

Kako?

- **z raketnim motorjem**
- **z ionskim motorjem**
- **s sončnim jadrom**
- **z mikromotorji**
- **z inercialnimi kolesi**

Kako?

Raketna enačba (Ciolkovski)

$$m dv = v_e dm$$

$$\frac{1}{v_e} \int_{v_0}^{v_k} dv = \int_{m_0}^{m_k} \frac{1}{m} dm$$

$$\Delta v = v_e \ln \frac{m_0}{m_k} \quad \text{oz.} \quad m_0 = m_k e^{\frac{\Delta v}{v_e}}$$

Raketna enačba

raketna enačba,

A - brez porabe težnje: $dm < 0$

$$(m + dm) dv = -dm v_i$$

$$m dv = -dm v_i$$

$$\int_0^v dv = \int_{m_0}^m -\frac{dm}{m} v_i$$

$$v = -v_i \ln \frac{m}{m_0}$$

$$\begin{aligned} \bar{c} v_i &= 2600 \text{ m/s} \\ v &= 7700 \text{ m/s} \\ \frac{m}{m_0} &= e^{-v/v_i} = 0,052 \end{aligned}$$

B - s porabo težnje (maksimalna masazguba):

$$v = -gt - v_i \ln \frac{m}{m_0} \quad \bar{c} \dot{m} = m_0 + \frac{dm}{dt} t$$

$$v = \frac{m_0 - m}{dm/dt} g - v_i \ln \frac{m}{m_0}$$

$$t = \frac{m - m_0}{dm/dt}$$

$$v = -g \frac{m_0}{-dm/dt} \left(1 - \frac{m}{m_0}\right) - v_i \ln \frac{m}{m_0}$$

$$\bar{c} \frac{m_0}{-dm/dt} = 6 \text{ s} = 2600 \text{ s}$$

$$\bar{c} \text{ vedno } 1 - \frac{m}{m_0} = x$$

$$v = -g \frac{m_0}{-dm/dt} x - v_i \ln(1-x)$$

$$= -g \frac{m_0}{-dm/dt} x - v_i \left(-x - \frac{x^2}{2} - \dots\right)$$

da stane, mora biti $v_i > g \frac{m_0}{-dm/dt}$

$$v = -2600 \frac{m}{s} \left(1 - \frac{m}{m_0}\right) - 2600 \ln \frac{m}{m_0}$$

satelita S: $m_0 = 30 \text{ t}$

LEO: 119 t } $0,034$

$$\frac{dm}{dt} v_i = 34 \times 10^6 \text{ N}$$

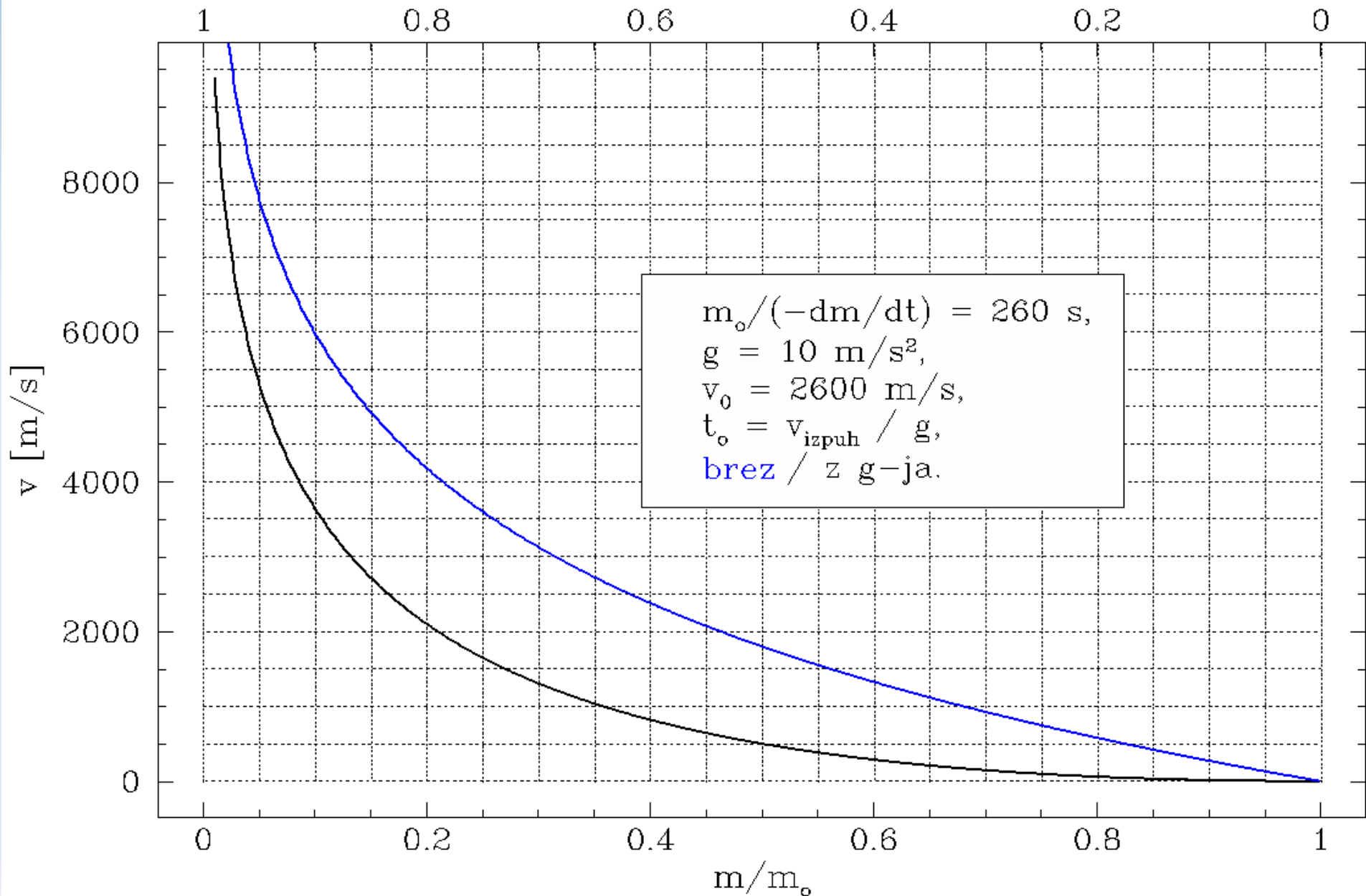
$$\frac{dm}{dt} = \frac{34 \times 10^6 \text{ N}}{2 \times 80 \text{ N/s/14}} = 13200 \text{ kg/s} \Rightarrow v_i = 2600 \frac{m}{s}$$

$$\ln(1+x) = x - \frac{x^2}{2} + \frac{x^3}{3} - \dots$$

$$\frac{m_0}{-dm/dt} < \frac{v_i}{g} = \frac{2600 \text{ m/s}}{10} = 260 \text{ s}$$

Raketna enačba

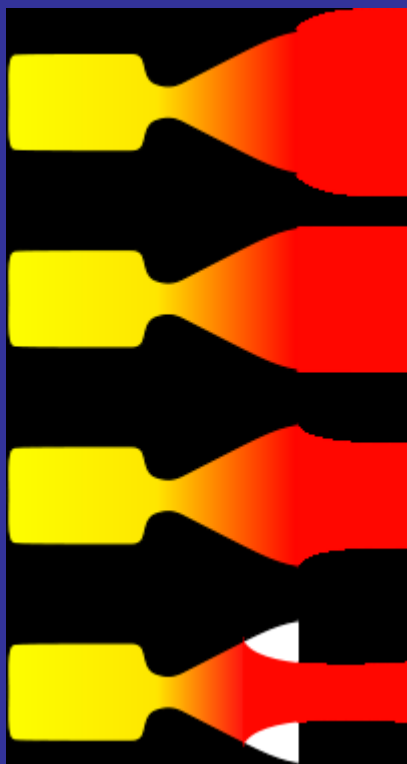
$$t/t_0 = t \cdot (-dm/dt) / m_0$$



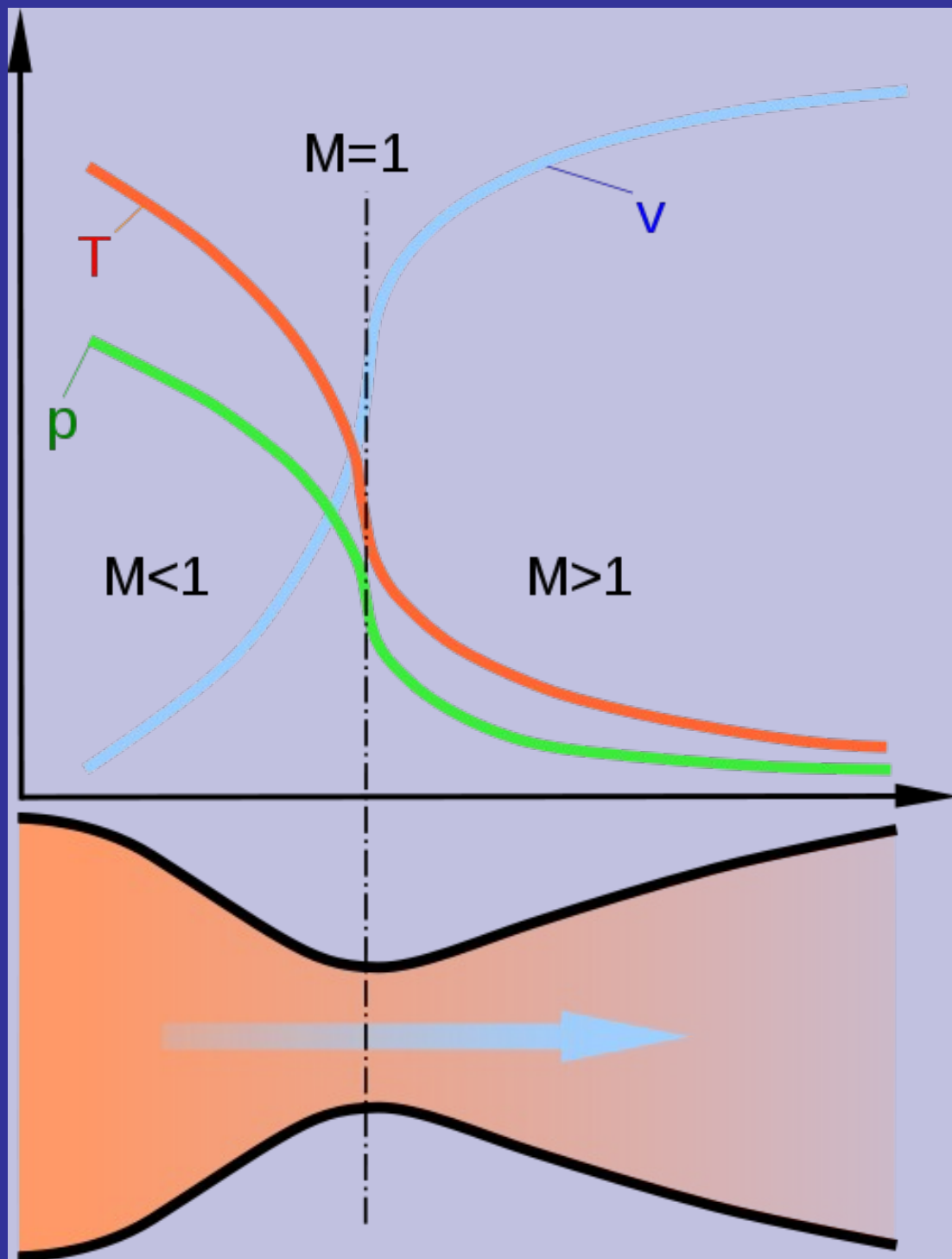
raketni motor

vodik in kisik
(ki ga peljemo s seboj)

izstopna hitrost $< 5 \text{ km/s}$
sila do 10^6 N .



Idealno:
na izhodu
enak tlak
kot okolica.



Saturn V

Function Manned LEO and Lunar launch vehicle

Manufacturer Boeing (S-IC) North American (S-II) Douglas (S-IVB) Country of origin United States

Size Height 363.0 feet (110.6 m) Diameter 33.0 feet (10.1 m) Mass 6,699,000 pounds (3,039,000 kg) Stages 3

Capacity Payload to LEO 262,000 pounds (119,000 kg) Payload to TLI (100,000 pounds (45,000 kg))

Associated rockets Family Saturn Derivatives Saturn INT-21

Launch history Status Decommissioned Launch sites LC-39, Kennedy Space Center

Total launches 13 Successes 11 Failures 0 Partial failures 2 (Apollo 6 and Apollo 13)

Maiden flight November 9, 1967 (SA-501) Last flight December 6, 1972

First Stage - S-IC Length 138.0 feet (42.1 m) Diameter 33.0 feet (10.1 m) Empty mass 288,000 pounds (131,000 kg) Gross Mass 5,000,000 pounds (2,300,000 kg) Engines 5 Rocketdyne F-1

Thrust 7,648,000 pounds-force (34,020,000 N) Specific impulse 263 sec (2580 N-s/kg) Burn time 150 seconds
Fuel RP-1/LOX

Second Stage - S-II Length 81.5 feet (24.8 m) Diameter 33.0 feet (10.1 m) Empty mass 80,000 pounds (36,000 kg) Gross Mass 1,060,000 pounds (480,000 kg) Engines 5 Rocketdyne J-2

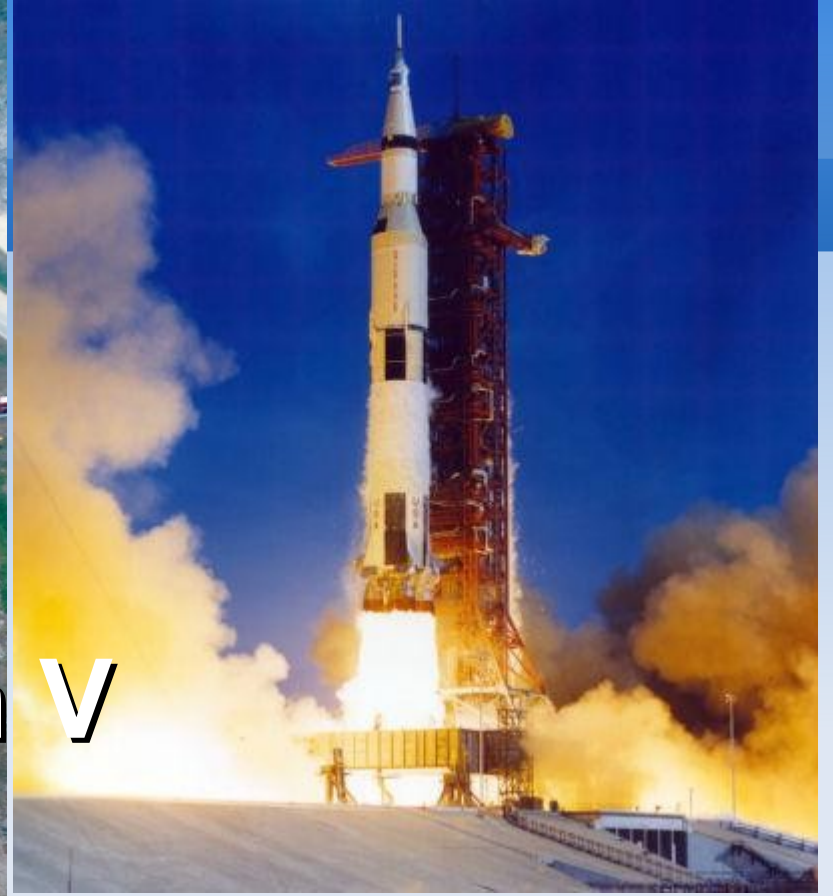
Thrust 1,000,000 pounds-force (4,400,000 N) Specific impulse 421 sec (4130 N-s/kg) Burn time 360 seconds
Fuel LH2/LOX

Third Stage - S-IVB Length 61.6 feet (18.8 m) Diameter 21.7 feet (6.6 m) Empty mass 23,000 pounds (10,000 kg)[citation needed] Gross Mass 266,400 pounds (120,800 kg) Engines 1 Rocketdyne J-2

Thrust 225,000 pounds-force (1,000,000 N) Specific impulse 421 sec (4130 N-s/kg) Burn time 165 + 335 seconds (2 burns) Fuel LH2/LOX



Saturn V



Izstrelitev Apolla 11



Apollo 11: ločitev stopenj



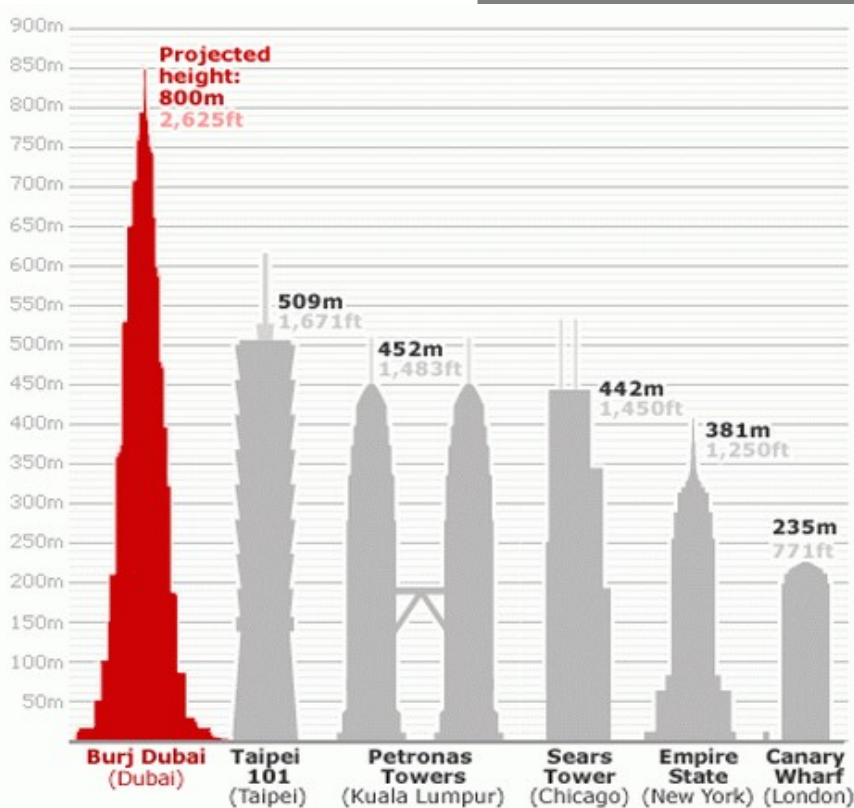
Zakaj?

Za izstrelitev satelita v nizko tirnico je potrebna

sprememba kinetične energije

MNOGO VEČJA

premembe potencialne energije

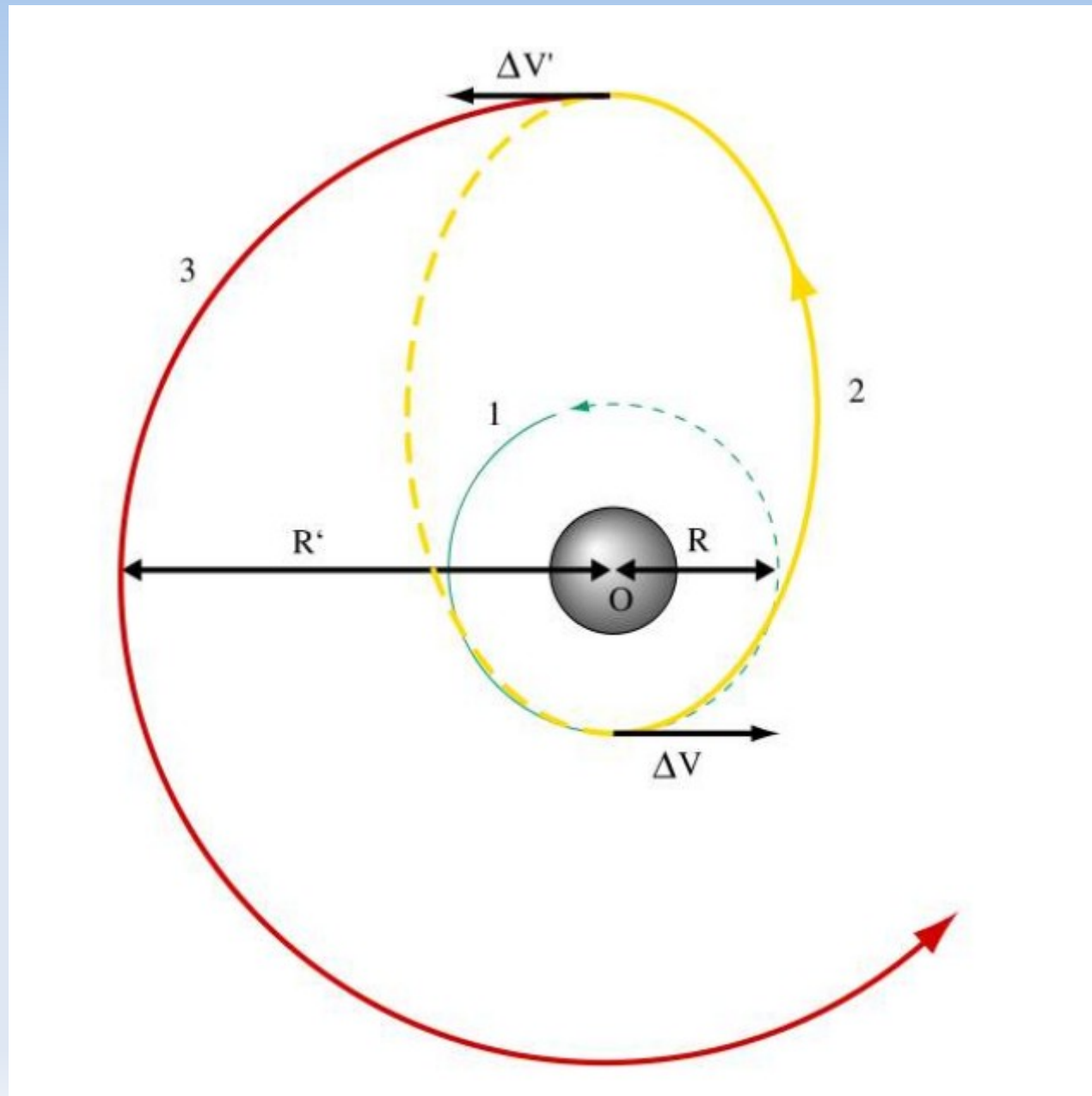


Stolpi ne pomagajo!

Medplanetarni poleti

Nebesno telo	Velika polos a [a.e]	Orbit.hitrost [km/s]	Orbit. Perioda [let]	Masa [M_Z]	Ekscentričnost orbite
Merkur	0.387	47.9	0.24	0.06	0.206
Venera	0.723	35.0	0.62	0.82	0.007
Zemlja	1.000	29.8	1.00	1.00	0.017
Mars	1.524	24.1	1.88	0.11	0.093
Jupiter	5.203	13.1	11.86	317.8	0.048
Saturn	9.539	9.67	29.46	95.2	0.054
Uran	19.18	6.84	84.01	14.6	0.047
Neptun	30.06	5.4	164.8	17.2	0.009

Hohmannova prenosna tirnica



Bi-eliptična prenosna tirnica

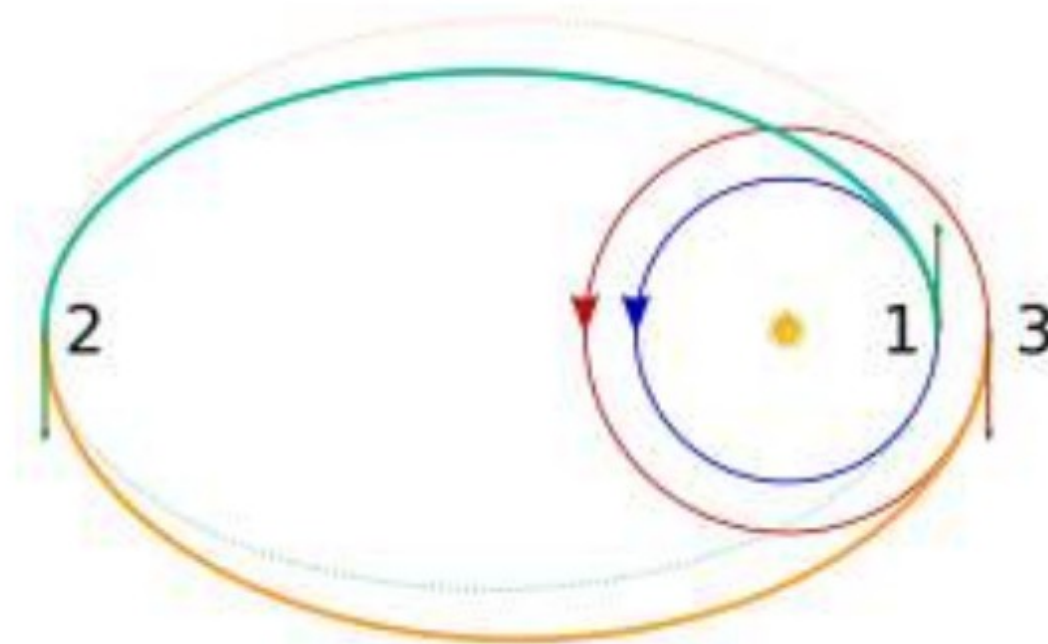
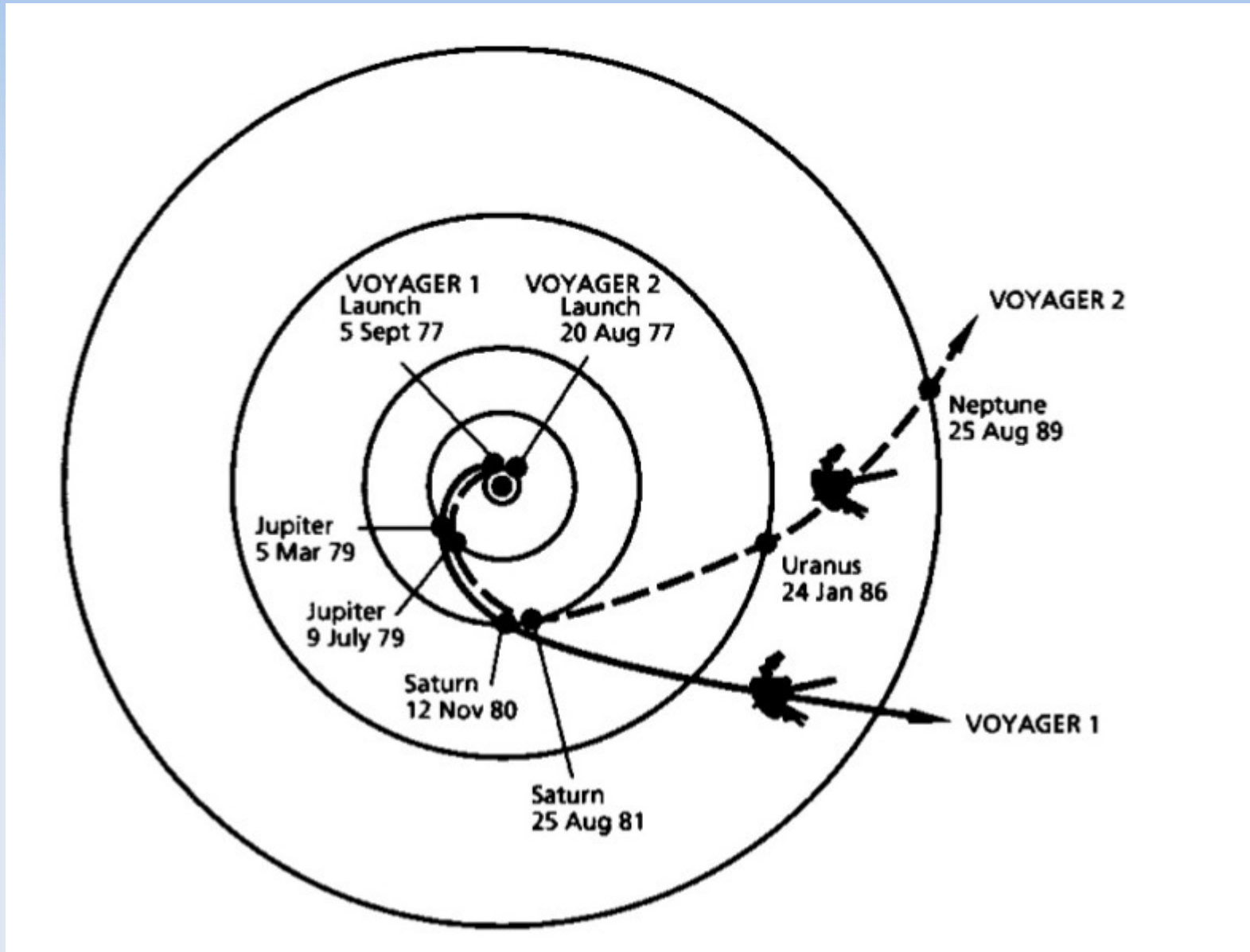
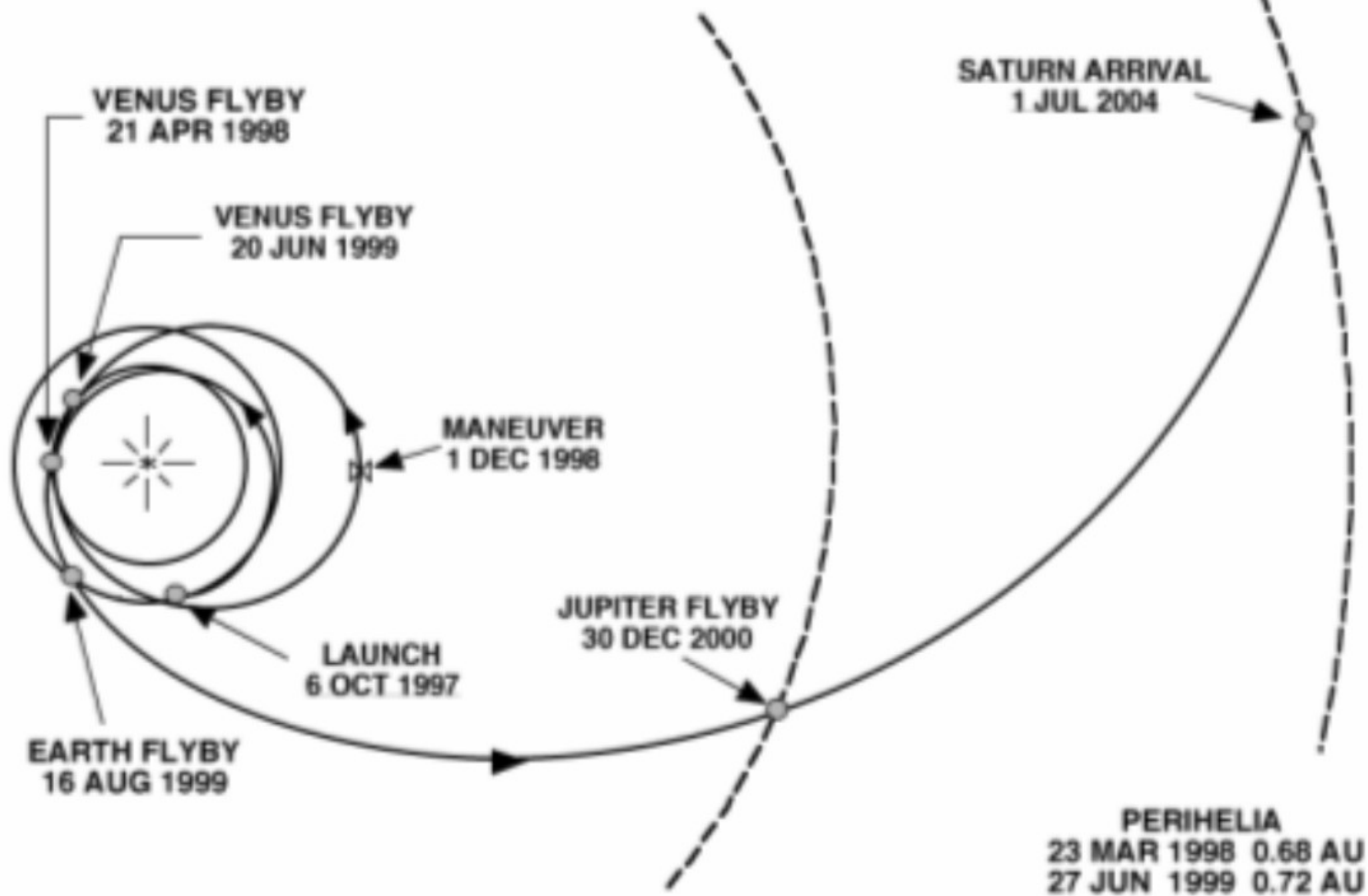


Figure 2: Bi-eliptični prenos: iz začetne krožnice (1) sondo pošljemo na eliptični tir. V afeliju (2) majhne popravek hitrosti in sonda je na novi eliptični tirnici. v novem periheliju (3) vtiritev v novo krožnico [3].

Let sond Voyager - gravitacijska frača



CASSINI - VVEJGA OCT 1997

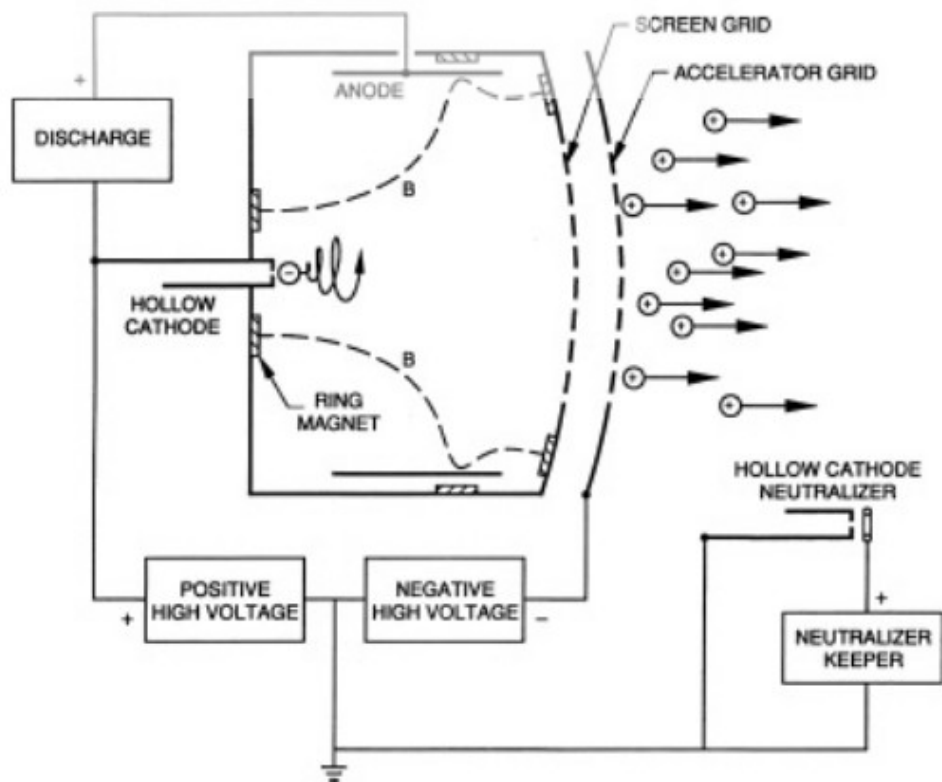


Ionski motor

izstopna hitrost $\sim 30 \text{ km/s}$

Sila $\sim 0.1 \text{ N}$.

mikropogoni
inercijska kolesa



Slika 5: Shema ionskega motorja[2] in slika plovila Deep Space 1 (v ospredju je viden ionski motor)[14]

Ta in naslednje prosojnice: avtor Martin Vodopivec

5 Sončna jadra

Za razliko od vseh ostalih pogonskih sistemov, sončna jadra ne potrebujejo ne goriva, ne izvora električne energije, kar je seveda njihova velika prednost. Da bi po vesolju pluli s pomočjo jader, se je prvi domislil Johannes Kepler že v 17.stoletju, ko je opazil, da so repi kometov vedno obrnjeni stran od Sonca. Idejo je v poznih dvajsetih letih prejšnjega stoletja oživil Friedrich Zander, pravi zalet pa je dobila šele v devetdesetih z razvojem L formalizma, ki v kombinaciji z uporabo superlahkih jader ponuja izredno velike končne hitrosti.

5.1 Osnove

Za pogon takšnega jadra skrbi pritisk fotonov, ki se odbijajo od njegove površine. Tega preprosto zapišemo:

$$p = \frac{(1 + a)j}{c} \quad (13)$$

Tu je a odbojnost površine jadra, j gostota svetlobnega toka (ta na razdalji Zemlja - Sonce znaša 1370 W/m^2), c pa svetlobna hitrost v vakuumu. Če poznamo maso (m) in površino jadra (S), lahko brez težav zapišemo pospešek takšnega plovila:

$$a_j = \frac{(1 + a)jS}{mc} = \frac{(1 + a)j}{\sigma c}; \quad \sigma = m/S \quad (14)$$

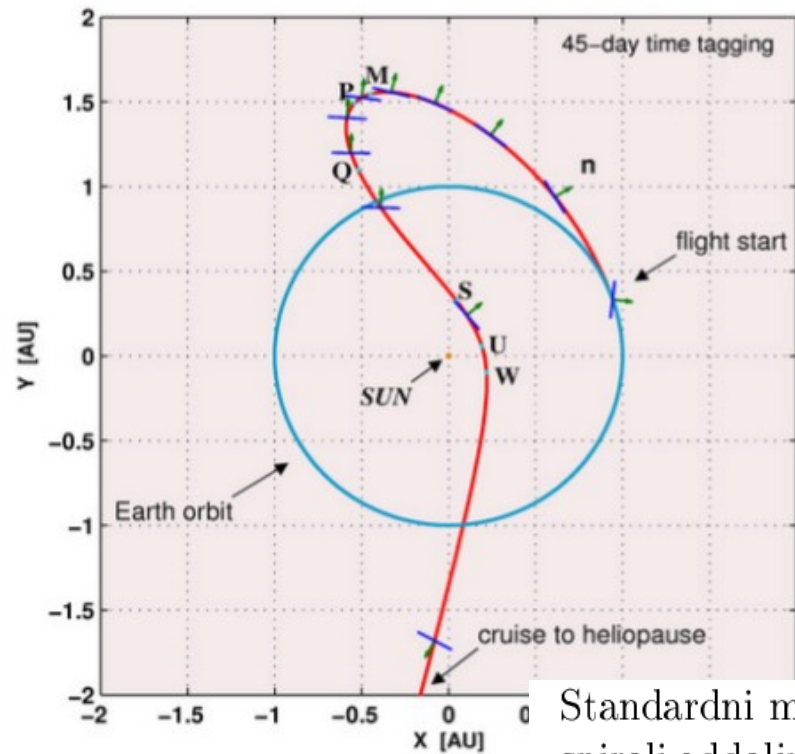
Podatek, ki se pogosto navaja v literaturi je faktor lahкости (*sail lightness factor*). To je razmerje med pospeškom, ki je posledica pritiska fotonov, in pospeškom zaradi Sončevega gravitacijskega privlaka:

$$L = \frac{(1 + a)jr_{SZ}^2}{GM_S\sigma c} \quad (15)$$

r_{SZ} je razdalja Sonce-Zemlja, G gravitacijska konstanta, M_S pa masa Sonca. Če vstavimo ustrezne številke, lahko vidimo, da bi jadro z faktorjem lahкости $L = 1$ imelo površinsko gostoto $\sigma = 1,5 \text{ g/m}^2$ (idealno jadro, $a = 1$), kar pomeni, da bi površina petsto kilogramskega plovila presegala površino nogometnega igrišča [8].

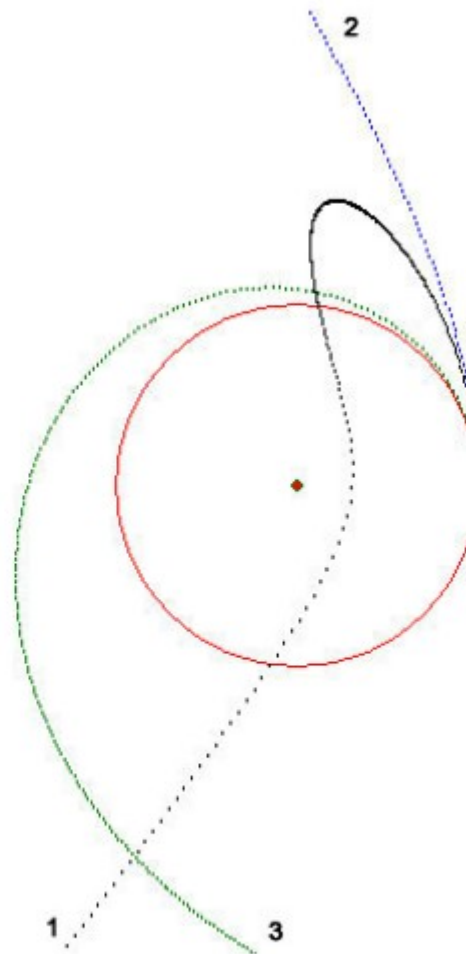
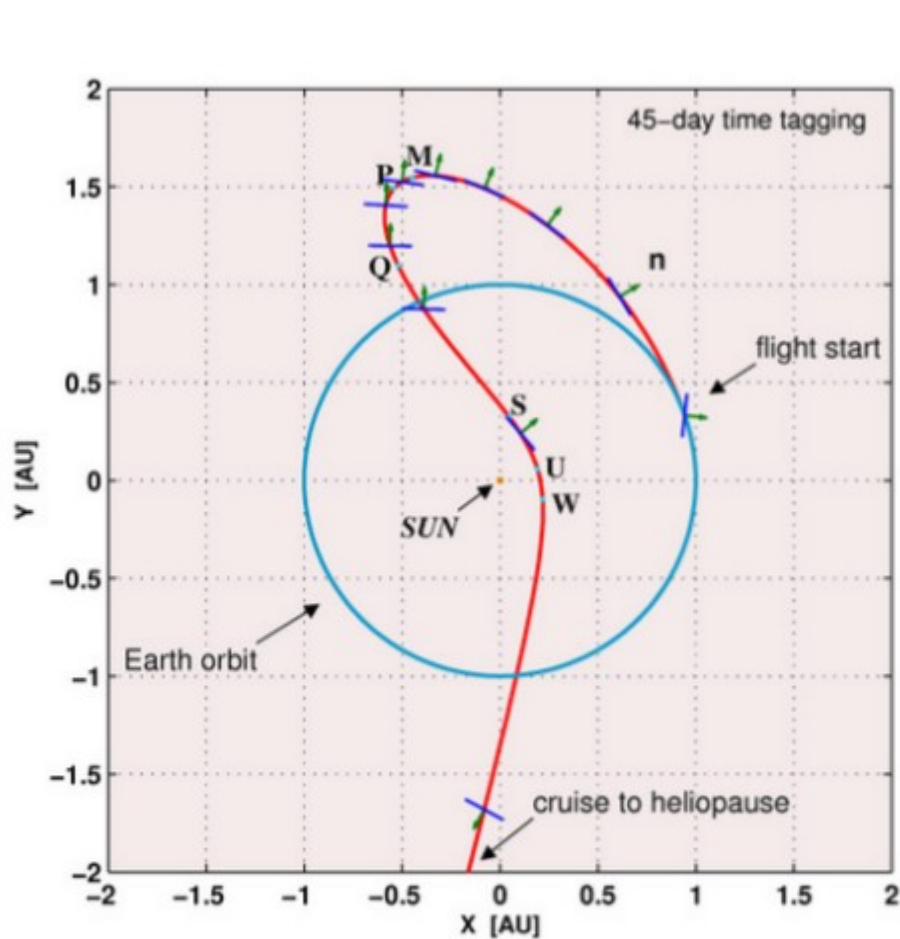
Tako je za prihodnost tovrstnih misij, izdelava novih, čim lažjih materialov bistvenega pomena. Troslojni materiali, ki so trenutno na razpolago imajo površinsko gostoto okrog 10 g/m^2 . Težava je v tem, da jadro izstreljeno z Zemeljske površine nujno potrebuje plast plastike, saj ta izboljša prožnost materiala, ki bi se med transportom in razvijanjem lahko poškodoval. V primeru, da bi bilo mogoče jadro izdelati v vesolju, bi lahko maso plovila ustrezno zmanjšali. Kaže, da bi bilo z nadaljnim razvojem tehnologije kompozitnih vlaken, mogoče izdelati jadro s površinsko gostoto manjšo od 1 g/m^2 , ki bi bilo sposobno prenesti izstrelitev z Zemlje. V primeru dejanske predstavitev proizvodnje v vesolje, pa bi bilo mogoče z naparevanjem doseči površinsko gostoto krila, ki bi bila manjša od 0.05 g/m^2 [8].

Sončno jadro



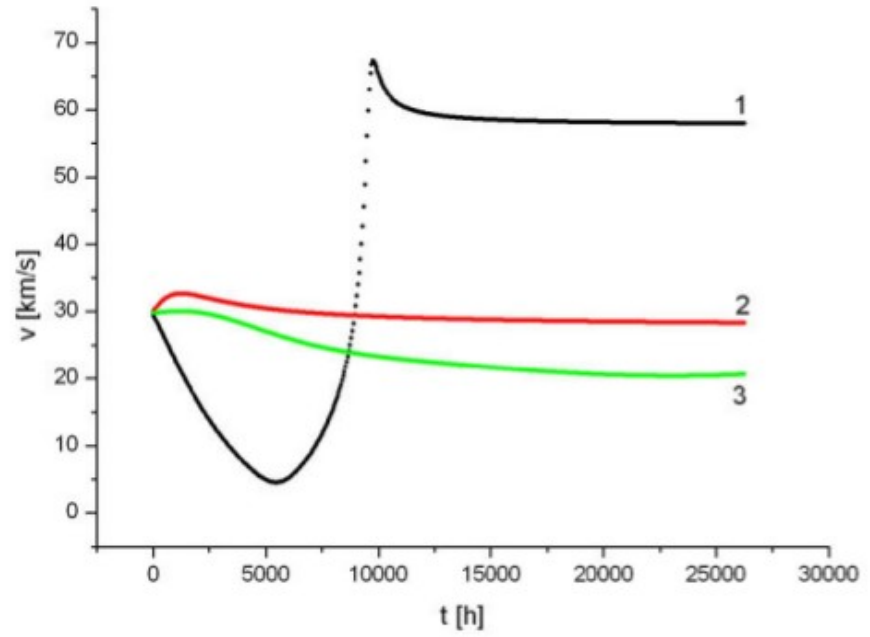
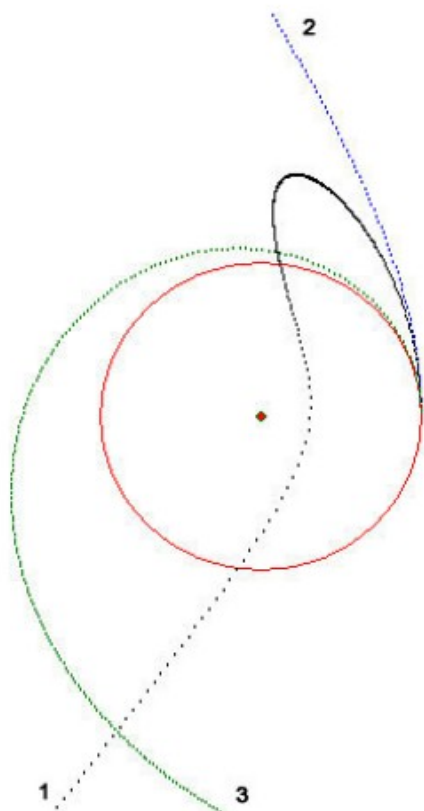
Standardni model predvideva nagib jadra naprej (Npr.: $\alpha = 21,0^\circ$) in plovilo se tako v spirali oddaljuje od Sonca. Za tehnološko izredno napredno jadro, s faktorjem $\sigma = 2g/m^2$ bi, po izstopu iz Osončja, takšen tir omogočil hitrost križarjenja 26 km/s [9].

V primeru, da bi tehnologija omogočila izdelavo takšnega jadra, obstaja tir, ki omogoča precej večje hitrosti križarjenja. Bolje je, če jadro zasukamo nazaj, tako da pritisk fotonov plovilo zavira (Npr.: $\alpha = -25,9^\circ$) [9]. Tako se plovilo najprej oddalji od Sonca, vendar vrtilna količina plovila v Sončevem sistemu pada. Ko je dovolj majhna, začne plovilo padati proti Soncu (točka M - Slika 8). Vrtilna količina se še vedno vztrajno zmanjšuje, dokler se v točki Q ne obrne v naspornno smer. V tej točki je polna energija plovila najmanjša. Sedaj začne ponovno nabirati vrtilno količino (ki je sedaj obrnjena v drugo smer), oddaljenost od Sonca pa se še vedno zmanjšuje, dokler v točki U ne doseže minimuma (kot jadra je bil izbran tako, da je minimalna oddaljenost od Sonca 0,2 a.e. - 1 a.e. = $150 \cdot 10^6$ km). Kmalu zatem doseže tudi maksimum hitrosti (točka W). Tako se hitrost zmanjšuje do razdalje 2.7 a.e., kjer se ustali na 70km/s, kar je zavidljivo visoka hitrost križarjenja. Takšno jadro bi za pot do Jupitra potrebovalo le malo več kot tri leta.

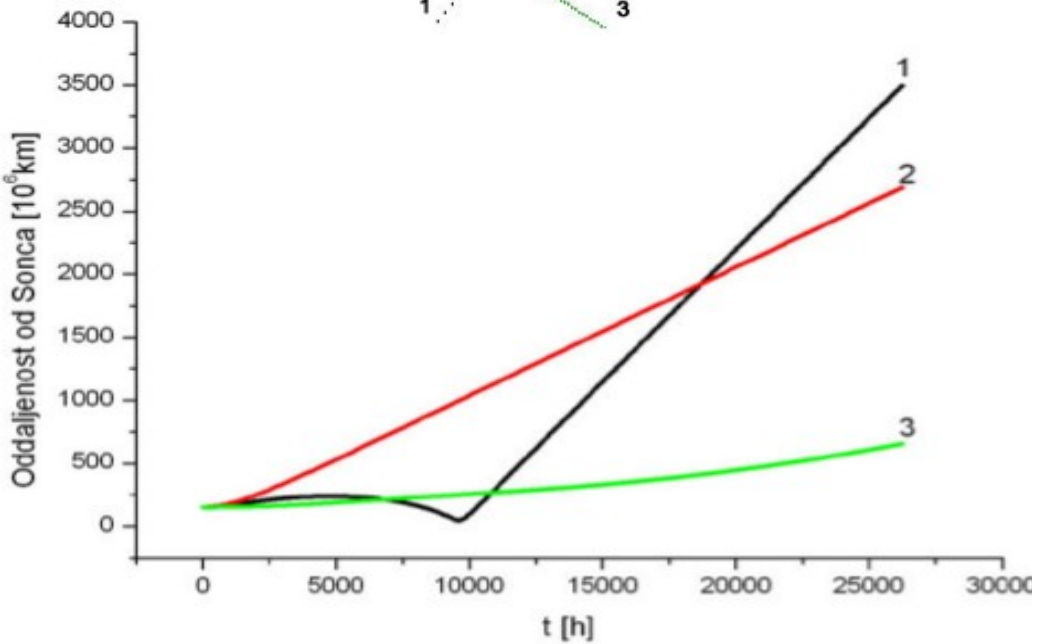


Slika 8: Tir v primeru pospeševanja v bližini Sonca [9] in tiri po lastnih izračunih

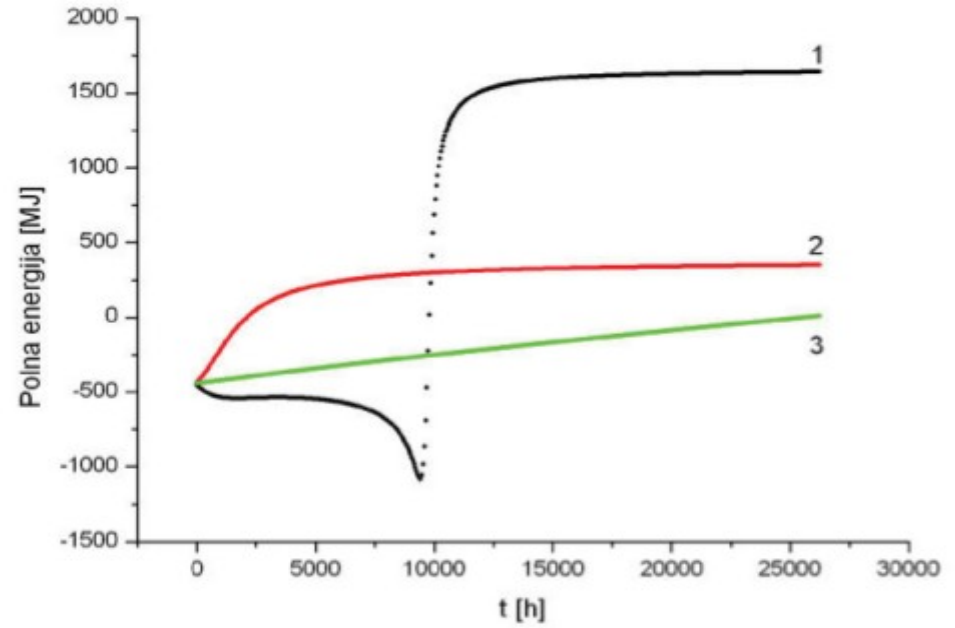
Na slikah so pod številko 1 izrisane vrednosti za nazaj nagnjeno sončno jadro ($\sigma = 2 \text{ g/m}^2$, $\alpha = -25,9^\circ$), pod številko 2 za naprej nagnjeno sončno jadro ($\sigma = 2 \text{ g/m}^2$, $\alpha = 21,0^\circ$) in pod številko 3 za plovilo enako sondi Deep Space One ($m = 486 \text{ kg}$, $F = 92 \text{ mN}$, poraba goriva znaša 100 g/dan).



Slika 9: Graf hitrosti v heliocentričnem sistemu



Slika 10: Oddaljenost od Sonca



Slika 11: Polna energija

- Aleš Česen: seminar Umetni sateliti Zemlje pri prof. Žumru leta 2007/8.
- <http://www.heavens-above.com/>
- <http://www.satobs.org/>