



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**PŘEHLED ZPŮSOBŮ NÁVRATU KOSMICKÝCH
LETADEL NA ZEMI**

AN OVERVIEW OF THE SPACECRAFT RE-ENTRY ON EARTH

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Jakub Macejko

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

BRNO 2022

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Jakub Macejko**
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce: **doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.**
Akademický rok: 2021/22

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Přehled způsobů návratu kosmických letadel na Zemi

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Bakalářská práce je zaměřena na přehled vývoje a technického řešení návratových problémů kosmických letadel. Kosmické lodě s posádkou nebo návratové moduly s vědeckými přístroji zakončují svůj let návratem do hustých vrstev atmosféry a přistáním pomocí reaktivních brzdících motorů a padákových systémů. Tyto manévry jsou spojeny s řadou problémů jako je aerodynamický ohřev. To vyžaduje nutnost volit vhodné trajektorie letu a používat tepelnou ochranu.

Cíle bakalářské práce:

Rešeršní formou zpracovat přehled historicko–technického vývoje návratových kosmických dopravních prostředků využívajících aerodynamických způsobů brzdění a disipace kinetické energie během návratu na Zemi. Přehled by měl zahrnovat dosavadní používané způsoby návratu od vztlakových těles, kosmických lodí, sond až po raketoplán.

Seznam doporučené literatury:

Letectví a kosmonautika, Aeromedia, a.s. ISSN 0024-1156.

Lála, P., Vítek, A. Malá encyklopedie kosmonautiky. Praha: Mladá fronta, 1982.

www.nasa.gov

www.kosmonautix.cz

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2021/22

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Táto bakalárska práca je rešeršnou prácou zaoberajúcou sa problematikou návratu kozmických plavidiel, sond, a iných telies na Zem. Práca je rozdelená do piatich kapitol. V prvých štyroch kapitolách, sa čitateľ dozvie o rozdelení spôsobov návratu, typoch návratových trajektórií a tepelnej problematike. V poslednej a najobsiahlejšej kapitole sa čitateľ dozvie o využívaných spôsoboch redukcie kinetickej rýchlosti v záverečných fázach návratu.

KLÚČOVÉ SLOVÁ

Kozmonautika, atmosférický návrat, trajektória, kozmické plavidlo

ABSTRACT

This bachelor's thesis is a research thesis describing the issue of the spacecraft, space probes, and other space bodies' re-entry on Earth. This thesis is divided into five chapters. In the first four chapters, the reader will learn about the distribution of re-entry methods, types of re-entry trajectories, and thermal issues. In the last and most comprehensive chapter, the reader will learn about the methods of kinetic energy reduction used in the final stages of re-entry

KEY WORDS

Cosmonautics, atmospheric re-entry, trajectory, spacecraft

BIBLIOGRAFICKÁ CITÁCIA

MACEJKO, Jakub. *Přehled způsobů návratu kosmických letadel na Zemi*. Brno, 2022. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/139862>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Vladimír Daněk.

ČESTNÉ PREHLÁSENIE

Prehlasujem, že som túto prácu na tému „*Prehľad spôsobov návratu kozmických plavidiel na Zem*“ vypracoval samostatne pod vedením pána doc. Ing. Vladimíra Daňka, CSc. s použitím odbornej literatúry a zdrojov uvedených v zozname použitej literatúry.

V Brne dňa:

.....

POĎAKOVANIE

Týmto chcem poďakovať vedúcemu práce pánovi doc. Ing. Vladimírovi Daňkovi, CSc. za jeho vedenie počas písania tejto práce, a taktiež za jeho postrehy a cenné rady. Tiež chcem poďakovať svojej rodine a najbližším priateľom za ich trpezlivosť a podporu počas štúdia.

OBSAH

OBSAH	13
ÚVOD	15
1. NÁVRAT KOZMICKÉHO PLAVIDLA NA ZEM	16
2. SPÔSOB ZOSTUPU	17
2.1 BALISTICKÝ ZOSTUP.....	19
2.2 POLOBALISTICKÝ ZOSTUP	21
2.3 AERODYNAMICKÝ ZOSTUP	23
3. NÁVRATOVÁ TRAJEKTÓRIA.....	26
3.1 STRMÁ BALISTICKÁ TRAJEKTÓRIA	26
3.2 PLOCHÁ BALISTICKÁ TRAJEKTÓRIA.....	26
3.3 PLYNULÁ KÍZAVÁ TRAJEKTÓRIA	27
3.4 TRAJEKTÓRIA S OPÄTOVNÝM VNORENÍM DO ATMOSFÉRY	27
4. TEPELNÁ PROBLEMATIKA.....	28
4.1 ABLATÍVNY PRINCÍP	28
4.2 IZOLAČNÝ PRINCÍP	29
5. SPÔSOB FINÁLNEJ REDUKCIE RÝCHLOSTI	30
5.1 PADÁKOVÉ SYSTÉMY	30
5.1.1 Kombinácia padákov s chytaním na lietadlách	33
5.1.2 Kombinácia padákov a motorov	34
5.2 VZTLAKOVÉ TELESÁ	35
5.3 RAKETOPLÁNY	36
5.4 RAKETY	39
5.4.1 Delta Clipper Experimental	39
5.4.2 Falcon 9 a Falcon Heavy.....	40
5.4.3 New Shepard.....	42
5.4.4 Starship	43
ZÁVER	44
ZOZNAM POUŽITEJ LITERATÚRY	45
ZOZNAM OBRÁZKOV	49
ZOZNAM POUŽITÝCH SKRATIEK A SYMBOLOV	50
ZOZNAM PRÍLOH.....	51
PRÍLOHA A -ZACHYTÁVANIE RAKETY ELECTRON.....	52
PRÍLOHA B – PRISTÁVANIE RAKETY FALCON 9.....	53
PRÍLOHA C – PRISTÁVANIE RAKETY FALCON HEAVY	54

ÚVOD

Časť kozmických plavidiel, sond a iných kozmických telies čaká počas svojej misie návrat z kozmu naspäť na zemský povrch. Práve návrat kozmického plavidla na Zem je jeden z najkritickejších a najťažších momentov počas celej doby trvania misie. Úspešné zvládnutie návratu je preto veľmi dôležitou časťou prípravy a návrhu konštrukcie plavidla, ako aj plánovania celej misie.

Problémov a otázok, s ktorými sa musia vedeckí pracovníci vysporiadať počas návrhu spôsobu návratu kozmického plavidla je hneď niekoľko. V tejto práci si ich postupne predstavíme a uvedieme doposiaľ využívané riešenia týchto problémov.

V prvej kapitole si ozrejníme hlavný problém, ktorý nás bude sprevádzať celou prácou. V nasledujúcej kapitole si už rozdelíme tri hlavné spôsoby návratu kozmického plavidla na základe fyzikálnych princípov, ktoré využívajú. V tretej kapitole si predstavíme štyri základné trajektórie návratu, a tiež si povieme rozdiely medzi nimi. Vo štvrtej kapitole stručne nahliadneme do tepelnej problematiky a spôsobov jej riešenia. Na záver si predstavíme doposiaľ využívané spôsoby redukcie kinetickej energie v záverečnej fáze návratu, kde si mimo iného povieme niečo o postupe počas návratu raketoplánov, koncepte vztlakových telies, ale aj o návrate prvých stupňov raketových nosičov.

Celá práca je koncipovaná ako rešeršná, pričom sa bral dôraz na komplexné a stručné nahliadnutie do celej problematiky návratu kozmických plavidiel. Preto je táto práca vhodná ako úvod do tejto problematiky pre neznalých čitateľov.

1. NÁVRAT KOZMICKÉHO PLAVIDLA NA ZEM

Každé kozmické plavidlo sa musí počas svojej misie vo vesmíre pohybovať vysokými rýchlosťami. Najčastejšie obiehajú kozmické plavidlá po rôznych trajektóriách okolo Zeme. Na to, aby sa udržali na týchto trajektóriách musia dosahovať rýchlosti minimálne rovnajúce sa 1. kozmickej rýchlosti, ktorá je závislá na výške, v ktorej dané teleso obieha Zem podľa rovnice 1 nasledovne.

$$v_{k1} = \sqrt{\frac{\mu}{R + h}} \quad (1)$$

Kde:

v_{k1} – 1. kozmická rýchlosť [ms^{-1}]

μ – gravitačný parameter planéty [m^3s^{-2}]

R – polomer planéty [m]

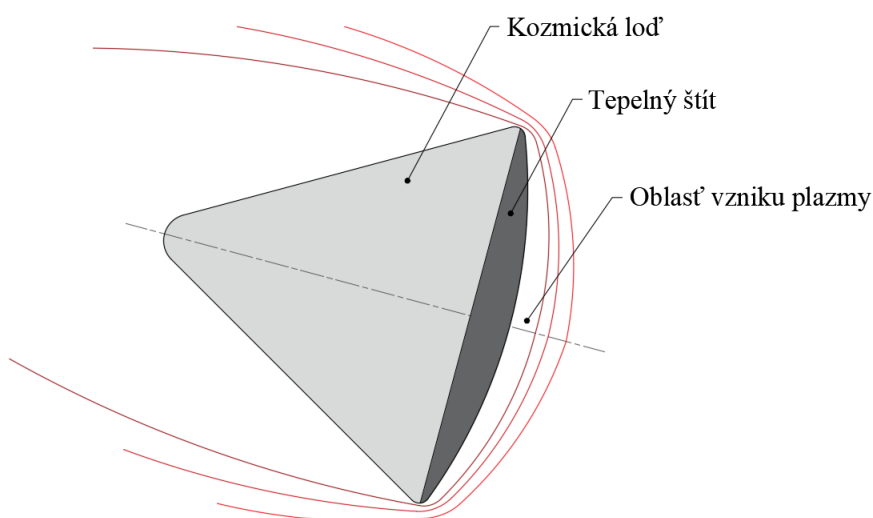
h – nadmorská výška [m]

Po dosadení parametrov Zeme a výšky obežnej dráhy do vzťahu pre výpočet prvej kozmickej rýchlosti môžeme získať rýchlosť, akou sa musí teleso pohybovať, aby sa na tejto dráhe udržalo. Z tejto rýchlosti, prípadne z väčšej rýchlosti a pre prípad medziplanetárnych letov aj z rýchlosti vyššej ako je 2. kozmická rýchlosť, musí teleso počas návratu cez husté vrstvy atmosféry spomaliť, až nakoniec pristáť na pevnine, prípadne na morskej hladine. Zbavenie sa tak veľkej rýchlosti a tým spojenej kinetickej energie nie je vôbec ľahké a spája sa s tým mnoho problémov.

Celkovo môžeme rozdeliť problematiku návratu kozmického plavidla na dve fázy. Prvou z nich je úvodný vstup do atmosféry a prechod cez vrchné vrstvy atmosféry. V tejto fáze sa kozmické plavidlo zbavuje väčšiny kinetickej energie pôsobením atmosférického odporu a vztlaku. V druhej fáze, kedy sa kozmické plavidlo nachádza v nižších vrstvách atmosféry a viac už nedokáže efektívne spomaľovať, musí kozmické plavidlo využívať iné spôsoby na zníženie kinetickej energie, napríklad padákové systémy, raketové motory, prípadne ich kombinácie.

2. SPÔSOB ZOSTUPU

Asi najkritickejším obdobím počas návratu kozmického plavidla na Zem je prechod cez vrchné vrstvy atmosféry. Vrchné vrstvy atmosféry aj napriek svojej pomerne nízkej hustote dokážu vytvoriť v spojení s vysokou rýchlosťou nemalé problémy. Počas prechodu týmito vrstvami dochádza k ohrevu celého plavidla vplyvom trenia na povrchu plavidla, ale hlavne vplyvom vzniku plazmy v okolí plavidla. Táto plazma vzniká v oblasti pred tepelným štítom (vid'. obr. 1). Vznik plazmy je zapríčinený vplyvom nedostačujúcej rýchlosti obtekania plynov okolo kozmického plavidla a následnej kompresii týchto plynov do stavu plazmy, ktorá dosahuje teploty niekoľko tisíc stupňov Celzia. Preto musia všetky kozmické plavidlá používať rôzne tepelné štíty tak, aby nedošlo k poškodeniu plavidla a prípadnému rozpadnutiu. Dôležitosť dokonalosti tejto súčasti kozmických plavidiel nám potvrdzuje aj dôsledok pomerne malého poškodenia nábežnej hrany krídla raketoplánu Columbia počas štartu, následkom čoho počas návratu došlo vplyvom pôsobiacich síl a tepla k porušeniu integrity tepelného štítu a následne k rozpadu raketoplánu. [1] [2]



Obr. 1 Ilustrácia návratu kozmickej lode

Avšak vrchné vrstvy atmosféry neprinášajú len problémy. V značnej miere pomáhajú kozmicému plavidlu zbaviť sa kinetickej energie a tým aj rýchlosti. Pre predstavu, raketoplány vstupovali do atmosféry hypersonicky s rýchlosťou približujúcou sa rýchlosti Mach 25, čo je približne 8,5 km/s. V podstate väčšinu kinetickej energie sa kozmické plavidlá zbavujú práve vo vrchných častiach atmosféry pomocou rôznych síl, ktoré pôsobia na plavidlá. Na základe toho, aké sily pôsobia na kozmické plavidlo počas jeho návratu delíme zostupy na: [1] [3]

- balistické
- polobalistické
- aerodynamické

Hlavným ukazovateľom pre toto rozdelenie je aerodynamická jemnosť, ktorá je definovaná ako pomer aerodynamického vztlaku a odporu telesa, respektíve ich súčiniteľov podľa vzťahu v rovnici 2. [1]

$$K = \frac{C_L}{C_D} \quad (2)$$

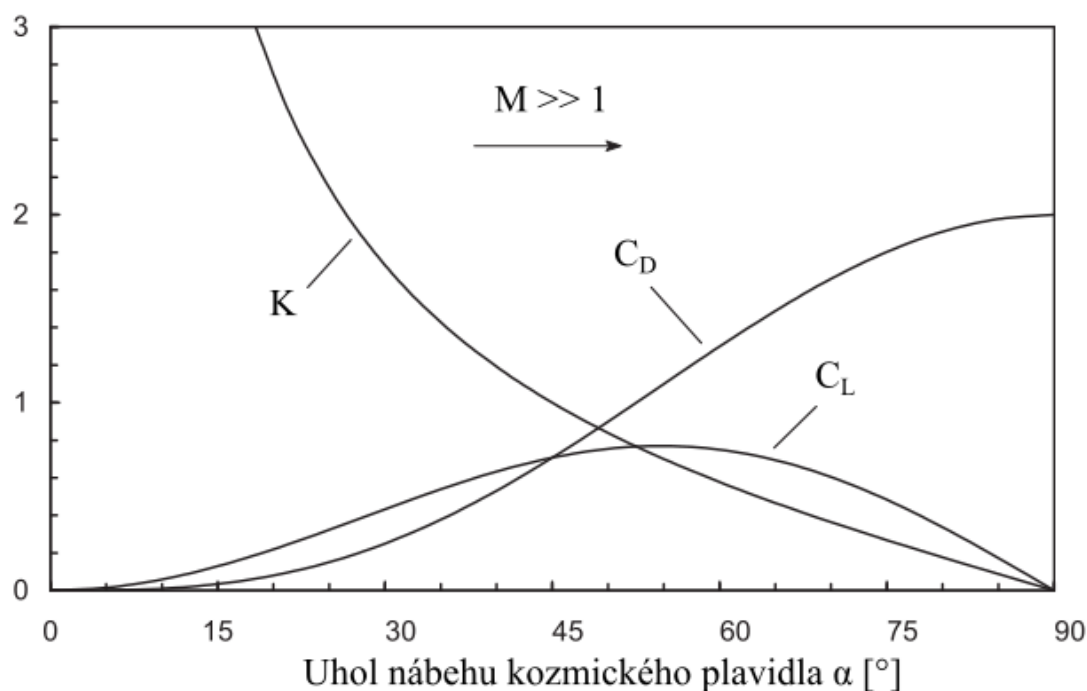
Kde:

K – aerodynamická jemnosť [1]

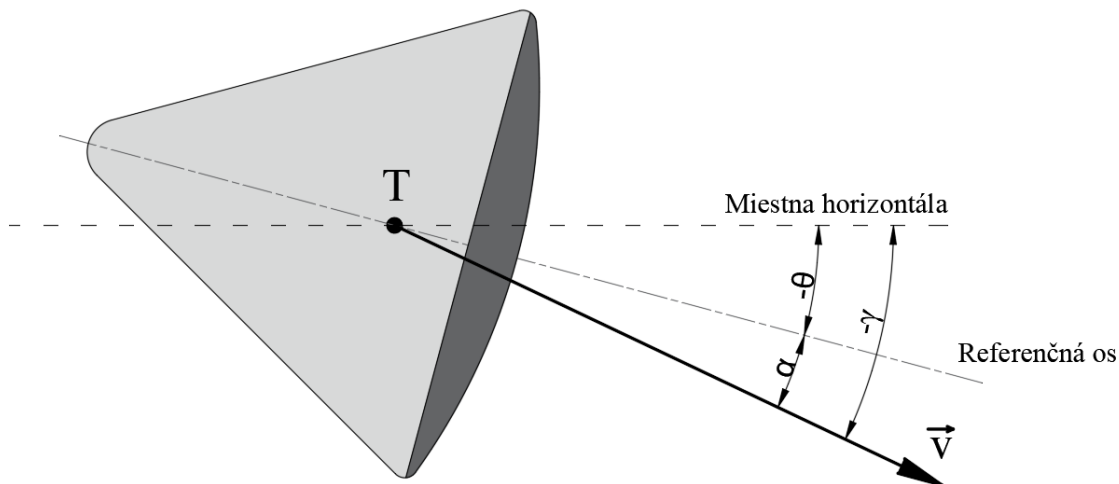
C_L – súčiniteľ aerodynamického vztlaku [1]

C_D – súčiniteľ aerodynamického odporu [1]

Ako si môžeme všimnúť v grafe na obr. 1, ktorý platí pre vstupné rýchlosti o hodnote aj v desiatkach jednotiek Mach, tak z veľkej časti závisí aerodynamická jemnosť na uhle nábehu kozmického plavidla. Uhol nábehu kozmického plavidla označovaný gréckym písmenom α je uhol medzi vektorom rýchlosti nabiehajúceho prúdu vzduchu v a referenčnou osou telesa. Referenčnou osou telesa je bežne pozdĺžna osa kozmického plavidla. Znázornenie tohto uhlu si môžeme všimnúť na obr. 3. [1] [5]



Obr. 2 Graf závislosti aerodynamickej jemnosti, odporu a vztlaku na uhle nábehu kozmického plavidla [4]



Obr. 3 Uhly pri návrate na Zem

Okrem uhlu nábehu kozmického plavidla si na obr. 3 môžeme všimnúť aj ďalšie dva uhly. Týmito uhlami sú uhol vstupu do atmosféry označovaný gréckym písmenom γ a uhol θ , ktorý je pozdĺžnym sklonom kozmického plavidla voči horizontále. Vstupný uhol predstavuje uhol medzi miestnou horizontálou na dynamickej hranici atmosféry a vektorom rýchlosti telesa vracajúceho sa na Zem. Tento uhol dosahuje pri návrate záporné hodnoty. [1] [5]

V zásade pri týchto troch uhloch počas vstupu do atmosféry, ale aj počas výstupu z atmosféry platí konvencia podľa rovnice 3.

$$\alpha + \gamma = \theta \quad (3)$$

Kde:

α – uhol nábehu kozmického plavidla [$^{\circ}$]

γ – uhol vstupu do atmosféry [$^{\circ}$]

θ – uhol pozdĺžneho sklonu kozmického plavidla [$^{\circ}$]

2.1 Balistický zostup

Základom balistického zostupu je využitie aerodynamického odporu ($C_D > 0$) so zanedbateľným využitím aerodynamického vztlaku ($C_L \rightarrow 0$). Aerodynamická jemnosť týchto plavidiel sa preto približuje k hodnote nula ($K \rightarrow 0$). Hlavnými predstaviteľmi tohto spôsobu zostupu sú balistické rakety, no v minulosti tento spôsob využívali aj sovietske kozmické lode Vostok (vid'. obr. 4) a Voschod. [1] [6]



Obr. 4 Návratová kapsula lode Vostok po pristátí [7]

Hlavným problémom tohto zostupu bola nízka manévrovateľnosť počas zostupu, a tým pádom aj veľmi malá ovplyvniteľnosť miesta pristátia. Zároveň ďalším negatívom bol rýchly prechod cez vrchné vrstvy atmosféry, čo malo za následok vyššie preťaženia počas návratu.

Dôležitým prvkom pri balistickom zostupe je balistický koeficient, ktorý dáva do pomeru súčiniteľ aerodynamického odporu, efektívny prierez a hmotnosť telesa podľa nasledujúcej rovnice: [5]

$$B = \frac{C_D \cdot S}{m} \quad (4)$$

Kde:

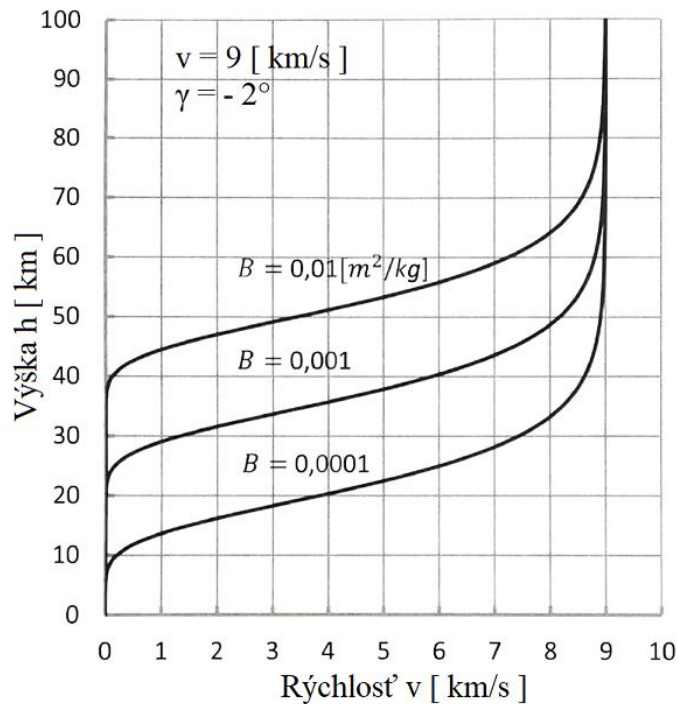
B – balistický koeficient [m^2kg^{-1}]

C_D – súčiniteľ aerodynamického odporu [1]

S – efektívny prierez [m^2]

m – hmotnosť telesa [kg]

Ako si môžeme všimnúť v grafe na obr. 5, balistický koeficient má zásadný vplyv na priebeh rýchlosti počas celého vstupu do zemskej atmosféry. Čím vyšší je balistický koeficient, tým skôr spomalí teleso vstupujúce do zemskej atmosféry.



Obr. 5 Graf závislosti priebehu výšky a rýchlosti na balistickom koeficiente [1]

2.2 Polobalistický zostup

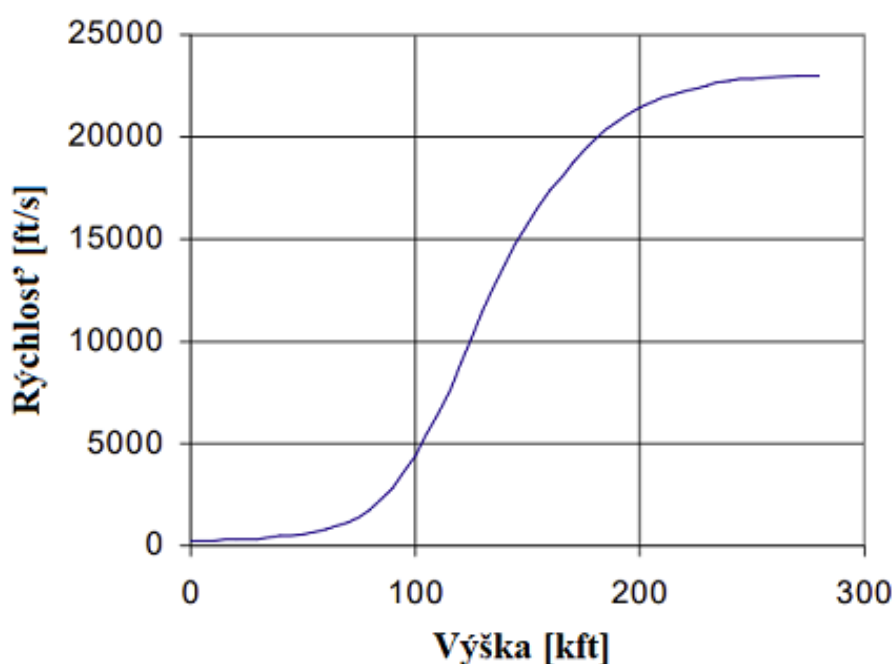
Najvyužívanejším spôsobom zostupu kozmickej lode je polobalistický zostup. Pri tomto zostupe, ako už názov naznačuje, sa z časti využíva princíp balistického zostupu. Okrem využitia aerodynamického odporu, využíva kozmické plavidlo v značnej miere aj aerodynamický vztlak. Aerodynamická jemnosť kozmických plavidiel s využívaním polobalistického zostupu dosahuje hodnoty $K = 0,2 - 0,3$. Aerodynamický vztlak sa pri kozmických lodiach konajúcich polobalistický zostup dosahuje vhodným natočením lode voči smeru pohybu lode. Hlavnými predstaviteľmi tohto spôsobu zostupu boli napríklad lode Apollo (viď obr. 6), ale aj lode Sojuz, či nové kozmické lode firmy SpaceX Dragon Crew. [1]



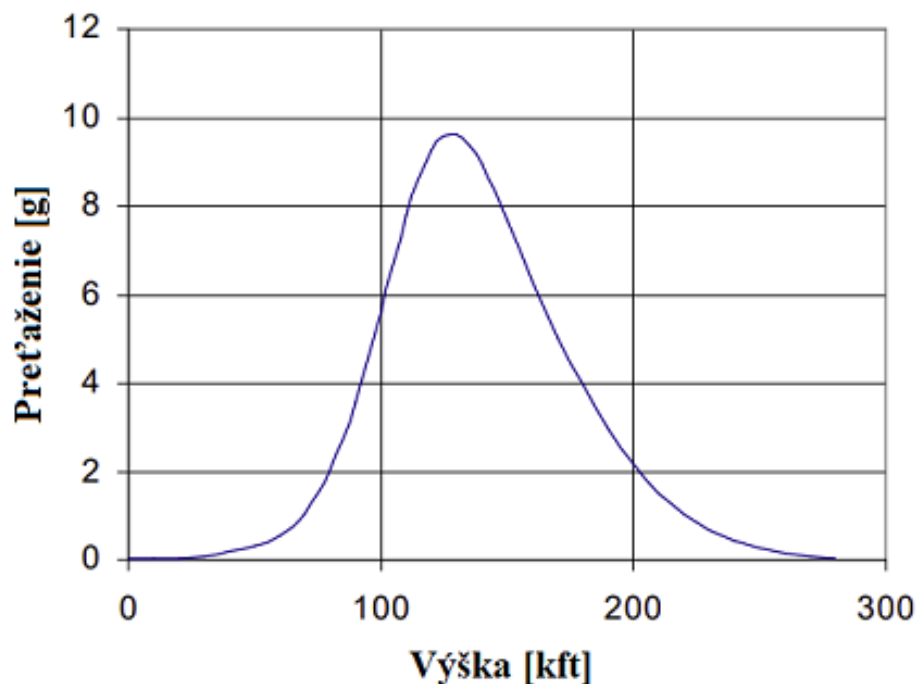
Obr. 6 Kozmická loď Apollo na morskej hladine [8]

Využitím aerodynamického vztlaku sa zvýšila manévrovateľnosť kozmických lodí počas návratu. Okrem zvýšenej manévrovateľnosti kozmickej lode dochádza v prípade polobalistického zostupu k menším preťaženiam. No napriek menším preťaženiam dochádza pri polobalistickom zostupe k väčšej disipácii kinetickej energie vo vyšších vrstvách atmosféry ako pri balistickom zostupe, a to hlavne pomocou tvaru návratovej trajektórie, ktorú si ešte ukážeme.

Približné priebehy rýchlosti a preťaženia od okamihu vstupu do atmosféry v závislosti na výške si môžeme pozrieť v grafoch na obr. 7 a obr. 8. Tieto grafy ukazujú priebehy pohybových veličín počas návratu kozmickej lode Mercury s ľudskou posádkou vo Februári 1962. [9]



Obr. 7 Priebeh rýchlosti počas návratu kozmickej lode Mercury [9]



Obr. 8 Priebeh preťaženia počas návratu kozmickej lode Mercury [9]

Ako si môžeme na predchádzajúcom grafe všimnúť, k maximálnej disipácii kinetickej energie dochádza pri výške okolo 130 000 ft, čo je v prepočte približne 40 km. Zároveň si môžeme všimnúť, že pri tomto type zostupu sa dosahujú pomerne vysoké preťaženia, až približne 9,5 g, čo znamená, že na človeka by pôsobila váha o hmotnosti 9,5-krát väčšej ako v pokojovom stave. Z tohto dôvodu museli byť všetci astronauti mimoriadne fyzicky zdatní a museli prejsť záťažovými testami.

2.3 Aerodynamický zostup

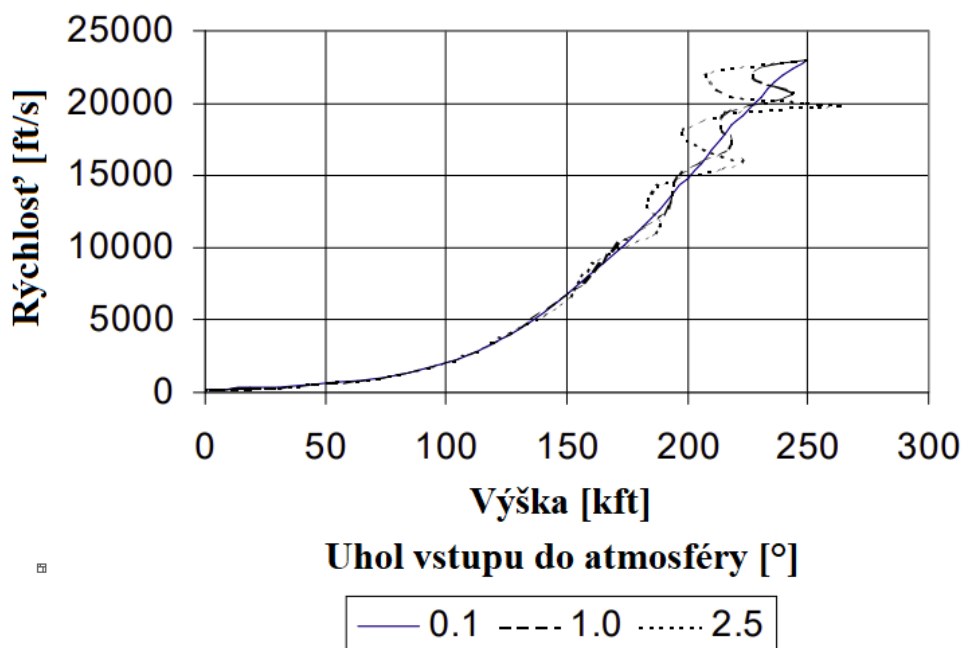
Pri aerodynamickom zostupe sa už z vysokej miery využíva aerodynamický vztlak kozmického plavidla pri návrate na Zem. Aerodynamická jemnosť pri aerodynamickom zostupe dosahuje hodnoty $K = 2 - 3$, vo výnimočných prípadoch aj viac. Aerodynamická jemnosť v tomto prípade vo veľkej miere závisí na vstupnej rýchlosti a uhlu vstupu do atmosféry. [1]

Tento typ zostupu využívajú len raketoplány (viď. obr. 9), ktorých návrh to dovoľuje. Pri aerodynamickom zostupe sa po vstupe do atmosféry kozmické plavidlo správa ako klasické lietadlo. To mu dovoľuje skvelo ovplyvňovať celý priebeh letu, obzvlášť miesto pristátia, čo je značnou výhodou.

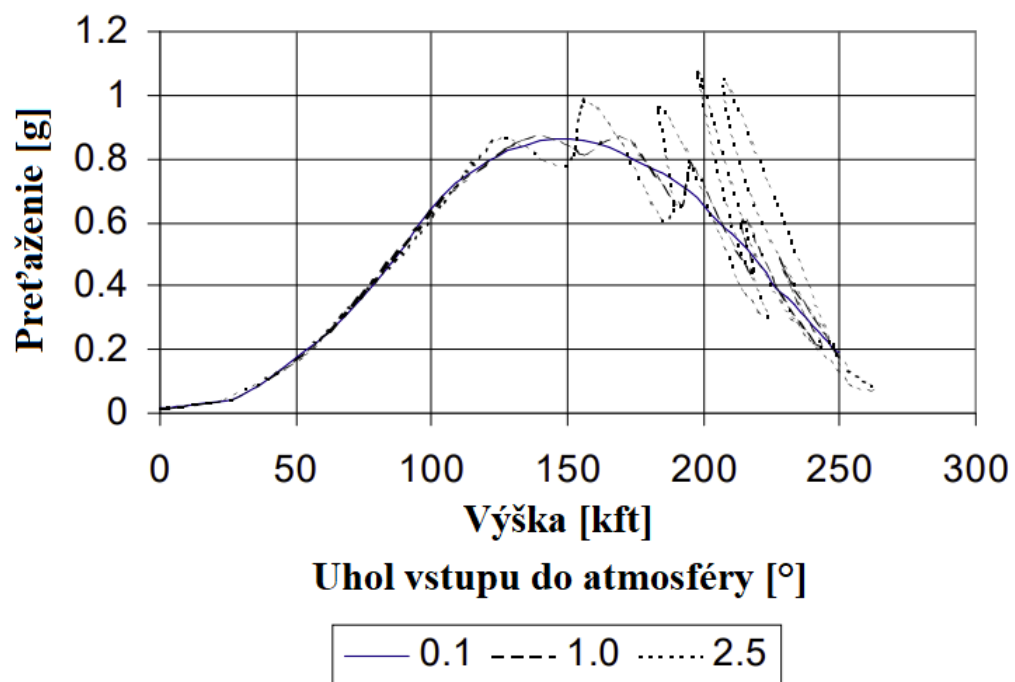


Obr. 9 Raketoplán počas pristávania [10]

Ako si môžeme všimnúť v grafoch na obr. 10 a obr. 11, priebeh rýchlosti aj preťaženia sa oproti polobalistickému zostupu líši hlavne v dosahovaných hodnotách. Pri aerodynamickom zostupe dochádza k zásadne menším preťaženiám, pričom maximálne hodnoty dosahujú len niečo nad $1g$, čo ma za následok aj dlhšie trvanie celého zostupu. Zároveň si môžeme všimnúť, že na priebeh má zásadný vplyv aj uhol vstupu do atmosféry. Pri zvyšujúcom sa uhle vstupu si všimneme, že kozmické plavidlo v určitých častiach prestane klesať a začne na chvíľu stúpať. To pomáha menšiemu mechanickému namáhaniu celého kozmického plavidla, a vytvára tak trajektóriu s opätovným vynorením a vnorením do atmosféry, ktorú si ukážeme v ďalšej kapitole.



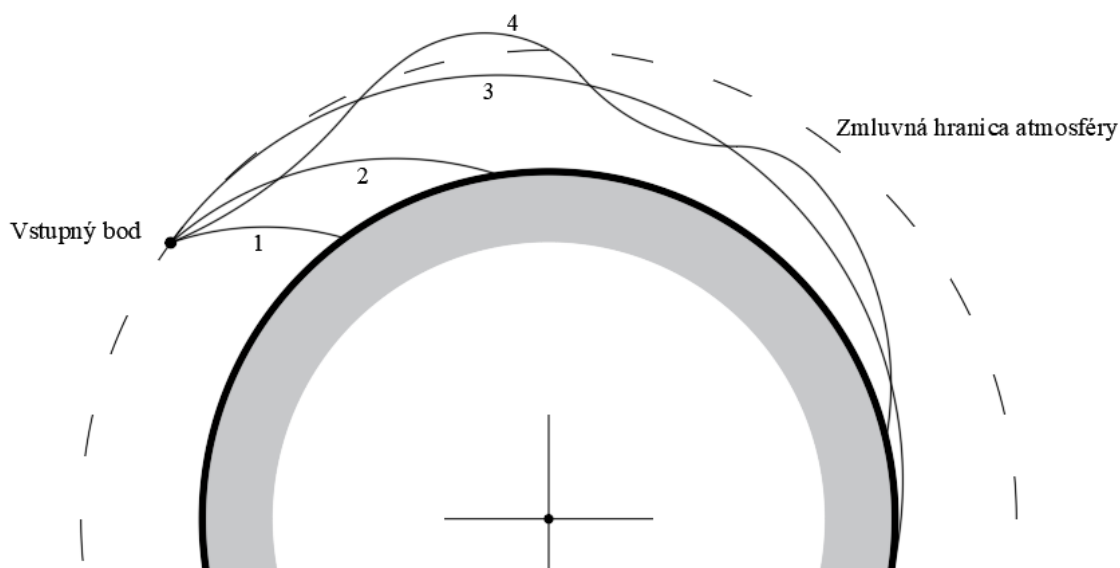
Obr. 10 Priebeh rýchlosti počas návratu raketoplánu [9]



Obr. 11 Priebeh preťaženia počas návratu raketoplánu [9]

3. NÁVRATOVÁ TRAJEKTÓRIA

Určenie správneho tvaru návratovej trajektórie je veľmi dôležité. Pomocou tvaru trajektórie vieme ovplyvniť vzniknuté namáhania, a taktiež miesto pristátia kozmického plavidla. Existuje celá rada návratových trajektórií, ktoré však môžeme rozdeliť na štyri najzakladanejšie a najpoužívanéjšie typy (vid'. obr. 12).



Obr. 12 Návratové trajektórie (1 - Strmá balistická, 2 - Plochá balistická, 3 - Plynulá kĺzavá, 4 - trajektória s odrazom a opätovným vnorením do atmosféry)

3.1 Strmá balistická trajektória

Prvým z nich je strmá balistická trajektória, pre ktorú je typickým znakom rýchly prechod cez husté vrstvy atmosféry a s tým spojené vysoké mechanické namáhania kozmického plavidla počas tohto prechodu. Zároveň sa počas návratu plavidla po tejto trajektórii dosahujú najväčšie preťaženia. Preto nie je úplne vhodná pre návrat ľudskej posádky. [1]

3.2 Plochá balistická trajektória

Ďalším je plochá balistická trajektória, ktorá je od strmej výrazne plochšia, čo má za následok pomalší prechod cez husté vrstvy atmosféry a s tým spojené nižšie mechanické namáhania kozmického plavidla. Avšak tento prechod trvá značne dlhšiu dobu, čo má za následok vyššie množstvo pohlteneho tepla počas prechodu hustými vrstvami atmosféry. [1]

3.3 Plynulá kĺzavá trajektória

Tretím typom je plynulá kĺzavá trajektória, pri ktorej sa využívajú vztlakové sily. Pri tomto type vieme pri možnosti ovládania vztlakových síl kozmického telesa ovplyvniť namáhania pôsobiace na kozmické plavidlo a zároveň ovplyvniť miesto pristátia. Pri návrate po tejto trajektórii sa zároveň nedosahujú až tak veľké preťaženia, čo je prínosné pre návrat ľudskej posádky, prípadne veľmi citlivých vedeckých prístrojov. [1]

3.4 Trajektória s opätovným vnorením do atmosféry

Posledným typom je trajektória s odrazením a opätovným vnorením do atmosféry, ktorý sa využíva pri plavidlách, ktoré majú na počiatku návratu vyššie rýchlosti, napríklad plavidlá vracajúce sa z medziplanetárnych letov. Pri tejto trajektórii kozmické plavidlo prvýkrát vstúpi do atmosféry za účelom zníženia kinetickej energie, následne kontrolované opäť vystúpi nad vrchné vrstvy atmosféry. Vstupy a následné výstupy z atmosféry sa môžu opakovať až pokiaľ teleso nedosiahne požadovanú rýchlosť na finálny vstup do atmosféry a pristátie na povrchu Zeme. [1]

Pri všetkých vyššie spomenutých trajektóriách, ale aj pri všetkých ostatných, je veľmi dôležité, aby teleso vstupujúce do atmosféry vstupovalo pod určitým uhlom. Pri prechode pod nižším uhlom ako je plánované podľa vstupnej rýchlosti by mohlo dôjsť k takzvanému odrazeniu od atmosféry naspäť do kozmu. Naopak pri vstupe pod vyšším uhlom by mohlo dôjsť k nadmernému mechanickému a tepelnému zaťaženiu a následne k deštrukcii telesa počas prechodu vrchnými atmosférami Zeme.

4. TEPELNÁ PROBLEMATIKA

Ako sme už spomínali, pri prechode vrchnými vrstvami atmosféry dochádza k vysokému ohrevu kozmického plavidla pôsobením trenia a hlavne pôsobením tlaku na okolitú atmosféru, vplyvom čoho vzniká v okolí kozmického plavidla plazma, ktorá dosahuje teploty, ktoré vysoko preyšujú teploty tavenia materiálov používaných pri konštrukcii kozmických plavidiel. Preto musí mať každé kozmické plavidlo vracajúce sa na Zem tepelnú ochranu. Na tepelnú ochranu sa využívajú dva hlavné princípy.

4.1 Ablatívny princíp

Najpoužívanejšie tepelné štíty využívajú ablatívny princíp ochladzovania, kedy sa pôsobením tepla vzniknutého pri prechode atmosférou materiál štítu pomaly spaľuje/odparuje, čím odvádza teplo, a tak chráni zvyšok plavidla pred nadmerným prehrievaním. Tento spôsob ochrany využívali napríklad kozmické lode Vostok. Do dnešnej doby ho využívajú aj kozmické plavidla Sojuz, a taktiež najnovšie používaná kapsula pre návrat posádky Crew Dragon od spoločnosti SpaceX. Štruktúru ablatívneho štítu si môžeme všimnúť na obr. 13 [11]



Obr. 13 Použitý tepelný štít kozmickej lode Apollo 8 [12]

4.2 Izolačný princíp

Ďalším princípom, ktorý sa využíval bol princíp izolácie plavidla. Na izoláciu sa využívajú materiály s veľmi nízkou tepelnou vodivosťou, ako sú napríklad kremíkové kompozity. Takýto druh tepelného štítu využívali raketoplány programu Space Shuttle (viď. obr. 14), ale taktiež raketoplány Buran. Tepelná vodivosť týchto tepelných štítov bola natoľko nízka, že bolo možné na krátku dobu chytiť do holých rúk kus tepelného štítu zahriateho na teplotu až 1200°C bez popálenia. Pri návrate raketoplánu dosahovala špička raketoplánu teploty 1500°C. [13]



Obr. 14 Tepelný štít raketoplánu [14]

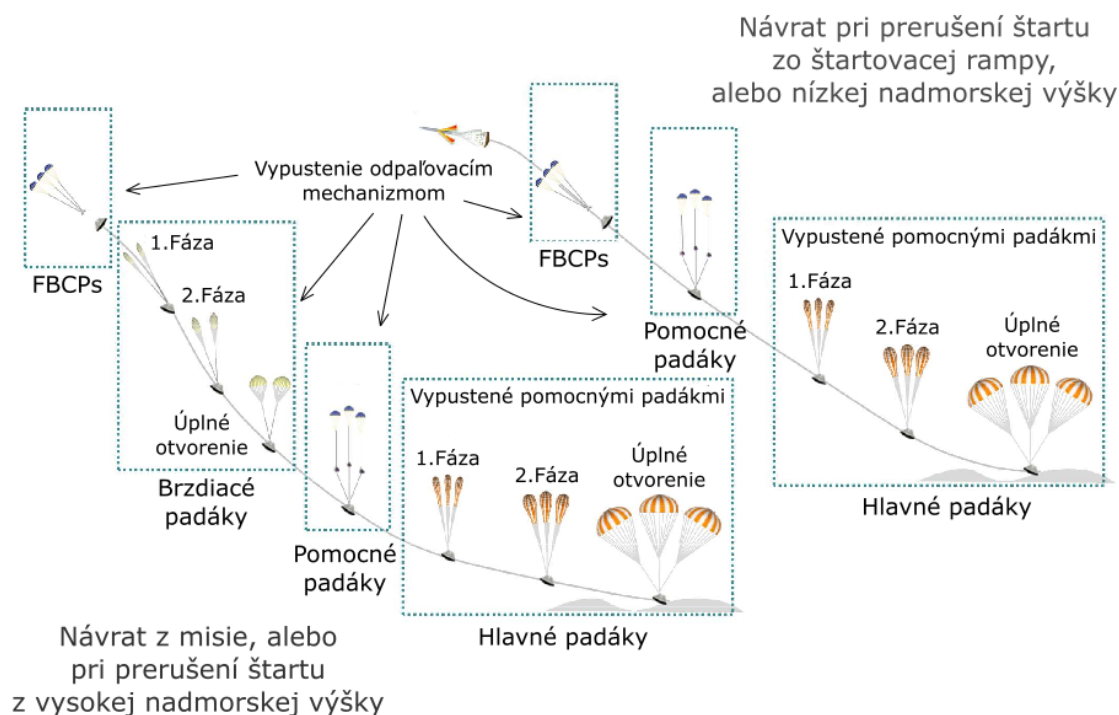
Ako si môžeme všimnúť, tepelné štíty nie sú vyrábané v jednom celku, ale skladajú sa z viacerým menších častí. Je to z dôvodu ľahšej manipulácie, ale v prípade raketoplánov aj z dôvodu krehkosti materiálu či možnosti opakovaného použitia. U raketoplánov boli jednotlivé dosky tepelného štítu po návrate na Zem skontrolované a v prípade veľkého poškodenia vymenené. Naopak nepoškodené dosky tepelného štítu sa znova použili, čím sa dokázala znížiť cena letov raketoplánov.

5. SPÔSOB FINÁLNEJ REDUKCIE RÝCHLOSTI

Vplyv atmosféry vie zbaviť kozmické plavidlo väčšiny kinetickej energie, avšak jednoznačne nás nedokáže zbaviť všetkej kinetickej energie. Rýchlosť, ktorá kozmickému plavidlu ostane po prechode vrchnými vrstvami atmosféry je stále nebezpečne vysoká a musí sa pred finálnym pristaním na Zem zredukovať. Preto musia všetky kozmické plavidlá využívať nejaký systém, ktorý im dovolí sa tejto zvyšnej rýchlosti bezpečne zbaviť tak, aby mohla kozmická loď bez problémov dosadnúť na Zem.

5.1 Padákové systémy

Najpoužívanejším systémom na redukovanie zvyšnej rýchlosti sú padákové systémy. Tie sa využívajú od úplných začiatkov až do dnes. Dôvodom ich používania je, že sú veľmi praktické a spoľahlivé, aj keď zaberajú v kozmickom plavidle pomerne veľký priestor a zároveň majú veľkú hmotnosť. Systém padákov spravidla využíva otváranie na viacero krokov tak, aby došlo k spoľahlivému otvoreniu hlavných padákov s čo najnižším rizikom zlyhania.



Obr. 15 Schéma otvárania padákového systému [15]

Postup otvárania padákového systému si bližšie rozoberieme na padákovom systéme najnovšej kozmickej lode Orion z dielne NASA. Ako si na prvý pohľad môžeme všimnúť, postup otvárania sa delí podľa toho, či sa jedná o návrat z obežnej dráhy Zeme, alebo sa jedná o návrat po evakuačnej sekvencii pri štarte z malých výšok. [16]

V prípade klasického návratu z obežnej dráhy Zeme sa padáky otvárajú v štyroch krokoch (viď. obr. 15). V prvom kroku sa z vrchnej časti lode vypustia FBCPs (Front Bay Cover Parachutes) padáky pomocou odpaľovacieho mechanizmu, ktoré majú za úlohu zaistiť vyvodenie sily potrebnej na odstránenie vrchného krytu padákového systému (Front Bay Cover) a jeho bezpečné oddialenie od pristávacieho modulu. Štýl a tvar týchto padákov sa môže od každej kozmickej lode alebo sondy líšiť. No ako si môžeme všimnúť na obr. 16, tieto padáky sú pomerne malé a s veľkým počtom otvorov. Otvory v padákoch slúžia na vytváranie primeraného aerodynamického odporu tak, aby nedošlo k nadmernému zaťaženiu padákov. [16]



Obr. 16 FBCPs [17]

Po vypustení FBCPs padákov a odstránení vrchného krytu dôjde k vypusteniu brzdiacich padákov, opäť pomocou odpaľovacieho mechanizmu. Úlohou týchto padákov je stabilizovať kozmické plavidlo a následne ho spomaliť na rýchlosť dovoľujúcu otvorenie hlavných padákov. K úplnému otvoreniu brzdiacich padákov dochádza postupne v troch krokoch. V každom kroku sa padáky postupne viac otvárajú, čím zvyšujú svoj aerodynamický odpor a tým efektívne spomaľujú kozmickú loď bez zvýšeného rizika roztrhnutia padákov. [16]

Následne, po zredukovaní rýchlosti pomocou brzdiacich padákov dôjde k ich uvoľneniu a následnému vypusteniu pomocných padákov (viď obr. 17), opäť pomocou odpaľovacieho zariadenia. Tieto padáky majú za úlohu vyvinúť silu potrebnú na vypustenie hlavných padákov, ktoré sa už kvôli svojej veľkosti a hmotnosti nevypúšťajú pomocou odpaľovacieho zariadenia. Ich veľkosť je v porovnaní s FBCPs padákmi väčšia z dôvodu potreby generovania väčšej sily pri nižších rýchlostiach ako u FBCPs padákoch. [15]



Obr. 17 Pomocné padáky [17]

Po vypustení pomocných padákov dochádza k otvoreniu hlavných padákov (viď. obr. 18), ktorých počet sa môže líšiť podľa hmotnosti a typu kozmického plavidla. V prípade kozmickej lode Orion pozostávajú hlavné padáky z troch jednotlivých padákov. K ich úplnému otvoreniu dochádza podobne ako pri brzdiacich padákoch postupne v troch krokoch. Úlohou hlavných padákov je spomaliť kozmickú loď na požadovanú rýchlosť pre bezpečné dosadnutie na pevninu, prípadne na morskú hladinu, ako sa to deje pri väčšine kozmických lodí v prípade NASA. [16]



Obr. 18 Hlavné padáky [18]

V prípade núdzového prerušenia štartu kozmického plavidla zo štartovacej rampy, alebo z nízkej nadmorskej výšky, a následnému katapultovaniu kozmickej lode do bezpečnej oblasti je sekvencia pre otváranie padákového systému podobná ako pri klasickom návrate, a môžeme ju vidieť na obr. 15. Ako si môžeme všimnúť, tak jediným rozdielom je vynechanie brzdiacich padákov, keďže v tomto prípade kozmická loď nedosahuje tak veľké rýchlosti ako v prípade návratu z obežnej dráhy a návratu

z prerušeného štartu z vyššej nadmorskej výšky. V prípade núdzového prerušenia štartu vo vyšších nadmorských výškach je postup otvárania rovnaký ako v prípade návratu z obežnej dráhy. [16]

V prípade iných kozmických lodí alebo sond sa môže postup a princíp otvárania padákového systému mierne líšiť, avšak podstata ostáva rovnaká.

5.1.1 Kombinácia padákov s chytaním na lietadlách

Takýto, na prvý pohľad, pomerne exotický a nečakaný spôsob návratu kozmických plavidiel sa využíval hlavne na počiatku kozmickej éry, no používa sa aj dnes. Tento systém zachytávania sa využíval pri menších kozmických telesách, hlavne pri zachytávaní utajených špionážnych materiálov počas studenej vojny (program satelitov Corona). Taktiež sa tento systém využíval pri návrate dôležitých vedeckých prístrojov, pri ktorých hrozilo, že by bol obsah návratového modulu po dosadnutí na zemský povrch znehodnotený. Celý proces návratu bol totožný s plavidlami, ktoré využívali na návrat len padákové systémy, avšak niekoľko stoviek metrov nad zemou ich zachytili špeciálne upravené lietadlá (viď. obr. 19). Z dôvodu utajenia väčšiny týchto kozmických plavidiel a ich obsahu boli ich návratové trajektórie navrhované tak, aby končili v odľahlých častiach oceánov. Samozrejme, počas návratu sa mohli tieto plavidlá vychýliť z plánovaného kurzu. Preto boli plavidlá schopné bez vážnych poškodení odolať aj „tvrdému“ dosadnutiu na zemský povrch. Avšak v prípade plavidiel so špionážnym materiálom boli plavidlá vybavené samo-deštrukčným systémom, ktorý po určitom čase na mori obsah znehodnotil tak, aby sa nemohol dostať do nesprávnych rúk.



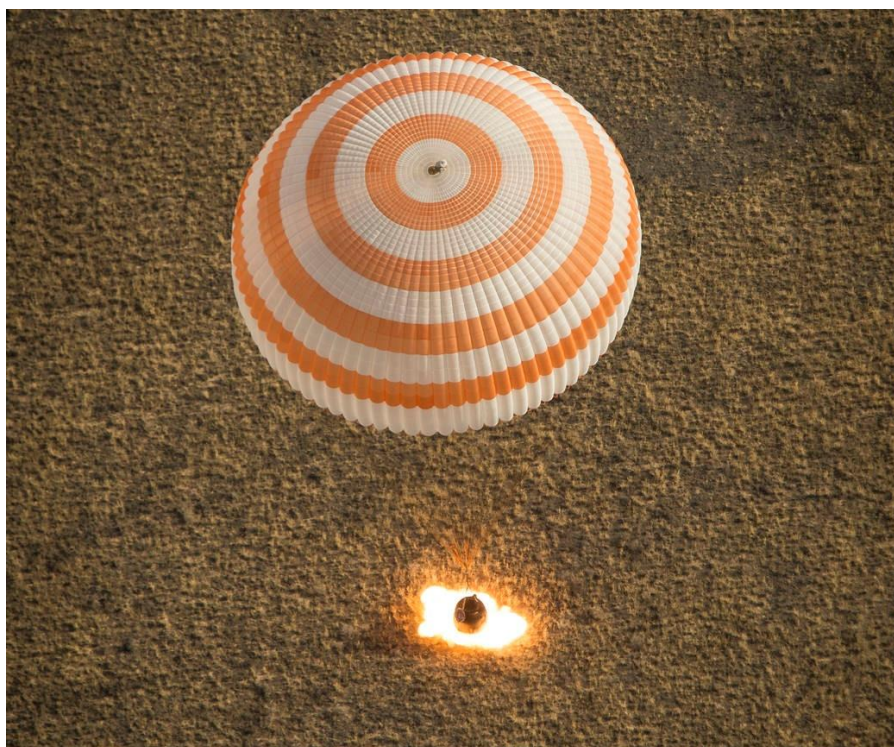
Obr. 19 Chytanie lietadlom [19]

Okrem zachytávania malých kapsúl s nazbieranými dátami sa v posledných rokoch snaží o takýto spôsob zachytávania aj spoločnosť Rocket Lab USA pri návrate prvého stupňa ich nosnej rakety Electron. Avšak v tomto prípade sa na zachytávanie využíva helikoptéra. Celý postup misie so zachytávaním si môžeme pozrieť v prílohe A. [20]

Počas prvého testu takéhoto spôsobu zachytávania nosnej rakety došlo k zachyteniu pomocou háku na helikoptére, avšak po chvíli ju z dôvodu odlišných zaťažujúcich charakteristík pilot pre vlastnú bezpečnosť a bezpečnosť helikoptéry pustil. Raketa následne pomocou padáku mätko dosadla na morskú hladinu, odkiaľ ju pomocou lode vytiahli na ďalšie skúmanie jej opätovného využitia. [21]

5.1.2 Kombinácia padákov a motorov

Ďalším spôsobom finálnej redukcie rýchlosti pred pristátím je kombinácia padákových systémov a reakčných motorov. Motory slúžia na zníženie pristávacej rýchlosti tesne pred dosadnutím na Zem (viď. obr. 20). Tieto motory fungujú na princípe automatického zapnutia pri vopred definovanej výške, spravidla len niekoľko metrov nad zemou tak, aby spomalili plavidlo ešte pred dosadnutím na povrch Zeme a tým zmiernili náraz pri dosadnutí. Takýto systém využívajú hlavne ruské lode Sojuz, ktoré na rozdiel od iných kozmických plavidiel pristávajú na pevný povrch. Výhodou tohto spôsobu je schopnosť využívania menších padákových systémov, čím sa znižuje celková hmotnosť plavidla.



Obr. 20 Spustenie pristávacích motorov [22]

5.2 Vztlakové telesá

Vztlakové telesá boli experimentálnymi plavidlami, ktoré mali za účel otestovať možnosť využitia vztlaku pri návrate kozmických plavidiel bez využitia konvenčných krídiel.

Tento unikátny spôsob využíval vztlak tvorený torzom telesa, ktoré malo spočiatku hlavne oválny tvar. Neskôr sa tvar týchto telies rôznymi spôsobmi menil a zdokonaľoval. Hlavným rozdielom medzi prvými a poslednými vyvinutými vztlakovými telesami bol tvar vrchnej a spodnej časti telesa. Najprv mali telesá spodnú časť oválnu a vrchnú plochú, čím si vyslúžili pomenovanie „Flying Bath“ (lietajúce vane). Niekoľko z posledných vztlakových telies už malo naopak spodnú časť plochú a vrchnú časť oválnu. [23]

Aj napriek rôznym modifikáciám v priebehu rokov a množstvu prototypov bol tento výskum ukončený z dôvodu zlej ovládateľnosti v malých výškach a pri pristávaní. Avšak ešte pred ukončením tohto výskumu dokázali niektoré telesá vytvoriť pozoruhodné rekordy. Asi najúspešnejším vztlakovým telesom bolo vztlakové teleso Northrop HL 10 (viď. obr. 21), ktoré dosiahlo rekordnú výšku pre vztlakové telesá 27 542 m, a taktiež maximálnu rýchlosť pre vztlakové telesá 1,861 Mach. [23] [24]



Obr. 21 Northrop HL-10 [25]

Aj keď tento projekt viedol svojím spôsobom do slepej uličky, priniesol veľa nových poznatkov do kozmonautiky, a aj vďaka tomuto projektu boli skonštruované raketoplány v podobe akú poznáme.

K podstate vztlakových telies sa v dnešnej dobe niektoré programy vracajú. Asi najambicióznejším programom, ktorý bol vo fáze testovania už v roku 2014 bol Dream Chaser (viď. obr. 22), ktorý mal slúžiť ako dopravný prostriedok pre až 7 člennú posádku na nízku obežnú dráhu. Avšak tento plán nebol nikdy naplnený. Namiesto toho vznikol

nový plán na využívanie tohto plavidla v autonómnej forme (bez ľudskej posádky), a to na zásobovanie medzinárodnej vesmírnej stanice ISS. [26]



Obr. 22 Dream Chaser [27]

5.3 Raketoplány

Raketoplány boli pomyselnou špičkou kozmických plavidiel. Vďaka nim sa postavila medzinárodná vesmírna stanica ISS, no taktiež bolo s ich pomocou možné opraviť Hubblov teleskop vo voľnom vesmíre.

Jedinečnosť týchto plavidiel spočívala v ich elegantnom riešení problematiky návratu. Ako sme si mohli všimnúť už na obr. 9 v časti o aerodynamickom spôsobe zostupu, pripomínajú klasické lietadlá. To dovoľovalo týmto plavidlám využívať aerodynamický vztlak pri zostupe a tým znížiť mechanickú záťaž na celé plavidlo.

Návrat týchto plavidiel sa z veľkej časti podobal pristávaniu konvenčných lietadiel. Avšak problematika pri pristávaní raketoplánov spočívala v ich rýchlosti, váhe, a najmä v absencii použitia motorov. Počas celého zostupu nemali raketoplány k dispozícii žiadne motory, ktoré by vytvárali potrebný ťah na uskutočnenie klasického atmosférického letu. Jediné motory, ktoré boli dostupné boli manévrovacie motory na manévrovanie v otvorenom vesmíre a stabilizáciu počas vstupu do atmosféry. Preto by sa dali raketoplány počas fázy pristávania viac prirovnáť k vetroňom. Na rozdiel od vetroňov však raketoplány nedokázali vyvinúť až tak veľký vztlak. Z toho dôvodu museli raketoplány pristávať s väčšou rýchlosťou ako klasické lietadlá. Pre porovnanie, Boeing 747 má pristávaciu rýchlosť približne 270 km/h, zatiaľ čo raketoplány pristávali pri rýchlosti približne 350 km/h [28] [29].

Na pristátie raketoplánu bola potrebná nadrozmerne dlhá pristávacia dráha, preto bolo možné s raketoplánom pristáť len na určitých miestach. Celkovo bolo klasifikovaných niekoľko možných miest na pristátie podľa orbity, z ktorej sa raketoplán vracal naspäť na

Zem. Najčastejšie bola využívaná pristávacia dráha v Kennedyho vesmírnom stredisku s dĺžkou pristávacej dráhy 4 572 m, avšak ešte pred postavením tejto pristávacej dráhy sa využívala pristávacia dráha na Edwardsovej leteckej základni, kde sa nachádza hneď niekoľko pristávacích dráh na vyschnutom soľnom jazere. [29].

Ako môžeme vidieť na obr. 23, celý proces návratu raketoplánov začínal hodinu pred pristátím na Zemi deorbitačným zážihom motorov. Toto spustenie motorov a následné spomalenie raketoplánu malo za úlohu nasmerovať raketoplán na návratovú trajektóriu. Približne 30 minút pred pristátím vošiel raketoplán do atmosféry, a tým sa začala jeho najťažšia fáza celého letu. Po dosiahnutí maximálnej teploty počas návratu a znovu obnoveniu komunikačných kanálov s letovým strediskom nasledovala pristávacia sekvencia (vid'. obr. 24). Počas tejto fázy letu klesal raketoplán pod uhlom približne 20°. Asi 30 sekúnd pred pristátím začal raketoplán takzvaný „Preflare“ manéver, počas ktorého dochádza k zdvihnutiu nosu raketoplánu alebo iného lietadla tesne pred pristátím. Uhol, pod ktorým raketoplány pristávali bol 1,5°. Ako posledné, 14 sekúnd pred dosadnutím na zemský povrch raketoplán vysunul podvozok a následne bol pripravený na pristátie. [29]

Deorbitačný zážih motorov

60 min. do pristátia

Výška: 282 km

Rýchlosť: 26 498 km/h



Vstup do atmosféry

31 min. do pristátia

Výška: 122 km

Rýchlosť: 25 898 km/h



Maximálny aerodynamický ohrev

20 min. do pristátia

Výška: 70 km

Rýchlosť: 24 200 km/h



Obnova spojenia

12 min. do pristátia

Výška: 55 km

Rýchlosť: 13 317 km/h



Koncová oblasť riadenia

Energetický manažment

5,5 min. do pristátia

Výška: 25 km

Rýchlosť: 2 735 km/h



Začiatok Pristávacej sekvencie

86 s do pristátia

12 km ku pristávacej dráhe

Rýchlosť: 682 km/h



Obr. 23 Návratový manéver [29]

Začiatok pristávacej sekvencie

86 s do pristátia

Výška: 3 048 m

Rýchlosť: 682 km/h

12 km ku pristávacej ploche

**Zahájenie vyrovnávania**

32 s do pristátia

Výška: 533 m

Rýchlosť: 565 km/h

3,2 km ku pristávacej ploche

Sklon 20°

**Dokončenie vyrovnávania**

17 s do pristátia

Výška: 41 m

Rýchlosť: 496 km/h

1 079 m ku pristávacej ploche



Natočenie na sklon 1,5°

Vysunutie podvozku

14 s do pristátia

Výška: 27 m

Rýchlosť: 430 km/h

335 m ku pristávacej ploche



Sklon 1,5°

Pristátie:

689 m od konca

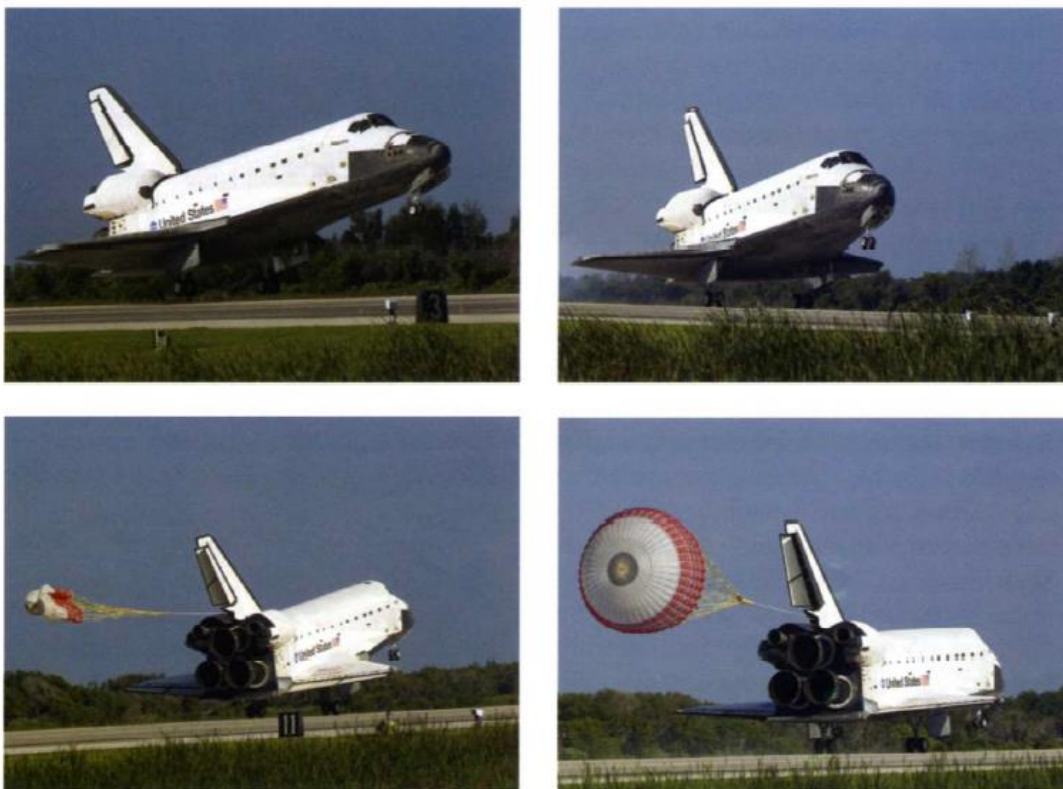
pristávacej plochy

Rýchlosť: 346 km/h



Obr. 24 Pristávacia sekvencia [29]

Po dosadnutí raketoplánu na pristávaciu plochu hlavným podvozkom vypustil raketoplán zo svojej zadnej časti brzdiaci padák (vid'. obr. 25). K úplnému otvoreniu brzdiaceho padáku došlo až po dosadnutí predného podvozku pri rýchlosti približne 296 km/h. Brzdiaci padák slúžil ako pomoc pri spomalení, čím sa znížila potrebná dĺžka už aj tak dlhej pristávacej plochy. Po úplnom otvorení mal padák priemer 12,2 metra. Spolu s brzdiacim padákom bol vypustený podobne ako pri spôsobe návratu pomocou padákových systémov aj pomocný padák s priemerom 2,7 metra. Po spomalení raketoplánu na rýchlosť približne 56 km/h došlo k automatickému odpojeniu padákov. [29]



Obr. 25 Pristávanie raketoplánu [30]

5.4 Rakety

Ďalším, v dnešnej dobe veľmi rýchlo rozvíjajúcim sa spôsobom návratu je návrat nosných rakiet pomocou raketových motorov. Tento návrat raketových nosičov môže výrazne znížiť náklady na vesmírne lety, čo je jedným z problémov všetkých vesmírnych programov.

5.4.1 Delta Clipper Experimental

Prvé pokusy o zostrojenie rakety, ktorá by pristávala pomocou raketových motorov naspäť na zemský povrch vznikali spolu s raketou DC-X (Delta Clipper Experimental). Táto raketa vznikla vďaka iniciatíve NASA o vytvorenie znovu použiteľného raketového systému. [31]

Raketa DC-X mala za úlohu otestovať schopnosť pristávania rakiet čisto pomocou raketových motorov. Celkovo bolo uskutočnených 8 letov pôvodnej rakety DC-X. Počas týchto letov dosiahla raketa maximálnu výšku 2500 m, pri ktorej raketa demonštrovala návratový otočný manéver. Tento manéver pozostával z natočenia rakety tak, aby nos rakety smeroval 10° pod horizont, a následnej rotácie o 138° tak, aby raketa pristávala s nosom smerujúcim nahor. Nanešťastie, počas tohto manévru došlo k prasknutiu trupu rakety a následnému zlyhaniu. [31] [32]

Z tohoto dôvodu došlo k úprave rakety, hlavne v oblasti tuhosti celého trupu a jednotlivých nádrží na palivo, a vznikla tak raketa DC-XA (Delta Clipper Experimental

Advance), vid' obr. 26. Táto nová verzia uskutočnila celkovo 4 lety, počas ktorých došlo aj k rýchlemu, iba 26 hodinovému opätovnému štartu rakety, čo malo za úlohu demonštrovať spôsobilosť rakety opätovného štartu v krátkom časovom intervale. Počas štvrtého letu rakety DC-XA nedošlo pri pristávaní k vysunutiu jednej zo štyroch pristávacích nôh, kvôli čomu došlo po pristátí k prevráteniu rakety a následnému výbuchu. Po tomto výbuchu bol tento projekt ukončený. [31] [32]



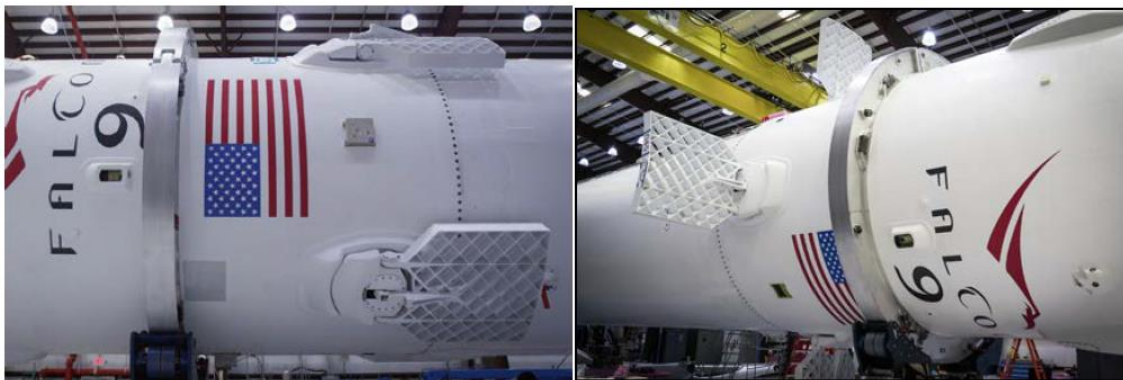
Obr. 26 DC-XA [32]

Napriek neúspešnému testovaniu bol tento program označený za úspech, pretože došlo k otvoreniu dverí pre ďalší vývoj a posun v oblasti znovu použiteľnosti raketových systémov. Aj tomuto projektu dnes môžeme vďačiť za postupné znižovanie cien pre vesmírne lety. [33]

5.4.2 Falcon 9 a Falcon Heavy

Ďalšou raketou, ktorá využíva pri pristávaní raketové motory je raketa Falcon 9 a jej modifikovaná verzia Falcon Heavy od spoločnosti SpaceX. Táto raketa ku dňu 18.5.2022 vykonala celkovo 154 letov, z čoho 114 z nich skončilo úspešným pristátím prvého stupňa. [34]

Celý priebeh návratu rakety začína separáciou prvého stupňa od zvyšku rakety. Po separácii a následnom vzdialení od zvyšku rakety sa raketa pomocou manévrovacích motorov otočí. Následne dôjde k zážihu motorov, ktorý navedie raketový nosič na návratovú trajektóriu. Po vykonaní úpravy trajektórie dôjde k vyklopeniu manévrovacích klapiek (vid'. obr. 27), ktoré majú za úlohu počas celého pristávania pomáhať s manévrovaním celej rakety. [35] [36]



Obr. 27 Manévrovacie klapky (vľavo pri štarte, vpravo pri pristávaní) [36]

Pri vstupe do atmosféry sa opäť spustia motory za účelom spomalenia rakety pri vstupe, ale aj za účelom vytvorenia tepelnej ochrany, ktorá pomocou spalín efektívne chráni raketu pred nekontrolovaným prehrievaním. Po úspešnom vstupe do atmosféry manévrovacie klapky ovládajú smer a naklonenie rakety, čím ju dokážu nasmerovať na miesto pristátia. Podľa povahy celej misie môže byť miestom pristátia pristávacia plocha v Kennedyho vesmírnom centre, alebo jedna z autonómnych lodí v Tichom a Atlantickom oceáne. Vtedy, keď je raketa v požadovanej výške nad pristávacou plochou sa naposledy spustia motory na to, aby vykonali finálne zníženie rýchlosti rakety a pristátie rakety na určené miesto. Pri pristávaní sa vo vopred definovanej výške vyklopia pristávacie nohy a raketa dosadne na pristávaciu plochu (viď obr. 28). [35] [36]



Obr. 28 Pristávanie rakety Falcon 9 [37]

V prípade pristávania modifikovanej verzie rakety Falcon 9 s označením Falcon Heavy, ktorá sa skladá z troch navzájom spojených prvých stupňov rakety Falcon 9 je pristávacia sekvencia takmer totožná ako pri pristávaní samotnej rakety Falcon 9. Jediným rozdielom je odpojenie pomocných stupňov rakety, ku ktorému dôjde tesne po

vystúpení zo zemskej atmosféry a ich následné otočenie a takmer simultánne pristátie na pristávacej ploche. Obe schémy pristávania môžeme vidieť v prílohe B a prílohe C. [35] [36]

5.4.3 New Shepard

Podobne ako v prípade rakiet rady Falcon od spoločnosti SpaceX, tak aj v prípade rakiet spoločnosti Blue Origin dochádza k pristávaniu prvého stupňa naspäť na zemský povrch.

Celý proces pristávania rakety New Shepard je totožný ako v prípade rakiet Falcon . Jediným značným rozdielom medzi raketami je dizajn a manévrovacie prvky. V prípade rakety Falcon 9 sa využívajú otáčateľné manévrovacie klapky, prevažne na úpravu trajektórie rakety a jej stabilizovanie. V prípade rakety New Shepard sa využíva hneď niekoľko prvkov (viď. obr. 29). V prvom rade ide o sériu prstencových klapiek, ktoré majú za úlohu stabilizovať raketu počas návratu. Okrem prstencových klapiek sa vo vrchnej časti rakety nachádzajú aj brzdiace klapky, ktoré slúžia na spomalenie rakety počas návratu. Tieto klapky dokážu znížiť rýchlosť rakety až o polovicu, čo zásadne znižuje objem paliva nutného na spomalenie počas pristávania. V spodnej časti rakety sa nachádzajú manévrovacie klapky na aktívnu úpravu trajektórie počas návratu a vysúvateľné pristávacie nohy. [38]

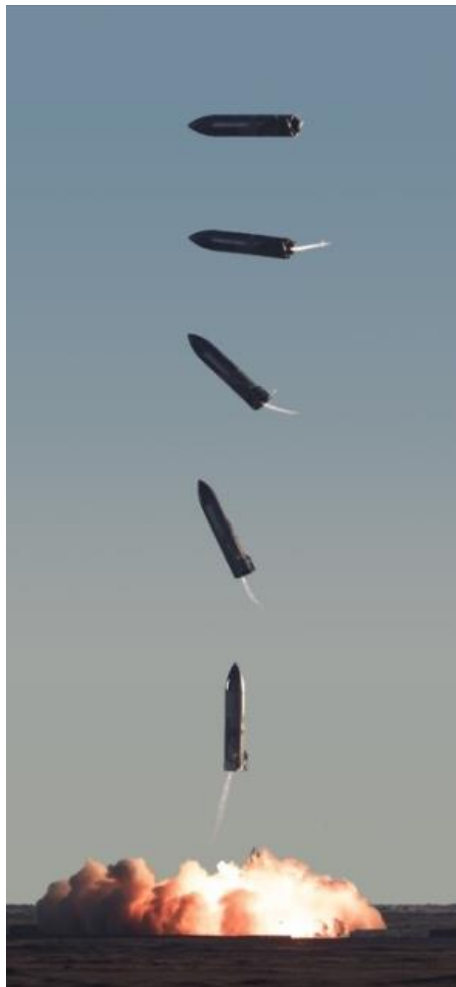


Obr. 29 Manévrovacie prvky rakety New Shepard [38]

5.4.4 Starship

V poslednej dobe testovaný koncept rakety Starship z dielne SpaceX má za sebou už niekoľko letov. V prípade tejto rakety je v pláne opätovné využívanie celej rakety, čiže prvého aj druhého stupňa.

Celý proces pristávania ešte nie je do detailov známy, avšak pri oboch týchto stupňoch by sa mal využívať unikátny proces pristávania. V prípade druhého stupňa by sa mal vykonávať takzvaný „Belly Flop“ manéver. Tento manéver naorientuje raketu pred vstupom do atmosféry tak, aby vchádzala tepelným štítom, ktorým bude polovica rakety obalená, napred. Vďaka tomu dôjde k maximálnej redukcii rýchlosti počas návratu a zníženiu potrebného objemu paliva na pristávací manéver. Pomocou manévrovacích klapiek bude počas celého vstupu raketa stabilizovaná a ovládaná. Nakoniec, tesne pred pristátím dôjde pomocou klapiek a motorov k otočeniu rakety tak, aby smerovala motormi nadol a k vysunutiu pristávacích nôh. Celý tento proces z veľkej časti pripomína testovacie lety rakety DC-X, ktoré sme si už popísali. [39] [40]



Obr. 30 Starship SN8 počas pristávacieho manévru [41]

Prvý stupeň rakety s označením Super Heavy bude pristávať totožne ako rakety Falcon 9. Jediným rozdielom medzi raketami v spôsobe pristávania bude využívanie šiestich, pevných pristávacích nôh v prípade rakety Super Heavy. [39]

ZÁVER

Cieľom práce bolo rešeršnou formou spracovať spôsoby návratu kozmických plavidiel na Zem a poskytnúť tak čitateľom neznalým tejto problematiky komplexný a stručný náhľad celej problematiky. V prvej kapitole bola uvedená hlavná problematika návratov kozmických telies na zemský povrch, ktorou je vysoká kinetická energia telesa. V druhej kapitole bolo uvedené rozdelenie spôsobov návratu kozmických plavidiel na základe využitia aerodynamického vztlaku a odporu na balistický, polobalistický a aerodynamický zostup. Tretia kapitola sa venovala štyrom základným návratovým trajektóriám. Vo štvrtej kapitole bola stručne uvedená tepelná problematika spoločne s princípmi, ktoré sa využívajú na ochranu pred prehrievaním. V poslednej kapitole boli uvedené doposiaľ využívané spôsoby finálnej redukcie rýchlosti pred pristátím na Zem, ako sú padákové systémy s využitím ďalších prvkov, princíp vztlakových telies, spôsob návratu raketoplánov, ako aj detailný popis návratovej a pristávacej sekvencie, a nakoniec aj návrat prvých stupňov raketových nosičov.

V posledných rokoch si môžeme všímať neustálu požiadavku na znižovanie cien vesmírnych letov, ako aj sprístupnenie vesmíru širšej spoločnosti. To má za následok, že do vývoja nových kozmických plavidiel a raketových nosičov prichádzajú noví investori. Preto dochádza, a v blízkej budúcnosti aj naďalej bude dochádzať, k veľkým pokrokom v oblasti vesmírneho bádania.

Spracovanie tejto témy mi umožnilo hlbšie sa zoznámiť s problematikou návratu a kozmonautikou ako takou. Hlavným prínosom tejto práce je poskytnutie komplexného náhľadu do problematiky návratu kozmických plavidiel na Zem, od vstupu až po dosadnutie na zemský povrch, na jednom mieste v jazyku blízkom českým a slovenským čitateľom.

ZOZNAM POUŽITEJ LITERATÚRY

- [1] DANĚK, Vladimír. *Mechanika kosmického letu*. Vydání první. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2018. ISBN 978-80-7204-984-4.
- [2] Proč se Columbie před patnácti lety nevrátila. *Kosmonautix* [online]. [cit. 2022-03-14]. Dostupné z: <https://kosmonautix.cz/2018/02/proc-se-columbie-pred-patnacti-lety-nevratila/>
- [3] Speed Regimes: Hypersonic Re-Entry. In: *National Aeronautics and Space Administration* [online]. Glenn Research Center [cit. 2022-03-14]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/BGH/hihyper.html>
- [4] RIVELL, Thomas. *Notes on Earth Atmospheric Entry for Mars Sample Return Missions*. Moffett Field, California: Ames Research Center, 2006. Dostupné také z: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20060053240/downloads/20060053240.pdf>
- [5] ČSN 31 0001. *Letectví a kosmonautika - Terminologie*. Praha: Český normalizační institut, 2005.
- [6] SUTTLES, John T. a Lucille C. COLTRANE. *A STUDY OF BALLISTIC REENTRY TRAJECTORIES AT A VELOCITY of 50000 FEET PER SECOND*. Langley Station, Hampton, Va.: Langley Research Center, 1967. Dostupné také z: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19670019592/downloads/19670019592.pdf>
- [7] Vostok 1's reentry capsule after landing. In: *THE EUROPEAN SPACE AGENCY* [online]. [cit. 2022-02-11]. Dostupné z: https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2011/03/Vostok_1_s_reentry_capsule_after_landing2
- [8] The Apollo 11 Command Module Columbia. In: *NASA: Apollo 11 Comes Home* [online]. 2013 [cit. 2022-02-11]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/image_feature_1429.html
- [9] ADAMS, John C. *Atmospheric Re-Entry*. 2003. Dostupné také z: <https://engineering.purdue.edu/AAE450s/trajectories/Atmospheric%20Re-Entry.pdf>
- [10] Space shuttle Atlantis. In: *NASA: Shuttle Fleet Left Mark in Space, Hearts* [online]. 2015 [cit. 2022-02-11]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/mission_pages/shuttle/flyout/shuttleachievements.html
- [11] Heat Shield Paves the Way for Commercial Space. *Spinoff* [online]. [cit. 2022-03-14]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20140000085>
- [12] Apollo 8, Flown Heat Shield. In: *SKINNER* [online]. 2018 [cit. 2022-02-11]. Dostupné z: <https://www.skinnerinc.com/auctions/3103T/lots/2065>

- [13] SIVOLELLA, Davide. *The Space Shuttle Program: Technologies and Accomplishments*. Cham: Springer-Praxis, 2017. ISBN 978-3-319-54944-6.
- [14] Space Shuttle Heat Shield Tiles. In: *Javier Perez: Lead Material Artist @ PlayStation Studios Visual Arts* [online]. [cit. 2022-02-11]. Dostupné z: <https://www.meshmodeler.com/projects/ybN2n5>
- [15] ROMERO, Leah M. JACOBS ENGINEERING GROUP. *CPAS Parachute Testing, Model Development, & Verification* [online]. San Jose [cit. 5.5.2022]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20130014013>
- [16] ROMERO, Leah M. *Modeling and Testing of the Capsule Parachute Assembly System (CPAS)* [online]. Houston: Jacobs Technologies Engineering Science Contract Group, 2013 [cit. 8.5.2022]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20130010238>
- [17] DAUM, Jared a Michael PETERSEN. *Orion Capsule Parachute Assembly System (CPAS) Overload Testing Approach and Results* [online]. AIAA AVIATION Forum and Exposition, 2019. Dostupné také z: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20190026520>
- [18] NASA's Orion spacecraft glides through clouds. In: *NASA: Orion Glides Through Clouds* [online]. 2014 [cit. 2022-02-27]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/content/orion-glides-through-clouds>
- [19] The recovery of Discoverer 14. In: *Wikipedia: CORONA (satellite)* [online]. 2022 [cit. 2022-02-12]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/CORONA_\(satellite\)](https://en.wikipedia.org/wiki/CORONA_(satellite))
- [20] ROCKET LAB USA, INC. *There and Back Again* [online]. 2022 [cit. 6.5.2022]. Dostupné z: <https://www.rocketlabusa.com/assets/Uploads/There-And-Back-Again-Press-Kit.pdf>
- [21] K záchraně prvního stupně Electronu chyběl jen kousek. In: *Kosmonautix* [online]. 2022 [cit. 2022-05-06]. Dostupné z: <https://kosmonautix.cz/2022/05/k-zachrane-prvniho-stupne-electronu-chybel-jen-kousek/>
- [22] Sojuz Expedition 36 landing. In: *NASA: Expedition 36 Soyuz Landing* [online]. 2013 [cit. 2022-02-12]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/content/expedition-36-soyuz-landing>
- [23] GIBBS, Yvonne, ed. NASA Armstrong Fact Sheet: Lifting Bodies. In: *NASA* [online]. [cit. 2022-05-06]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-011-DFRC.html>
- [24] HL-10. In: *NASA* [online]. [cit. 2022-05-06]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/HL-10/HL-10_proj_desc.html

- [25] HL-10. In: NASA: *HL-10* [online]. 2009 [cit. 2022-03-05]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/HL-10/EC69-2346.html>
- [26] DREAM CHASER SPACEPLANE. In: *Sierra Nevada Corporation* [online]. 2022 [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <https://www.sncorp.com/what-we-do/dream-chaser-space-vehicle/>
- [27] Dream Chaser. In: NASA: *Captive Carry Flight of Dream Chaser* [online]. 2013 [cit. 2022-03-05]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/Dream_Chaser/ED13-0300-03.html
- [28] JONES, Todd, John RUSTENBERG, Donald SKINN, Daniel TIPPS a Thomas DEFIORE. *Statistical Data for the Boeing-747-400 Aircraft in Commercial Operations* [online]. Washington, D.C.: Office of Aviation Research, 2005 [cit. 5.3.2022]. Dostupné z: <http://www.tc.faa.gov/its/worldpac/techrpt/ar04-44.pdf>
- [29] *NASAfacts: Landing the Space Shuttle Orbiter* [online]. John F. Kennedy Space Center: National Aeronautics and Space Administration, 2007 [cit. 5.3.2022]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/pdf/167415main_LandingatKSC-08.pdf
- [30] BAKER, David. *NASA SPACE SHUTTLE: Owner's Workshop Manual*. Sparkford: Haynes, 2011. ISBN 978 1 84425 866 6.
- [31] *Reusable Launch Vehicles and Other Launch Systems* [online]. NASA, 1996 [cit. 12.3.2022]. Dostupné z: <https://history.nasa.gov/presrep95/relaunch.htm>
- [32] *The Delta Clipper Experimental: Flight Testing Archive* [online]. NASA [cit. 12.3.2022]. Dostupné z: <https://www.hq.nasa.gov/pao/History/x-33/dc-xa.htm>
- [33] MCLAUGHLIN, Hailey Rose. DC-X: The NASA Rocket That Inspired SpaceX and Blue Origin. *Discover* [online]. 2019 [cit. 2022-03-12]. Dostupné z: <https://www.discovermagazine.com/the-sciences/dc-x-the-nasa-rocket-that-inspired-spacex-and-blue-origin>
- [34] Falcon 9. In: *SpaceX: Falcon 9* [online]. 2022 [cit. 2022-03-12]. Dostupné z: <https://www.spacex.com/vehicles/falcon-9/>
- [35] SPACE EXPLORATION TECHNOLOGIES CORP. *Falcon user's guide* [online]. 2021 [cit. 12.3.2022]. Dostupné z: <https://www.spacex.com/media/falcon-users-guide-2021-09.pdf>
- [36] BLACKMORE, Lars. *Autonomous Precision Landing of Space Rockets* [online]. [cit. 12.3.2022]. Dostupné z: <https://www.naefrontiers.org/55374/Paper>

- [37] Official SpaceX Photos. In: *Flickr* [online]. [cit. 2022-03-12]. Dostupné z: <https://www.flickr.com/photos/spacex/page12>
- [38] Blue Origin: New Shepard. In: *BLUE ORIGIN* [online]. 2021 [cit. 2022-03-13]. Dostupné z: <https://www.blueorigin.com/new-shepard/>
- [39] SpaceX: Starship. In: *SpaceX* [online]. 2022 [cit. 2022-03-13]. Dostupné z: <https://www.spacex.com/vehicles/starship/>
- [40] SPACE EXPLORATION TECHNOLOGIES CORP. *Starship users guide* [online]. 1.0. 2020 [cit. 13.3.2022]. Dostupné z: https://www.spacex.com/media/starship_users_guide_v1.pdf
- [41] Starship SN8 Belly Flop & Impact. In: *Redbubble* [online]. [cit. 2022-03-14]. Dostupné z: <https://www.redbubble.com/i/poster/Starship-SN8-Belly-Flop-and-Impact-Flight-Profile-by-DigitalDesgin/66465250.LVTDI>

ZOZNAM OBRÁZKOV

Obr. 1 Ilustrácia návratu kozmickej lode	17
Obr. 2 Graf závislosti aerodynamickej jemnosti, odporu a vztlaku na uhle nábehu kozmického plavidla [4]	18
Obr. 3 Uhly pri návrate na Zem	19
Obr. 4 Návratová kapsula lode Vostok po pristátí [7]	20
Obr. 5 Graf závislosti priebehu výšky a rýchlosti na balistickom koeficiente [1]	21
Obr. 6 Kozmická loď Apollo na morskej hladine [8]	22
Obr. 7 Priebeh rýchlosti počas návratu kozmickej lode Mercury [9]	22
Obr. 8 Priebeh preťaženia počas návratu kozmickej lode Mercury [9]	23
Obr. 9 Raketoplán počas pristávania [10]	24
Obr. 10 Priebeh rýchlosti počas návratu raketoplánu [9]	24
Obr. 11 Priebeh preťaženia počas návratu raketoplánu [9]	25
Obr. 12 Návratové trajektórie (1 - Strmá balistická, 2 - Plochá balistická, 3 - Plynulá kĺzava, 4 - trajektória s odrazom a opätovným vnorením do atmosféry)	26
Obr. 13 Použitý tepelný štít kozmickej lode Apollo 8 [12]	28
Obr. 14 Tepelný štít raketoplánu [13]	29
Obr. 15 Schéma otvárania padákového systému [14]	30
Obr. 16 FBCPs [15]	31
Obr. 17 Pomocné padáky [15]	32
Obr. 18 Hlavné padáky [16]	32
Obr. 19 Chytenie lietadlom [17]	33
Obr. 20 Spustenie pristávacích motorov [20]	34
Obr. 21 Northrop HL-10 [23]	35
Obr. 22 Dream Chaser [25]	36
Obr. 23 Návratový manéver [27]	37
Obr. 24 Pristávací sekvencia [27]	38
Obr. 25 Pristávanie raketoplánu [28]	39
Obr. 26 DC-XA [30]	40
Obr. 27 Manévrovacie klapky (vľavo pri štarte, vpravo pri pristávaní) [34]	41
Obr. 28 Pristávanie rakety Falcon 9 [35]	41
Obr. 29 Manévrovacie prvky rakety New Shepard [36]	42
Obr. 30 Starship SN8 počas pristávacieho manévru [39]	43

ZOZNAM POUŽITÝCH SKRATIEK A SYMBOLOV

B	$[m^2kg^{-1}]$	balistický koeficient
C_L	[1]	súčiniteľ aerodynamického vztlaku
C_D	[1]	súčiniteľ aerodynamického odporu
K	[1]	aerodynamická jemnosť
M	[1]	Machovo číslo
R	[m]	polomer planéty
S	$[m^2]$	efektívny prierez
h	[m]	nadmorská výška
m	[kg]	hmotnosť
v	$[ms^{-1}]$	rýchlosť
v_{k1}	$[ms^{-2}]$	1. kozmická rýchlosť
α	$[^\circ]$	uhol nábehu kozmického plavidla
γ	$[^\circ]$	uhol vstupu do atmosféry
μ	$[m^3s^{-2}]$	gravitačný parameter planéty
θ	$[^\circ]$	uhol pozdĺžneho sklonu kozmického plavidla

Skratky:	FBCP	Front Bay Cover Parachute
	FBCPs	Front Bay Cover Parachutes
	ISS	International Space Station
	DC-X	Delta Clipper Experimental
	DC-XA	Delta Clipper Experimental Advance

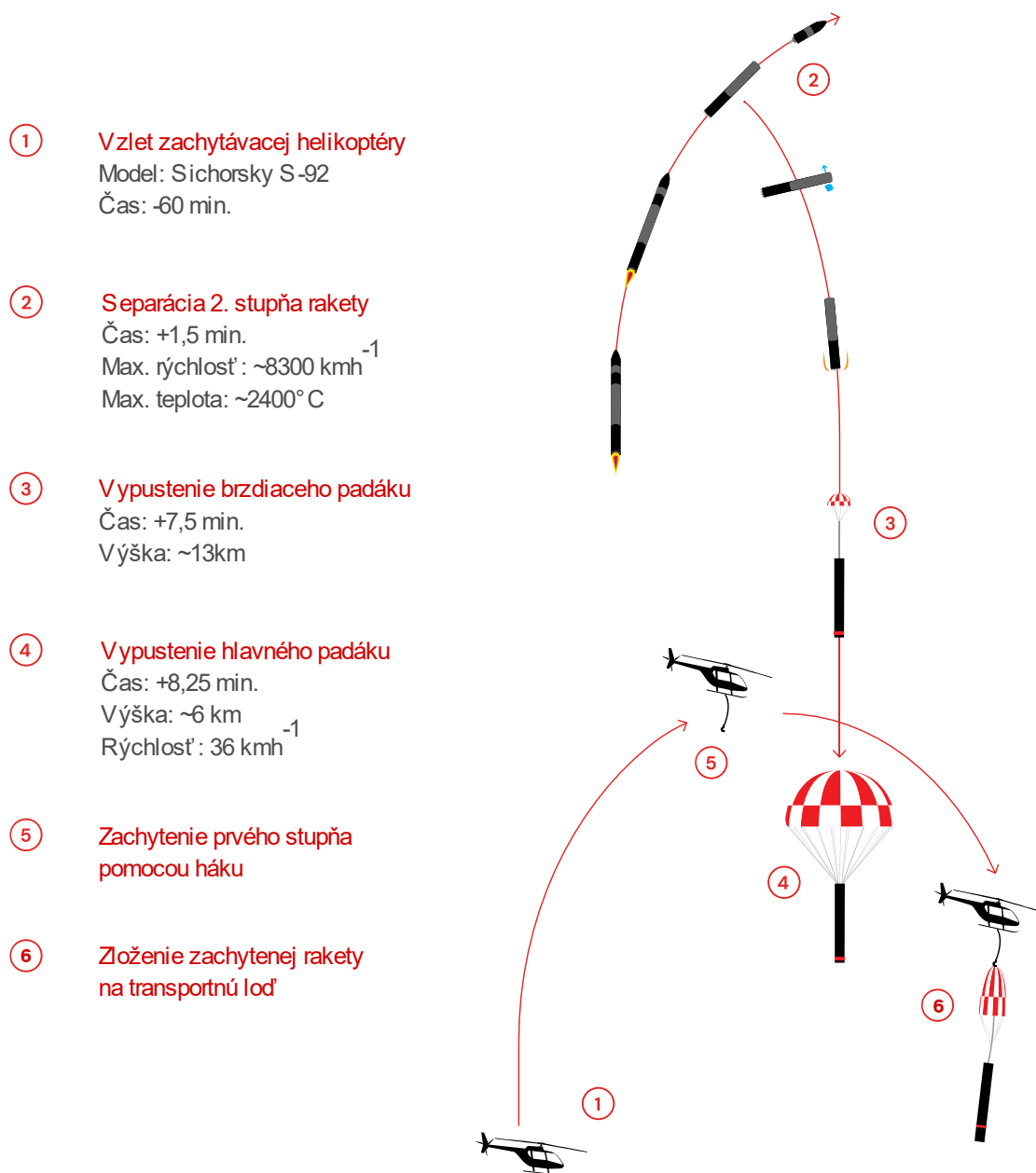
ZOZNAM PRÍLOH

A – Zachytávanie rakety Electron

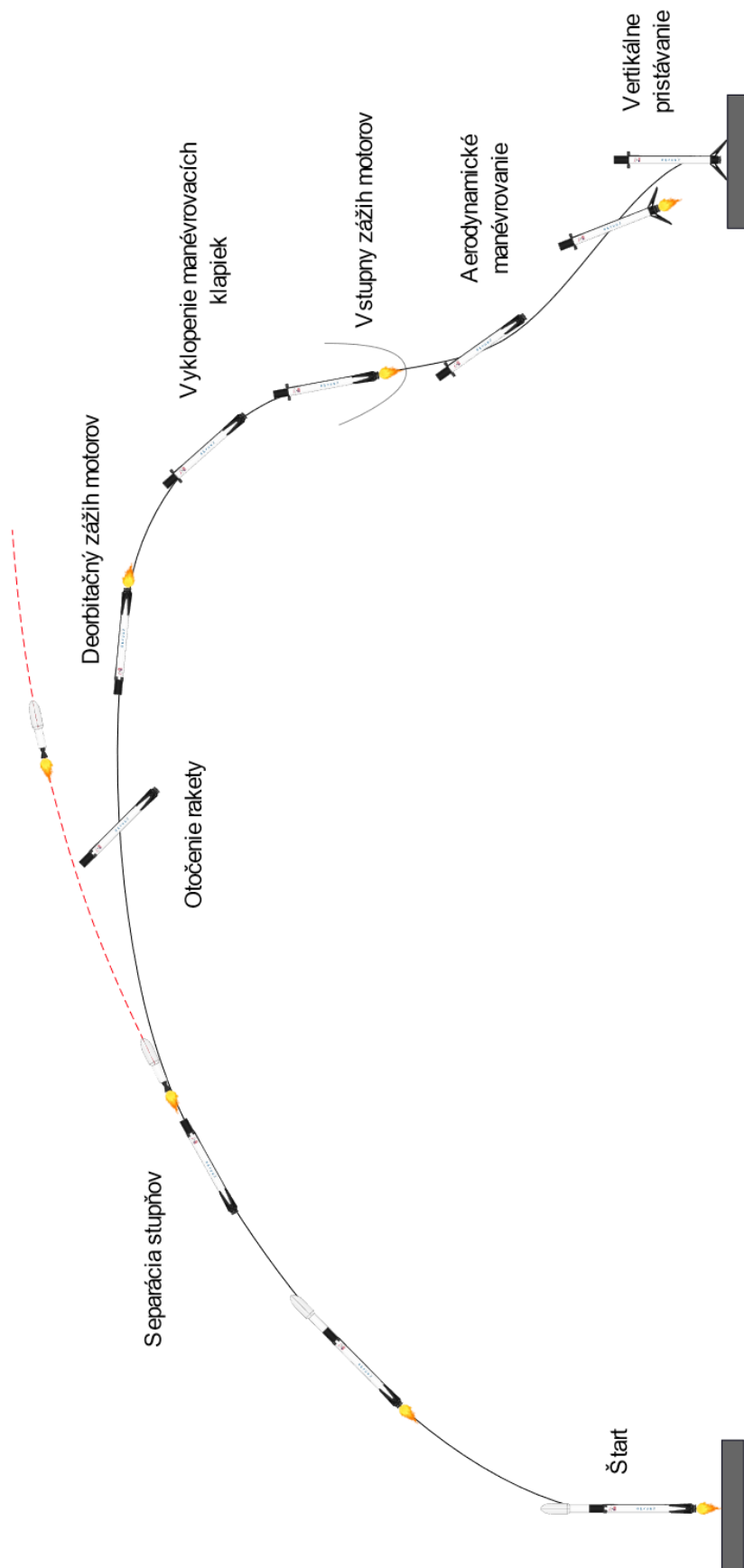
B – Pristávania rakety Falcon 9

C – Pristávania rakety Falcon Heavy

PRÍLOHA A -ZACHYTÁVANIE RAKETY ELECTRON



PRÍLOHA B – PRISTÁVANIE RAKETY FALCON 9



PRÍLOHA C – PRISTÁVANIE RAKETY FALCON HEAVY

