



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

LÉTAJÍCÍ ATMOSFÉRICKÝ NOSIČ PRO VYPOUŠTĚNÍ RAKET

FLYING ATMOSPHERIC CARRIER FOR ROCKET LAUNCHES

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

TOMÁŠ MUSIL

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. VLADIMÍR DANĚK, CSc.

BRNO 2021

Zadaní diplomové práce

Ústav:	Letecký ústav
Student:	Bc. Tomáš Musil
Studijní program:	Strojní inženýrství
Studijní obor:	Stavba letadel
Vedoucí práce:	doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.
Akademický rok:	2020/21

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 diplomové práce:

Létající atmosférický nosič pro vypouštění raket

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Řadě zemí jejich geografická poloha neumožňuje vypouštění kosmických těles na oběžnou dráhu ze svého území. Tyto země hledají alternativní způsoby. V takovém případě se nabízí využití mobilního "létajícího kosmodromu" na bázi výkonných letounů s velkým doostupem a velkou nosností. To slibuje řadu výhod, mezi něž patří možnost snížení gravitačních i aerodynamických ztrát při vzletu z letových hladin kolem 12 000 m.

Cíle diplomové práce:

Zpracovat přehled doposud používaných atmosférických nosičů raket.

Stanovit odhad základních parametrů nosné rakety pro vynášení užitečného zatížení o hmotnosti cca 300 kg na nízkou oběžnou dráhu.

Provést výběr vhodného atmosférického letounového nosiče na bázi stávajících dopravních letounů a navrhnout jeho nezbytné úpravy.

Zpracovat předběžný odhad letových výkonů navrženého letounového nosiče.

Seznam doporučené literatury:

<https://www.nasa.gov/>

<https://kosmonautix.cz/>

DANĚK,V. Mechanika kosmického letu. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2018. ISBN 978-8-7204-984-4.

PŘIBYL,T. Těžké časy létajících kosmodromů. Letectví a kosmonautika č.12/2018.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2020/21

V Brně, dne

L. S.

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

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

Abstrakt

Hlavním cílem této práce je seznámit čtenáře s problematikou vzdušného startu a návrhem vlastního řešení aplikujícího tento koncept. V práci je toto řešení popsáno a jsou vysvětleny specifika tohoto způsobu vynesení užitečného zatížení na oběžnou dráhu. Obsahuje přehled projektů využívajících atmosférických nosičů k vynesení kosmického letadla. Je zde zpracován návrh základních parametrů nosné rakety určené pro vynášení nákladu o zadané hmotnosti. Byl stanoven odhad letových výkonů, vytvořen výpočtový model v softwaru MATLAB a s použitím optimalizační metody genetického algoritmu je provedena multidisciplinární optimalizace návrhových parametrů. Parametry navržené rakety vypuštěné ze vzduchu jsou porovnány s raketou startující ze země konvenčním způsobem. Podle určených kritérií byl vybrán letoun Airbus A310-300 jako nejvhodnější dopravní letoun k použití pro vynášení navržené nosné rakety. Poslední část práce je věnována návrhu jeho nezbytných modifikací a odhadu letových výkonů.

Klíčová slova

Vzdušný start, nosná raketa, letounový nosič, létající kosmodrom, multidisciplinární optimalizace, návrh nosné rakety

Abstract

The main objective of this thesis is to introduce the reader to the problematics of air-launch and to a custom design solution applying this concept. The specifics of this method of bringing a payload into orbit are described and explained. Overview of projects which use aircraft to launch spacecraft is included. Determination of primary parameters of a launch vehicle designed to carry a payload of a specified mass is conducted. The required flight performance has been estimated, a computational model has been developed in software MATLAB, and a multidisciplinary optimization of the design parameters has been performed using a genetic algorithm optimization method. Parameters of the designed air-launched rocket are compared with those of a ground-launched rocket. According to the specific criteria, the Airbus A310-300 aircraft was selected as the most suitable transport aircraft to be used for launching the designed launch vehicle. The last part of the thesis is devoted to the proposal of necessary modifications and estimation of the flight performance.

Keywords

air launch to orbit, Air-launched rocket, Aircraft carrier, multidisciplinary optimization, rocket design

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci *Létající atmosférický nosič pro vypouštění raket* vypracoval samostatně pod vedením doc. Ing. Vladimíra Daňka, CSc. V seznamu literatury jsem uvedl všechny použité zdroje.

V Brně 21. května 2021

.....
Tomáš Musil

Poděkování

Touto cestou bych rád poděkoval svému vedoucímu diplomové práce, doc. Ing. Vladimíru Daňkovi, CSc. za ochotu poradit při řešení této práce a vlídný přístup.

Bibliografická citace

MUSIL, Tomáš. *Létající atmosférický nosič pro vypouštění raket*. Brno, 2021. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/132143>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Vladimír Daněk.

Obsah

1	Úvod	10
2	Charakteristika vypuštění rakety z letounového nosiče	11
2.1	Přehled způsobů startu při dopravě nákladu na orbitu	11
2.2	Vypuštění rakety z letounového nosiče	11
3	Přehled doposud používaných atmosférických nosičů a raket	15
3.1	L-1011 TriStar Stargazer	15
3.2	Pegasus.....	16
3.3	Boeing 747-400 Cosmic Girl	20
3.4	LauncherOne	21
3.5	Scaled Composites Model 351 Stratolaunch	24
3.6	Scaled Composites Model 348 White Knight Two	28
3.7	SpaceShipTwo	29
3.8	Ostatní projekty využívající koncepce vzdušného startu.....	32
4	Stanovení parametrů nosné rakety	33
4.1	Úvod do problému a charakteristika letů na nízkou oběžnou dráhu.....	33
4.2	Odhad letových výkonů nosné rakety	34
4.3	Výpočtový model	39
4.4	Optimalizace	47
4.5	Výsledné parametry navržené rakety	50
5	Výběr letounu a návrh úprav	55
5.1	Porovnání existujících projektů	55
5.2	Výběr letounu dle zadaných kritérií.....	56
5.3	Návrh úprav letounu	58
5.4	Letové výkony	60
6	Závěr	62
	Seznam použitých zdrojů	63
	Seznam obrázků	68
	Slovník použitých pojmů a zkratk	69
	Příloha A Skript výpočetního modelu	70

Úvod

Doprava nákladu na oběžnou dráhu je od počátku vzniku kosmických technologií realizována výhradně s použitím kosmických prostředků s raketovým pohonem, které ji dodnes při aktuálním stupni technického pokroku mohou jako jediné zajistit. K vynesení užitečného zatížení se v současnosti stále používají nosné rakety klasické koncepce. V nedávné minulosti však bylo využito i raketoplánů a vznikla celá řada rozmanitých konceptů na vylepšení stávajících způsobů až po zcela nové metody, které by učinily přístup do kosmu dostupnější. Ať už se jedná o inovace posledních let, jako je znovupoužitelnost raketových stupňů, nebo o hudbu daleké budoucnosti, jako orbitální výtah, stále pokračují snahy o zefektivnění dopravy na oběžnou dráhu. Jeden ze způsobů s takovým potenciálem je koncept vzdušného startu (z ang. Air-launch). Jedná se o vypuštění nosné rakety z atmosférického letounového nosiče. Oproti klasickému vzletu ze stacionárního kosmodromu ze země je nosná raketa vypuštěna v určité výšce z letounu, který tak funguje jako létající kosmodrom. Zároveň je možné na letounový nosič pohlízet jako na nultý stupeň rakety udělující počáteční potenciální a kinetickou energii. Vypuštění rakety z letounu s sebou nese celou řadu výhod, detailněji popsaných v kapitole 2.2.

Aplikace konceptu vzdušného startu předchází kosmonautiku a je možné se s ním setkat na samém počátku letectví, kdy bylo využíváno vzducholodí jako platformy pro vypouštění malých dvouplošných letounů, např. Bristol Scout v roce 1916. Podobně se tento koncept uplatnil u tzv. parazitních stíhacích letounů zavěšených pod velký bombardovací letoun, které po vypuštění sloužily k jeho obraně např.: XF-85 Goblin v 50. letech. Vzdušného startu bylo také mnohokrát využito u experimentálních letadel, ať už to byl první nadzvukový letoun Bell X-1 nebo North American X-15 představující dosud nejrychlejší letoun vůbec. Jiným příkladem aplikace je vypouštění raket vzduch-vzduch nebo vzduch-země ve vojenství.

Využití letounového nosiče k vypuštění kosmického letadla se přímo nabízelo a vznikla řada projektů zabývajících se touto myšlenkou. Jen pár se jich však dočkalo realizace. V kapitole 3 jsou podrobněji popsány realizované projekty, které aktuálně nebo v blízké budoucnosti provozují dopravu nákladu na oběžnou dráhu kosmickými prostředky vypuštěnými z létajícího kosmodromu.

Geografická poloha a bezpečnostní aspekty nedovolují v České republice vypouštět nosné rakety z vnitrozemí. Využívání kapacit nosných raket kosmických velmocí a společností je velmi drahé a časově limitované. Pokud by se náš kosmický průmysl chtěl vymanit ze závislosti na cizích kosmodromech, bylo by nutné někde vybudovat vlastní nákladný kosmodrom s veškerou nezbytnou infrastrukturou. Vzdušný start by mohl být potenciálně vhodným alternativním řešením umožňujícím flexibilní používání vlastních malých nosných raket. V rámci českých podmínek s možnou zahraniční kooperací, by mohla požadavky tuzemských vědeckých, komerčních a vojenských organizací splnit nosná raketa schopná dopravit užitečné zatížení o hmotnosti kolem $m = 300$ kg na nízkou oběžnou dráhu ve výšce cca $h = 300$ km. Odhadem výkonových parametrů takové nosné rakety a výběrem vhodného letounového nosiče se zabývá tato práce.

Charakteristika vypuštění rakety z letounového nosiče

1.1 Přehled způsobů startu při dopravě nákladu na orbitu

Stacionární kosmodrom

Nejběžnějším způsobem startu rakety je vzlet ze stacionárního kosmodromu. Kosmodrom je pozemní zařízení vybavené odpalovací rampou a potřebnou infrastrukturou, která zajišťuje dopravu rakety, čerpání pohonných látek a řízení letu. Pro maximální využití rotace Země je nejlepší umístění kosmodromu na rovníku. Z praktických důvodů je však možná lokace omezená vícero faktory. Vzlet nosné rakety provází vysoká míra hluku a v průběhu letu se odpojují použité stupně, které potom padají zpět k zemi. Z toho důvodu, a kvůli potenciálnímu nebezpečí exploze, se kosmodromy nachází v oblastech s nízkou hustotou osídlení, což však prodražuje jejich stavbu a dopravu raket, pokud není jejich montáž v blízkosti. Hlavní výhodou stacionárního kosmodromu je, že může být projektován pro rakety téměř neomezené velikosti.

Plovoucí plošina

Jiným typem kosmodromu je plovoucí plošina. Umístěním kosmodromu do oceánu odpadají zmíněné nevýhody vnitrozemského typu. Plošina může být ukotvena v rovníkových oblastech a umožňuje bezpečné vypuštění rakety nad oceán v libovolném směru. Nevýhodou je vysoká pořizovací cena samotné plošiny a doprava rakety.

Start z ponorky

Specifickým případem je odpálení rakety z ponorky. Této technologie se využívá u mezikontinentálních balistických střel, které je možné principiálně využít i pro dopravu nákladu na orbitu. Vysoká mobilita a obtížná zjistitelnost vypuštění rakety je hlavní motivací pro tento způsob při vojenském využití. Z podstaty je však neaplikovatelný pro civilní sektor. Navíc jsou rozměry nosné rakety omezeny velikostí vypouštěcí šachty ponorky.

Stratosférický balón

Vzdušný start je možné uskutečnit nejen z letounu, ale nabízí se i možnost vynesení rakety pomocí stratosférického balónu. Tato metoda je využívána u malých výzkumných sondážních raket, ale byla zvažována i pro větší orbitální rakety. Od vzletu z letounu se liší tím, že raketa startuje z vertikální polohy s prakticky nulovou dopřednou rychlostí. Současně je možné dosáhnout vyšší výšky vypuštění, která není limitována dostupem letounu. Nevýhodou je, že balón není říditelný ani znovu použitelný a je praktický jen do určitých rozměrů, což omezuje maximální hmotnost vynášené rakety.

1.2 Vypuštění rakety z letounového nosiče

Popis a princip létajícího kosmodromu

Z Existence zemské atmosféry vyplývá hlavní motivace, proč se zabývat konceptem vzdušného startu. Pro kosmický let je typické, že jediný významný vnější vliv na pohyb

kosmického letadla má působení gravitačního pole. Skutečnost je ale taková, že při vzletu ze zemského povrchu do kosmického prostoru působí na letadlo také aerodynamické síly, protože koná relativní pohyb vůči okolnímu prostředí tvořenému atmosférou. To má za následek aerodynamické (odporové) ztráty. Kosmická letadla vytváří převážně odpor a minimální vztlak a vlastní tíhu překonávají nejdříve jen tahem propulze, dokud není získána dostatečná obvodová rychlost, což zároveň vede k vysokým gravitačním ztrátám.

Atmosférická letadla dokáží využít atmosféry k mnohem efektivnějšímu letu díky rozměrné nosné ploše. Vztlak generovaný nosnou plochou kompenzuje tíhu letounu a ztráty jsou tak převážně odporové. Jejich pole působnosti je však omezeno hustotou vzduchu, která exponenciálně klesá s nadmořskou výškou. Pro ustálený let ve větší výšce je zapotřebí větší nosné plochy, nebo vyšší dopředné rychlosti. Teoretický limit dostupu letounu je tzv. Kármánova hranice, kde rychlost nutná pro dosažení dostatečného aerodynamického vztlaku překračuje orbitální rychlost a nemá tak smysl používat křídla. Kármánova hranice se nachází výšce cca 85 až 100 km a je jednou z možných definic hranice kosmického prostoru.

Z těchto poznatků vyplývá, že ideální kosmické letadlo by mělo dokázat maximálně využít atmosféry ve svůj prospěch. Avšak jednoduše připevnit křídlo na raketu není schůdná cesta, protože ideální velikost nosné plochy se mění s výškou a dopřednou rychlostí. Od určitého okamžiku nebude nosná plocha dostatečně účinná a po zbytek letu bude představovat neúčinnou zátěž. Při využití současných technologií dělá přidaná hmotnost společně s vyšší konstrukční složitostí toto řešení nevýhodné oproti klasické koncepci.

U kosmických letadel se s výhodou využívá odlehčení stupňováním, kdy se za letu odhodí vyhořelé palivové stupně. Obdobně se dá využívat nosné plochy jenom po určité části letu a ve chvíli, kdy ztratí na významu, se jí zbavit buď samostatně, nebo společně s prvním stupněm. Integrace takového křídla však stále zvyšuje konstrukční složitost a cenu výroby nosné rakety a v konečném důsledku se nemusí vyplatit, zejména pokud není zajištěna znovupoužitelnost.

Na tento problém odpovídá koncepce vypuštění z atmosférického letounového nosiče. Letoun v takovém případě představuje jakýsi nultý stupeň rakety a je z principu znovupoužitelný. Je schopen zužitkovat hustou atmosféru nižších výšek a efektivně vynést nosnou raketu do řídkých vrstev, kde je vliv odporu výrazně menší. Následující podkapitola je věnována výhodám, nevýhodám a specifikům tohoto řešení.

Specifika použití atmosférických nosičů

- Úspory v aerodynamických (odporových) ztrátách
Odporové ztráty jsou úměrné hustotě vzduchu, době letu a kvadrátu relativní rychlosti. Startem z větší výšky je možné se vyhnout nejhustším vrstvám atmosféry, kde jinak nastává většina odporových ztrát.
- Úspory v gravitačních ztrátách
Celková mechanická energie potřebná k vynesení nákladu na orbitu je snížena o potenciální energii počáteční výšky. Vzlet nosné rakety z větší výšky není tak energeticky náročný jako vzlet ze zemského povrchu. To vede ke snížení nezbytné charakteristické rychlosti Δv .

- Přírůstek kinetické energie

Energetická výhodnost je umocněna i tím faktem, že vypouštěná nosná raketa má už určitou rychlost udělenou letounovým nosičem. Oproti rychlosti nezbytné k dosažení orbity se u podzvukových letounů jedná pouze o malý přírůstek, který však není zanedbatelný. Celá raketa se v okamžiku vypuštění již pohybuje nenulovou dopřednou rychlostí, na jejíž vytvoření by jinak byla spotřebována část pohonných látek prvního stupně.

- Mobilita místa vypouštění

Dle požadované oběžné dráhy a jejího sklonu lze volit vhodnou zeměpisnou polohu a výšku vypuštění. Výšku, která závisí na dostupu letounu, volíme pochopitelně co nejvyšší. Lze využít přímé dostupnosti rovníkových oblastí s nejvyšším přírůstkem Δv od rotace Země. Dosažení cílové oběžné dráhy je možné bez rozsáhlejších orbitálních manévruů a start je proveditelný v jakémkoli azimutu. Místo vypuštění je omezené pouze polohou letiště a doletem letounového nosiče. Start rakety je tak možno provést nad oceánem, daleko od osídlení a frekventovaného letového provozu.

- Významné snížení nebo úplná eliminace vlivu počasí

Start musí většinou proběhnout během přesně naplánovaného krátkého časového úseku – startovního okna. To je zásadní pro dosažení požadované orbity bez nutnosti velkých dodatečných korekcí dráhy. Nevhodné počasí vede často k odložení nebo zrušení startu nosných raket z kosmodromů na zemi, s čímž jsou spojené dodatečné náklady. Uskutečnění startu v plánovaný čas je také důležité pro zásobování orbitálních stanic. Většina projevů počasí se odehrává do cca 11 000 mn. m. v rámci troposféry. Má-li letounový nosič dostatečný dostup, může start rakety proběhnout i za povětrnostních podmínek, které by klasická metoda nedovolovala.

- Snížení aerodynamického zatížení

Vyhnutí se hustým vrstvám atmosféry nejenže snižuje aerodynamické ztráty nosné rakety, ale projeví se také snížením namáhání konstrukce nosné rakety vlivem vnějšího působení aerodynamického zatížení.

- Vznik přídatného namáhání v horizontálním letu

Konvenční svisle startující rakety jsou primárně navrženy na zvládnutí zatížení v axiálním směru. Nosná raketa je z praktických důvodů na letounu upevněna v horizontální poloze a po odpoutání se pohybuje s malým sklonem letové dráhy. Za takových podmínek vzniká na konstrukci rakety dodatečné ohybové namáhání, pro které musí být dostatečně dimenzována. To má za následek nárůst konstrukční hmotnosti.

- **Optimalizace trysky**

Trysky raketových motorů prvního stupně, jsou u klasického způsobu startu optimalizovány pro velké rozpětí tlaku okolního vzduchu a nedosahují tak maximální účinnosti propulze. Startem z vyšší výšky je možné docílit lepšího expanzního poměru, který se blíží hodnotám ve vakuu.

- **Snížení akustické energie**

Pevnostní požadavky systému tepelné ochrany (TPS) a konstrukce nosné rakety v blízkosti základny jsou při startu ze země dimenzovány akustickou energií motorů. Při vzdušném startu je akustická energie významně redukována díky nižší hustotě vzduchu, a protože nenastává odraz od země. Obecně tak dochází i ke snížení vibračního zatížení nákladu.

- **Limit velikosti rakety pro existující letouny**

Velikost nosné rakety je omezena maximální nosností dostupných letounů. Z toho důvodu se používají pro vzdušný start jedny z největších letounů. Například nejtěžší letoun na světě Antonov An-225 Mriya pro sovětský program MAKS, nebo Scaled Composites Stratolaunch, který má největší rozpětí křídel. V současnosti je tak teoretická maximální hmotnost nákladu na LEO s využitím létajícího kosmodromu limitována na cca 6000 kg dle projektů Falcon 9 Air a Pegasus II.

- **Organizační flexibilita**

Start rakety může být široce uzpůsoben požadavkům zákazníka. Každý z kroků - výroba dopravovaného nákladu, výroba nosné rakety, integrace nákladu, upevnění nosné rakety na letounový nosič a samotné vypuštění, může probíhat na jiném místě. Nabízí se využití letounového nosiče nejen pro samotný start, ale i pro rychlou přepravu zkompletované rakety k integraci nákladu.

- **Náklady letounového nosiče**

Ekonomická analýza vzdušného startu musí brát v potaz také pořizovací a provozní náklady letounového nosiče. Na místo vývoje zcela nového letounu se nabízí koupě a modifikace existujícího dopravního letounu. Pro další snížení celkových nákladů je vhodné využívat modifikovaný letoun k dalším účelům. Například jej vybavit měřicími zařízeními a provádět testy experimentálních prostředků. I tak však mohou celkové operační náklady činit létající kosmodrom nevýhodným řešením.

Nosná raketa vypuštěná z letounového nosiče může mít menší rozměry a menší celkovou vzletovou hmotnost ve srovnání s raketou pro stejné užitečné zatížení startující z pozemního kosmodromu. Energetický přírůstek vede k redukcí hmotnosti 28 % pro rakety poháněné pevnými pohonnými látkami a 19 % pro pohon kapalnými LH2/LOX, avšak dimenzování konstrukce pro zatížení při horizontálním letu snižuje možnou redukcí hmotnosti na cca 15 %. Úspora Δv se pohybuje okolo 750 – 1000 m/s [1]. Podle zde zmíněných specifik lze vyhodnotit, že koncept vzdušného startu má potenciál pro uplatnění a je vhodný k dalšímu zkoumání.

Přehled doposud používaných atmosférických nosičů a raket

1.3 L-1011 TriStar Stargazer

Stargazer je letounový nosič vycházející z modifikovaného Lockheed L-1011 TriStar. Původně linkový dopravní letoun provozovaný Air Canada byl vyroben v roce 1974 a v roce 1993 zakoupený společností Orbital Science (později Orbital ATK, dnes součástí Northrop Grumman). [2] Letoun byl vybrán k modifikaci se záměrem jeho využití pro nesení raket Pegasus místo do té doby používaného Boeing NB-52 B Balls 8. Hlavním důvodem výběru alternativního letounu bylo navýšení hmotnosti a rozměrů nové verze rakety Pegasus XL a vyšší požadavky na řízení a monitorování mise přímo z letounu. Při výběru vhodného širokotrupého letounu bylo zvažováno také použití B-52G, Boeing 747 a DC-10. Stěžejními kritérii pro výběr byly dostup a dolet, potenciální rychlost při vypuštění, letová pohotovost, nákupní a provozní cena a rozsah a cena nutných úprav. [3] U letounu bylo také požadováno, aby měl kratší vzletovou a přistávací dráhu než B-52, který mohl s Pegasem startovat jen z vojenských letišť. [4]

Lockheed L-1011-100 Tristar se při výběru ukázal jako nejvhodnější. Tristar je třímotorový širokotrupý dopravní letoun. Je poháněn třemi turbodmychadlovými motory Rolls-Royce RB211-22. Dva se nachází pod křídly a třetí je zabudovaný mezi ocasní plochy a horní část trupu. Stargazer vychází z druhé verze 100, která má oproti první verzi vyšší maximální vzletovou hmotnost a dolet. [5]

Letoun byl modifikován pro zvolený způsob startu rakety z podvěsu. Pegasus je pod trupem uchycen pomocí hydraulicky poháněného vypouštěcího mechanismu. Ten je zaháknut na čtyřech bodech na křídle rakety a v jednom bodě na přídi k druhému stupni. [3] Výhodně se využilo dvou souběžných kýlových nosníků, které umožnily vhodné uchycení rakety a vytvoření výřezu v trupu pro řídicí plochu rakety. Díky tomu mohla být upevněna přímo pod vyztužený centroplán v dostatečné vzdálenosti od země. Krom systému uchycení čítaly modifikace letounu odlehčení odstraněním nepotřebného palubního vybavení dříve využívaného pro cestující a instalaci řídicích a monitorovacích zařízení. Na palubě je kontrolní velín, z kterého operátoři řídí průběh mise. Pegasus je během letu připojen na systém klimatizace nákladu. [3]

Výroba	1968 až 1984	Pohonná jednotka	RB211-22B
Maximální vzletová hmotnost	211 000 kg	Celkový Tah motorů	561 kN (3x187 kN)
Maximální hmotnost nákladu	33 656 kg	Maximální cestovní rychlost	954 km/h
Prázdná hmotnost	110 000 kg [6]	Dolet	6 667 km
Délka	54,17 m	Dostup	12 800 m
Rozpětí	47,35 m		
Nosná plocha	321,1 m ²		
Plošné zatížení	657,1 kg/m ²		

Tabulka 1 Technické specifikace Lockheed L-1011-100 Tristar [5], [6]



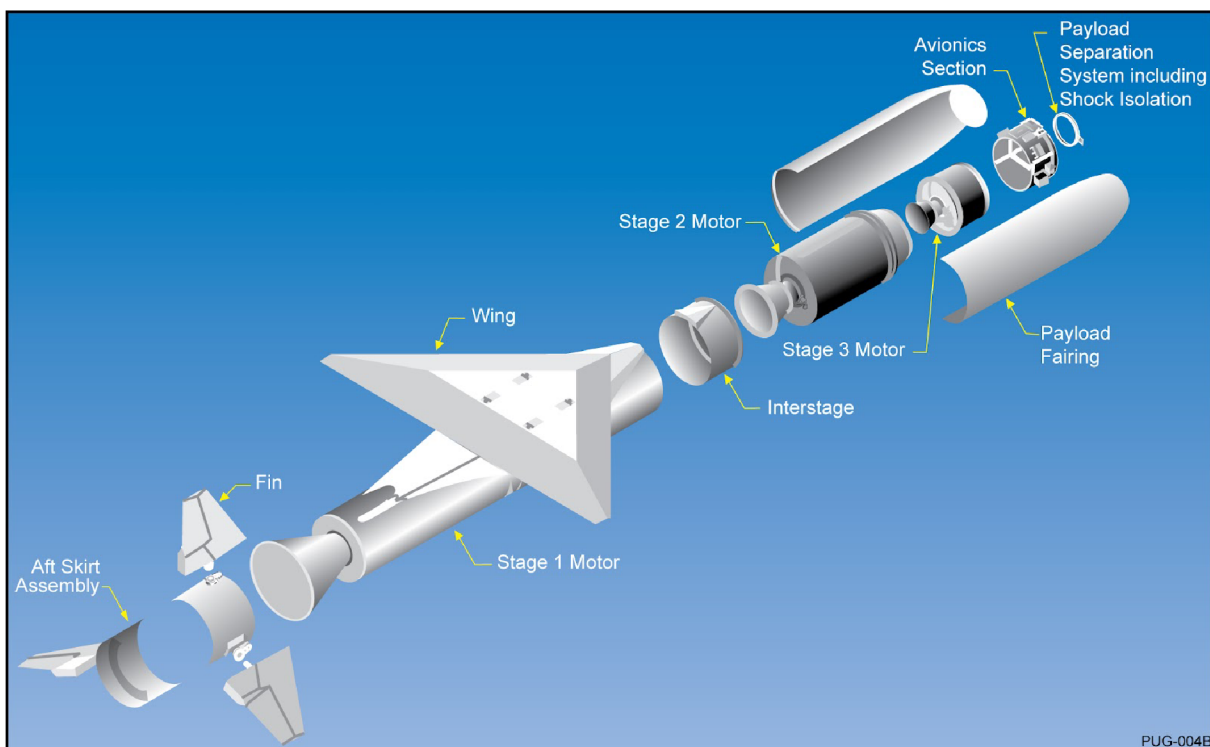
Obrázek 1 Raketa Pegasus XL zavěšená pod trupem L-1010 Stargazer [7]

1.4 Pegasus

Rakety Pegasus jsou ze vzduchu vypouštěné kosmické rakety vyvíjené společností Orbital Sciences (Orbital ATK) a dnes provozované pod korporací Northrop Grumman. Existují ve třech verzích – standart, hybrid a XL, ze kterých se dnes používá pouze XL. Raketa Pegasus je ve všech třech verzích třístupňová s možností volitelného čtvrtého stupně. Tyto tři stupně jsou poháněny raketovými motory na tuhé palivo. Jako pohonná látka byl požit polybutadien ukončený hydroxylovou skupinou (HTPB) společně s okysličovadlem. [3]

Volitelný čtvrtý stupeň na kapalné palivo byl navržen za účelem redukování rozptylu dráhy při vynesení na orbitu, protože třetí stupeň má omezenou přesnost řízení. Palivo manévrovacího čtvrtého stupně je hydrazin dávající mu název HAPS (Hydrazine Auxiliary Propulsion System). Krom přesnosti vynesení navyšuje HAPS významně také hmotnost nákladu pro vzdálenější orbity. [3], [8]

Za přechodem prvního a druhého stupně je raketa vybavena delta křídlem o rozpětí 6.7 m z uhlíkového kompozitu vytvářejícím vztlak v počátečních fázích letu. V zadní části rakety jsou řídicí plošky v podobě třech pohyblivých křidélek poháněných elektricko-mechanickými aktuátory. Jsou vyrobené z uhlíkového sendviče s pěnovým jádrem. Slouží k aerodynamickému řízení během počátečních fází letu. Po oddělení prvního stupně probíhá řízení vektorováním tahu elektromechanickými aktuátory trysky zajišťující klopení a zatažení, zatímco klonění je zajištěno pomocnými tryskami se stlačeným dusíkem. [3], [8] Náklad užitečného zatížení je během letu chráněn dvoudílným kompozitním aerodynamickým krytem. Skořepina krytu má zvnějšku vrstvu tepelné ochrany. [8]



Obrázek 2 Rozložený pohled na raketu Pegasus XL [8]

Verze XL je vylepšená verze základní rakety Pegasus, oproti které je delší, má vyšší hmotnost, dokáže vynést náklad o vyšší hmotnosti a má řadu dalších úprav a vylepšení zahrnujících například nový palubní počítač, řídicí trysky, napájení podsystému z baterií a úpravy v konstrukci křídla. Mnoho dalších systémů a komponent bylo pozměněno oproti základní verzi. [4]

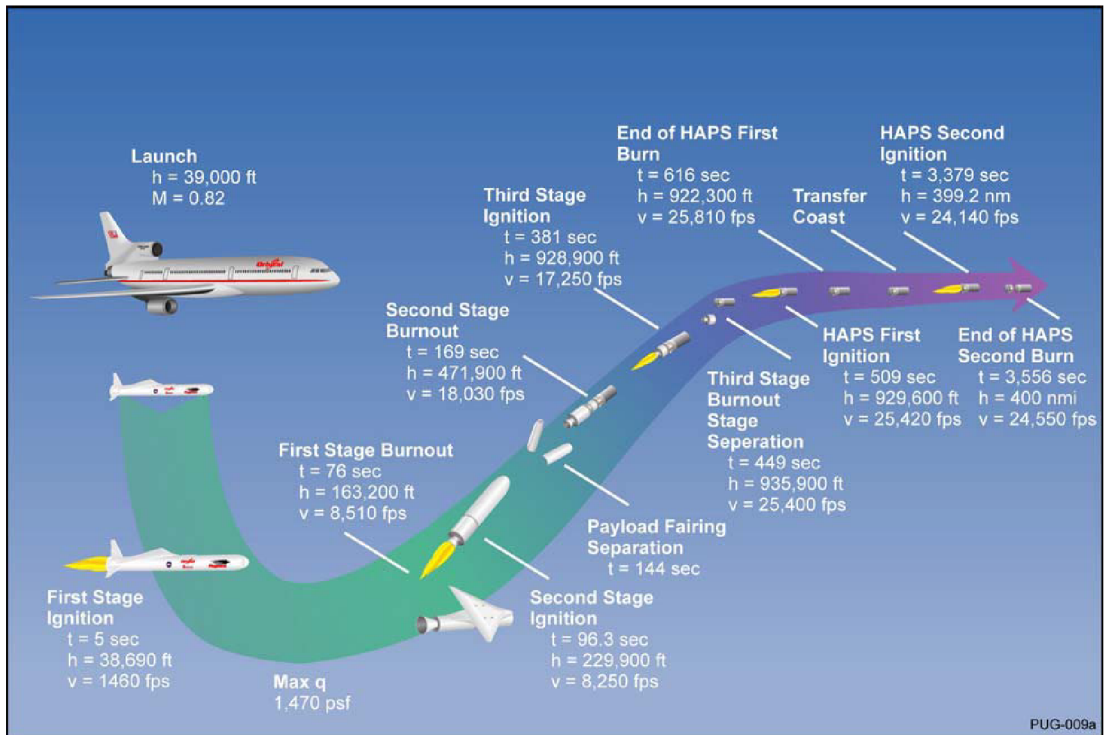
	Základní verze [3]	Pegasus H	Verze XL [8]
Délka	15.2 m	16.9 m	16.9 m
průměr	1.3 m	1.27 m	1.27 m
hmotnost	19 000 kg	23 130 kg	23 130 kg
Náklad	325 kg	445 kg	445 kg
První start	5.4.1990	3.4.1995	27.6.1994
Poslední start	3.8.1994	9.10.2000	10.10.2019
Počet startů	6 (2 s HAPS)	4	26 + 5 s HAPS
Úspěšných misí	6	4	28

Tabulka 2 Obecné informace o raketách Pegasus konfiguraci s HAPS

	1. stupeň	2. stupeň	3. stupeň	4. stupeň (HAPS)
Palivo	HTPB	HTPB	HTPB	hydrazin
délka	10,27 m	3,11 m	1,34 m	0,71 m
motor	Orion 50S XL	Orion 50 XL	Orion 38	HAPS
Prázdná hmotnost	1 369 kg	416 kg	126 kg	22 kg
Hmotnost paliva	15 014 kg	3 925 kg	770 kg	59 kg
Celkový Impuls	43 586 kNs	11 218 kNs	2 185 kNs	-
Tlak spalovací komory	7 515 kPa	7 026 kPa	4 523 kPa	-
Čas hoření	68,6 s	69,4	68,5	-
Maximální tah ve vakuu	726 kN	196 kN	36 kN	0,22 kN
Efektivní impuls	2 846 Ns/kg	2 838 Ns/kg	2 817 Ns/kg	2207 Ns/kg
Vektorování tahu	ne	3°	3°	

Tabulka 3 Parametry stupňů Pegasus XL

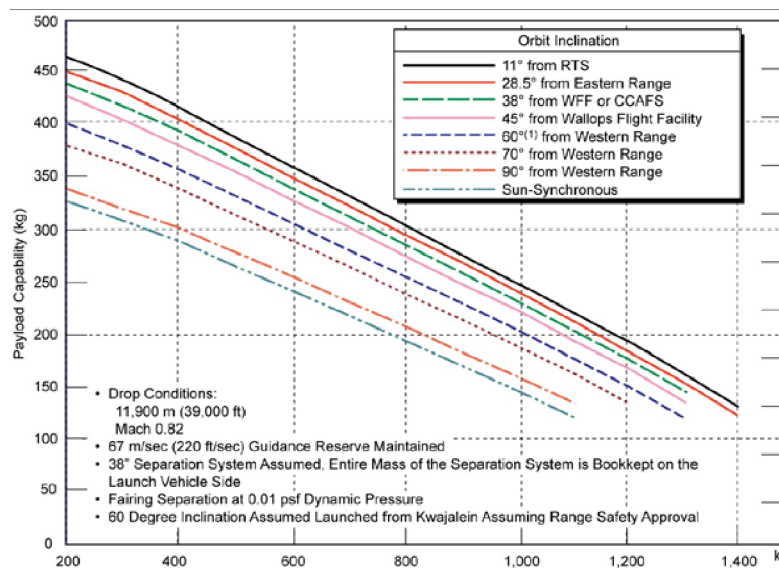
Standartní mise, viz. obrázek 3, začíná vzletem letounového nosiče s upevněnou raketou, nejčastěji z Vandenbergovy letecké základny. Pegasus je vynesena do výšky cca 11 900 m a je za letu rychlostí okolo Mach 0.82 uvolněn zpod letounu. Následuje volný pád s vhodným řízením náklonu po dobu přibližně 5 s, kdy se zažehne motor prvního stupně. Dále se raketa pohybuje po stoupající trajektorii využívající přitom s výhodou vztlaku generovaného křídlem. Zhruba za 30 sekund od zážehu dosáhne dynamický tlak nejvyšší hodnoty. Krátce po dohoření prvního stupně nastane zážeh druhého stupně a v průběhu jeho hoření dojde k oddělení obou polovin ochranného krytu. Po spotřebování paliva druhého stupně se další průběh liší v závislosti na použití HAPS. V případě letu bez volitelného čtvrtého stupně nastává po oddělení fáze výstupu bez pohonu až na orbitální výšku. Při jejím dosažení se využije třetího stupně pro získání kruhové rychlosti nutné pro udržení se na orbitě. S použitím HAPS se třetí stupeň zažehne rovnou krátce po oddělení druhého a jakmile dohoří, zajistí poslední stupeň HAPS přesné vynesení nákladu na požadovanou oběžnou dráhu za pomoci krátkých impulsů. [3], [8]



Obrázek 3 Typický průběh mise Pegasus XL s HAPS

Od prvního startu Pegasus z letounu B-52 5.4.1990, se uskutečnilo celkem 44 startů, z nichž 39 bylo úspěšných, u dvou nastalo částečné selhání a u tří došlo k celkovému selhání. B-52 vynesl raketu v základní verzi celkem šestkrát a ostatní starty už zajišťoval Stargazer. Poslední start proběhl 10.10.2019 s družicí ICON od NASA. Další start je plánován v první polovině roku 2021 v rámci mise TacRL-2 amerických kosmických sil. [9]

Na vývoj rakety Pegasus navázaly ze země vypouštěné rakety Taurus (Minotaur C) a OSP Minotaur využívající první stupně mezikontinentálních balistických střel Peacekeeper a Minuteman. [4]



Obrázek 4 Užitečného zatížení Pegasus XL bez HAPS pro různou výšku a inklinaci OB [8]

1.5 Boeing 747-400 Cosmic Girl

Boeing 747-400 je dalším příkladem letounu využívaného ke startu rakety ze vzduchu. Tento širokotrupý dopravní letoun byl nejdříve provozován aerolinkou Virgin Atlantic Airways, kde už tehdy měl jméno Cosmic Girl a v roce 2015 byl vybrán společností Virgin Galactic k nesení jejich rakety LauncherOne. Cosmic Girl je upravený letoun B747-400, který se ukázal vhodný k použití jako mobilní startovací platforma díky schopnosti přepravit velké náklady, doletu a provozním vlastnostem. [10] Boeing 747-400 je čtyřmotorový dopravní letoun poháněný turbodmychadlovými motory General Electric CF6 s vysokým obtokovým poměrem. [11]



Obrázek 5 Boeing 747-400 Cosmic Girl s raketou LauncherOne v podvěsu [12]

Letoun Cosmic Girl podstoupil úpravy na křídle a celkové odlehčení téměř 29 500 kg. [13] Toho bylo dosaženo odstraněním sedaček, baru, prostoru na příruční zavazadla a ostatního již nepotřebného interiérového vybavení. Na levé křídlo byl přidán pylon s upínacím mechanismem, do kterého se raketa zavěsí. Pylon je pod křídlem poblíž trupu v pozici, která už dříve byla u Boeingu 747 použita k uchycení případného pátého motoru k testovacím účelům. Po vyztužení mohlo toto místo být s výhodou využito pro zavěšení rakety. Přidaný pylon je navržený na zatížení od tělesa hmotnosti až 38 555 kg. [14] Zavěšením tělesa pod levé křídlo vznikají asymetrické aerodynamické a hmotnostní účinky působící na letoun. Vzhledem k nevelké vzdálenosti zavěšené rakety od osy symetrie je možné letoun za letu dostatečně vyvážit přečerpáváním paliva a řídicími plochami. [15]



Obrázek 6 Závěsný pylon pod křídlem 747 Cosmic Girl a raketa LauncherOne [12]

Vyrobeno	2001	Pohonná jednotka	4x General Electric CF6-80C2B1F1s
Typická vzletová hmotnost s raketou	249 476 kg	Celkový Tah motorů	1094,4 kN (4x273.6 kN)
Maximální vzletová hmotnost	396 890 kg	Maximální cestovní rychlost	939 km/h
Nosnost	71,395 kg	Dolet	13 214 km
Prázdná hmotnost	151 755 kg ¹	Dostup	13 747 m
Délka	70.67 m		
Rozpětí	64,44m		
Nosná plocha	541.2 m ²		
Plošné zatížení	733,4 kg/m ²		

Obrázek 7 Technické specifikace Boeing 747-400 Cosmic Girl [16], [17], [11]

1.6 LauncherOne

LauncherOne je dvoustupňová ze vzduchu vypouštěná kosmická raketa vyráběná společností Virgin Orbit. Návrh rakety probíhal pod společností Virgin Galactic, pod níž Virgin Orbit spadá. V původním návrhu měla být raketa vynášena letounem Scaled Composites White Knight Two. Pro tuto raketu byl vyvíjen první stupeň NewtonTwo a druhý stupeň NewtonOne. Návrh se však časem změnil s požadavky na vyšší hmotnost užitečného zatížení. V důsledku změny návrhu byl letounový nosič nahrazen Boeing 747-400 Cosmic Girl a první a druhý stupeň změněn na NewtonThree a NewtonFour. [10]

¹ Letoun bez úprav 181 255 kg dle [11] bez údajné hmotnosti odlehčení 29 500 kg dle [13].

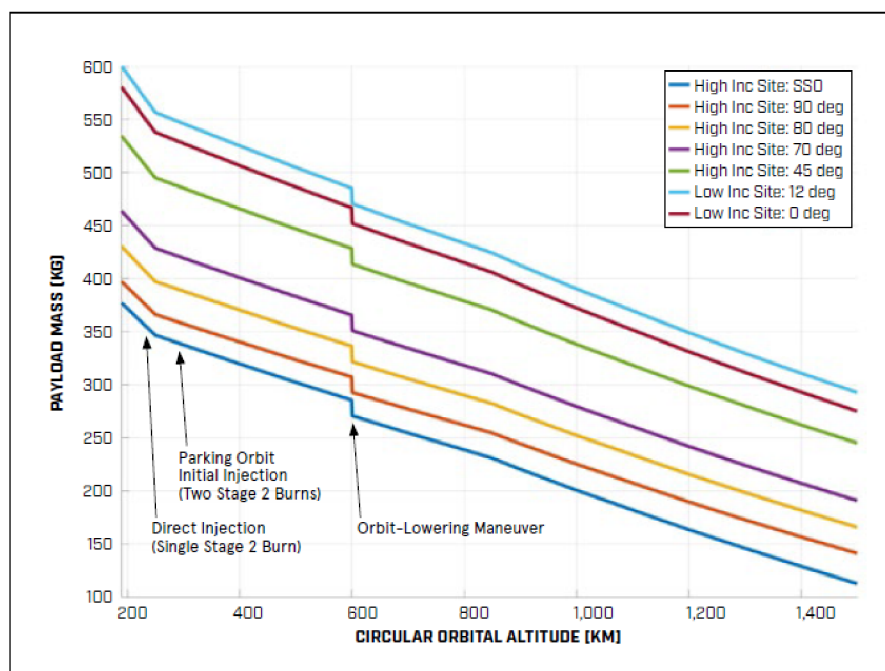
Každý z dvou stupňů LauncherOne je poháněn jedním motorem na tekuté palivo v podobě rafinovaného petroleje RP-1 a tekutého kyslíku LOX. Motory pracují v otevřeném cyklu, kdy jsou čerpadla paliva a okysličovadla poháněna samostatnou turbínou. [16] K pohonu a řízení rakety nejsou volně dostupné detailní informace. LauncherOne má v zadní části čtyři stabilizační plochy. Z publikovaných fotografií lze usuzovat, že dvě z nich jsou vybaveny řídicí plochou. Krom toho je pravděpodobné, že oba stupně rakety mají schopnost řízení vektorováním tahu motorů.



Obrázek 8 Rozložený pohled rakety LauncherOne [12]

Délka	21,34 m
Celková hmotnost	25 855 kg
Hmotnost paliva	~22 200 kg
Náklad	525 kg
První start	25.3.2020
Poslední start	17.1.2021
Počet startů	2
Úspěšných misí	1
Maximální hmotnost nákladu	500 kg
Celkový impuls	$65,3 \cdot 10^6$ Ns

Tabulka 4 Obecné informace o LauncherOne [16], [18]

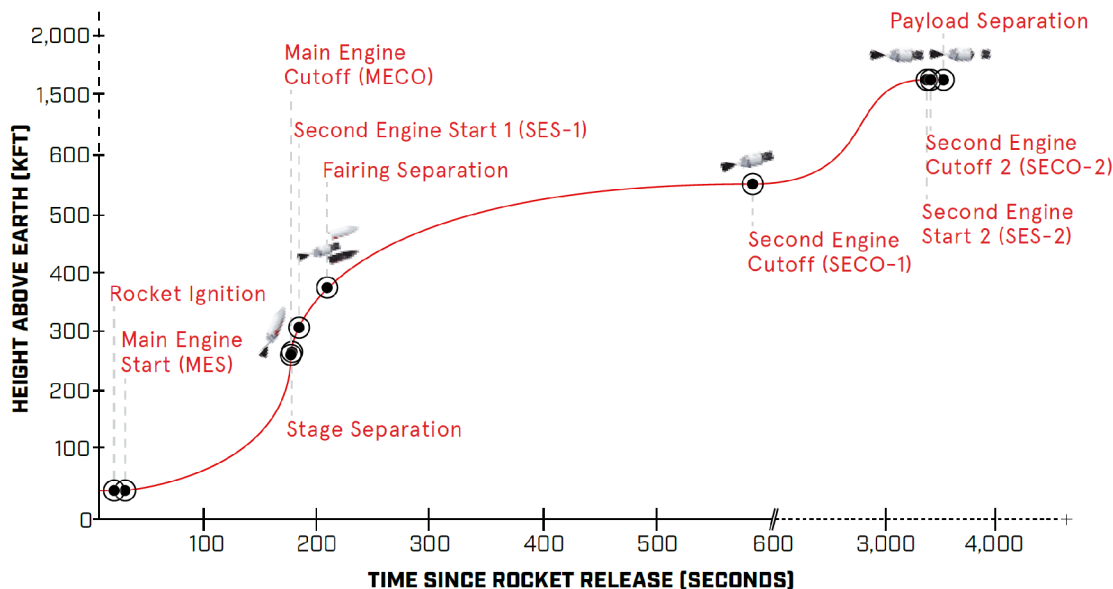


Obrázek 9 Závislost maximální hmotnosti užitečného zatížení na výšce oběžné dráhy [16]

	1. stupeň	2. stupeň
palivo	NewtonThree	NewtonFour
délka	LOX/RP-1	LOX/RP-1
Celková hmotnost	~15 m	~5.1 m
Prázdná hmotnost	~22 600 kg	~3000 kg
Hmotnost paliva	~3150 kg	~250 kg
Specifický Impuls	~19 450 kg	~2750 kg
Čas hoření	~2942 Ns/kg	~2942 Ns/kg
Maximální tah ve vakuu	~180 s	~360 s
Celkový impuls	327 kN	22.24 kN
Vnější průměr	~57.2 · 10 ⁶ Ns	~8.1 · 10 ⁶ Ns
	1.8 m	1.5 m

Tabulka 5 Parametry stupňů LauncherOne [16], [19]

Typická letová mise začíná vynesemím LauncherOne nad neobydlenou oblastí do výšky asi 10,7 km. Poté letounový nosič uvolní raketu z mechanismu a přejde do stoupacího manévru. Raketa je volně vypuštěna při sklonu vůči lokálnímu horizontu 27° rychlostí odpovídající zhruba 0.67 Mach. K zážehu prvního stupně dojde po asi 5 s od vypuštění. Raketa stoupá po dobu kolem 3 minut. Následně se oddělí první stupeň a je zažehnut druhý, který pohání subraketu až na orbitu. Během hoření druhého stupně se oddělí aerodynamický kryt. V závislosti na požadavcích mise může druhý stupeň provádět celkem 2 až 3 samostatné zážehy, sloužící k dosažení požadované trajektorie a korekci směru. V případě orbit nad 625 km vykoná druhý stupeň po oddělení nákladu poslední manévru ke snížení se na brzdou oběžnou dráhu. Z té klesne k zemi do 25 let. [16]



Obrázek 10 Typický průběh mise LancherOne [16]

Do současnosti proběhly zatím dva lety. První mise 25.3.2020 byla neúspěšná z důvodu předčasného vypnutí motoru způsobenému defektem v systému přívodu kapalného kyslíku. Druhá mise 17.1.2021 už proběhla úspěšně a na nízkou oběžnou dráhu bylo dopraveno 10 malých satelitů v rámci programu NASA CubeSat Launch Initiative. Příští mise je plánována na červen 2021, kdy bude na oběžnou dráhu ve výšce 500 km dopraveno šest mikrosatelitů.

1.7 Scaled Composites Model 351 Stratolaunch

Stratolaunch je dvoutrupý letoun postavený společností Scaled Composites k vynášení kosmických raket a raketoplánů. Patří k největším kdy vyrobeným letounům. Je to letoun s největším rozpětím křídel na světě a největší celokompozitový letoun. [20] Jeho značné rozměry jsou dány tím, že byl původně navrhován k vynášení raket střední velikosti SpaceX Falcon 9. Za tímto účelem byla vyvíjena jejich upravená verze Air. Projekt byl však ze strany SpaceX zrušen. To vedlo k vývoji náhradní rakety pro Stratolaunch - Pegasus II společností Orbital Sciences. Ani ta se však nedočkala realizace a bylo zvoleno alternativní řešení, že Stratolaunch bude vynášet trojici menších, zato dlouhodobě vyzkoušených, raket Pegasus XL. [21] Do budoucna se také očekává využití letounu jako platformy pro vypouštění nových experimentálních hypersonických letadel a kosmických prostředků.



Obrázek 11 Stratolaunch [22]

Stratolaunch má podobně jako White Knight Two hornoplošnou dvoutrupou koncepci s pylonem pro umístění nákladu uprostřed. Posádka letounu – pilot, kopilot a palubní inženýr operují z kokpitu pravého trupu, zatímco letové systémy a vybavení jsou umístěny v přední části levého trupu. Mnoho systémů bylo pro snížení nákladů převzato z Boeingu 747-400 včetně hydraulických a elektrických systémů, avioniky, palubního vybavení, podvozku a také šestice motorů Pratt & Whitney PW4056 situované na vnějších stranách křídla. [23]

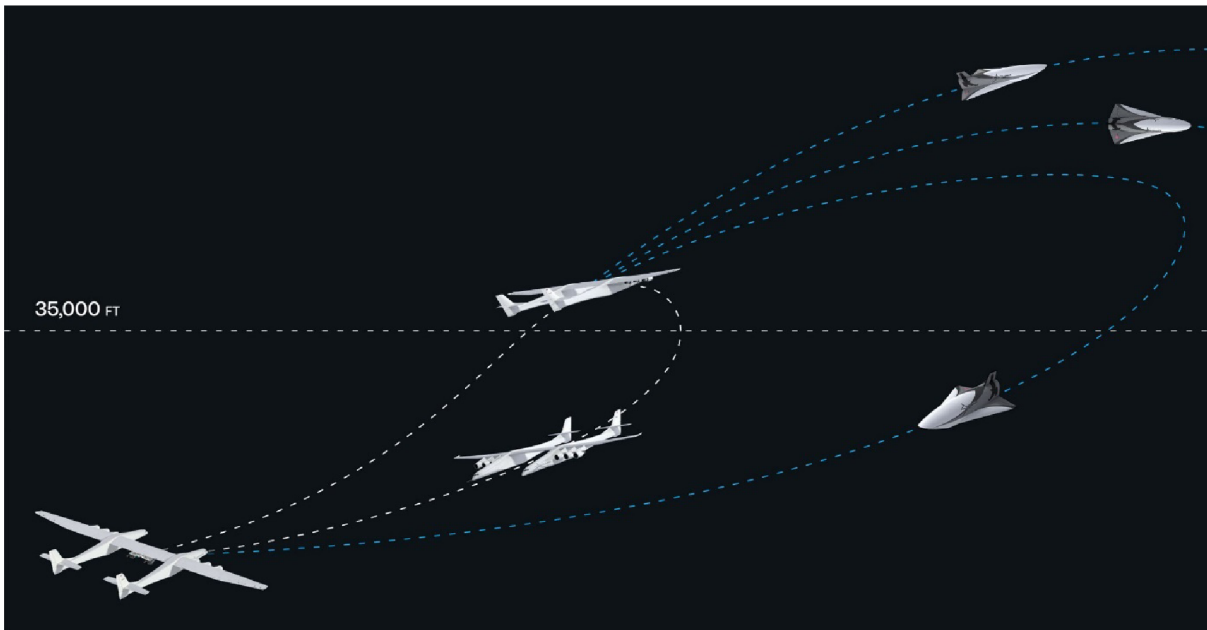
Pylon pod křídlem uprostřed letounu umožňuje upevnění rozličného nákladu o značných rozměrech a hmotnosti. Letoun zatím oficiálně nevykonal žádné lety se zatížením, takže detaily ohledně způsobu uchycení a podpůrných systému nejsou známy. Lze předpokládat, že podpůrné systémy pro náklad budou vedeny křídlem z levého trupu.

První let	2019	Pohonná jednotka	6x PW4056
Prázdná hmotnost	227 000 kg	Celkový Tah motorů	1514 kN (6x 252.4 kN)
Maximální vzletová hmotnost	590 000 kg	Délka vzletové dráhy	~3660 m
Nosnost	226 796 kg	Dolet	4600 km
Délka	72,54 m		
Rozpětí	117,3 m		
Nosná plocha	~1015 m ² ²		
Plošné zatížení	581.2 kg/m ²		

Tabulka 6 Technické údaje o Scaled Composites Stratolaunch [24; 22]

Typický průběh mise viz. obrázek 12 bude začínat vzletem z konvenční runwaye následovaným vzestupem do výšky okolo 10,6 km. Před vypuštěním může letoun provést stoupací manévr k navýšení úhlu vypuštění. Samotné odpoutání kosmického prostředku může proběhnout v rychlosti okolo Mach 0,62, ve které se odpojí od letounu a zažehne pohonnou jednotku. Letounový nosič bude pokračovat v letu vracejíce se na letiště. [22]

² Odhad z dostupného půdorysného pohledu



Obrázek 12 Profil typické mise Stratolaunch [22]

Testování letounu Stratolaunch započalo ke konci roku 2017. První let se uskutečnil 31.4.2019, následován několika dalšími pozemními testy. Druhý zkušební let proběhl 29.4.2021. Do budoucna se očekává první využití letounu pro vynášení raket Pegasus XL, ale termín nebyl dosud zveřejněn. [21]

Souběžně se Stratolaunch byly vyvíjeny kosmické a hypersonické prostředky, které jej budou využívat jako startovací platformu. Jsou vyobrazeny na obrázku 13 a zde jsou popsány v pořadí zleva doprava. Pro zmíněné prostředky byl společností Stratolaunch vyvíjen nový raketový motor PGA engine na kapalné pohonné látky. Po změně majitele společnosti vývoj zde zmíněných prostředků ustal a potvrzené je pouze pokračování vývojových prací na Talon-A a implementaci raket Pegasus XL. [21]



Obrázek 13 Stratolaunch vyobrazený s kosmickými prostředky [23]

Pegasus XL

Třístupňová raketa společnosti Northrop Grumman na tuhé pohonné látky. Je uvažováno vynesení jedné až tří těchto raket najednou. Detailní popis rakety viz. kapitola 3.2 Pegasus str. 16.

MLV (Medium Launch Vehicle)

Středně silná raketa na kapalné pohonné látky schopná dopravit až 3400 kg na nízkou oběžnou dráhu. [21]

MLV-H (Medium Launch Vehicle – Heavy)

Silnější verze MLV, s výkonem navýšeným přidáním dvou paralelních stupňů. Má být schopna dopravit až 6000 kg na nízkou orbitu. [21]

Talon–Z (Hyper–Z)

Autonomní hypersonické znovupoužitelné letadlo koncepce vztlakového tělesa s delta křídlem s vysokou šipovitostí zakončeným vertikálními stabilizačními plochami. Talon–Z má být schopen dosahovat vysokých hypersonických rychlostí 10 Mach a více. Letadlo bude sloužit jako testovací platforma pro výzkum obtékání těles za hypersonických rychlostí. K tomu účelu bude možné upevnit zkušební tělesa ze spodní ploché strany letadla. Menší vzorky bude možné zkoumat upevněné na svislých stabilizačních plochách. Ve vnitřních prostorách letadla budou umístěné potřebné měřicí systémy. [23]



Obrázek 14 Talon–Z [22]

Hmotnost	~29 500 kg
Délka	25,4 m
Rozpětí	9,9 m
Rychlost	Mach 10+

Tabulka 7 Parametry Talon–Z [23]

Black Ice

Plně znovupoužitelný kosmický raketoplán umožňující dopravu nákladu na orbitu s možnou budoucí verzí pro dopravu astronautů. [22]

Talon–A (Hyper–A)

Autonomní hypersonické znovupoužitelné letadlo určené k provádění výzkumu a sběrů dat za hypersonických rychlostí až 6 Mach. Jedná se víceméně o zmenšenou verzi Talon-Z, která jej bude vývojově předcházet. Stratolaunch může najednou vynést až tři tyto prostředky schopny samostatného návratu a přistání. Letadlo alternativně zvládne i samostatně vzlétnout. [22] Krom získání poznatků sloužících vývoji většího Talon–Z se přepokládá využití ve vojenském, komerčním i akademickém sektoru v oblastech aerodynamiky, navigace, řízení a navádění, vývoje vysokoteplotních materiálů, validace návrhových nástrojů a dalších. [23]

Hmotnost	2722 kg
Délka	8 m
Rozpětí	3.4 m
Rychlost	Mach 6

Tabulka 8 Parametry Talon-A [22]

1.8 Scaled Composites Model 348 White Knight Two

White Knight Two (dále také WK2) je letoun netradiční dvoutrupé koncepce vyvinutý firmou Scaled Composites, což je sesterská společnost Virgin Galactic, která letoun provozuje. Vývojově navazuje na předchozí letouny Scaled Composites – Model 318 White Knight a Model 281 Proteus, se kterými sdílí atypické koncepční uspořádání a vysoký podíl kompozitních materiálů. Letoun byl navržen jako víceúčelová platforma pro vynášení kosmických dopravních prostředků a výcvik a výzkum v mikrogravitaci, ale bylo i zvažováno jeho využití jakožto požárního letounu. Hlavní uplatnění WK2 je ve vynášení raketoplánu SpaceShipTwo. [25]

Letoun se skládá ze dvou trupů spojených společnou nosnou plochou, zatímco ocasní plochy jsou řešeny samostatně. Dvoutrupá hornoplošná koncepce s celkově čtyřmi motory na vnější části křídla vytváří pod centrální částí křídla velký prostor pro nesení nákladu. Křídlo WK2 má průběh vzepětí ve tvaru písmene „W“ pro zajištění dostatečné vzdálenosti neseného nákladu od země. Pohonnými jednotkami je čtveřice turbodmychadlových motorů Pratt and Whitney PW308A. Hlavním materiálem použitým na výrobu WK2 jsou uhlíkové kompozity a donedávna to byl největší celokompozitový letoun. Toto místo dnes zaujímá Scaled Composites Model 351 Stratolaunch.



Obrázek 15 Letoun White Knight Two s raketoplánem SpaceShipTwo v podvěsu [26]



Obrázek 16 Vizualizace White Knight Two a SpaceShipTwo [27]

První let	21.12.2008	Pohonná jednotka	4x Pratt and Whitney PW308A
Maximální vzletová hmotnost	29 500 kg	Celkový Tah motorů	101 kN (4x 25,36 kN)
Hmotnost paliva	3630 kg	Dostup	16 800 m
Nosnost	13 600 kg	Dolet	4815 km
Délka	23,7 m		
Rozpětí	42,7 m		

Tabulka 9 Technické údaje White Knight Two [28], [29], [30]

Letoun vykonal celkem 288 letů k datu 11.12.2020. [29]

1.9 SpaceShipTwo

SpaceShipTwo (dále také SS2) je raketoplán částečně vycházející ze svého předchůdce SpaceShipOne, oproti kterému má asi dvojnásobnou velikost. Je vyrobený z uhlíkových kompozitů. Pohon zajišťuje hybridní raketový motor s regulovatelným tahem. [29] Vývoj raketoplánu započal v roce 2007.

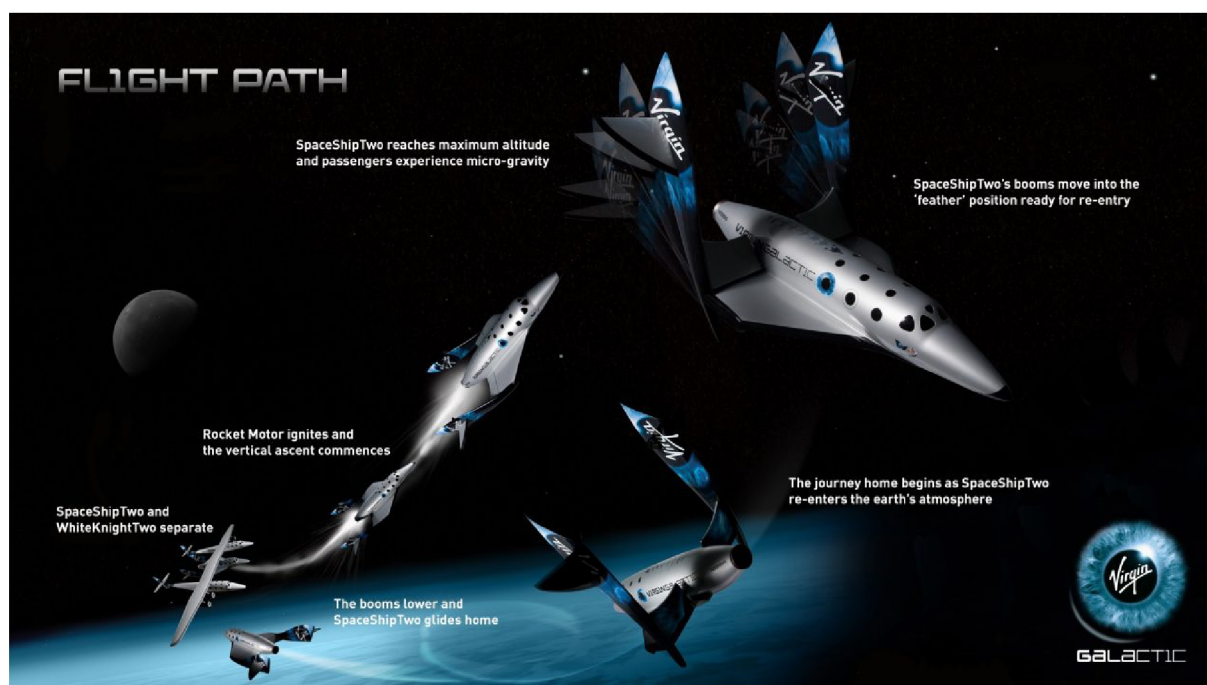
SS2 má dolnoplošnou koncepci s krátkými křídly s velkou šípovitostí, z jejichž konců vychází trupové nosníky s ocasními plochami. Tuto netradiční koncepci měl už jeho předchůdce – SpaceShipOne. Letadlo je vybaveno pneumatickým mechanismem, který dokáže ocasní plochy na nosnících sklopit při fázi sestupu do atmosféry k dosažení brzdného účinku. K řízení letadla v kosmu jsou na křídlech a přídí umístěny manévrovací trysky. Řídící plochy pro let v atmosféře jsou ovládány pomocí ocelovo-kompozitních lan s nízkou tepelnou roztažností. [30] Raketoplán je navržen k vynesení šesti pasažérů a dvou pilotů do vesmíru, nebo nákladu více než 450 kg užitečného zatížení pro výzkumné účely. [29] SS2 pohání

hybridní raketový motor RocketMotorTwo. Pohonné látky jsou oxid dusný a HTPB. Raketoplán je znovupoužitelný, ale motor musí být po každém letu vyměněn. [30]

WK2 a SS2 mají přední části trupů strukturálně identické pro zjednodušení výroby. [30] Tlak, teplota a vlhkost vzduchu jsou během letu regulovány systémy klimatizace propojenými s WK2. Před odpoutáním dojde k separaci těchto systémů a raketoplán přejde na vlastní zdroj. Palubní systémy raketoplánu jsou schopny také dodávat elektrickou energii pro výzkumné přístroje. [28]

První let	3.12.2016	Pohonná jednotka	RocketMotorTwo
Maximální vzletová hmotnost	9740 kg	Tah motoru	270 kN
Nosnost	600 kg	Palivo	N ₂ O/HTPB
Délka	18,3 m	Specifický impuls	2450 Ns/kg
Rozpětí	8,3 m	Čas hoření	60 s

Tabulka 10 Technické specifikace SpaceShipTwo [29], [30], [31]



Obrázek 17 Profil letové mise SpaceShipTwo

Typický let SpaceShipTwo trvá okolo 90 minut od startu do přistání. Začíná vynesením raketoplánu letounem WK2 do výšky zhruba 15,5 km. V této výšce se SS2 odpoutá od mateřského letounu a pár sekund padá volným pádem až dojde k zážehu raketového motoru, který SS2 urychlí na více než Mach 3,5 a vynese jej do maximální výšky 80 km. [30] Tato fáze trvá okolo 60 s. Následně se motor vypne a nastává volný let v délce 3 až 4 min, během kterého posádka letounu pociťuje stav beztlíže. Následuje sestup do atmosféry pro ten je raketoplán opatřen mechanismem, umožňujícím pootočit oba trupové nosníky s ocasními plochami o cca 60°. V této konfiguraci je raketoplán stabilní v poloze vytvářející vysoký odpor při vstupu do hustších vrstev atmosféry. Tím se snižuje vstupní rychlost, tepelné namáhání a násobek zatížení. Ve výšce okolo 21 km přejde raketoplán zpět do původní konfigurace a letí k přistání na runway. [28]

Raketoplánu SS2 byly postaveny souběžně dva kusy. SS2-01 VSS Enterprise postavený firmou Scaled Composites, byl zničen během testu v říjnu 2014. Společnost Virgin Galactic postavila druhý stroj SS2-02 VSS Unity. [29]

Nejnovějším přírůstkem do rodiny je Spaceship III, nově představený 30.3.2021. Jedná se o mírně vylepšenou verzi SpaceShipTwo aplikující modulární design, který má umožnit paralelní výrobu, kratší časy údržby a častější lety. První let je naplánovaný na léto 2021. [32]



Obrázek 18 Spaceship III [33]

1.10 Ostatní projekty využívající koncepce vzdušného startu

Název	Vývojář	rok	nosič	Raketa /raketoplán	Payload [kg]
Spiral 50/50	Mikoyan	1965 - 1978	Tu-95	MiG 105	N/A
Saenger II	MBB	1985 - 1994	vlastní	HORUS	10 000
HOTOL	BAe, Rolls-Royce	1989 - 1991	An-225	HOTOL	7000 - 8000
MAKS	Antonov ASTC	1988 - 1991	An-225	MAKS	8165
AirLaunch	Boeing	1999	B747	Athena rocket	2994
HAAL	Yakovlev	1994	Tu-160	ICMB	1134
Skylifter	Yakovlev	1998	vlastní	vlastní	420 000
BladeRunner	Air Force Research Laboratory	1999	C-141	vlastní	900
SwiftLaunch RLV	-	2001	C-5, An-124	vlastní	816 - 2268
Astroliner	Kelly Space Technology, NASA	2002	B747	Pathfinder	4536
Vozdushny start	Energia, Polyot, Antonov	2002	An-124	Polyot	2995 - 3990
QickReach	AirLaunch LLC, Makeyev	2005	C-17	QickReach	635
QickReach 2	AirLaunch LLC, Scaled Composites	2005	Vlastní, B747	QickReach 2	3700
SOAR	Swiss Space Systems, RKK Energia	2015	A300	vlastní	250
IAR	ARCA Space Corporation	2010 - 2012	IAR-111 Excelsior	HAAS 2	100
GOLauncher	Generation Orbit	2014 – souč.	Learjet 35	X-60A	N/A

Tabulka 11 Kosmické projekty a koncepty využívající vzdušný start [34]

Stanovení parametrů nosné rakety

1.11 Úvod do problému a charakteristika letů na nízkou oběžnou dráhu

Jedním z cílů této práce je stanovit odhad základních parametrů nosné rakety pro vynášení užitečného zatížení o hmotnosti $m_{PL} = 300$ kg na nízkou oběžnou dráhu. Nízká oběžná dráha (dále také LEO – Low Earth Orbit) je taková oběžná dráha jejíž apogeum se nachází ve výšce od Kármánovy hranice 100 km až po 2000 km odpovídající zhruba jedné třetině poloměru Země R_Z . Při návrhu nosné rakety je uvažována rovňková kruhová oběžná dráha ve výšce $h_{orbit} = 300$ km.

Elementy návrhové oběžné dráhy

Sklon dráhy	i	0°
Délka vzestupného uzlu	Ω	0°
Argument pericentra	ω	0°
Délka hlavní poloosy	a	6678 km
Bezrozměrová excentricita	e	0

Tato dráha, ležící v rovníkové rovině, byla zvolena pro názornost, porovnatelnost a zjednodušení výpočtů, kdy není nutné uvažovat nesféricnost země. V takovém případě lze při výpočtech vycházet z následujících konstantních hodnot na rovníku na úrovni moře: [36]

Poloměr Země	R_Z	6378,1363 km
Tíhové zrychlení	g	9,78033 m/s ²
Úhlová rychlost rotace Země	ω	$7,292115 \cdot 10^{-5}$ rad/s
Obvodová rychlost rotace Země	v	461,1 m/s

Z parametrů oběžné dráhy a požadované hmotnosti užitečného zatížení, které má být na tuto dráhu dopraveno, vyplývají minimální výkonové charakteristiky nosné rakety. Těleso pohybující se po oběžné dráze obecného tvaru musí být nosnou raketou urychleno na rychlost dle rovnice (4.1) udávající vztah pro rychlost tělesa pohybujícího se pasivním pohybem v centrálním gravitačním poli po trajektorii kuželosečky.

$$v_{orbit} = \sqrt{2\mu \left(\frac{1}{r} - \frac{1}{2a} \right)} \quad (4.1)$$

Gravitační parametr Země	μ	398600 km ³ s ⁻² [35]
Vzdálenost od středu centrálního gravitačního pole	r	

Hlavní poloosa kuželosečky

a

Pro případ kruhové dráhy, kdy ($a = r = \text{konst.}$) lze rovnici (4.1) zjednodušit na rovnici (4.2), pomocí které je možné vypočítat první kosmickou rychlost a kruhovou rychlost návrhové dráhy.

$$v_{orbit} = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \quad (4.2)$$

První kosmická rychlost $r = R_Z$

$$V_I = 7,905 \text{ kms}^{-1}$$

Kruhová rychlost návrhové oběžné dráhy

$$r = R_Z + h_{orbit} = 6678 \text{ km}$$

$$v_{orbit} \doteq 7,726 \text{ kms}^{-1}$$

Energetickou náročnost vypuštění umělé družice je možné vyjádřit tzv. energetickou charakteristickou rychlostí. Tato rychlost vychází z mechanické energie, tedy kinetické a potenciální energie potřebné k urychlení a vyzvednutí družice na oběžnou dráhu.

Charakteristická rychlost návrhové oběžné dráhy

$$v_{char} = V_I \sqrt{1 + \frac{2h_{orbit}}{R_Z}} \quad (4.3)$$

$$v_{char} \doteq 8,268 \text{ kms}^{-1}$$

Tato rychlost odpovídá mechanické energii

$$E = \frac{1}{2} m_{PL} v_{char}^2 \quad (4.4)$$

$$E \doteq 10,26 \text{ MJ}$$

1.12 Odhad letových výkonů nosné rakety

Požadavky na raketový nosič schopný dopravit náklad na orbitu a urychlit na orbitální rychlost, vychází z principu reaktivního pohonu, který je popsán Ciolkovského rovnicí pro ideální finální rychlost. [35]

$$\Delta v = I_{sp} \ln \frac{m_0}{m_f} \quad (4.5)$$

Δv rychlostní impuls (finální rychlost)

I_{sp} specifický impuls (výtoková rychlost spalin hoření)

m_0 celková počáteční hmotnost rakety

m_f hmotnost po spotřebování pohonných látek

Platnost rovnice (4.5) je však limitována několika předpoklady. Ciolkovského rovnice se vztahuje na pohyb v bezsilovém poli – bez působení vnějších sil. Na navrhované raketu působí během vynášení nákladu jak zemská přitažlivost, tak aerodynamické síly, a proto tento předpoklad není splněn. Druhým předpokladem je konstantní výtoková rychlost spalín. Reálný raketový motor se tomuto předpokladu může blížit pouze ve vakuu, ne však v atmosférickém prostředí měnícím se během vzestupu s nadmořskou výškou.

Celkový potřebný rychlostní impuls Δv nosné rakety je dán součtem požadované orbitální rychlosti a přírůstků zahrnujících vnější vlivy a počáteční podmínky.

$$\Delta v_{mise} = v_{orbit} + \Delta v_g + \Delta v_d + \Delta v_p - \Delta v_{rot} - \Delta v_{LN} + \Delta v_{rez} \quad (4.6)$$

Δv_{mise} Rychlostní impuls nutný k vynesení družice na orbitu

Δv_g Gravitační ztráty

Δv_D Aerodynamické ztráty vlivem odporu

Δv_p Propulzní ztráty vlivem vektorování tahu a změně tlaku vzduchu

Δv_{rot} Urychlení vlivem rotace Země

Δv_{rez} Rezerva pro kompenzaci ostatních ztrát a nepřesností

Velikost jednotlivých přírůstků Δv je závislá na mnoha faktorech, zejména propulsních charakteristikách a trajektorii pohybu. Přírůstky Δv je možné předběžně odhadnout na základě dat ze skutečných misí. Odhad poslouží jako referenční údaj během návrhu nosné rakety, kdy je provedena simulace letu modelující vliv vnějších faktorů.

Gravitační ztráty

Zhruba 70% ztrát vzniká vlivem působení zemské přitažlivosti. [34] Gravitační ztráty jsou nejvýznamnější a jsou primárně závislé na poměru tahu k hmotnosti T/F_g , který se promítne na času potřebném k dosažení orbity. Pro vertikální vzlet ($\gamma = 90^\circ$) je poměr $T/F_g > 1$. Zkrácení doby letu a rychlé snížení sklonu dráhy letu γ vedou k minimalizaci gravitačních ztrát. Avšak takové úpravy trajektorie jsou v přímém protikladu s minimalizací odporových ztrát. Kratší doba letu t_f znamená vyšší rychlost v hustých vrstvách atmosféry. Brzký přechod na malý sklon dráhy letu γ znamená delší čas strávený v hustých vrstvách atmosféry nižších nadmořských výšek.

$$\Delta v_g = \int_0^{t_f} g \sin \gamma \cdot dt \quad (4.7)$$

K vyhodnocení gravitačních ztrát je třeba znát závislost tíhového zrychlení g a sklonu dráhy letu γ na čase. Pro počáteční odhad jsou tyto veličiny nahrazeny předpokládanou průměrnou hodnotou. Tento postup je použitý v literatuře [36].

Tíhové zrychlení – hodnota odpovídající polovině výšky oběžné dráhy.

$$g_{avg} \approx g_0 \left(\frac{R_Z}{R_Z + \frac{h_{orbit}}{2}} \right)^2$$

$$g_{avg} \doteq 9,3 \text{ ms}^{-2}$$

Předpokládaný sklon dráhy letu se v čase mění v rozsahu $\gamma = 0^\circ - 90^\circ$. Větší část letu bude pro minimalizaci gravitačních ztrát probíhat za nižších hodnot tohoto rozsahu.

Sklon dráhy letu – odhad průměrné časové hodnoty

$$\gamma_{avg} \approx 25^\circ$$

Za předpokladu propulze po celou dobu výstupu na orbitu, je možné čas velice přibližně odhadnout ze vztahu pro specifický impuls (4.8), který je daný poměrem tahu a změny hmotnosti úbytkem paliva.

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}} \quad (4.8)$$

Množství paliva se dá vyjádřit hmotnostním číslem, které se u současných raket pohybuje mezi $\mu = 20 - 200$ [35]. Pro tento případ je zvoleno $\mu = 50$

$$m_p = \frac{\mu - 1}{\mu} m_0$$

$$m_p = 0,98 \cdot m_0$$

Tah raketových motorů není dopředu znám. U vertikálně startujících raket musí být poměr tahu k tíhové síle větší než 1. U horizontálně startujících raket nemusí být tato podmínka nutně splněna. Průměrné hodnoty běžně pohybují v rozmezí 1,1 – 2,5. Pro tento případ je zvoleno $\frac{T}{F_G} = 1,3$ představující průměrnou časovou hodnotu vztaženou k počáteční hmotnosti.

$$T > F_G$$

$$T \approx 1,3 \cdot m_0 g_0$$

Po vložení do rovnice (4.8):

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}} = \frac{T}{\frac{m_p}{t}} = \frac{T \cdot t}{0,98 \cdot m_0} = \frac{1,3 \cdot m_0 g \cdot t}{0,98 \cdot m_0}$$

Pro zvolenou hodnotu specifického impulsu $\frac{I_{sp}}{g_0} \approx 300$ s je potom celkový čas roven.

$$t_{fest} = 0,98 \cdot \frac{I_{sp}}{g} \cdot \frac{1}{1,3} \doteq 264 \text{ s}$$

Zjednodušený odhad gravitačních ztrát

$$\Delta v_g = t_{fest} \cdot g_{avg} \cdot \sin \gamma_{avg}$$

$$\Delta v_g \doteq 1,038 \text{ kms}^{-1}$$

Odhad odpovídá i doporučení dle [34] $\Delta v_g \doteq 1,0 \text{ kms}^{-1}$.

Odporové ztráty

Atmosférický odpor se podílí na cca 27% ztrát. [34] Odporové ztráty Δv je možné dle rovnice (4.9) vyjádřit jako časový integrál podílu odporové síly D ku okamžité hmotnosti m . Pro určení odporové síly D dle rov. (4.12) je nutné znát parametry trajektorie letu, respektive závislost okamžité výšky $h(t)$ určující hustotu vzduchu ρ , a rychlosti $v(t)$ na čase. Dále plochu průmětu rakety do směru vektoru okamžité rychlosti A_{ref} a součinitel odporu, který je závislý na tvaru tělesa, úhlu náběhu α a Machově čísle M . Z toho důvodu není možné dopředu přesně určit velikost odporových ztrát Δv_D , protože potřebné parametry nosné rakety a trajektorie jsou předmětem samotného návrhu.

$$\Delta v_D = \int_0^{t_f} \frac{D}{m} \cdot dt \quad (4.9)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 C_D A_{ref} \quad (4.10)$$

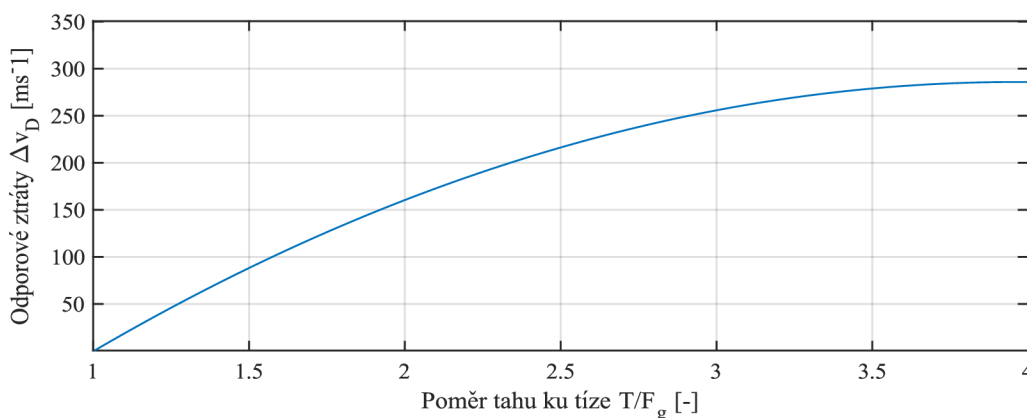
D	Odporová síla
$\rho(h)$	Hustota vzduchu
$v(t)$	Okamžitá rychlost letu
$C_{D(\alpha, \text{tvar}, M)}$	Součinitel odporu
$A_{ref(\text{tvar}, \text{vel.}, \vec{v})}$	Vztažná plocha

Předběžný odhad Δv_D vychází ze závislosti na $\frac{T}{F_G}$ na obrázku 19 dle [37] str 722. Jedná se o obecnou závislost vzniklou proložení statistických dat existujících nosných raket. Je vyjádřena empirickou rovnicí:

$$\Delta v_D = -32,692 \cdot \left(\frac{T}{F_G}\right)^2 + 258,86 \cdot \frac{T}{F_G} - 226,57 \quad (4.11)$$

Pro návrhové $\frac{T}{F_G} = 1,3$:

$$\Delta v_D = 0,0547 \text{ kms}^{-1}$$



Obrázek 19 Diagram vlivu poměru $\frac{T}{F_G}$ na odporové ztráty [38]

Ztráty řízením

Úhel mezi vektorem tahu a vektorem rychlosti α_F je součet úhlu náběhu α a úhlu nastavení vektoru tahu φ_F . V případě trajektorie s využitím gravitačního klopení je $\alpha_F = 0$. Taková trajektorie však není zcela optimální a raketu je nutné řídit, což je proveditelné několika metodami, z nichž nejpoužívanější je natáčení trysky motoru – vektorování tahu a použití aerodynamické řídicí plochy. Použití řídicích ploch s sebou nese zvýšení odporových ztrát a je účinné pouze v nižších hustých vrstvách atmosféry. Při vektorování tahu vznikají ztráty tím, že vektor tahu není souosý se směrem letu. Takto vniklé ztráty řízením se dají vyjádřit rovnicí (4.12). U raket startujících ze země se ztráty řízením pohybují okolo 3 % celkových ztrát. [34] Pro vzdušný start jsou ztráty vektorováním tahu obecně vyšší, protože po vypuštění z letounu má raketa malý sklon dráhy letu γ , který je třeba řízením zvýšit.

$$\Delta v_p = F_* \int_0^{t_f} \frac{1 - \cos \alpha_F}{m} \cdot dt \quad (4.12)$$

Přírůstek Δv vlivem rotace Země

Při startu rakety je výhodné využít rotace Země. V závislosti na zeměpisné šířce neprobíhá start ze Zemského povrchu nulovou rychlostí, ale s počáteční obvodovou rychlostí způsobenou otáčením země okolo své osy. Návrhová trajektorie leží v rovníkové rovině a směřuje na východ, proto je využití vlivu rotace Země maximální.

Obvodová rychlost místa vypuštění

$$v_{rot0} = \omega_Z \cdot (R_Z + h_0) \cdot \cos \delta_0 \quad (4.13)$$
$$v_{rot0} = 465,1 \text{ ms}^{-1}$$

ω_Z Úhlová rychlost rotace, $\omega_Z = 7,292 \cdot 10^{-5} \text{ rads}^{-1}$

h_0 Výška vypuštění, $h_{0,KOS} = 0$; $h_{0,AIR} = 12\,000 \text{ m}$

δ_0 Geocentrická šířka, $\delta_0 = 0^\circ$

Přírůstek Δv vlivem rotace Země

$$\Delta v_{rot} = v_{orbit} - \sqrt{(v_{orbit} \sin \varphi_0 - v_{rot0})^2 + (v_{orbit} \cos \varphi_0)^2} \quad (4.14)$$
$$\Delta v_{rot} = v_{rot0} = 465,1 \text{ ms}^{-1}$$

φ_0 Azimut trajektorie; $\varphi_0 = 90^\circ$

Přírůstek Δv vypuštěním z letounového nosiče

V případě vzdušného startu má raketa počáteční rychlost navýšenou o rychlost letounového nosiče při vypuštění. Předpokládejme, že letoun s raketu letí ve směru shodném se směrem požadované trajektorie na orbitu. Návrhový letounový nosič na bázi dopravního letounu se pohybuje v okamžiku vypuštění vysokou podzvukovou rychlostí ve výšce 12 000 m n. m.

$$\Delta v_{LN} = v_{MACH} \cdot a_{zvuk} \quad (4.15)$$

$$\Delta v_{LN} \doteq 0,237 \text{ kms}^{-1}$$

v_{MACH} Rychlost letu v okamžiku vypuštění, $v_{MACH} = 0,8$ Mach

a_{zvuk} Rychlost zvuku v dané výšce dle ISA, $a_{zvuk} = 296.5 \text{ ms}^{-1}$

Rezerva Δv

Pro zahrnutí ostatních ztrát, nepřesností a nspecifikovaných vnějších vlivů je vhodné k potřebnému Δv mise přičíst rezervní přírůstek $0,3 \text{ kms}^{-1}$.

$$\Delta v_{rez} = 0,3 \text{ kms}^{-1}$$

Odhad celkového potřebného Δv mise

$$\Delta v_{mise} = v_{orbit} + \Delta v_g + \Delta v_D + \Delta v_p - \Delta v_{rot} + \Delta v_{rez} \quad (4.16)$$

$$\Delta v_{mise} = 7,726 + 1,038 + 0,0547 + 0,800 - 0,4651 + 0,237 + 0,3$$

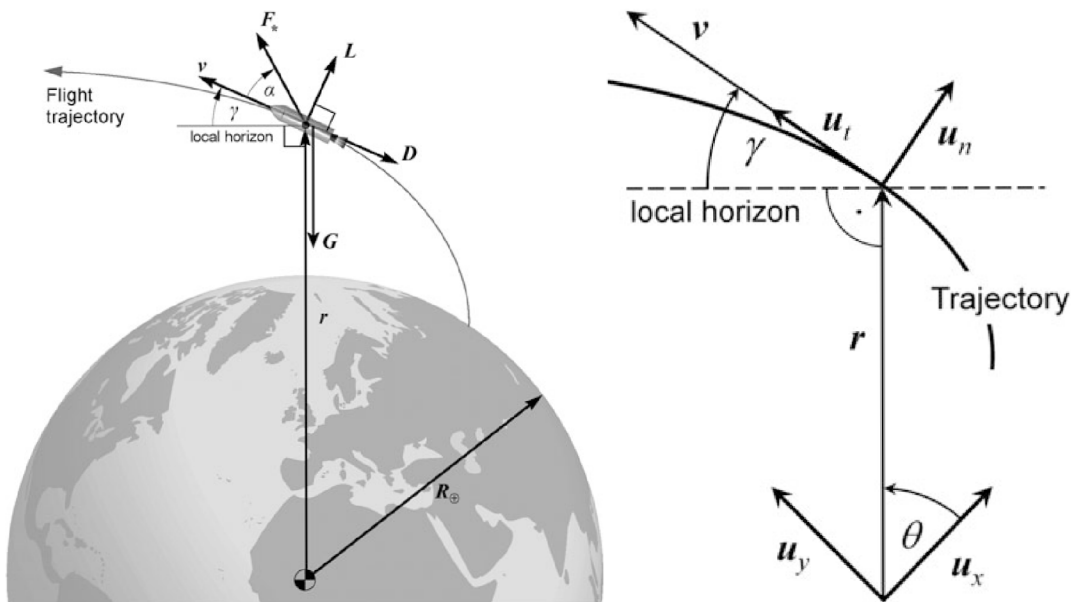
$$\Delta v_{mise} \doteq 9,2 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$$

1.13 Výpočtový model

K určení základních návrhových parametrů je využito multidisciplinární optimalizace simulující let v mnoha různých konfiguracích. Cílem optimalizace je minimalizace celkové hmotnosti rakety za současného splnění schopnosti vynést požadovaný náklad na návrhovou oběžnou dráhu. Pro tento účel byl vytvořen skript v softwaru MATLAB simulující let rakety.

Pohybové rovnice

Jádrem skriptu jsou pohybové rovnice převzaté z [34] a [35], které jednoznačně určují parametry pohybu tělesa s působením propulzních a aerodynamických sil v centrálním gravitačním poli. Vzhledem k charakteru návrhové oběžné dráhy je použita zjednodušená verze pohybových rovnic ve 2D, která platí za předpokladu koplanární trajektorie letu se všemi silami působícími v jedné rovině. Rovnice pohybu jsou vyjádřeny v lokálním baricentrickém aerodynamickém souřadném systému a následně převedeny do inerciálního geocentrického souřadnicového systému na vertikální a horizontální složky. V okamžiku dohoření pohonných látek jsou z finálních podmínek vyčísleny elementy orbitální dráhy. Výsledná trajektorie je také vykreslena v polárních souřadnicích.



Obrázek 20 Vztah mezi geocentrickým souřadným systémem a baricentrickým s.s. [34]

Pohybové rovnice

$$\dot{v} = \frac{F_*}{m} \cos \alpha_F - \frac{D}{m} - g \sin \gamma \quad (4.17)$$

$$v \dot{\gamma} = \frac{F_*}{m} \sin \alpha_F - \frac{L}{m} - \left(g - \frac{v^2}{r} \right) \cos \gamma \quad (4.18)$$

$$\dot{x} = v \sin \gamma \quad (4.19)$$

$$\dot{y} = v \cos \gamma \quad (4.20)$$

- \dot{v} Zrychlení
- v Rychlost
- $\dot{\gamma}$ Úhlová rychlost – změna sklonu dráhy letu
- γ Sklon dráhy letu
- \dot{x} Horizontální rychlost – složka rychlosti tečná k lokálnímu horizontu
- x Horizontální poloha
- \dot{y} Vertikální rychlost – složka rychlosti kolmá k lokálnímu horizontu
- y Vertikální poloha
- α_F Úhel mezi vektorem tahu a vektorem rychlosti

Integrace těchto pohybových rovnic je vzhledem ke složitým vzájemným časovým závislostem jednotlivých veličin možná pouze numericky. Byl zvolen postup, kdy je integrál nahrazen sumací krátkých časových úseků, na kterých jsou veličiny považovány za konstantní. Pro dostatečně krátké časové úseky se řešení limitně blíží hodnotě integrálu.

Přesnost integrace je přímo závislá na velikosti časového úseku – kroku. Se zkracujícím se krokem však roste lineárně výpočetní čas, který je kritický při následném provádění optimalizace. Ve výpočtovém modelu je použita integrace po časových intervalech 0.5 s.

Krok [s]	chyba finální rychlosti [%]	chyba hl. poloosy oběžné dráhy [%]	výpočetní čas [s]
0.01	0	0	111
0.02	1,19E ⁻³	0,41	55,1
0.04	3,58 E ⁻³	0,42	27,6
0.08	7,16 E ⁻³	0,45	13,8
0.16	0,0358	0,78	6,86
0.32	0,166	0,12	3,44
0.64	0,19	0,88	1,71
1.28	0,23	8,17	0,817
2.56	0,60	24,73	0,450
5.12	17,52	24,88	0,175

Tabulka 12 Vliv délky časového kroku

V tabulce 12 je vyčíslen vliv délky kroku na přesnost výpočtu a výpočetní čas. Relativní chyba je získána porovnáním orbitální trajektorie počítané po krocích na úseku jednoho obletu Země, s ideální orbitální trajektorií určenou z finálních podmínek při dohoření všech pohonných látek. Zvolená velikost časového 0,5 s je vyhodnocena jako dostatečně přesná pro vzestupnou část trajektorie. Po dohoření pohonných látek je zbývající část trajektorie určena pomocí rovnic orbitální mechaniky dle [35].

$$\varepsilon_{orb} = \frac{v_f^2}{2} - \frac{\mu}{r_f} \quad (4.21)$$

$$a_{orb} = -\frac{\mu}{2\varepsilon_{orb}} \quad (4.22)$$

$$h_{orb} = r_f^2 \cdot \dot{\theta}_f \quad (4.23)$$

$$e_{orb} = \sqrt{1 + 2 \cdot \varepsilon_{orb} \cdot \frac{h_{orb}^2}{\mu^2}} \quad (4.24)$$

$$\theta_f = \arccos \left[\frac{1}{e_{orb}} \cdot \left(\frac{h_{orb}^2}{\mu \cdot r_f} - 1 \right) \right] \quad (4.25)$$

$$r_{orb} = \frac{a_{orb} \cdot (1 - e_{orb}^2)}{1 + e_{orb} \cdot \cos(\theta_{orb} + \theta_f)} \quad (4.26)$$

ε_{orb}	Energetická konstanta
a_{orb}	Hlavní poloosa
h_{orb}	Specifický moment hybnosti
e_{orb}	Excentricita
θ_f	Pravá anomálie
r_f	Velikost finálního polohového vektoru – vzdálenost od středu Země
r_{orb}	Velikost polohového vektoru
θ_{orb}	Úhlová polární souřadnice

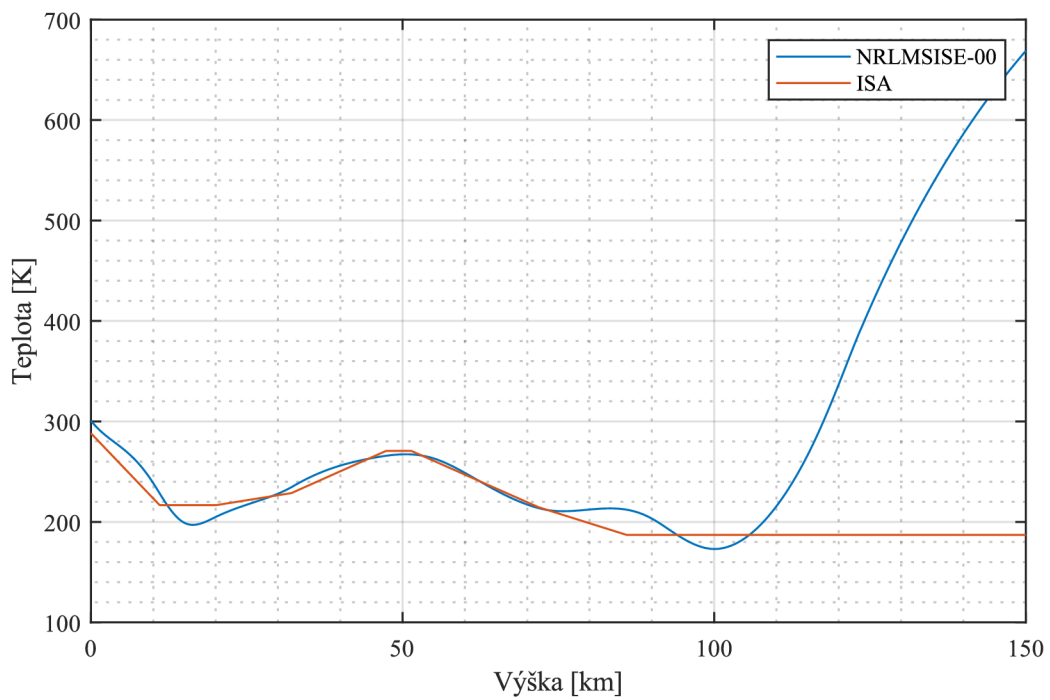
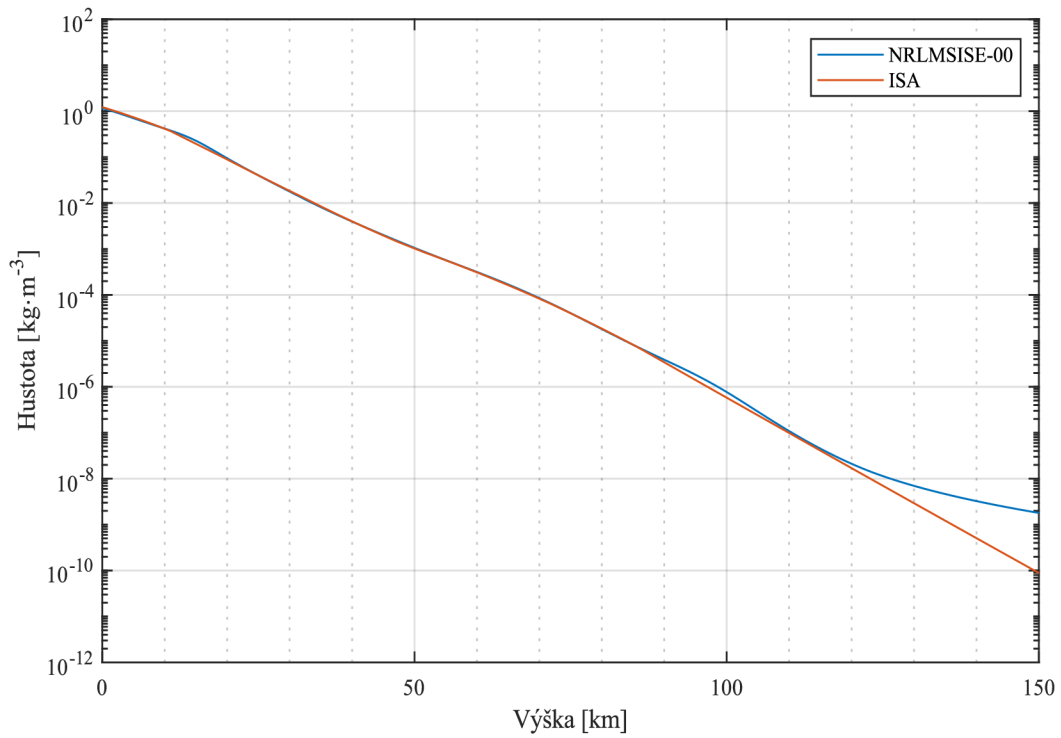
Gravitační model

Reálné tíhové zrychlení je závislé nejen na geopotenciální výšce, ale také na zeměpisné poloze, protože jej ovlivňuje dostředivá složka od rotace země, nehomogenita zemského složení a odchylky povrchu od ideálního tvaru elipsoidu. Z toho důvodu bylo zvažováno použití geodetického modelu WGS84, který všechny tyto vlivy zahrnuje a určuje velikost tíhového zrychlení s vysokou lokální přesností. Vysoká přesnost modelu gravitačního pole je zásadní zejména při určování jeho dlouhodobého vlivu na pohyb satelitů na oběžné dráze. Pro výpočet trajektorie nosné rakety bylo aplikováno zjednodušení, kdy je tíhové (gravitační) zrychlení závislé pouze na vzdálenosti od centra gravitačního pole dle rovnice (4.27), které má oproti WGS84 nižší výpočetní náročnost.

$$g_{(h)} = \frac{\mu}{(R_Z + h)^2} \quad (4.27)$$

Atmosférický model

Pro modelování parametrů atmosféry je použita funkce „atmosnrlmsise00“ integrovaná v MATLAB modulu Aerospace Toolbox. Jedná se o reprezentaci empirického modelu NRLMSISE00 vycházejícího z dřívějšího modelu MSIS-86. Vstupními argumenty této funkce jsou nadmořská výška, geodetická zeměpisná šířka, délka a datum. Výstupní argumenty jsou teplota T a hustota ρ vzduchu. Použitý model NRLMSISE-00 je komplexnější a má pro vyšší nadmořské výšky lepší vypovídající hodnotu než v letectví běžně používaný mezinárodní standardní model atmosféry ISA z roku 1976. Obrázek 21 zobrazuje porovnání hodnot získaných z obou modelů.



Obrázek 21 Porovnání atmosférických modelů NRLMSISE-00 a ISA

Propulze

K dodání potřebné rychlostní změny Δv je zapotřebí urychlení působením tahu motorů nosné rakety. Tah raketového motoru T se řídí rovnicí (4.28). Skládá se ze dvou složek – statické T_R a tlakové T_P .

Statická složka T_R je dána specifickým impulsem (efektivní výtokovou rychlostí) I_{sp} a hmotnostním tokem pohonných látek \dot{m}_p . Velikost specifického impulsu I_{sp} se odvíjí zejména od typu raketového motoru a pohonných látek. Tabulka 13 porovnává běžné I_{sp} pro různé typy paliv. Návrhový I_{sp} má zvolenou konstantní hodnotu 2942 Ns/kg (300 s), která je stejná pro všechny stupně. S uvažováním $\dot{m}_{p(t)} = konst.$ je tah pro každý stupeň rakety modelován jako konstantní. V praxi mohou být raketové motory na kapalné pohonné látky vybaveny systémem umožňujícím regulaci tahu v určitém rozsahu. U raketových motorů na tuhé látky se časový průběh velikosti tahu se může měnit v závislosti na geometrii rozložení palivové náplně.

Tlaková složka tahu se významně projevuje pouze v nízkých nadmořských výškách a s klesajícím tlakem okolního vzduchu se její velikost limitně blíží nule. Vzhledem k návrhové výšce vypuštění je $h_{drop} = 12000 \text{ km}$ je v simulaci tlaková složka tahu zanedbána.

$$T = T_R + T_P$$

$$T = I_{sp}\dot{m}_p + (p_e - p_a) \cdot S_e$$

(4.28)

Okysličovadlo/palivo	I_{sp} [s] ³	I_{sp} [Ns/kg]	Typ
LOX/H₂	462	4531	Kapalné
LOX/Hydrazin	363	3560	Kapalné
LOX/RP1	347	3403	Hybridní
NTO/RP1	328	3217	Kapalné
NTO /HTPB	297	2913	Hybridní
LOX/HTPB	317	3109	Hybridní
F₂/H₂	441	4325	Kapalné
NTO /MMH	318	3119	Kapalné
NTO /UDMH	313	3069	Kapalné
NTO /Hydrazin	309	3030	Kapalné
HTPB/AP	260	2550	Tuhé
DB/AP-HMX	265	2599	Tuhé

Tabulka 13 Porovnání specifických impulsů I_{sp} pohonných látek [39]

Trajektorie a řízení

Výpočet je možné rozdělit do čtyř na sebe navazujících částí, kdy výstupní parametry předchozí části jsou vstupními parametry té následující. Simulace letu rakety začíná první fází ve výšce vypuštění h_{drop} s počáteční rychlostí v_{let} a počátečním sklonem dráhy letu γ_0 . Pro případ rakety startující ze země je před zahájením první fáze ještě vykonán čistě vertikální výstup do výšky h_{drop} . Během první fáze dojde ke korekci sklonu dráhy letu γ řízením α_F – snížení pro vypuštění ze země a zvýšení pro vypuštění z letounu. Následuje fáze gravitačního klopení, kdy $\alpha_F = 0$ a γ se mění pouze vlivem gravitačního klopení podle rovnice (4.29). Po

³ Hodnoty pro definici I_{sp} používanou v anglosaské literatuře - $I_{sp}[s] = \frac{I_{sp}[Ns/kg]}{g_0}$

vystoupaní do výšky blízko h_{orbit} , se poslední korekcí upraví trajektorie tak, aby finální podmínky (v okamžik dohoření pohonných látek) odpovídaly požadované oběžné dráze.

Gravitační klopení

$$\dot{\gamma} = - \left(g - \frac{v^2}{r} \right) \cos \gamma \quad (4.29)$$

Aerodynamické síly

Vzájemnou interakcí nosné rakety a vzduchu vznikají při vzájemném relativním pohybu aerodynamické síly. Je to výsledná aerodynamická síla R^A a klopivý moment M_0 . Pro vyčíslení pohybových rovnic je zavedeno zjednodušení předpokládající let při zanedbatelném úhlu náběhu $\alpha \approx 0$ a aerodynamickými silami působícími pouze v ose symetrie rakety. V takovém případě je zásadní pouze odporová složka aerodynamické síly D a nosnou raketu lze považovat za aerodynamicky nenosné těleso – R^A vztlaková složka $L \approx 0$. Velikost odporu je dána dříve popsanou rovnicí (4.10). Rychlost v , vychází z pohybových rovnic a vztahná plocha A_{ref} je vstupní návrhový parametr. Součinitel odporu C_D je funkcí celé řady parametrů a pro jeho přesné určení je třeba provést analýzu pomocí CFD metod a experimentální verifikaci. Pro potřeby simulace je použita aproximace C_D dle [40] str. 267 – 269. Součinitel odporu C_D je dán lineární interpolací dat pro Knudsenovo číslo $Kn < Kn_c$. Obrázek 22 zobrazuje použitou závislost C_D na Machově čísle. Pro $Kn > Kn_c$ je C_D dále určeno dle rovnice (4.31).

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 C_D A_{ref} \quad (4.30)$$

$$C_D = f_{(\alpha, M, Re, Kn)}$$

Knudsenovo číslo

$$Kn = \frac{v}{a} \sqrt{\frac{\pi \kappa}{2}}$$

Součinitel odporu

$$\begin{aligned} C_D &= C_{Dc(M)}, & Kn < Kn_c \\ C_D &= C_{Dfm}, & Kn > Kn_f \\ C_D &= C_{Dc} + (C_{Dfm} - C_{Dc}) \cdot \left[\frac{1}{3} \log(A \cdot Kn + B) \right], & Kn_c < Kn < Kn_f \end{aligned} \quad (4.31)$$

$$C_{Dfm} = 1.75 + \frac{\sqrt{2\pi RT}}{2v}$$

Poissonova konstanta vzduchu

$$\kappa = 1,4$$

Molární Plynová konstanta

$$R = 8.31446261815324 \text{ J} \cdot \text{K}^{-1} \cdot \text{mol}^{-1}$$

Konstanty logaritmicke interpolace

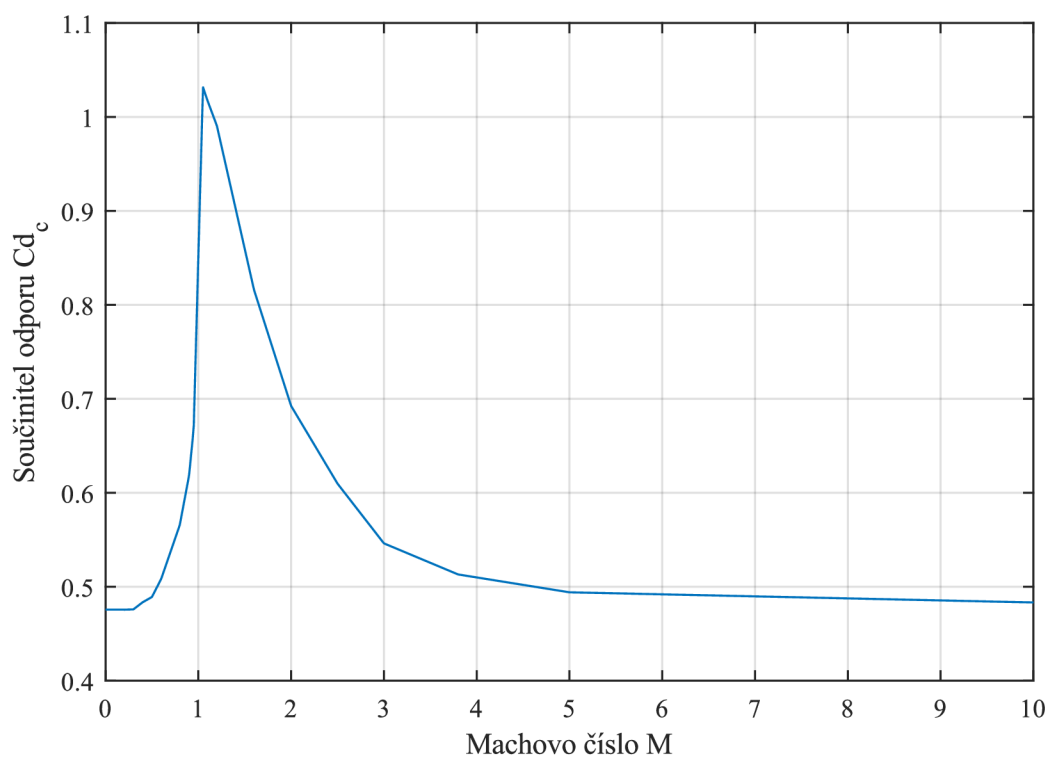
$$A = 2, B = 0,5113$$

Mezní Knudsenova čísla

$$Kn_c = 0,146241, Kn_f = 1000Kn_c$$

Charakteristická délka – poloměr vrcholu

$$c = d/4,5$$



Obrázek 22 Závislost součinitele odporu na Machově čísle

Hmotnostní struktura

Předpokládá se konstantní konstrukční (strukturální) číslo $\varepsilon_i = \text{konst.}$ pro všechny stupně vycházející z porovnání raket podobných parametrů $\varepsilon_i = 0,1$. Je zkoumáno koncepční uspořádání o dvou a třech sériově řazených stupních.

Počáteční (vzletová) hmotnost

$$m_0 = m_E + m_p + m_{pL} \quad (4.32)$$

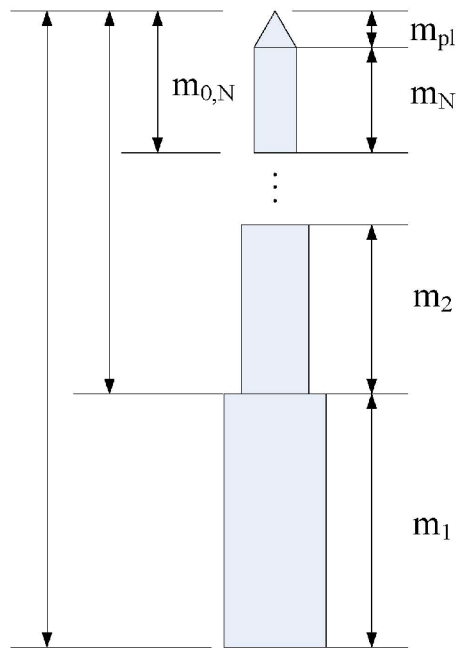
m_E Prázdna hmotnost

m_p Hmotnost pohonných látek

m_{pL} Hmotnost užitečného zatížení

Konstrukční (strukturální) číslo

$$\varepsilon_i = \frac{m_{E_i}}{m_{E_i} + m_{p_i}} \quad (4.33)$$



Obrázek 23 Způsob značení částí rakety o n -počtu stupňů [34]

1.14 Optimalizace

Prvotní inženýrský návrh představuje nalezení konstrukčních parametrů tak, aby byla co nejlépe splněna požadovaná funkce. Tyto návrhové parametry jsou omezeny celou řadou faktorů a mohou se navzájem ovlivňovat. Nalezení nejvhodnějšího řešení návrhových parametrů je v praxi realizováno iteračním procesem, kdy se návrh opakovaně analyzuje a dále upravuje se zvětšující se úrovní komplexnosti. Tento proces je možné do určité míry zautomatizovat použitím výpočtových modelů a převedením návrhu na optimalizační úlohu. Ultimátní cíl návrhu, většinou plnění požadované funkce za nejnižší celkovou cenu, je třeba formulovat v podobě účelové (cílové) funkce, která je předmětem samotné optimalizace a je závislá na návrhových parametrech.

Narůstající výpočetní výkon současných počítačů umožňuje řešení náročných optimalizačních úloh, zahrnujících pokročilé modely z vícero technických oborů současně. Tento přístup je znám pod označením multidisciplinární optimalizace (MDO). Oproti oddělenému řešení optimalizace návrhu v samostatných technických disciplínách, může MDO dosahovat lepších výsledků díky uvážení jejich vzájemných interakcí. Hlavní nevýhodou MDO je vysoká výpočetní náročnost, která je závislá na použité metodě a složitosti modelů.

Obecný optimalizační problém spočívá v nalezení n nezávislých proměnných x minimalizujících⁴ výsledek účelové funkce $f(x)$. Množina možných řešení je ohraničena omezujícími podmínkami rovnosti $h(x)$ a podmínkami nerovnosti $g(x)$. Podmínky nerovnosti mohou být vyjádřeny omezující horní UB a dolní LB hranicí intervalu hodnot dané proměnné.

$$\min f(x) \tag{4.34}$$

$$x = (x_1, x_2, \dots, x_n)$$

⁴ Pro maximalizaci účelové funkce $f(x)$ je možné převést úlohu na $\min f(-x)$

$$h(x) = 0$$

$$g(x) \geq 0$$

$$x_i^{LB} \leq x_i \leq x_i^{UB}, \quad i = 1, 2 \dots n$$

Při počátečním návrhu nosné rakety se vychází z předpokladu, že minimalizace vzletové hmotnosti m_0 vede k minimalizaci celkové ceny. V praxi celková cena projektu zahrnuje vývojové, výrobní a provozní náklady jejichž analýza není předmětem této práce, avšak implementace ekonomických modelů do MDO je principiálně možná.

Cílem optimalizace je minimalizace celkové vzletové hmotnosti rakety m_0 za současného splnění letových výkonů nutných k dosažení požadované oběžné dráhy. Pro tyto účely je použita funkce (4.35), která je vytvořena tak, aby současně probíhala minimalizace m_0 a rozdílu mezi parametry spočtené trajektorie a návrhové oběžné dráhy. Minimalizovanými parametry trajektorie jsou odchylka hlavní poloosy a_{orb} , odchylka finální výšky y_f a bezrozměrná excentricita e_{orb} společně s finálním sklonem letové dráhy γ_f , u kterých je požadavek na minimalizaci zvýrazněn umístěním do exponentu.

$$f(x_1, \dots, x_n) = \left[(1 + |h_{orbit} + R_Z - a_{orb}|) \cdot (1 + |h_{orbit} - y_f|^2) \cdot m_0 \right]^{(1 + e_{orb} + |\gamma_f|)} \quad (4.35)$$

Vstupní návrhové parametry

Návrhové parametry vstupující do výpočtu vychází buď přímo ze zadání, nebo jsou odvozeny z dostupných informací o nosných raketách podobných výkonů.

Výška oběžné dráhy	h_{orbit}	300 km
Hmotnost užitečného zatížení	m_{PL}	300 kg
Výška odpojení rakety od letounového nosiče	h_{drop}	12 000 m
Rychlost vypuštění	v_{let}	0.8 M
Úhel vypuštění	γ_{drop}	25°
Počáteční zeměpisná délka	λ	0°
Počáteční zeměpisná šířka	ϕ	0°
Datum		21.5.2021
Specifický impuls	I_{sp}	2942 N·s·kg ⁻¹
Maximální úhel mezi vektorem tahu a rychlosti	α_F	20°
Hmotnost aerodynamického krytu	m_{AK}	50 kg
Mezní dynamický tlak při odpojení aerodyn. krytu	q_{AK}	60 kPa
Maximální dovolený axiální násobek	n	9,5
Průměr rakety	d	1.25 m
Konstrukční číslo	ε	0.1
Časový krok simulace	t_{krok}	0.5 s

Tabulka 14 Vstupní návrhové parametry

Optimalizační proměnné

Předmětem optimalizační úlohy jsou hmotnostní a propulzní parametry a parametry řízení. V závislosti na počtu stupňů se jedná o 8 (dva stupně) a 10 (tři stupně) proměnných. Pro nalezení realistického designu v omezeném výpočetním čase je určen rozsah intervalu každé z proměnných dle tabulky 15.

1	Hmotnost paliva 1. stupně	m_{p1}	5000 – 15 000 kg
2	Hmotnost paliva 2. stupně	m_{p2}	1000 – 7000 kg
3	Hmotnost paliva 3. stupně	m_{p3}	100 – 2000 kg
4	Počáteční poměr tahu ku tíze 1. subrakety	$\frac{T_1}{F_{g1}}$	1.1– 3
5	Počáteční poměr tahu ku tíze 2. subrakety	$\frac{T_1}{F_{g1}}$	0.6 – 3
6	Počáteční poměr tahu ku tíze 3. subrakety	$\frac{T_1}{F_{g1}}$	0.6 – 3
7	Doba trvání fáze 1	t_1	1 – 120
8	Doba trvání fáze 3	t_3	1 – 200
9	Koeficient řízení 1	k_1	-20 – 20
10	Koeficient řízení 2	k_2	-20 – 20

Tabulka 15 Optimalizační proměnné pro třístupňovou konfiguraci

Optimalizační algoritmus

K vyřešení optimalizační úlohy je zapotřebí zvolit vhodnou metodu umožňující nalezení globálního minima funkce (4.35). Některé jednoduché optimalizační problémy je možné řešit analyticky, avšak pro složitější případy je nutné použití numerických metod. Optimalizační nelineární numerické metody je možné rozdělit na iterační a heuristické. Iterační metody konvergují k minimu s použitím gradientu nebo hessiánu účelové funkce. Tyto metody je možné ale aplikovat pouze na spojitou a hladkou část funkce. S vyšším počtem proměnných také rychle roste jejich výpočetní náročnost. Účelová funkce (4.35) je proto minimalizována s použitím heuristické metody. MATLAB Global Optimization Toolbox nabízí několik heuristických algoritmů pro globální optimalizaci. Po aplikaci těchto algoritmů na daný problém byl pro řešení vybrán genetický algoritmus jako nejvhodnější, protože dosahoval nejlepších a nejkonzistentnějších výsledků.

Genetický algoritmus patří mezi tzv. Evoluční algoritmy, které napodobují evoluční procesy známé z biologie. Na začátku genetický algoritmus vygeneruje náhodné hodnoty proměnných pro první generaci jedinců. Každý jedinec je ohodnocen tzv. fitness funkcí vyjadřující kvalitu řešení reprezentovaného tímto jedincem. Z této z první populace jedinců je následně vygenerována další generace s využitím mechanismu křížení a mutace. Jedinci s vyšším ohodnocením mají větší šanci k reprodukci. Kvalita řešení se v populaci s dalšími generacemi postupně zlepšuje. Algoritmus může být zastaven při dosažení postačující kvality řešení, určitém počtu populací nebo době výpočtu. Jedinec s historicky nejlepším řešením je na konci označen za výsledek optimalizace.

Při návrhu nosné rakety bylo použito následující nastavení genetického algoritmu:

Max generations	200
Population size	400
Crossover function	scattered
Crossover fraction	0.8
Fitness function	rank
Number of elite members	20

1.15 Výsledné parametry navržené rakety

Optimalizační výpočet proběhl opakovaně pro dvoustupňovou a třístupňovou konfiguraci nosné rakety vypuštěné ze vzduchu a pro porovnání také pro vypuštění ze země. Třístupňová nosná raketa navržená pro vypuštění ze vzduchu vychází jako nejlepší a je lehčí o 26,7 % oproti raketě startující ze země. Podle očekávání přináší vzdušný start úspory odporových a gravitačních ztrát Δv , avšak vzestupný manévr po vypuštění rakety z letounu vede k nárůstu ztrát vlivem řízení. Základní parametry navržené rakety obsahuje tabulka 16. Podrobnější charakteristiky a porovnání ostatních konfigurací jsou v tabulce 17.

Počet stupňů	3
Délka	~15 m
Průměr	1,25 m
Celková hmotnost	12 584 kg
Hmotnost paliva	11 056 kg
Konstrukční číslo	0,1
Užitečné zatížení	300 kg
Maximální axiální násobek zatížení	9,47
Tah prvního stupně	326,41 kN

Tabulka 16 Základní parametry navržené rakety

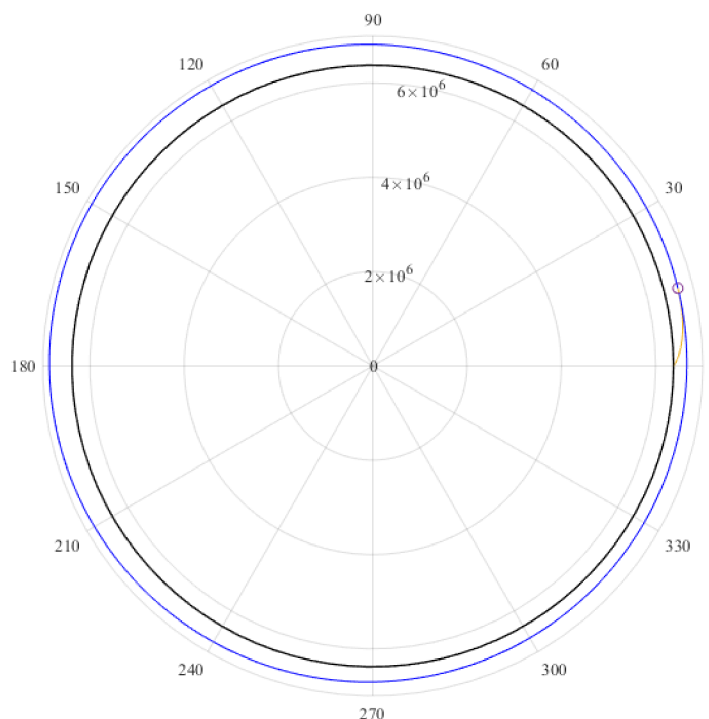
			Start zem 2. stupně	Start zem 3. stupně	Start vzduch 2. stupně	Start vzduch 3. stupně	Elektron [41]
Užitečné zatížení	m_{pL}	[kg]	300	300	300	300	216,1
Celková hmotnost	m_0	[kg]	22 110	17 158	16 659	12 584	12 915
Hmotnost paliva	m_p	[kg]	19 628	15 172	11 629	11 056	11 416
Gravitační ztráty	Δv_g	[m/s]	1357	1517	909,8	896,8	1660
Odporové ztráty	Δv_D	[m/s]	409,0	552,4	335,1	489,5	476,7
Ztráty řízením	Δv_p	[m/s]	55,79	82,84	169,1	126,9	18,19
Maximální axiální násobek zatížení	n_{ax}	[-]	9,10	7,73	8,97	9,47	5,6
Maximální dynamický tlak	q_m	[kPa]	48,8	73,55	42,68	39,41	33,84
1. stupeň							
Hmotnost	m_{01}	[kg]	19 217	12 656	12 922	10 311	10 198
Hmotnost paliva	m_{p1}	[kg]	17 295	11 390	11 629	9278	9250
Tah	T_1	[kN]	457,09	492,31	471,35	326,41	224,00
Tah/hmotnost subrakety	$\frac{T_1}{m_1}$	[kN/kg]	2,108	2,926	2,885	2,65	1,77
Doba hoření	t_{st}	[s]	111,3	68,1	72,6	83,6	125,9
2. stupeň							
Hmotnost	m_{01}	[kg]	2593	3819	3438	1846	2301
Hmotnost paliva	m_{p1}	[kg]	2333	3437	3094	1661	2050
Tah	T_1	[kN]	24,99	36,33	37,28	18,91	25,80
Tah/hmotnost subrakety	$\frac{T_1}{m_1}$	[kN/kg]	0,881	0,823	1,02	0,848	0,968
Doba hoření	t_{st}	[s]	274,7	278,3	244,2	258,5	267,3
3. stupeň							
Hmotnost	m_{01}	[kg]	-	384,0	-	128	200
Hmotnost paliva	m_{p1}	[kg]	-	345,6	-	114,9	116
Tah	T_1	[kN]	-	18,69	-	5,82	1,2
Tah/hmotnost subrakety	$\frac{T_1}{m_1}$	[kN/kg]	-	2,786	-	1,387	0,294
Doba hoření	t_{st}	[s]	-	54,4	-	58,1	284,4
Výsledná trajektorie							
excentricita			0,0375	0,0042	0,030	0,017	0,016
Finální výška			300 000	300 000	300 000	300 000	300 000
Odchylka hlavní poloosy			6,7E-6	3,3E-4	2,5E-3	1,7E-4	2,6E3

Tabulka 17 Porovnání navržených nosných raket

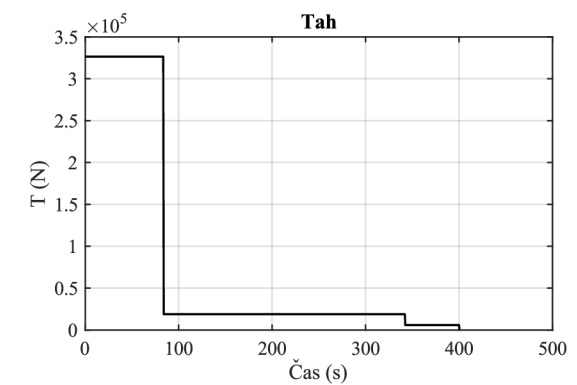
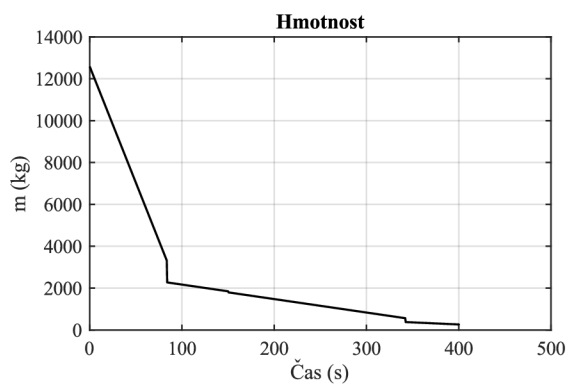
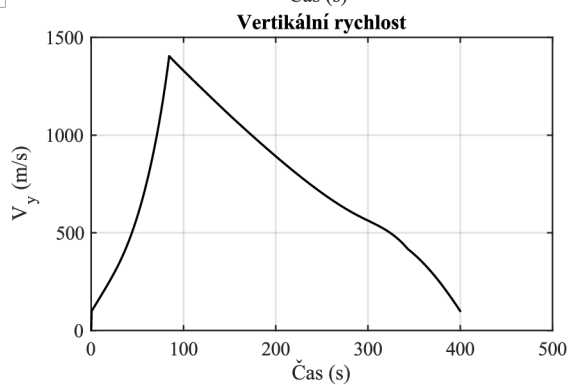
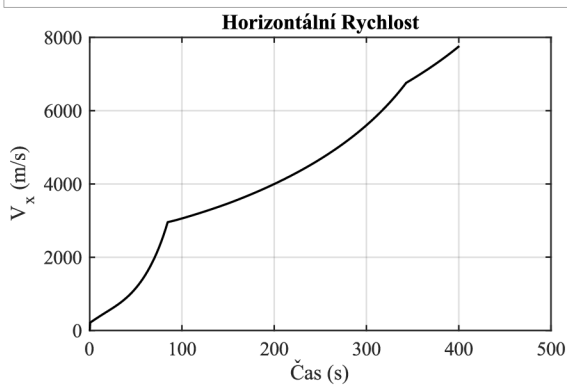
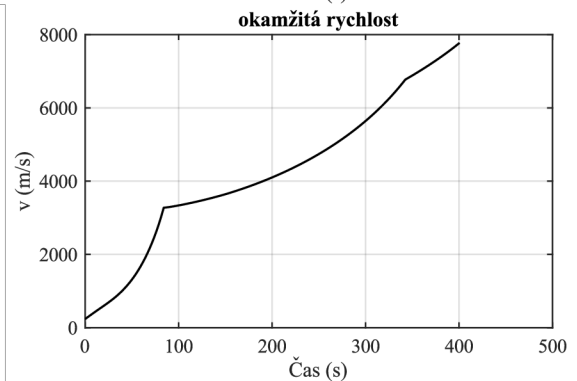
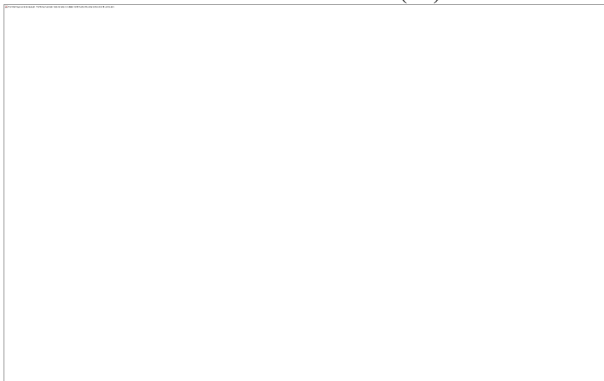
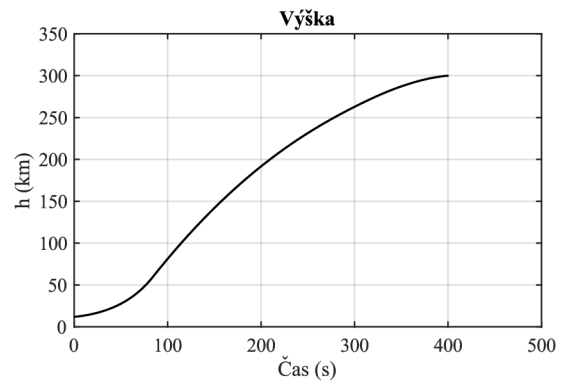
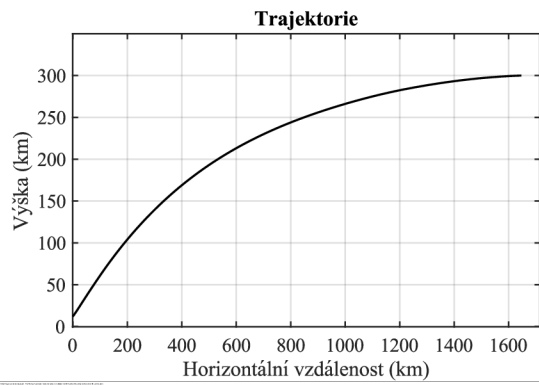
V Tabulka 17 je také zařazena existující raketa Electron americké společnosti Rocket Lab spadající do stejné výkonnostní kategorie. Porovnáním známých zveřejněných výkonových charakteristik této rakety je verifikován výpočtový model. Při verifikaci byly subjektem optimalizace pouze proměnné trajektorie a hmotnost užitečného zatížení. Účelová funkce je touto hmotností podělena, což vede k maximalizaci možného nákladu. Hmotnost nákladu 216 kg navržená optimalizací koresponduje se zveřejněnými výkonovými charakteristikami $m_{pL} = 225$ kg rakety Elektron, čímž je ověřena správnost výpočtového modelu.

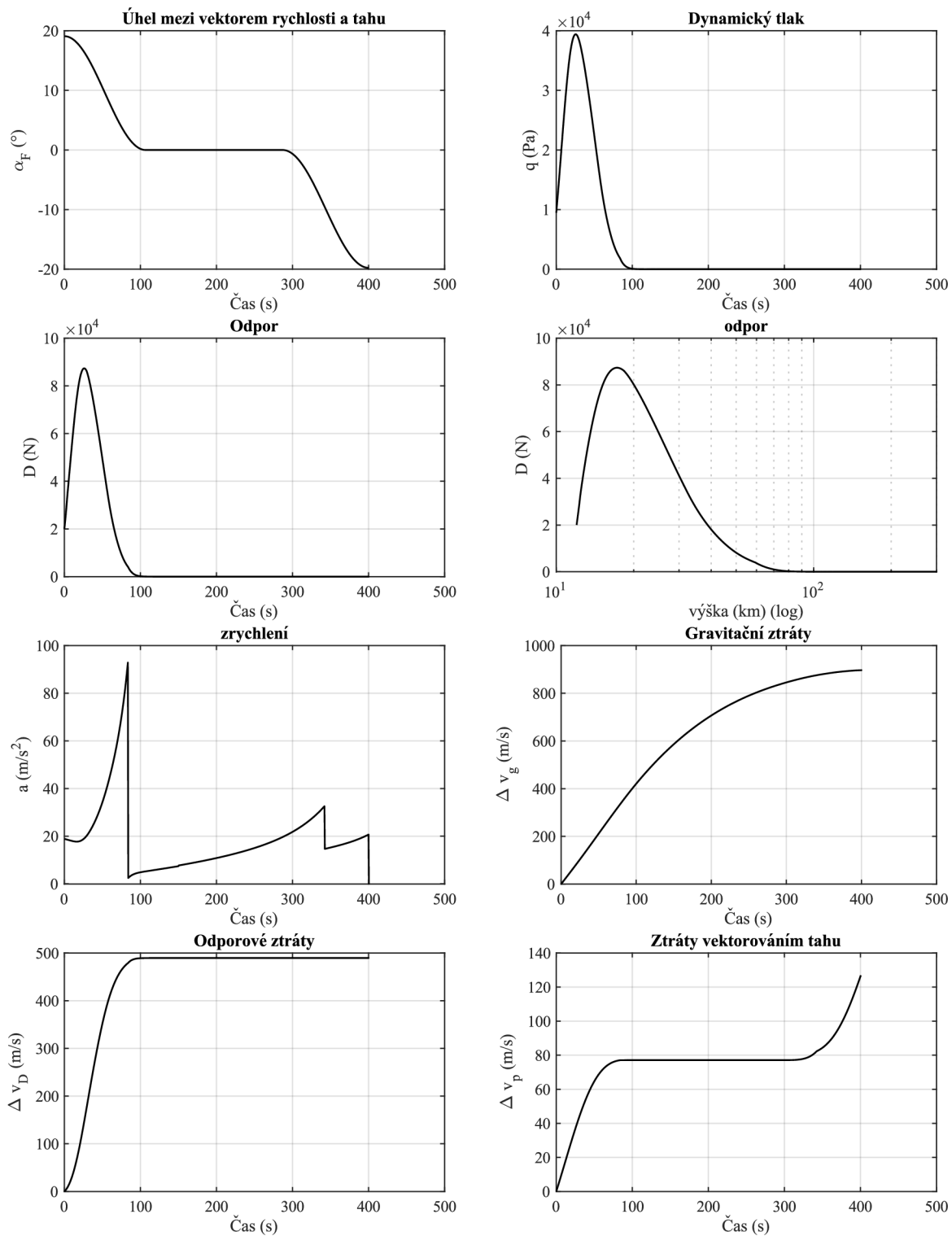
Průběhy charakteristických veličin

Trajektorie získaná během optimalizace nepředstavuje optimální trajektorii. Opakované nalezení skutečně optimální trajektorie výstupu na oběžnou dráhu pro každou konfiguraci během optimalizačního výpočtu by neúměrně zvyšovalo výpočetní čas a vyžadovalo by použití výrazně složitějších modelů řízení. Získaná trajektorie je tedy jen určitým vodítkem a zaručuje, že navržená nosná raketa dokáže dosáhnout požadované oběžné dráhy. Po skutečně optimální trajektorii by nosná raketa dosahovala o něco vyšších výkonů a byla schopna dopravit užitečné zatížení o vyšší hmotnosti na energeticky náročnější orbity. Na následujících grafech jsou časové průběhy charakteristických veličin dávající představu o průběhu letu navržené rakety po trajektorii získané během optimalizace.



Obrázek 24 Výsledná trajektorie v polárních souřadnicích





Obrázek 25 Průběhy charakteristických veličin při vzletu nosné rakety

Výběr letounu a návrh úprav

Na letounový nosič vhodný k uskutečnění vzdušného startu jsou kladeny specifické požadavky. V ideálním případě je letoun navržen přímo za účelem plnění této požadované funkce, jako je tomu například u Stratolaunch nebo White Knight Two, viz. kapitola 3.5. Vývoj nového letounu s sebou však nese značné náklady, a pokud to je možné, je výhodnější využít již existujícího letounu s provedením dodatečných modifikací. Proto je pro vynášení navržené nosné rakety vybrán letounový nosič na bázi stávajících dopravních letounů. Tento přístup se využívá u raket Pegasus a LauncherOne vynášených letouny L-1011 a B747. Zmíněné projekty poslouží jako reference při výběru letounového nosiče pro navrženou nosnou raketu.

1.16 Porovnání existujících projektů

Požadavky na letoun se odvíjí zejména z hmotnosti vynášené rakety m_{0r} . Tabulka 18 obsahuje charakteristická čísla získána porovnání m_{0r} vůči charakteristikám letounů existujících projektů vzdušného startu. Pro porovnatelnost je zavedena veličina vztažná hmotnost m_{vz} představující hmotnost letounu s raketou a palivem odpovídajícím 30 % této hmotnosti. Tabulka 19 obsahuje přehled dalších údajů sloužících k jako reference při výběru.

Vztažná hmotnost

$$m_{vz} = (m_{emp} + m_{0r}) \cdot 1,3$$

Letounový nosič + nosná raketa	MTOW / m_{0r}	Vztažná hmotnost / m_{0r}	Prázdna hmotnost / m_{0r}	Nosnost / m_{0r}
B-52 + Pegasus	10.03	6.36	3.89	1.66
L-1011-100 + Pegasus XL	9.12	7.48	4.76	1.46
747-400 + LauncherOne	15.35	8.93	5.87	2.76
Stratolaunch + Pegasus II	2.8	2.7	1.08	1.07

Tabulka 18 Charakteristická čísla

Raketa		Pegasus	Pegasus XL	LauncherOne	Pegasus II
Výška vypuštění h_{drop}	[m]	12 000	11 900	10 700	10 600
Rychlost vypuštění	[Mach]	N/A	0.82	0.67	0.62
Payload na LEO	[kg]	325	445	525	6120
MTOW m_{0r}	[kg]	19 000	23 130	25 855	211 000
Letounový nosič		B-52	L-1011-100	747-400	Stratolaunch
Dostup	[m]	14 508	12 800	13 747	N/A
Dolet	[km]	11 964	6667	13 214	4600
Max. rychlost	[km/h]	1004	954	933	N/A
MTOW	[kg]	190 500	211 000	396 890	590 000
Prázdná hmotnost	[kg]	73 921	110 000	151 755	227 000
Hmotnost paliva	[kg]	118 875	84 270	175 000	N/A
Nosnost	[kg]	31 500	33 656	71 395	226 796
Vztažná hmotnost m_{vz}	[kg]	120 797	174 069	230 893	569 400
Nosná plocha	[m ²]	370	321.1	541.2	1015
Plošné zatížení ⁵	[kg/m ²]	326.5	539.0	426.6	561.0
Tah/vztažná hmotnost	[kN/kg]	2.8	3.24	4.74	2.66

Tabulka 19 Přehled údajů letounových nosičů a raket

1.17 Výběr letounu dle zadaných kritérií

Hlavním kritériem výběru je pořizovací cena za splnění požadavků dostatečné nosnosti, dostup, doletu, rychlosti k vypuštění rakety, dostupnosti a vhodnosti pro konstrukční úpravy. Byla vytvořena databáze charakteristik 151 dopravních letounů vycházející z [42], [43], [44] a údajů na oficiálních stránkách výrobců. Výběr databáze byl omezen na aktivně provozované letouny dle [45] a dle následujících kritérií:

Nosnost/ m_{0r}	1.2 – 3
Dostup	> 12 000 m
Maximální rychlost	> 0.8 Mach
Dolet	> 6000 km

Tabulka 20 Obsahuje porovnání letounů z databáze splňujících uvedená kritéria. Hodnoty pro dostup a maximální rychlost jsou převzaty z certifikace EASA [46]. MTOW, nosnost a dolet vychází z příruček na oficiálních stránkách výrobců [47] a [48]. Uvedená cena je průměrná hodnota udávaná výrobcem za nový letoun dle [49] a [50].

⁵ Uvedeno pro vztažnou hmotnost

Výrobce	Řada	Model	MTOW [kg]	Nosnost [kg]	Dostup [m]	Rychlost [Mach]	Dolet [km]	Cena [mil. USD]
Airbus	A310	300	164000	33 793	12527	0.84	8056	111
Airbus	A310	200	144129	32 334	12527	0.84	7037	117
Airbus	A321	200	93500	25 100	12131	0.82	7593	118.3
Airbus	A321	neo	93500	25 000	12131	0.82	9445	129.5
Boeing	737	9 MAX	88315	24 927	12497	0.82	7778	128.9
Boeing	737	900ER	85139	23 045	12497	0.82	8751	112.6
Boeing	737	8 MAX	82645	22 980	12497	0.82	8150	121.6
Boeing	737	800	79016	21 319	12497	0.84	10186	106.1
Boeing	737	900	79016	20 738	12497	0.82	9815	97
Airbus	A320	200	78000	19 800	12497	0.82	6200	101
Airbus	A220	300	70745	19 586	12497	0.82	6945	91.5
Airbus	A320	neo	79000	19 500	12497	0.82	6296	110.6
Boeing	737	700	69400	17 554	12497	0.84	10556	89.1
Airbus	A319	100	75500	17 390	12527	0.82	6700	92.3

Tabulka 20 Porovnání letounů

Po detailnějším prostudování jednotlivých letounů byl jako nejvhodnější vybrán Airbus A310-300. Nabízí velmi dobré letové výkony – rychlost a dostup a dostatečný dolet. Nosnost je 2,7× vyšší než hmotnost navržené rakety, což představuje dostatečnou rezervu. Navíc jsou s provozem těchto strojů v Česku zkušenosti, protože až do roku 2010 sloužily čtyři kusy u Českých Aerolinií.



Obrázek 26 Vybraný letoun Airbus A310-300 [51]

1.18 Návrh úprav letounu

Na vybraném letounu je nutné provést úpravy, kterými bude uzpůsoben pro úkol vynesení nosné rakety. Rozsah a typ úprav se odvíjí předně ze zvoleného způsobu nesení nosné rakety letounem. Raketu je možné nést vně nebo ve vnitřních prostorách trupu. V literatuře je také popsán způsob nesení na vlečném kluzáku na tažném laně za letounem viz. projekt TGALS. Tento způsob minimalizuje rozsah nutných modifikací na tažném letounu, avšak vyžaduje vývoj a výrobu nosného kluzáku, a proto není uvažován. Následuje koncepční rozvaha umístění nosné rakety.

Způsob uchycení nosné rakety

- Nesení ve vnitřních prostorách trupu

U nákladních letounů vybavených velkými zadními dveřmi se nabízí uložení nosné rakety přímo do nákladního prostoru. To s sebou přináší řadu výhod. Nejsou nutné žádné nebo pouze minimální modifikace letounu a naložení rakety může být provedeno velice rychle. Posádka má velmi dobrý přístup k nosné raketě a může provádět její kontrolu během vynášení i těsně před samotným startem. Při vypuštění je raketa odhozena zadními dveřmi vypouštěcím mechanismem nebo vytažena pomocí speciálního padáku, jako tomu je například u projektu QickReach viz. Obrázek 27. Díky tomu, že raketa je nesená uvnitř, nejsou ovlivněny aerodynamické charakteristiky letounu, a může tak být dosaženo lepších letových výkonů než v případě nesení vně. Nevýhodou tohoto řešení je vznik rizik spojený s přepravou a čerpáním pohonných látek u raket na kapalné palivo, kdy dochází k jeho odpařování. Dále jsou letouny vhodné k tomuto způsobu vypuštění vesměs pouze vojenské transportní letouny a tento způsob je tak nevhodný pro civilní komerční využití.



Obrázek 27 Vypouštění z letounu C-17 s využitím padáku [52]

- Umístění shora na trup

Nosná raketa může být na letoun připevněna na horní stranu trupu. Toto řešení bylo použito například u projektů Spiral 50/50, HOTOL, Saeger II a MAKS. Hlavní výhodou tohoto provedení je, že nijak nelimituje velikost takto vynášené rakety nebo raketoplánu. Vypuštění musí probíhat tak, aby při použití tohoto způsobu bylo zamezeno potenciální kolizi kosmického prostředku a nosného letounu. Mezi nevýhody patří nárůst odporu vzduchu vedoucí k horším letovým výkonům letounového nosiče. V případě raketoplánu startujícího tímto stylem musí být úchyty pro upevnění na letoun na spodní straně raketoplánu, což komplikuje návrh systému tepelné ochrany. Instalace nosné rakety na vršek trupu vyžaduje na letišti speciální zvedací aparaturu. Tento způsob nesení nosné rakety nebyl vybrán také zejména z důvodu předpokládaných rozsáhlých konstrukčních úprav na letounovém nosiči, které by vyžadoval.



Obrázek 28 Uchycení raketoplánu MAKS na letoun An-224 [53]

- Umístění Na křídlo

Zvnějšku je možné též upevnit raketu na křídlo letounového nosiče. Tento způsob uchycení je použit u projektu LauncherOne detailněji popsaného v kapitole 3.3. Zatímco při umístění pod trup je velikost rakety limitována světlou výškou od země, v případě umístění na křídlo je vzdálenost úchytů od země vyšší a projektovaná raketa může být větší. Upevnění na křídlo však z principu vytváří asymetrii zatížení a aerodynamických účinků. V závislosti na velikosti a hmotnosti rakety a vzdálenosti od osy symetrie tak má velký vliv na příčnou a směrovou stabilitu. Pro vybraný letoun A310-300 byl tento způsob vyhodnocen jako nevhodný také proto, že by vyžadoval rozsáhlejší úpravy na křídle, jehož konstrukce není pro tyto účely uzpůsobena.

- Nesení pod trupem

Uchycení pod trup zespod představuje osvědčený způsob zaručující snadné oddělení nosné rakety od letounu. Aplikuje jej například projekt Pegasus viz. Obrázek 29. Toto umístění rakety poskytuje dobrý přístup při její instalaci a propojení systémů s letounovým nosičem. Nevýhodou je zhoršení aerodynamických vlastností a limit velikosti rakety světlou výškou trupu. S uvážením rozsahu předpokládaných potřebných konstrukčních úprav, byl tento způsob zvolen jako nejvhodnější pro navrženou raketu a vybraný nosič. Světlá výška trupu A310-300 se pohybuje v rozmezí od 1,803 m pro MTOW, až po 1,942 pro prázdnou hmotnost. [54] Při průměru nosné rakety 1,25 m a odsazení od trupu cca 0,1 m bude vzdálenost uchycené rakety od země min 0,45 m. Raketu je vhodné upevnit tak, aby její těžiště bylo nejbližší těžišti letounu. To se v závislosti na množství paliva a distribuci nákladu pohybuje v rozmezí 18 až 35% střední aerodynamické tětiny křídla [55]. Znamená to provedení úprav v oblasti centroplánu letounu, kam bude potřeba umístit úchytné body vypouštěcího mechanismu.



Obrázek 29 Uchycení pod trupem rakety Pegasus [56]

Ostatní modifikace

- Odlehčení

Kromě vyřešení konstrukčních úprav centroplánu a instalace vypouštěcího mechanismu bude výhodné letoun odlehčit. Odstraněním nepotřebného interiérového vybavení se zvýší letové výkony, zejména maximální dolet a dostup, které jsou pro vzdušný start zásadní. Prázdná hmotnost A310-300 je 79 207 kg pro verzi vybavenou motory PW JT9D [54]. Údaj o prázdné hmotnosti letounu A310-300 bez interiérového vybavení není volně dostupný, ale je možné učinit jeho odhad na základě nákladní verze A310-300F, ve které je toto vybavení redukováno. S prázdnou hmotností 73 962 kg je A310-300F lehčí o 5245 kg. [55] To představuje úsporu hmotnosti cca 6,6%. Boeing 747-400 Cosmic Girl popsany v kapitole 3.3 se podařilo údajně odlehčit ještě více, a to o 16,3 %. [13]

- Instalace palivového systému

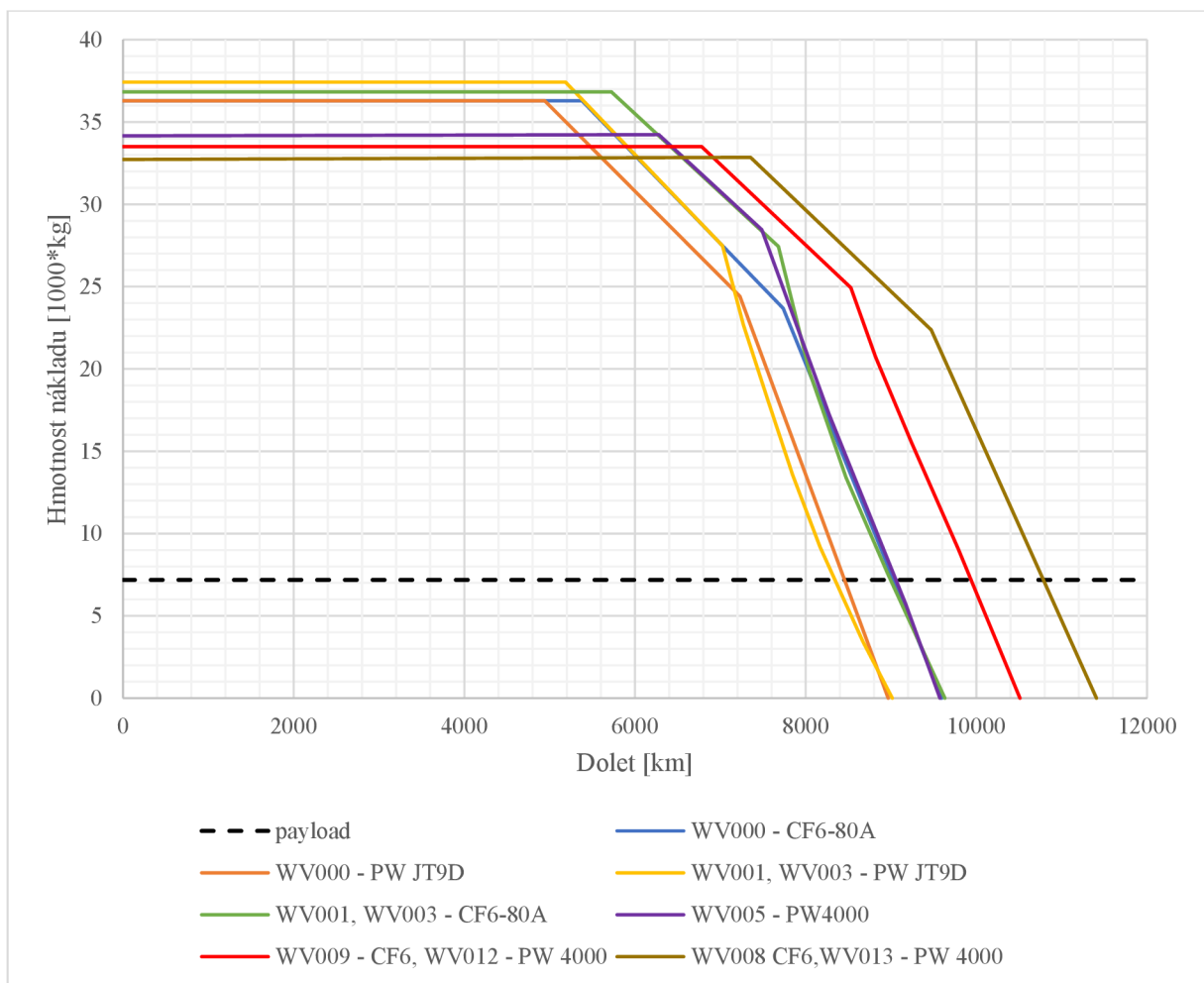
V případě použití rakety s pohonem na kapalné látky bude nutné opatřit nosný letoun systémem obstarávajícím jejich uložení a čerpání před vypuštěním, protože se musí udržovat v kryogenních teplotách.

- Instalace monitorovacího systému

Do nosného letounu je vhodné naistalovat systém pro sledování stavu užitečného zatížení a raketových systémů. Na palubu letounu je třeba přidat ovládací panel pro obsluhu vypouštěcího zařízení. Při vypuštění je také nezbytné zajistit potřebnou konektivitu s raketou pro přenos letových dat.

1.19 Letové výkony

Airbus A310-300 existuje v několika hmotnostních variantách označených WV000 až WV013. Pohon letounu obstarávají dva motory na křídlech. Jedná se o motory od výrobce General Electric GE CF6-80 nebo Pratt&Whitney PW-JT9D nebo PW4000. Operační prázdná hmotnost se liší dle typu motorů. Odhadovaná maximální nosnost pro různé zvolené motory a hmotnostní varianty se pohybuje v rozmezí 33 793 kg až 37 293 kg. [54] Pro určení doletu letounového nosiče s raketou bude uvažováno odlehčení letounu v rámci modifikací 5400 kg, což odpovídá zhruba 7% prázdné hmotnosti. Při hmotnosti rakety 12,6 t je ekvivalentní hmotnost nákladu 7200 kg. Pro tuto hmotnost nákladu je určen dolet jednotlivých variant A310-300 v tabulce 21 podle dat dostupných v [55]. Na Obrázek 30 jsou zpracované diagramy doletu.



Obrázek 30 Dolet letounu A310-300 dle varianty a pohonné jednotky

varianta	Pohonná jednotka	Prázdná hmotnost [kg]	MTOW [kg]	Maximální dolet [km]
WV000	PW-JT9	77 397	150 000	8400
WV000	GE CF6-80A	79 207	150 000	9000
WV001	PW-JT9	77 397	153 000	8400
WV001	GE CF6-80A	79 207	153 000	9000
WV003	GE CF6-80A	79 207	153 000	8350
WV005	PW4000-94	79 166	157 000	9000
WV008	GE CF6-80A	79 207	164 000	10 800
WV009	GE CF6-80A	79 207	161 000	10 000
WV0012	PW4000-94	79 166	160 000	10 000
WV0013	PW4000-94	79 166	164 000	10 800

Tabulka 21 Maximální dolet variant letounu A310-300

Maximální dolet letounového nosiče A310-300 s navrženou raketou se v závislosti na zvolené variantě a motorech pohybuje v rozmezí 8400 – 10 800 km.

Závěr

Prvním cílem této práce bylo vytvořit přehled doposud používaných atmosférických nosičů raket. Na začátku práce je popsán koncept vzdušného startu a vysvětleny specifika, výhody a nevýhody tohoto způsobu vypuštění užitečného zatížení na oběžnou dráhu. Následuje popis existujících projektů využívajících letounových nosičů k vynesení kosmického prostředku. Byl zpracován historický přehled konceptů s tímto způsobem vynesení a podrobnější popis je věnován aktuálně provozovaným a plánovaným projektům. Jsou uvedeny důležité informace o letounových nosičích, nosných raketách a raketoplánech, které slouží jako referenční údaj při návrhu vlastního řešení.

Byl stanoven odhad základních parametrů nosné rakety určené pro vynášení nákladu o zadané hmotnosti. Je proveden odhad potřebných letových výkonů nosné rakety vyplývající z návrhové oběžné dráhy a způsobu vypuštění. Pro samotný návrh nosné rakety byl v softwaru MATLAB vytvořen skript simulující let rakety v dané konfiguraci. Výpočtový model je podrobněji vysvětlen v několika sekcích popisujících použité pohybové rovnice, atmosférický, aerodynamický, gravitační a propulzní model a hmotnostní strukturu.

Podle kritérií vycházejících z požadavků zadání proběhla optimalizace vstupních parametrů výpočtového modelu. Optimalizační úloha posloužila k nalezení ideálních charakteristik nosné rakety. Optimalizace je provedena s použitím numerické heuristické metody genetického algoritmu. Tímto postupem byly získány základní parametry pro dvou a tří stupňovou konfiguraci nosné rakety startující z letounového nosiče a byly porovnány s parametry rakety startující ze země konvenčním způsobem. Navržená třístupňová raketa má o 26,7% menší hmotnost než raketa o stejném počtu stupňů navržená pro start ze země.

V další části práce byla vytvořena databáze relevantních charakteristik dopravních letounů. Podle stanovených kritérií byl zpracován užší výběr letounů a zvolen nejvhodnější dopravní letoun k použití pro vynášení navržené nosné rakety. Poslední část je věnována návrhu nezbytných modifikací vybraného letounového nosiče a odhadu jeho letových výkonů.

Hlavním cílem této práce bylo seznámit čtenáře s problematikou vzdušného startu a návrhem vlastního řešení aplikujícího tento koncept. Na tuto práci by bylo vhodné potenciálně navázat rozšířením výpočtového modelu o sofistikovanější model propulze a řízení trajektorie nosné rakety. U vybraného letounového nosiče se nabízí jako další krok konstrukční návrh způsobu upnutí nosné rakety a vypouštěcího mechanismu. Ohledně ekonomické výhodnosti vzdušného startu oproti klasickému způsobu neexistuje universální konsensus a bylo by vhodné provést finanční analýzu realizace tahového projektu v českých podmínkách.

V rámci zpracování této práce jsem mohl uplatnit poznatky získané během studia a aplikovat je na zajímavý mezioborový problém, což je pro mne cenná zkušenost. Zejména jsem se naučil mnoho v oblasti kosmických technologií a rád bych se jim věnoval i do budoucna.

Seznam použitých zdrojů

- [1] A comparative analysis of methods for air-launching vehicles from earth to sub-orbit or orbit. *Journal of Aerospace Engineering*. 2006, 2006(220), 439-452. Dostupné z: doi:10.1243/09544100JAERO46
- [2] Stargazer (aircraft). In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2021 [cit. 2021-03-16]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Stargazer_\(aircraft\)&oldid=1008426554](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Stargazer_(aircraft)&oldid=1008426554)
- [3] MOSIER, Marty a Ed RUTKOWSKI. Pegasus XL Development and L-1011 Pegasus Carrier Aircraft. *American Institute of Aeronautics and Astronautics* [online]. Dulles, VA, , 15 [cit. 2020-11-08]. Dostupné z: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2684&context=smallsat>
- [4] FRICK, W. E. *Pegasus - Past, Present and Future* [online]. 21700 Atlantic Boulevard, Dulles, V A, 20166, USA: Orbital Sciences Corporation, 2002 [cit. 2020-11-09]. ISBN 978-94-017-3008-2. Dostupné z: https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-94-017-3008-2_26
- [5] Lockheed L-1011 Tristar 100. *Aircraft Compare* [online]. [cit. 2020-11-08]. Dostupné z: <https://www.aircraftcompare.com/aircraft/lockheed-l-1011-tristar-100/>
- [6] Lockheed L-1011 TriStar. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2020 [cit. 2021-03-16]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Lockheed_L-1011_TriStar
- [7] BEAUDOIN, Randy. NASA launches satellite to explore where air meets space. In: *AP NEWS* [online]. Vandenberg Air Force Base: NASA via AP [cit. 2021-11-25]. Dostupné z: <https://apnews.com/article/1f77fd22c1384b5db14ae8a2e4bff118>
- [8] ORBITAL SCIENCES CORPORATION. *Pegasus Payload User's Guide*. Release 8.2. Dulles, VA, 2020. Dostupné také z: <https://www.northropgrumman.com/wp-content/uploads/Pegasus-User-Guide-1.pdf>
- [9] MAJER, Dušan. K flexibilnímu vypuštění nákladu se využije Pegasus. In: *Kosmonautics.cz: Novinky ze světa kosmonautiky* [online]. Jihlava, 2021 [cit. 2021-04-11]. Dostupné z: <https://kosmonautix.cz/2021/03/k-flexibilnimu-vypusteni-nakladu-se-vyuzije-pegasus/>
- [10] Cosmic Girl (aircraft). In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2021 [cit. 2021-01-23]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Cosmic_Girl_\(aircraft\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Cosmic_Girl_(aircraft))
- [11] Boeing 747-400. *Airliners.net* [online]. VerticalScope Inc., 2021 [cit. 2020-11-09]. Dostupné z: <https://www.airliners.net/aircraft-data/boeing-747-400/100>
- [12] ROBINSON, Greg. Media Center. In: *Virgin Orbit* [online]. Virgin Orbit, 2020 [cit. 2021-01-15]. Dostupné z: <https://virginorbit.com/media-center/>

- [13] KLOBERDANZ, Kristin. She's Just A Cosmic Girl: This Virgin Orbit Souped-Up Jumbo Jet Will Give Satellites A Space Lift. *General Electric* [online]. [cit. 2021-2-10]. Dostupné z: <https://www.ge.com/news/reports/shes-just-cosmic-girl-virgin-orbit-souped-jumbo-jet-will-give-satellites-space-lift>
- [14] LauncherOne Air-Launched Rocket. *Aerospace Technology* [online]. Verdict Media, 2021 [cit. 2021-04-15]. Dostupné z: <https://www.aerospace-technology.com/projects/launcherone-air-launched-rocket/>
- [15] BAYLOR, Michael. Virgin Orbit readies LauncherOne rocket for maiden flight. *NASA Spaceflight* [online]. NASASpaceFlight.com, ©2005-2020 [cit. 2021-04-15]. Dostupné z: <https://www.nasaspaceflight.com/2018/06/virgin-orbit-launcherone-maiden-flight/>
- [16] *LauncherOne Service Guide*. Version 2.1. Virgin Orbit, LLC, 2020. Dostupné také z: <https://virginorbit.com/wp-content/uploads/2020/09/LauncherOne-Service-Guide-August-2020.pdf>
- [17] BOEING. *The right choice for the large airplane market*. 2010. Dostupné také z: https://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/company/about_bca/startup/pdf/historical/747-400-passenger.pdf
- [18] LauncherOne. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2021 [cit. 2021-04-16]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/LauncherOne>
- [19] BRÜGGE, Norbert. *LauncherOne Design* [online]. Germany [cit. 2021-03-16]. Dostupné z: http://www.b14643.de/Spacerockets_3/Virgin-Orbit/Design/LauncherOne.htm
- [20] STRATOLAUNCH SYSTEMS. *Paul G. Allen Announces Revolution in Space Transportation: Stratolaunch System to bring safer, less expensive, missions*. 2011. Dostupné také z: Huntsville
- [21] Scaled Composites Stratolaunch. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2021 [cit. 2021-04-18]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Scaled_Composites_Stratolaunch&oldid=1011855628
- [22] *Stratolaunch* [online]. Seattle, WA [cit. 2021-03-01]. Dostupné z: <https://www.stratolaunch.com/>
- [23] CORDA, Stephen, Curt LONGO a Zachary KREVOR. *Stratolaunch Air-Launched Hypersonic Testbed* [online]. Orlando, FL: AIAA SPACE Forum, 2018 [cit. 2021-04-18]. Dostupné z: doi:10.2514/6.2018-5257
- [24] SCALED COMPOSITES. *Press Release: Scaled Composites Flies World's Largest Wingspan Aircraft Stratolaunch Aircraft Takes to the Skies*. MOJAVE, CA, 2019. Dostupné také z: https://www.dropbox.com/s/npawbrcfp1fa29q/Scaled-Stratolaunch_MediaPack.zip?dl=0
- [25] Scaled Composites White Knight Two. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online].

- San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2021 [cit. 2021-01-02]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Scaled_Composites_White_Knight_Two&oldid=1005045904
- [26] SLATTERY, Chad. *WhiteKnightTwo carries SpaceShipTwo over the Mojave desert in southern California* [online]. In: . Los Angeles, 2020 [cit. 2021-02-07]. Dostupné z: <https://www.chadslattery.com/In-the-Air/23/caption>
- [27] SpaceShipTwo. In: *Flickr* [online]. [cit. 2020-10-26]. Dostupné z: <https://www.flickr.com/photos/emigepa/43613598651/>
- [28] VIRGIN GALACTIC. *SpaceShipTwo: An Introductory Guide for Payload Users*. Revision Number: WEB005. 2016. Dostupné také z: https://static1.squarespace.com/static/540c8aace4b08e28fe4ab77a/t/57f28789579fb34c246868d4/1475512271922/VG_PUG_WEB005_20160503.pdf
- [29] VIRGIN GALACTIC. *Human Spaceflight Vehicles Fact Sheet*. 2020. Dostupné také z: <https://pressftp.virgingalactic.com/virgingalactic/press>
- [30] SEEDHOUSE, Erik. *Virgin Galactic: The First Ten Years* [online]. Switzerland: Springer International Publishing, 2015 [cit. 2021-01-03]. ISBN 978-3-319-09262-1. Dostupné z: <https://www.springer.com/gp/book/9783319092614>
- [31] RocketMotorTwo. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2021 [cit. 2021-04-19]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=RocketMotorTwo&oldid=1002869592>
- [32] SHEETZ, Michael. Virgin Galactic unveils ‘VSS Imagine,’ the first of its next-generation spaceship series. *CNBC* [online]. 2021 [cit. 2021-04-19]. Dostupné z: <https://www.cnn.com/2021/03/30/virgin-galactic-unveils-vss-imagine-the-first-of-spaceship-iii-series.html>
- [33] *Introducing VSS Imagine the first SpaceShip III in the Virgin Galactic Fleet_02* [online]. In: . 2021 [cit. 2021-04-19]. Dostupné z: <https://pressftp.virgingalactic.com/virgingalactic/press>
- [34] WALTER, Ulrich. *Astronautics: the physics of space flight* [online]. Third edition. Cham, Switzerland: Springer, 2018 [cit. 2020-10-05]. ISBN 978-3-319-74373-8.
- [35] DANĚK, Vladimír. *Mechanika kosmického letu*. První. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2018. ISBN 978-80-7204-984-4.
- [36] RUSS, DAVID PHILLIP RUSS. *Analysis of a Heavy Lift Launch Vehicle Design Using Small Liquid Rocket Engines* [online]. 1988 [cit. 2021-02-06]. Dostupné z: <https://dspace.mit.edu/bitstream/handle/1721.1/35340/19283930-MIT.pdf%3Bsequence%3D2>. Thesis. Massachusetts Institute of Technology. Vedoucí práce Walter M. Hollister.
- [37] LARSON, Wiley a James WERTZ. *Space Mission Analysis and Design*. Third Edition. London: Microcosm Press, 1999, s. 722. ISBN 978-1881883104.

- [38] COŞKUN, EZGİ CİVEK. *Multistage Launch Vehicle Design With Thrust Profile And Trajectory Optimization* [online]. 2014 [cit. 2021-02-13]. Dostupné z: <https://etd.lib.metu.edu.tr/upload/12618011/index.pdf>. Thesis. Middle East Technical University. Vedoucí práce M. Kemal Özgören.
- [39] GASPAR, Diogo Marques. *A Tool for Preliminary Design of Rockets* [online]. 2014 [cit. 2021-03-05]. Thesis. Técnico Lisboa.
- [40] TEWARI, Ashish. *Advanced Control of Aircraft, Spacecraft and Rockets*. Kanpur, India: Wiley, 2011. ISBN 978-0-470-74563-2.
- [41] ROCKET LAB. *LAUNCH: Payload User Guide*. Version 6.6. 2020. Dostupné také z: <https://www.rocketlabusa.com/assets/Uploads/Payload-User-Guide-LAUNCH-V6.6.pdf>
- [42] Aircraft Characteristics Database Airports. *Federal Aviation Administration* [online]. [cit. 2021-03-26]. Dostupné z: https://www.faa.gov/airports/engineering/aircraft_char_database/media/FAA-Aircraft-Char-Database-v2-201810.xlsx
- [43] *Civil Jet Aircraft Design* [online]. [cit. 2021-03-22]. Dostupné z: <https://booksite.elsevier.com/9780340741528/appendices/data-a/default.htm>
- [44] *Aircraft Characteristics App* [online]. Aircraft Characteristics Burns & McDonnell [cit. 2021-03-29]. Dostupné z: <https://info.burnsmcd.com/aircraft-characteristics-app>
- [45] *Production List Index* [online]. [cit. 2021-03-30]. Dostupné z: <https://www.planespotters.net/production-list/index>
- [46] Type Certificate Data Sheets (TCDS). *EASA* [online]. [cit. 2021-05-02]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/document-library/type-certificates>
- [47] Aircraft Characteristics: Airport Operations & tech data. *Airbus* [online]. [cit. 2021-04-15]. Dostupné z: <https://www.airbus.com/aircraft/support-services/airport-operations-and-technical-data/aircraft-characteristics.html>
- [48] Airplane Characteristics for Airport Planning. *Boeing* [online]. [cit. 2021-04-24]. Dostupné z: https://www.boeing.com/commercial/airports/plan_manuals.page
- [49] AIRBUS MEDIA RELATIONS. *Airbus Commercial Aircraft list prices*. Blagnac France, 2018. Dostupné také z: <https://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/publications/backgrounders/Airbus-Commercial-Aircraft-list-prices-2018.pdf>
- [50] *ABOUT BOEING COMMERCIAL AIRPLANES* [online]. [cit. 2021-05-08]. Dostupné z: <https://www.boeing.com/company/about-bca/>
- [51] *C-GPAT: Air Transat Airbus A310 (& The Infamous 2005 Rudder Incident)* [online]. In: . 2017 [cit. 2021-05-20].
- [52] MARTI, Marti, Sarigul-Klijn NESRIN, Livingston HOLDER a Gary HUDSON. Flight Testing of a Gravity Air Launch Method to Enable Responsive Space Access. *American Institute of Aeronautics and Astronautics* [online]. 2007 [cit. 2021-05-15]. Dostupné z: doi:10.2514/6.2007-6146

- [53] *The MAKS Spaceplane: Multipurpose aerospace system (Russian: MAKC)* [online]. In: . [cit. 2021-01-08]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=ywbfCBxZ2uA>
- [54] AIRBUS. *A310 Airplane Characteristics for Airport Planning AC*. France, 2002. Dostupné také z: https://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/publications/backgrounders/techdata/aircraft_characteristics/Airbus-Commercial-Aircraft-AC-A310-Dec-2009.pdf
- [55] AIRBUS. *A310: Flight crew operating manual*.
- [56] SMEGELSKY, Ben. NASA. Pegasus rocket ready for airborne launch with NASA scientific satellite. In: *Spaceflight Now* [online]. [cit. 2021-01-08]. Dostupné z: <https://spaceflightnow.com/2019/10/08/pegasus-rocket-ready-for-airborne-launch-with-nasa-scientific-satellite/>

Seznam obrázků

Obrázek 1 Raketa Pegasus XL zavěšená pod trupem L-1010 Stargazer [7]	16
Obrázek 2 Rozložený pohled na raketu Pegasus XL [8]	17
Obrázek 3 Typický průběh mise Pegasus XL s HAPS	19
Obrázek 4 Užitečného zatížení Pegasu XL bez HAPS pro různou výšku a inklinaci OB [8].	19
Obrázek 5 Boeing 747-400 Cosmic Girl s raketou LauncherOne v podvěsu [12]	20
Obrázek 6 Závěsný pylon pod křídlem 747 Cosmic Girl a raketa LauncherOne [12]	21
Obrázek 7 Technické specifikace Boeing 747-400 Cosmic Girl [16], [17], [11].....	21
Obrázek 8 Rozložený pohled rakety LauncherOne [12].....	22
Obrázek 9 Závislost maximální hmotnosti užitečného zatížení na výšce oběžné dráhy [16]..	23
Obrázek 10 Typický průběh mise LancherOne [16].....	24
Obrázek 11 Stratolaunch [22]	25
Obrázek 12 Profil typické mise Stratolaunch [22].....	26
Obrázek 13 Stratolaunch vyobrazený s kosmickými prostředky [23]	26
Obrázek 14 Talon-Z [22].....	27
Obrázek 15 Letoun White Knight Two s raketoplánem SpaceShipTwo v podvěsu [26]	28
Obrázek 16 Vizualizace White Knight Two a SpaceShipTwo [27]	29
Obrázek 17 Profil letové mise SpaceShipTwo	30
Obrázek 18 Spaceship III [33]	31
Obrázek 19 Diagram vlivu poměru TFG na odporové ztráty [38]	37
Obrázek 20 Vztah mezi geocentrickým souřadným systémem a baricentrickým s.s. [34]	40
Obrázek 21 Porovnání atmosférických modelů NRLMSISE-00 a ISA.....	43
Obrázek 22 Závislost součinitele odporu na Machově čísle.....	46
Obrázek 23 Způsob značení částí rakety o n-počtu stupňů [34].....	47
Obrázek 24 Výsledná trajektorie v polárních souřadnicích	52
Obrázek 25 Průběhy charakteristických veličin při vzletu nosné rakety	54
Obrázek 26 Vybraný letoun Airbus A310-300 [51]	57
Obrázek 27 Vypouštění z letounu C-17 s využitím padáku [52].....	58
Obrázek 28 Uchycení raketoplánu MAKS na letoun An-224 [53].....	59
Obrázek 29 Uchycení pod trupem rakety Pegasus [56].....	59
Obrázek 30 Dolet letounu A310-300 dle varianty a pohonné jednotky	61

Slovník použitých pojmů a zkratek

HTPB

Polybutadien zakončený hydroxylovou skupinou – raketové palivo

LOX

Liquid oxygen

zkapalněný kyslík – jedna ze složek pohonné směsi raket

LEO

Low Earth Orbit

Nízká oběžná dráha

ISA

International Standard Atmosphere

mezinárodní standardní atmosféra

MDO

Multidisciplinary design optimization

Multidisciplinární optimalizace návrhu

CFD

Computational fluid dynamics

výpočetní metody dynamiky tekutin

NTO

dinitrogen Tetraoxid N_2O_4 – okysličovadlo

TPS

thermal protection system

System tepelné ochrany

Payload

Užitečné zatížení

MTOW

Maximum take-off weight

Maximální vzletová hmotnost

Příloha A Skript výpočetního modelu

```
% Optimalizační proměnné 3 stupně:
LB = [5 1 0.1 1.1 0.6 0.6 1 1 -20 -20]; % Spodní hranice optimalizačních proměnných
UB = [15 7 2 3 3 3 120 200 20 20]; % Horní hranice optimalizačních proměnných
% Optimalizační proměnné 2 stupně:
% LB = [5 0.1 1.1 0.6 1 1 -20 -20]; % Spodní hranice optimalizačních proměnných
% UB = [15 2 3 3 120 200 20 20]; % Horní hranice optimalizačních proměnných
PocProm = 10; % Počet optimalizačních proměnných
```

```
% Nastavení optimalizace
% Set nondefault solver options
options = optimoptions('ga','MaxTime',6000,'MaxGenerations',200,...
    'MaxStallGenerations',Inf,'PopulationSize',400,'UseParallel',true,...
    'PlotFcn',{'gaplotbestf','gaplotbestindiv'});

% Solve
[solution,objectiveValue] = ga(@objectiveFcnopt,PocProm,[],[],[],[],LB,UB,...
    @constraintFcn,[],options);

% Clear variables
clearvars options
```

```
function f = objectiveFcnopt(opt)
% tic
% clear
% Vstupní hodnoty
% Vzduch 3st
% opt = [9.279915072,1.66114843,0.114913185,2.6448696675,0.8480502,...
% 1.386715291,106.83987268,113.374431574,-19.08658359,19.771576725];

%% Další získané konfigurace

%Zem 3st
%optimval =[11.3900057,3.4366626,0.345579,2.9258074,0.822904,2.7861092,...
% 62.1217926,73.8138922,17.69354489,11.747937];

%Vzduch2
%optimval=[11.6294144,3.094045,2.885113,1.0170853,83.186939,111.93138638,...
% -19.72610073,19.4164582];

%Zem 2st
%optimval=[17.2953095,2.333495,2.10812535,0.8810097,59.109674,165.24411,...
% 18.957477,8.0048254];

%Elektron 3st
%optimval=[9.250,2.050,0.116,1.7686,0.9683,0.2941,17.5217,192.7096,11.25661,...
% 17.8243];
%Ispi = [311 343 300]*g0
%eps_i = [0.093, 0.109, 0.42];
%tah_konst = [224, 25.8, 1.2]*10^3;
```

```

g0      = 9.80665;    % [m*s^-2]    Normální tíhové zrychlení
R_Z     = 6378136.3;  % [m]      Poloměr země
mu      = 398600e9;  % [m^3*s^-2]   Gravitační parametr Země
omega_Z = 7.29211585e-5;% [rad/s]   Úhlová rychlost otáčení Země

% Optimalizační proměnné
m_Pi    = [opt(1),opt(2),opt(3)].*10^3; % [kg] palivo dle stupňů
T_ratio = [opt(4),opt(5),opt(6)];      % [-] Poměr tahu ku tíze subraket

% Vstupní návrhové parametry
h_orbit = 300e3;    % [m] Výška oběžné dráhy - vzdálenost od hladiny moře
m_PL    = 300;     % [kg] Hmotnost užitečného zatížení
h_drop  = 1000;    % [m] Výška odpojení rakety od letounového nosiče
i       = 3;      % Počet stupňů
Ispi    = [300 300 300]*g0; % [N*s/kg] Specifický impuls jednotlivých stupňů
eps_i(1:i) = 0.1; % [-] Konstrukční čísla stupňů,
m_AK    = 50;     % [kg] Hmotnost aerodynamického krytu
t_AKmin = 150;    % [s] nejdřívější čas ohození aerodynamického krytu
q_AK    = 60e3;   % [Pa] Dynamický tlak při odpojení aerodynamického krytu
d       = 1.25;   % [m] Průměr rakety
krok    = 0.5;    % [s] časový krok simulace - přesnost (max. doporučený 0.64)
t_max   = 120000; % [s] Maximální doba simulace
phi     = 0;     % [°] Zeměpisná šířka
lambda  = 0;     % [°] Zeměpisná délka

% Hmotnostní rozložení
m_P     = sum(m_Pi(1:i)); % [kg] Celková hmotnost paliva
m_Si    = eps_i.*m_Pi(1:i)./(1-eps_i); % [kg] hmotnost prázdných stupňů
m_S     = sum(m_Si); % [kg] Celková hmotnost prázdných stupňů
m_i     = m_Pi(1:i)+m_Si; % [kg] celková hmotnost jednotlivých stupňů
m0      = m_S + m_P + m_PL; % [kg] GLOW Celková vzletová hmotnost
m0_i    = zeros(1,i); % Alokační Subraket
m0_i(1) = m0; % Hmotnost první subraket
for ii = 2:i
m0_i(ii) = m0_i(ii-1)-m_i(ii-1); % [kg] hmotnost subraket
end

% Propulzní charakteristiky
tah_konst = T_ratio.*m0_i.*g0; % [N] Konstantní tahy pro subraket
m_toki    = tah_konst./Ispi; % [kg/s] hmotnostní tok stupňů
t_stup    = m_Pi(1:i)./m_toki(1:i); % [s] časy hoření stupňů
t_stupoff = zeros(1,i);
t_stupoff(1) = t_stup(1);
for ii = 2:i
t_stupoff(ii) = t_stup(ii)+t_stupoff(ii-1); % [s] časy dohoření stupňů
end

% Přednačtení časově proměnných veličin do paměti
pam_alok = ceil(t_max/krok); % Alokační paměti - počet časových kroků
t = zeros(1, pam_alok); % Čas
T = zeros(1, pam_alok); % Tah
m = zeros(1, pam_alok); % Hmotnost
gamma = zeros(1, pam_alok); % sklon dráhy letu
gammadot = zeros(1, pam_alok); % Změna sklonu dráhy letu

```

```

L = zeros(1, pam_alok);           % Vztlak
D = zeros(1, pam_alok);           % Odpor
q = zeros(1, pam_alok);           % dynamický tlak
a_x = zeros(1, pam_alok);         % Horizontální složka zrychlení
a_y = zeros(1, pam_alok);         % Vertikální složka zrychlení
v_x = zeros(1, pam_alok);         % Horizontální složka rychlosti
v_y = zeros(1, pam_alok);         % Vertikální složka rychlosti
v = zeros(1, pam_alok);           % rychlost
x = zeros(1, pam_alok);           % Horizontální souřadnice
y = zeros(1, pam_alok);           % Vertikální souřadnice
rho = zeros(1, pam_alok);         % hustota
a = zeros(1, pam_alok);           % zrychlení
alpha_F = zeros(1, pam_alok);     % Úhel vektoru tahu
r = zeros(1, pam_alok);           % Polohový poloměr - vzdálenost od středu Země
thetadot = zeros(1, pam_alok);    % úhlová rychlost
theta = zeros(1, pam_alok);       % úhlová polární souřadnice
deltav_g = zeros(1, pam_alok);    % Gravitační ztráty
deltav_D = zeros(1, pam_alok);    % Odporové ztráty
deltav_s = zeros(1, pam_alok);    % Ztráty vektorováním tahu
r_orb = zeros(1, 360);            % Délka polohového vektoru
theta_orb = zeros(1, 360);        % Úhel polohového vektoru

%Počáteční podmínky
gamma(1) = 25*pi/180;             % [rad] Počáteční sklon letové dráhy, %25
x(1) = 0;                          % [m] Počáteční horizontální souřadnice
y(1) = 12000;                      % [m] Počáteční vert. souřadnice - výška vypuštění, %12000
v(1) = 237;                         % [m/s] Celková počáteční rychlost, %237
m(1) = m0_i(1);                    % [kg] Počáteční hmotnost
T(1) = tah_konst(1);               % [N] Počáteční tah
n = 1;                              % Počáteční Index časového kroku
n_f = ceil(t_stupoff(end)/krok)+1; % Index Pořadí finálních podmínek
nn=0;

% Podmínka ukončení simulace - dohoření posledního st. nebo náraz do země
while n<n_f+1&&y(n) >= 0

    t(n)= (n-1)*krok;                % [s] Čas

    % Gravitace
    %g = gravitywgs84(y(n), lambda, phi, 'Exact',[0 1 0 0]);
    g = mu/(R_Z+y(n))^2;             % [m/s^2] tíhové zrychlení

    % Atmosféra
    [Temp, rho6] = atmosnr1msise00(y(n), phi, lambda, 2021, 1, 0, 'None');
    Temp = Temp(:,2);                % [K] Teplota
    rho(n) = rho6(:,6);              % [kg/m^3] Hustota vzduch

    % Aerodynamika
    v_rel = v(n);
    a_zvuk=(1.4*287.05.*Temp).^0.5;  % [m/s] Rychlost zvuku
    M = v_rel/a_zvuk;                % [-] Machovo číslo
    c = d/4.5;                       % poloměr zaoblení špičky rakety
    Kn = ((v(n)/a_zvuk)*sqrt(pi*1.4/2))/c; % Knudsenovo číslo
    M_interp = [0 0.2 0.3 0.4 0.5 0.6 0.8 0.9 0.95 1.05 1.1 1.2 1.6 2 2.5 3 3.8 5 10 99];

```

```

Cdc_interp = [0.4755 0.4755 0.4758 0.4834 0.489 0.5083 0.5656 0.6182 0.6681 1.0318...
1.0171 0.9906 0.816 0.6924 0.6097 0.5461 0.513 0.494 0.4832 0.4832];
Cdc = interp1(M_interp,Cdc_interp,M); % Lineární interpolace
Cdfm = 1.75+sqrt(2*pi*8.31446261815324*Temp)/(2*v(n)); % Aproximace Schaaf and Chambre
Knc = 0.0146241;
Knf = 1000*Knc;
if Kn < Knc % [-] Součinitel odporu
Cd = Cdc;
elseif Kn > Knf
Cd = Cdfm;
else
Cd = Cdc+(Cdfm-Cdc)*(1/3*log10(2*Kn)+0.5113);
end

q(n) = 0.5*rho(n)*v_rel^2; % [Pa] Dynamický tlak
L(n) = 0; % [N] Vztlak
A = pi*d^2/4; % [m^2] Vztažná plocha
D(n)= 0.5*Cd*rho(n)*A*(v_rel)^2; % [N] Odpor

% určení tahu a hmotnosti v dle fáze letu
for ii=1:i
if t(n) > t_stupoff(ii(end)) % Konečná fáze samostatného letu payload
T(n) = 0;
m(n) = m_PL+m_AK;
if t(n)>t_AKmin && q(n) < q_AK % Podmínka odhození aerodynamického krytu
m(n) = m_PL; % [kg] okamžitá celková hmotnost
end
elseif t(n) < t_stupoff(ii) % Přiřazení dle aktuálního stupně
T(n) = tah_konst(ii);
if t(n)>t_AKmin && q(n) < q_AK % Podmínka odhození aerodynamického krytu
m(n) = m0_i(ii)-(m_toki(ii)*(t(n)-t_stupoff(ii)))-m_Pi(ii)-m_AK;
else
m(n) = m0_i(ii)-(m_toki(ii)*(t(n)-t_stupoff(ii)))-m_Pi(ii);
end
break
end
end

% 1. fáze
if y(n)>=h_drop
t1 = t(n)-nn*krok;
if t(n) < t1+opt(7)
alpha_F(n) = (0.5*(cos((t(n)-t1)/(opt(7)/(1*pi))-pi)-1))*opt(9)*pi/180;
%alpha_F(n) = ((0.5*(cos((t(n)-t1)/(optimval(7)/(2*pi))-1)) pro start zem
end
nn=nn+1;
end

% 3. fáze
if t(n) >= (t_stupoff(end)-opt(8))
alpha_F(n) = (0.5*(cos((t(n)-t_stupoff(end)-opt(8))/(opt(8)/(1*pi))-1))*opt(10)*pi/180;
end

```

```

% Pohybové rovnice
a(n) = T(n)/m(n)*cos(alpha_F(n))-D(n)/m(n)-g*sin(gamma(n)); % [m/s] Zrychlení
v(n+1) = v(n)+a(n)*krok; % [m/s] rychlost

% [rad/s] Změna sklonu dráhy letu
if y(n)>=h_drop
gammadot(n) = (1/v(n))*(T(n)/m(n)*sin(alpha_F(n))+L(n)/...
    m(n)-(g-v(n)^2/(R_Z+y(n)))*cos(gamma(n)));
end
gamma(n+1) = gamma(n)+gammadot(n)*krok; % [rad] sklon dráhy letu

v_x(n+1)=v(n)*cos(gamma(n)); % [m/s] Horizontální rychlost
v_y(n+1)=v(n)*sin(gamma(n)); % [m/s] Vertikální rychlost

a_x(n)=a(n)*cos(gamma(n)); % [m*s^-2] Horizontální zrychlení
a_y(n)=a(n)*sin(gamma(n)); % [m*s^-2] Horizontální zrychlení

n_ax=a(n)/g0; % [-] Axiální násobek zatížení

x(n+1)= x(n)+v_x(n+1)*krok; % Souřadnice x
y(n+1)= y(n)+v_y(n+1)*krok; % Souřadnice y

% Polární souřadnice
r(n) = R_Z+y(n); % [m] Polohový poloměr - vzdál. od středu Země
thetadot(n) = v(n)/(r(n))*cos(gamma(n)); % [rad/s] úhlová rychlost
theta(n+1) = theta(n)+thetadot(n)*krok; % [rad] úhlová polární souřadnice

% Ztráty delta V
deltav_g(n+1) = deltav_g(n)+g*sin(gamma(n))*krok; % Gravitační ztráty
deltav_D(n+1) = deltav_D(n)+krok*D(n)/m(n); % Odporové ztráty
deltav_s(n+1) = deltav_s(n)+krok*2*T(n)*(sin(alpha_F(n)/2))^2/m(n); % Ztráty řízením

n = n+1;

end
n = n-1;

% Orbitální mechanika
n_f=n;
eps_orb = v(n_f)^2/2-mu/r(n_f); % Energetická konstanta
a_orb = -mu/(2*eps_orb); % Hlavní poloosa
h_orb = r(n_f)^2*thetadot(n_f); % Specifický moment hybnosti
e_orb = sqrt((1+2*eps_orb*h_orb^2/mu^2)); % Excentricita
theta_orbf = acos(1/e_orb*(h_orb^2/(mu*r(n_f))-1)); % Pravá anomálie

for ii=1:360
theta_orb(ii) = theta(n_f)+(ii-1)*pi/180; % [rad] úhlová polární souřadnice
r_orb(ii) = (a_orb*(1-e_orb^2))/... % [m] Polohový poloměr
(1+e_orb*cos(theta_orb(ii)+theta_orbf-theta(n_f))); % - vzdálenost od středu Země
end

% Účelová funkce
f = (((abs(h_orbit+R_Z-a_orb)+1)*(abs(h_orbit-y(n))^2+1)*m0)^(1+e_orb+abs(gamma(n))));

```

```

% Zobrazení grafů a výpis výsledků
if 0
fprintf('\nOptimální parametry stupňů:\n')
fprintf('\nCelková hmotnost [kg]:\n')
for j = 1:i
fprintf('%d\t %g\n', j, m0_i(j))
end
fprintf('\nPrázdná hmotnost [kg]:\n')
for j = 1:i
fprintf('%d\t %g\n', j, m_Si(j))
end
fprintf('\nHmotnosti paliva [kg]:\n')
for j = 1:i
fprintf('%d\t %g\n', j, m_Pi(j))
end
fprintf('\nCelková hmotnost rakety:\t')
fprintf('%g kg' , m0)
fprintf('\nCelková hmotnost paliva:\t')
fprintf('%g kg' , m_P)
fprintf('\nCGravitační ztráty:\t')
fprintf('%g m/s' , deltav_g(n))
fprintf('\nOdporové ztráty:\t')
fprintf('%g m/s' , deltav_D(n))
fprintf('\nZtráty řízením:\t')
fprintf('%g m/s' , deltav_s(n))
fprintf('\nMaximální axiální násobek:\t')
fprintf('%g ' , max(a)/g0)
fprintf('\nMaximální dynamický tlak:\t')
fprintf('%g kPa' , max(q)/1000)
fprintf('\nFinální výška:\t')
fprintf('%g km' , y(n))
fprintf('\nExcentricita:\t')
fprintf('%g km' , e_orb)

%figure 1
subplot(5,4,1)
plot(x(1:n)/1e3,y(1:n)/1e3,'k','LineWidth',1);
xlabel({'Horizontální vzdálenost (km)'});
ylabel({'Výška (km)'});
title({'Trajektorie'});
grid on

%Figure 2
subplot(5,4,2)
plot(t(1:n),v_x(1:n),'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});
ylabel({'V_x (m/s)'});
title({'Horizontální Rychlost'});
grid on

%Figure 3
subplot(5,4,3)
plot(t(1:n),v_y(1:n),'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});

```



```

ylabel({'V_y (m/s)'});
title({'Vertikální rychlost'});
grid on

% Figure 4
subplot(5,4,4)
plot(t(1:n),gamma(1:n)*180/pi,'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});
ylabel({'\gamma (°)'});
title({'Sklon dráhy letu'});
grid on

%Figure 5
subplot(5,4,5)
plot(t(1:n),v(1:n),'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});
ylabel({'v (m/s)'});
title({'okamžitá rychlost'});
grid on

% Figure 6
subplot(5,4,6)
plot(t(1:n),m(1:n),'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});
ylabel({'m (kg)'});
title({'Hmotnost'});
grid on

%Figure 7
subplot(5,4,7)
plot(t(1:n),T(1:n),'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});
ylabel({'T (N)'});
title({'Tah'});
grid on

%Figure 8
subplot(5,4,8)
plot(t(1:n),D(1:n),'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});
ylabel({'D (N)'});
title({'Odpor'});
grid on

% Figure 9
subplot(5,4,9)
plot(t(1:n),y(1:n)/1e3,'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});
ylabel({'h (km)'});
title({'Výška'});
grid on

% Figure 10
subplot(5,4,10)

```

```

plot(t(1:n),gammadot(1:n),'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});
ylabel({'gammadot'});
title({'gammadot'});
grid on

% Figure 11
subplot(5,4,11)
plot(t(1:n),q(1:n),'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});
ylabel({'q (Pa)'});
title({'Dynamický tlak'});
grid on

% Figure 12
subplot(5,4,12)
plot(y(1:n)/1e3,D(1:n),'k','LineWidth',1);
set(gca, 'XScale', 'log')
xlabel({'výška (km) (log)'});
ylabel({'D (N)'});
title({'odpor'});
grid on

% Figure 13
subplot(5,4,13)
plot(t(1:n),a(1:n),'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});
ylabel({'a (m/s^2)'});
title({'zrychlení'});
grid on

% Figure 14
subplot(5,4,14)
plot(t(1:n),L(1:n),'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});
ylabel({'Vztlak'});
title({'Vztlak'});

% Figure 15
subplot(5,4,15)
plot(t(1:n),a_x(1:n),'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});
ylabel({'Altitude (m)'});
title({'zrychlení x'});
grid on

% Figure 16
subplot(5,4,16)
plot(t(1:n),alpha_F(1:n)*180/pi,'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});
ylabel({'\alpha_F (°)'});
title({'Úhel mezi vektorem rychlosti a tahu'});
grid on

```

```

% Figure 17
subplot(5,4,17)
plot(t(1:n),deltav_g(1:n),'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});
ylabel({'\Delta v_g (m/s)'});
title({'Gravitační ztráty'});
grid on

% Figure 18
subplot(5,4,18)
plot(t(1:n),deltav_D(1:n),'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});
ylabel({'\Delta v_D (m/s)'});
title({'Odporové ztráty'});
grid on
% Figure 19

subplot(5,4,19)
plot(t(1:n),deltav_s(1:n),'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});
ylabel({'\Delta v_p (m/s)'});
title({'Ztráty vektorováním tahu'});
grid on

% Figure 20
subplot(5,4,20)
plot(t(1:n),a_y(1:n),'k','LineWidth',1);
xlabel({'Čas (s)'});
ylabel({'Altitude (m)'});
title({'zrychlení y'});
grid on
figure('units','normalized','outerposition',[0 0 1 1])

% Polar
polarplot(linspace(0,2*pi,100),R_Z+zeros(100),'k','LineWidth',1)
hold on
polarplot(theta(1:n),r((1:n)));
polarplot(theta(n_f),r(n_f),'o');
polarplot(theta_orb,r_orb,'b');
hold off
toc
end
end

% Podmínka sestupné velikosti stupňů
function [c,ceq] = constraintFcn(constval)
c(1) = -(constval(1)-constval(2));
c(2) = -(constval(2)-constval(3));
ceq = [];
end

```