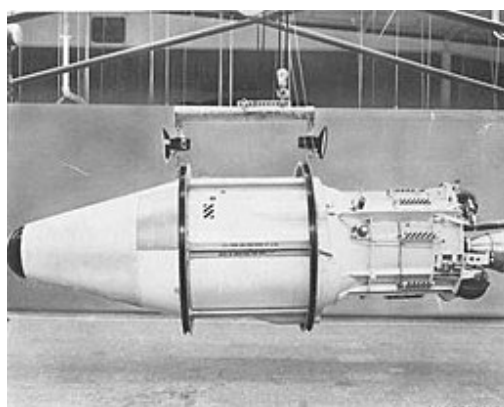
Stát	USA
Rok použití	1959-1963
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ano
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Kapacitní (později ablativní)
Materiál ochrany	Beryllium
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	1 118 kg
Rozměry (m)	3,51 v x 1,89 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Země



Obrázek 13 Návratová kapsle Mercury [24]

Tabulka 2 Parametry Discoverer [25]

Stát	USA
Rok použití	1959 - 1972
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	-
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	-
Rozměry (m)	-
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Země



Obrázek 14 Discovery 1 [26]

Tabulka 3 Parametry Venera [27]

Stát	SSSR
Rok použití	1961 - 1983
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	-
Materiál ochrany	-
Rychlost	11,18 km/s
Hmotnost	1 478 kg
Rozměry (m)	4,2 v x 1,1 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Venuše



Obrázek 15 Sonda Venera [28]

Tabulka 4 Parametry Vostok [29,30]

Stát	SSSR
Rok použití	1961-1999
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ano (Foton a Bion ne)
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	-
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	2 400 kg
Rozměry (m)	2,25 v x 2,43 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Země
Varianty	Voschod, Foton, Bion



Obrázek 16 Návrátová kapsle Jurija Gagarina [31]

Tabulka 5 Parametry Gemini [17, 23, 32]

Stát	USA
Rok použití	1965-1966
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ano
Typ tělesa	Kapsle se vztlakem
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	DC - 325
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	3 220 – 3,790 kg
Rozměry (m)	5,61 v x 3 š
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 17 Gemini 6 [32]

Tabulka 6 Parametry Sojuz [17, 23, 33]

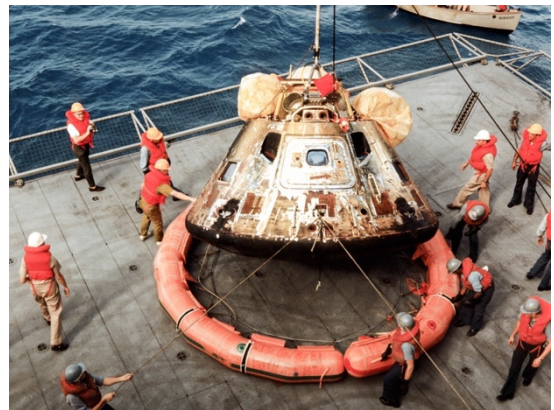
Stát	SSSR/Rusko
Rok použití	1967 – současnost
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ano
Typ tělesa	Kapsle se vztlakem
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	Fenolová pryskyřice plněná uhlíkovými sazemi
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	2 480 – 2 950 kg
Rozměry (m)	2,3 v x 2,17 š
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 18 Kapsle Sojuz po přistání [34]

Tabulka 7 Parametry Apollo [23, 35, 36]

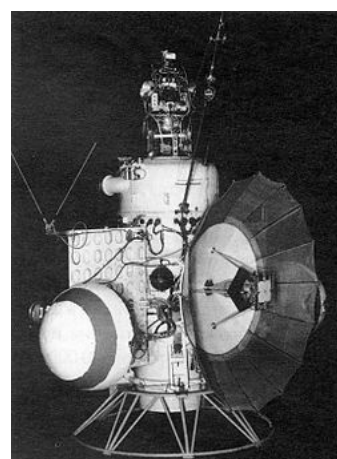
Stát	USA
Rok použití	1968-1972
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ano
Typ tělesa	Kapsle se vztlakem
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	Avcoat
Rychlost	11 km/s
Hmotnost	5 800 kg
Rozměry (m)	3,62 v x 3,91 š
Trajektorie	Vztlaková, více fázová
Cílové těleso	Země



Obrázek 19 Apollo 11 po přistání [37]

Tabulka 8 Parametry Mars [27]

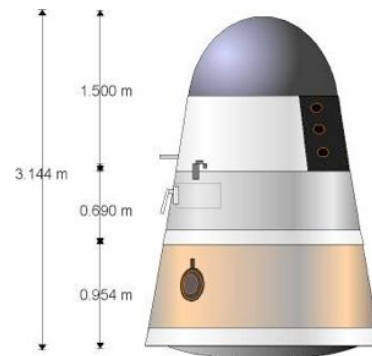
Stát	SSSR
Rok použití	1971 - 1996
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	SLA
Rychlost	5,7 km/s
Hmotnost	1 210 kg
Rozměry (m)	1,2 průměr
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Mars



Obrázek 20 Mars 1 [38]

Tabulka 9 Parametry Fanhui Shi Weixing [39]

Stát	Čína
Rok použití	1974 - 2006
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	-
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	2 100 kg
Rozměry (m)	3,14 v x 2,2 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Země



Obrázek 21 Návrh kapsle FSW [39]

Tabulka 10 Parametry Raduga [40]

Stát	SSSR/Rusko
Rok použití	1990 - 1994
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	-
Materiál ochrany	-
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	150 kg
Rozměry (m)	1,5 v x 0,6 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Země



Obrázek 22 Kapsle Raduga [40]

Tabulka 11 Parametry Viking [36]

Stát	USA
Rok použití	1975
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	SLA
Rychlost	4,42 km/s
Hmotnost	980 kg
Rozměry (m)	1,66 v x 3,54 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Mars



Obrázek 23 Viking [41]

Tabulka 12 Parametry Pioneer [36]

Stát	USA
Rok použití	1978
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	Fenolová pryskyřice plněná uhlíkovými částicemi
Rychlost	11,54 km/s
Hmotnost	91 kg
Rozměry (m)	0,51 v x 0,76 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Venuše



Obrázek 24 Umělecký náčrt sondy Pioneer [42]

Tabulka 13 Parametry Vega [27]

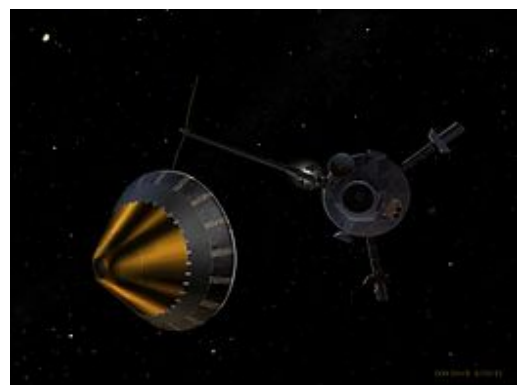
Stát	SSSR
Rok použití	1985
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	-
Rychlost	-
Hmotnost	1 520 kg
Rozměry (m)	2,4 průměr
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Venuše



Obrázek 25 Vega 1 [43]

Tabulka 14 Parametry Galileo [36]

Stát	USA
Rok použití	1989
Realizováno	Ano
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	Fenolová pryskyřice plněná uhlíkovými částicemi
Rychlost	47,37 km/s
Hmotnost	335 kg
Rozměry (m)	0,86 v x 1,25 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Jupiter



Obrázek 26 Umělecký náčrt kapsle Galileo [44]

Tabulka 15 Parametry OREX [36]

Stát	USA
Rok použití	1994
Realizováno	Ano
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	-
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	761 kg
Rozměry (m)	1,51 v x 3,4 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Země



Obrázek 27 Umělecký náčrt OREXu [36]

Tabulka 16 Parametry Mars Pathfinder [36]

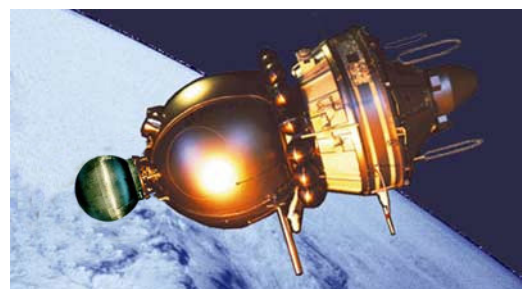
Stát	USA
Rok použití	1996
Realizováno	Ano
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	SLA
Rychlost	7,48 km/s
Hmotnost	585,3 kg
Rozměry (m)	1,5 v x 2,65 s
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Mars



Obrázek 28 Kapsle pro Mars Pathfinder [45]

Tabulka 17 Parametry Mirka [36]

Stát	Německo
Rok použití	1997
Realizováno	Ano
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	DO31/SPA
Rychlost	7,6 km/s
Hmotnost	154 kg
Rozměry (m)	0,46 v x 1 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Země



Obrázek 29 Umělecký náčrt tělesa Mirka [46]

Tabulka 18 Parametry Huygens [36]

Stát	USA
Rok použití	1997
Realizováno	Ano
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	AQ60
Rychlost	6,2 km/s
Hmotnost	318 kg
Rozměry (m)	0,985 v x 2,7 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Titan



Obrázek 30 Umělecký nákres Huygens [47]

Tabulka 19 Parametry ARD [48]

Stát	Evropa
Rok použití	1998
Realizováno	Ano
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	Aleastrasil
Rychlost	Suborbitální
Hmotnost	2 800 kg
Rozměry (m)	2,8 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Země



Obrázek 31 Umělecký nákres ARD [49]

Tabulka 20 Parametry Šen-čou [23, 50]

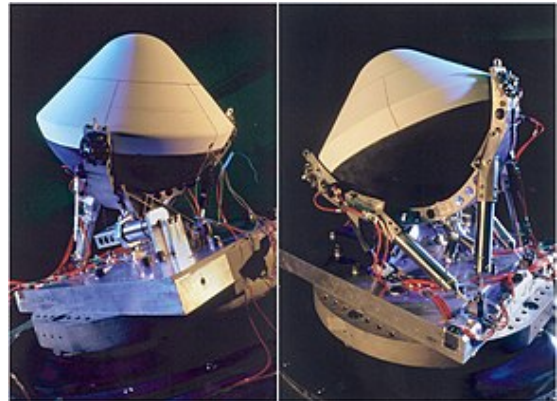
Stát	Čína
Rok použití	1999 - současnost
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ano
Typ tělesa	Kapsle se vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	-
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	3 240 kg
Rozměry (m)	2,5 v x 2,52 š
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 32 Návrátová kapsle Šen-čou [51]

Tabulka 21 Parametry DEEP SPACE 2 [36]

Stát	USA (Mars Polar Lander)
Rok použití	1999
Realizováno	Ano
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	SIRCA
Rychlost	6,9 km/s
Hmotnost	3,67 kg
Rozměry (m)	0,275 v x 0,35 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Mars



Obrázek 33 Kapsle Deep Space 2 [52]

Tabulka 22 Parametry Stardust [36]

Stát	USA
Rok použití	1999
Realizováno	Ano
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	PICA
Rychlost	12,6 km/s
Hmotnost	45,8 kg
Rozměry (m)	0,557 v x 0,827 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Země



Obrázek 34 Návrátová kapsle Stardust po přistání [53]

Tabulka 23 Parametry Genesis [36]

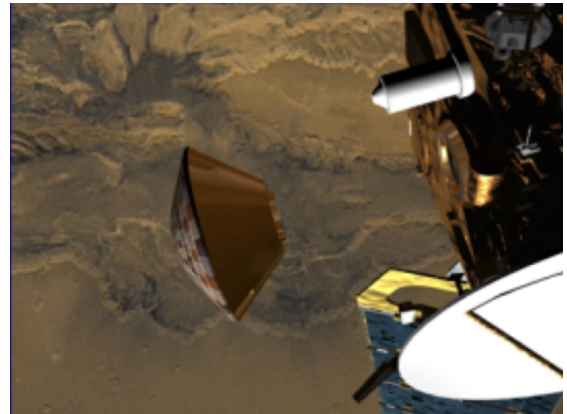
Stát	USA
Rok použití	2001
Realizováno	Ano
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	ACC
Rychlost	11 km/s
Hmotnost	210 kg
Rozměry (m)	0,93 v x 1,51 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Země



Obrázek 35 Kapsle Genesis během návratu [54]

Tabulka 24 Parametry Beagle [36]

Stát	USA
Rok použití	2003
Realizováno	Ano
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	-
Rychlost	5,63 km/s
Hmotnost	68,46 kg
Rozměry (m)	0,52 v x 0,92 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Mars



Obrázek 36 Umělecký náčrt kapsle Beagle [36]

Tabulka 25 Parametry Mars Exploration Rover [36]

Stát	USA
Rok použití	2003
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	SLA
Rychlost	5,55 km/s
Hmotnost	836 kg
Rozměry (m)	1,5 v x 2,65 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Mars



Obrázek 37 Příprava kapsle pro MER [55]

Tabulka 26 Parametry Space capsule recovery experiment [56]

Stát	Indie
Rok použití	2007 – současnost
Realizováno	Ano
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	Fenolová pryskyřice plněná uhlíkovými částicemi
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	550 kg
Rozměry (m)	1,6 v x 2 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Země



Obrázek 38 Návratová kapsle SRE [57]

Tabulka 27 Parametry Hayabusa [58]

Stát	Japonsko
Rok použití	2010 - současnost
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Kapsle bez vztlakem
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	Fenolová pryskyřice plněná uhlíkovými sazemi
Rychlost	~ 13 km/s
Hmotnost	20 kg
Rozměry (m)	0,25 v x 0,40 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Země



Obrázek 39 Replika kapsle Hayabusa [59]

Tabulka 28 Parametry Dragon [60]

Stát	USA
Rok použití	2010 - současnost
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Plánováno
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	PICA-X
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	2 500 kg
Rozměry (m)	4,5 v x 3,6 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Země



Obrázek 40 Kapsle Dragon po přistání [61]

Tabulka 29 Parametry ISRO Orbital vehicle (Gaganyaan) [62]

Stát	Indie
Rok použití	2014 - současnost
Realizováno	Ano
Pilotováno	Plánováno
Typ tělesa	Kapsle bez vztlaku
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	-
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	4 500 kg
Rozměry (m)	3,58 v x 3,5 š
Trajektorie	Balistická
Cílové těleso	Země



Obrázek 41 Gayagaan během sestupu [63]

Tabulka 30 Parametry Orion [64]

Stát	USA
Rok použití	2014 - současnost
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Plánováno
Typ tělesa	Kapsle se vztlakem
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	Avcoat
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	10 000 kg
Rozměry (m)	3,3 v x 5 š
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 42 Umělecký náčrt Orionu [65]

Tabulka 31 Parametry Boeing CST – 100 [66]

Stát	USA
Rok	2019
Realizováno	Plánováno
Pilotováno	Plánováno
Typ	Kapsle se vztlakem
Typ ochrany	Ablativní
Ochrana	BLA
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	13 000 kg
Rozměry (m)	5,03 v x 4,56 š
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země

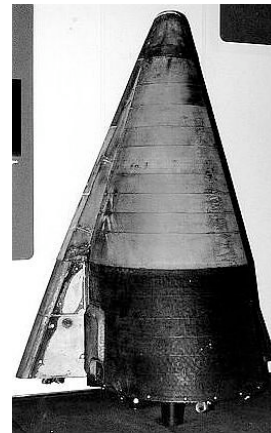


Obrázek 43 Kapsle Boeing CST - 100 [66]

2.1.2. Vztlaková tělesa

Tabulka 32 Parametry ASSET [67]

Stát	USA
Rok použití	1963 - 1965
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Vztlakové těleso
Typ ochrany	-
Materiál ochrany	-
Rychlost	Mach 25 (8,6 km/s)
Hmotnost	540 kg
Rozměry (m)	1,79 v x 1,59 š
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 44 ASSET [67]

Tabulka 33 Parametry Martin X-24 Prime [68]

Stát	USA
Rok použití	1966
Realizováno	Ano
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Vztlakové těleso
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	Fenolová pryskyřice plněná uhlíkovými částicemi
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	405 kg
Rozměry (m)	2,07 v x 1,16 š x 0,64 průměr
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 45 Martin X-23 Prime [68]

Tabulka 34 Parametry IXV [69]

Stát	Evropa
Rok použití	2004 - současnost
Realizováno	Ano
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Vztlakové těleso
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	-
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	480 kg
Rozměry (m)	5 v x 2,2 š x 1,5 průměr
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 46 Umělecký nákras IXV [7]

Tabulka 35 Parametry Dream Chaser Cargo [70]

Stát	USA
Rok použití	2020
Realizováno	Plánováno
Pilotováno	Ne
Typ	Vztlakové těleso
Typ ochrany	Opakovatelně použitelná
Materiál ochrany	-
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	9 000 kg
Rozměry (m)	-
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 47 Umělecký nákras Dream Chaser Cargo [70]

2.1.3. Křídlatý stroj

Tabulka 36 Parametry Space Shuttle [71]

Stát	USA
Rok použití	1981 - 2011
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ano
Typ tělesa	Křídlatý stroj
Typ ochrany	Opakovatelně použitelná
Materiál ochrany	HRSI
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	14 440 kg
Rozměry (m)	56 v x 8,7 š
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 48 Space Shuttle při startu (72)

Tabulka 37 Parametry Bor 4 [73]

Stát	SSSR
Rok použití	1982 - 1984
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Křídlatý stroj
Typ ochrany	Opakovatelně použitelná
Materiál ochrany	RCC
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	1 200 kg
Rozměry (m)	2,8 v
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 49 Bor 4 [74]

Tabulka 38 Parametry Bor 5 [75]

Stát	SSSR
Rok použití	1984 - 1988
Realizováno	Ano, vícekrát
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Křídlatý stroj
Typ ochrany	Opakovatelně použitelná
Materiál ochrany	-
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	1 400 kg
Rozměry (m)	-
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 50 Bor 5 [75]

Tabulka 39 Parametry Buran [76]

Stát	SSSR
Rok použití	1988
Realizováno	Ano
Pilotováno	Ano
Typ tělesa	Křídlatý stroj
Typ ochrany	Opakovatelně použitelná
Materiál ochrany	RCC
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	Kapacita 30 000 kg
Rozměry (m)	36,37 v x 23,92 š
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 51 Buran (77)

Tabulka 40 Parametry Boeing X-37 [78]

Stát	USA
Rok použití	2010 - 2017
Realizováno	Ano
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Křídlatý stroj
Typ ochrany	Opakovatelně použitelná
Materiál ochrany	-
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	5 000 kg
Rozměry (m)	24,5 v x 8,9 š x 4,5 průměr
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 52 Boeing X-37 [78]

2.1.4. Nerealizované projekty

Tabulka 41 Parametry Boeing X-20 (Dynosoar) [79]

Stát	USA
Rok návrhu	1957 - 1963
Realizováno	Ne
Pilotováno	Ano
Typ tělesa	Křídlatý stroj
Typ ochrany	-
Materiál ochrany	-
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	7 435 kg
Rozměry (m)	14,5 v x 6,34 š
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 53 Umělecký náčrt X-20 [80]

Tabulka 42 Parametry Shuguang [81]

Stát	Čína
Rok návrhu	1966
Realizováno	Ne
Pilotováno	Ano
Typ tělesa	Kapsle se vztlakem
Typ ochrany	Ablativní
Materiál ochrany	-
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	3 000 kg
Rozměry (m)	6,1 v x 2,8 š
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 54 Umělecké zpracování kapsle Shuguang [81]

Tabulka 43 Parametry Hotol [82]

Stát	Velká Británie
Rok návrhu	1980
Realizováno	Ne
Pilotováno	Ne
Typ tělesa	Křídlatý stroj
Typ ochrany	Opakovatelně použitelná
Materiál ochrany	-
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	50 000 kg
Rozměry (m)	62 v x 19,7 š x 12,8 průměr
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 55 Umělecký náčrt Hotolu [82]

Tabulka 44 Parametry HOPE-X [83]

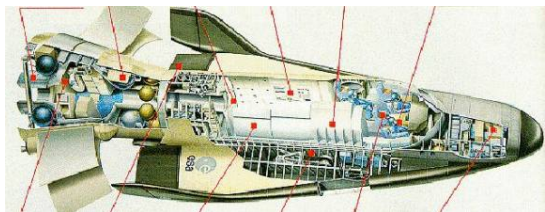
Stát	Japonsko
Rok návrhu	1986
Realizováno	Ne
Pilotováno	Ano
Typ tělesa	Křídlatý stroj
Typ ochrany	Opakovatelně použitelná
Materiál ochrany	-
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	12 000 kg
Rozměry (m)	16,5 v x 12 š
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 56 Umělecký náčrt HOPE-X [84]

Tabulka 45 Parametry Hermes [85]

Stát	Francie/ESA
Rok návrhu	1992
Realizováno	Ne
Pilotováno	Ano
Typ tělesa	Křídlatý stroj
Typ ochrany	Opakovatelně použitelná
Materiál ochrany	-
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	23 000 kg
Rozměry (m)	19 v
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 57 Návrh tělesa Hermes [85]

Tabulka 46 Parametry X-38 [86]

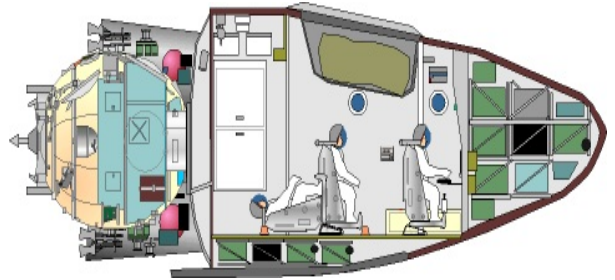
Stát	USA
Rok návrhu	2002
Realizováno	Ne
Pilotováno	Ne
Typ	Vztlakové těleso
Typ ochrany	Opakovatelně použitelná
Materiál ochrany	-
Rychlost	Orbitální (7,9 km/s)
Hmotnost	10 660 kg
Rozměry (m)	9,1 v
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 58 X-38 [86]

Tabulka 47 Parametry Kliper [87]

Stát	Rusko
Rok návrhu	2006
Realizováno	Ne
Pilotováno	Ano
Typ tělesa	Vztlakové těleso
Typ ochrany	-
Materiál ochrany	-
Rychlost	-
Hmotnost	12 500 kg
Rozměry (m)	3,9 v x 8 š x 12 průměr
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



Obrázek 59 Grafické znázornění Klipera [87]

Tabulka 48 Parametry Dream Chaser [88]

Stát	USA
Rok návrhu	2012
Realizováno	Ne
Pilotováno	Ano
Typ tělesa	Vztlakové těleso
Typ ochrany	Opakovatelně použitelná
Materiál ochrany	-
Rychlost	-
Hmotnost	9 000kg
Rozměry (m)	-
Trajektorie	Vztlaková
Cílové těleso	Země



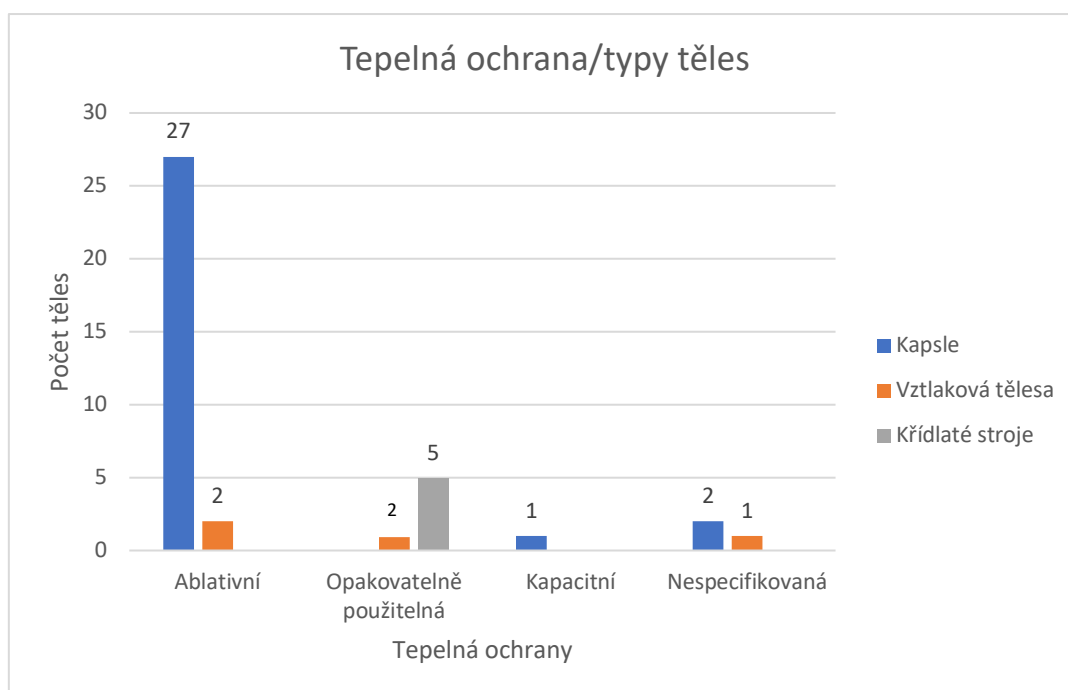
Obrázek 60 Dream Chaser [88]

Závěr

Cílem této práce bylo vytvořit přehled kosmických návratových těles určených pro vstup do atmosféry, pilotovaných i nepilotovaných, pozemských i planetárních.

V teoretické části jsou popsány základy aerodynamického vstupu do atmosféry, zejména typy kosmických návratových těles, aerodynamický ohřev, tepelná ochrana, trajektorie. Okrajově jsou popsány i další fáze návratu kosmických těles. Dále jsou popsány cílová tělesa, především složení jejich atmosféry, protože ta má největší vliv na aerodynamický ohřev.

V následující praktické části byl vytvořen přehled vybraných návratových kosmických těles, který je rozdělen podle typů těles a srovnán podle roků použití. Celkem bylo srovnáno 48 kosmických těles. Z toho bylo 32 kapslí (25 bez vztlaku, 7 se vztlakem). Dále 9 křídlatých strojů a 7 vztlakových těles. Z celkového počtu bylo realizováno 38 kosmických těles, 8 nerealizovaných projektů a 2 kosmická tělesa jsou plánována.

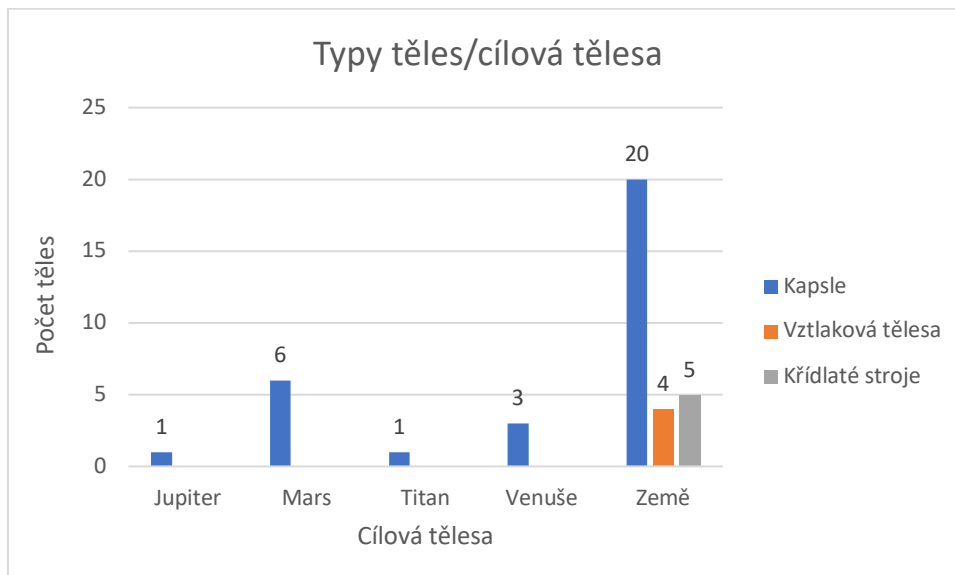


Graf 1 Srovnání tepelných ochran a počet typů těles

Dále uvažujeme pouze realizované nebo plánované projekty. Z grafu 1 je vidět, že opakovatelně použitelná tepelná ochrana se využívá především pro raketoplány. Jelikož jsou křídlaté stroje vysoce nákladné, tak je potřeba, aby sloužily mnoho let, proto se volí tepelná ochrana, která má vícenásobné užití. Naopak ablativní tepelná ochrana se

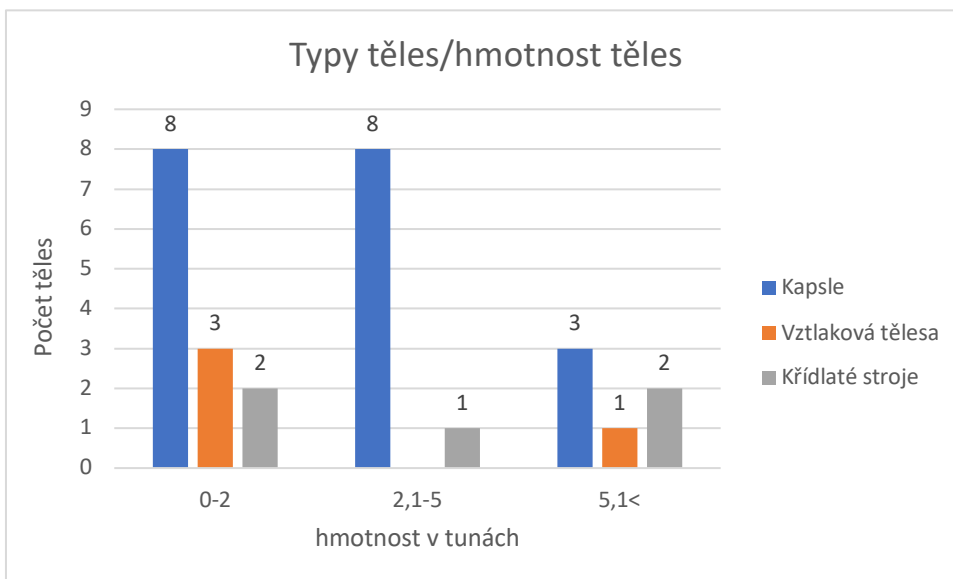
používá pro kapsle. Kapsle jsou určeny především pro jednorázové použití, takže se využívá ablativní ochrany, protože po použití ztrácí své ochranné vlastnosti. S novými ablativními materiály jako jsou PICA a SIRCA, může nastat změna ve využívání ablativní tepelné ochrany, jelikož jsou pro pozemské podmínky znovu použitelné.

Nejvíce projektů realizovalo USA (26 projektů) a SSSR/Rusko (10 projektů), kteří mezi sebou soupeřili v době studené války v 20. století a udělaly největší pokroky v historii kosmonautiky. Na přelomu 20. a 21. století se začaly zapojovat i další státy jako Čína, Indie, Japonsko a Evropa (ESA). Především se začaly do kosmonautiky angažovat soukromé společnosti, nejznámější a nejúspěšnější soukromá společnost je SpaceX.

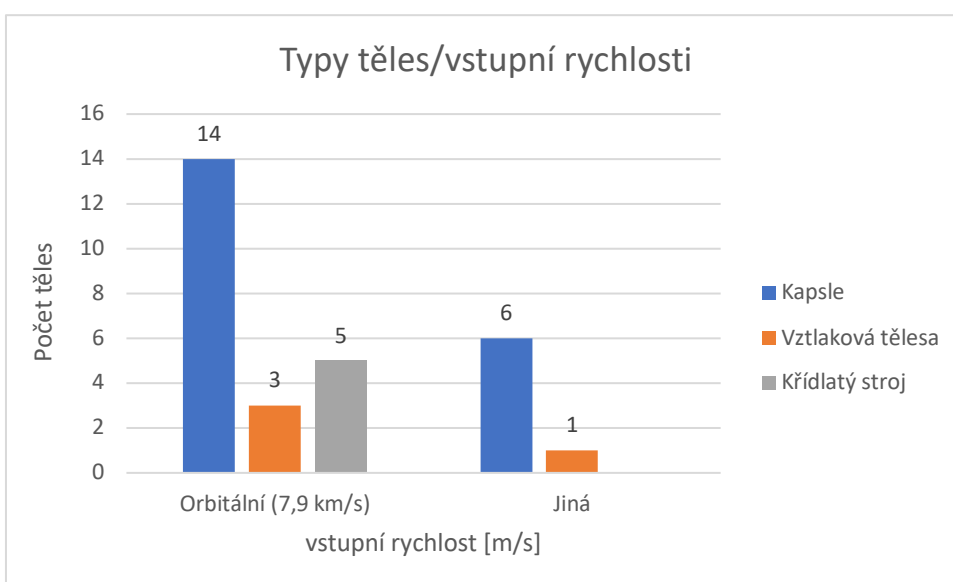


Graf 2 Srovnání cílových těles a počet typů těles

Z grafu 2 vyplývá, že pro meziplanetární průzkum se používají pouze kapsle. Jedná se totiž o nejméně nákladný a nejjednodušší způsob průzkumu planet Sluneční soustavy. Raketoplán Space Shuttle a kapsle Sojuz se staly historicky nejúspěšnějšími kosmickými projekty pro návrat posádky na Zemi (v počtu roků použitelnosti).



Graf 3 Srovnání hmotnosti těles a počet typů těles



Graf 4 Srovnání vstupní rychlosti a počet typů těles

V grafu 3 a 4 jsou srovnány hmotnosti a vstupní rychlosti k počtu typů těles. Jsou uvažovány pouze realizované a plánovaná tělesa vstupující do atmosféry Země.

Seznam literatury

- [1] MACDONALD, Malcolm a Viorel BADESCU, ed. The international handbook of space technology. Berlin: Springer, 2014. ISBN 978-3-642-41100-7.
- [2] SFORZA, P. M., BADESCU, Viorel, ed. Manned spacecraft design principles. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2016. Elsevier aerospace engineering series. ISBN 978-012-8044-254.
- [3] LAUNIUS, Roger D. a Dennis R. JENKINS. Coming home: reentry and recovery from space. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, 2012. ISBN 978-016-0910-647.
- [4] AEROTHERMODYNAMICS OF BLUNT BODY ENTRY VEHICLES [online]. [cit. 2019-04-29]. Dostupné z: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.475.2417&rep=rep1&type=pdf>
- [5] REED, R. Dale a Darlene LISTER. Wingless flight: the lifting body story. Washington, DC: For sale by the U.S. G.P.O., Superintendent of Documents, 1997. ISBN 01-604-9390-0.
- [6] Development of aviation technology [online]. [cit. 2019-05-14]. Dostupné z: <http://www.century-of-flight.net/Aviation%20history/evolution%20of%20technology/Lifting%20Bodies.htm#r>
- [7] VIVIANI, Antonio a Giuseppe PEZZELLA. Aerodynamic and aerothermodynamic analysis of space mission vehicles. New York, NY: Springer, 2014. ISBN 978-331-9139-265.
- [8] The Aeronautics of the Space Shuttle [online]. NASA, 2003 [cit. 2019-05-14]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/audience/forstudents/9-12/features/F_Aeronautics_of_Space_Shuttle.html
- [9] Thermal Protection System Technologies for Enabling Future Sample Return Missions [online]. NASA [cit. 2019-05-16]. Dostupné z: https://www.lpi.usra.edu/decadal/sbag/topical_wp/EthirajVenkatapathy.pdf
- [10] Thermal protection system technology and facility needs for demanding future planetary missions [online]. NASA, 2004 [cit. 2019-05-17]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/publication/234437942_Thermal_protection_system_technology_and_facility_needs_for_demanding_future_planetary_missions
- [11] Reinforced Carbon-Carbon [online]. NASA, 2002 [cit. 2019-05-17]. Dostupné z: <https://spaceflight.nasa.gov/shuttle/reference/shutref/orbiter/tps/carbon.html>
- [12] High-Temperature Reusable Surface Insulation Tiles [online]. NASA, 2002 [cit. 2019-05-17]. Dostupné z: <https://spaceflight.nasa.gov/shuttle/reference/shutref/orbiter/tps/hrcitiles.html>

- [13] Fibrous Refractory Composite Insulation Tiles [online]. NASA, 2002 [cit. 2019-05-17]. Dostupné z: <https://spaceflight.nasa.gov/shuttle/reference/shutref/orbiter/tps/frcitiles.html>
- [14] Low-Temperature Reusable Surface Insulation Tiles [online]. NASA, 2002 [cit. 2019-05-17]. Dostupné z: <https://spaceflight.nasa.gov/shuttle/reference/shutref/orbiter/tps/lrsitiles.html>
- [15] Advanced Flexible Reusable Surface Insulation Blankets [online]. NASA, 2002 [cit. 2019-05-17]. Dostupné z: <https://spaceflight.nasa.gov/shuttle/reference/shutref/orbiter/tps/blankets.html>
- [16] Heat Shield Paves the Way for Commercial Space [online]. NASA, 2013 [cit. 2019-05-17]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140000085.pdf>
- [17] MESEGUER, José, Isabel PÉREZ-GRANDE a Angel SANZ-ANDRÉS. Spacecraft thermal control. Philadelphia: Woodhead Pub., 2012. Woodhead Publishing in mechanical engineering. ISBN 978-1-84569-996-3.
- [18] Woven Thermal Protection System [online]. NASA, 2015 [cit. 2019-05-17]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/ames-partnerships/technology/technology-opportunity-woven-thermal-protection-system>
- [19] REES, Martin J., ed. Vesmír: [obrazová encyklopedie]. V Praze: Knižní klub, 2006. ISBN 80-242-1668-X.
- [20] POKORNÝ, Zdeněk a Michal ŠVANDA. Planety. Druhé revidované a aktualizované vydání. Praha: Aventinum, 2015. Průvodce přírodou (Aventinum). ISBN 978-807-4420-566.
- [21] The Center for Planetary Science: Martian Atmosphere [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <http://planetary-science.org/mars-research/martian-atmosphere/>
- [22] Astronautix: Mercury [online]. [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: <http://astronautix.com/m/mercury.html>
- [23] ZAVÁZAL, Vladimír. Pilotovaná kosmonautika. Praha, 2011. ISBN 978-807-4450-600.
- [24] Historic spacecraft [online]. [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: https://historicspacecraft.com/Photos/Spacecraft/Mercury_MA-6_NASM_RK_2008_1.jpg
- [25] Gunter's space page: Discoverer [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/discoverer-2.htm
- [26] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-28]. Dostupné z: <https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/c/c4/Discoverer-1.jpg/260px-Discoverer-1.jpg>

- [27] SPACE 40: Velká encyklopedie družic a kosmických sond [online]. 2008 [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: <https://www.lib.cas.cz/space.40/INDEX1.HTM>
- [28] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/5/50/Venera_1_%28a%29_%28Memorial_Museum_of_Astronautics%29.JPG/170px-Venera_1_%28a%29_%28Memorial_Museum_of_Astronautics%29.JPG
- [29] JOHNSON, Nicholas L. Handbook of Soviet manned space flight. San Diego, Calif.: Univelt, 1980. Science and technology series (American Astronautical Society), v. 48. ISBN 08-770-3115-0.
- [30] Gunter's space page: Vostok-3K [online]. 2017 [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/vostok-3k.htm
- [31] [online]. [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: https://m.blog.hu/tr/transfesser/image/2016/gagarin_capsule.jpg
- [32] Gunter's space page: Gemini [online]. [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/gemini.htm
- [33] International Space Station (ISS) Soyuz Vehicle Descent Module Evaluation of Thermal Protection System (TPS) Penetration Characteristics [online]. NASA, 2013 [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20130013840.pdf>
- [34] [online]. [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: <https://thumbor.forbes.com/thumbor/1280x868/https%3A%2F%2Fblogs-images.forbes.com%2Fjimclash%2Ffiles%2F2016%2F02%2Fspace-capsule-600x395.jpg>
- [35] [online]. [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: https://www.hq.nasa.gov/alsj/CSM06_Command_Module_Overview_pp39-52.pdf
- [36] PLANETARY MISSION ENTRY VEHICLES [online]. NASA [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: <http://gpsm.spacescience.ro/ftp/vlad/Alpbach%202014/files/usefull%20stuff/Peter%20Falkner/System%20Engineering/Planetary%20Mission%20Entry%20Vehicles.pdf>
- [37] [online]. [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: <https://media.npr.org/assets/img/2017/06/21/apollo11-original-dccf169cfe6c7896a51cba92e80ec71beef9c50a.jpg?s=6>
- [38] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/e/e6/Mars_1_NASA.jpg/250px-Mars_1_NASA.jpg
- [39] Astronautix: FSW [online]. [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/f/fsw.html>
- [40] Gunter's space page: VBK-Raduga [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/vbk-raduga.htm

- [41] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/7/75/Viking_spacecraft.jpg/440px-Viking_spacecraft.jpg
- [42] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/9/98/Pioneer_Venus_orbiter.jpg/500px-Pioneer_Venus_orbiter.jpg
- [43] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-28]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/5/52/Vega_model_-_Udvar-Hazy_Center.JPG
- [44] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/4/45/Galileo_spacecraft_leaves_the_Orbiter.jpg
- [45] [online]. [cit. 2019-05-28]. Dostupné z: <https://science.ksc.nasa.gov/mars/mpfwwwimages/mpfsaef2.jpg>
- [46] Gunter's space page [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: https://space.skyrocket.de/img_sat/foton-11-mirka__1.jpg
- [47] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/d/de/Cassini_Huygens_Titan.jpg/500px-Cassini_Huygens_Titan.jpg
- [48] Astronautix: ARD [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/a/ard.html>
- [49] Gunter's space page [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: https://space.skyrocket.de/img_sat/ard__1.jpg
- [50] Astronautix: Shenzhou [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/s/shenzhou.html>
- [51] [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: https://farm9.staticflickr.com/8181/7885140618_d0c8dbb92e_b.jpg
- [52] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/1/10/DS-2_probes_with_mounting.jpg/290px-DS-2_probes_with_mounting.jpg
- [53] [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: <https://zdnet3.cbsistatic.com/hub/i/2014/08/29/aa3767cd-2f51-11e4-9e6a-00505685119a/d3c4efe426c3b7315e3d95b809f5ca72/20587.jpg>
- [54] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/0/01/Genesis_Capsule.JPG/440px-Genesis_Capsule.JPG

- [55] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/9/94/Opportunity_Lander_Petals_PIA04848.jpg/500px-Opportunity_Lander_Petals_PIA04848.jpg
- [56] Astronautix: SRE [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/s/sre.html>
- [57] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: <https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/b/be/ISRO-SCRE-1-Spacecraft-1.jpg/260px-ISRO-SCRE-1-Spacecraft-1.jpg>
- [58] Astronautix: Hayabusa [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/h/hayabusa.html>
- [59] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/3/3e/Replica_of_Hayabusa_capsule_at_JAXA_i.jpg/440px-Replica_of_Hayabusa_capsule_at_JAXA_i.jpg
- [60] Astronautix: Dragon [online]. [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: <http://astronautix.com/d/dragon.html>
- [61] NASA [online]. [cit. 2019-05-28]. Dostupné z: <https://www.nasaspaceflight.com/wp-content/uploads/2018/01/2018-01-13-223145.jpg>
- [62] Astronautix: Orbital Vehicle [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/o/orbitalvehicle.html>
- [63] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-28]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/0/0e/ISRO_Crew_Module_descent.jpg/220px-ISRO_Crew_Module_descent.jpg
- [64] Astronautix: Orion [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/o/orion.html>
- [65] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/8/80/Orion_with_ATV_SM.jpg
- [66] Gunter's space page: Starliner (CST-100) [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/cst-100.htm
- [67] Astronautix: Asset [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/a/asset.html>
- [68] Astronautix: Prime [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/p/prime.html>
- [69] Gunter's space page: IXV [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/ixv.htm
- [70] Gunter's space page: Dream Chaser Cargo [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/dreamchaser-cargo.htm

- [71] Astronautix: Space Shuttle [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/s/spaceshuttle.html>
- [72] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/4/41/Space_Shuttle_Columbia_launching.jpg/440px-Space_Shuttle_Columbia_launching.jpg
- [73] Astronautix: Bor 4 [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/b/bor-4.html>
- [74] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: <https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/e/e2/BOR-4S.jpg/600px-BOR-4S.jpg>
- [75] Astronautix: Bor 5 [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/b/bor-5.html>
- [76] Astronautix: Buran [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/b/buran.html>
- [77] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/b/b2/Buran_on_An-225_%28Le_Bourget_1989%29_%28cropped%29.JPG/480px-Buran_on_An-225_%28Le_Bourget_1989%29_%28cropped%29.JPG
- [78] U.S. air force: X-37B Orbital Test Vehicle [online]. [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: <https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104539/x-37b-orbital-test-vehicle/>
- [79] Astronautix: Dynasoar [online]. [cit. 2019-05-23]. Dostupné z: <http://astronautix.com/d/dynasoar.html>
- [80] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-23]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/7/71/NASA_Color_Dyna_Soar.jpg/440px-NASA_Color_Dyna_Soar.jpg
- [81] Astronautix: Shuguang 1 [online]. [cit. 2019-05-23]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/s/shuguang1.html>
- [82] Astronautix: HOTOL [online]. [cit. 2019-05-23]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/h/hotol.html>
- [83] Astronautix: HOPE [online]. [cit. 2019-05-23]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/h/hope.html>
- [84] Wikipedia [online]. [cit. 2019-05-23]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/en/7/70/HOPE-X_spacecraft.jpg
- [85] Astronautix: Hermes [online]. [cit. 2019-05-23]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/h/hermes.html>

[86] Gunter's space page: X-38 [online]. [cit. 2019-05-23]. Dostupné z: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/x-38.htm

[87] Astronautix: Kliper [online]. [cit. 2019-05-23]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/k/kliper.html>

[88] Gunter's space page: Dream Chaser [online]. [cit. 2019-05-23]. Dostupné z: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/dreamchaser.htm

Přílohy na CD

- I. Seznam návratových kosmických těles (.xlsx)