

Pád na Slunce

Vilém Boušek

Fakulta jaderná a fyzikálně inženýrská, Břehová 7, 115 19 Praha 1
bousevil@fjfi.cvut.cz

Abstrakt

Ve svém teoretickém příspěvku se chci věnovat, různým druhům raketových paliv a základům mechaniky kosmického letu

1 Ciolkovského rovnice

Ciolkovského rovnice popisující pohyb objektu s proměnnou hmotností je alfou i omegou snah dostat družici na oběžnou dráhu nebo změnit rychlost sondy raketovými motory. Zanedbáme-li vliv atmosféry, je změna rychlosti rakety ΔV přímo úměrná jednak rychlosti výtokových plynů U a jednak logaritmu poměru počáteční a koncové hmotnosti M_0/M . Matematicky lze tento vztah zapsat jednoduchou formulkou

$$\Delta V = U \ln(M_0/M) g t \quad (1)$$

kterou odvodil ruský vědec Konstantin Eduardovič Ciolkovskij koncem 19. století. Poslední člen popisuje vliv tíhového zrychlení a uplatňuje se jen při startu rakety v zemské tíži. Z hlediska získání co možná nejvyšší rychlosti je důležitá rychlost výtokových plynů (ta je daná specifickým impulzem motorů) a také koncová hmotnost M , proto se mimo jiné stavějí několikasupňové rakety (dalším důvodem je optimalizace motorů pro práci v atmosféře a ve vakuu). Co si pod ní ale představit? Pod koncovou hmotnost spadá hmotnost rakety bez paliva neboli hmotnost nákladu, zásob, astronautů, raketového motoru, baterií, zdroje elektrické energie a samozřejmě nádrží, ve kterých bylo palivo.

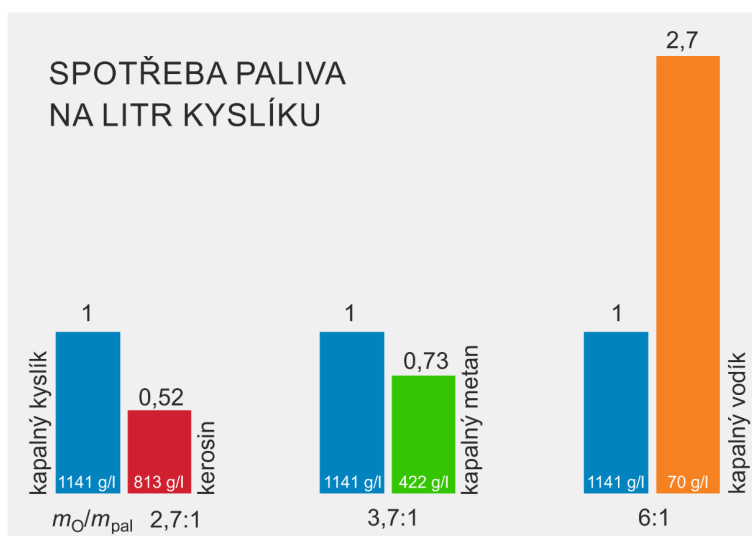
2 Metan jako palivo

Palivo je nejdůležitější součástí každého letu do vesmíru, proto nyní porovnejme vlastnosti jednotlivých paliv a metanu. Uveďme na úvod jeden jednoduchý příklad. Kapalný metan má vyšší hustotu než kapalný vodík a poměr okysličovačla ku palivu je také nižší, proto by při stejné hmotnosti paliva postačila raketoplánu hlavní palivová nádrž s třetinovým objemem. Použití metanu tedy zcela mění prostorové a hmotnostní dispozice vesmírného letu. Jaké parametry hrají u paliva hlavní roli?

1. Hustota (udává se zpravidla v gramech na litr g/l). Čím vyšší hustota, tím je zapotřebí nádrž s menším objemem, například kapalný kyslík má hustotu kolem 1 140 g/l.
2. Spalovací poměr. Jde o poměr hmotností okysličovačla a paliva. Čím nižší hodnota, tím je třeba méně kapalného kyslíku a let je méně náročný.
3. Specifický impulz. Popisuje účinnost raketového motoru, čím vyšší hodnota, tím efektivněji se energie paliva využije k urychlení rakety.
4. Teplota spalování. Nižší hodnota klade menší nároky na chlazení motoru.
5. Bod varu paliva. Vyšší hodnota je příznivější, například je snazší udržet v kapalném stavu kerosin než vodík.
6. Spaliny. Jejich složení je podstatné z hlediska zanášení motoru při hoření paliva.

7. Dostupnost mimo Zemi. U dálkových misí, například k Marsu, je klíčovou otázkou, zda je možné palivo získat nebo vyrobit mimo Zemi.

V následující tabulce převzaté od Everyday Astronaut jsou uvedeny a porovnány základní parametry pro kerosin, metan a vodík. Jak je patrné, ani v jednom z parametrů metan nevíteží, a i přesto by se mohl stát palivem blízké budoucnosti. Tekutý metan v sobě totiž kombinuje přednosti vodíku i kerosinu a jako bonus je jeho bod varu podobný bodu varu kapalného kyslíku, tedy chlazení nádrží bude jednotné pro obě složky paliva a jednodušší než u kapalného vodíku.



Obrázek 1: Výšky pravých sloupců grafu ukazují, kolik litrů paliva se spotřebuje na litr kapalného kyslíku. V dolní části sloupců jsou uvedeny hustoty jednotlivých palivových složek, pod sloupci spalovací poměr. Zdroj: Everyday Astronaut.

	kerosin	metan	vodík
hustota (g/l)	813	422	70
spalovací poměr	2,7	3,7	6
specifický impuls (N·s/kg)	3 630	4 500	5 220
teplota spalování (K)	3 670	3 550	3 070
bod varu paliva (K)	490	111	20
spaliny	CO ₂ , H ₂ O, C	CO ₂ , H ₂ O	H ₂ O
dostupnost mimo Zemi	ne	ano	ano

2.1 Další výhody

Další výhody Tekutý metan je „zlatou střední cestou“ mezi vodíkem a kerosinem, zjednodušuje chlazení nádrží a snižuje náklady na stavbu raket. Má ale ještě jednu podstatnou výhodu: můžeme si jej vyrobit i jinde než na Zemi, jen za použití vody, oxidu uhličitého a elektřiny. Proč s sebou vozit a celé měsíce skladovat tuny paliva, když si jej můžeme doplnit třeba na Marsu. Celá mise se tím mnohonásobně zlevní a bude i bezpečnější. Zdá se tedy, že využití metanu jakožto raketového paliva pro nejrůznější vesmírné mise, například letu člověka k Marsu, je otázkou blízké budoucnosti

3 Orbitální mechanika

3.1 Hohmannova heliocentrická trajektorie

Hohmannova trajektorie je energeticky nejvýhodnější možný způsob, jak dostat těleso z jedné planety na druhou. V našem případě chceme dostat nebezpečný materiál ze Země na Slunce. Předpokládejme, že náš materiál je připevněn, jako náklad k urychlovacímu stupni, který mu udělí potřebnou rychlost. Tento stupeň se nachází na oběžné dráze okolo Země (pro zjednodušení uvažujme, že se nachází na kruhové oběžné dráze ve výšce 200 km nad povrchem Země), kam byl vynesena pomocí rakety. Vzorec pro výpočet 1. kosmické rychlosti pro zadanou oběžnou dráhu je následující:

$$G \frac{mM_Z}{(R_Z + h)^2} = \frac{mv^2}{R_Z + h} \quad (2)$$

M_Z je hmotnost Země

R_Z je poloměr Země

m hmotnost tělesa

v rychlost tělesa na oběžné dráze

h Výška tělesa nad povrchem

G je Gravitační konstanta

Pro výpočet hyperbolického přebytku rychlosti pro odlet ke Slunci máme následující vztah

$$V_\infty = \sqrt{\frac{GM_S}{R}} \quad (3)$$

M_S je hmotnost Slunce

R je vzdálenost Země od Slunce

G je Gravitační konstanta

Pro zadané hodnoty má hyperbolický přebytek rychlosti hodnotu -29.783 km/s (znaménko – nám udává směr vůči směru oběhu Země okolo Slunce).

Pro výpočet potřebného rychlostního impulsu v pericentru pro vyvedení na odletovou hyperbolu platí následující vztah:

$$\Delta V_P = v \left(\sqrt{2 + \frac{V_\infty^2}{v^2}} - 1 \right) \quad (4)$$

Po dosazení známých hodnot nám vyjde výsledek 23.983 km/s

Parametry pro Hohmannovu trajektorii jsou tedy následující:

1. Potřebný rychlostní impuls v pericentru je roven 23.983 km/s.
2. Hyperbolický přebytek rychlosti pro odlet z parkovací oběžné dráhy je roven 29.783 km/s.

3.2 Dosažitelnost se současnou technikou

V současné době nejvýkonnější horní stupeň raket, ke kterému jsou dostupné všechny potřebné hodnoty, je druhý stupeň raket Delta IV (Delta Cryogenic Second Stage), poháněný motorem RL10B-2, avšak i ten by byl schopen urychlit náklad v pericentru maximálně o 10 km/s a my potřebujeme 23.983 km/s.

Jedno z možných řešení Ciolkovského rovnice, nám říká, abychom urychlili náš náklad na potřebnou rychlost pomocí motoru RL10B-2. Tak bychom spotřebovali 760 000 kg paliva za podmínky, že náklad a prázdný stupeň by vážili 10 000kg.

4 Poděkování

Poděkování patří RNDr. Davidu Břeňovi Ph.D. a Prof. RNDr. Petru Kulhánkovi, CSc. za jejich odborné rady.

Reference

I. Štoll, *Mechanika* , Vydavatelství ČVUT, Praha (2003) 107-108

V. Daněk, *Mechanika kosmického letu* , CERM, Brno (2018)

T. Dodd, *IS SPACEX'S RAPTOR ENGINE THE KING OF ROCKET ENGINES?* , <https://everydayastronaut.com/raptor-engine/>