



**FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE**

Ústav letadlové techniky

Hodnocení kosmických pohonů dle typu mise

Mission-specific assessment of space propulsion systems

DIPLOMOVÁ PRÁCE

2020

Dominik KUČERA

Studijní program: Letectví a kosmonautika

Studijní obor: Letadlová a kosmická technika

Vedoucí práce: Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Kučera** Jméno: **Dominik** Osobní číslo: **438963**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Hodnocení kosmických pohonů dle typu mise

Název diplomové práce anglicky:

Mission-specific assessment of space propulsion systems

Pokyny pro vypracování:

- 1) Proveďte rešerši existujících pohonů družic/sond a oblastí jejich použití dle typů misí.
- 2) Vyberte konkrétní reprezentativní zástupce pohonů podle principu jejich funkce.
- 3) Sestavte zadání několika jednoduchých modelových kosmických misí podle účelu.
- 4) Kvantitativně zhodnoťte vhodnost jednotlivých vybraných pohonů pro tyto mise.

Seznam doporučené literatury:

- C. Bruno, A. Accettura, *Advanced Propulsion Systems and Technologies, Today to 2020*, AIAA 2008, ISBN 978-1-56347-929-8
S. Mazouffre, *Electric propulsion for satellites and spacecraft: established technologies and novel approaches*, Plasma Sources Sci. Technol. 25 (2016) 033002
+ další literatura dle doporučení vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

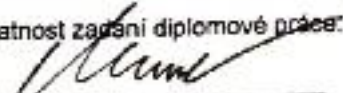
Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D., ústav letadlové techniky FS


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

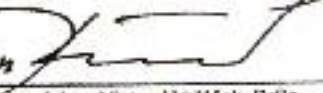
Datum zadání diplomové práce: **24.04.2020**

Termín odevzdání diplomové práce: **07.08.2020**

Platnost zadání diplomové práce:


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



Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) konzultanta(ky)


prof. Ing. Michael Vališek, DrSc.
podpis otkazánka

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

6.8.2020
Datum převzetí zadání


Podpis studenta

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Já, Dominik Kučera, tímto prohlašuji, že jsem diplomovou práci na téma Hodnocení kosmických pohonů dle typu mise vypracoval sám, s pomocí vedoucího práce a s použitím odborné literatury a pramenů uvedených v seznamu literatury.

28. 7. 2020

.....

Podpis

PODĚKOVÁNÍ

Tímto děkuji Mgr. Jaroslavu Kousalovi, Ph.D. za vedení diplomové práce, cenné připomínky a poskytnutí materiálů při vypracování bakalářské práce. Také bych rád poděkoval své rodině a přátelům, bez kterých bych nikdy nedokázal dojít až sem.

Anotační list

Jméno autora:	Dominik Kučera
Název DP:	Hodnocení kosmických pohonů dle typu mise
Anglický název:	Mission-specific assessment of space propulsion systems
Akademický rok:	2019/2020
Ústav/Odbor:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí BP/DP:	Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D.
Konzultant:	
Bibliografické údaje:	Počet stran: 84 Počet obrázků: 43 Počet tabulek: 10 Počet příloh: 1 (elektronická)
Klíčová slova:	Elektrické pohony, resistojety, arcjety, mřížkové iontové pohony, Hallovy motory, pulzní plazmové motory, vakuové obloukové motory, elektrospreje
Keywords:	Electric propulsion, resistojets, arcjets, gridded ion engines, Hall thrusters, pulsed plasma thrusters, vacuum arc thrusters, electrosprays
Anotace:	Obsahem práce je seznámení se se základními fyzikálními principy elektrických pohonů. V práci jsou popsány jednotlivé typy elektrických pohonů včetně jejich pohonných látek. Poznatky jsou dále aplikovány na základní kosmické mise, kde je možné posoudit vhodnost jednotlivých elektrických pohonů.
Abstract:	The content of the work is to get knowledge of the basic physical principles of electric thrusters. The work describes the types of electric thrusters, including their propellants. The findings are further applied to basic space missions, where it is possible to assess the suitability of individual electric thrusters.

Obsah

I.	Úvod.....	1
II.	Teoretická část.....	2
1.	Fyzikální principy elektrických pohonů.....	2
1.1.	Základní rovnice	2
1.2.	Specifický impuls	4
1.3.	Doba chodu	5
1.4.	Účinnost	5
2.	Napájení elektrických pohonů.....	7
2.1.	Zdroje napájení	7
2.2.	System napájení	8
3.	Rozdělení elektrických pohonů.....	10
3.1.	Elektrotermální pohony	10
3.1.1.	Resistojety	10
3.1.2.	Arcjety	11
3.2.	Elektromagnetické pohony	12
3.2.1.	Magnetoplazmodynamické motory	12
3.2.2.	Pulsní plazmové motory a vakuové obloukové motory	13
3.3.	Elektrostatické pohony	15
3.3.1.	Elektrospreje.....	15
4.	Mřížkový iontový motor	17
4.1.	Princip technologie	17
4.2.	Výkon a použití.....	19
4.3.	Prstencová geometrie iontového pohonu.....	20
4.4.	Pohony pro budoucí mise s vysokým potřebným výkonem	20
4.5.	Dvoustupňové iontové pohony	21
4.6.	Porovnání konvenčních a dvoufázových iontových pohonů	23
5.	Hallův motor	24

5.1.	Princip a použití	24
5.2.	Negativa Hallova motoru	26
5.2.1.	Oscilace výboje	26
5.2.2.	Interakce plazmatické stěny	27
5.3.	Variace Hallova motoru	27
6.	Pohonné látky	29
III.	Analytická část	31
7.	Mise na GEO	31
8.	Mise na LEO	36
9.	Mise do hlubokého vesmíru	40
10.	Mise pod 50 kg	42
11.	Celkové shrnutí	45
IV.	Praktická část	47
12.	Úvodní rozdělení	47
13.	Udržování družice na GEO	48
14.	GTO/GEO manévr	51
15.	Změna sklonu dráhy na LEO	55
16.	Kompenzace odporu družic pod 50 kg	58
17.	Příletový manévr k Marsu	63
V.	Závěr	67
	Seznam zkratk	69
	Seznam symbolů	70
	Seznam obrázků	72
	Seznam tabulek	74
	Seznam literatury	75

I. Úvod

Ačkoli vývoj elektrických pohonů sahá až do šedesátých let, technologický potenciál se plně rozvinul až kvůli nárůstu dostupného výkonu kosmických letadel¹, jak ukazuje současné využití plně elektrických komunikačních satelitů. K prvním demonstracím elektrických pohonů v kosmickém prostoru došlo v roce 1964 a od té doby umožnil rychlý vývoj v technologii elektrických pohonů vznik nových konceptů.

Charakteristickým rysem elektrických pohonů je, že dosahují vysoké výtokové rychlosti paliva, protože lze dodat pohonné látky velké množství externě uložené energie. Velká výtoková rychlost se přímo promítá do nízké spotřeby pohonných hmot pro potřebné manévry mise.

Úspora pohonných hmot je hlavní výhodou elektrických pohonů ve srovnání s chemickými pohony. Další výhodou systému elektrických pohonů je dlouhá provozní doba a flexibilita. Současnou nevýhodou elektrických pohonů je jejich velmi nízká úroveň tahu, která souvisí s omezením zdroje energie.

A právě rychlý vývoj a zvýšená atraktivita elektrických pohonů pro čím dál náročnější a ambicióznější mise byly hlavními důvody vypracování této práce. Tato technologie má veliký prostor pro zlepšení a umožnění nejrůznějších misí a osobně v ní vidím veliký potenciál do budoucna.

Cílem práce je tedy popsání a průzkum nejpoužívanějších typů elektrických pohonů a posouzení, které typy se hodí pro konkrétní mise. Práce vychází z dlouholetých zkušeností elektrických pohonů používaných v praxi popsaných v analytické části. Praktická část se zabývá návrhem několika modelových misí, nalezením vhodného typu pohonu pro tyto mise a porovnáním výsledků s daty v analytické části.

Dále bych chtěl podotknout, že teoretická a analytická část jsou součástí rešeršní práce a uvedené informace jsou převzaté. Zejména pak grafy v analytické části jsou převzaté a upravené do podoby vhodné pro tuto práci. Vlastní výpočty a původní myšlenky jsou uvedeny v praktické části.

¹ Z anglického „spacecraft“ přeloženo do češtiny dle terminologie knihy Mechanika kosmického letu od Vladimíra Daňka [1]

II. Teoretická část

1. Fyzikální principy elektrických pohonů

1.1. Základní rovnice

Elektrické pohony, jakožto typ reaktivních pohonů, se řídí zákonem zachování hybnosti. Zrychlení je vytvářeno vylučováním pohonné látky. Považujeme raketu o hmotnosti m pohybující se rychlostí v a podléhající vnějším silám F_{ext} . Hmotnost rakety klesá rychlostí $\dot{m} = dm/dt$. Použitím Newtonova druhého zákona na raketu mezi časy t a $t + dt$ vede k obecné rovnici pohybu pro systém s proměnnou hmotností, kde v_e je vektor relativní rychlosti výtokových spalin vůči raketě

$$F_{ext} + \frac{dm}{dt}v_e = F_{ext} + \dot{m}v_e = m \frac{dv}{dt} \quad (1)$$

Výraz $\dot{m}v_e$ se označuje písmenem T a nazývá se tah rakety. Ten může být interpretován jako síla působící na raketu vlivem vylučování paliva. Zanedbáním vnějších sil, jako je gravitace, odpor vzduchu a tlak záření, a za předpokladu, že velikost rychlosti výtokových plynů v_e je konstantní, může být předchozí rovnice integrována v čase, aby vyjádřila změnu rychlosti Δv , kde se indexy 0 a f vztahují k počátečnímu času t_0 a konečnému času t_f periody zrychlení.

$$\Delta v = v_f - v_0 = v_e \ln \left(\frac{m_0}{m_f} \right) = v_e \ln \left(1 + \frac{m_p}{m_f} \right) \quad (2)$$

Počáteční hmotnost m_0 je součet hmotnosti paliva m_p spotřebované během doby pohonu $t_p = t_f - t_0$ a konečné hmotnosti m_f . Rovnice (2) je známá jako ideální raketová rovnice nebo Ciolkovského rovnice po ruském fyzikovi, který ji poprvé odvodil v roce 1903. Vztahuje změnu rychlosti Δv k výtokové rychlosti paliva, hmotnost paliva a konečné hmotnosti. Raketová rovnice ukazuje, že existují dvě možnosti, jak dosáhnout velkého Δv : buď spálit podstatné množství hnací látky ($m_p \approx m_0$), nebo použít motor schopný generovat vysokou hodnotu v_e . A právě na druhém principu fungují elektrické pohony, čímž nabízejí úsporu paliva a tím i možnost většího a těžšího užitečného zatížení. [1;2]

Tab. 1: Přehled přírůstků rychlostí pro příslušné mise [3]

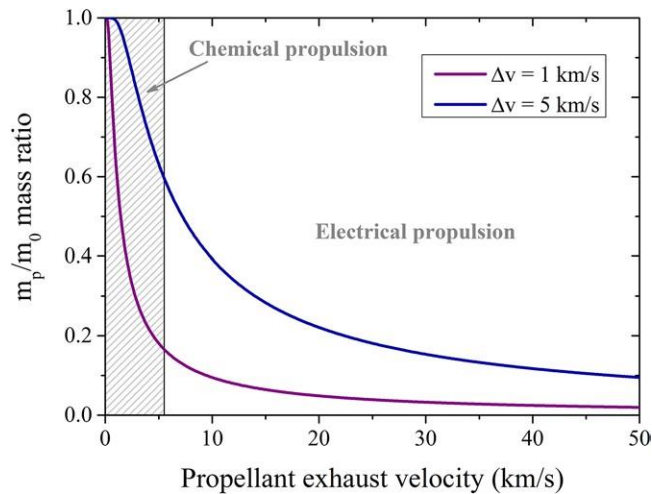
Typ manévru	Δv (ms ⁻¹ za rok)
Kompenzace odporu (500 km)	30
Orientace	2–6
Udržování stanice na GEO	50
Orbitální manévry	Δv (kms ⁻¹)
Země—LEO	9,7
LEO—GEO	4,3
LEO—Měsíc	5,9 ²
LEO—L1	3,7
LEO—L2	3,4
LEO—Mars	4,3
Meziplanetární mise	Δv (kms ⁻¹)
Blízké planety	5–8
Vzdálené planety	10–15
100–1000 au	100
10 000 au	1000
Mezihvězdné cesty	30 000

Potřebné Δv pro provedení manévru nebo pro splnění mise lze vypočítat z orbitální mechaniky. Některé typické Δv pro různé manévry a kosmické mise jsou uvedeny v tabulce 1. Rozsah je velmi široký a pro průzkum sluneční soustavy dosahuje desítek km/s. Protože přírůstek rychlosti je dán cílem vesmírné mise, vhodnější formulace rovnice (2) je pro výpočet hmotnosti paliva m_p

$$m_p = m_0 \left[1 - \exp\left(\frac{-\Delta v}{v_e}\right) \right]. \quad (3)$$

Aby se snížila spotřeba pohonných hmot, nebo jinými slovy, aby se snížil poměr m_p/m_0 , musí být výtoková rychlost spalín co největší. Obrázek 1 ukazuje poměr m_p/m_0 v závislosti na výtokové rychlosti spalín v_e pro dva přírůstky rychlosti. Vysoká výtoková rychlost spalín nám umožňuje drasticky snížit množství pohonné látky, což se projeví snížením nákladů nebo zlepšením charakteristik mise, např. větší užitečné zatížení nebo delší doba trvání. [1;2]

² Uvedená hodnota odpovídá pro manévr LEO-Měsíc, včetně přistání na povrchu Měsíce



Obr. 1: Graf závislosti poměru hmotnosti paliva k prázdné hmotnosti na výtokové rychlosti spalin [4]

Chemické motory, ať už na kapalné nebo pevné pohonné látky, jsou zásadně omezeny energií na jednotku hmotnosti uloženou v pohonné látce. Toto omezení lze obejít změnou mechanismu přeměny energie: zdroj energie musí být oddělen od hnací látky. Elektrické pohony jsou jednou z možností, protože externí zdroj energie se používá k ionizaci a akceleraci pohonné látky. Elektrické pohony proto umožňují provádět mise o velkých Δv , které zůstávají nedosažitelnými pro chemické motory. [4]

1.2. Specifický impuls

Z Ciolkovského rovnice je patrné, že dosažitelná rychlost závisí kromě poměru m_0/m_f i na výtokové rychlosti spalin v_e . Avšak v raketové technice se spíše setkáváme s pojmem specifický impuls.

Celkový impuls je úměrný celkové energii uvolněné spálením pohonných látek a je dán vztahem

$$I = \int_0^t F dt \quad (4)$$

Specifický impuls je obecně definován jako celkový impuls v [N.s] dělený množstvím pohonných látek v [kg].

$$I_{sp} = \frac{I}{m_p} = \frac{\int_0^t F dt}{\int_0^t \dot{m}_p dt} \quad (5)$$

Z uvedeného vztahu vyplývá, že v soustavě SI má specifický impuls rozměr rychlosti [Ns/kg] = [m/s]. Pro konstantní tah i spotřebu paliva pak platí

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_p} = v_e \quad (6)$$

Vysoký specifický impuls elektrických pohonů je činí velmi atraktivními, není-li doba mise kritickým aspektem. Díky vysokému specifickému impulsu nám elektrické pohony umožňují dosáhnout vysoké konečné rychlosti kosmických letadel a velkého celkového impulsu za předpokladu, že je raketa poháněna během dostatečně dlouhé časové periody.

Životnost pohonného systému, který je většinou dán erozí a poškozením součástí, jako je plazmová komora, elektrody a neutralizátor, se tak stává klíčovým parametrem. V důsledku toho musí být technologie elektrických pohonů vysoce spolehlivá s velmi nízkou pravděpodobností selhání po celou dobu mise. [1;2]

1.3. Doba chodu

Spotřebováním pohonných látek klesá celková hmotnost, tím pádem se časová změna množství pohonných látek rovná záporně vzaté časové změně celkové hmotnosti kosmického letadla ($\dot{m}_p = -\dot{m}$). Tento vztah můžeme zapsat jako

$$F = -I_{sp} \frac{dm}{dt} \quad (7)$$

Separací proměnných upraví rovnici k přímé integraci za předpokladu konstantního tahu a specifického impulsu

$$\int_{t_0}^{t_f} dt = -\frac{I_{sp}}{F} \int_{m_0}^{m_f} dm \quad (8)$$

Po integraci můžeme stanovit dobu chodu, během níž jsou spotřebovány všechny pohonné látky [1]

$$\Delta t = t_f - t_0 = \frac{I_{sp}}{F} (m_0 - m_f) \quad (9)$$

1.4. Účinnost

V elektrických pohonech musí být atomy nebo molekuly pohonné látky, které mohou být v pevném, kapalném nebo plynném stavu, nejprve přeměněny na ionty, než jsou urychleny na vysokou rychlost a vypuštěny ven. Protože pouze část uloženého paliva se přeměňuje a vytváří tah, podstatnou veličinou je účinnost využití hmoty či paliva [4]

$$\alpha = \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_p} = \frac{I_b M}{e \dot{m}_p}, \quad (10)$$

kde \dot{m}_i je hmotnostní průtok iontů, I_b je proud iontů ve výtokovém svazku, e je elementární náboj a M je atomová hmotnost pohonné látky. Rovnice (10) je dána za předpokladu, že výtokový svazek obsahuje pouze jednotlivě nabité ionty, ale účinnost využití hmoty může být snadno korigována tak, aby zohledňovala i vícenásobně nabité ionty. Proto lze u elektrických pohonů tah a specifický impuls vyjádřit jako:

$$T = \dot{m}_i v_e = \alpha \dot{m}_p v_e \quad (11)$$

$$I_{sp} = \alpha v_e. \quad (12)$$

Protože α je veličina, kterou je velice obtížné přesně stanovit, tak se obvykle nepoužívá jako indikátor výkonu pro porovnání technologií. Místo toho se zavádí účinnost tahu η , která je u elektrických pohonů definována jako

$$\eta = \frac{P_{mech}}{P_{el}} = \frac{\dot{m}_p v_e^2}{2P_{el}} = \frac{T^2}{2\dot{m}_p P_{el}}, \quad (13)$$

kde P_{el} označuje elektrický výkon. S touto definicí lze η vypočítat měřením tahu ve zkušební komoře. Pro dosažení vysoké účinnosti tahu musí být minimalizovány všechny podmínky ztráty energie, což zahrnuje například: ionizaci a disociaci paliva, divergenci paprsku, depozici energie na stěnách a na elektrodách a ztráty v součástech, jako jsou neutralizátor a magnetizační cívky. Rovnici (13) lze použít k vyjádření poměru tahu k výkonu

$$\frac{T}{P_{el}} = \frac{2\eta}{\alpha v_e} = \frac{2\eta}{I_{sp}}. \quad (14)$$

Jak je vidět, úroveň tahu je omezena dostupným výkonem energetického systému kosmického letadla. Navíc, s konstantním výkonem a účinností tahu, zvýšení specifického impulsu snižuje tah. Protože elektrické pohony dodávají vysoký specifický impuls, jedná se o zařízení s nízkým tahem, která pracují po dlouhou dobu. [4]

2. Napájení elektrických pohonů

2.1. Zdroje napájení

U elektrických pohonů je energie dodávána z vnějšího zdroje, což znamená, že pohonná látka a energie potřebná k vytvoření hybnosti jsou na rozdíl od chemického pohonu rozděleny. energii můžeme získávat z několika typů zdrojů, jako jsou fotovoltaické solární panely, baterie, radioizotopový termoelektrický generátor (RTG) nebo jaderný reaktor. Výhody a nevýhody různých zdrojů jsou shrnuty v tabulce 2. Pro kosmický let mají obzvlášť význam dvě kritéria: výstupní výkon a hmotnost zdroje. Celkový výkon, který je k dispozici na palubě kosmické lodi, přímo určuje úroveň tahu, jak ukazuje rovnice (14). Například vyvození 10 N (~ 1 kg) s účinností 50 % a I_{sp} 3000 s (typické hodnoty pro systémy elektrických pohonů) vyžaduje 300 kW elektrické energie, což by vyžadovalo plochu solárního panelu asi 900 m² poblíž Země. Mimoto napájecí zdroj musí být nesen kosmickým letadlem, v důsledku toho i poměr výkonu k hmotnosti zdroje ξ je kritickým parametrem. V tomto ohledu se zdají být nejvhodnější solární panely a baterie. Avšak pro meziplanetární cesty směrem k vzdáleným planetám zůstává jaderný štěpný reaktor dosud nejlepší možností, jelikož účinnost solárních panelů se značně snižuje se vzdáleností od Slunce. [5]

Tab. 2: Přehled vlastností vybraných zdrojů elektrické energie pro elektrické pohony [4]

Vlastnosti	Zdroj elektrické energie			
	Solární panely	Baterie/palivové články	RTG	Jaderný reaktor
Výkon [kW]	1–15	0,1–100	0.1–1	100–1000
Účinnost [%]	20–30	>90	<7	30
ξ [W kg ⁻¹]	150–300	100–1000	5	5–40
Degradace	Vysoká	Malá	Střední	Malá
Oběžná dráha	Země	Meziplanetární	Meziplanetární	Meziplanetární

Z výše uvedeného je zřejmé, že výtoková rychlost spalin i tah jsou závislé na hmotnosti zdroje energie. Použitím rovnice (14) a zavedením ξ , se tah elektrického pohonu určí

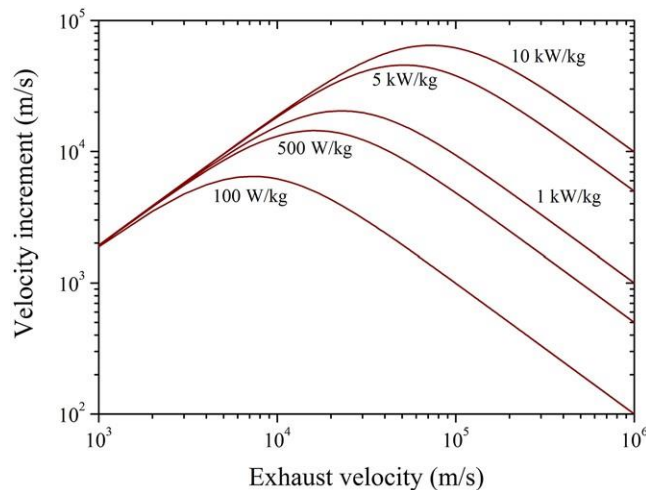
$$T = \dot{m}_i v_e = \alpha \dot{m}_p v_e = \sqrt{\frac{2\eta\xi m_p m_{el}}{t_p}}, \quad (15)$$

kde m_{el} je hmotnost zdroje energie. Potřeba vysoké účinnosti tahu a poměru výkonu k hmotnosti je dobře ilustrována v předchozí rovnici. Pro pevné hodnoty η a ξ vyžaduje zvýšení tahu zvýšení hmotnosti zdroje napájení. Protože hmotnost zdroje energie je neměnná, klasická Ciolkovského rovnice již není vhodná. Místo toho můžeme použít sofistikovanější rovnici

$$\Delta v = v_e \ln \left(1 + \frac{2\eta\xi t_p}{2\eta\xi t_p \frac{m_s}{m_p} + \alpha^2 v_e^2} \right), \quad (16)$$

kde hmotnost konstrukce m_s zahrnuje hmotnost užitečného zatížení.

Rychlostní přírůstek Δv je vyneseno jako funkce v_e pro několik hodnot poměru výkonu k hmotnosti ξ na obrázku 2. Graf jasně ukazuje, že rychlost kosmického letadla se nezvyšuje monotónně. Velké v_e vyžaduje velké množství energie, což znamená těžký zdroj energie. Když se hmotnost pohonné jednotky zvýší ve srovnání s celkovou hmotností kosmického letadla, Δv se sníží. Vyšší ξ zvyšuje dosažitelný přírůstek rychlosti a vrchol Δv se pohybuje směrem k větším v_e , jak se zvyšuje ξ . Poměr výkonu k hmotnosti energetické jednotky je tedy klíčovým parametrem pro optimalizaci plánu mise. [4]

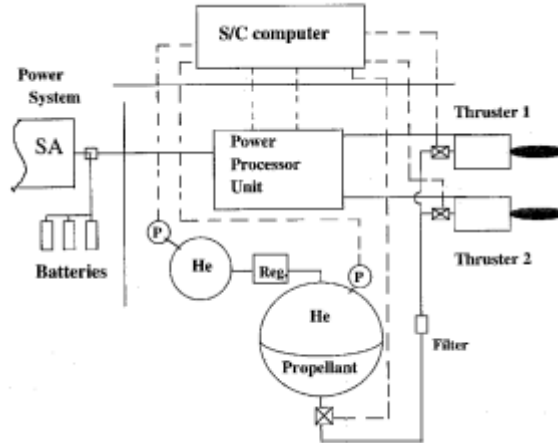


Obr. 2: Závislost Δv na výtokové rychlosti spalin pro různé hodnoty ξ [4]

2.2. Systém napájení

Systém elektrického pohonu (obrázek 3) je sada komponentů uspořádaných tak, aby přeměnila energii z energetického systému kosmického letadla na kinetickou energii pohonné látky. Obrázek 3 schematicky zobrazuje hlavní prvky systému elektrického pohonu a jeho rozhraní s jinými systémy kosmického letadla. Energetický systém obvykle dodává regulovaný stejnosměrný sběrníkový výkon řídicí jednotce (PPU – power processor unit), jakož i dalším pomocným prvkům, jako jsou ventily, ohříváče atd. PPU zpracovává tuto surovou energii do specifické formy, kterou vyžadují motory a je obvykle jedním z nejsložitějších a nejkomplexnějších komponentů elektrického pohonu. Toky, které mají být zpracovány, jsou obvykle velmi malé, ale vyskytují se po velmi dlouhou dobu (měsíce), což představuje zvláštní komplikace pro návrh přesných regulátorů průtoku a izolačních prvků.

Příkazy pro spínače, ventily, regulátory a další prvky jsou dodávány počítačem, který také přijímá a zpracovává celou řadu signálů ze senzorů. [6]



Obr. 3: Schéma elektrického pohonu a dalších komponentů [6]

3. Rozdělení elektrických pohonů

Elektrické pohony se obvykle rozdělují dle způsobu přenosu elektrické energie (výroba plazmatu) a generování tahu a specifického impulsu (urychlení plazmatu). Oblast elektrických pohonů můžeme tedy rozdělit do tří širokých kategorií, které se dělí na další podkategorie viz tabulka 3. [5]

Tab. 3: Porovnání vlastností chemických a elektrických pohonů s obvyklými pohonnými látkami [4]

Typ pohonu	I_{sp} [s]	Tah [N]	Výkon [kW]	Doba chodu	Typ paliva
Chemický					
Plyn	50	0,1-100	0,05	~mn	N ₂ , amoniak
Kapalina	200	1-500	10 ²	~h	hydrazin
Kapalina	300-400	10 ⁶	10 ⁷	~mn	LO ₂ +H ₂ , kerosin
Pevná látka	250	10 ⁷	10 ⁸	100 s	prášek (Al, Mg, Zn, S)
Elektrotermální					
Resistojet	100-300	0,2	0,1-1	~h	N ₂ , hydrazin, Xe
Arcjet	500	0,1	1	1000 h	hydrazin, amoniak
Elektrostatický					
GIE	3000	10 ⁻³ -0,1	0,1-5	30 000 h	Xe
Hallův motor	1500	10 ⁻² -1	0,2-20	10 000 h	Xe
Elektromagnetický					
MPD	1000-10000	0,5-50	100-10 ³	1000 h	Ar, H ₂ , Li
PPT	500-1500	10 ⁻⁵ -10 ⁻²	0,01	1000 h	PTFE (teflon)

3.1. Elektrotermální pohony

Elektrická energie se používá k ohřevu pohonné látky v komoře. Expanze horkého neutrálního nebo ionizovaného plynu pomocí vhodné trysky umožňuje přeměnu tepelné energie na kinetickou energii, která dodává kosmickému letadlu hybnost. [5]

3.1.1. Resistojety

Resistojety generují tah ohřátím tekutiny pomocí Jouleova efektu. Plyn se nejprve zahřívá elektricky průchodem odporovými ohříváči různých geometrií (spirály, pruty, desky atd.). Horký plyn je následně expandován skrze konvergentně-divergentní tuhou trysku pro vytvoření tahu. Specifický impuls se zvyšuje s \sqrt{T} . Lze použít všechny plynné pohonné látky, ale musí být kompatibilní s materiálem ohříváče. Teplota v komoře resistojetu je kvůli vlastnostem materiálu stěny omezena na přibližně 3000 K. Specifický impuls je pak kolem 300 s, což je značně nad tím, čehož se dosahuje u plynových expanzních pohonů s malým

nárůstem složitosti a vysokou účinností nad 50 %. Přestože mají resistojety nízkou úroveň specifického impulsu, jsou atraktivní, protože je lze snadno integrovat, používají systém řízení pohonných hmot jako u chemických pohonů a pracují při nízkém napětí, které nevyžaduje složité modifikace energetického systému. Kromě toho jsou resistory levná, spolehlivá a bezpečná zařízení. Také je to jediná technologie elektrických pohonů, která nevyžaduje plazmatický stav pohonné látky. Z těchto důvodů jsou zvláště vhodné pro malé družice a patříly mezi první elektrické možnosti pro pohon komunikačních družic. [4;5]

3.1.2. Arcjety

Arcjety jsou další formou tepelného motoru pro pohon kosmických letadel. Účelem je překonat teplotní omezení resistojetu průchodem elektrického oblouku přímo proudem plynu. Obrázek 4 (b) ukazuje rozložení válcové architektury arcjetového motoru. Mezi kuželovou špičkou tyče, která působí jako katoda, a divergentní tryskou, která slouží jako anoda, je vytvořen oblouk s vysokým proudem (~100 A). Obě elektrody jsou vyrobeny z wolframu, který má vysokou teplotu tání. Často je začleněno do materiálu katody thorium pro zvýšení emise elektronů. Napříč mezerou mezi anodou a katodou je vytvořen stabilní stejnosměrný potenciál o přibližné hodnotě 100 V. Plyn je vstříkovan do oblasti před hrdlem trysky. V hrdle je produkována plazma o vysoké teplotě a hustotě; velká část proudu plynu však zůstává neutrální. Teplota v jádru plazmy dosahuje 1–2 eV. Silný gradient v radiálním směru udržuje teplotu stěny kolem 2000 K. Atomy jsou zahřívány kolizemi s elektrony a ionty. Horký plyn expanduje tryskou, kde se tepelná energie přeměňuje na kinetickou energii. Typicky je účinnost arcjetu kolem 30 %, což je pod účinností resistojetu, avšak zvýšení specifického impulsu je znatelnější. [4;5]

Arcjety pracují za standardních podmínek při výkonu několika kW. Obvyklou pohonnou látkou je amoniak nebo hydrazin. Specifický impuls se pohybuje okolo 500 s, avšak bylo dosaženo hodnoty specifického impulsu nad 1000 s pomocí vodíku a hélia. Pro menší družice byly vyvinuty nízkoeenergetické arcjety, které fungují při přibližně 100 W. Životnost zařízení je určována erozí a odpařováním materiálu katody při kontaktu s ionty a bývá několik stovek hodin. Relativně krátká životnost a nestabilní charakter obloukové plazmy jsou hlavními nevýhodami arcjetových motorů. [4;5]

3.2. Elektromagnetické pohony

Pohonná látka je ionizována a urychlována kombinovaným působením elektrických a magnetických sil. Proces tepelné roztažnosti omezuje specifický impuls na střední hodnoty, a to i u pohonných látek o malé hmotnosti. Jediným způsobem, jak zvýšit hladinu specifického impulsu a hustotu tahu, je obrátit se na magnetické a elektrické interakce. Mezi elektromagnetické pohony patří technologie magnetoplazmadynamických motorů (MPD), pulzních plazmových motorů (PPT) či vakuových obloukových motorů (VAT). [5]

3.2.1. Magnetoplazmadynamické motory

MPD je plazmový pohon složený ze dvou soustředných elektrod, mezi nimiž je vytvořen výboj o vysokém proudu. Anoda má funkci urychlení plazmy a rovněž disipuje tepelnou energii. Plynná pohonná látka, která je vstříkována do horní části zařízení, je ionizována nárazem elektronů. Hustota Lorentzovy síly $F_L = j \times B \text{ Nm}^{-3}$, která je výsledkem vzájemného působení mezi hustotou radiálního proudu j protékající plazmou a indukovaným magnetickým polem B , urychluje plazmu k vysoké výtokové rychlosti v axiálním směru, jak je znázorněno na obrázku 4 (c). [4;5]

V MPD pohonu tah většinou vychází z kombinace gradientu tepelného tlaku plazmy p s gradientem magnetického tlaku $B^2/(2\mu_0)$, kde μ_0 je permeabilita vakua. Účinek tlaku neutrálního plynu je zanedbatelný. Provozní režim MPD pohonu je proto řízen plazmatickým parametrem β , který odpovídá poměru tepelného tlaku ku magnetickému tlaku viz rovnice (17). Efekt MPD je účinný, tj. stupeň ionizace je vysoký a hustota tahu je velká, v nízkém β režimu ($\beta < 1$).

$$\beta = \frac{2\mu_0 p}{B^2}. \quad (17)$$

MPD pohony jsou jednoduchá, avšak robustní zařízení. Mají schopnost generovat ustálené tahové hustoty až 10^5 Nm^{-2} , zatímco nejmodernější Hallové motory a mřížkové iontové motory generují $\approx 50 \text{ Nm}^{-2}$ a $\approx 10 \text{ Nm}^{-2}$, při použití xenonu jako paliva. MPD pohony vytvářejí tah mezi 0,5 a 50 N a poskytují specifické impulsy v rozsahu 1 000 – 10 000 s, přičemž účinnost tahu se blíží 40 % při provozu s H_2 , He nebo Ar. Nízká účinnost tahu pohonů MPD má za následek vysoké náklady na ionizaci pohonné látky, ztráty v plášti elektrod a zbytkovou tepelnou energii akumulovanou v proudu [8]. Životnost pohonů MPD je omezena erozí a odpařováním katodového materiálu a nepřesahuje 1000 hodin. Kromě toho je úroveň vstupního výkonu pohonů MPD omezena výskytem nestabilit výboje a silné eroze elektrod při velmi vysokém výkonu. [4;5]

3.2.2. Pulsní plazmové motory a vakuové obloukové motory

Pulsní plazmové motory (PPT) jsou elektrické pohony elektromagnetického typu, které nabízejí ve srovnání s jinými koncepty dva charakteristické rysy: fungují v krátkém pulzním režimu ($\approx 10 \mu\text{s}$) a používají tuhou pohonnou látku. Obrázek 4 (d) ukazuje základní uspořádání ablativního PPT. Jedinou pohyblivou částí je pružina, která pasivně tlačí na pohonnou látku. Výboj vzniká mezi oběma elektrodami pomocí vysokonapěťového impulsu a díky energii uložené v kondenzátoru ($> 10 \text{ J}$) se mění na oblouk ($\sim 100 \text{ V}$, $\sim 10 \text{ kA}$). Krátkodobý výboj ($\sim 10 \mu\text{s}$) o vysokém proudu způsobí ablaci a ionizaci malého množství pevného paliva, které je následně urychleno na vysokou rychlost. [4;5]

Frekvence pulsů PPT je obvykle několik Hz. Podobně jako v případě pohonů MPD má tah v PPT dvě složky. Indukované magnetické pole v důsledku vysokého proudu vytváří magnetickou Lorentzovu sílu zodpovědnou za vysoký specifický impuls. Druhá složka vzniká tepelnou expanzí horké plazmy. Výkon PPT je ovlivňován různými faktory: elektrickým obvodem, konstrukcí motoru, průběhem pulsů, geometrií trysky a pohonnou látkou. [4;5]

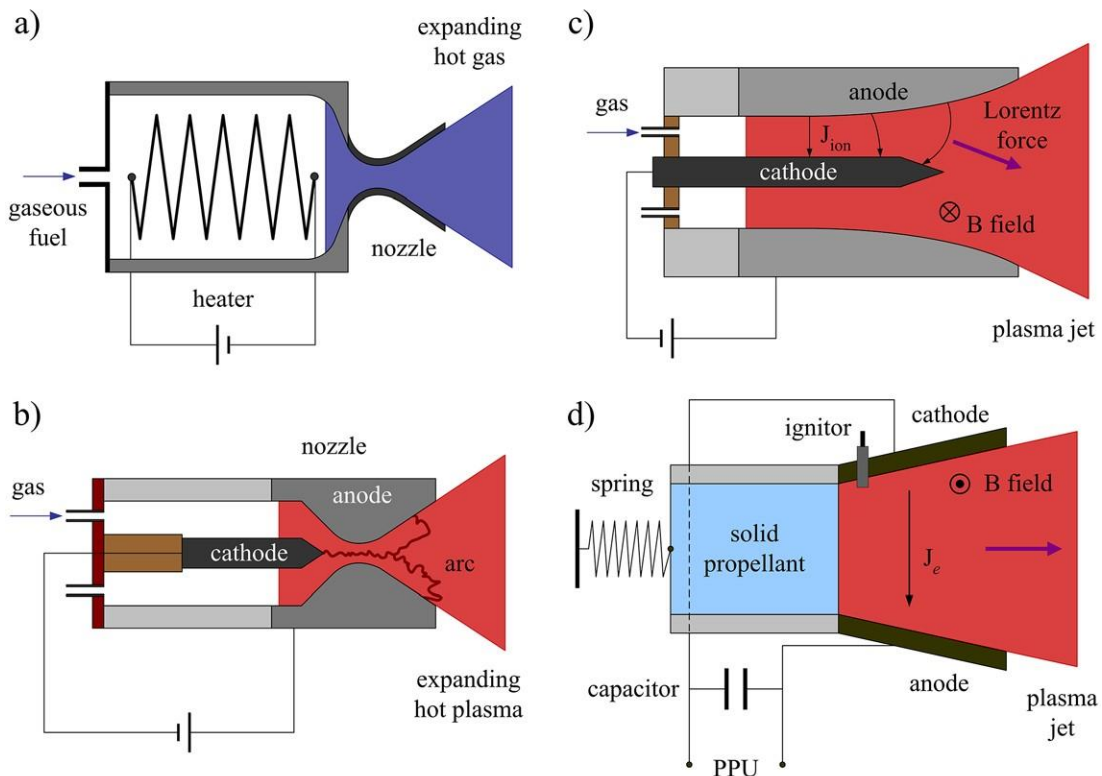
Pohon ablativního PPT musí být netoxický, inertní, dielektrický, snadno ablační a ionizovatelný. Ačkoli bylo vyhodnoceno mnoho polymerů, v současné době je preferovanou možností polytetrafluorethylen (PTFE) známý též jako teflon. Typické výkony ablativního PPT jsou shrnuty v tabulce 3. Specifický impuls se pohybuje mezi 500 a 1500 s. Okamžitý tah je velmi velký (několik N), ale tah v ustáleném stavu je nízký, protože zařízení pracuje v pulzním režimu. [4;5]

Účinnost PPT je pod 10 % v důsledku neúplného využití hnací látky v kombinaci s velkou elektrotermální kontribucí, zejména při nízkých hladinách výkonu [44, 49]. PPT byla první technologií elektrických pohonů, která byla použita v kosmickém prostoru na palubě sovětského satelitu Zond-2 v roce 1964. PPT jsou jednoduché, kompaktní a spolehlivé pohony, které nabízejí vysoký specifický impuls, přesné řízení impulsních bitů a změny tempa jejich opakování. V současné době se jeví jako atraktivní volba pro přesné řízení polohy družic a primární pohon mikrosatelitů ($< 500 \text{ kg}$). [4;5]

Objevilo se několik výzkumných cest ke zvýšení výkonu PPT a rozšíření rozsahu výkonu, aniž by byly ohroženy výhody technologie. Tuhou pohonnou hmotou lze nahradit plynou pohonnou hmotou, která zvyšuje elektromagnetické zrychlení. PPT s přívodem plynu může v zásadě dodávat I_{sp} nad 10 000 s. Další možnosti, jak zlepšit účinnost PPT, je

použití kovů jako pohonné látky. Tento přístup vedl k vývoji vakuových obloukových motorů (VAT – z anglického vacuum arc thruster). [7]

VAT a PPT jsou podobné technologie, které vytvářejí kvazi-neutrální plazmatický výboj a nevyžadují neutralizátor. VAT používá pohonnou látku jako katodu, která se ablatuje během každého výboje. VAT nabízí několik potenciálních výhod, jako je zjednodušená konstrukce motoru, nižší hmotnost (kvůli nepřítomnosti systému pro přívod pohonné látky), vyšší účinnost (díky vysoce ionizované plazmě) a oddělený pulzní provoz bez obětování účinnosti produkce plazmy (to umožňuje jemné ladění kosmických manévřů). U VAT i PPT je množství vyvinutého tahu závislé na množství pohonné hmoty ablatované během každého impulsu a na frekvenci pulzů. Oba typy motorů dodávají impulsní bity, které jsou řádově v řádu desítek mN.s. Dokončení manévřů, které vyžadují významný impuls, vyžaduje použití buď několika pulzních motorů, nebo malého počtu motorů pracujících při vysokých pulzních frekvencích, což je obtížné dosáhnout u malých družic, které mají omezený výkon i schopnost odvádět teplo produkované pohonným systémem. [7]



Obr. 4: Schéma elektrotermálních a elektromagnetických pohonů a) resistojet, b) arcjet, c) MPD, d) PPT [4]

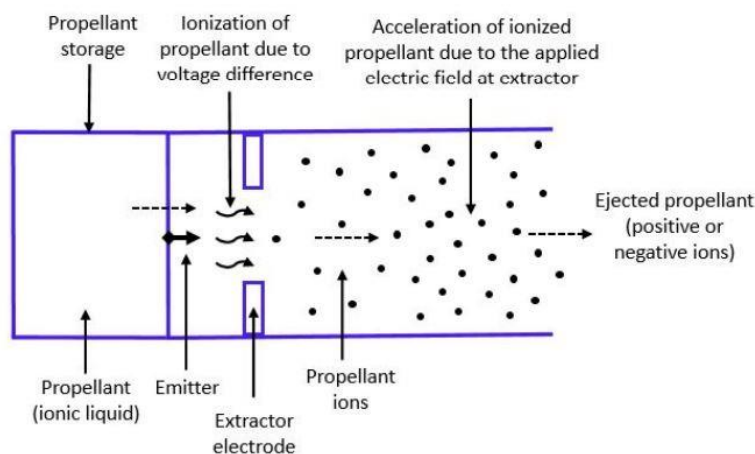
3.3. Elektrostatické pohony

Elektrostatické pohony jsou bezpochyby nejvýznamnější kategorií elektrických pohonů. Především iontové a Hallovy motory patří mezi nejrozšířenější technologie a jak si ukážeme v kapitole 8, jejich použití stále roste. Proto těmto dvě typům byly věnovány celé kapitoly. Dále do této kategorie patří elektrospreje, které můžeme dělit na koloidní a FEPP pohony. [4;5]

3.3.1. Elektrospreje

Elektrospreje jsou bezplazmové elektrické pohonné systémy, které pracují na principu elektrostatické extrakce a urychlení nabitých částic (iontů) z povrchu kapaliny (pohonné látky), které následně vytváří tah. Jejich základní pracovní princip je založen na procesu, při kterém je vodivý povrch pohonné látky deformován do ostrého kónického tvaru nazývaného Taylorův kužel; v momentě překročení určité prahové hodnoty elektrického potenciálu jsou ionty extrahovány z vrcholu kužele. [8]

Elektrospreje urychlují kladné nebo záporné ionty, respektive vytvářejí jak kladné, tak záporné iontové paprsky, čímž vylučují potřebu vnější katody k neutralizaci vylučovaných iontů na rozdíl od iontových a Hallových motorů kde je vnější katoda nezbytná (toto tvrzení ovšem platí pouze u koloidních pohonů, technologie FEPP neutralizátor vyžaduje). Pohonné látky používané pro elektrospreje jsou obvykle iontové kapaliny, jelikož jejich zanedbatelný tlak par slouží jako výhoda při tlakování pohonných látek a umožňují tak zmenšení celého systému [96]. Schéma pohonného systému elektrospreje je znázorněno na obr. 5 a obsahuje úložiště pohonné látky, emitor a extrakční elektrodu. Výkon elektrosprejů se může měnit změnou napětí procházejícího emitorem a extrakčními elektrodami. [8]



Obr. 5: Základní princip elektrospreje [8]

V elektrosprejích hraje poměr hmotnost/náboj $\left(\frac{q}{m_{ion}}\right)$ důležitou roli při určování výstupní rychlosti a tahu. Tento poměr je nepřímo úměrný hustotě (ρ) a objemovému toku pohonné látky (Q), jak ukazuje rovnice (18). Výtoková rychlost, popsaná v rovnici (19), je funkcí druhé odmocniny napětí urychlujícího ionty (V_i), proudu iontového paprsku (I_i) a poměru hmotnost/náboj. Dle rovnice (20) je tah funkcí napětí urychlujícího ionty, proudu iontového paprsku a hmotnostního průtoku iontů (\dot{m}_{ion}).

$$\left(\frac{q}{m_{ion}}\right) = \frac{1}{\rho Q} \quad (18)$$

$$v_{ei} = \sqrt{2V_i I_i \left(\frac{q}{m_{ion}}\right)} = \sqrt{\frac{2V_i I_i}{\rho Q}} \quad (19)$$

$$T = \dot{m}_{ion} v_{ei} = \sqrt{2V_i I_i \left(\frac{q}{m_{ion}}\right)} \dot{m}_{ion} \quad (20)$$

V elektrosprejích se obvykle provádí extrakce nabitých částic prostřednictvím dvou režimů: kuželový režim, ve kterém se pohonná látka rozpadá na kapičky; a iontový režim, kde se extrahují čistě ionty. Obdržený specifický impuls v iontovém režimu je větší než v kuželovém režimu. Elektrosprejové pohony můžeme tedy rozdělit na koloidní pohony a FEPP (z anglického field-emission electric propulsion) dle režimu, ve kterém pracují. Jednotlivé emitory elektrosprejů pracují v mW a generují tah v řádu μN , proto je nutná řada emitorů pro sestavení motoru, který bude dodávat požadovaný tah. [8]

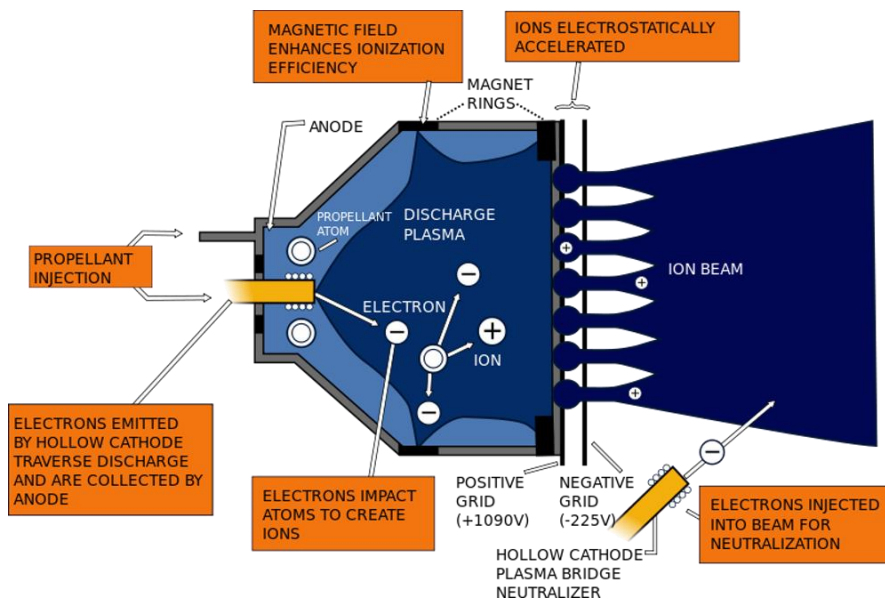
4. Mřížkový iontový motor

4.1. Princip technologie

Mřížkový iontový motor (GIE – z anglického gridded ion engine) je typ elektrického pohonu, ve kterém je hustota tahu dosažena elektrostatickými interakcemi: $(\epsilon_0/2)E^2$, kde ϵ_0 je permitivita vakua a E je intenzita elektrického pole.

Proces ionizace pohonné látky a urychlování iontů jsou fyzicky odděleny v GIE, na rozdíl od dříve popsáných pohonů. Toto speciální uspořádání umožňuje vylepšení tahu a výtokové rychlosti. Plyn je vstříkován a ionizován v izolované komoře, jak je znázorněno na obrázku 6. [9]

Geometrie komory může být válcová, kulová, polosférická či sféroidní (sféroid neboli rotační elipsoid jehož dvě poloosy jsou stejně dlouhé). GIE jsou klasifikovány podle způsobu přenosu elektrické energie do plynného paliva. Ve stejnosměrném režimu jsou ionty vytvářeny přímým dopadem elektronů, přičemž elektrony (10–50 eV) jsou dodávány dutou katodou umístěnou v komoře, viz obrázek 6.



Obr. 6: Schéma mřížkového iontového motoru [10]

Elektrony jsou magneticky ovlivněny pomocí slabého pole do konfigurace prstencových špiček („cusped“ tvar), aby se zvýšila jejich doba setrvání, a tím i stupeň ionizace. Tento typ iontového zdroje je často označován jako zdroj Kaufmanův. Ionizace lze dosáhnout také pomocí vln. Vnější indukční cívku ovinutou kolem těla motoru lze indukčně spojit radiofrekvenční (RF) vlnu s plazmou. Energie je poté ukládána blízko nevodivých stěn v oblasti skin efektu v plazmatu, kde se nachází elektrické pole. Radiofrekvenční iontové

motory nabízejí s ohledem na stejnosměrné motory několik výhod: není nutná vnitřní katoda, není potřeba magnetické omezení a snížení eroze komory. Nevýhodou je mírně nižší tahová účinnost. [9]

Plazma může být účinně zahřívána superponováním statického magnetického pole ($> 0,1$ T) a vysokofrekvenční elektromagnetické vlny v pásmu GHz. Když se mikrovlnná frekvence shoduje s elektronovou Larmorovou frekvencí, je dosaženo režimu elektronové cyklotronové rezonance (ECR) a energie je ukládána přímo do elektronů. Konstrukce komory je zásadní pro mikrovlnný GIE, aby se zabránilo odrazu vlny, která ovlivňuje hodnotu tahu. Také je potřeba se vyvarovat případných rušivých vlivů na komunikační systém kosmického letadla. Iontové motory v ECR režimu při 2,45 GHz byly použity jako hlavní pohonný systém pro kosmické letadlo Hayabusa. [4]

Ať už je typ iontového motoru jakýkoliv, jsou ionty extrahovány a urychlovány na vysokou rychlost pomocí sestavy mřížek. Fáze zrychlení se obvykle realizuje pomocí dvou mřížek, jak je znázorněno na obrázku 6. První mřížka (stínící), která je v kontaktu s plazmou, je nastavena na vysoký elektrický potenciál a má za úkol vysílat elektrony. Druhá (zrychlovací) mřížka je nastavena na nízký potenciál pro urychlení iontů. Výtoková rychlost je přímo dána rozdílem potenciálů mezi mřížkami. První mřížka do značné míry definuje kolimaci (soustředování světelných paprsků do určitého směru) iontového paprsku. Rovněž omezuje erozi zrychlovací mřížky vedením iontového toku směrem k výstupním otvorům.

Třetí (zpomalující) mřížka s vyšším potenciálem může být umístěna za druhou mřížkou. Tato třetí mřížka umožňuje lepší oddělení procesu urychlení iontů a vylučování iontů a pro daný výkon je hodnota tahu větší u systému se třemi mřížkami. Přestože zpomalovací mřížka zvyšuje složitost a hmotnost, silně snižuje erozi zrychlovacích mřížek tím, že brání tomu, aby ionty produkované v blízkosti výtoku proudily zpět do motoru. Kromě toho zabraňuje pohybu elektronových paprsků proti proudu. Tento nežádoucí vedlejší proud snižuje účinnost a může poškodit zdroj iontů.

Elektrostatická neutralizace vylučovaného iontového paprsku je realizována za sestavou mřížek, kde se elektrony z vnější katody, nazývané neutralizátor, mísí s ionty za vzniku kvazineutrálního paprsku. Neutralizátor je další kritickou součástí GIE. Jeho porucha vede k částečné neutralizaci iontového proudu a výsledný náboj drasticky snižuje výkon motoru. [9]

Tah iontového motoru závisí jak na rychlosti, která je dána poklesem potenciálu mezi mřížkami, tak i na hmotnostním průtoku iontů. Vztahuje se tedy na iontový proud protékající sestavou mřížek. Aby se zvýšila úroveň tahu, musí být zvýšen proud, nicméně existuje horní

hranice. Mezera mezi mřížkami, která je vyplněna pouze ionty, tvoří vysokonapěťový plášť. V takovém případě je hustota iontového proudu j_i omezena nasycením prostorového náboje a řídí se Child-Langmuirovým zákonem

$$j_i = \frac{4\varepsilon_0}{9} \sqrt{\frac{2e V^{3/2}}{M d_{eff}^2}}, \quad (21)$$

kde V je rozdíl potenciálů a d_{eff} efektivní mezera mezi mřížkami, která souvisí s rozstupem mřížek a uvažuje plazmový meniskus. Hodnota efektivní mezery bývá obvykle 1 mm a s napětím 1 kV se pro xenon získá hodnota $j_i = 15 \text{ mAcm}^{-2}$. Při použití rovnice (21) se získá tah na jednotku plochy GIE

$$\frac{T}{A} = \frac{8}{9} \varepsilon_0 \left(\frac{V}{d_{eff}}\right)^2, \quad (22)$$

kde A je prostupná plocha mřížky. Rovnice (22) ukazuje, že tah je úměrný ploše mřížek, tj. velikosti zařízení, a je nezávislý na povaze pohonné látky. [9]

4.2. Výkon a použití

Standartní výkony GIE jsou uvedeny v tabulce 3. Hustota a teplota elektronů v iontových motorech obvykle nebývá vyšší než 10^{17} m^{-3} a $T = 2\text{--}5 \text{ eV}$. Tím že tato technologie produkuje vysoký specifický impuls, často nad požadavky mise, je úroveň tahu bohužel nízká, v souladu s rovnicí (14). Poměr tahu k výkonu je asi 30–40 mN/kW a hustota tahu je $<10 \text{ Nm}^{-2}$. Mřížkové iontové pohony však nabízejí několik výhod. Účinnost tahu je nad 70 % a vysoký specifický impuls umožňuje podstatné úspory paliva. Technologie funguje na základních fyzikálních principech, tudíž numerické simulace mohou dokonale předpovídat výkony i životnost. Úhel divergence paprsku je nízký (~ 10 stupňů), proto nedochází k interakcím s jinými součástmi kosmického letadla jako jsou solární panely. Životnost mřížkových iontových pohonů je určena erozí mřížek vlivem iontů a může přesahovat až 30 000 hodin. [4]

Technologie mřížkových iontových motorů je dnes velmi vyspělá a zavedená a používá se například pro manévry, jako jsou udržování orbitální dráhy stanic a kompenzace odporu. Její schopnost efektivně pracovat za vysokých hodnot specifického impulsu ji činí dokonale vhodnou pro mise, které potřebují vysoké Δv a nejsou nijak časově omezeny. Je proto vhodná pro bezpilotní průzkum vesmíru a mise k planetám a asteroidům. [4]

4.3. Prstencová geometrie iontového pohonu

V současné době probíhá výzkumné úsilí o rozšíření výkonnostních schopností mřížkových iontových motorů. Cílem je především maximalizovat poměr tahu k výkonu, aby se mřížkový iontový pohon lépe hodil pro manévry jako jsou změny oběžné dráhy. Jedná se především o překročení omezení dosažitelné hustoty iontového proudu zlepšením schopnosti extrakce iontů a produkce zdroje. Vhodným přístupem se zdá vývoj nekonvenčního designu: iontový motor s prstencovou geometrií. [11]

Tento návrh představuje několik výhod. Anodová plocha pro sběr elektronů v ionizační komoře je zvětšena ve srovnání s konvenčním mřížkovým motorem o ekvivalentním průměru paprsku. Motor tak není omezen zdrojem, takže může pracovat při současných limitech extrakce iontů. V důsledku toho se zvyšuje hustota tahu a prstencový motor může pracovat při vysokém výkonu se středním specifickým impulsem. Prstencová konstrukce také umožňuje použití plochých mřížek pro extrakci a zrychlení, což zvyšuje účinnost ve srovnání s konvenčními zaoblenými mřížkami díky vyšší míře prostupnosti. Kromě toho geometrie ploché elektrody prstencového motoru zjednodušuje realizaci a místo kompozitu uhlík-uhlík lze použít pyrolytické grafitové mřížky, což výrazně zlepšuje životnost. Pyrolytické grafitové mřížky také nabízejí způsob, jak rozšířit technologii iontových motorů na velmi vysoký výkon nad 100 kW při průměrném specifickém impulsu ($\approx 3\,000$ s.). [11]

4.4. Pohony pro budoucí mise s vysokým potřebným výkonem

V tabulkách I a II je uveden výkon některých stávajících GIE s vysokým výkonem a požadavky na některé mise HiPER. Porovnáním údajů v tabulkách I a II na obrázku 7 lze poznamenat, že pouze dva z uvedených pohonů (NEXIS a HiPEP) jsou schopny splnit některé požadavky na tah, a v případě HiPEP i poskytnout specifický impuls potřebný pro mise náročné na výkon uvedené v tabulce II. Motor RIT je schopen poskytnout specifický impuls přesahující 5000 s, ale dodává pouze čtvrtinu požadovaného tahu. Ostatní motory nejsou schopny splnit žádný z požadavků. [12]

TABLE I
MAIN PERFORMANCE PARAMETERS FOR
SOME HIGH-POWER ION THRUSTERS

Thruster	Power [kW]	Thrust [N]	Grid Active area ^a [cm ²]	Thrust Density [N/m ²]	Specific Impulse [s]
HiPEP [27]	39.3	0.670	3730	1.8	9620
NEXIS [28]	23.2	0.475	2550	1.9	7500
NEXT [29]	6.9	0.237	1020	2.3	4180
XIPS [7]	4.3	0.166	490	3.4	3550
NSTAR [7]	2.3	0.093	640	1.5	3130
JAXA [30]	4.6	0.210	960	2.2	3500
RIT XT [31]	8.1	0.218	350	6.2	6420
T6 [32]	4.5	0.145	380	3.7	4120

^a All the thrusters in the table have circular grids apart from HiPEP that has rectangular grids

TABLE II
REQUIREMENTS OF SOME HIGH POWER,
HIGH SPECIFIC IMPULSE MISSIONS [9]

Mission Class	Thruster Power Class [kW]	Specific Impulse [s]	Thrust [N]
Infra-structure to Earth-Moon L1	25	5000	0.82
		10000	0.4
NEP missions to Saturn	25	10000	0.4
		15000	0.31
Mars Infra-structure	50	10000	0.66

Obr. 7: Tabulka I ukazuje vlastnosti několika vybraných vysokovýkonných iontových motorů. Tabulka II zobrazuje požadavky plánovaných misí [12]

Pokud se zaměříme na NEXIS a HiPEP (protože ostatní motory by musely být výrazně upraveny, aby splňovaly požadavky HiPER), a zvážíme-li, že by se měla použít skupina 6 nebo 8 motorů, celková plocha mřížky by musela být buď 2,2 až 3 m² pro HiPEP a 1,5 až 2 m² pro NEXIS. Tak velká plocha mřížky by byla zřejmě nepraktická; proto je třeba zvýšit hustotu tahu produkovanou mřížkovými iontovými pohony, aby byly splněny požadavky HiPER se subsystémem elektrického pohonu přijatelných rozměrů. [12]

4.5. Dvoustupňové iontové pohony

V konvenčním GIE, za předpokladu, že elektrické pole je udržováno konstantní, vede zvýšení I_{sp} k téměř ekvivalentnímu snížení hustoty extrahovaného proudu, což vede k omezení při zvyšování hustoty tahu. Tento problém lze překonat pomocí dvoufázového zrychlení.

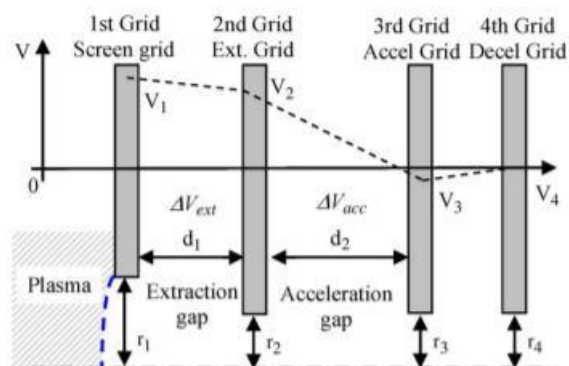
U dvoustupňových iontových pohonů se používají tři nebo čtyři mřížky (obr. 8). První mřížka (stínící) je stejně jako v konvenčním uspořádání udržována na vysokém kladném

potenciálu, druhá mřížka (extrakční mřížka) je udržována na kladném potenciálu nižším než první mřížka a její jedinou funkcí je poskytování rozdílu potenciálu potřebného k extrahování požadovaného proudu. Třetí mřížka (urychlovací mřížka) je udržována na záporném potenciálu a má dvojí funkci: zajišťování potenciálního rozdílu k urychlení iontů a odpuzování elektronů pro zabránění zpětnému toku. Čtvrtá mřížka (zpomalovací), pokud je přítomna, má funkci chránit urychlovací mřížku před dopadem CEX (z anglického Charge Exchange Collisions – výměna náboje iontů s neutrálními atomy) iontů tvořených v proudu plazmatu. [12]

V tomto uspořádání probíhají extrakční a akcelerační procesy iontů odděleně, a proto nejsou tak hluboce propojeny jako v jednostupňovém uspořádání. Fyzikální rovnice zůstávají pro dvoustupňový systém iontové optiky formálně stejné s tím rozdílem, že nyní lze hodnotu napětí na druhé mřížce volně měnit, a proto extrahovaný proud a I_{sp} již nejsou formálně propojeny. To umožňuje zvýšit hustotu tahu udržováním konstantního extrahovaného proudu a zvyšováním specifického impulsu. Mez tohoto zvýšení spočívá ve schopnosti navrhnout druhou fázi schopnou urychlit ionty a zároveň se vyhnout přímým srážkám.

Než však lze použití dvoustupňového zrychlení pro iontový motor považovat za životaschopnou a užitečnou možnost, je třeba odpovědět na dvě základní otázky:

- 1) za jakých podmínek je zvýšení výkonu dostatečně velké, aby odůvodnilo nárůst složitosti systému?
- 2) Jaký dopad bude mít využití dvoufázového zrychlení a následné využití vysokých potenciálů na životnost? [12]



Obr. 8: Průběh napětí na mřížkách u dvoustupňového iontového motoru [12]

4.6. Porovnání konvenčních a dvoustupňových iontových pohonů

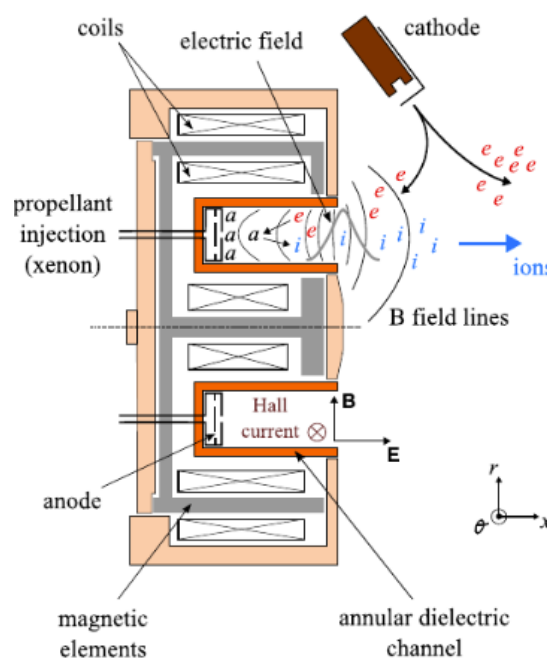
V této kapitole byly vysvětleny limity konvenčních mřížkových iontových motorů a analyzována jejich možná aplikace na budoucí mise s potřebným vysokým výkonem a specifickým impulsem. Došli jsme k závěru, že je potřeba zvýšit hustotu tahu, kterou mohou tyto motory produkovat. Tohoto zvýšení lze dosáhnout pomocí dvoustupňových iontových motorů. [12]

Zejména bylo zjištěno, že dvoustupňová technologie je výhodná z hlediska nárůstu hustoty tahu pro iontový pohon, pokud je poměr mezi poklesem potenciálu ve druhém stupni k poklesu v prvním stupni (Γ) větší než 0,6. Zejména pokud se předpokládá pokles napětí o 2000 V, musí být použity specifické impulsy nad 6250 s.

Byla numericky analyzována životnost dvoustupňového iontového motoru a porovnána s životností produkovanou „typickým“ mřížkovým iontovým motorem s ekvivalentní geometrií a provozními podmínkami (stejná geometrie prvních dvou mřížek a stejné extrakční napětí a odebíraný proud). Bylo zjištěno, že dvoustupňový iontový motor poskytuje delší životnost než konvenční vzhledem ke skutečnosti, že při použití tří mřížek jsou produkční oblasti CEX rozděleny do dvou, což snižuje rychlost eroze akcelerační mřížky. Simulovaná dvoustupňová mřížka iontového motoru byla schopna vytvořit hustotu tahu $12,7 \text{ N/m}^2$, což dokazuje významné zvýšení oproti konvenčním GIE (tabulka II) a zejména ve srovnání s GIE pracujícími na podobné úrovni I_{sp} . Závěrem lze říci, že použití dvoustupňových iontových motorů, vzhledem k jejich schopnosti poskytovat vysoký I_{sp} , vysokou hustotu tahu a dlouhou životnost, se zdá být velmi nadějně pro budoucí mise s potřebným vysokým výkonem a vysokým I_{sp} . [12]

5. Hallův motor

Hallův motor (též HT, motor Hallovského typu, iontový motor s Hallovým efektem atd.) je elektrický pohon pro kosmická letadla, který používá elektrický výboj s magnetizovanými elektrony k ionizaci a akceleraci pohonné látky. Původní myšlenka zrychlení iontů v kvazi-neutrální plazmě byla představena v polovině šedesátých let a Hallův motor byl úspěšně zprovozněn ve vesmíru poprvé v roce 1972 na palubě bývalého satelitu SSSR Meteor. Od té doby bylo provedeno mnoho experimentálních a teoretických prací a tato technologie vybavila desítky komerčních i vojenských satelitů. [9]



Obr. 9: Schéma Hallova motoru (a = atomy, E = elektrony, i = ionty) [9]

5.1. Princip a použití

Na rozdíl od mřížkových iontových motorů v Hallově motoru dochází k elektrostatickému zrychlení těžkých atomových iontů na vysokou rychlost uvnitř jádra výboje, což znamená použití magnetizované plazmy schopné udržet vnitřní elektrické pole. Schéma Hallova motoru je znázorněno na obrázku 9. Princip se opírá o magnetické pole v kolmém směru na elektrické pole a nízkotlaký stejnosměrný výboj generovaný mezi katodou a anodou. Anoda je umístěna na předním konci koaxiálního prstencového dielektrického kanálu. Materiál stěny je v současné době BN-SiO₂. Vnější katoda je dutá katoda s emisním prvkem vyrobeným z BaO nebo LaB₆. [9]

Proud emitovaných elektronů odpovídá proudu I_d proudícímu v elektrickém obvodu. Největší část proudu katody ($\sim 80\% I_d$) se využije na neutralizaci iontového paprsku. Zbývající část proudí směrem k anodě, aby udržovala plazmový výboj. Elektronů získávají energii v elektrickém poli a poté ionizují neutrální atomy uvnitř kanálu. Pohonná látka je přiváděna na zadní stranu kanálu buď anodou nebo za použití vyhrazeného vstřikovacího systému. Ve druhém případě jsou anodové a vstřikovací funkce odděleny, což usnadňuje řízení tepelné zátěže. [9]

Magnetizační cívky nebo permanentní magnety, včleněné do magnetického obvodu vyrobeného ze železa nebo slitin železa a kobaltu, poskytují radiálně orientované magnetické pole B , jehož síla je maximální v blízkosti výtoku kanálu. Pokles elektrického potenciálu je většinou soustředěn v koncové části kanálu kvůli nízké axiální pohyblivosti elektronů, které jsou zde zachyceny magnetickým polem. Indukované elektrické pole je významnou veličinou v Hallově motoru, protože řídí ionizaci pohonné látky a zrychlení iontů a tím tah a specifický impuls. Kombinace radiálního magnetického pole s axiálním elektrickým polem vytváří drift elektronů $E \times B$ v azimutálním směru. [9]

Proud $E \times B$ je dominantní vodivou složkou v Hallově motoru, protože provozní tlak je nízký a pole B je slabé. Hallův motor je proto často označován jako „motor s uzavřeným elektronovým driftem“. Hustota a teplota elektronů jsou obvykle $n_e = 5 \times 10^{17} \text{ m}^{-3}$ a $T_e = 10\text{--}50 \text{ eV}$ při použití xenonu jako pohonné látky. Vysoká teplota elektronů vysvětluje účinnou ionizaci přiváděného plynu. Využití pohonné látky α viz rovnice (10) se přibližuje k jedné.

Standardní výkony jsou uvedeny v tabulce 3. Hallův motor poskytuje menší specifický impuls ($< 2000 \text{ s}$) ve srovnání s GIE, ale poměr tahu k výkonu je 60 mN/kW a hustota tahu je $> 30 \text{ Nm}^{-2}$. Účinnost tahu je přibližně 50% , ale pro motory o vysokém výkonu může být až 60% . Ztráty mají různý původ, mimo jiné velký úhel divergence iontového paprsku (> 30 stupňů), produkce vysoce nabitých iontů, tok nabitých částic ke stěnám a vzájemné interakce mezi procesy ionizace a akcelerace. Tah vzniká zrychlením nemagnetizovaných iontů místním elektrickým polem. Generování tahu má nicméně elektromagnetický charakter jako výsledek Lorentzovy síly na pohonnou látku. [4]

Hallův motor je jediný příklad hybridního elektrostatického/elektromagnetického pohonu. HT jsou technologicky jednoduchá, kompaktní a robustní zařízení pro elektrické pohony, která nabízejí zajímavé možnosti, pokud jde o poměr tahu k výkonu, efektivitu a hmotnost. Jsou tedy atraktivním pohonným prostředkem pro satelity. Nízkovýkonné HT ($\sim 100 \text{ W}$) se dobře hodí pro kompenzaci odporu pozorovacích satelitů, které fungují na nízkých oběžných drahách Země, jakož i pro korekci trajektorie menších družic. Po mnoho

let se používají HT 1 až 2 kW třídy pro výškovou korekci satelitů na geosynchronních drahách. HT s výkonem 5–10 kW jsou plánované pro orbitální manévry na geosynchronních oběžnou dráhu plně elektrických komunikačních satelitů. Jejich velký poměr T/P umožňuje kratší dobu přesunu v porovnání s iontovými motory. Hallův motor se také jeví jako dobrý kandidát pro vesmírné sondy, jak prokázala úspěšná mise SMART-1 se solárními panely pro let k Měsíci viz tabulka 6. Díky vysoké úrovni tahu jsou vysokovýkonné Hallové motory (10–50 kW) vhodné pro ambiciózní robotické mise, jako je průzkum planet, měsíců, vzdálených komet a asteroidů, jakož i pro přepravu nákladů jako podpora misí s lidskou posádkou. [4]

5.2. Negativa Hallova motoru

Přes několik desetiletí vývoje HT a zkoumání v širokém rozsahu vstupních parametrů, fyzikální mechanismy, které řídí vlastnosti a výkon magnetizovaného výboje, zůstávají chabě pochopeny a špatně kvantifikovány. Tento nedostatek znalostí brzdí různé aspekty technologie, jako je optimalizace magnetického pole, odvozování měřicích zákonů, využití alternativních pohonných látek a vývoj prediktivních numerických modelů. Zde jsou uvedeny pouze některé potíže v této oblasti. [4]

5.2.1. Oscilace výboje

Výboj v Hallově motoru je vysoce nestacionární médium, které vykazuje četné typy plazmových oscilací šířících se buď v axiálním, nebo azimutálním směru. Tyto oscilace zahrnují mnoho druhů fyzikálních úkazů, z nichž každý má svou vlastní délku a dobu trvání. Výkyvy výboje, jejichž celkový frekvenční rozsah sahá od několika kHz do několika 100 MHz, hrají hlavní roli v procesech ionizace, difúze částic a zrychlení. Zvláště zajímavé jsou podélné oscilace v rozsahu 10–30 kHz, známé jako dýchací oscilace, protože přenášejí většinu energie. Takové oscilace nacházejí svůj původ v ionizační nestabilitě. Lze je zjednodušeně interpretovat pomocí mechanismu typu kořist-dravec mezi atomy a ionty. Silné podélné oscilace jsou také pozorovány v rozsahu 100–500 kHz. Tyto oscilace jsou spouštěny vysokofrekvenční oscilací elektrického pole v akcelerační oblasti. Nízkofrekvenční oscilace (několik Hz), které se šíří azimutálně, byly pozorovány v ionizační vrstvě několika HT v širokém rozsahu výkonů. Azimutální oscilace s frekvencemi nad 1 MHz byly experimentálně zjištěny a předpovězeny pomocí počítačových simulací. Tyto vysokofrekvenční oscilace odpovídají turbulenci elektronů. [13]

5.2.2. Interakce plazmatické stěny

Interakce mezi stěnami HT a plazmou mají drastický dopad na vlastnosti výboje, výkon a životnost motoru. Míra interakce je určena topologií magnetického pole a materiálem stěny. Magnetické pole je kolmé na vnitřní a vnější stěny kanálu, což vede k velkým tokům nabitých částic. Stěny jsou nevodivé, aby nedocházelo k obcházení magnetické bariéry a pro snížení přenosu tepla. Materiál stěny bývá BN nebo BN-SiO₂, což umožňuje vysokou účinnost tahu a dlouhou životnost. Životnost je dána erozí kanálových stěn motoru pod nápořem iontů a díky vysoké teplotě. Ionty jsou urychlovány směrem ke stěnám poklesem potenciálu a radiální složkou elektrického pole. Ztráta tepelné nebo elektrické izolace nebo poškození obvodu, který řídí topologii magnetického pole, má za následek selhání pohonu. [14]

5.3. Variace Hallova motoru

Ačkoli konvenční architektura HT je nejčastější, existují varianty, které nabízejí alternativní možnosti pro specifické aspekty. Motor s anodovou vrstvou (TAL – z anglického thruster with anode layer) nabízí úzkou zrychlovací oblast: na vstupu kanálu je umístěn ochranný kroužek pro lepší lokalizaci elektrického pole. Ta by měla zvýšit účinnost tahu a umožnit provoz za vysokého specifického impulsu se snížením interakcí plazmy se stěnou. [4]

Byly také navrženy dvoustupňové návrhy ke zlepšení účinnosti a oddělení oblastí ionizace a zrychlení. Dvoufázové HT používající mikrovlnný výboj k posílení ionizace nabízejí slibný příslib do budoucna. Mikrovlnné výboje HT poskytují větší tah a vyšší specifický impuls ve srovnání s jednostupňovými motory a pouze malé snížení účinnosti tahu. Dvoustupňové HT zůstávají zajímavou možností pro pohonné látky s vysokou ionizační energií. Jejich vývoj a optimalizace však vyžaduje lepší porozumění fyzice výboje.

Účinnost tahu a životnost se zhoršují u HT pracujících s nízkým výkonem (<300 W) v důsledku velkého poměru povrchu k objemu. Z tohoto důvodu byly navrženy dva přístupy k získání lepších výkonů.

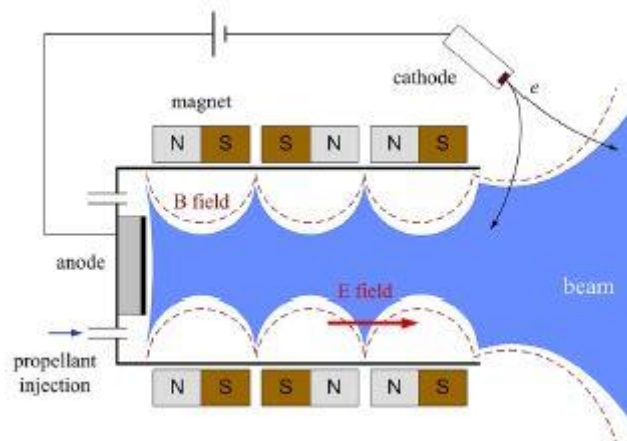
Prvním je zvýšení šířky kanálu při zachování celkového průměru. Poměr povrchu k objemu se snižuje a zrcadlové efekty se zvyšují. Experimenty dokázaly příznivý dopad širšího kanálu na využití pohonné látky a zvýšení tahu.

Druhý přístup se nazývá válcový HT (CHT). Ve srovnání s prstencovým HT má CHT nižší poměr povrchu k objemu v důsledku krátké prstencové oblasti a delší válcové oblasti. Konstrukce CHT vede potenciálně k menším ztrátám na stěnách. Pod 200 W mají CHT

výkony podobné konvenčním HT s vyšším využitím pohonných látek a větším podílem vícenásobně nabitých iontů. [16]

Jednou z možností, jak zlepšit zachycení plazmy v Hallově motoru, je použití konfigurace magnetického pole ve tvaru srpků („cusped“). V USA byl vyvinut divergentní Hallův motor s takovým magnetickým polem (DCHT – diverging cusped-field Hall thruster) a v Německu byl sestaven, testován a kvalifikován vysoce účinný vícestupňový plazmový motor (HEMPT – highly efficient multistage plasma thruster). Primárním účelem bylo prodloužit životnost při stejném výkonu v porovnání s Halloovým motorem v klasické konfiguraci. Schéma Hallova motoru s magnetickým polem ve tvaru srpků („cusped“) je znázorněno na obrázku 10. Zařízení je tvořeno válcovou nebo kuželovou komorou s nevodivými stěnami obklopenými magnety, které vytvářejí konfiguraci magnetického pole v příslušném tvaru. Radiální magnetické pole v rovině středu srpku vytváří magnetickou bariéru, která snižuje pohyblivost elektronů. [15]

HEMPT může pracovat při vysokém specifickém impulsu s vysokou energií paprsku, protože procesy ionizace a akcelerace jsou dobře odděleny. Účinnost pohonné látky je poměrně nízká, ale je kompenzována snížením interakcí plazma-stěna. Kromě toho eroze stěn kanálu je téměř zanedbatelná. HEMPT se jeví jako potenciální alternativa ke konvenčnímu HT, i když poměr T-k-P je nižší a divergence paprsku je větší. [15]



Obr. 10: Hallův motor s magnetickým polem ve tvaru srpků („cusped“) [4]

6. Pohonné látky

Jedním z důležitých prvků systému elektrických pohonů je samozřejmě pohonná látka. Ta do značné míry určuje účinnost tahu a úroveň specifického impulsu. Kromě toho má typ, skladování, řízení toku a vstřikování paliva hlavní dopad na složitost a celkové náklady pohonného systému. Výběr správné pohonné látky je proto kritickým krokem ve vývoji systému elektrického pohonu. Xenon je v současné době nejpoužívanější pohonnou látkou pro různé elektrické pohony, včetně Halloových a iontových motorů. Ačkoli má xenon několik výhod, má také mnoho nevýhod, které by mohly nutit komunitu zvážit alternativní možnosti pohonných hmot, protože roste počet dostupných technologií a rozmanitost kosmických letadel, misí a manévru. [17]

Není snadné najít ideální pohonnou látku pro elektrické pohony, jelikož musí splňovat mnoho faktorů a praktických otázek. Přehled některých vlastností různých pohonných látek, včetně xenonu jako referenčního bodu, jsou uvedeny v Tab. 4, včetně úrovně toxicity a rozsahu nákladů. Faktory, které ovlivňují výkon, jsou hmotnost a ionizační energie E_i . Těžší pohonná látka poskytuje větší kinetickou energii, ale na úkor specifického impulsu. Molekulární pohonné látky se obecně příliš nepoužívají, protože část dostupného vstupního výkonu se ztrácí na disociaci na menších fragmenty. Molekula jodu (I_2) může být výjimkou, protože je atraktivní mnoha jinými způsoby. [17]

Tab. 4: Přehled vlastností pohonných látek pro elektrické pohony [4]

Pohonná látka	M [u]	E_i [eV]	Skupenství	Tlak par [Pa]	Teplota tání/varu [°C]	Toxicita	Cena
He	4.0	24.6	Plynné	—	-272 / -269	Malá	Malá
Li	6.9	5.4	Pevné	10^{-6} (500 K)	180 / 1342	Střední	Malá
Ar	39.9	15.8	Plynné	—	-189 / -186	Malá	Malá
Kr	83.9	14.0	Plynné	—	-157 / -153	Malá	Vysoká
Xe	131.3	12.1	Plynné	—	-112 / -108	Malá	Velmi vysoká
Cs	132.9	3.9	Kapalné	$3 \cdot 10^{-4}$ (300 K)	29 / 685	Malá	Velmi vysoká
Hg	200.6	10.4	Kapalné	0.4 (300 K)	-39 / 357	Vysoká	Malá
Bi	209.0	7.3	Pevné	0.5 (900 K)	271 / 1564	Střední	Malá
I_2 (l)	253.8 (126.9)	9.4 (10.4)	Pevné	40 (300 K)	114 / 184	Střední	Malá

Při analýze možností pohonných látek je třeba zohlednit také některé technické a praktické aspekty. Pohonná látka musí být snadno skladovatelná, aby se snížila složitost nádrže a přidružených subsystémů bez nutných změn v energetickém systému. Kapalné a pevné hnací plyny zde přinášejí zřejmou výhodu, protože plynné pohonné látky (jako jsou

Xe a Kr) jsou uloženy v superkritickém tekutém stavu, což vyžaduje velké vysokotlaké nádrže (200–300 barů). Výhodná je kapalina/pevná látka s vysokým tlakem par a nízkými teplotami tání a varu, protože každá energie, která se využije pro manipulaci teploty či tlaku potrubního a vstřikovacího systému, snižuje celkovou účinnost motoru. Například jodová pára může být vytvořena z pevného I_2 a hmotnostní průtok může být tepelně regulován při relativně nízké teplotě (≤ 100 °C), což činí výkon s tím spojený velmi nízkým. Pro srovnání systém s Bi jako pohonnou látkou funguje při přibližně 300 °C. [4]

Dalším důležitým bodem je, že pohonná látka nesmí být radioaktivní (např. radon) a toxická a musí se s ní snadno zacházet. Kontaminace může být také kritickým problémem nejen pro pohonný systém, jakož i pro prvky kosmického letadla, jako jsou solární panely a chladiče. [4]

Pohonné látky mohou také chemicky reagovat s různými materiály, což znamená, že musí být dosaženo vysoké úrovně čistoty napájecího systému a musí být zajištěna kompatibilita s materiálem motoru i kosmického letadla. Tento aspekt je zvláště důležitý pro I_2 , který je silně korozivní pro mnoho kovů a slitin. Dostupnost a náklady jsou další relevantní kritéria. Levnější varianta je samozřejmě lepší, zejména pro dlouhodobé mise, které vyžadují větší zásoby pohonných látek. [4]

Podle výše uvedeného seznamu kritérií pro výběr pohonných látek v oblasti elektrických pohonů existují tři hlavní kandidáti na alternativu k xenonu. Krypton generuje vysoký specifický impuls a nevyžadují se žádné významné úpravy pohonné jednotky. Je také netoxický. Účinnost tahu je však nižší kvůli špatnému stupni ionizace a jeho skladovací hustota je nižší než hustota xenonu. Bismut je nízkonákladová pohonná látka, která díky vysoké hmotnosti a ionizační účinnosti nabízí velký poměr tahu k výkonu. Kromě toho je jeho hustota skladování šestkrát vyšší než hustota xenonu. Hlavní nevýhoda vyplývá ze skutečnosti, že k zabránění kondenzace je nutná vysoká teplota. Účinnost tahu dosažená u jodu (I_2) je podobná účinnosti dosažené u xenonu. I když je ionizační energie I_2 nízká, energie se ztrácí na disociaci. Avšak systém s přívodem jodových par může být provozován při relativně nízké teplotě. Kromě toho je hustota skladování I_2 třikrát vyšší ve srovnání s xenonem a stupeň vysoké čistoty je relativně levný. Nevýhoda spočívá v tom, že jód je reaktivní a musí být zaručena kompatibilita s ostatními prvky motoru. [4]

Na závěr je třeba mít na paměti, že neexistuje ideální pohonná látka. Výběr vychází z kompromisu mezi různými kritérii, hodnocení výhod a nevýhod. Konečná volba navíc závisí také na konstrukci kosmického letadla, cíli mise a době trvání.

III. Analytická část

7. Mise na GEO

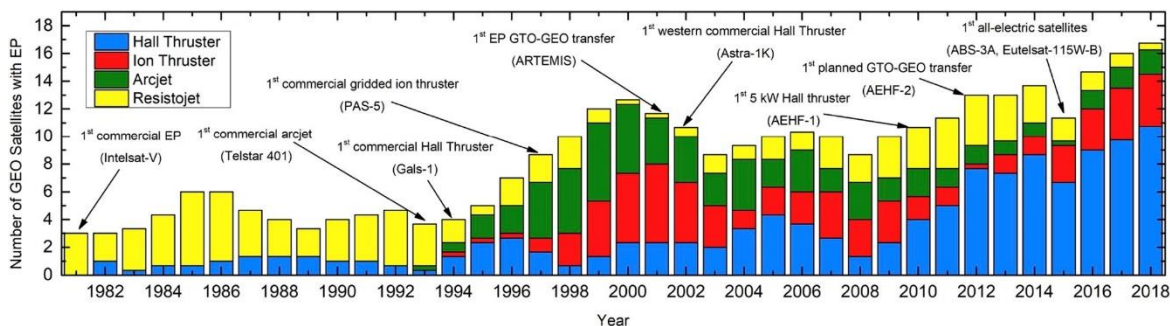
Komerční družice na GEO (geostacionární oběžná dráha) prošly v posledních čtyřech desetiletích rychlým nárůstem v používání elektrických pohonů. Rostoucí poptávka po telekomunikačních službách, ať už komerčních nebo vojenských, posloužila jako podnět k využívání elektrických motorů o výkonu 1-5 kW. Tradičně se elektrické pohony používají k provádění stabilizačních a orientačních manévru a k udržení družice v určeném prostoru v pásu GEO. Pohonné systémy spotřebovávají mezi 1,5 kW a 4,5 kW elektrické energie, v závislosti na typu elektrického pohonu. [18]

První technologií elektrických pohonů používanou na palubě GEO družic byly resistojety na družicové sérii Intelsat-V na konci roku 1980. Tyto resistojety spotřebovávaly 500 W a dodávaly specifický impuls 300 s. Ačkoli specifický impuls byl jen o 50% vyšší než impuls dodávaný tradičními hydrazinovými jednosložkovými motory (200 s), resistojety poskytovaly výkon dvousložkových motorů se systémem jednosložkových motorů, což v kombinaci s jejich snadnou integrací a nízkým výskytem poruch, poskytlo významné výhody. Během následujících 12 let byly resistojety na GEO družicích stále častěji používány a byly jedinou technologií elektrických pohonů používanou pro komerční družice. Paralelně s resistojety byly Sovětským svazem na palubách družic Kosmos a Luch použity Hallovy motory, a to jmenovitě SPT-70. [18]

Průlom v rozšíření komerční aplikace elektrických pohonů nastal v roce 1993, kdy byly arcjety použity poprvé na palubě komunikačního satelitu Telstar-401 [32]. Použití technologie arcjetů využívajících hydrazinového paliva, které se již používalo pro chemické jednosložkové motory a resistojety, představovalo další skok v pohonech kosmických lodí, který umožnil významné snížení hmotnosti kosmické lodi, nebo alternativně zvýšení hmotnosti užitečného zatížení. Zavedení arcjetů se specifickými impulsy nad 500 s změnilo trh komerčních družic a vedlo k celosvětovému přijetí technologie elektrických pohonů. [18]

Od poloviny 90. let do přibližně roku 2010 byly dvěma nejrozšířenějšími technologiemi elektrických pohonů pro družice na GEO arcjety a iontové pohony. Tento trend vedly zejména dvě satelitní platformy – Lockheed Martin A2100 a Boeing 702. Počátkem tisíciletí byla osvojena technologie Hallova motoru rostoucím počtem západních společností (Alcatel Space v roce 2002, Space Systems Loral a Astrium v roce 2004). Jakmile konkrétní výrobce družic investoval do integrace konkrétní technologie elektrického pohonu, byla snaha zůstat s touto technologií, aby se zabránilo opakování počáteční

investice. To vedlo k nárůstu používání technologie Hallova motoru, což je trend, který pokračuje dodnes. [18]

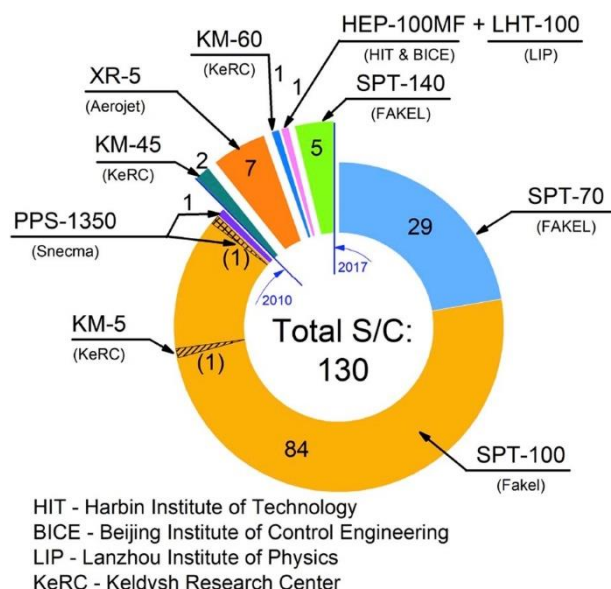


Obr. 11: Rozdělení družic na GEO s elektrickým pohonem dle podtřídy pohonu [18]

Obr. 11 zobrazuje počet družic na GEO používajících elektrické pohony vypuštěných v letech 1981–2018 včetně jejich podtříd. Prezentované hodnoty zahrnují všechny družice na GEO se systémy elektrických pohonů, včetně technologických demonstrací i experimentálních družic, které jsou neméně důležité, protože často slouží jako předchůdce budoucím komerčním nebo vojenským misím na GEO. Obrázek ukazuje dramatický nárůst počtu družic s elektrickým pohonem vypuštěných v letech 1993 až 2000, následovaný mírným poklesem, než se v roce 2016 obnovil postupný vzestupný trend. Rychlý nárůst v prvních letech (1993–2001) byl způsoben několika rodinami družic (AMC, Echostar a NSS) využívajících platformu A2100 společnosti Lockheed Martin, která byla zahájena na konci 90. a začátkem tisíciletí, a ukazuje vliv systémů arcjet. Po nárůstu arcjetových systémů pokračuje nárůst systémů s iontovým pohonem, především kvůli využívání této technologie společností Boeing. Nárůst na konci sledovaného období (roky 2012–2018) je pravděpodobně způsoben zvýšenou důvěrou v technologii elektrických pohonů a pomalým vstupem nově vyvinutých pohonných systémů na trh, jako je čínský iontový pohon (LIPS-200), evropský Hallův motor (PPS-1350) a americký Hallův motor (XR-5). [18]

Celkově byly pro udržování stanic na GEO a později pro manévry změny oběžné dráhy (GTO-GEO) použity čtyři podtřídy elektrických pohonů – resistojety, arcjety, iontové motory a Hallovy motory. Výběr systému pro konkrétní úkol byl založen na posouzení jejich výkonu, požadavků na integraci, náklady a rizika. Resistojety a arcjety byly vybrány z důvodu jejich jedinečné kombinace výkonu, snadnosti integrace, nízkého rizika a nižších nákladů. Na druhé straně byly iontové a Hallovy motory vybrány pro jejich specifický impuls a životnost, což umožnilo významné snížení hmotnosti kosmické lodi. [18]

Ze čtyř technologií byla technologie resistojetů nejrozšířenější na začátku sledovaného období, Z 85 zaznamenaných družic na GEO s resistojety jich bylo 34 vybaveno MR-501B (EHT) a 36 MR-502 (IMPEHT), oba typy od společnosti Aerojet Rocketdyne. Téměř všech 62 družic na GEO využívajících technologii arcjet používalo MR-510 od společnosti Aerojet Rocketdyne. Ze 63 družic na GEO, které ve sledovaném období (1981–2018) obsahovaly iontové motory, 35 družic používalo XIPS-25, 22 používalo XIPS-13 a 6 družic používalo motory vyvinuté a vyráběné jinými subjekty (čínské, evropské nebo japonské iontové motory). Na Obr. 12 můžeme vidět rozdělení Hallových motorů dle typu a výrobce používaných družicemi na GEO v rozmezí 1981-2018. Jak je vidět na obrázku, SPT-100 1,5 kW Hallův motor od společnosti Fakel dominoval trhu a byl použit v 84 ze 130 případů. V posledních letech však na trh pronikají nové americké, evropské, čínské či ruské Hallovy motory. [18]



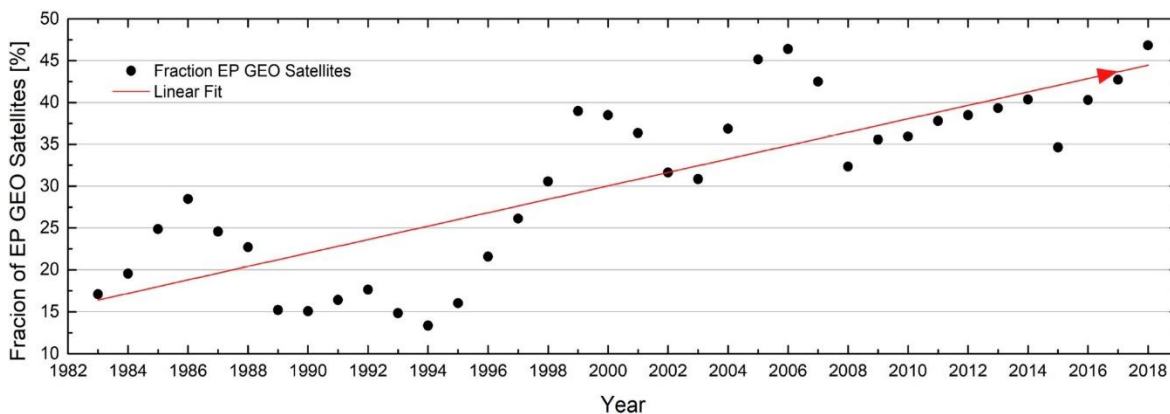
Obr. 12: Celkový počet družic na GEO s Hallovým motorem rozdělený dle typu a výrobce motoru [18]

Je zajímavé poznamenat, že pro každý typ těchto čtyř technologií elektrických pohonů existuje téměř vždy jeden typ, který dominuje na trhu dané technologie. Tab. 5 uvádí nejvýznamnější modely elektrického pohonu pro každou ze čtyř technologií používaných na palubách družic na GEO. [18]

Tab. 5: Seznam dominantních typů elektrických pohonů v dané kategorii [18]

Druh technologie	Název	Výrobce	Rok mise	Počet družic/počet družic v kategorii	Výkon [kW]	Specifický impuls [s]
Resistojet	MR-502 & MR501B	Aerojet Rocketdyne	1981	70/85	0.9	300
Arcjet	MR-510	Aerojet Rocketdyne	1993	61/62	2	600
Iontový motor	XIPS-25	L-3 Communications	1997	35/63	2/4.3	3500
Hallův motor	SPT-100	EDB Fakel	1994	84/130	1.5	1600

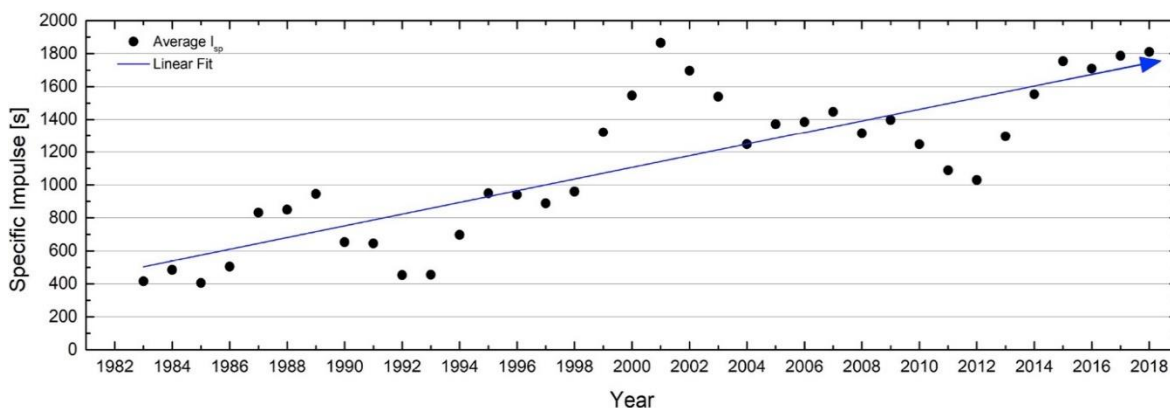
Obr. 13 představuje procentuálního zastoupení družic s elektrickým pohonem vůči celkovému počtu družic na GEO. Daty byla proložena lineární spojnicí trendu, která ilustruje rychlost navýšení počtu družic s elektrickým pohonem. Obrázek ukazuje jasné zvýšení z 10 % v roce 1981 na téměř 50 % v roce 2018 a také ukazuje dva charakteristické vrcholy kolem let 2000 a 2006. První vrchol je dán rozšířenému použití arcjetů a iontových motorů na platformách Lockheed Martin A2100 a Boeing 702. Druhý vrchol je výsledkem zvýšeného používání Hallových motorů americkými a evropskými společnostmi během těchto let. [18]



Obr. 13: Procentuálního zastoupení družic s elektrickým pohonem vůči celkovému počtu družic na GEO v letech 1981-2018 (klouzavý průměr za 3 roky) [18]

Kromě počtu družic lze pokrok ve využívání technologie elektrických pohonů prokázat také pomocí specifického impulsu systémů. Specifický impuls může sloužit jako metrika vývoje elektrických pohonných jednotek, protože odráží schopnost elektrické energie šetřit palivo, což zvyšuje atraktivitu dané technologie. Je třeba poznamenat, že kromě specifického impulsu, jsou také důležité faktory při výběru mezi různými variantami pohonu úroveň tahu, cena systému a provozní jednoduchost. Obr. 14 představuje klouzavý průměr specifického impulsu pro všechny družice na GEO s elektrickým pohonem v daném

roce. Obrázek ukazuje, že průměrný specifický impuls v první dekádě, od roku 1981, je přibližně 500 s, hlavně kvůli rozsáhlému použití resistojetů (300 s). Vstup technologií arcjetů (600 s) a iontových motorů (2400 s) na pohonný trh, v polovině a na konci 90. let, spolu s poklesem družic s resistojety, vedl ke zvýšení průměrného specifického impulsu. Průměrná hodnota specifického impulsu je v těchto letech přes 1000 s. A konečně, rozsáhlé používání Hallových motorů pro družice na GEO během posledního desetiletí zvýšilo průměrný specifický impuls na přibližně 1500 s. Pokud porovnáme tyto dva obrázky, můžeme si povšimnout, že oba grafy mají shodný vzrůstový trend. [18]



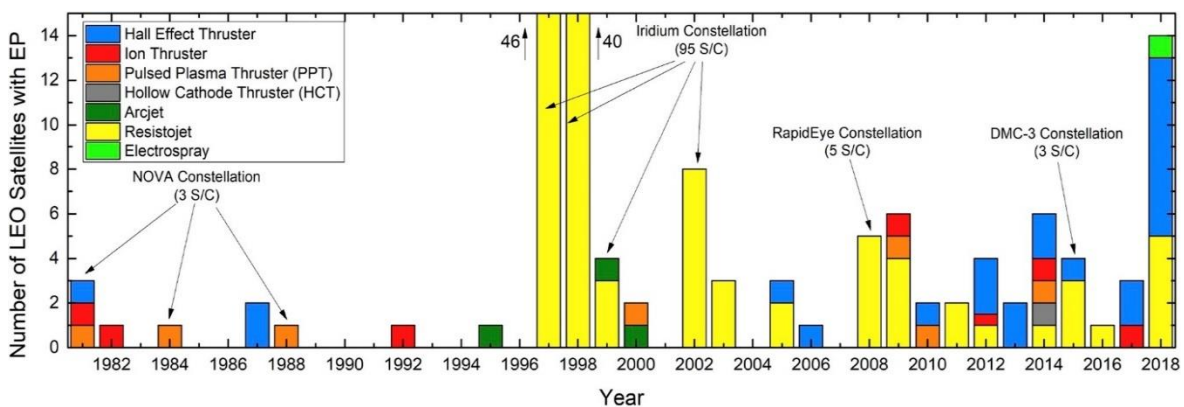
Obr. 14: Klouzavý průměr specifických impulsů elektrických pohonů družic na GEO v období 1982-2018 [18]

Celkově bylo v letech 1981–2018 vypuštěno 340 družic na GEO se systémy elektrických pohonů. Doposud nejpoužívanější variantou je Hallův motor (38 %), následovaný resistojety (25 %), iontovými motory (19 %) a arcjety (18 %). [18]

8. Mise na LEO

Družice na LEO jsou navrženy k provádění různých misí, jako je pozorování Země, monitorování atmosféry, komunikace se Zemí, či vědecké mise [64]. Za tímto účelem může být pohonný systém vyžadován k provádění mnoha různých manévřů, z nichž některé jsou: dlouhotrvající vysoko impulsní manévr pro změnu oběžné dráhy, manévr o nízkém tahu pro udržování výšky oběžné dráhy, průběžný manévr pro kompenzaci odporu a likvidace na konci životnosti družice. Každá mise vyžaduje specifický pohonný systém přizpůsobený tak, aby vyhověl potřebám manévrovatelnosti mise, a tyto rozmanité potřeby vedou k mnohem většímu rozsahu možností pohonných systémů pro družice na LEO ve srovnání s komunikačními družicemi na GEO. Prvotní úspěchy využití elektrického pohonu na družici na LEO bylo na malých družicích TIP / Nova, které používaly pulzní plazmové motory (PPT) pro jemné udržování oběžné dráhy od roku 1981. Vývoj v ostatních družicových systémech a malých hydrazinových pohonných jednotkách však snížil relativní výhody, které přinášejí systémy elektrického pohonu, a zpozdil další použití. V nedávné době, kdy se technologie elektrických pohonů vyvinula a požadavky na pohonné jednotky pro družice na LEO vzrostly, byl znovu zaznamenán nárůst používání elektrických pohonů. [18]

Klíčovým omezením družic na LEO se systémy elektrických pohonů je omezený výkon. Na rozdíl od GEO družic, LEO družice jsou malé platformy s nižším výkonem, které obvykle nesou poměrně malé užitečné zatížení. Protože tyto menší platformy na LEO jsou schopné generovat pouze stovky wattů, vzhledem k omezené velikosti jejich solárních panelů a pouze částečnému vystavení Slunci vznikajícímu kvůli větší části oběžné dráhy strávené ve stínu Země, mohou obvykle pojmout pouze nízkoenergetické elektrické pohonné systémy nevyžadující více než několik set wattů. [18]



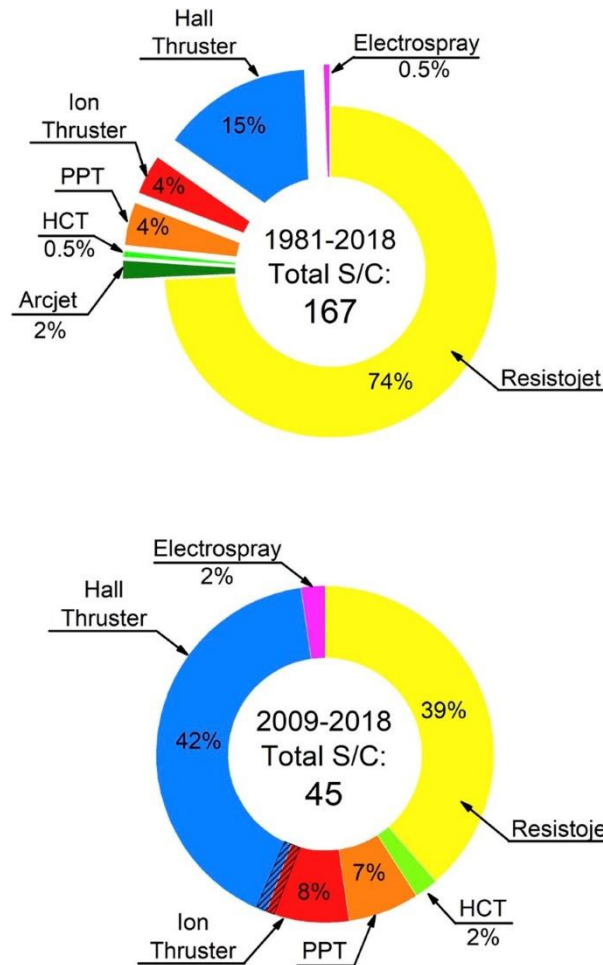
Obr. 15: Rozdělení družic na LEO s elektrickým pohonem dle roku mise a podtřídy pohonu (celkový počet družic je 167) [18]

Vzhledem k této struktuře pohonných systémů bylo od roku 1981 v LEO používáno sedm technologických podtříd elektrických pohonů: (1) elektrosprejové motory, (2) resistojety, (3) arcjety, (4) motory s dutou katodou, (5) PPT, (6) iontové motory a (7) Hallovy motory. Těchto sedm elektrických pohonných technologií bylo zabudováno na palubě celkem 167 satelitů LEO o hmotnosti přes 50 kg. Dolní hranice 50 kg byla přijata k odlišení těchto platform na LEO od malých družic, které mají kvůli svým malým rozměrům obvykle i další omezení. [18]

Obr. 15 ukazuje počet družic na LEO s elektrickými pohonnými systémy rozdělenými do podtříd elektrických pohonných technologií. Obrázek ukazuje, že před rokem 1997 jen několik misí na LEO používalo elektrický pohon. Jednalo se zejména o navigační satelity NOVA Spojených států, sovětská experimentální družice „Plazma-A“ nesoucí Hallův motor, japonskou družici ETS-III a evropskou experimentální družici EURECA, obě nesoucí iontové motory. V roce 1997 byly vypuštěny první družice sestavy satelitní komunikace Iridium. Celkem bylo vypuštěno 95 družic Iridium, každá z družic obsahovala jeden resistojet MR-501, který používala k provádění orbitálních manévrů. V letech 1995 až 2000 byly provedeny tři demonstrační letové mise založené na technologii arcjet. Tyto mise byly použity k testování nových technologií arcjetů, ale žádný z testovaných se nevyvinul v komerční produkt pro použití na LEO. Přes jejich nižší výkon ve srovnání s arcjety jsou resistojety vnímány jako jednodušší a nákladově efektivnější systémy elektrických pohonů pro mise na LEO. Obrázek 15 také ukazuje, že v posledních 25 letech byly na oběžné dráze LEO zahájeny pouze čtyři mise nesoucí iontové motory.

Žádná z těchto čtyř misí nebyla komerční družicí. V posledních letech se stal dominantním typem Hallův motor, zejména z toho důvodu, že státy jako Jižní Korea a Izrael začali rozvíjet tento typ pohonu.

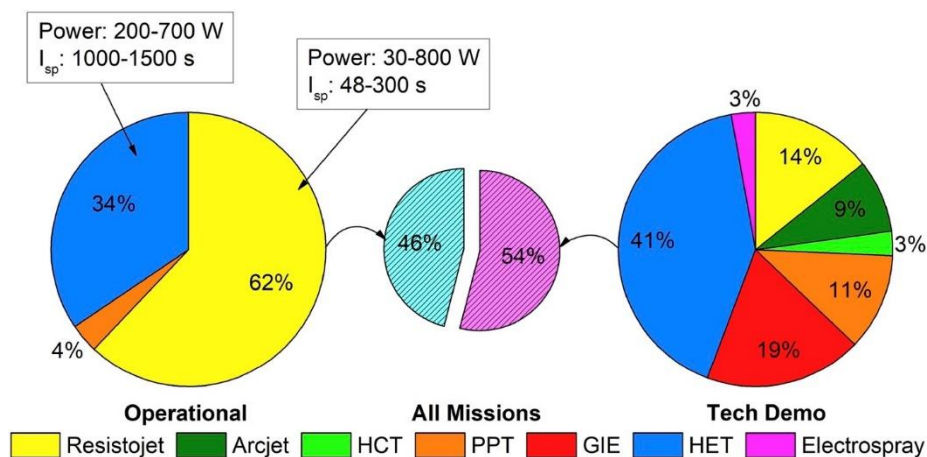
Obr. 16 ukazuje rozdělení misí na LEO dle použití různých podtříd elektrických pohonů mezi roky 1981–2018 (nahore) a přiblížení pouze za posledních deset let (dole). Je zřejmé, že resistojety jsou nejpopulárnější technologií se 74 % všech misí na LEO založených na elektrickém pohonu, po nichž následují Hallovy motory s 15 %. Ovšem při pohledu na dolní graf můžeme vidět, že v posledních deseti letech se začala rozvíjet technologie Hallových motorů, a dokonce přesáhla v počtu družic resistojety. [18]



Obr. 16: Horní graf zobrazuje zastoupení podtříd elektrických pohonů družic na LEO za celkové období 1981-2018. Spodní graf ukazuje nárůst zájmu o Hallové motory za posledních 10 let. [18]

S výjimkou Iridia, můžeme vidět relativně nízký počet družic na LEO využívajících elektrické pohony, který byl způsoben hlavně nedostatkem komerční poptávky pro tyto mise v porovnání s misemi na GEO. Nedostatek poptávky a obchodního zájmu také bránil tomuto odvětví ve vývoji a nalezení vhodné technologie s nízkým výkonem, která by mohla splnit požadavky na manévrování družice na LEO. Také výhoda použití elektrického pohonného systému o vysokém specifickém impulsu obvykle není významným faktorem při výběru mezi elektrickým a chemickým pohonným systémem, protože ΔV požadované pro družice na LEO je často relativně nízké. [18]

Abychom vyhodnotili typy technologií vhodných pro komerční mise na LEO, rozdělme všechny mise s elektrickými pohony na demonstrační a operační mise. Demonstrační mise jsou mise zaměřené na testování nových typů pohonných systémů, či nových satelitních platform. Operační mise jsou mise, v nichž je elektrický pohonný systém nedílnou součástí satelitu a slouží jako primární prostředek pohonu. Mezi operační mise můžeme zahrnout například komunikační, pozorovací, navigační či vědecké družice. Kromě toho se v tomto hodnocení uspořádání družic (např. Iridium) počítají jako jedna mise, protože všechny družice dohromady jsou nezbytné pro provedení této mise. Pomocí tohoto přístupu bylo v letech 1981–2018 zahájeno celkem 64 misí s elektrickým pohonem na LEO.

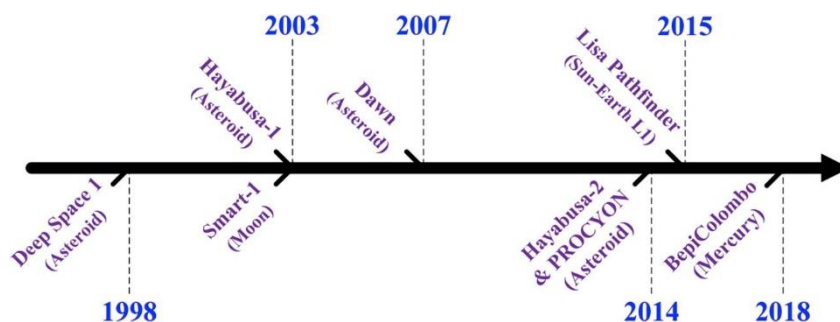


Obr. 17: Rozdělení kosmických misí na LEO na demonstrační a operační [18]

Obr. 17 znázorňuje rozdělení pomocí přístupu vysvětleného výše na demonstrační a operační mise a distribuce podtříd elektrických pohonů pro oba typy mise. Na obrázku je vidět, že 54 % misí bylo demonstračních (35 ze 64), což svědčí o běžném používání platform na LEO jako zkušeben nových technologií. Dále si můžeme povšimnout, že demonstrační družice oproti operačním používali mnoho podtříd elektrických pohonů. Většina operačních misí na LEO založených na elektrickém pohonu zahrnuje resistojety, pravděpodobně kvůli jejich jednoduchosti a nízkým nákladům. Avšak u misí, kde je vyžadována vysoká manévrovatelnost jsou Hallovy motory využívány kvůli jejich relativně vysokému výkonu. Pouze jedna operační mise použila PPT, a to skupina družic Vela. [18]

9. Mise do hlubokého vesmíru

Elektrický pohon je atraktivní volbou pro mise do hlubokého vesmíru díky jeho vysokému specifickému impulsu ve srovnání s jinými typy pohonných systémů. Tento potenciál se však teprve začíná realizovat, takže analýza uvedená v této části je založena na menším počtu misí a je omezena ve srovnání s ostatními analýzami. [18]



Obr. 18: Časová osa misí do hlubokého vesmíru [18]

Iontové motory, díky jejich vysokému specifickému impulsu, byly nejčastějším typem elektrického pohonu používaného v hlubokém vesmíru. K dnešnímu dni šest z osmi kosmických lodí vybavených elektrickým pohonem použilo jako primární pohon iontový motor. Vysoký impuls umožňuje nejenom dosáhnout vzdálených cílů, ale i vysokou manévrovatelnost kosmické lodi, která umožnila mise, které by byly velice obtížné či dokonce nemožné za pomoci chemických pohonů (např. Hayabusa, Dawn). [18]

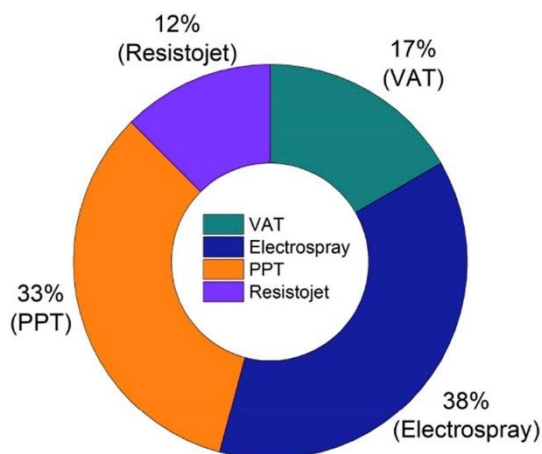
Tab. 6: Seznam misí do hlubokého vesmíru s elektrickým pohonem [18]

Název mise	Cíl mise	Rok mise	Hmotnost poh. systému (suchá m) v kg	Technologie	Výkon (kW)	Celkový impuls (N.s)
Deep Space 1	Asteroid	1998	129.5 (48)	NSTAR (Iontový motor)	0.48–1.94	2.73×10^6
Hayabusa-1	Asteroid	2003	125 (59)	μ -10 (Iontový motor)	0.25–0.35	1×10^6
SMART-1	Měsíc	2003	113 (31)	PPS-1350 (HT)	0.65–1.41	1.2×10^6
Dawn	Protoplanety Vesta & Ceres	2007	554 (129)	NSTAR (Iontový motor)	0.52–2.57	1.23×10^7 $> 2 \times 10^7$
Hayabusa-2	Asteroid	2014	127 (61)	μ -10 (Iontový motor)	0.31–0.42	1.2×10^6
PROCYON	Asteroid	2014	9.5 (7)	I-COUPS (Iontový motor)	0.038	1×10^3
Lisa Pathfinder	L-1	2015	–	BET-1mN (Elektrosprej)	0.015	–
BepiColombo	Mercury	2018	1696 (581)	T-6 (Iontový motor)	2.5–4.6	1.15×10^7

Na Obr. 18 a v Tab. 6 je uvedeno osm misí do hlubokého vesmíru, které využívaly technologie elektrického pohonu. Nízký počet letů je způsoben zejména vysokým rizikem a náklady spojenými s těmito misemi, což vedlo konstruktéry kosmických lodí spíše k výběru zavedených technologií chemických pohonů s rozsáhlou historií provozu. [18]

10. Mise pod 50 kg

Minisatelity, mikrosatelity a CubeSaty jsou rychle rostoucím produktem na kosmickém trhu. V letech 2010 až 2018 bylo vypuštěno více než 200 malých satelitů (hmotnostně menších než 50 kg), ale jejich počet se neustále navyšuje. Elektrické pohony se objevují u těchto družic od roku 2006 a celkově se použily na 25 z nich. U malých družic je pravděpodobně nejsložitější vybrat správný pohonný systém, zde je jen několik požadavků: hmotnost, velikost, požadované Δv , nízká elektromagnetická interference s ostatními systémy, tepelná kontrola, nízký výkon, cena. Je třeba poznamenat, že spousta údajů jako specifický impuls či tah jsou značně omezené, neboť většina výrobců a uživatelů nechce poskytovat svá data.



Obr. 19: Procentuální zastoupení jednotlivých podtříd elektrických pohonů u družic pod 50 kg [18]

Tab. 7: Seznam družic pod 50 kg s elektrickým pohonem [18]

Název	Typ	Hmotnost (kg)	Rok mise	Typ pohonu	Výrobce pohonu	Aplikace
UWE-4	Akademická	1	2018	Elektrosprej	TU Dresden	Demonstrační
Hawk C	Komerční	13	2018	Resistojet	Deep Space Industries	Utvoření formace
Hawk B	Komerční	13	2018	Resistojet	Deep Space Industries	Utvoření formace
Hawk A	Komerční	13	2018	Resistojet	Deep Space Industries	Utvoření formace
Irvine-2	Akademická	1	2018	Elektrosprej	Accion Systems	Demonstrační
Irvine-1	Akademická	1	2018	Elektrosprej	Accion Systems	Demonstrační
Aerocube-12B	Technologická	4	2018	Elektrosprej	MIT	Demonstrační
TurboDove	Komerční		2018	Elektrosprej	Enpulsion	Změna orbity
CANYVAL-X Tom	Akademická	2.7	2018	VAT	George Washington University	Utvoření formace Udržování na orbitě
Pegasus (QB50 AT03)	Akademická	2	2017	PPT	University of Applied Sciences Wiener Neustadt	Demonstrační
AOBA-VELOX 3	Akademická	2	2016	PPT	Nanyang University	Udržování na orbitě
AeroCube 8D	Technologická	3	2016	Elektrosprej	MIT	Demonstrační
AeroCube 8C	Technologická	3	2016	Elektrosprej	MIT	Demonstrační
Horyu 4 (AEGIS)	Akademická	10	2016	VAT	Kyushu Institute of Technology (KIT)	Orientace Udržování na orbitě
BRICsat-P	Akademická	1.9	2015	VAT	George Washington University	Orientace Změna orbity
AeroCube 8B	Technologická	3	2015	Elektrosprej	MIT	Demonstrační
AeroCube 8A	Technologická	3	2015	Elektrosprej	MIT	Demonstrační
WREN	Komerční	0.25	2013	PPT	StaDoKo	Demonstrační
CUSat top	Akademická	25	2013	PPT	Cornell University	Orientace Udržování na orbitě
CUSat bottom	Akademická	25	2013	PPT	Cornell University	Orientace Udržování na orbitě
STRaND-1	Akademická	3.5	2012	PPT	SSTL	Orientace
PROITERES	Akademická	15	2012	PPT	Osaka Institute of Technology (OIT)	Demonstrační
FalconSat-III	Vojenská	50	2007	PPT	Busek	Orientace
Illinois Observing Nanosatellite (ION)	Akademická	2	2006	VAT	University of Illinois	Selhání při startu

Seznam všech malých satelitů vypuštěných s elektrickým pohonem do roku 2018 je uveden v Tab. 7. V návaznosti na misi ION CubeSat, která jako první použila vakuové obloukové motory (VAT), byly na družicích pod 50 kg použity tři další typy elektrických nízkoenergetických motorů: mikropulzní plazmové motory (μ PPT), elektrospreje a resistojety. Rozložení těchto čtyř kategorií elektrických pohonů používaných u malých družic je uvedeno na Obr. 19. Počet vzorků není nikterak veliký, ale i tak můžeme vidět, že dvě třetiny těchto misí byly provedeny pomocí PPT a elektrosprejů. Vzhledem k tomu, že všechny mikroelektrické pohonné technologie jsou stále v relativně raných fázích vývoje a mají podobné vlastnosti, nelze v této době předpovědět, která technologie ovládne toto odvětví. [18]

11. Celkové shrnutí

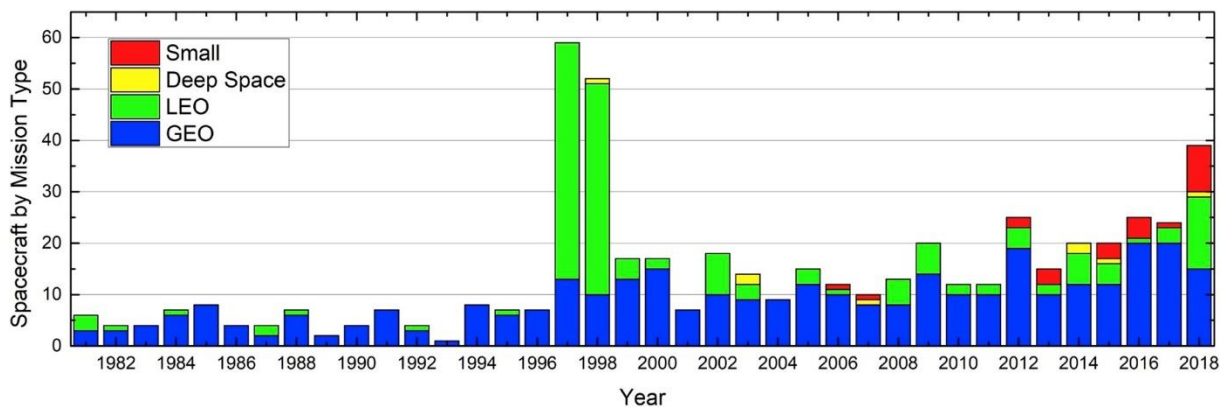
Od roku 1981 bylo vypuštěno přibližně 340 družic na GEO s elektrickým pohonem, přičemž více než 57 % z nich využívá buď iontový nebo Hallův motor, které nahradily zavedené resistojety a arcjety díky jejich vyššímu specifickému impulsu a prokázané spolehlivosti. Rostoucí důvěra v elektrický pohon se odráží v procentuálním zastoupení těchto družic; z průměrných 20 % všech uvedených na trh během 80. let na více než 40 % v posledních letech. Zvýšené používání iontových a Hallových motorů navíc zvýšilo průměrný specifický impuls z přibližně 500 s v 90. letech na dnes více než 1500 s. [18]

Využívání elektrických pohonů u družic na LEO se pomalu zvyšovalo; z méně než 10 družic v 80. letech na 45 družic LEO vypuštěných v posledním desetiletí (2009–2018). Výjimkou z tohoto trendu byla satelitní sestava Iridium, která se skládala z 95 satelitů, z nichž všechny využívaly resistojety. To prokázalo spolehlivost elektrických pohonů pro družice na LEO a jejich užitečnost pro velké satelitní sestavy. Přes nízký výkon je technologie resistojetů nejpoužívanější v této oblasti, i když v posledních letech se stále častěji používají Hallovy motory. [18]

V uplynulých dvou desetiletích byl elektrický pohon použit v osmi kosmických misích do hlubokého vesmíru, přičemž většina z nich využívala výhody pohonných technologií o vysokém specifickém impulsu úsporných na palivo. Vysoká manévrovatelnost dosažená pomocí elektrických pohonů umožnila provádět vysoce sofistikované mise, které by nebylo možné provést pomocí chemického pohonu. [18]

Silný růst můžeme pozorovat i v sektoru menších družic, kde jsou nyní rutinně navrhovány CubeSaty vyžadující pohonný systém. Možnosti, které nabízejí mikroelektrické pohonné systémy, umožní provádět složitější mise i menším družicovým konstruktérům, jako jsou univerzity a další malé organizace. Kromě toho umožňuje pohonný systém u menších družic kompenzovat odpor, a tím udržuje družici na oběžné dráze po delší dobu, což napomáhá k navrácení počáteční investice. Nové pohonné technologie pro tyto platformy se neustále vyvíjejí. Vzhledem k rychlému rozšíření trhu s malými družicemi a rostoucímu využití pohonu při plnění těchto misí se předpokládá výrazný růst malých mikroelektrických pohonných systémů. [18]

Celkově od prvního použití elektrického pohonného systému v roce 1962 pronikla do všech sektorů vesmírných misí celá řada podtříd. Díky svým výhodám v porovnání s jinými pohonnými systémy je elektrický pohon široce využíván a očekává se, že jeho podíl na trhu se satelitním pohonem se v nadcházejících letech dále rozšíří, což potvrzuje Obr. 20, kde můžeme vidět kontinuální nárůst zájmu o elektrické pohony. [18]



Obr. 20: Celkový počet misí s elektrickým pohonem rozdělených dle jejich typu v letech 1981-2018 [18]

IV. Praktická část

12. Úvodní rozdělení

V teoretické části jsme se seznámili se základními typy elektrických pohonů a získali určitý fyzikální základ. Dále v analytické části bylo naznačeno, které typy elektrických pohonů se v minulosti používaly na některé kosmické mise. Nyní se zaměříme na hlavní cíle diplomové práce čili vybrání konkrétních reprezentativních zástupců pohonů dle principu jejich funkce a sestavení několika jednoduchých modelových misí. Také kvantitativně zhodnotíme vhodnost těchto pohonů pro danou konkrétní misi.

Modelové mise byly sestaveny v návaznosti na kapitoly v analytické části za účelem co nejlepšího porovnání reality a výpočtů. Celkově bylo sestaveno 5 modelových misí a to:

- Udržování družice na GEO
- GTO/GEO manévr
- Změna sklonu družice na LEO
- Kompenzace odporu družic pod 50 kg
- Příletový manévr k Marsu

Pro výpočet těchto modelových bylo vybráno 7 typů elektrických pohonů a z každé kategorie jeden konkrétní zástupce. Přesněji to jsou resistojet, arcjet, iontový pohon, Hallův motor, pulzní plazmový motor, vakuový obloukový motor a elektrosprej. Přesný seznam motorů se základními vlastnostmi je uveden v tabulce 8. Mezi zástupce těchto kategorií byly vybírány především nejpoužívanější motory či nové koncepty s lepšími vlastnostmi, které by měly vystihovat co nejlépe daný typ pohonu. [8;17;19-22]

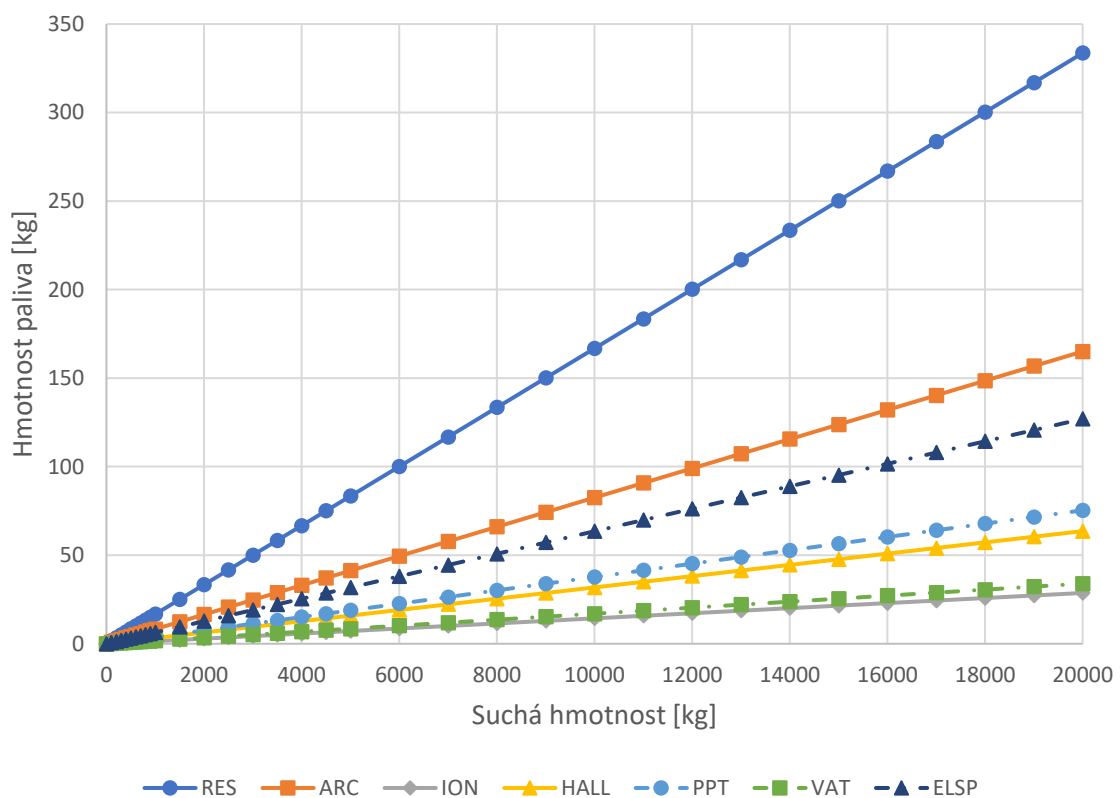
Tab. 8: Seznam zástupců jednotlivých kategorií elektrických pohonů posuzovaných v praktické části

Název	Typ	Palivo	Specifický impuls [s]	Tah motoru [N]	Hmotnost ³ [kg]
MR-502A	Resistojet	Hydrazin	303	0,8	2,87
MR-510	Arcjet	Hydrazin	615	0,222	20,7
XIPS-25	Iontový motor	Xenon	3550	0,165	35
SPT-100	Hallův motor	Xenon	1600	0,08	16,5
PRS-101	PPT	Teflon	1350	0,00124	4,74
μCAT	VAT	Nikl	3000	0,00002	0,2
BET-1mN	Elektrosprej	Ionizovaná kapalina	800	0,0007	1,15

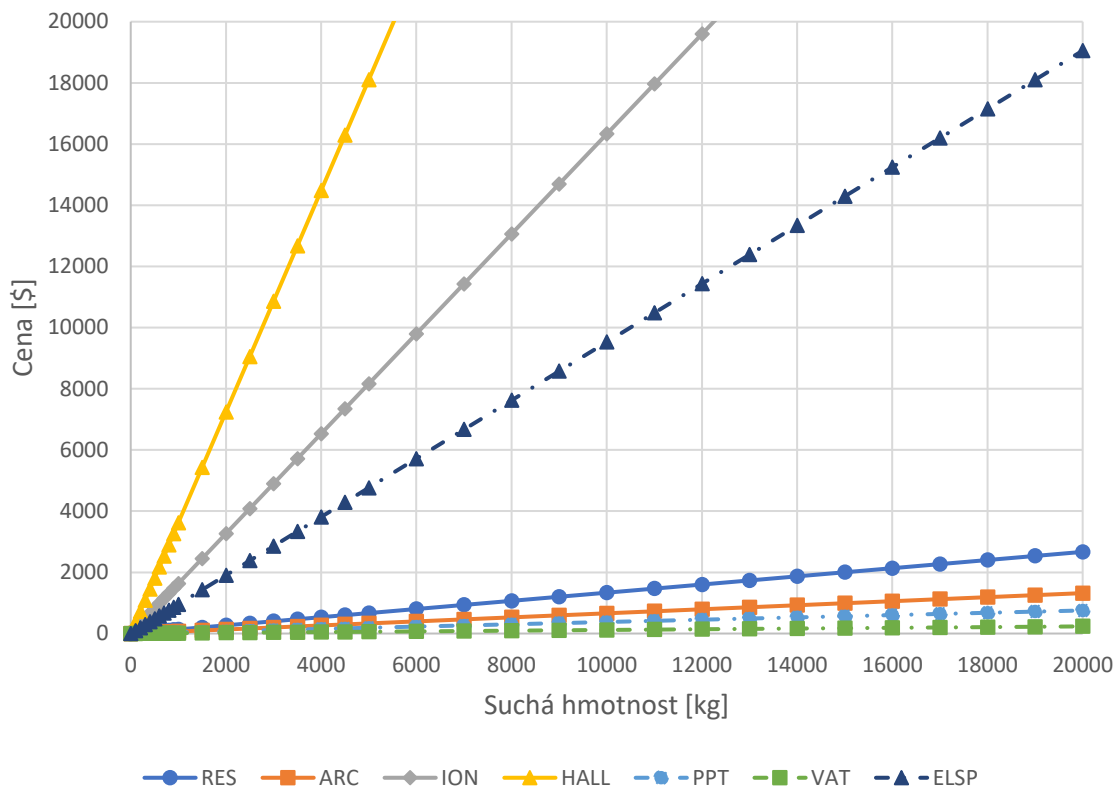
³ Uvedená hmotnost prvních 4 kategorií zahrnuje hmotnost motoru a PPU. Přesnější informace lze nalézt v příloženém excelovém souboru. Pro PPT, VAT a elektrosprej je uvedena hodnota hmotností celé pohonné soustavy.

13. Udržování družice na GEO

Prvním typem mise, kde budeme porovnávat elektrické pohony, bude udržování družice na geostacionární dráze. V tabulce 1 jsme si uvedli, že průměrné potřebné Δv k udržování stanice bude přibližně 50 m/s za rok. Pro výpočet potřebného množství paliva ke splnění mise využijeme rovnici (3). Můžeme pozorovat, že množství paliva závisí na výtokové rychlosti, která se odvíjí od typu pohonu a také na suché hmotnosti družice. Na obrázku 21 můžeme vidět závislost hmotnosti paliva vůči suché hmotnosti lodí pro jednotlivé typy pohonu. Na obrázku 22 je množství paliva převedeno na celkovou částku, kterou bychom museli za toto palivo zaplatit opět v závislosti na suché hmotnosti. Cena paliva je pouze orientační a její hodnoty byly odvozeny dle dat z různých publikací a webů. [8;17;19-22]



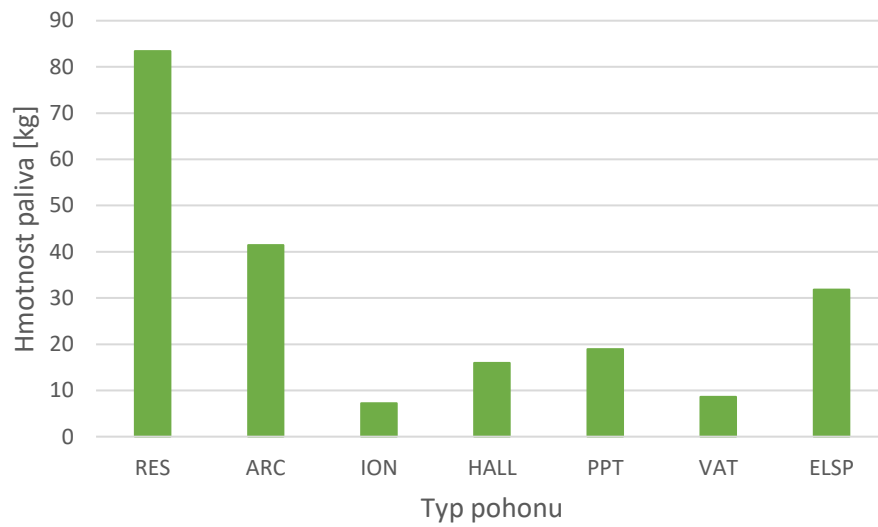
Obr. 21: Závislost hmotnosti paliva na suché hmotnosti družice pro její udržování na GEO



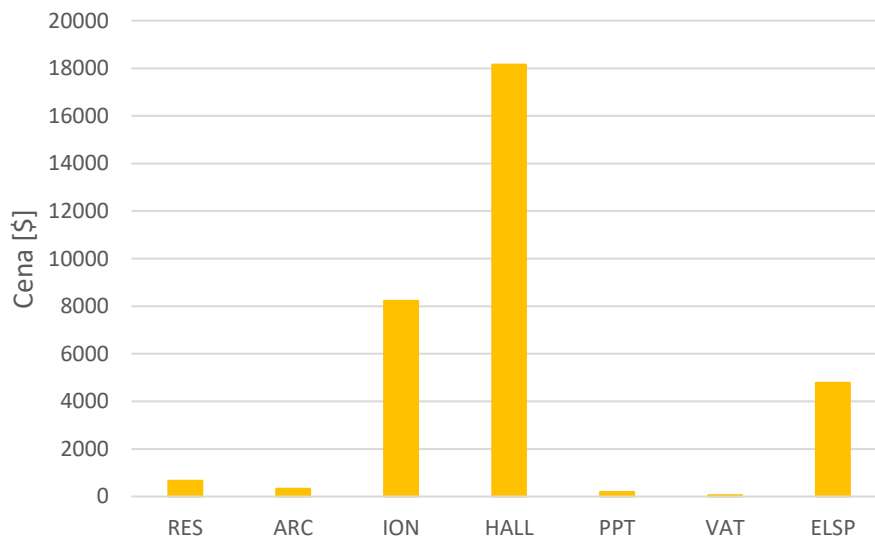
Obr. 22: Finanční náročnost mise z hlediska paliva v závislosti na suché hmotnosti družice

Průměrná hmotnost komerčních komunikačních družic se pohybuje přibližně okolo 5 tun. Nabízí se tedy srovnání elektrických pohonů přímo pro takovou typickou družici na GEO. Na obrázku 23 a 24 ve formě sloupcového grafu můžeme vidět, že ačkoliv se zdají být iontové a Hallové motory velice úsporné ve množství paliva, cena za toto palivo je zdaleka nejvyšší. Důvodem je vysoká cena xenonu v porovnání např. s hydrazinem. Na druhé straně mince se nachází levné palivo resistojetu a arcjetu, které ovšem potřebujeme ve větším množství. Ovšem cena paliva není v naprosté většině misí omezujícím faktorem.

Dále můžeme pozorovat, že velice slibně vypadají typy elektrických pohonů PPT, VAT a elektrosprejů. Zde ovšem narážíme na jeden podstatný problém a tím je tah. Dle rovnice (11) by byl požadovaný tah motoru pro udržení družice o 5 tunách na geostacionární dráze přibližně 8 mN. K dosažení této hodnoty by bylo zapotřebí 7 PPT, 12 elektrosprejů či 397 VAT motorů. Pro dosažení tedy co nejjednoduššího a nejspolehlivějšího pohonného systému by bylo lepší vybírat z prvních 4 kategorií, což odpovídá i předpokladu z kapitoly 8.



Obr. 23: Přehled hmotnosti paliva různých pohonných systémů pro družici o suché hmotnosti 5 tun

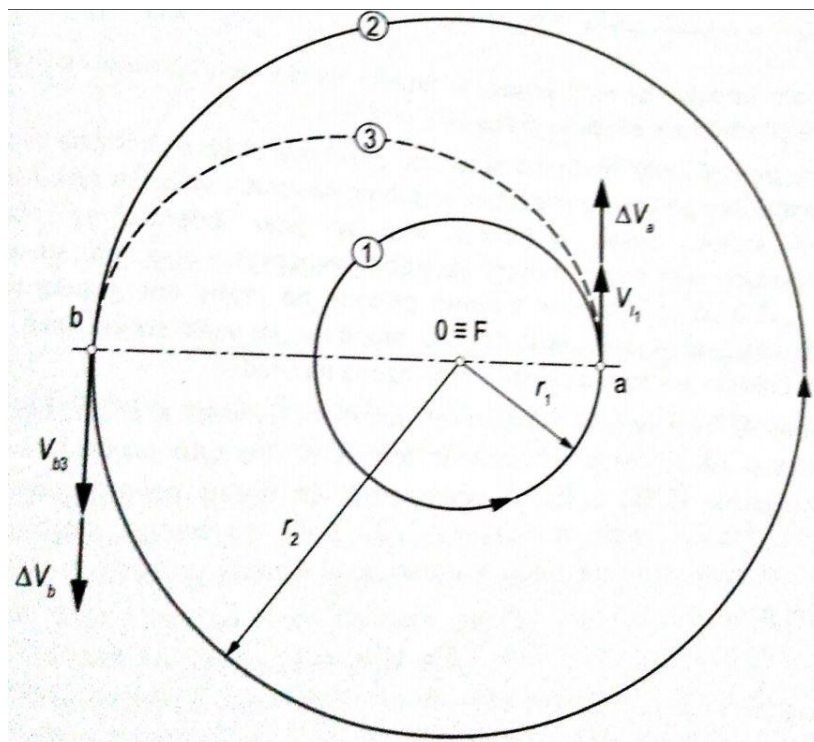


Obr. 24: Přehled ceny paliva různých pohonných systémů pro družici o suché hmotnosti 5 tun

14. GTO/GEO manévr

Nejenom udržování ale i samozřejmě i dopravení na GEO patří mezi důležité mise. Tento úkol se provádí pomocí přechodové dráhy ke geostacionární dráze (GTO). V minulosti byly elektrické pohony použity nejenom k udržování stanice na GEO, ale i k manévru, který přesouvá družici z GTO na GEO (např. mise Artemis). Potřebný rychlostní impuls pro provedení takového manévru vypočteme pomocí Hohmannovy přechodové dráhy mezi kruhovými oběžnými drahami viz obrázek 25. [1]

Uvažujme družici o hmotnosti 3000 kg, které má za úkol přechod z parkovací dráhy ve výšce 200 km na geostacionární dráhu. První rychlostní impuls by byl proveden pomocí chemického pohonu, ovšem přechod z GTO na GEO by zařizoval elektrický pohonný systém.

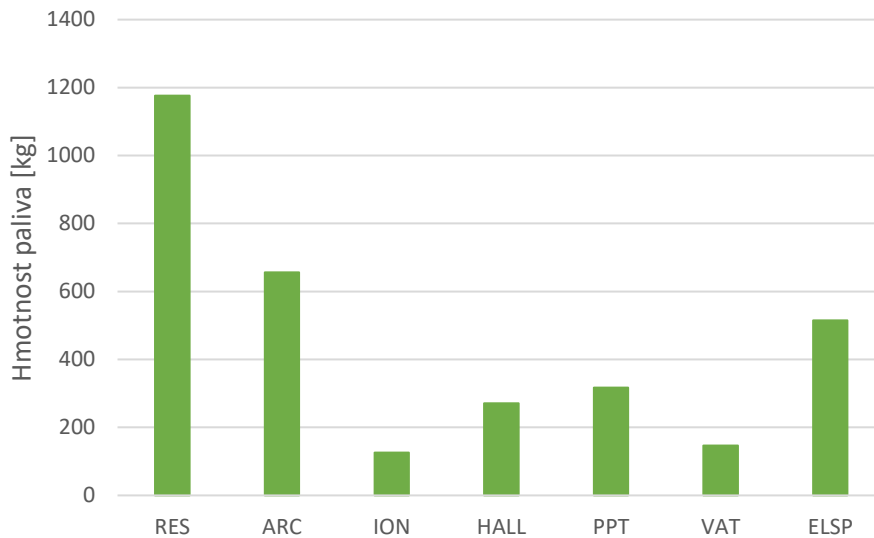


Obr. 25: Hohmannova přechodová dráha [1]

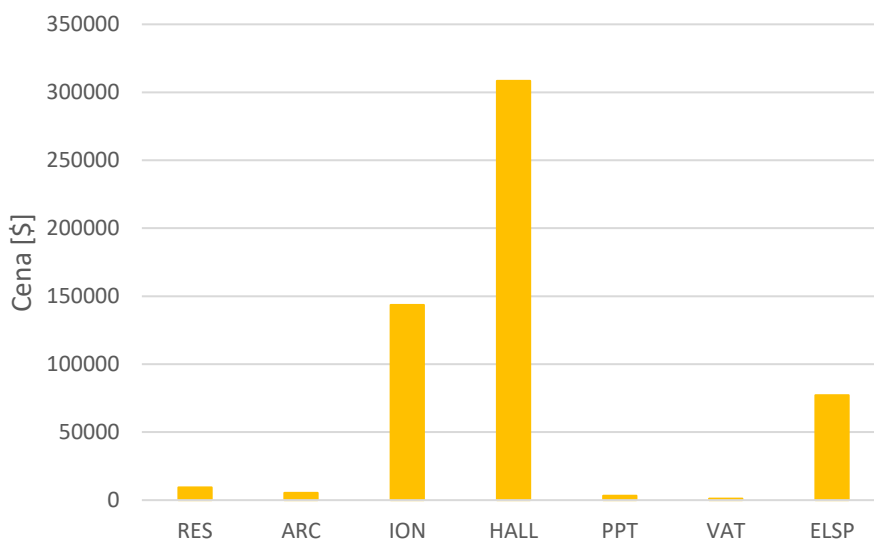
Potřebný rychlostní impuls pro přechod na GEO na obrázku označen Δv_b se pak vypočítá dle rovnice (23)

$$\Delta v_b = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} - \sqrt{2\mu \left(\frac{1}{r_2} - \frac{1}{2a} \right)}, \quad (23)$$

kde μ je gravitační parametr a pro Zemi se rovná $398\,600\text{ km}^3\text{s}^{-2}$ a a je hlavní poloosa přechodové dráhy, kterou můžeme vyjádřit ve tvaru $a = (r_1 + r_2)/2$. Pokud dosadíme $r_1 = 6571\text{ km}$ a $r_2 = 42\,164\text{ km}$, dojdeme k hodnotě rychlostního impulsu $\Delta v_b = 1,48\text{ km/s}$. Na obrázcích 26 můžeme vidět kolik kilogramů paliva by obnášel takovýto manévr pro různé typy elektrických pohonů a obrázek 27 zobrazuje finanční náročnost takového manévru. [1]

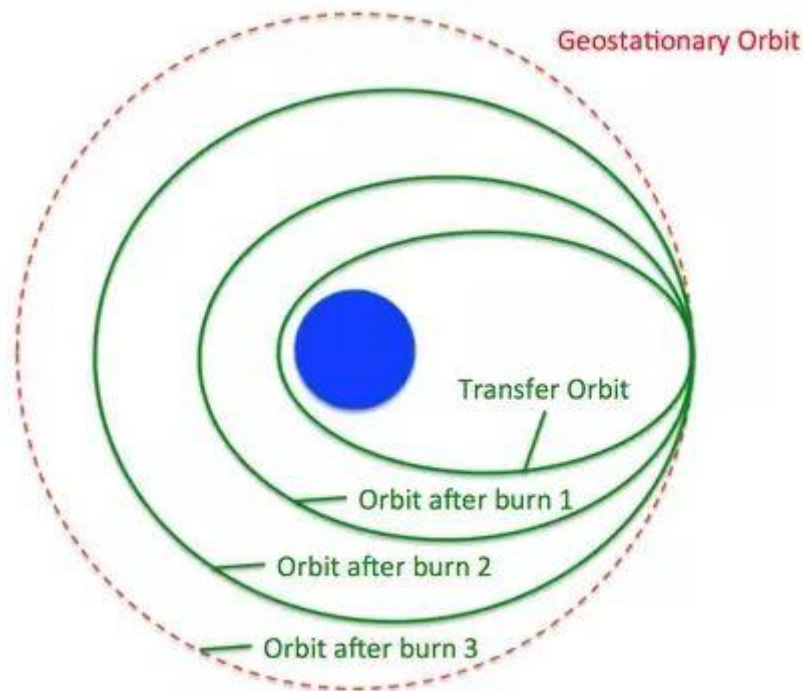


Obr. 26: Potřebné množství paliva pro přechod dané družice z GTO na GEO



Obr. 27: Finanční požadavky na palivo pro přechod dané družice z GTO na GEO

Takovýto manévr by byl ovšem z hlediska tahu pro elektrické pohony nespílitelný. Proto místo jedné přechodové dráhy (tak jak to vidíme na obrázku 25) se tento manévr rozdělí na více oběžných drah, kdy každým dalším rychlostním impulsem se přibližujeme k cílové geostacionární dráze viz obrázek 28. Tím se potřebný rychlostní impuls rozdělí na několik menších dílčích impulsů, které už jsou splnitelné pro elektrické pohony, ovšem za cenu delšího trvání mise.



Obr. 28: Schéma potenciálního přechodu na GEO za použití elektrických pohonů [23]

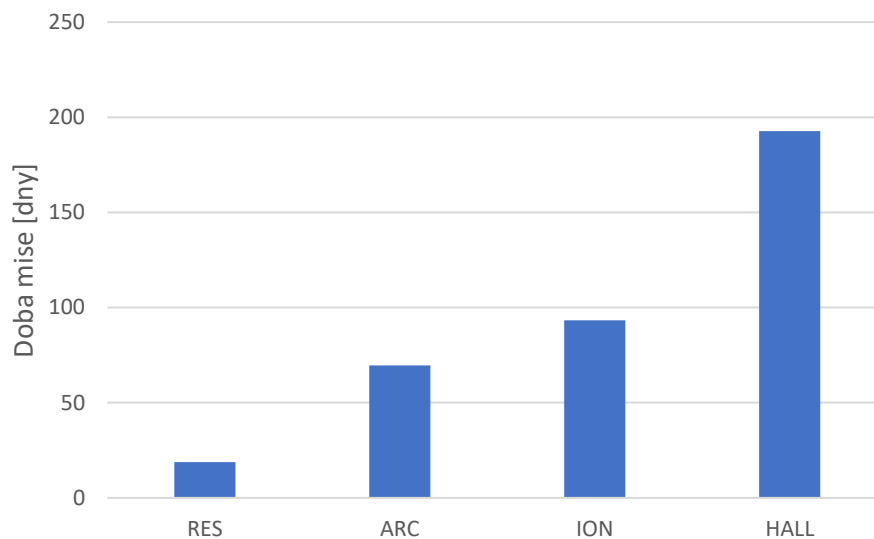
Pokud bychom postupovali dle obrázku 28, můžeme spočítat celkovou dobu mise a počet oběžných drah. Jelikož se jedná opět o náročný manévr z hlediska tahu, uvažujme družici vybavenou deseti motory a opět porovnejme pouze první čtyři kategorie, které mají potenciál splnit misi v rozumném čase. Dalším předpokladem bude, že družice bude provádět tento manévr $1/3$ času oběžné doby. Každý tento dílčí manévr zvýší hodnotu hlavní poloosy, než se konečně dostaneme na hodnotu geostacionární dráhy.

Postup je následující. Ze základní rovnice pro rychlost na oběžné dráze (24) jsme schopni vyjádřit hodnotu hlavní poloosy a . Z té můžeme vypočítat délku periody oběžné dráhy t dle rovnice (25). Třetinu této doby provozuje družice přiřičný manévr, kterým získá Δv , které když přičteme k předchozí rychlosti a dosadíme pět do rovnice X, získáváme novou hodnotu hlavní poloosy a . Výsledky můžeme pozorovat na obrázku 29. [1]

$$v = \sqrt{2\mu \left(\frac{1}{r} - \frac{1}{2a} \right)} \quad (24)$$

$$t = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (25)$$

$$\Delta v = \frac{T \cdot \left(\frac{t}{3} \right)}{m} \quad (26)$$



Obr. 29: Potřebný čas ke splnění mise

Z dat můžeme pozorovat, že resistojety se zdají být rychlou a levnou variantou. Jedinou nevýhodou je však množství paliva, které potřebují pro splnění mise. V této oblasti naopak vynikají iontové a Hallovy motory, ovšem doba trvání mise je několikanásobná.

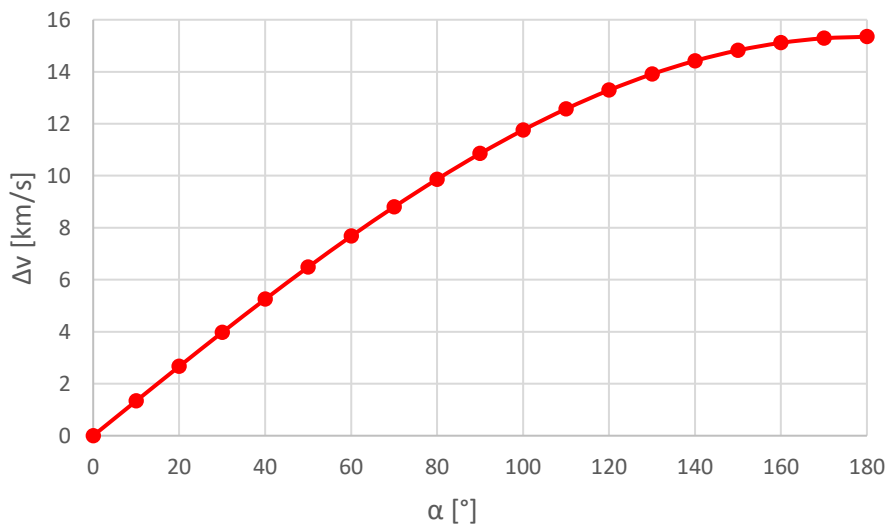
15. Změna sklonu dráhy na LEO

Změna sklonu dráhy na LEO se jeví jako další vhodnou misí pro elektrické pohony. Tento manévr může být velice užitečný pro větší soustavy družic (např. Iridium). V případě, kdy u jedné družice nastane porucha, může elektrický pohon nasměrovat jinou družici, aby ji nahradila a může tím předejít selhání celé mise. Změna sklonu je manévr poměrně náročný na rychlostní impuls obzvláště pro větší úhly (viz obrázek 30), proto je možné ho provádět spíše pro menší družice, nebo tento manévr opět rozdělit na několik dílčích změn sklonu, které nevyžadují takový tah.

Celkový rychlostní impuls pro daný úhel α změny sklonu v uzlovém bodě se vypočítá dle rovnice (24)

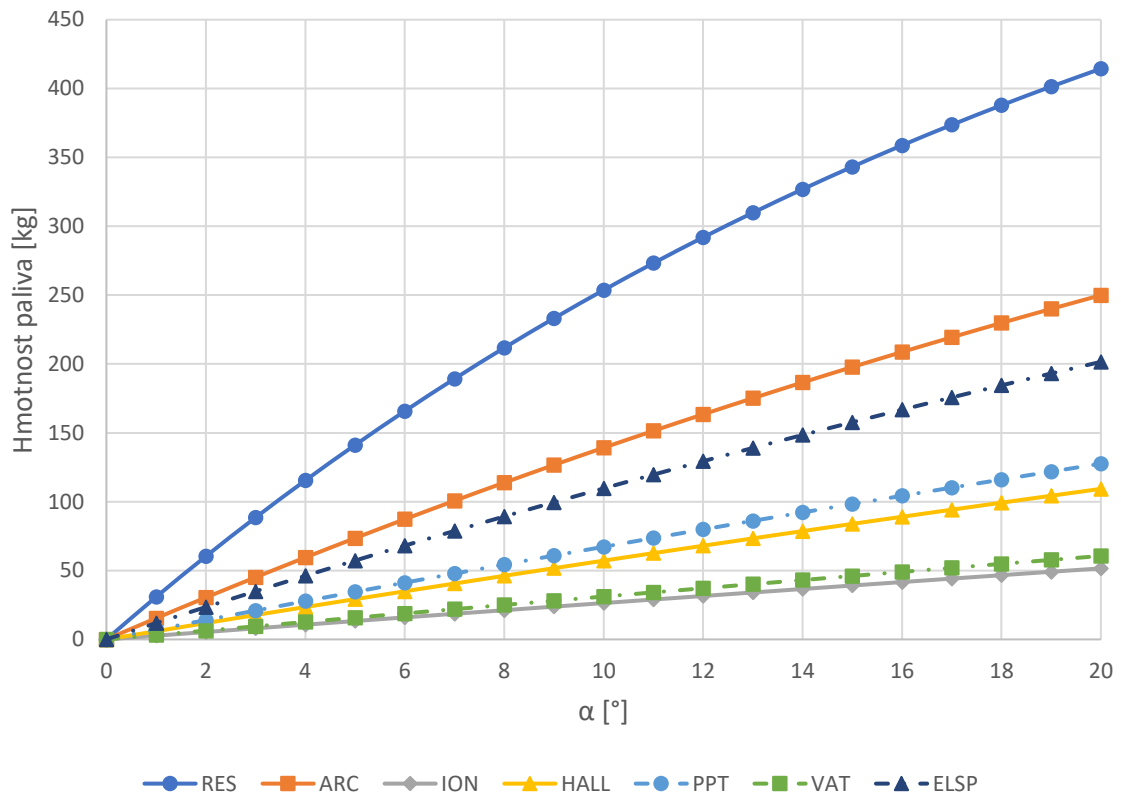
$$\Delta v_{\alpha} = 2v_I \sin \frac{\alpha}{2}, \quad (27)$$

kde v_I je kruhová rychlost družice, která se odvíjí od dané výšky nad Zemí, ve které se družice nachází. Pro následující porovnání pohonů byla použita družice o suché hmotnosti 700 kg ve výšce 400 km nad Zemí. [1]

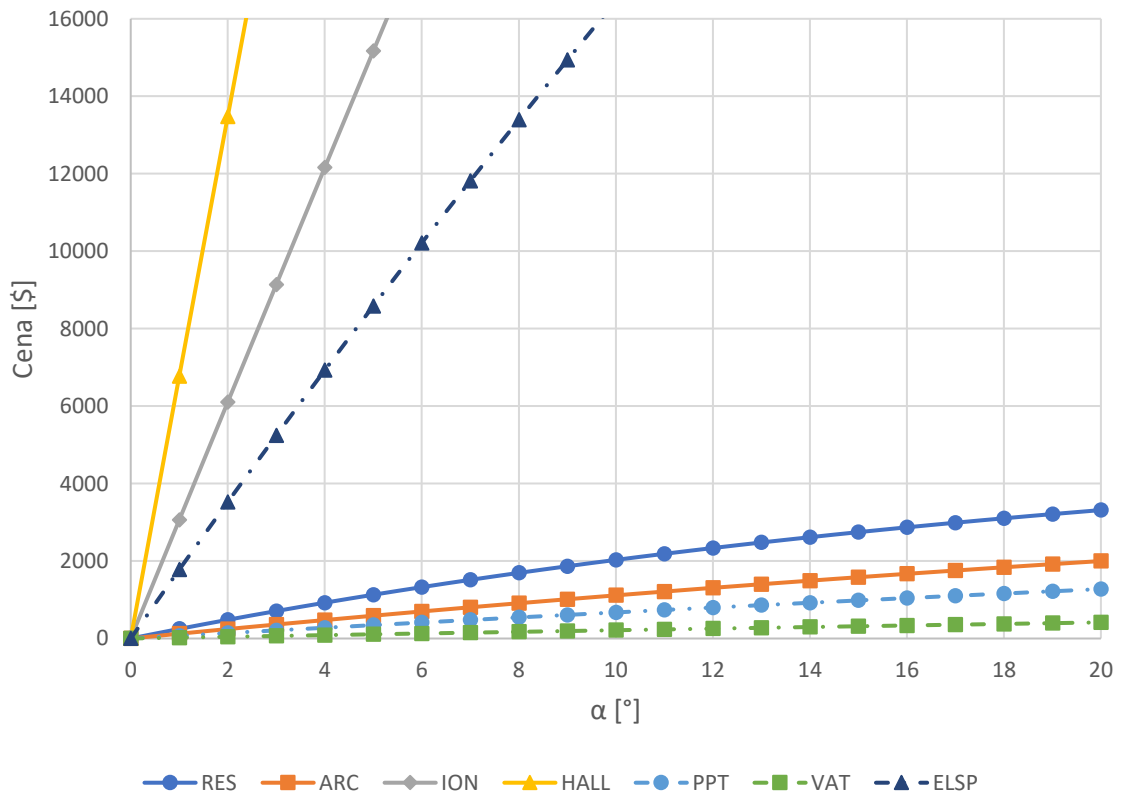


Obr. 30: Potřebné Δv v závislosti na změně sklonu dráhy pro družici ve výšce 400 km nad Zemí

Na obrázcích 31 a 32 opět můžeme vidět porovnání množství a cenu paliva potřebného k provedení manévru pro jednotlivé typy pohonů v závislosti na velikosti úhlu změny sklonu. Jak už bylo zmíněno, potřebný rychlostní impuls u těchto misí je poměrně náročný, proto je následující porovnání uvedeno do 20° změny sklonu.

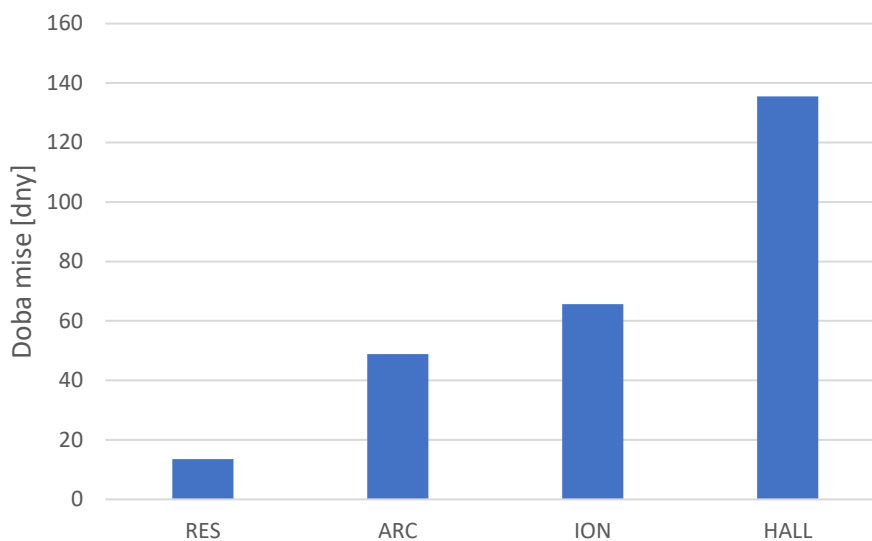


Obr. 31: Závislost hmotnosti paliva na velikosti změny sklonu pro danou družici



Obr. 32: Závislost ceny paliva na velikosti změny sklonu pro danou družici

Tato mise je velice náročná na tah, aby byla uskutečnitelná v nějakém rozumném čase. Uvažujme tedy stejnou družici ve stejné výšce, která má za úkol změnit sklon o 10° . V tomto případě má smysl porovnávat pouze první 4 kategorie a z důvodu náročnosti mise uvažujme, že družice bude vybavena 5 motory. Dalším předpokladem je, že družice bude tento manévř provádět 20 % času oběžné dráhy (10 % na každé straně). Pak je možné spočítat, jak velké Δv je pohonný systém schopen dodat během jednoho oběhu a následně celkový čas mise. Za těchto podmínek můžeme pozorovat na obrázku 33, kolik dní by trvala tato mise pro jednotlivé typy pohonů.



Obr. 33: Porovnání dané doby mise pro jednotlivé typy elektrických pohonů

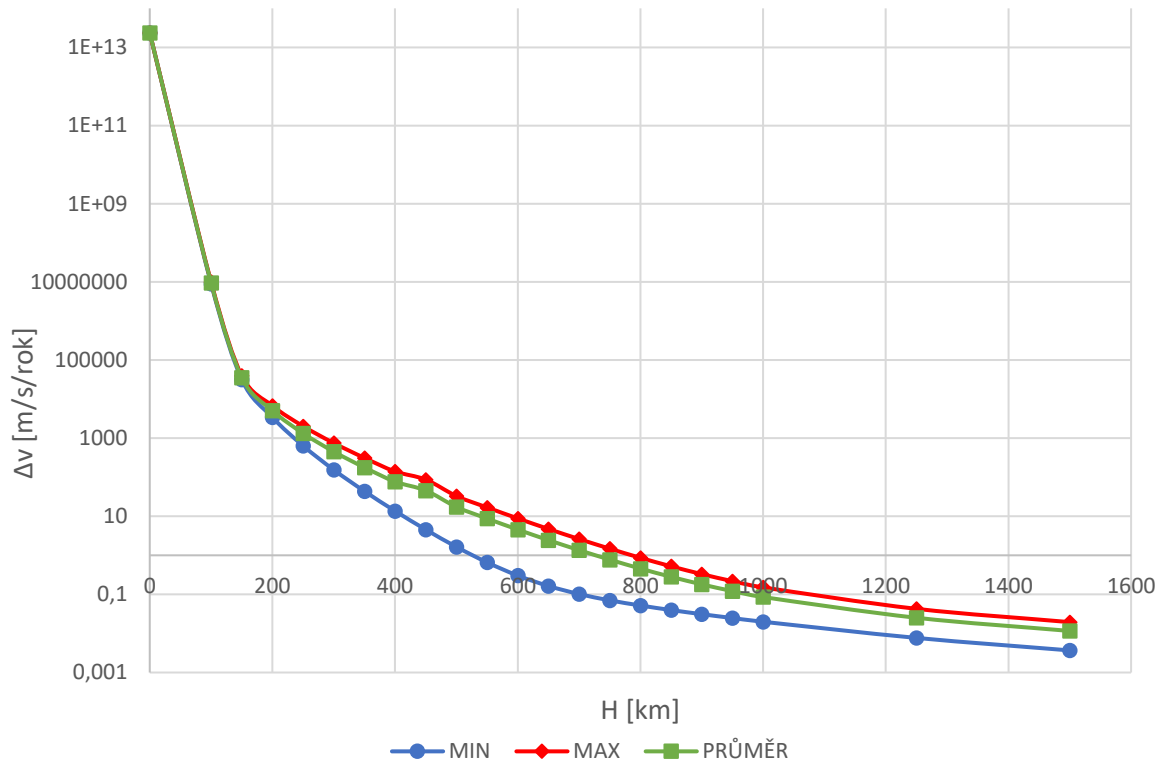
Pokud porovnáme všechny aspekty mise, můžeme konstatovat, že nejvýhodnějším typem pohonu se zdají být resistojety. Díky jejich poměrně vysokému tahu, spolehlivosti a nízké ceně paliva se nabízí jako ideální kandidát pro tento typ mise.

16. Kompenzace odporu družic pod 50 kg

Kompenzace odporu je další misí, u které již byly v minulosti použity elektrické pohony. Jedním ze zajímavých příkladů je družice Tsubame, která díky elektrickému pohonu mohla operovat na supernízké dráze (181 km). V tabulce 9 můžeme vidět hodnoty potřebných Δv družice o plošné hustotě 50 kg/m^2 v závislosti na výšce oběžné dráhy. První sloupec obsahuje hodnoty při minimální sluneční aktivitě, druhý naopak při maximální. Hodnoty jsou udávány v m/s na jeden rok fungování družice. Na obrázku 34 můžeme vidět grafické zobrazení těchto hodnot v logaritmickém měřítku včetně průměrných hodnot. [24]

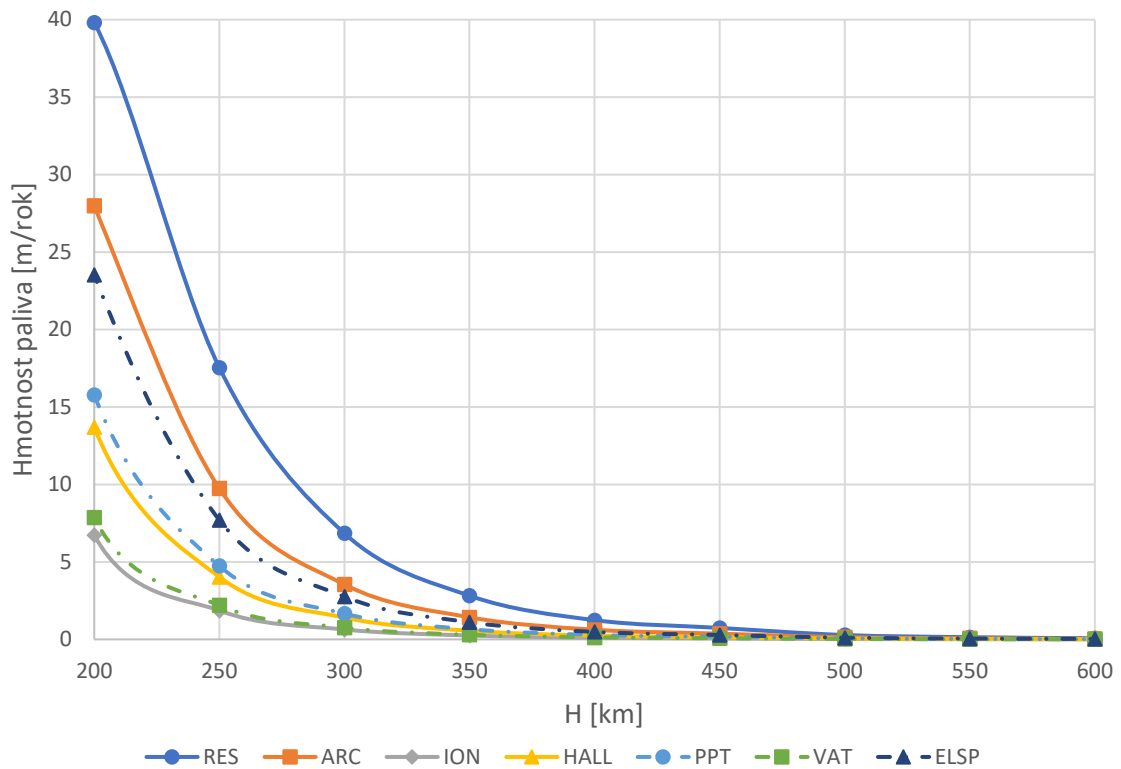
Tab. 9: Přehled potřebných Δv pro kompenzaci odporu za rok v závislosti na výšce [24]

H [km]	min [m/s/rok]	max [m/s/rok]
0	2,37E+13	2,37E+13
100	8950000	9900000
150	31700	39400
200	3400	6720
250	636	2020
300	154	747
350	43,7	311
400	13,6	140
450	4,55	86,6
500	1,64	32,9
550	0,659	16,8
600	0,303	8,81
650	0,164	4,73
700	0,102	2,61
750	0,0704	1,48
800	0,0519	0,863
850	0,0397	0,523
900	0,0311	0,33
950	0,0248	0,218
1000	0,0199	0,151
1250	0,00769	0,0427
1500	0,00368	0,0195

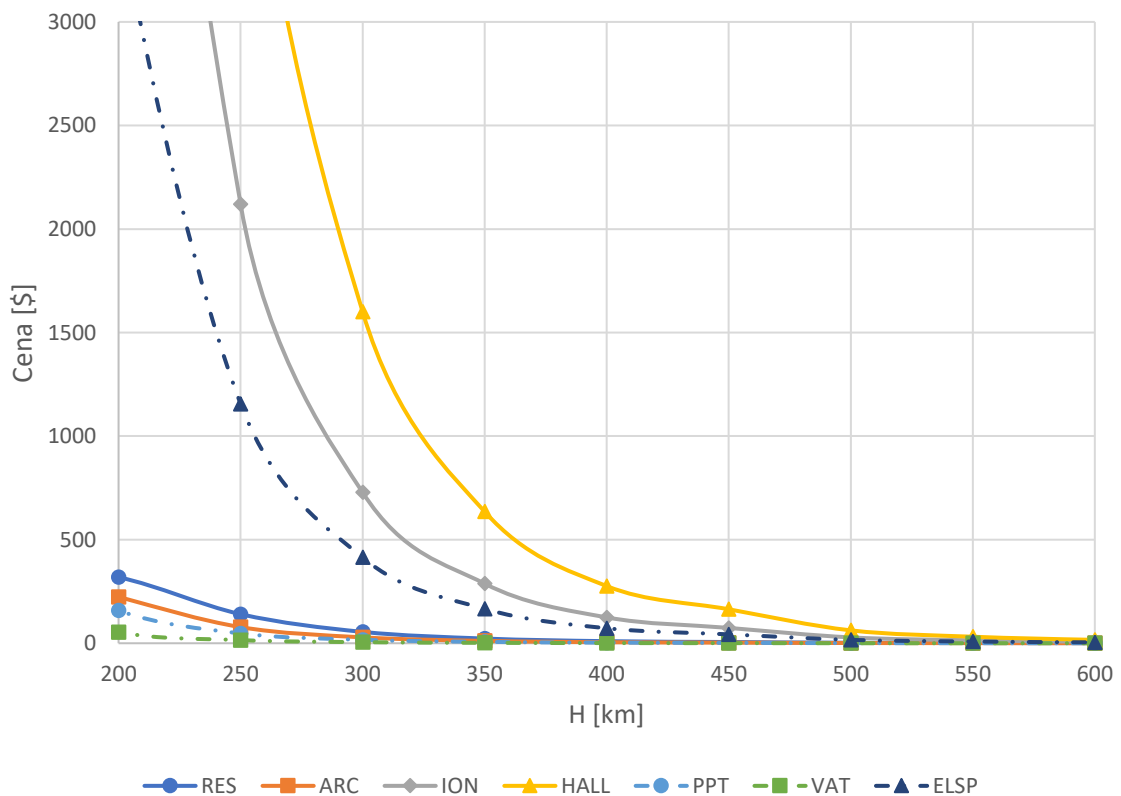


Obr. 34: Grafické znázornění požadovaného Δv za rok pro kompenzaci odporu v závislosti na výšce

Na obrázku 35 a 36 můžeme vidět porovnání jednotlivých typů motorů pro kompenzaci družice o celkové hmotnosti 50 kg. Můžeme pozorovat, že pro tento typ mise jasně dominují mikroelektrické pohony zejména PPT a VAT. Je to dáno tím, že hlavní nevýhoda těchto motorů (nízký tah) není tolik podstatná. Za prvé pohání družice o malé hmotnosti, a především se jedná o nízkoimpulsní manévry prováděný po celou dobu životnosti družice. Dále můžeme konstatovat, že těžší pohony, především iontové a Hallové jsou pro tyto mise nevhodné. To je dáno tím, že hmotnosti paliva se zde příliš neliší, za to je důležitá hmotnost celého pohonného systému vůči hmotnosti družice

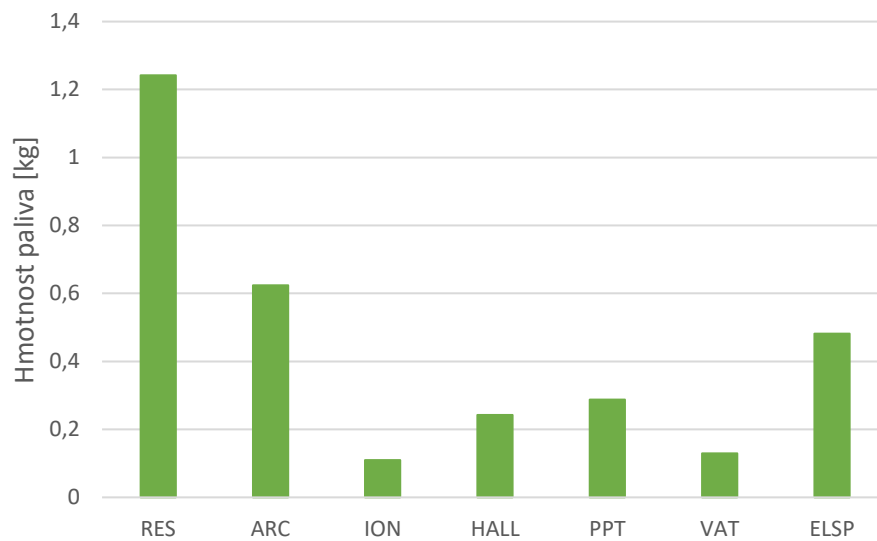


Obr. 35: Potřebná hmotnost paliva pro kompenzaci odporu dané družice v závislosti na výšce oběžné dráhy

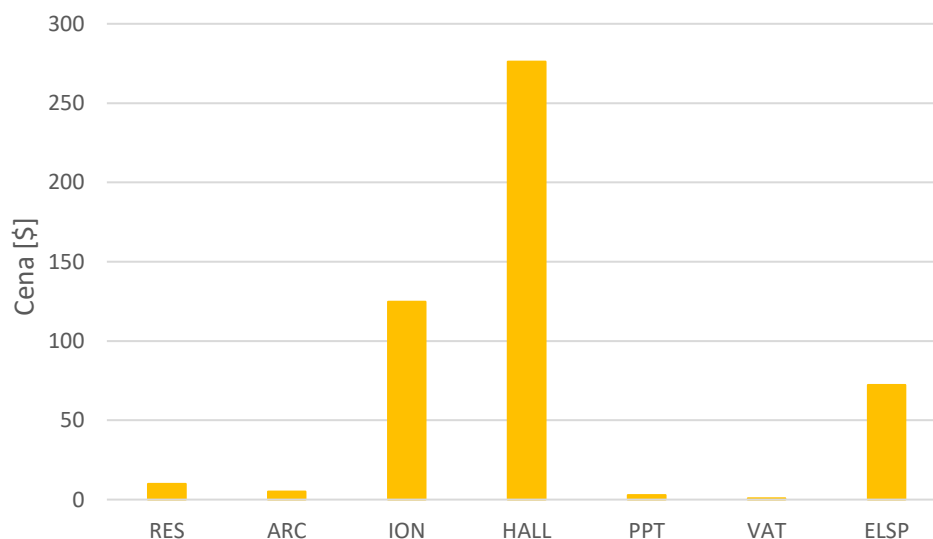


Obr. 36: Cena paliva pro kompenzaci odporu dané družice v závislosti na výšce oběžné dráhy

Výhodu mikroelektrických pohonů si můžeme ukázat i na konkrétním případě pro družici o hmotnosti 50 kg ve výšce 400 km. V příloženém excelovém souboru můžeme vidět, že za těchto podmínek bude družice vyžadovat tah okolo 30–110 μN . Jediný motor, který tuto podmínku nesplňuje, je zástupce VAT. Ovšem pokud bychom použili 7 takových motorů, podmínka by byla splněna a díky nízké hmotnosti pohonného systému by se celková hmotnost družice téměř nezměnila. Na obrázcích 37 a 38 jsou srovnány vlastnosti speciálně pro tento případ mise.

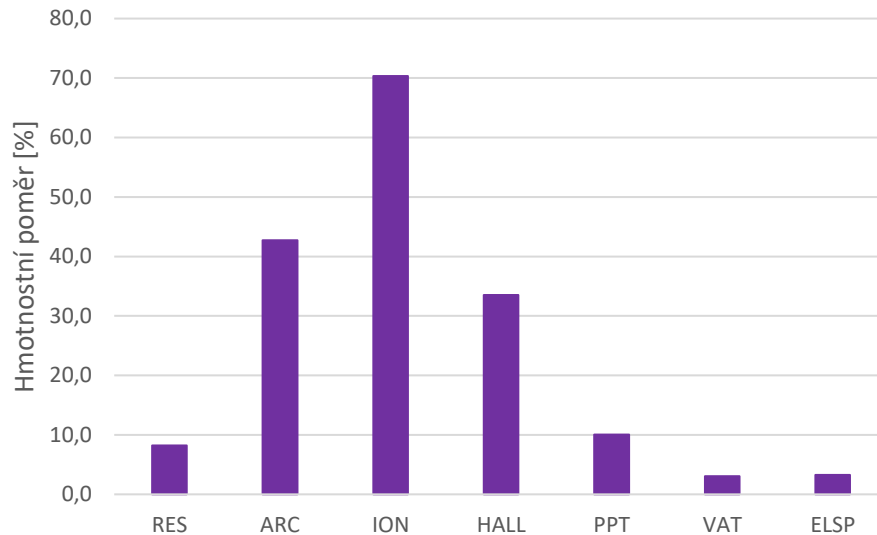


Obr. 38: Potřebné množství paliva pro kompenzaci odporu dané družice



Obr. 37: Finanční požadavky na palivo pro kompenzaci odporu dané družice

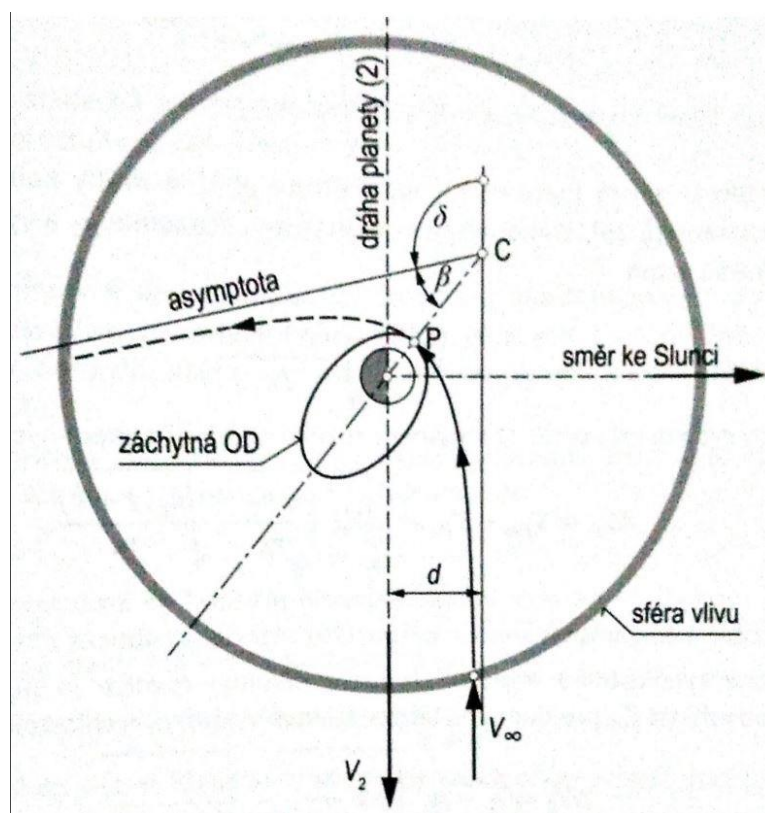
Rozdíly v hmotnosti paliva jsou u této mise minimální, proto je vhodné se také podívat na celkovou hmotnost pohonného systému. Jak je vidět na obrázku 39, některé pohony se pro tyto mise absolutně nehodí, protože hmotnost pohonu zabírá zbytečně mnoho prostoru, který by mohl být využit pro užitečné zatížení. Dále zde vidíme, že do hmotnost pohonného systému se vešla do 10 % celkové hmotnosti družice u 4 kategorií, a právě tyto kategorie jsou nejpoužívanější u těchto misí.



Obr. 39: Poměr hmotnosti pohonného systému vůči celkové hmotnosti družice o hmotnosti 50 kg

17. Příletový manévr k Marsu

Poslední mise je zároveň nejambicióznější a nejnáročnější misí z výše uvedených. Budeme zkoumat příletový manévr k Marsu a zda je vůbec možné ho provést pomocí elektrických pohonů. Nejenom hodnota rychlostního impulsu ale i vzdálenost asymptoty příletové hyperbolické dráhy od středu planety d je nezbytný údaj pro provedení mise, jelikož potřebujeme znát správnou výšku pericentra r_p pro zavedení brzdícího rychlostního impulsu. Jak by takový manévr mohl vypadat můžeme vidět na obrázku 40. [1]



Obr. 40: Přílet z vnitřní planety a přechod družice na oběžnou dráhu u vnější planety [1]

Prvním krokem je výpočet hyperbolického přebytku rychlosti pro přílet dle rovnice (28)

$$v_{\infty} = v_2 \left[1 - \sqrt{\frac{2}{1 + \frac{R_M}{R_Z}}} \right], \quad (28)$$

kde v_2 je orbitální rychlost Marsu, R_M vzdálenost Marsu od Slunce a R_Z vzdálenost Země od Slunce. Při znalosti hyperbolického přebytku rychlosti a gravitačního parametru Marsu

můžeme pomocí rovnic (29) a (30) spočítat optimální vzdálenost pericentra a apocentra eliptické oběžné dráhy

$$r_A = \frac{2\mu_M}{v_\infty^2} \quad (29)$$

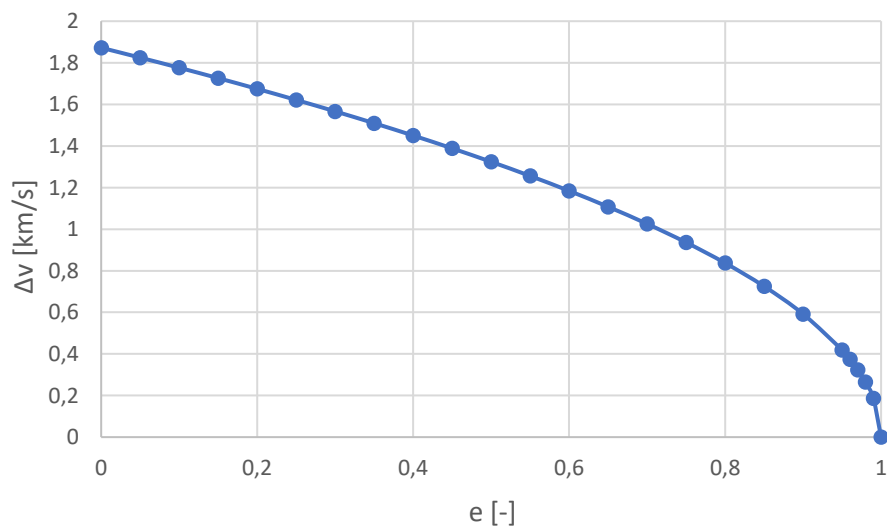
$$r_P = \frac{2\mu_M}{v_\infty^2} \cdot \frac{1 - e}{1 + e}. \quad (30)$$

Následně můžeme spočítat potřebný rychlostní impuls v pericentru a vzdálenost asymptoty od vektoru rychlosti planety d , jak vidíme v rovnicích (31) a (32): [1]

$$\Delta v = v_\infty \sqrt{\frac{1 - e}{2}} \quad (31)$$

$$d = r_p \sqrt{\frac{2}{1 - e}} \quad (32)$$

Dle rovnic uvedených výše můžeme vidět, že excentricita značně ovlivňuje geometrii oběžné dráhy a hodnotu rychlostního impulsu, a právě tato závislost je graficky znázorněna na obrázku 41.



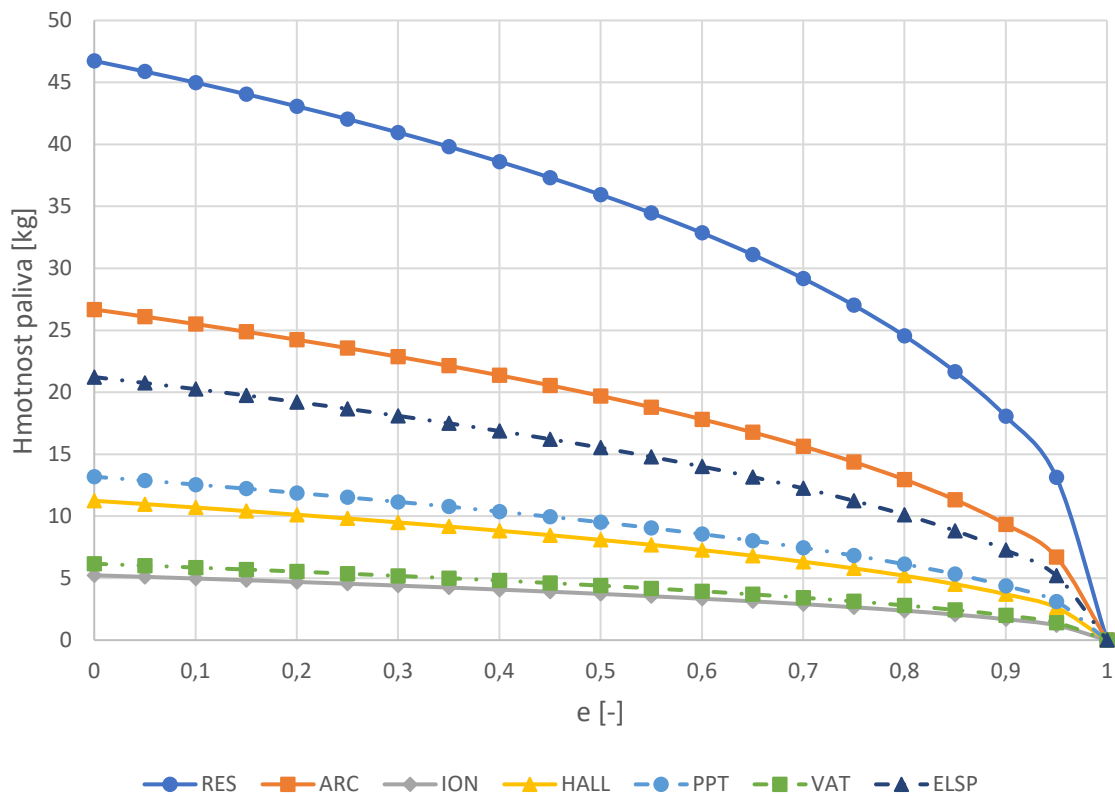
Obr. 41: Závislost požadovaného rychlostního impulsu pro přilet k Marsu v závislosti na excentricitě cílové oběžné dráhy

Uvažujme zadání mise, kdy družici o hmotnosti 100 kg máme dopravit na eliptickou oběžnou dráhu kolem Marsu o excentricitě 0,99. V tabulce 10 se můžeme podívat na základní parametry mise.

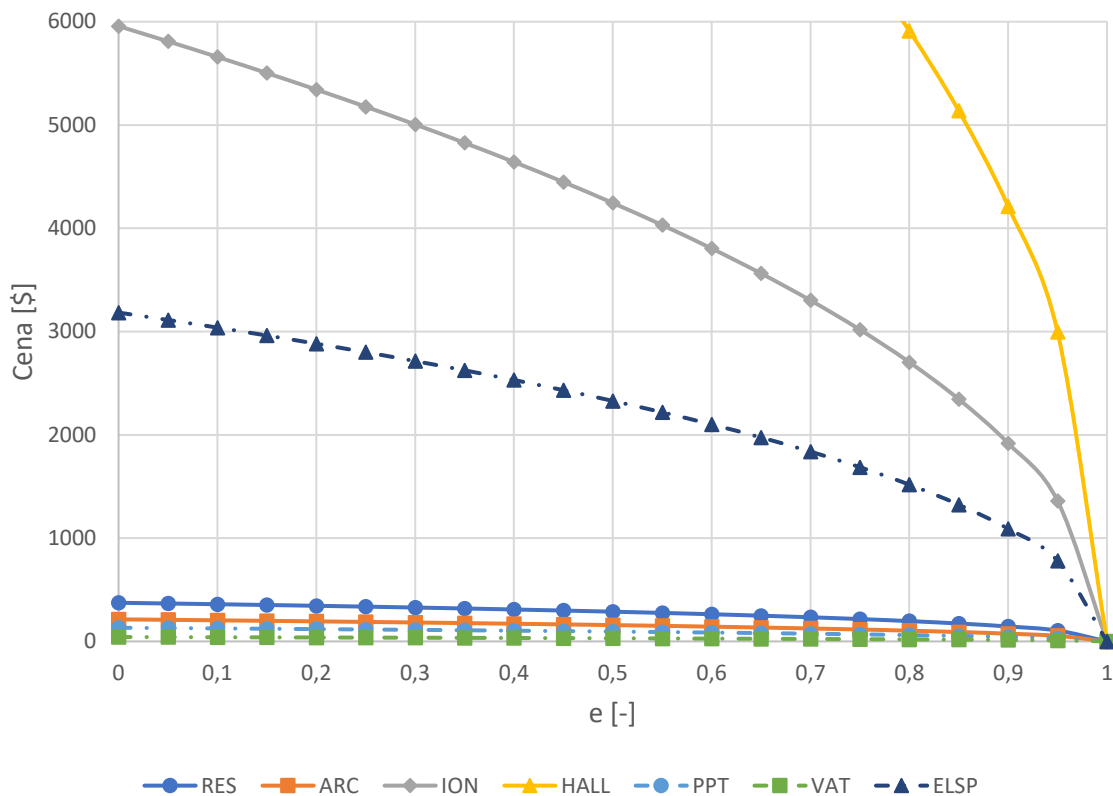
Tab. 10: Přehled parametrů pro danou misi

Parametr	Hodnota
e	0,99 [-]
R_Z	149600000 [km]
R_M	227900000 [km]
μ_m	42828 [km ³ /s ²]
v_2	24,13033209 [km/s]
v_∞	2,647792764 [km/s]
r_a	12217,7 [km]
r_p	61,4 [km]
a	6139,6 [km]
Δv	0,187 [km/s]
t	14605,7 [s]

Na obrázku 42 a 43 můžeme vidět teoretické hmotností a finanční požadavky na palivo pro jednotlivé typy elektrických pohonů v závislosti na excentricitě oběžné dráhy kolem Marsu, pokud bychom měli neomezený čas na provedení takového manévru.



Obr. 42: Hmotnost paliva pro příletový manévr v závislosti na excentricitě eliptické oběžné dráhy okolo Marsu



Obr. 43: Cena paliva pro příletový manévř v závislosti na excentricitě eliptické oběžné dráhy okolo Marsu

Ovšem u tohoto typu mise je čas pro manévř poměrně omezený (uvažujme jednu třetinu oběžné doby družice na eliptické dráze kolem Marsu) a následně se přesvědčíme, jak moc velký problém to bude. Pokud bychom uvažovali, že družice bude manévř provádět jednu třetinu času oběžné doby, dostali bychom požadovaný tah pro tento konkrétní případ přibližně 3,846 N. Tento požadavek jsou schopny splnit z vybraných zástupů pouze resistojety a arcjety. U ostatních kategorií by hmotnost pohonného systému převýšila celkovou hmotnost družice, čímž můžeme vyloučit jejich použití. Tuto misi by bylo schopno zvládnout 5 resistojetů, kde by pohonný systém celkově zabral přibližně 12,5 %, nebo 18 arcjetů u kterých by pohonný systém zabral 51 % celkové hmotnosti družice. Z toho můžeme usoudit, že pro takto náročný manévř se nejvíce hodí kategorie resistojetů.

V. Závěr

Na závěr si pojdme zrekapitulovat cíle diplomové práce a zhodnotit výsledky z praktické části v porovnání s reálnými daty v analytické části. V první řadě jsme se seznámili se základními fyzikálními principy elektrických pohonů a ukázali si základní typy elektrických pohonů. Dle dat z analytické části bylo vybráno 7 zástupců ze 7 kategorií elektrických pohonů dle principu jejich funkce, a to:

- MR-502 – resistojet
- MR-510 – arcjet
- XIPS-25 – mřížkový iontový motor
- SPT-100 – Hallův motor
- PRS-101 – PPT
- μ CAT – VAT
- BET-1mN – elektrosprej

Pro porovnání těchto 7 pohonů bylo sestaveno pět modelových kosmických misí o rozdílných náročnostech. Snaha byla o co největší různorodost kosmických misí, ale přitom aby byly splnitelné pro elektrické pohony. Z těchto důvodů byly vybrány mise: udržování družice na GEO, přechod z GTO na GEO, změna sklonu dráhy na LEO, kompenzace odporu malých družic a příletový manévr k Marsu. Pojdme si nyní shrnout výsledky z praktické části.

První misí, kde jsme porovnávali elektrické pohony, bylo udržování družice o hmotnosti 5 tun na GEO. Pro tuto misi byly vhodné pouze první čtyři pohony, přičemž resistojet a arcjet patřily spíše mezi levnější variantu, zato výhoda iontového a Hallova motoru spočívala v úspoře paliva. Nejspíše ideálním kompromisem se v našem případě zdál být iontový motor. V tomto se mírně rozcházíme s daty z kapitoly 7, kde vidíme, že v posledních letech je nejpoužívanějším pohonem Hallův motor.

Ve druhé misi jsme testovali elektrické pohony, jak si dokáží poradit s přechodem z GTO na GEO. Manévr byl navržen pro družici o hmotnosti 3 tun, která startovala z parkovací dráhy ve výšce 200 km nad Zemí, kdy počáteční rychlostní impuls byl proveden ještě chemickými motory a elektrický pohon se měl následně postarat a samotný přechod na GEO. Ukázali jsme si, že jednoimpulsní manévr není pro elektrické manévry možný z důvodu nízkého tahu. Nejrychlejší variantou se ukázal být resistojet. Pokud by našim

záměrem byla co nejnižší hmotnost pohonného systému, zvítězil by iontový motor ovšem za cenu téměř pětinasobné doby mise.

Třetí mise ukazovala vzájemné porovnání elektrických pohonů pro změnu sklonu dráhy na nízké oběžné dráze. Konkrétně se jednalo o družici o hmotnosti 700 kg na kruhové dráze ve výšce 400 km, která měla za úkol změnit sklon své dráhy o 10° . Předpoklad byl, že družice k vykonání manévru využije 20 % oběžné doby. Takováto mise je poměrně náročná na Δv , proto tento manévr byl opět proveden pomocí dílčích rychlostních impulsů. Nejrychleji by tento manévr provedl opět resistojet, avšak iontové motory a arcjety se zdají být tím správným kompromisem mezi dobou trvání mise a hmotností paliva.

U čtvrté mise jsme zkoumali, které kosmické pohony se hodí pro kompenzaci odporu u malých družic. Konkrétním úkolem bylo porovnat elektrické pohony pro kompenzaci odporu družice o 50 kg ve výšce 400 km. Jelikož tento manévr je kontinuální a požadavky nejsou příliš vysoké, není tato mise tolik náročná na tah jako ty ostatní. Rozdíl hmotností paliva pro jednotlivé kategorie byl řádově ve stovkách gramů čili důležitější u této byla spíš hmotnost celého pohonného systému. Z těchto důvodů zazářily především kategorie PPT, VAT, elektrospreje, ale také i resistojety díky jejich nízké hmotnosti. Přesně tyto 4 kategorie se reálně používají pro družice do 50 kg viz kapitola 10. Avšak pokud bychom měli na základě dat vybrat nejideálnější pohon pro danou misi, byl by to pravděpodobně typ elektrických pohonů VAT.

Poslední mise měla ověřit limity elektrických pohonů. Náročné zadání v podobě příletového manévru k Marsu může být v budoucnu poměrně častým jevem, proto jsme chtěli zjistit, zda je možné tuto misi provést pomocí elektrických pohonů. Úkolem bylo přenést družici o hmotnosti 100 kg z hyperbolické dráhy na eliptickou oběžnou dráhu kolem Marsu. Ukázalo se, že z vybraných zástupců dokáží splnit tuto misi pouze dva: resistojet a arcjet. Přesněji řečeno 5 resistojetů nebo 18 arcjetů. Z těchto dvou zástupců vychází rozhodně lépe resistojety, jejichž pohonný systém by zabral mnohem menší hmotnost družice, která by se dala následně využít pro užitečné zatížení.

Na závěr můžeme konstatovat, že u každého typu mise mírně vyčníval jiný elektrický pohonný systém. U některých misí bychom si pak museli vybrat, který aspekt mise bychom upřednostnili před ostatními. Nelze s určitostí říci, že některý z daných zástupců by byl univerzálně nejlepší.

Seznam zkratek

Označení	Legenda
<i>ARC</i>	Arcjet
<i>ELSP</i>	Elektrosprej
<i>GEO</i>	Geostacionární dráha
<i>GIE, ION</i>	Mřížkový iontový motor
<i>GTO</i>	Přechodová dráha ke geostacionární dráze
<i>HT, HALL</i>	Hallův motor
<i>L_{1,2}</i>	Lagrangeovy body
<i>LEO</i>	Nízká oběžná dráha kolem Země
<i>MPD</i>	Magnetoplazmodynamický motor
<i>PPT</i>	Pulzní plazmový motor
<i>PPU</i>	Řídící jednotka
<i>RES</i>	Resistojet
<i>RTG</i>	Radioizotopový termoelektrický generátor
<i>VAT</i>	Vakuový obloukový motor

Seznam symbolů

Označení	Jednotky	Legenda
a	[m]	hlavní poloosa oběžné dráhy
A	[m ²]	plocha mřížky
B	[T]	magnetická indukce
d_{eff}	[m]	mezera mezi mřížkami
e	[-]	excentricita
E	[V.m ⁻¹]	intensita elektrického pole
F_{ext}	[N]	vnější síla
I_i	[A]	proud urychlující ionty
I_{sp}	[N.s.kg ⁻¹]	specifický impuls
j	[A.m ⁻²]	hustota elektrického proudu
m	[kg]	hmotnost
\dot{m}	[kg.s ⁻¹]	hmotnostní tok
m_0	[kg]	suchá hmotnost
m_p	[kg]	hmotnost paliva
P	[W]	výkon
r	[m]	poloměr kruhové oběžné dráhy
r_A	[m]	vzdálenost apocentra od centrálního tělesa
r_P	[m]	vzdálenost pericentra od centrálního tělesa
t	[s]	oběžná doba
T	[N]	tah
v_e	[m.s ⁻¹]	výtoková rychlost
v_∞	[m.s ⁻¹]	hyperbolický přebytek rychlosti

Δv	[m.s ⁻¹]	rychlostní impuls
V_i	[V]	napětí urychlující ionty
α	[°]	změna sklonu
β	[-]	plazmatický parametr
ε	[F.m ⁻¹]	permitivita
η	[-]	účinnost
μ	[km ³ .s ⁻²]	gravitační parametr
ξ	[W.kg ⁻¹]	poměr výkonu k hmotnosti zdroje elektrické energie
ρ	[kg.m ⁻³]	hustota

Seznam obrázků

Obr. 1: Graf závislosti poměru hmotnosti paliva k prázdné hmotnosti na výtokové rychlosti spalin 4	
Obr. 2: Závislost Δv na výtokové rychlosti spalin pro různé hodnoty ξ	8
Obr. 3: Schéma elektrického pohonu a dalších komponentů	9
Obr. 4: Schéma elektrotermálních a elektromagnetických pohonů a) resistojet, b) arcjet, c) MPD, d) PPT	14
Obr. 5: Základní princip elektrospreje	15
Obr. 6: Schéma mřížkového iontového motoru	17
Obr. 7: Tabulka I ukazuje vlastnosti několika vybraných vysokovýkonných iontových motorů. Tabulka II zobrazuje požadavky plánovaných misí	21
Obr. 8: Průběh napětí na mřížkách u dvoustupňového iontového motoru	22
Obr. 9: Schéma Hallova motoru (a = atomy, E = elektrony, i = ionty)	24
Obr. 10: Hallův motor s magnetickým polem ve tvaru srpku	28
Obr. 11: Rozdělení družic na GEO s elektrickým pohonem dle podtřídy pohonu	32
Obr. 12: Celkový počet družic na GEO s Hallovým motorem rozdělený dle typu a výrobce motoru	33
Obr. 13: Procentuálního zastoupení družic s elektrickým pohonem vůči celkovému počtu družic na GEO v letech 1981-2018 (klouzavý průměr za 3 roky)	34
Obr. 14: Klouzavý průměr specifických impulsů elektrických pohonů družic na GEO v období 1982-2018	35
Obr. 15: Rozdělení družic na LEO s elektrickým pohonem dle roku mise a podtřídy pohonu (celkový počet družic je 167)	36
Obr. 16: Horní graf zobrazuje zastoupení podtříd elektrických pohonů družic na LEO za celkové období 1981-2018. Spodní graf ukazuje nárůst zájmu o Hallovy motory za posledních 10 let	38
Obr. 17: Rozdělení kosmických misí na LEO na demonstrační a operační	39
Obr. 18: Časová osa misí do hlubokého vesmíru	40
Obr. 19: Procentuální zastoupení jednotlivých podtříd elektrických pohonů u družic pod 50 kg ...	42
Obr. 20: Celkový počet misí s elektrickým pohonem rozdělených dle jejich typu v letech 1981-2018	46
Obr. 21: Závislost hmotnosti paliva na suché hmotnosti družice pro její udržování na GEO	48
Obr. 22: Finanční náročnost mise z hlediska paliva v závislosti na suché hmotnosti družice	49
Obr. 23: Přehled hmotnosti paliva různých pohonných systémů pro družici o suché hmotnosti 5 tun	50
Obr. 24: Přehled ceny paliva různých pohonných systémů pro družici o suché hmotnosti 5 tun	50
Obr. 25: Hohmannova přechodová dráha	51
Obr. 26: Potřebné množství paliva pro přechod dané družice z GTO na GEO	52
Obr. 27: Finanční požadavky na palivo pro přechod dané družice z GTO na GEO	52

Obr. 28: Schéma potenciálního přechodu na GEO za použití elektrických pohonů	53
Obr. 29: Potřebný čas ke splnění mise	54
Obr. 30: Potřebné Δv v závislosti na změně sklonu dráhy pro družici ve výšce 400 km nad Zemí .	55
Obr. 31: Závislost hmotnosti paliva na velikosti změny sklonu pro danou družici	56
Obr. 32: Závislost ceny paliva na velikosti změny sklonu pro danou družici.....	56
Obr. 33: Porovnání dané doby mise pro jednotlivé typy elektrických pohonů	57
Obr. 34: Grafické znázornění požadovaného Δv za rok pro kompenzaci odporu v závislosti na výšce	59
Obr. 35: Potřebná hmotnost paliva pro kompenzaci odporu dané družice v závislosti na výšce oběžné dráhy.....	60
Obr. 36: Cena paliva pro kompenzaci odporu dané družice v závislosti na výšce oběžné dráhy	60
Obr. 37: Potřebné množství paliva pro kompenzaci odporu dané družice.....	61
Obr. 38: Finanční požadavky na palivo pro kompenzaci odporu dané družice	61
Obr. 39: Poměr hmotnosti pohonného systému vůči celkové hmotnosti družice o hmotnosti 50 kg	62
Obr. 40: Přílet z vnitřní planety a přechod družice na oběžnou dráhu u vnější planety	63
Obr. 41: Závislost požadovaného rychlostního impulsu pro přílet k Marsu v závislosti na excentricitě cílové oběžné dráhy.....	64
Obr. 42: Hmotnost paliva pro příletový manévr v závislosti na excentricitě eliptické oběžné dráhy okolo Marsu	65
Obr. 43: Cena paliva pro příletový manévr v závislosti na excentricitě eliptické oběžné dráhy okolo Marsu.....	66

Seznam tabulek

Tab. 1: Přehled přírůstků rychlostí pro příslušné mise.....	3
Tab. 2: Přehled vlastností vybraných zdrojů elektrické energie pro elektrické pohony.....	7
Tab. 3: Porovnání vlastností chemických a elektrických pohonů s obvyklými pohonnými látkami	10
Tab. 4: Přehled vlastností pohonných látek pro elektrické pohony.....	29
Tab. 5: Seznam dominantních typů elektrických pohonů v dané kategorii.....	34
Tab. 6: Seznam misí do hlubokého vesmíru s elektrickým pohonem.....	41
Tab. 7: Seznam družic pod 50 kg s elektrickým pohonem.....	43
Tab. 8: Seznam zástupců jednotlivých kategorií elektrických pohonů posuzovaných v praktické části	47
Tab. 9: Přehled potřebných Δv pro kompenzaci odporu za rok v závislosti na výšce	58
Tab. 10: Přehled parametrů pro danou misi	65

Seznam literatury

- [1] DANĚK, Vladimír. Mechanika kosmického letu. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2018. ISBN 978-80-7204-984-4.
- [2] SUTTON, George P. a Oscar BIBLARZ. Rocket Propulsion Elements. New York: John Wiley, 2000. ISBN 0-471-32642-9.
- [3] MAZOUFFRE, Stéphane. Limits of Interstellar Flight Technology: established technologies and novel approaches. *Frontiers of Propulsion Science*. Reston ,VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009, 2009-01-22, 25(3), 31-126. DOI: 10.2514/5.9781563479953.0031.0126. ISBN 978-1-56347-956-4. ISSN 0963-0252.
- [4] MAZOUFFRE, Stéphane. Electric propulsion for satellites and spacecraft: established technologies and novel approaches. *Plasma Sources Science and Technology*. 2016, 25(3). DOI: 10.1088/0963-0252/25/3/033002. ISSN 0963-0252.
- [5] JAHN, Robert G. a Edgar Y. CHOUEIRI. Electric Propulsion: established technologies and novel approaches. *Encyclopedia of Physical Science and Technology*. Reston ,VA: Elsevier, 2003, 2003, 25(3), 125-141. DOI: 10.1016/B0-12-227410-5/00201-5. ISBN 9780122274107. ISSN 0963-0252.
- [6] MARTINEZ-SANCHEZ, M. a J. E. POLLARD. Spacecraft Electric Propulsion-An Overview: established technologies and novel approaches. *Journal of Propulsion and Power*. Reston, VA: Elsevier, 1998, 2003, 14(5), 688-699. DOI: 10.2514/2.5331. ISBN 9780122274107. ISSN 0748-4658.
- [7] KOLBECK, Jonathan, Michael KEIDAR a Andre ANDERS. Micropropulsion Based on Vacuum Arc Physics and Technology: A Review. 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2016, 2016-07-25, 14(5), -. DOI: 10.2514/6.2016-5040. ISBN 978-1-62410-406-0. ISSN 0748-4658.
- [8] TUMMALA, A.R., A. DUTTA. An Overview of Cube-Satellite Propulsion Technologies and Trends: A Review. *Aerospace*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017, 2016-07-25, 4(4), -. DOI: 10.3390/aerospace4040058. ISBN 978-1-62410-406-0. ISSN 2226-4310.
- [9] GOEBEL, Dan M., Ira KATZ a Andre ANDERS. Fundamentals of Electric Propulsion: A Review. *Aerospace*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017, 2008-10-22, 4(4), -. DOI: 10.1002/9780470436448. ISBN 978-1-62410-406-0. ISSN 2226-4310.

- [10] GABRIEL, Steve. Dawn of a new era: the revolutionary ion engine that took spacecraft to Ceres [online]. 6 March 2015 [cit. 2020-08-06]. Dostupné z: <https://theconversation.com/dawn-of-a-new-era-the-revolutionary-ion-engine-that-took-spacecraft-to-ceres-38502>
- [11] PATTERSON, Michael, Daniel HERMAN, Rohit SHASTRY, Jonathan VAN NOORD a John FOSTER. Annular-Geometry Ion Engine: Concept, Development Status, and Preliminary Performance. 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012, 2012-07-30, 4(4), -. DOI: 10.2514/6.2012-3798. ISBN 978-1-60086-935-8. ISSN 2226-4310.
- [12] COLETTI, Michele, Stephen B. GABRIEL, Rohit SHASTRY, Jonathan VAN NOORD a John FOSTER. The Applicability of Dual Stage Ion Optics to Ion Engines for High Power Missions: Concept, Development Status, and Preliminary Performance. IEEE Transactions on Plasma Science. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012, 2012-07-30, 40(4), 1053-1063. DOI: 10.1109/TPS.2012.2185953. ISBN 978-1-60086-935-8. ISSN 0093-3813.
- [13] CHOUEIRI, E. Y., Stephen B. GABRIEL, Rohit SHASTRY, Jonathan VAN NOORD a John FOSTER. Plasma oscillations in Hall thrusters: Concept, Development Status, and Preliminary Performance. Physics of Plasmas. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001, 2012-07-30, 8(4), 1053-1063. DOI: 10.1063/1.1354644. ISBN 978-1-60086-935-8. ISSN 1070664X.
- [14] BARRAL, S., K. MAKOWSKI, Z. PERADZYŃSKI, N. GASCON a M. DUDECK. Wall material effects in stationary plasma thrusters. II. Near-wall and in-wall conductivity: Concept, Development Status, and Preliminary Performance. Physics of Plasmas. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003, 2012-07-30, 10(10), 4137-4152. DOI: 10.1063/1.1611881. ISBN 978-1-60086-935-8. ISSN 1070-664X.
- [15] KORNFELD, Günter, Norbert KOCH a Hans-Peter HARMANN. Physics and Evolution of HEMP-Thrusters [online]. 2007 [cit. 2020-08-06].
- [16] SMIRNOV, A., Y. RAITSES, N. J. FISCH, N. GASCON a M. DUDECK. Enhanced ionization in the cylindrical Hall thruster: Concept, Development Status, and Preliminary Performance. Journal of Applied Physics. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003, 2012-07-30, 94(2), 852-857. DOI: 10.1063/1.1585114. ISBN 978-1-60086-935-8. ISSN 0021-8979.

- [17] KIECKHAFFER, Alex, Lyon B. KING, N. J. FISCH, N. GASCON a M. DUDECK. Energetics of Propellant Options for High-Power Hall Thrusters: Concept, Development Status, and Preliminary Performance. *Journal of Propulsion and Power*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007, 2012-07-30, 23(1), 21-26. DOI: 10.2514/1.16376. ISBN 978-1-60086-935-8. ISSN 0748-4658.
- [18] LEV, Dan, Roger M. MYERS, Kristina M. LEMMER, Jonathan KOLBECK, Hiroyuki KOIZUMI a Kurt POLZIN. The technological and commercial expansion of electric propulsion: Concept, Development Status, and Preliminary Performance. *Acta Astronautica*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019, 2012-07-30, 159(1), 213-227. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.03.058. ISBN 978-1-60086-935-8. ISSN 00945765.
- [19] BROPHY, John R. Stationary plasma thruster evaluation in Russia: Summary Report. 1992.
- [20] TIGHE, William, Kuei-Ru CHIEN, Ezequiel SOLIS, Peter REBELLO, Dan GOEBEL a John SNYDER. Performance Evaluation of the XIPS 25-cm Thruster for Application to NASA Discovery Missions: Concept, Development Status, and Preliminary Performance. 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006, 2006-07-09, 159(1), -. DOI: 10.2514/6.2006-4666. ISBN 978-1-62410-038-3. ISSN 00945765.
- [21] SPENCE, Douglas, Eric EHRBAR, Nathan ROSENBALD, et al. Electro Spray Propulsion Systems for Small Satellites and Satlets: Concept, Development Status, and Preliminary Performance. AIAA SPACE 2013 Conference and Exposition. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013, 2013-09-10, 159(1), -. DOI: 10.2514/6.2013-5329. ISBN 978-1-62410-239-4. ISSN 00945765.
- [22] AEROJET ROCKETDYNE. In-Space Propulsion Data Sheets [online]. 2019 [cit. 2020-08-06].
- [23] FROST, Robert. [online]. 2014 [cit. 2020-08-06]. Dostupné z: <https://www.quora.com/How-does-one-launch-satellites-into-a-geostationary-orbit>
- [24] SPENCE, Douglas, Eric EHRBAR, Nathan ROSENBALD, et al. Space mission analysis and design: Concept, Development Status, and Preliminary Performance. *Choice Reviews Online*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992, 2013-09-10, 29(09), 29-5149-29-5149. DOI: 10.5860/CHOICE.29-5149. ISBN 978-1-62410-239-4. ISSN 0009-4978.