



**ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE**

**FAKULTA DOPRAVNÍ**

Jakub Štros

**METODA VÝBĚRU VHODNÉHO RAKETOVÉHO  
NOSIČE DLE DEFINOVANÝCH KRITÉRIÍ**

Bakalářská práce

**2016**

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta dopravní

děkan

Konviktská 20, 110 00 Praha 1



**K616.....Ústav dopravních prostředků**

## **ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE**

(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

**Jakub Štros**

Kód studijního programu a studijní obor studenta:

**B 3710 – ITS – Inteligentní dopravní systémy**

Název tématu (česky): **Metoda výběru vhodného raketového nosiče dle definovaných kritérií**

Název tématu (anglicky): Method of selecting a appropriate launcher according to defined criteria

### **Zásady pro vypracování**

Při zpracování bakalářské práce se řiďte osnovou uvedenou v následujících bodech:

- metodou rešerše vytvořte stručný přehled současných raketových nosičů
- definujte relevantní parametry raketových nosičů uvedených v přehledu
- definujte relevantní parametry užitečného nákladu resp. konkrétní mise
- najděte a popište metodu výběru vhodného raketového nosiče dle konkrétních požadavků mise
- popsanou metodu aplikujte na modelový příklad



Rozsah grafických prací: dle požadavků vedoucího práce

Rozsah průvodní zprávy: minimálně 35 stran textu (včetně obrázků, grafů a tabulek, které jsou součástí průvodní zprávy)

Seznam odborné literatury: [www.spaceflight101.com](http://www.spaceflight101.com)  
<http://space.skyrocket.de>

The Tauri Group. (2017). The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2017, The Federal Aviation Administration's Office of Commercial Space Transportation (FAA AST)

Vedoucí bakalářské práce: **Ing. Milan Sliacky**

Datum zadání bakalářské práce: **22. června 2016**

(datum prvního zadání této práce, které musí být nejpozději 10 měsíců před datem prvního předpokládaného odevzdání této práce vyplývajícího ze standardní doby studia)

Datum odevzdání bakalářské práce: **13. června 2018**

- a) datum prvního předpokládaného odevzdání práce vyplývající ze standardní doby studia a z doporučeného časového plánu studia  
b) v případě odkladu odevzdání práce následující datum odevzdání práce vyplývající z doporučeného časového plánu studia

doc. Ing. Petr Bouchner, Ph.D.  
vedoucí  
Ústavu dopravních prostředků



prof. Dr. Ing. Miroslav Svítek, dr. h. c.  
děkan fakulty

Potvrzuji převzetí zadání bakalářské práce.

Jakub Štros  
jméno a podpis studenta

V Praze dne ..... 5. prosince 2017

### **Prohlášení**

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

Prohlašuji, že jsem předloženou práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl veškeré použité informační zdroje v souladu s Metodickým pokynem o dodržování etických principů při přípravě vysokoškolských závěrečných prací.

V Praze dne 13. června 2018

Jakub Štros

### **Poděkování**

Na tomto místě bych chtěl poděkovat všem, kteří se podíleli na finálním znění této práce, zejména vedoucímu bakalářské práce, panu Ing. Milanu Sliackému, za poskytnuté informace, rady a konzultace, za odborné vedení práce a za jeho vstřícnost.

**Název práce:** Metoda výběru vhodného raketového nosiče dle definovaných kritérií

**Autor:** Jakub Štros

**Obor:** Inteligentní dopravní systémy

**Druh práce:** Bakalářská práce

**Vedoucí práce:** Ing. Milan Sliacky

Ústav dopravních prostředků K616

Fakulta dopravní

České vysoké učení technické v Praze

## **Abstrakt**

Práce se věnuje metodě výběru vhodného nosiče pro dopravu na oběžnou dráhu, pomocí stanovených parametrů. Jedná se o zobecněný postup výběru, který může být v případě potřeby rozšířen. Užití nosiče byly vybrány na základě četnosti jejich využití v roce 2017. Užití parametry byly stanoveny vzhledem k požadavkům nákladu. Metoda užitá v této práci je založena na disciplíně systémové analýzy, konkrétně na úloze o společném rozhraní. Tato metoda byla shledána jako funkční a vhodná hlavně pro orientaci v odvětví raketových nosičů. Upřesnění některých parametrů, nebo případně dodání parametrů je doporučeno pro zpřesnění užití metody.

## **Klíčová slova**

Vesmírné nosiče, vynášení nákladu, doprava na oběžnou dráhu, metoda výběru, systémová analýza, inteligentní dopravní systémy

**Title:** Method of selecting appropriate launcher according to defined criteria

**Author:** Jakub Štros

**Study program:** Intelligent transport systems

**Document:** Bachelor Thesis

**Supervisor:** Ing. Milan Sliacky

Department of vehicle technology K616

Faculty of Transportation Sciences

Czech Technical University in Prague

### **Abstract**

This thesis deals with a choosing appropriate launcher, that is capable of transporting defined cargo to a variety of orbital trajectories around Earth. The method used in this thesis is a general method, that could be more specified, should the need arise. The space launchers considered in this thesis were chosen based on the frequency of their use in 2017. When choosing the relevant parameters for the launchers, cargo had to be taken in strong consideration. The method used for the choosing itself is a disciple of system analysis called the examination of a common interface. Used method was considered efficient, mostly for general orientation in space launchers problematic. A closer definition of specified parameters or additional parameters is required for this method to be more accurate.

### **Key words**

space launchers, cargo transport to orbit, space transportation, method of selection, system analysis, intelligent transport systems

## Obsah

1	Úvod.....	10
1.1	Teoretický úvod k letům do vesmíru. ....	11
1.2	Definice pojmů .....	12
1.2.1	Nosič.....	12
1.2.2	Rodina nosiče .....	12
1.2.3	Planetární trajektorie .....	12
1.2.4	Nízká oběžná dráha .....	12
1.2.5	Geostacionární oběžná dráha .....	13
1.2.6	Oběžná dráha přechodová ke geostacionární .....	13
1.2.7	Geosynchronní oběžná dráha .....	13
1.2.8	Heliosynchronní oběžná dráha.....	13
1.2.9	Perigeum a apogeum.....	13
1.3	Vymezení problému .....	14
2	Přehled současných nosičů .....	15
2.1	Falcon 9 .....	15
2.2	Long March .....	16
2.3	Soyuz.....	16
2.4	Ariane V .....	17
2.5	Atlas V .....	17
2.6	H-IIA.....	17
2.7	Proton .....	18
2.8	PSLV.....	18
2.9	Vega.....	19
3	Parametry nosičů.....	20
3.1	Rozměry nákladu .....	20
3.2	Nosnost nosiče na danou orbitu .....	22
3.3	Počet stupňů .....	23



3.4	Spolehlivost nosiče .....	25
3.5	Vibrace nosiče za letu .....	25
3.6	Cena .....	26
3.7	Čas .....	27
3.8	Maximální zrychlení za letu .....	28
3.9	Možná místa startu a náročnost přepravy.....	29
3.10	Odchylna od požadované výšky oběžné dráhy.....	30
3.11	Možnost pilotovaných letů .....	31
4	Parametry nákladu.....	32
4.1	Pilotované lety.....	32
4.2	Lety bez posádky .....	32
4.2.1	Zásobovací lety na ISS .....	32
4.2.2	Vynášení družic na oběžnou dráhu. ....	33
4.3	Konkrétní parametry nákladu pro výběr vhodného nosiče .....	33
4.3.1	Rozměry.....	33
4.3.2	Hmotnost.....	34
4.3.3	Potřebná výška vynesení nákladu .....	34
4.3.4	Cena .....	34
4.3.5	Čas přípravy nosiče .....	34
4.3.6	Maximální zrychlení, působící na náklad.....	34
4.3.7	Maximální únosné vibrace.....	34
4.3.8	Nutná spolehlivost vybraného nosiče .....	35
4.3.9	Počet šokových událostí.....	35
4.3.10	Požadovaná přesnost umístění nákladu na oběžnou dráhu .....	35
4.3.11	Pilotovaný let.....	35
4.3.12	Maximální vzdálenost transportu nákladu.....	35
5	Metoda výběru nosiče.....	36
5.1	Teoretický úvod k úloze o společném rozhraní .....	36
5.2	Implementace metody do problematiky výběru nosiče .....	38

5.3	Definování podmínek regularity pro jednotlivé parametry .....	39
5.4	Vyladění vazeb.....	40
5.4.1	Návrh řešení v případě nekompatibility hmotnosti nákladu.....	40
5.4.2	Návrh řešení v případě nekompatibilních rozměrů .....	41
5.4.3	Návrh řešení v případě nedostatečné spolehlivosti .....	41
5.4.4	Návrh řešení v případě nevyhovujícího maximálního zrychlení .....	42
5.4.5	Návrh řešení pro snížení šokových vibrací .....	42
5.4.6	Návrh řešení v případě nevyhovující ceny nosiče.....	42
5.4.7	Návrh řešení v případě nedostatečné přesnosti zavedení nákladu na orbitu ...	43
5.4.8	Návrh řešení pro upravení nosiče pro pilotované lety.....	43
6	Volba vhodného nástroje pro implementaci metody a popis praktického řešení.....	44
7	Ověření metody výběru na modelovém příkladu.....	46
8	Závěr .....	50
9	Použitá literatura.....	52
10	Seznam obrázků.....	55
11	Seznam Tabulek .....	56
12	Seznam příloh .....	57

## **Seznam použitých zkratk**

FT – Full Thrust

ATV – Automated Transfer Vehicle

ISS – International Space Station

GNSS – Global Navigation Satellite System

LEO – Low Earth Orbit

GEO – Geostationary Earth Orbit

GTO – Geostationary Transfer Orbit

SSO – Sun Synchronous orbit

ESA – European Space Agency

NASA – National Aeronautics and Space Administration

ČR – Česká republika

HTV – HII-Transfer Vehicle

ILS – International Launch Services

USA – United States of America

ULA – United Launch Alliance

Val – Value

PRC – People's Republic of China

# 1 Úvod

V této práci se budeme zabývat problematikou výběru vhodného nosiče pro vynesení daného nákladu na oběžnou dráhu. Pro účel této práce se zaměříme na rok 2017 a nosiče používané v tomto roce, užitý postup je však v případě potřeby možno rozšířit o další nosiče. Pro lepší pochopení letů do vesmíru si nejdříve uvedeme fyzikální teorii a principy letů do vesmíru.

Dále představíme každou rodinu nosičů. Dále si definujeme důležité parametry každého nosiče. Mezi ty patří nosnost nosičů na různé typy orbitálních drah kolem země, konkrétně nízké, geostacionární a přechodové ke geostacionární. Dalšími parametry jsou startovací váha nosiče, počet stupňů nosiče, užitá paliva a spolehlivost. Pomocí tabulky číselně definujeme hodnoty parametrů pro každý nosič. Nebudeme však posuzovat naprosto všechny nosiče, které byly použity v daném roce, ale pouze jeden zástupný typ pro každou rodinu nosičů. Tento typ bude vybrán na základě četnosti využití a jeho síle. Obecně můžeme říct, že budeme uvažovat nejčastěji používaný nosič se schopností vynášet na oběžnou dráhu přechodovou ke geostacionární.

Úkolem této práce je navrhnout metodu pro výběr vhodného nosiče pro uživatelem zvolený náklad. Ve druhé části práce se tedy budeme věnovat parametrům nákladu, metodě výběru a implementaci této metody, která bude obecně použitelná i na nosiče, které nejsou uvedené v této práci. Pro výběr nosiče byla zvolena metoda, která využívá disciplínu systémové analýzy, konkrétně úlohu o společném rozhraní. Proto je důležité definovat si parametry nosičů i nákladu. Hodnoty parametrů nosičů nalezneme v uvedených zdrojích a budeme je považovat za neměnné. Naopak hodnoty parametrů se liší s každou misí, tyto hodnoty tudíž definuje uživatel, tj. subjekt, který má zájem na vynesení nákladu na jím požadovanou oběžnou dráhu kolem země. V práci nalezneme nejprve teoretický popis úlohy o společném rozhraní, dále popis implementace do problematiky výběru nosiče pro vynesení nákladu. Nakonec popsanou metodu aplikujeme na modelový příklad, který budeme ilustrovat ve vybraném nástroji pro implementaci této metody. V závěru pak shrneme poznatky, které z této práce vyplynou.

## 1.1 Teoretický úvod k letům do vesmíru.

Naprostá většina vesmírných nosičů, které jsou v dnešní době provozovány, využívá raketových motorů. Nejjednodušší forma raketového motoru je komora, obsahující plyn pod tlakem. Malý otvor na jednom konci komory dovoluje plynu uniknout, čímž generuje tah a raketa se díky tomu dává do pohybu. [1] V případě orbitálních nosičů, je plyn generován hořením kapalného nebo pevného paliva. Tento princip je znám již několik tisíc let, první zmínky sahají dokonce 400 př.n.l. Fyzikální vysvětlení toho fenoménu máme k dispozici až od 17. století n.l. Jedná se o tři Newtonovy zákony, zákon setrvačnosti, zákon síly a zákon akce a reakce. Pro úplné pochopení letů do vesmíru je důležité uvést také Newtonův gravitační zákon, který říká, že vzájemné silové působení dvou těles se rovná přímo úměrně jejich součinu a nepřímo úměrně mocnině vzdáleností těchto dvou těles. [2]

Nejprve si rozebereme pohybové zákony a jejich aplikaci pro lety do vesmíru. „Jestliže na těleso nepůsobí žádná vnější síly, nebo je jejich výslednice nulová, pak těleso zůstává v klidu nebo v pohybu rovnoměrně přímočarém.“ [3] Takto zní první Newtonův zákon. Tudíž, pokud chceme vynést náklad na oběžnou dráhu, musí na nosič, který je původně v klidu, působit síla. Toho dosáhneme právě raketovým motorem, jehož zjednodušený princip jsme uvedli v předchozím odstavci. [1] Hoření motorů tudíž překoná gravitační sílu a uvede nosič do pohybu.

Druhý Newtonův zákon je nazýván zákon síly. „Jestliže na těleso působí síla, pak se těleso pohybuje se zrychlením, které je přímo úměrné působící síle a nepřímo úměrné hmotnosti tělesa.“ [3] Tento zákon nám říká, že velikost tahu, tedy síly, kterou daný nosič vyvine, je závislá na objemu paliva, které je spáleno a přeměněno na plyn, a na tom, jakou rychlostí tento plyn uniká z raketového motoru daného nosiče. Obecně můžeme říci, že čím více paliva je spáleno a čím rychleji může uniknout z motoru nosiče, tím větší je tah nosiče a tím větší je i hmotnost nákladu, který je možno vynést na oběžnou dráhu. V této práci nebudeme pracovat s veličinami, které detailněji popisují vlastnosti motorů, ale budeme se soustředit pouze na možnou maximální hmotnost vneseného nákladu.

A konečně třetí Newtonův zákon akce a reakce. „Vzájemné působení dvou těles jsou vždy stejně velká a míří vždy na opačné strany.“ [3] Reakce nosiče, respektive jeho pohyb, je roven opačnému směru tahu motoru daného nosiče.

## 1.2 Definice pojmů

V této kapitole si vysvětlíme nejdůležitější pojmy, které budeme v práci často používat. Tyto pojmy zavádíme pro účely této práce a mohou se někdy v detailech lišit s obecným vnímáním daného slova či slovního spojení. Některé pojmy mají však mezinárodně uznávané definice, proto se budeme těchto definic držet, např. v případě typů orbitálních drah kolem země.

### 1.2.1 Nosič

Jako nosič vnímáme raketově poháněné vozidlo schopné dopravit náklad nebo lidskou posádku na oběžnou dráhu země jakéhokoliv typu, nebo na planetární trajektorie. Takové vozidlo může mít jak kolmý, tak vertikální start a může být poháněno různými typy paliv. V našem případě však budeme uvažovat nosič s kolmým startem, tzn. Nosiče, které startují kolmo k zemi. Nosiče se dají dělit do několika tříd, podle různých kritérií, např. podle velikosti nebo podle výšky doletu. Pro naše účely však není takové dělení potřebné. [4]

### 1.2.2 Rodina nosiče

Máme na mysli soubor různých modifikací jednoho typu nosiče. Většinou se jedná o drobné modifikace, jako například počet přídatných raket nebo různé typy motorů. Může se však také jednat o vývojové rozdíly, jako je tomu v případě rodiny nosiče Long March, kde můžeme najít velké rozdíly mezi různými variantami.

### 1.2.3 Planetární trajektorie

Jedná se o trajektorii družice nebo vozidla mířícího k jiné planetě, než je Země.

### 1.2.4 Nízká oběžná dráha

Tato dráha není výš než 1000 km nad mořem. Její spodní hranici definujeme ve 160 km nad hladinou moře. Pro tuto oběžnou dráhu můžeme používat zkratku LEO. Satelity, které se nachází na této orbitě, musí mít rychlost 7.8 km/s. Takovému satelitu trvá zhruba 90 minut, než obletí zemi. Tato oběžná dráha se využívá hlavně pro dálkové snímání, vojenské účely a pilotované mise, protože nabízí relativně malou vzdálenost od země a krátká doba oběhu poskytuje možnosti častých návštěv. Na této orbitě se nachází například mezinárodní vesmírná stanice ISS.[5]

### 1.2.5 Geostacionární oběžná dráha

Dráha, která se nachází nad rovníkem země ve výšce 35 786 km n.m., při rychlosti družice 3 km/s. Družice umístěné na této orbitě se jeví jako fixní k určitému bodu na zemi, mohou tak pokrývat velkou plochu na kontinentech. Tento fenomén pomáhá redukovat cenu pozemních telekomunikačních stanic, které nemusí umět sledovat družice v pohybu.[5] Tato dráha nese zkratku GEO. Hlavní využití tohoto druhu orbity je právě pro komunikační satelity a satelity určené ke sledování počasí.

### 1.2.6 Oběžná dráha přechodová ke geostacionární

Jedná se eliptickou dráhu určenou k přechodu družic z nižších nadmořských výšek na geostacionární oběžnou dráhu. Jde tak spíše o trajektorii letu družice, která v nevyšším bodě této eliptické dráhy<sup>1</sup> provede korekci pomocí svých motorů a dostane se tak na geostacionární dráhu. Můžeme tvrdit, že eliptická trajektorie se „zakulatí“. GTO je zkratka užívaná právě pro tuto dráhu.[5]

### 1.2.7 Geosynchronní oběžná dráha

Tato oběžná dráha má podobné specifikace jako dráha geostacionární, ale s tím rozdílem, že nemusí ležet přímo nad rovníkem země. Satelity umístěné na této dráze se také jeví stacionární k jednomu bodu, právě proto, že čas jednoho oběhu družice je stejný jako délka jednoho dne, tj. 23 hodin, 56 minut, 4 sekundy. [6] Tato oběžná dráha může mít různé náklony vzhledem k rovníku.

### 1.2.8 Heliosynchronní oběžná dráha

Tato dráha se typicky nachází ve výšce od 600km do 800km. Jedná se o téměř polární orbitu, která je synchronizovaná se sluncem, tzn. satelit umístěný na této oběžné dráze se nachází nad jakýmkoliv bodem na planetě v odpovídající místní solární čas. [7] Oběžná doba družice umístěné na takové dráze je 90 minut. [8]

### 1.2.9 Perigeum a apogeum

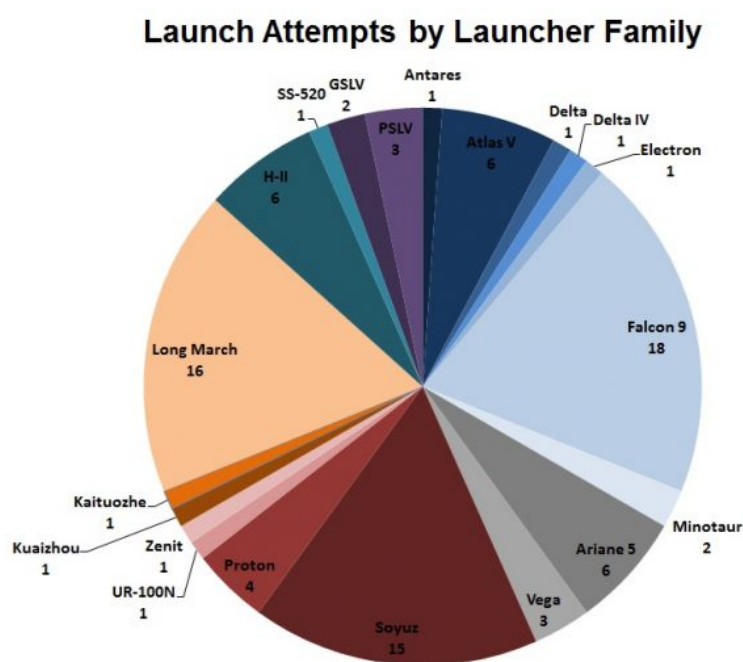
Oběžné dráhy kolem země se v teorii mohou jevit jako kružnice, v praxi tomu tak ale není. Jedná se spíše o lehce eliptické dráhy. Každá družice má tedy své apogeum a perigeum. Apogeum je bod, který je v největší vzdálenosti od země, naopak perigeum je k zemi nejbližší.

---

<sup>1</sup> 36000 km

### 1.3 Vymezení problému

V rámci této práce budeme uvažovat pouze nosiče použité v roce 2017. Zároveň nebudeme uvažovat nosiče, které měly v daném roce méně než dva starty. Budeme totiž předpokládat, že více používané nosiče mají větší okruh využití a proto je lepší pravděpodobnost, že dojde ke shodě s uvažovaným nákladem. Tyto nosiče nejsou pro naše účely směrodatné, budeme se věnovat pouze více užívaným nosičům. Tato práce se bude věnovat principům výběru nosiče. Z důvodu velké komplexnosti problému přípravy misí a výběru nosiče pro různé náklady nebudeme v této práci uvažovat všechny možnosti a parametry, které jsou za potřebí pro naplánování vesmírné mise. Co se týče výběru nosiče, některé parametry nebudou uvažovány ve všech detailech, neboť uvažování naprosto všech parametrů výběru přesahuje rozsah bakalářské práce. Pro ilustraci uvedeme graf počtu startů rodin nosičů, které startovali v roce 2017, včetně nosičů, kterým se primárně nebudeme věnovat.



Obrázek 1. Počet startů jednotlivých rodin v roce 2017 [9]



## 2 Přehled současných nosičů

V této kapitole najdeme všechny použité nosiče v roce 2017, seřazené sestupně podle počtu startů. „V roce 2017 bylo provedeno 90 pokusů o start, které má na svědomí sedm zemí a kosmodromy v osmi rozdílných zemích. Tento rok byl druhý neúspěšnější v počtu startů v tomto století.“ [10] Nebudeme se však věnovat jednotlivým startům, ale rozebereme si jednotlivé rodiny nosičů a uvedeme, jaké jsou rozdíly v typech nosičů dané rodiny. U jednotlivých rodin bude určen jeden nosič, kterým se budeme v rámci této práce zabývat.

### 2.1 Falcon 9

Tento nosič zaznamenal v roce 2017 celkem 18 úspěšných startů. Falcon 9, nosič americké výroby, konkrétně se jedná o produkt firmy Space X, využívá revoluční technologie. Jedná se o opětovné použití prvního stupně, tzv. booster. Tato technologie byla využita v roce 2017 celkem pětkrát z 18[9] úspěšných startů. Všechny starty tohoto nosiče byly v daném roce úspěšné. Falcon 9 existuje v několika různých modifikacích, konkrétně Falcon 9 FT, Heavy, v1.0 a v1.1. Verze FT, v1.0 a v1.1 jsou velmi podobné. Verze Heavy byla v roce 2017 stále ještě ve vývoji, ve skutečnosti k prvnímu startu této nejvýkonnější verze došlo až v roce 2018.

Ve zbylých třech případech se jedná o dvoustupňový nosič, schopný vynášet náklad na nižší oběžnou dráhu země a na dráhu přechodovou ke geostacionární.[11] Verze v1.1 je přímým nástupce verze v1.0 a je schopna vynést o 60 % těžší náklad[12]. Co se týče verze FT, jedná se o nejvýkonnější verzi tohoto nosiče, použitou v uvažovaném roce. Změna v hmotnosti vneseného nákladu však není tak zásadní jako v předchozím případě. „Cílem tohoto posledního evolučního kroku Falconu 9 je využít maximální možný výkon nosiče a jeho motorů tak, aby byl schopen vynášet těžké satelity na oběžnou dráhu přechodovou ke geostacionární a zároveň si zachoval dostatek paliva pro návrat na zem pro opětovné použití prvního stupně, které velmi zredukuje cenu budoucích misí.“[12] Pro účely této práce budeme pracovat s verzí FT.

## 2.2 Long March

Šestnáct startů v roce 2017 můžeme připočíst rodině nosiče Long March . V těchto startech se objevilo osm různých variant tohoto nosiče, konkrétně 2C, 2D, 3B, 4B, 4C, 5, 6, 7. V daném roce byly z 16 startů rodiny tohoto nosiče dva neúspěšné. Pro účely této práce budeme uvažovat verzi Long March 3B, protože je to jeden z nosičů s největším výkonem a zároveň byl nejvíce používán v roce 2017. Tento nosič je konstruován pro vynášení nákladu a astronautů na dráhu přechodovou ke geostacionární. Nosič má první stupeň i přídavné rakety, poháněné pomocí kapalného paliva, které je pak využíváno i v dalších dvou stupních, s tím rozdílem, že v posledním, třetím stupni, je využit kapalný vodík a kyslík, na rozdíl od prvních dvou stupňů, které využívají chemického kapalného paliva bez nutnosti stlačení. Nosič je tak uzpůsoben i pro vědecké mise na měsíc.[13]

V roce 2017 proběhlo celkem pět startů tohoto konkrétního typu nosiče, z toho jeden byl částečně neúspěšný.[14] Konkrétně měla tato chyba za následek nevynesení satelitu na požadovanou oběžnou dráhu. Long March 3B startuje z čínského kosmodromu Xichang, který najdeme v čínské provincii Sichuan. V případě této rodiny jsou rozdíly v typech nosičů mnohem větší, nejedná se vždy pouze o menší modifikace. Například nosič s označením Long March 2D je nosič menších rozměrů, schopný vynášení nákladu relativně malé hmotnosti na LEO. Naopak Long March 5 je schopen letu i na GTO, a to s poměrně větší hmotností nákladu. Long March 6 je zase více příbuzný verzi 2D, tzn. jedná se o menší nosič s malou kapacitou. [13]

## 2.3 Soyuz

Nosiče rodiny Soyuz mají za sebou 15 startů v daném roce, z toho jeden byl neúspěšný. Došlo k chybě ve vyšším stupni rakety a ten se i s nákladem vrátil zpátky na zem, některé vynášené satelity však byly vážně poškozeny [9]. Soyuz startoval v pěti různých variantách, konkrétně 2-1A, 2-1B, 2-1v, FG, U. Pro účely této práce budeme pracovat s modelem FG, protože je jeden z nejpoužívanějších v daném roce, a protože je také certifikován pro lety s posádkou.[15] „Soyuz FG byl uveden v roce 2001 a je založen na Soyuz U nosiči, který byl modifikován, aby mohl poskytnout výkon a bezpečí, potřebné pro pilotované lety.“[15] Jedná se o třístupňový nosič, který v prvním stupni, kromě hlavní části, využívá ještě čtyři postranní přídavné rakety, poháněné kapalným palivem, stejně jako ostatní stupně. Typické místo startu pro tento nosič je kosmodrom v ruském Baikonuru, starty jsou však možné i z Francouzské Guayny. [16]

## 2.4 Ariane V

Jedná se o nosič používaný pro vynášení nákladu na nízkou oběžnou dráhu a na dráhu přechodovou ke geostacionární. Je používán už od roku 1996 a od té doby zvládl 69 startů, dva z toho byly neúspěšné. [17] V roce 2017 tento nosič zaznamenal celkem 6 startů ve dvou jeho různých modifikacích, které nejsou zásadně odlišné. Všechny starty v daném roce se obešly bez potíží.[17] Tento nosič využívá tekuté palivo pro jeho první stupeň, spolu se dvěma postranními raketami na tuhé palivo. Tuhé palivo je využíváno i ve druhém stupni nosiče. Ariane V vynáší zpravidla ATV k ISS, větší satelity a také některé satelity nového GNSS Galileo, které pojme 4 při jednom startu. [13] Nosič startuje z evropského vesmírného centra ve Francouzské Guyaně. Mezi důležité náklady vynesené tímto nosičem patří například Herschelova vesmírná observatoř. [17]

## 2.5 Atlas V

Celkem 6 bezproblémových startů v roce 2017 bylo vykonáno tímto nosičem.[9] Od roku 2002, co je nosič v provozu, byl zaznamenán pouze jeden chybný start. Přesto byla tato mise vyhodnocena jako úspěšná. Atlas V využívá, stejně jako Ariane V, první stupeň poháněný kapalným palivem. K prvnímu stupni jde připevnit až 5 raket na tuhé palivo, ke zvýšení výkonu nosiče. Existuje celá řada modifikací toho nosiče, v roce 2017 byly použity konkrétně tyto: 401, 421, 541. Verze se liší v počtu raket na tuhé palivo a v rozměrech vynášeného nákladu. Pro účely této práce budeme pracovat s verzí 541.

## 2.6 H-IIA

Nosič japonské výroby je používán ve dvou verzích, 202 a 204. Tyto verze se od sebe liší pouze počtem pomocných raket, verze 204 využívá čtyři, verze 202 využívá pouze dva.[13] Obě dvě verze využívají přídatné rakety na tuhé palivo. První stupeň nosiče je poháněn kapalným palivem, stejně jako druhý stupeň. Pro účely této práce budeme uvažovat verzi 202, nejpoužívanější verzi v roce 2017 z této rodiny nosičů. Verze 202 je schopna vynášet satelity na orbitu přechodovou ke geostacionární, stejně jako je schopna vysílat vybavení na planetární trajektorie.[18] Nosič je vyráběn společností Mitsubishi Heavy Industries. První vzlet tohoto nosiče proběhl v roce 2001. Do roku 2017 prodělal tento nosič více jak 40 startů, z toho pouze jeden neúspěšný (všechny starty v roce 2017 proběhly úspěšně).

## 2.7 Proton

U tohoto nosiče byly zaznamenány celkem 4 starty. Ve všech čtyřech případech byla použita verze Proton M/Briz – M . Tyto nosiče byly vyvinuty z předimenzovaných interkontinentálních balistických raket. Původně byla rodina nosiče typu proton pouze dvoustupňová, pokročilý typ M již primárně disponuje třemi stupni, je však možnost přidání stupně čtvrtého, Briz – M, který umožňuje vynášení nákladu i přímo na geosynchronní oběžnou dráhu .[19] Obecně je nosič určen pro dopravu těch nejtěžších nákladů na různé orbity, včetně přechodové ke stacionární již výše zmíněné orbity. V roce 2017 nosiče typu Proton prodělaly 4 starty, všechny z nich proběhly bez problémů, přestože právě tento nosič měl od roku 2006 alespoň jeden nepovedený start ročně. Rodina nosiče Proton má za sebou více jak 400 startů, při kterých byly na orbitu vyneseny, mimo jiné, ruské kosmické stanice Salyut a Mir. Proton M je v provozu od roku 2001 a má za sebou, mimo jiné, dopravu dvou modulů ISS, konkrétně modulů Zarya a Zvezda.[13] Nosič startuje primárně z Bajkonurského kosmodromu. V případě oficiálních vládních misí je nosič operován vládou Ruské Federace, je ale dostupný i pro komerční mise. V takovém případě je operován rusko-americkou společností ILS.

## 2.8 PSLV

PSLV, neboli Polar Stelite Lauch Vehicle, je nosič indické výroby, který odstartoval v roce 2017 celkem 3x, z toho jeden start skončil neúspěšně.[9] PSLV je schopen vynášet náklad na různé typy orbit, například LEO a GTO, a skládá se z prvního stupně, poháněného kapalným palivem, ke kterému se dá přidat šest pomocných raket na tuhé palivo. Tyto pomocné rakety mohou být dvou velikostí, záleží na hmotnosti dopravovaného nákladu.[13] Nosič byl poprvé použit v roce 1993. Nosič může létat ve třech konfiguracích, záleží na požadavcích mise. Jedná se o PSLV – Core Alone, Regular a XL. Verze Core Alone nevyužívá pomocných přídatných raket. Tato verze využívá primárně svého prvního stupně. Ten je poháněn tuhým palivem a je tak jedním z největších raket využívajících tohoto pohonu. Verze Regular a XL mají k dispozici přídatné postranní rakety, umožňující vynášení nákladu o větší hmotnosti. Tyto rakety jsou taktéž poháněny tuhým palivem. Čtyři z nich jsou zažehnuty na zemi při startu, zbylé dva až za letu nosiče. Hlavní rozdíl mezi verzemi Regular a XL je prodloužení právě těchto přídatných ve verzi XL. Tato modifikace umožňuje přidání většího množství paliva a tím prodlužuje dobu hoření rakety, což vede k možnosti vynášení ještě těžšího nákladu než v případě verze Regular. Pro účely této práce budeme pracovat s verzí XL, neboť je to verze schopná vynést nejtěžší náklad a zároveň také jediná verze, která byla v roce 2017 využita.

## 2.9 Vega

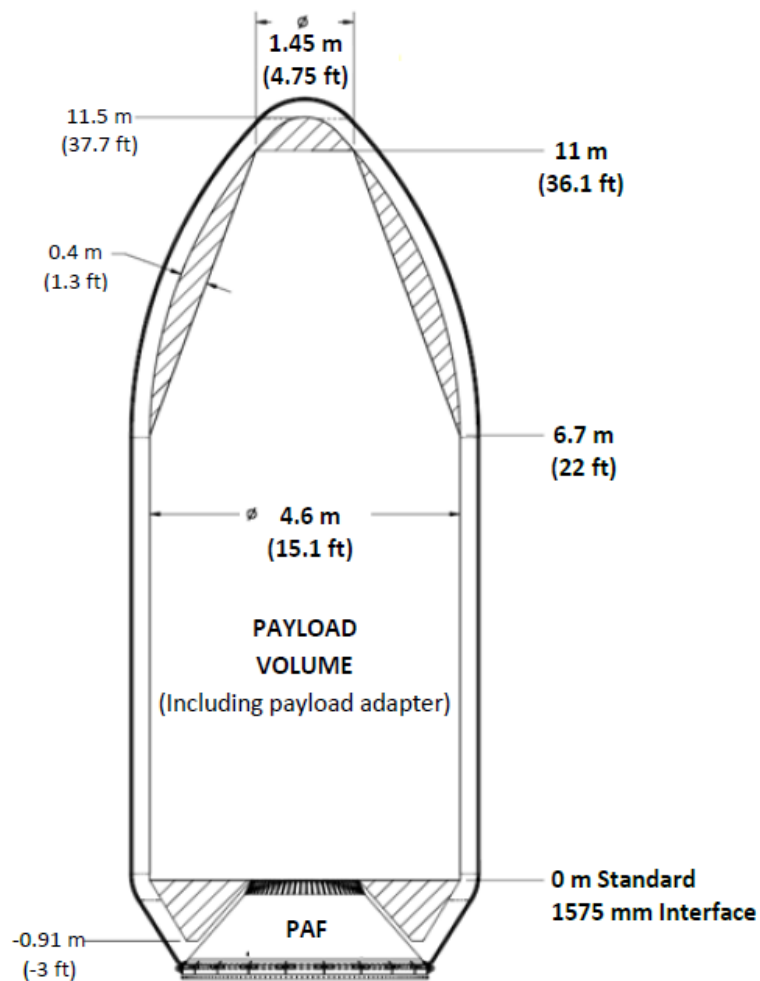
Tento nosič evropské výroby je konstruován pro vynášení lehkých satelitů na nízkou oběžnou dráhu. Nemá kapacitu pro vysílání nákladu na vyšší orbity, např. GTO nebo GOE. Vega prodělala svůj první let v roce 2012, po 13 letech vývoje a testování. Nosič se skládá ze čtyř stupňů, tři stupně jsou poháněny pevným palivem, čtvrtý stupeň, který nemusí být nutně součástí nosiče, využívá paliva kapalného. V tomto případě nejsou použity žádné boční přídavné rakety. Čtvrtý stupeň je určen hlavně pro přesné uvedení satelitu na požadovanou orbitu.[20] Kvůli možnosti létat pouze na nízkou oběžnou dráhu je Vega ideální pro vynášení pozorovacích satelitů. Zároveň relativně nízká cena umožňuje zákazníkům vysílat náklady menší hmotnosti při nepříliš vysokých finančních nákladech. Jediné místo startu toho nosiče je Kourou, které nalezneme ve francouzské Guyaně.

### 3 Parametry nosičů

Tato kapitola obsahuje relevantní parametry výše uvedených nosičů a definice těchto parametrů. První budou definovány parametry, údaje o daných nosičích najdeme v tabulce u příslušného parametru. Některé parametry nosiče jsou k dohledání v obecných uživatelských manuálech pro daný nosič. Uživatelský manuál je publikace, vydaná provozovatelem nosiče, určená pro lepší informovanost uživatele o všech parametrech nosiče a také o všech povinnostech obou stran, vzhledem k přípravě celé mise. Bohužel tyto manuály nejsou veřejně dostupné pro všechny nosiče, jako je tomu v případě nosiče Japonské výroby H-IIA 202 a indického nosič PSLV. Pro tyto nosiče nejsou některé číselné hodnoty pro určité parametry k dispozici.

#### 3.1 Rozměry nákladu

Jedná se o velikost nákladu, který je daný nosič schopný vynést. Některé nosiče však mají více variací nákladového prostoru, proto budeme uvažovat vždy ten největší nákladový prostor, který je schopný daný nosič schopen nabídnout. V naprosté většině případů je nákladový prostor tvaru kuželového válce, vzhledem k jeho aerodynamickým vlastnostem a jeho umístění na nejvyšším bodě rakety, tj. nad posledním stupněm. Vzhledem k tvaru nákladového prostoru nejsou jeho rozměry konzistentní, ale v kuželové části se průměr kužele postupně snižuje. [21] Pro naše účely budeme uvažovat maximální výšku, pro kterou můžeme plně využít celý průměr válce, což z pravidla bývá největší část nákladového prostoru. Budeme tedy uvádět výšku a průměr nákladového prostoru v centimetrech. Příklad tvaru a rozměrů nákladového prostoru vidíme na obrázku 2. Tabulka 1 obsahuje číselně dané parametry nákladového prostoru pro výše zmíněné nosiče.



Obrázek 2. Přesné rozměry a tvar nákladového prostoru nosiče Falcon 9 [22]

Tabulka 1. Rozměry nákladových prostorů vybraných nosičů

	Maximální rozměry nákladu	
	Výška [cm]	Průměr [cm]
Falcon 9 FT	670	460
Long March 3B	461	365
Soyuz FG	507	380
Ariane V	424,9	448
Atlas V 441	1219,2	457,2
H-IIA 202	580	370
Proton M/Briz M	606,6	381
PSLV XL	N/A	320
Vega	355,9	230,7

[22] [23] [24] [25] [26] [16] [27]

### 3.2 Nosnost nosiče na danou orbitu

Tento parametr definuje maximální hmotnost nákladu, kterou je schopen nosič vynést na danou oběžnou dráhu při jednom svém startu. Pro tuto práci rozlišujeme tři základní oběžné dráhy, na které provozovatelé nosičů udávají nosnost daného nosiče.

1. Nízká oběžná dráha neboli LEO. Na tuto dráhu dosáhne většina nosičů. Hlavní objekt zájmu na této oběžné dráze je mezinárodní vesmírná stanice ISS, která musí být neustále zásobována. Nosnost nosičů na tento typ oběžné dráhy se ve velkém počtu případech pohybuje přes 10000 kg.
2. Oběžná dráha přechodová ke geostacionární, GTO. Eliptická dráha určená k efektivnějšímu umístění družic na geostacionární dráhu. Nosnost na tuto dráhu je o něco menší, neboť se nachází výše než nízká oběžná dráha a je tak zapotřebí více paliva k jejímu dosažení
3. Geostacionární oběžná dráha. Pokud mluvíme o nosnosti na tuto oběžnou dráhu, jedná se o přímý let na tuto dráhu, bez využití dráhy přechodové ke geostacionární. Tento způsob dosažení GEO je však velmi náročný na palivo, a proto ne všechny nosiče jsou toho manévru schopny.

Tabulka 2 obsahuje číselné hodnoty pro každý výše zmíněný nosič. U nosičů, které nejsou schopny letu na některý z uvedených typů oběžných drah je místo číselného parametru uvedeno N/A.,0

**Tabulka 2. Nosnost jednotlivých nosičů na vybrané orbity**

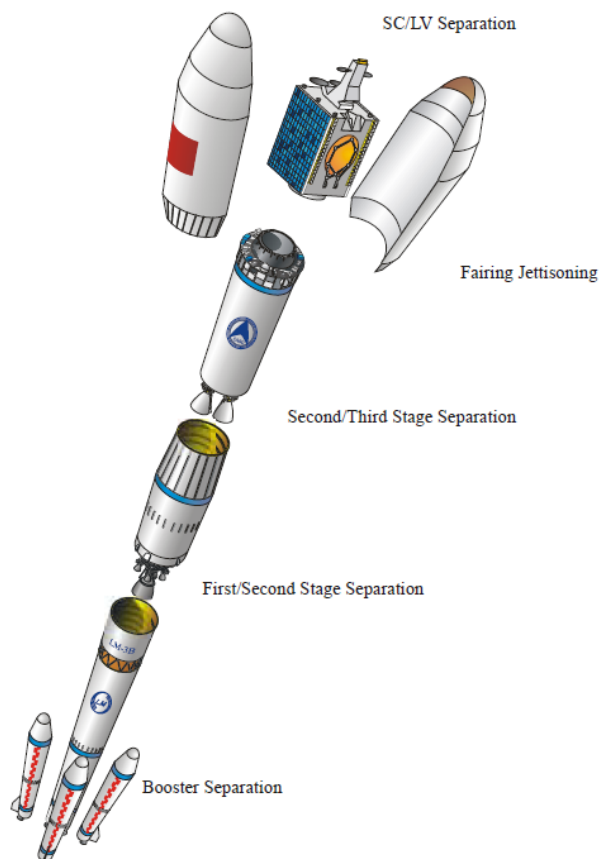
	Nosnost		
	LEO [kg]	GEO [kg]	GTO [kg]
Falcon 9 FT	22 800	N/A	8 300
Long March 3B	12 000	N/A	5 500
Soyuz FG	7 800	N/A	N/A
Ariane V	21 000	N/A	9 500
Atlas V 441	17 443	3 730	8 290
H-IIA 202	11 000	N/A	4 100
Proton M/Briz M	22 000	N/A	6 000
PSLV XL	3 250	N/A	1 425
Vega	1 500	N/A	N/A

[13]



### 3.3 Počet stupňů

Jedná se o počet stupňů nosiče, které se během letu separují, tzn. jsou odhozeny od zbytku nosiče, který pokračuje dál v letu na danou oběžnou dráhu. U některých typů nosičů se nižší stupně mohou vrátit zpátky na zem k opětovnému použití. Zároveň některé nosiče mají jiný počet stupňů v jiných variantách, většinou se jedná o možné přidání čtvrtého stupně. Tento parametr je pro plánování potenciální mise důležitý hned z několika důvodů. Při separaci stupňů vznikají vibrace. Tento princip umožňuje snížení váhy nosiče během letu a tím pádem nižší spotřebu paliva pro vyšší stupně nosiče. Obecně platí, že čím vyšší stupeň nosiče, tím jsou jeho rozměry a hmotnost nižší. Další výhodou tohoto principu je využití různých typů motorů. Motory využívané v nižších stupních jsou konstruovány pro lety v atmosféře. Motory pro vyšší stupně nosičů jsou naopak více vhodné pro provoz v podmínkách blízkých vakua. Princip „stupňování“ nosiče má však i své nevýhody. Při separaci stupně se vyskytují procesy, u kterých může dojít k selhání. Jedná se např. o neúspěch separace samotné, neschopnost zažehnutí motoru vyššího stupně, nebo dokonce kolize dvou separujících se stupňů nosiče. Další nevýhodou tohoto principu je nutnost vynesení vyšších stupňů, což znamená, že nosič vynáší motory, které nepřispívají v daný okamžik k pohánění nosiče.[28] Na obrázku 1 vidíme podrobně složení nosiče Long March 3B z jednotlivých stupňů. Tabulka 1 udává počet stupňů a také počet přidavných raket, které můžeme částečně považovat také za další stupeň nosiče.



**Obrázek 3. Jednotlivé stupně nosiče Long March 3B [25]**

**Tabulka 3. Počty stupňů jednotlivých nosičů a počet přidavných raket**

	Počet stupňů	Počet přidavných raket
Falcon 9 FT	2	0
Long March 3B	3	4
Soyuz FG	3	4
Ariane V	2	2
Atlas V 441	3	4
H-IIA 202	2	2
Proton M/Briz M	4	0
PSLV XL	4	6
Vega	4	0

[13]

### 3.4 Spolehlivost nosiče

Spolehlivost budeme čerpat ze zdroje The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2017. Tento parametr se nevztahuje pouze k roku 2017, ale ke všem letům, které byly provedeny do roku 2016 včetně, a to z důvodu přesnosti toho parametru. Konkrétně se jedná o poměr úspěšných letů k neúspěšným a parametr je udáván v procentech. Tabulka 4 obsahuje konkrétní hodnoty spolehlivosti vyšetřovaných nosičů.

**Tabulka 4. Spolehlivost jednotlivých nosičů**

	Spolehlivost [%]
Falcon 9 FT	97
Long March 3B	97
Soyuz FG	100
Ariane V	98
Atlas V 441	100
H-IIA 202	97
Proton M/Briz M	91
PSLV XL	97
Vega	100

[13]

### 3.5 Vibrace nosiče za letu

Tento parametr je zvláště důležitý při přepravě citlivého vědeckého vybavení a také při přepravě lidské posádky. Vibrací se však při letu nachází celá řada a mění se během letu. Tento fenomén závisí na velkém množství okolností např. na fázi letu, rychlosti letu, tvaru špičky nosiče atd. Nejsignifikantnějšími typy vibrací jsou sinusové vibrace, akustické vibrace (generované typicky motorem nosiče a aerodynamickým buzením) a šokové vibrace vznikající při separaci jednotlivých stupňů nosiče nebo odhození ochrany vynášeného nákladu. Parametr vibrací budeme udávat v Hertzích. Sinusové vibrace se typicky objeví v rozmezí od 1-100 Hz, akustické vibrace cca od 100-1000 Hz a šokové vibrace 100-10000 Hz. V této práci budeme pracovat pouze se šokovými vibracemi, které mohou dosahovat nejvyšších hodnot z výše uvedených vibrací a mají teoreticky největší potenciál poškodit náklad. Tabulka 5 obsahuje číselné hodnoty tohoto parametru.

**Tabulka 5. Hodnoty šokových vibrací pro vybrané nosiče**

	Maximální šokové vibrace [Hz]
Falcon 9 FT	10 000
Long March 3B	4 000
Soyuz FG	10 000
Ariane V	10 000
Atlas V 441	10 000
H-IIA 202	N/A
Proton M/Briz M	10 000
PSLV XL	N/A
Vega	10 000

[22] [23] [24] [25] [26] [16] [27]

### 3.6 Cena

Uvažujeme cenu jednoho startu nosiče na požadovanou oběžnou dráhu. Ceny se samozřejmě liší s potřebnou výškou vynesení nákladu. Obecně platí, že čím výše náklad vynášíme, tím dražší bude start nosiče. Cena ovšem závisí i na hmotnosti vynášeného nákladu. Jedním z důležitých faktorů, který rapidně zvedá cenu nosiče, je jeho schopnost vynášet lidskou posádku. K pilotovaným letům se váže celá řada bezpečnostních kritérií, které musí nosič splňovat, a to má na cenu startu velký vliv. Pro naše účely nebudeme pracovat s různými cenovými kategoriemi. Tento parametr budeme taktéž čerpat ze zdroje The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2017. U některých nosičů je udáváno cenové rozpětí, v takovém případě budeme uvažovat nejvyšší možnou cenu. Tabulka 6 obsahuje ceny jednotlivých nosičů v milionech dolarů.

**Tabulka 6. Cena startu jednotlivých nosičů**

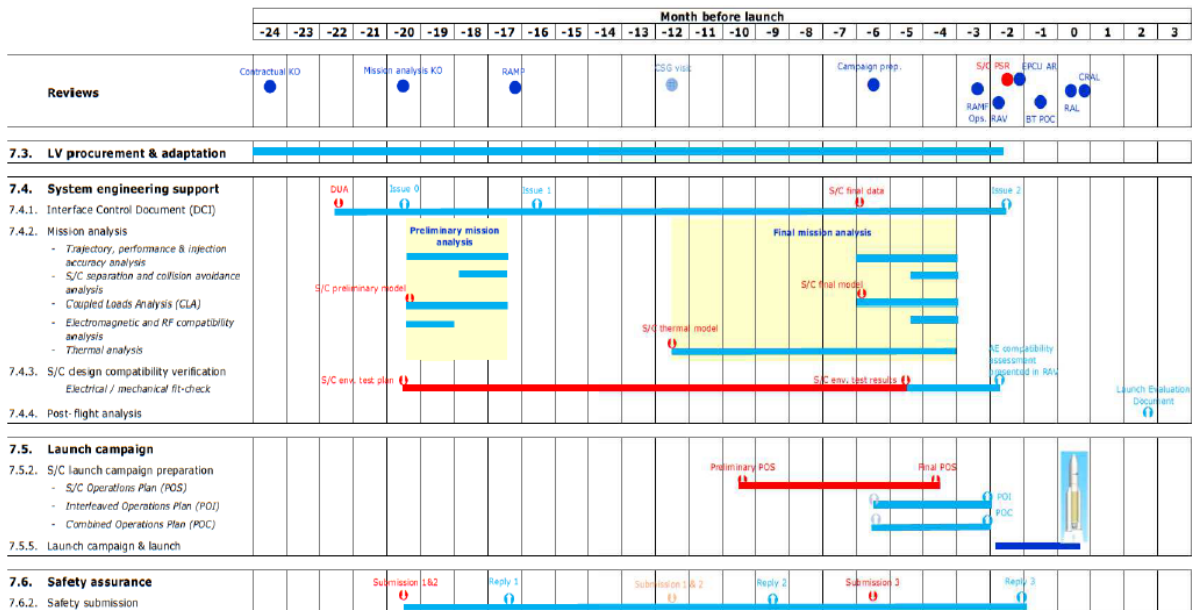
	Cena [mil\$]
Falcon 9 FT	62,0
Long March 3B	70,0
Soyuz FG	213,0
Ariane V	178,0
Atlas V 441	179,0
H-IIA 202	112,5
Proton M/Briz M	65,0
PSLV XL	31,0
Vega	37,0

[13]

### 3.7 Čas

Uvažujeme čas nutný k přípravě startu nosiče. Ten zahrnuje všechny potřebné přípravy od podepsání kontraktu o využití nosiče až po jeho samotný start. Mezi nezbytné procesy, které během této doby probíhají, patří například příprava nákladového prostoru, transport nosiče z hangáru na místo startu, tankování nosiče, ale také samotná výroba potřebných součástí nosiče a jejich kompletní integrace do celku nosiče. Tento parametr se může lišit podmínkami, které vyžaduje náklad. Například některé náklady vyžadují speciální teplotu nebo speciální úroveň čistoty nákladního prostoru. Tento parametr je uváděn provozovatelem nosiče v uživatelském manuálu, ty ale nejsou bohužel dostupné pro všechny nosiče, proto se hodnota tohoto parametru nemusí objevit u všech uvedených nosičů. Typicky se tento parametr udává pomocí časové osy celé mise, která začíná podepsáním kontraktu a končí vydáním zprávy o startu, či jiného dokumentu, který shrnuje celé provedení mise. Takový dokument je vydáván cca dva měsíce po samotném startu nosiče. Tuto část mise ale do času přípravy nezahrnujeme. Obrázek 4 znázorňuje podrobnou integraci celé mise. Tabulka 7 obsahuje číselné hodnoty pro tento parametr.

Obrázek 4. Časový průběh celé mise nosiče Ariane V [23]



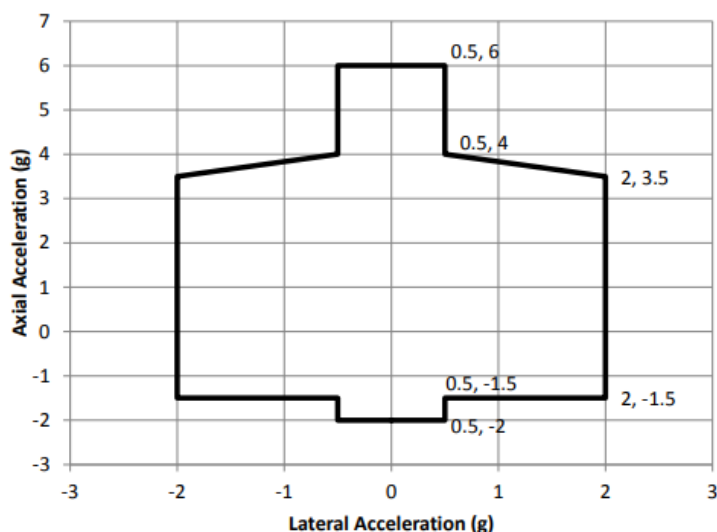
**Tabulka 7. Časy přípravy mise pro jednotlivé nosiče**

	Čas [měsíce]
Falcon 9 FT	24
Long March 3B	24
Soyuz FG	26
Ariane V	24
Atlas V 441	24
H-IIA 202	N/A
Proton M/Briz M	24
PSLV XL	N/A
Vega	24

[22] [23] [24] [25] [26] [16] [27]

### 3.8 Maximální zrychlení za letu

Při startu nosiče dochází zrychlením nosiče na požadovanou rychlost ke zrychlení. Tato veličina samozřejmě působí na vynášený náklad a může tak dojít k nechtěnému poškození nákladu. Tento údaj se udává ve dvou parametrech, konkrétně vertikální a horizontální zrychlení. Tyto dva parametry se běžně udávají grafem a dají se nalézt v uživatelském manuálu pro daný nosič. Bohužel, ne všichni provozovatelé nosičů tento manuál uveřejňují, a tak u některých výše zmíněných nosičů tento parametr nenalezneme. Pro lepší představu o udávání těchto parametrů uvedeme graf z manuálu pro nosič Falcon 9. V grafu jsou vidět maximální hodnoty, které působí na „standardní“ hmotnost nákladu, tj. hmotnost nákladu mezi 4000 kg a 20 000 kg. [22] Parametr je typicky udáván v násobcích gravitačního zrychlení země, které je vyčísleno na  $9,80665 \text{ m/s}^2$ . [29]



### Obrázek 5. Graf zrychlení pro nosič Falcon 9 [22]

U toho parametru budeme vždy uvažovat nejvyšší zrychlení, které bude v podobném grafu uvedeno. U některých nosičů je maximální zrychlení uvedeno rovnou v tabulce a není tedy potřeba čtení z grafu. Tabulka 8 obsahuje číselné hodnoty pro tento parametr.

**Tabulka 8. Maximální zrychlení za letu nosiče**

	Max G	
	horizontální	Vertikální
Falcon 9 FT	2,00	6,00
Long March 3B	N/A	5,30
Soyuz FG	1,80	5,00
Ariane V	0,25	4,55
Atlas V 441	2,00	6,00
H-IIA 202	N/A	N/A
Proton M/Briz M	1,70	5,10
PSLV XL	N/A	N/A
Vega	0,90	6,90

[22] [23] [24] [25] [26] [16] [27]

### 3.9 Možná místa startu a náročnost přepravy

Důležitým parametrem při výběru nosiče je také vzdálenost místa konstrukce vynášeného nákladu od místa vzletu nosiče. Tento parametr se zásadně odrazí na výsledné ceně a náročnosti provedení celé mise. Čím je vzdálenost od místa konstrukce nákladu větší, tím rostou náklady na dopravu a také riziko poškození nákladu při přepravě, zvláště u citlivého vědeckého vybavení. Pro naše účely budeme uvažovat jako fiktivní místo konstrukce Prahu, ale metoda může být uplatněna i v jiných případech. Vzdálenost budeme uvažovat přímou, tzn. přímou spojnicí místa konstrukce a místa startu nosiče. O transportu nákladu na místo startu nosič by se však dala napsat samostatná práce, a proto nám tento údaj pro naše účely postačí. Náklady na přepravu, a vzniklá rizika s ní spojená, uvažovat nebudeme. Pokud má nosič víc možných míst startu, budeme uvažovat to, které je nejbližší našemu výchozímu bodu, případně to místo, odkud probíhají starty na LEO a GTO. Některá místa startů jsou totiž vhodnější spíše pro orbity s vysokým úhlem vzhledem k rovníku, jako například polární oběžné dráhy, nebo SSO. Tabulka 9 obsahuje Seznam kosmodromů, které pro vybrané nosiče uvažujeme, a jejich přímou vzdálenost od budovy Fakulty dopravní v Konviktské ulici.

**Tabulka 9. Seznam kosmodromů a jejich přímá vzdálenost od budovy Fakulty Dopravní**

	Vzdálenost z ČR [km]	Kosmodrom
Falcon 9 FT	7 950	USA, Cape Caneveral
Long March 3B	7 479	PRC, Xichang Space Center
Soyuz FG	3 571	Kazachstán, Baikonur
Ariane V	7 947	French Guina, Kourou
Atlas V 441	7 946	USA, Cape Caneveral
H-IIA 202	9 108	Japonsko, Tanegashima Space Center
Proton M/Briz M	3 571	Kazachstán, Baikonur
PSLV XL	7 124	Indie, Satish Dhawan Space Centre
Vega	7 947	French Guina, Kourou

[22] [23] [24] [25] [26] [16] [27] [30] [31]

### 3.10 Odchylka od požadované výšky oběžné dráhy

Provozovatelé nosičů uvádí v manuálech nosiče, s jakou přesností jsou schopni umístit náklad na danou orbitu. V praxi to znamená, že vynášený náklad bude umístěn např. do výšky  $\pm 10$  km na perigeu a apogeum. Tento parametr je udáván s tzv.  $3\sigma$  přesností. Jedná se o statistické vyjádření počtu chyb na jeden milion opakování. V případě  $3\sigma$  mluvíme o 66 800 chyb na jeden milion opakování, tedy 93,3 % přesnosti. [32] Udaná chyba určuje maximální výchylku ve zbylých procentech případů. Tento parametr budeme uvažovat pouze v případě, bude-li vynášený náklad dopravován na GTO. Údaje k tomuto parametru jsou dobře dostupné, v případě ostatních oběžných drah tento parametr nebylo možné dohledat.

**Tabulka 10. Údaje o chybě zavedení na oběžnou dráhu**

	Přesnost zavedení na GTO $\pm 3\sigma$	
	Perigeum [km]	Apogeum [km]
Falcon 9 FT	10	500
Long March 3B	10	N/A
Soyuz FG	20	120
Ariane V	1,3	80
Atlas V 441	4,6	168
H-IIA 202	N/A	N/A
Proton M/Briz M	360	150
PSLV XL	N/A	N/A
Vega	N/A	N/A

[22] [23] [24] [25] [26] [16] [27]



### 3.11 Možnost pilotovaných letů

Ne všechny nosiče jsou certifikovány pro lety s lidskou posádkou. Ve skutečnosti jediný nosič, který byl v roce 2017 použit pro pilotované lety na mezinárodní vesmírnou stanici ISS, byl nosič rodiny Soyuz. Mise na ISS jsou v současné době jediné pilotované mise do vesmíru. Tabulka 11 udává, které nosiče je možné využít pro pilotované lety.

**Tabulka 11. Přehled nosičů umožňující pilotované lety**

	Možnost pilotovaného letu
Falcon 9 FT	Ne
Long March 3B	Ne
Soyuz FG	Ano
Ariane V	Ne
Atlas V 441	Ne
H-IIA 202	Ne
Proton M/Briz M	Ne
PSLV XL	Ne
Vega	Ne

[33]

## 4 Parametry nákladu

Hlavní dva parametry nákladu vynášeného na oběžnou je přítomnost či nepřítomnost lidské posádky na palubě. Nosiče pro pilotované lety vyžadují celou řadu bezpečnostních protokolů, a proto jsou mnohem nákladnější a náročnější na přípravu.

### 4.1 Pilotované lety

Pilotované lety jsou v současné době ve většině provozovány třemi vesmírnými agenturami, které spolu navzájem spolupracují. Jedná se o ESA, NASA a Roscosmos. Nejdůležitější pilotované lety do vesmíru se totiž provozují hlavně mezinárodní vesmírnou stanicí ISS. V roce 2017 proběhlo i několik letů společnosti Virgin Galactic, jednalo se však pouze o nepoháněné „kluzákové lety“, nebudeme je tedy pro naše účely uvažovat. Pro lety ke stanici ISS byly v roce 2017 použity výhradně moduly ruské výroby Soyuz MS, který spolehlivě dopravuje posádku na mezinárodní vesmírnou stanici již několik let.[33] Těchto letů je teoreticky schopen i modul americké výroby, konkrétně Dragon, nebyl však v uvažovaném roce použit k žádnému pilotovanému letu na ISS, protože toto vozidlo je stále ještě ve vývoji. [34]

### 4.2 Lety bez posádky

Tyto lety se prakticky dělí na dvě kategorie. Jedná se o zásobovací lety na ISS a o dopravu družic na oběžnou dráhu a také o testovací lety, které pro naše účely nebudeme uvažovat.<sup>2</sup>

#### 4.2.1 Zásobovací lety na ISS

Podobně jako u pilotovaných letů, i zde se k dopravě zásob na mezinárodní vesmírnou stanici používá několik modulů, které jsou schopny se připojit ke stanici a kde může být uskladněn i drobný materiál. V modulech může být zachován atmosférický tlak a teplota poměrně jednodušeji než v klasickém nákladovém prostoru nosiče. Tyto moduly jsou následně schopny návratu na zem a mohou tak dopravit nepotřebný materiál nebo vybavení zpět.

---

<sup>2</sup> Např. testovací lety Boeingu Dreamchaser

Další výhodou těchto modulů je možnost jejich opětovného využití. Většina těchto vozidel je bezpilotních, kromě těch zmíněných výše, které jsou schopné i pilotovaných letů. Takové moduly jsou v tomto případě použity v bezpilotní úpravě. Konkrétně v roce 2017 byly použity následující: Dragon, Progress, HTV, Cyngus, Proton.[35] Těmto letům se ale primárně nebudeme věnovat. Tato práce se bude soustředit spíše na další odvětví transportu na oběžnou dráhu a tou je vynášení družic.

#### **4.2.2 Vynášení družic na oběžnou dráhu.**

Pro vynášení družic nejsou využívány moduly, jako pro dopravu posádky a materiálu, ale spíše nákladové prostory. Náklad je chráněn „nosem“ rakety proti aerodynamickým silám při startu. Tato ochrana je v požadovanou chvíli odhozena do vesmíru a ve většině případů shoří v atmosféře.[21] V tomto případě uvažujeme družice větších rozměrů, které je potřeba dopravovat samostatně a nebo části vesmírných stanic. Neuvažujeme tzv. cube satelity<sup>3</sup>, protože ty se vzhledem k jejich velikosti dají vynášet mnohem jednodušeji než rozměrné náklady, například jako jejich součást.

### **4.3 Konkrétní parametry nákladu pro výběr vhodného nosiče**

Zde si stanovíme hlavní parametry, které bude uživatel posuzovat při výběru konkrétního nosiče. Některé korespondují s parametry nosičů, a proto je nebudeme znovu detailně definovat. V této kapitole se na parametry díváme z pohledu uživatele, který potřebuje dopravit náklad na oběžnou druhou země. To znamená, že se parametry liší u každé mise a nebudeme si je tedy přesně číselně definovat pro různé druhy nákladů, tzn. na rozdíl od nosičů, nebudeme vyjmenovávat jednotlivé typy nákladů konkrétně. Číselné hodnoty jednotlivých parametrů nákladu dodává sám uživatel. V následující kapitole si však vybereme jeden konkrétní náklad a využijeme na něj stanovenou metodu výběru nosiče.

#### **4.3.1 Rozměry**

Tento parametr definuje rozměry nákladu, který je potřeba dopravit na danou orbitu. Rozměry musí být logicky menší nebo rovné rozměrům, které je možné vynášet, tzn. velikosti nákladového prostoru daného nosiče.

---

<sup>3</sup> Malý satelit tvaru krychle. Takovéto satelity se běžně přidávají do větších nákladů nebo je možno je vypustit z ISS.

#### **4.3.2 Hmotnost**

Jedná se o hmotnost vynášeného nákladu. Metoda bude vybírat nosiče, které zvládnou vynést náklad dané hmotnosti. Tato hmotnost je definována uživatelem.

#### **4.3.3 Potřebná výška vynesení nákladu**

Každá mise má jiné požadavky na výšku vynesení. Pro pilotované mise se většinou využívá nízké oběžné dráhy, pro satelitní pokrytí zase geostacionární dráha. Tento parametr velmi závisí na funkci vynášeného nákladu.

#### **4.3.4 Cena**

Uživatelé, kteří mají zájem vynášet náklad na orbitální dráhu kolem země pravděpodobně nedisponují neomezenými zdroji, a tak cena vynesení nosiče hraje kritickou roli ve volbě nosiče. Budeme v tomto případě uvažovat pouze cenu startu jednoho nosiče, nikoliv cenu dopravy na místo startu, nebo konstrukci samotného nákladu.

#### **4.3.5 Čas přípravy nosiče**

U každého nosiče se čas na jeho přípravu může lišit. Uživatel, který potřebuje dostat náklad na orbitu „rychle“, musí s tímto fenoménem počítat. U některých nosičů může být doba přípravy mise až dva roky.

#### **4.3.6 Maximální zrychlení, působící na náklad**

Při výběru nosiče musí uživatel brát v potaz i síly, které působí na náklad, aby vlivem těchto sil nedošlo k jeho poškození. Proto je mnohdy nutné tyto síly uvažovat již při konstrukci daného nákladu a patřičně jej na dané zrychlení připravit.

#### **4.3.7 Maximální únosné vibrace**

Předpokládáme, že každý vynášený náklad je jinak náchylný na vibrace, které se během letu objevují. Jak jsme již definovali v tomto parametru nosiče, budeme uvažovat šokové vibrace, vznikající při startu, při separaci stupňů a při odhození ochrany nákladu.

#### **4.3.8 Nutná spolehlivost vybraného nosiče**

Tento parametr udává, minimální spolehlivost nosiče, kterou je ochoten uživatel využít. Samozřejmě, že uživatel bude vždy hledat nejspolehlivější nosič, ale může se ukázat, že právě tyto nosiče nejsou v cenové kategorii, která byla zvolena. Proto může být uživatel nucen použít statisticky méně spolehlivější nosič.

#### **4.3.9 Počet šokových událostí**

Tento parametr koresponduje s parametrem počtu stupňů nosiče.

#### **4.3.10 Požadovaná přesnost umístění nákladu na oběžnou dráhu**

Jedná se o odchylku od požadované výšky vynesení. Nebereme v potaz přesné dokování k vesmírným stanicím, které již není plně v režii nosiče, ale má ho na starost spíše poslední stupeň nosiče, přesněji určitý modul, který je k tomu účelu uzpůsoben. Tento parametr je udáván nosičem v přesnosti  $3\sigma$ , přesto může ale k odchylce dojít.

#### **4.3.11 Pilotovaný let**

Pouze některé nosiče mají tu možnost pilotovaných letů. Jak již bylo zmíněno, takové lety jsou (nejen) finančně velmi náročné a uživatel by tak při výběru nosiče pro pilotovaný let měl brát tento fakt v potaz.

#### **4.3.12 Maximální vzdálenost transportu nákladu**

Pro každého uživatele může být vzdálenost od místa konstrukce nákladu k místu startu nosiče jinak důležitá. Tento parametr s sebou nese různé náklady a komplikace spojené s dopravou nákladu na místo startu nosiče. Pro naše účely budeme jako místo konstrukce nákladu považovat budovu Fakulty Dopravní v Konviktské ulici. Vzdálenost je uvažována jako přímá spojnice dvou míst na mapě.

## 5 Metoda výběru nosiče

Metoda výběru nosiče pro danou misi, respektive vynášený náklad, bude mít za úkol přiřadit dané parametry nákladu k daným parametrům nosiče. Tam, kde se budou množiny parametrů nosiče i nákladu protínat, nalezneme ideální nosič pro danou misi. Jako ideální metodou pro tento výběr se jeví úloha o společném rozhraní. Budeme proto uvažovat fiktivní, blíže nedefinovaný systém přípravy kosmické mise vynesení nákladu. Definovat celý systém přípravy mise by byl pro účely této práce zbytečně rozsáhlý úkol, a proto se budeme věnovat pouze vazbám náklad – nosič u jednotlivých parametrů definovaných výše.

### 5.1 Teoretický úvod k úloze o společném rozhraní

Úloha o společném rozhraní se věnuje jednotlivým vazbám v systému a ověřuje jejich regularitu. Mluvíme-li tedy o systémovém rozhraní, máme na mysli fiktivní řez mezi dvěma částmi systému, který je definovaný množinami proměnných a množinami hodnot těchto proměnných na vstupu a na výstupu.[36] Výše jsme zmínili regularitu vazby. Vazba je regulární v případě, že příslušné proměnné jsou na vstupu a na navazujícím výstupu shodné. Popis vstupů a výstupů provádíme seznamy parametrů a seznamy či tabulkami hodnot těchto parametrů. Vazba je regulární, jsou-li shodné hodnoty parametrů na vstupu i výstupu. Regularita vazeb je totiž podmínkou další existence systému. Tuto úlohu lze rozdělit do tří kroků:

1. Krok: nalezení neregulárních vazeb
2. Krok: vyladění vazeb
3. Krok: Promítnutí důsledků předchozích kroků do požadavků na soudržnost

V prvním kroku hledáme neregulární vazby v systému. Hledání takových vazeb probíhá pomocí matice sousednosti systému<sup>4</sup>, zdrojové a cílové matice. Zdrojová matice udává hodnoty parametrů prvku na výstupu z prvku, cílová matice udává hodnoty parametru na vstupu.

---

<sup>4</sup> Matice sousednosti obsahuje seznam prvků v systému, dimenze  $n$ , kde  $n$  je počet prvků systému. Nenulové koeficienty v takové matici identifikují vazby mezi danými prvky  $i$ -tého řádku a  $j$ -tého sloupce

Z matice sousednosti identifikujeme prvky, mezi kterými existují vazby. Ty následně zaneseme do obou tabulek, tj. zdrojové i cílové matice. Tabulku pro zdrojovou matici značíme písmenem  $O^5$  a tabulku pro cílovou matici písmenem  $I^6$ . Pokud se hodnoty parametrů v obou tabulkách u stejných vazeb shodují, označíme takovou vazbu za regulární. V opačném případě je vazba neregulární vazbou a můžeme přejít k dalšímu kroku a tím je vyladění vazeb. [36] Pro určité vazby můžeme mít také zadanou konkrétní podmínku regularity.

Tento krok opravuje nalezenou neregularitu několika způsoby:

1. Úprava funkce nebo parametru vstupního nebo výstupního prvku.  
Tento způsob se jeví jako nejmenší zásah do systému, funkce se upraví takovým způsobem, aby bylo rozhraní regulární. Vzniká zde však možnost šíření neregularity v systému. [36]
2. Vložení konverzního prvku do neregulární vazby.  
Vložení konverzního prvku naopak zabraňuje šíření neregularit. Konverzní prvek musí být navržen tak, aby odstranil neregularitu a zároveň neovlivnil jiné prvky v systému. Ten je následně „vsunut“ do neregulární vazby. Problém tohoto řešení je v navyšování počtu prvků systému, čímž roste komplexnost systému a zároveň to vede k vyšší spotřebě zdrojů systému.[36] V našem případě se může jednat například o vložení adaptéru mezi nosič a nákladový prostor, pokud by tyto dva prvky pocházely každý z jiného typu nosiče.
3. Regularizace využitím zastupitelnosti parametrů.  
Některé parametry prvků mohou být převedeny na jeden univerzální zastupitelný parametr pro daný systém. Takovým parametrem může být univerzální „platidlo“ pro systém, např. peníze, informace nebo energie. Problém šíření neregularit může vzniknout v případě, je-li špatně identifikovaná zastupitelnost parametrů.[36]
4. Nalezení prvků, které „odčerpají“ nadbytečnou produkci, nebo naopak doplní produkci chybějící.  
V tomto případě hrozí značné šíření neregularit, neboť zásah do systému je složitější. Cíleně zavádíme nové vazby v systému a tím podstatně měníme strukturu systému.[36]

---

<sup>5</sup> Z anglického „out“

<sup>6</sup> Z anglického „in“

## 5. Rekonstrukce systému.

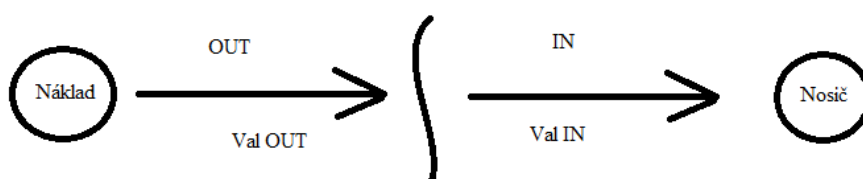
Provádíme v případě, selžou-li postupy výše uvedené. Jedná se o komplexní zásah do systému. Tento postup je nejnáročnější z uvedených.[36]

Posledním krokem úlohy o společném rozhraní je promítnutí důsledků regularizace systému do soudržnosti systému. Jedná se v podstatě o opětovnou aplikaci prvního kroku, po vyladění vazeb. Úkolem tohoto kroku je odhalit šíření neregularit, vzniklých případným chybným vyladěním neregulárních vazeb. Na závěr je potřeba provést kontrolu systému ověřením platnosti „Kirchhoffových“ zákonů<sup>7</sup>. V našem případě ale tento krok nebude vyžít, protože uvažujeme pouze jedno rozhraní.

Výše uvedené kroky platí obecně při aplikaci úlohy o společném rozhraní na celý systém. Pro účely této práce budeme úlohu uplatňovat pouze na jedné vazbě, respektive rozhraní.

## 5.2 Implementace metody do problematiky výběru nosiče

V předchozí kapitole jsme si obecně definovali postup řešení úlohy o společném rozhraní. Nyní se budeme věnovat využití této metody v našem případě. Jak již bylo uvedeno výše, nebudeme vycházet z přesně definovaného systému přípravy mise, ale budeme se soustředit na vazbu mezi nosičem a nákladem. Pro ilustraci si uvedeme obrázek 4, na kterém budeme řešit úlohu o společném rozhraní.



Obrázek 6. Znázornění řešené vazby [36]

<sup>7</sup> 1. Kirchhoffův zákon obecně:  $\sum_i (IN_i + OUT_i) = 0$ ,

2. Kirchhoffův zákon obecně:  $\sum_{\forall \text{ uzavřené cesty}} (IN_i - OUT_i) = 0$



Vždy budeme uvažovat vazbu mezi naším jedním konkrétním nákladem a všemi možnými nosiči. Bude tedy existovat stejný počet vazeb, jako počet nosičů. Tyto vazby existují pouze pro nalezení vhodného nosiče, do finálního systému by byla ve výsledku užitá pouze jedna. Konkrétně by se jednalo o vazbu mezi zadaným nákladem a ideálním nosičem. Již na první pohled vidíme, že ne všechny parametry nosičů jsou relevantní pro uživatele, jehož zájmem je poslat náklad na oběžnou dráhu země. Konkrétně se jedná o parametr hmotnosti nosiče. Parametry nákladu, které budou definovány uživatelem, budeme považovat za výstupní parametry a budeme je tedy psát do tabulky pro zdrojovou matici  $O$ . Parametry nosiče, které jsme si definovali v předchozí kapitole, budeme uvažovat jako vstupní parametry a budeme je tedy zanášet do tabulky pro cílovou matici  $I$ .

### 5.3 Definování podmínek regularity pro jednotlivé parametry

Následně tyto dvě tabulky porovnáme pomocí podmínky regularity. Takové podmínky si ale musíme nejdříve definovat pro každý parametr. Některé podmínky se však budou shodovat, uvedeme je tedy pro více parametrů.

Podmínka pro parametr nosnosti na danou orbitu a pro parametr spolehlivosti zní:

$$\{Val\ OUT\} \leq \{Val\ IN\}$$

Podmínka pro parametr pilotovaného letu zní:

$$\{Val\ OUT\} = \{Val\ IN\}$$

Pro všechny ostatní parametry platí již stejná podmínka:

$$\{Val\ OUT\} \geq \{Val\ IN\}$$

Porovnáním podle stanovených podmínek se nám ukáže, které vazby jsou regulární a které ne. Tam, kde platí podmínka regularity ve všech parametrech, je vazba regulární, což v našem případě znamená, že jsme našli nosič, který vyhovuje našim požadavkům.

Pokud bychom uvažovali celý systém přípravy mise, tato vazba by byla následně integrována do celkového systému a vazby s ostatními nosiči bychom neuvažovali. Bohužel se může stát, že všechny námi vytvořené fiktivní vazby budou neregulární. V takovém případě bude nutné použít jednu z výše zmíněných metod vyladění vazeb. Jako nejjednodušší postup se jeví vyladění takové vazby, u které nalezneme nejmenší počet neshodujících se parametrů. Samotné vyladění ale také závisí na konkrétním parametru. U každého parametru může být jeho úprava jinak náročná, a to buďto z ekonomického hlediska, nebo z hlediska konstruktérského.

## **5.4 Vyladění vazeb**

Jak již bylo zmíněno, jako nejjednodušší se jeví úprava těch vazeb, u kterých je nejmenší počet parametrů v neshodě. V praxi ale toto řešení nemusí být ideální, a to kvůli nákladům, které by podobné úpravy nesly. V předchozí kapitole jsme si definovali způsoby vyladění neregulárních vazeb. Ne všechny jmenované způsoby jsou ale v našem případě vhodné. Projdeme proto postupně jednotlivé parametry a u každého nalezneme nejlepší způsob vyladění vazby. Pro každý parametr teď rozebereme možnosti vyladění. V této kapitole se budeme na problém dívat spíše z hlediska systémové analýzy a pokusíme se navrhnout řešení pro úpravu vstupního i výstupního prvku.

### **5.4.1 Návrh řešení v případě nekompatibility hmotnosti nákladu**

Začneme hmotností nákladu na danou orbitu, respektive nosností nosiče. Tento parametr jde upravit pouze jedním způsobem a tím je úprava funkce vstupního či výstupního prvku. Z praktického hlediska je mnohem jednodušší upravit funkci prvku vstupního, tj. snížit hmotnost nákladu. Zvýšení nosností daného nosiče by se mohlo ukázat jako zbytečně nákladné, případné řešení toho problému by pak mohlo přinést další konstrukční komplikace pro daný nosič. Pokud bychom přesto o této cestě uvažovali, nosnost nosiče se dá zvýšit například zvětšením nádrže na raketové palivo, větším počtem postranních pomocných raket nebo výkonnějším raketovým motorem. Poslední zmíněné řešení by však v některých případech vyžadovalo konstrukci nového motoru, což by mohlo zvýšit čas přípravy nosiče a jeho cenu, případně by takový zásah mohl mít negativní účinek i na jiné parametry nosiče, jako například na jeho spolehlivost nebo maximální zrychlení.

#### **5.4.2 Návrh řešení v případě nekompatibilních rozměrů**

Rozměry nákladu, které přesahují možnosti nákladového prostoru nosiče, můžeme řešit hned několika způsoby. Prvním způsob řešení tohoto problému je úprava funkce prvku. V tomto případě můžeme funkci prvku upravit na vstupu i na výstupu. Řešení úpravy prvku na výstupu, tudíž úprava samotného nákladu, by v praxi mohla znamenat zmenšení požadovaného nákladu, nebo jeho rozdělení do několika segmentů, které by byly vyneseny postupně a následně spojeny na místě určení, po vzoru konstrukce vesmírných stanic.

Úprava prvku na vstupu, tj. úprava nákladového prostoru nosiče, obnáší zvětšení nákladového prostoru nosiče, které je v určitých případech možné po konzultaci s provozovatelem nosiče, např. je tomu tak v případě nosiče Falcon 9 FT [22]. V tomto případě je však teoreticky možný i druhý postup řešení a tím je vložení konverzního prvku. Tento způsob by připadal v úvahu, pokud by vybraný nosič nebyl vhodný pouze v tomto parametru, ale naopak nákladový prostor z jiného nosiče by pro případný náklad vhodný byl. V takovém případě by mohl být zhotoven konverzní prvek, který by dovolil montáž nákladového prostoru z jiného nosiče. U nekompatibilních rozměrů je důležité mít na paměti, jak je tento parametr v rámci této práce udáván. V případě nekompatibilní výšky je nutno nahlédnout do uživatelského manuálu nosiče a tento fakt si ověřit, protože námi udávána výška není maximální výška, kterou je schopen nosič pojmout, ale pouze výška, kde je průměr nákladového prostoru konstantní.

#### **5.4.3 Návrh řešení v případě nedostatečné spolehlivosti**

Parametr spolehlivosti nosiče se z hlediska úpravy parametru jeví jako problematický. Spolehlivost nosiče se může časem zvýšit, bude-li nosič vykonávat své mise úspěšně. To bohužel ale v rámci naší úpravy parametrů nelze jednoduše ovlivnit. V úvahu by připadala rekonstrukce systému celého nosiče, což by ale zvedlo náklady. V tomto případě bychom doporučili spíše upravit jiné parametry, pokud se tento jeví jako nevyhovující. Případně se ještě nabízí možnost pojištění nákladu.

#### **5.4.4 Návrh řešení v případě nevyhovujícího maximálního zrychlení**

Změna maximální hodnoty zrychlení, ať už horizontálního, či vertikálního, by v praxi vyžadovala úpravu motorů nosiče, případné odebrání přídatných raket, což můžeme vnímat jako úpravu výstupního prvku, tedy nosiče. Dalším vhodným řešením by bylo využít naprosto jiný typ nosiče, například nosič s horizontálním startem, kde zrychlení může být rozloženo do většího časového intervalu a tím pádem nemusí dosahovat takových hodnot. Takové nosiče vyvíjí například společnost Virgin Galactic. [37]

#### **5.4.5 Návrh řešení pro snížení šokových vibrací**

V případě šokových vibrací se jim bohužel nelze vyhnout, můžeme je ale snížit, nebo omezit počet událostí, při kterých k šokovým vibracím dochází. Jedná se o start, separaci přídatných raket a separaci jednotlivých stupňů. Jak může být zřejmé, jedné šokové události se z principu vyhnout nelze a tou je start nosiče. Samotným separacím se ale vyhnout lze, a to například snížením počtu stupňů nosiče nebo odebráním přídatných raket. Jednalo by se tedy o úpravu funkce vstupního prvku, tedy nosiče. Taková modifikace by mohla ale drasticky ovlivnit některé ostatní parametry, a proto tato cesta není v našem případě vhodná. Existuje však ještě jedna možnost eliminace šokových událostí a tou je využití jiného pohonu než raketového. Teoreticky by se nosič s horizontálním startem, jako například konvenční letadlo, mohl fenoménu separací vyhnout úplně. Další možností v tomto ohledu by bylo využití tzv. aerospike motoru, který je, na rozdíl od typických raketových motorů, účinný ve velkém spektru nadmořských výšek a dokáže si zachovat dostatečný tah i ve vakuu. Eliminuje tak nutnost několika stupňů nosiče. [38] Úprava funkce prvku výstupního, tedy nákladu, by mohla spočívat v navržení nákladu na lepší odolnost vůči vibracím nebo využití určité izolace, která je schopná vibrace pohltit.[39]

#### **5.4.6 Návrh řešení v případě nevyhovující ceny nosiče**

Pokud parametr ceny není vyhovující, budeme hledat řešení pomocí metody úpravy vstupního či výstupního prvku. V případě úpravy výstupního prvku, tedy nákladu, budeme uvažovat o snížení nákladů na výrobu a přípravu nákladu samotného. To může ušetřit prostředky, které mohou být použity pro zakoupení dražšího nosiče. V případě úpravy na vstupu, tzn. úpravy samotného nosiče, bychom mohli uvažovat o určitých možnostech návratu různých stupňů nosiče, jako je tomu například v případě Falconu 9.

#### **5.4.7 Návrh řešení v případě nedostatečné přesnosti zavedení nákladu na orbitu**

Tento parametr je udáván s  $3\sigma$  přesností. Statisticky existuje velmi malá pravděpodobnost, že dojde k chybě v uvedení na orbitu. Pokud bychom ale chtěli snížit tuto chybu, využijeme taktéž postupu úpravy funkce prvku. Jako nejjednodušší cesta se jeví upravení přesnosti doby hoření posledního stupně nosiče. Úprava nákladu v tomto případě není řešením. Při neshodě u tohoto parametru by prakticky nejjednodušší řešení byl výběr jiného nosiče, který disponuje menší chybou zavedení na orbitu.

#### **5.4.8 Návrh řešení pro upravení nosiče pro pilotované lety**

Ne všechny nosiče jsou na tento typ letů konstruovány. Takováto úprava by byla finančně i konstrukčně velmi náročná. Pokud by taková modifikace byla naprosto nezbytná, jedno z možných řešeních by byla právě úprava nosiče takovým způsobem, aby splňoval bezpečnostní požadavky pro pilotované lety. Přichází však v úvahu i jiné řešení, a to je upravení mise takovým způsobem, aby nebylo lidské posádky potřeba. To může v praxi znamenat využití dálkově ovládaných modulů, které provedou požadovaný úkol pomocí robotického vybavení, ovládaného z řídicího střediska v reálném čase. Tento způsob s sebou nese mnoho nově vzniklých problémů, ale na druhou stranu eliminuje potenciální ohrožení lidské posádky a snižuje náklady, protože v první řadě není potřeba upravovat nosič.

## 6 Volba vhodného nástroje pro implementaci metody a popis praktického řešení

Úloha o rozhraní se dá velmi prakticky implementovat v jakémkoliv tabulkovém procesoru. Pro naše účely byl zvolen procesor Excel. Porovnávání tabulek je prováděno jednoduchou funkcí „když“. Parametry nákladu zadává uživatel do tabulky, která má pole pro zadání zvýrazněna šedou barvou. Této tabulce budeme říkat „tabulka pro zadání parametrů nákladu“. Nepleťme si však tuto tabulku s tabulkou pro výstupní matici nákladu O. Číselné hodnoty zadané do první zmíněné tabulky jsou přeneseny právě do výstupní matice O. Protože dopravujeme jeden náklad, budou všechny hodnoty v této matici totožné. Pro následné porovnání se vstupní maticí I je však potřeba mít pro každou potenciální vazbu tuto matici vyplněnou.

To samé ale nemůžeme říct o tabulce pro vstupní matici I. Číselné hodnoty těchto parametrů jsou pevně zadány a korespondují s hodnotami parametrů pro daný nosič. Bohužel u některých nosičů nejsou některé parametry k dispozici, konkrétně se jedná nosiče H-IIA 202 a PSLV XL, pro které není veřejně dostupný uživatelský manuál. Buňky, kde by se měly tyto parametry vyskytovat, jsou ve vstupních maticích označeny N/A.

Porovnání matice O s maticí I, jak již bylo zmíněno, je provedeno pomocí funkce „když“. Tato funkce ověří platnost podmínky a vrátí hodnotu 1, pokud je podmínka splněna, hodnotu 0, pokud podmínka neplatí. Tím dostaneme tabulku, ve které přesně vidíme, které parametry jsou, pro uživatelem zadané hodnoty, nevyhovující. Tato tabulka je zobrazena vedle tabulky výsledných nosičů a uživatel přesně vidí, ve kterých parametrech jsou nosiče neshodné, tudíž se dá přesně odhalit vnik neregularit, což přispívá k jejich jednoduššímu odladění. Pro lepší přehlednost je využito podmíněné formátování, hodnota 1 se zobrazí zeleně, hodnota 0 červeně. Zároveň je tato tabulka využívána pro určení tabulky výsledků.

Tabulka výsledků je jednoduchá tabulka, která využívá údajů z tabulky zmíněné v předchozím odstavci. Tabulka výsledků určuje, který nosič je vhodný pro vynesení nákladu o zadaných parametrech. Obsahuje seznam uvažovaných nosičů a označení „Vhodný“ či „Nevhodný“. Pro určení vhodnosti je znovu využita funkce „když“ společně s funkcí „průměr“. Pokud je průměr řádku u jednoho nosiče 1, tzn. tento řádek obsahuje pouze hodnoty 1, jedná se o regulární vazbu a funkce „když“ vrátí výsledek „Vhodný“. Pokud řádek příslušný jednomu nosiči obsahuje v některém sloupci hodnotu 0, průměrná hodnota není rovná přesně hodnotě 1 a funkce „když“ vrátí výsledek „Nevhodný“. Pro lepší přehlednost jsou obě výsledné hodnoty označeny barvami, pomocí podmíněného formátování. Hodnota „Vhodný“ je označena zeleně, hodnota „Nevhodný“ je označena červeně.

## 7 Ověření metody výběru na modelovém příkladu

Pro modelový příklad vybereme jeden konkrétní náklad, který byl v roce 2017 vynesena na oběžnou dráhu. Pro ilustraci modelového příkladu budeme předpokládat, že potřebujeme vynést jeden satelit družicového navigačního systému Galileo na oběžnou dráhu přechodovou ke geostacionární. Parametry toho satelitu budou totožné jako parametry reálného satelitu. Tyto satelity jsou vynášeny ve větším počtu, pro naše účely budeme ale uvažovat vynesení pouze jednoho satelitu. Vzhledem k tomu, že požadavky na některé parametry se nepodařilo dohledat, budou chybějící parametry zvoleny. Konkrétně se jedná o požadovanou spolehlivost nosiče, maximální dovolené přetížení, maximální cena nosiče, čas přípravy, vzdálenost z ČR, přesnost zavedení a maximální počet šokových událostí. Přesné číselné hodnoty nalezneme v tabulce 2.

**Tabulka 12. Uvažované parametry nákladu pro modelový příklad**

Tabulka pro zadání parametrů nákladu		
Hmotnost nákladu	LEO [kg]	
	GEO [kg]	
	GTO [kg]	732,8
Spolehlivost [%]		98
Max G	horizontální	5
	Vertikální	10
Maximální šokové vibrace [Hz]		10000
Cena [mil\$]		200
Čas [dny]		800
Vzdálenost z ČR [km]		9000
Potřeba lidské posádky		Ne
Maximální rozměry nákladu	Výška [cm]	250
	Průměr [cm]	110
Přesnost zavedení na GTO $\pm 3\sigma$	Perigeum [km]	500
	Apogeum [km]	500
Maximální počet šokových událostí		5



[40]

Po zadání parametrů do tabulky pro zadání vidíme v tabulce výsledku, které nosiče by byly vhodné pro náklad o těchto parametrech. Jako vhodné nosiče se ukázali pouze dva, konkrétně Ariane V a Atlas V. Tyto nosiče vyhovují ve všech námi stanovených parametrech.

**Tabulka 13. Tabulka vhodnosti nosičů pro misi zvolenou pro modelový příklad**

Výsledek	
Falcon 9 FT	nevhodné
Long March 3B	nevhodné
Soyuz FG	nevhodné
Ariane V	vhodné
Atlas V 441	vhodné
H-IIA 202	nevhodné
Proton M/Briz M	nevhodné
PSLV XL	nevhodné
Vega	nevhodné

V tabulkách 5 a 6 najdeme detailní přehled nevyhovujících prvků u každého uvažovaného nosiče. Parametry, které jsou označeny výraznou červenou barvou, nebylo možné dohledat. V případě těchto nosičů je zapotřebí zkontrolovat, zda-nejsou ostatní parametry kompatibilní. Pokud taková situace nastane, je zapotřebí kontaktovat provozovatele nosiče a tyto parametry doplnit. V našem případě tuto situaci pozorujeme u nosiče PSLV XL. Jak již bylo zmíněno, naše metoda vybrala dva nosiče, pro zvolený náklad. Jeden z nosičů, Ariane V, je nosič, který ve skutečnosti tyto satelity na oběžnou dráhu vynáší. Skutečná výška oběžné dráhy těchto satelitů je 23 222 km [40]. V našem případě jsme počítali s vynesemím na GTO, což je v zásadě o něco vyšší oběžná dráha, námi vybrané nosiče se ale dají využít i pro o něco nižší oběžnou dráhu. Nabízí se potenciální úspora paliva, při vynesení na nižší dráhu.

**Tabulka 14. Přehled (ne)vyhovujících parametrů pro náklad zvolený v modelovém příkladu, část 1**

Přehled (ne)shodujících se parametrů, část 1								
	Nosnost			Spolehlivost [%]	Maximální zrychlení		Maximální šokové vibrace [Hz]	Cena [mil\$]
	LEO [kg]	GEO [kg]	GTO [kg]		Horizontální [g]	Vertikální [g]		
Falcon 9 FT	1	1	1	0	1	1	1	1
Long March 3B	1	1	1	0	0	1	1	1
Soyuz FG	1	1	1	1	1	1	1	0
Ariane V	1	1	1	1	1	1	1	1
Atlas V 441	1	1	1	1	1	1	1	1
H-IIA 202	1	1	1	0	0	0	0	1
Proton M/Briz M	1	1	1	0	1	1	1	1
PSLV XL	1	1	1	0	0	0	0	1
Vega	1	1	1	1	1	1	1	1

**Tabulka 15. Přehled (ne)vyhovujících parametrů pro náklad zvolený v modelovém příkladu, část 2**

Přehled (ne)shodujících se parametrů, část 2								
	Možnost pilotovaného letu	Maximální rozměry nákladu		Přesnost zavedení na GTO $\pm 3\sigma$		Počet šokových událostí	Vzdálenost z ČR [km]	Čas [dny]
		Výška [cm]	Průměr [cm]	Perigeum [km]	Apogeum [km]			
Falcon 9 FT	1	1	1	1	1	1	1	1
Long March 3B	1	1	1	1	0	1	1	1
Soyuz FG	1	1	1	1	1	1	1	1
Ariane V	1	1	1	1	1	1	1	1
Atlas V 441	1	1	1	1	1	1	1	1
H-IIA 202	1	1	1	0	0	1	0	0
Proton M/Briz M	1	1	1	1	1	1	1	1
PSLV XL	1	1	1	0	0	1	1	0
Vega	1	1	1	0	0	1	1	1

## 8 Závěr

V první polovině práce jsou představeny vybrané nosiče a uvedeny jejich vybrané parametry. Nosiče byly vybrány na základě jejich využití v roce 2017 s předpokladem, že více využívané nosiče budou pro zúženou množinu výběru nosičů více relevantní. Uvažování všech nosičů využitých v již zmíněném roce by překročilo rozsah bakalářské práce, a proto bylo nutné tuto množinu zúžit. Parametry byly stanoveny podle údajů, které udávají výrobci či provozovatelé v uživatelských manuálech na jednotlivé nosiče. Při tomto výběru byl brán ohled na vynášený náklad a na případného zákazníka, který by poptával vynesení nákladu na oběžnou dráhu, a proto neuvádíme parametry typu hmotnost nosiče, nebo specifický impuls motorů nosiče.

Přestože, různé nosiče jsou určeny k různým využitím, ve velké většině se tato využití překrývají a dávají tak potenciálnímu zákazníkovi možnost výběru mezi velkým množstvím alternativ. Metoda výběru užitá v této práci dává uživateli možnosti orientace v rámci těchto nosičů. Nami vybraná metoda pro výběr raketového nosiče je funkční, jak jsme si ověřili na modelovém příkladu. Nejlepší využití této metody se nabízí ve chvíli, kdy uživatel teprve uvažuje o vynesení svého nákladu, a to konkrétně při zvažování možností. V rámci této práce neuvažujeme všechny možné parametry, které výrobci a provozovatelé nosičů uvádějí ve svých manuálech. Jedná se pouze o velmi obecný přístup k danému problému, který by bylo možné v případě potřeby rozšířit.

Pokud by nastal případ, kdy pro zadané parametry nákladu není zmíněnou metodou vybrán žádný nosič, bylo by možné uvažovat navržené řešení, které uvádíme v kapitole o vyladění vazeb. Tato kapitole je však v některých případech velmi teoretická a praktické využití některých návrhů by bylo neproveditelné. Konkrétně to platí pro řešení, kdy by bylo za potřeby upravovat samotný nosič. Takové úpravy by bylo možné provést pouze v případě, kdyby se jednalo například o jinou variantu v rámci stejné rodiny nosiče, či pouze o standardní variaci na daný nosič. Zásadní úpravy (jako například vývoj nového motoru nebo zvětšení palivových nádrží) jsou v rámci nosiče však prakticky neproveditelné. Časové i finanční aspekty takových úprav by se totiž mohly rovnat vývoji nosiče nového.

Pokud by tedy nebylo možné náklad modifikovat, bylo by za potřebí specifikovat jeho parametry, případně i parametry nosiče. Dalším řešením takového problému je rozšíření množiny uvažovaných nosičů, která je v této práci značně zúžena. Obecně můžeme metodu považovat jako dobrý nástroj pro zlepšení přehledu při hledání ideálního nosiče, kvůli jejímu zobecnění ale nelze výsledky brát definitivně a je nutno hlubšího studia této problematiky.

## 9 Použitá literatura

- [1] *Rocket Principles* [online]. [vid. 2018-06-08]. Dostupné z: [https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/TRCRocket/rocket\\_principles.html](https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/TRCRocket/rocket_principles.html)
- [2] *Newtonův gravitační zákon* [online]. 2018 [vid. 2018-06-09]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/w/index.php?title=Newton%C5%AFv\\_gravita%C4%8Dn%C3%AD\\_z%C3%A1kon&oldid=15725562](https://cs.wikipedia.org/w/index.php?title=Newton%C5%AFv_gravita%C4%8Dn%C3%AD_z%C3%A1kon&oldid=15725562)
- [3] *Newtonovy pohybové zákony* [online]. 2018 [vid. 2018-06-12]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/w/index.php?title=Newtonovy\\_pohybov%C3%A9\\_z%C3%A1kony&oldid=16024376](https://cs.wikipedia.org/w/index.php?title=Newtonovy_pohybov%C3%A9_z%C3%A1kony&oldid=16024376)
- [4] *Launch vehicle* [online]. 2018 [vid. 2018-06-07]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Launch\\_vehicle&oldid=841911970](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Launch_vehicle&oldid=841911970)
- [5] Types of orbits. *European Space Agency* [online]. [vid. 2018-05-15]. Dostupné z: [http://www.esa.int/Our\\_Activities/Space\\_Transportation/Types\\_of\\_orbits](http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Transportation/Types_of_orbits)
- [6] *Geosynchronous orbit* [online]. 2018 [vid. 2018-06-07]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Geosynchronous\\_orbit&oldid=832936003](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Geosynchronous_orbit&oldid=832936003)
- [7] *Sun-synchronous orbit* [online]. 2018 [vid. 2018-06-13]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Sun-synchronous\\_orbit&oldid=843095820](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Sun-synchronous_orbit&oldid=843095820)
- [8] Malý průvodce po oběžných drahách. *www.kosmonautix.cz* [online]. 10. únor 2013 [vid. 2018-06-09]. Dostupné z: <http://www.kosmonautix.cz/2013/02/maly-pruvodce-po-obeznych-drahach/>
- [9] *2017 Space Launch Statistics – Spaceflight101* [online]. [vid. 2018-05-10]. Dostupné z: <http://spaceflight101.com/2017-space-launch-statistics/>
- [10] *2017 Space Launch Statistics – Spaceflight101* [online]. [vid. 2018-05-02]. Dostupné z: <http://spaceflight101.com/2017-space-launch-statistics/>
- [11] *Falcon 9 v1.0 – Rockets* [online]. [vid. 2018-05-10]. Dostupné z: <http://spaceflight101.com/spacerockets/falcon-9-v1-0/>
- [12] *Falcon 9 FT – Rockets* [online]. [vid. 2018-05-10]. Dostupné z: <http://spaceflight101.com/spacerockets/falcon-9-ft/>
- [13] THE TAURI GROUP. The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2017. *The Federal Aviation Administration's Office of Commercial Space Transportation (FAA AST)*. 2017, 239.
- [14] *CZ-3 (Chang Zheng-3)* [online]. [vid. 2018-05-11]. Dostupné z: [http://space.skyrocket.de/doc\\_lau/cz-3.htm](http://space.skyrocket.de/doc_lau/cz-3.htm)
- [15] *Soyuz FG – Rockets* [online]. [vid. 2018-05-11]. Dostupné z: <http://spaceflight101.com/spacerockets/soyuz-fg/>
- [16] EDOUARD PEREZ. *Souy at the Guina Space Centre User's Manula Issue 2 - Revision 0* [online]. 2012. Dostupné z: <http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Soyuz-Users-Manual-March-2012.pdf>

- [17] *Ariane 5 ECA – Rockets* [online]. [vid. 2018-05-10]. Dostupné z: <http://spaceflight101.com/spacerockets/ariane-5-eca/>
- [18] *H-IIA 202 – Rockets* [online]. [vid. 2018-05-13]. Dostupné z: <http://spaceflight101.com/spacerockets/h-ia-202/>
- [19] *Proton-M/Briz-M – Rockets* [online]. [vid. 2018-05-15]. Dostupné z: <http://spaceflight101.com/spacerockets/proton-m-briz-m/>
- [20] *Vega – Rockets* [online]. [vid. 2018-05-18]. Dostupné z: <http://spaceflight101.com/spacerockets/vega/>
- [21] *Payload fairing* [online]. 2018 [vid. 2018-05-26]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Payload\\_fairing&oldid=838967800](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Payload_fairing&oldid=838967800)
- [22] HADDEN, Jamie. *Falcon 9 Users Guide rev02* [online]. 2015. Dostupné z: [http://www.spacex.com/sites/spacex/files/falcon\\_9\\_users\\_guide\\_rev\\_2.0.pdf](http://www.spacex.com/sites/spacex/files/falcon_9_users_guide_rev_2.0.pdf)
- [23] ROLAND LAGIER. *Ariane 5 User's Manual Issue 5 Revision 2*. 2016.
- [24] ULA. *Atlas V Launch Services User's Guide*. 2010.
- [25] CHINA ACADEMY OF LAUNCH VEHICLE TECHNOLOGY. *Long March 3B Users Manual* [online]. 1999. Dostupné z: <https://www.scribd.com/document/16906525/China-Long-March-3B-Users-Manual>
- [26] FRANK MCKENNA, JIM BONNER, VLADIMIR E. NESTEROV a YURI O. BAKHALOV. *Proton Launch System Mission Planner's Guide* [online]. 2009. Dostupné z: <http://www.ilslaunch.com/sites/default/files/pdf/Proton%20Mission%20Planner%27s%20Guide%20Revision%207%20%28LKEB-9812-1990%29.pdf>
- [27] EDOUARD PEREZ. *Vega User's Manual Issue 4 Revision 0*. 2014.
- [28] *Multistage rocket* [online]. 2018 [vid. 2018-06-04]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Multistage\\_rocket&oldid=840320992](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Multistage_rocket&oldid=840320992)
- [29] *Gravitational acceleration* [online]. 2018 [vid. 2018-06-10]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Gravitational\\_acceleration&oldid=838665843](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Gravitational_acceleration&oldid=838665843)
- [30] *Satish Dhawan Space Centre First Launch Pad* [online]. 2018 [vid. 2018-06-11]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Satish\\_Dhawan\\_Space\\_Centre\\_First\\_Launch\\_Pad&oldid=840023966](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Satish_Dhawan_Space_Centre_First_Launch_Pad&oldid=840023966)
- [31] *Tanegashima Space Center* [online]. 2018 [vid. 2018-06-11]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Tanegashima\\_Space\\_Center&oldid=835568954](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Tanegashima_Space_Center&oldid=835568954)
- [32] Discover the Differences between 3 Sigma vs. 6 Sigma. *BrightHub Project Management* [online]. [vid. 2018-06-10]. Dostupné z: <https://www.brighthubpm.com/six-sigma/84858-three-sigma-vs-six-sigma/>
- [33] *ISS Crews and Expeditions – Spaceflight101 – International Space Station* [online]. [vid. 2018-05-22]. Dostupné z: <http://spaceflight101.com/iss/iss-crews-and-expeditions/>

- [34] HERRIDGE, Linda. NASA Commercial Crew Program Mission in Sight for 2018. *NASA* [online]. 4. leden 2018 [vid. 2018-06-11]. Dostupné z: <http://www.nasa.gov/feature/nasa-commercial-crew-program-mission-in-sight-for-2018>
- [35] *International Space Station Flight Schedule* [online]. [vid. 2018-05-26]. Dostupné z: <http://spider.seds.org/shuttle/iss-sche.html>
- [36] VOTRUBA, Z., KALIKA, M. a KALIKOVÁ, J. *Systémová analýza*. 2. vydání. B.m.: ČVUT, 2008. ISBN 978-80-01-04081-2.
- [37] *Virgin Galactic* [online]. [vid. 2018-06-12]. Dostupné z: <https://www.virgingalactic.com/>
- [38] The Aerospike Engine Was Considered for the Shuttle, But Never Flew. That's About to Change. *Universe Today* [online]. 19. červen 2017 [vid. 2018-06-11]. Dostupné z: <https://www.universetoday.com/136080/aerospike-engine-considered-shuttle-never-flew-thats-change/>
- [39] W. KEITH BELVIN, DEAN W. SPARKS, LUCAS G. HORTA, a KENNY B. ELLIOTT. On The Isolation Of Science Payloads From Spacecraft Vibrations. 1995, 16.
- [40] ESA. *GALILEO: THE FUTURE BECOMES REALITY*. 2016. ISBN 978-92-9221-100-4.



## 10 Seznam obrázků

Obrázek 1. Počet startů jednotlivých rodin v roce 2017 [7] .....	14
Obrázek 2. Přesné rozměry a tvar nákladového prostoru nosiče Falcon 9 [19] .....	21
Obrázek 3. Jednotlivé stupně nosiče Long March 3B .....	24
Obrázek 4. Časový průběh celé mise nosiče Ariane V [20].....	27
Obrázek 5. Graf zrychlení pro nosič Falcon 9 [19] .....	29
Obrázek 6. Znárodnění řešené vazby [32].....	38

## 11 Seznam Tabulek

Tabulka 1. Rozměry nákladových prostorů vybraných nosičů .....	21
Tabulka 2. Nosnost jednotlivých nosičů na vybrané orbity .....	22
Tabulka 3. Počty stupňů jednotlivých nosičů a počet přídatných raket .....	24
Tabulka 4. Spolehlivost jednotlivých nosičů .....	25
Tabulka 5. Hodnoty šokových vibrací pro vybrané nosiče .....	26
Tabulka 6. Cena startu jednotlivých nosičů .....	26
Tabulka 7. Časy přípravy mise pro jednotlivé nosiče .....	28
Tabulka 8. Maximální zrychlení za letu nosiče .....	29
Tabulka 9. Seznam kosmodromů a jejich přímá vzdálenost od budovy Fakulty Dopravní .....	30
Tabulka 10. Údaje o chybě zavedení na oběžnou dráhu .....	30
Tabulka 11. Přehled nosičů umožňující pilotované lety .....	31
Tabulka 12. Uvažované parametry nákladu pro modelový příklad .....	46
Tabulka 13. Tabulka vhodnosti nosičů pro misi zvolenou pro modelový příklad .....	47
Tabulka 14. Přehled (ne)vyhovujících parametrů pro náklad zvolený v modelovém příkladu, část 1 .....	48
Tabulka 15. Přehled (ne)vyhovujících parametrů pro náklad zvolený v modelovém příkladu, část 2 .....	49

## **12 Seznam příloh**

1. Funkční tabulka metody výběru nosiče dle stanovených kritérií