

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale

Sviluppi e prospettive della propulsione nucleare per veicoli spaziali

Tutor universitario: Prof. Marco Azzolin

Laureando: *Bragagnolo Francesco*

Padova, 10/07/2024

Esplorazione Spaziale e Propulsione Nucleare

Avanzamento tecnologico:

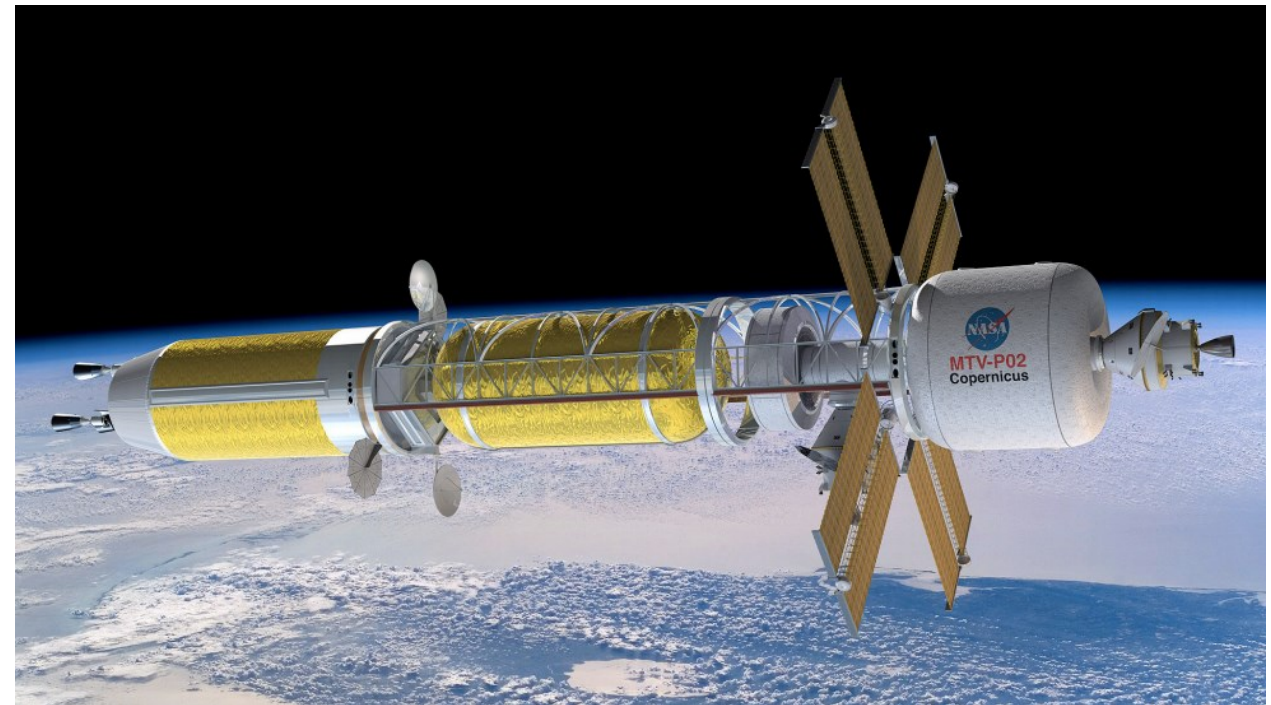
Negli ultimi 70 anni, lo spazio è diventato accessibile grazie alla propulsione chimica, che utilizza la combustione del propellente per generare spinta.

Limiti attuali:

La propulsione spaziale ha visto miglioramenti limitati, con vincoli legati alla massa di propellente necessario

Propulsione nucleare:

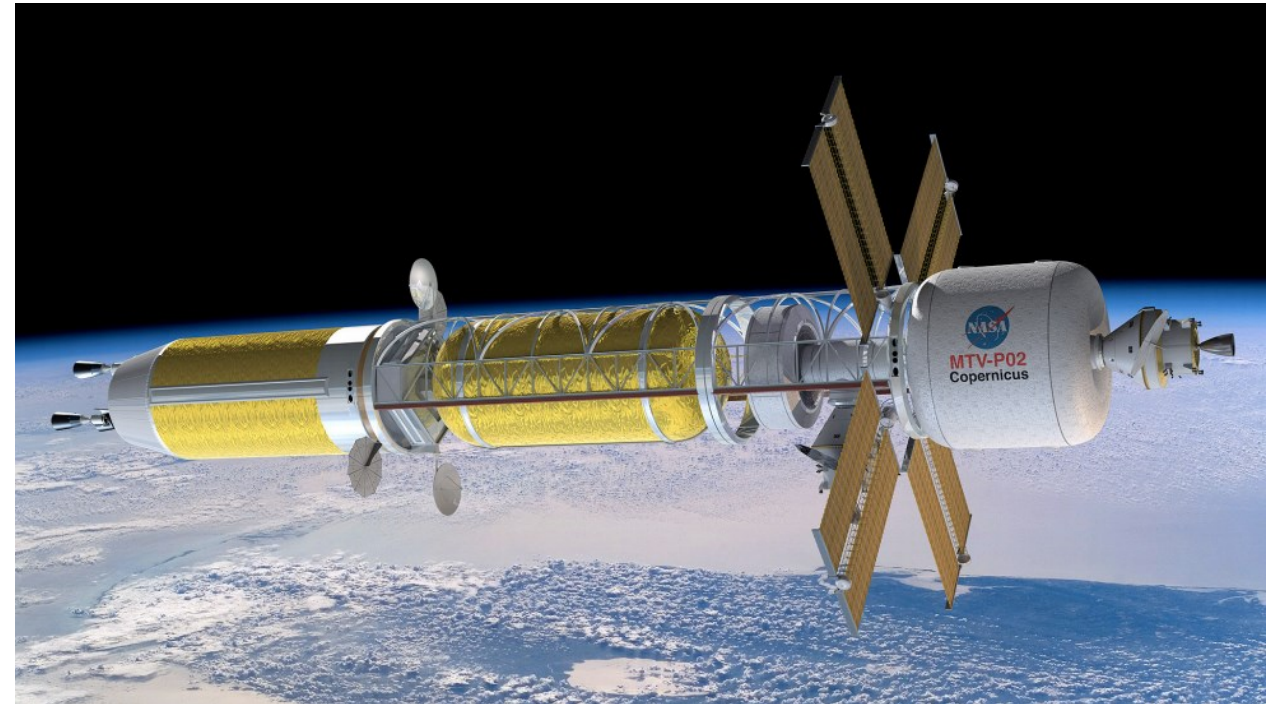
Studiata dagli anni '60, offre una soluzione per ridurre la necessità di propellente e superare le limitazioni attuali. Tuttavia, richiede ulteriori ricerche per risolvere difficoltà tecniche.



https://topwar.ru/uploads/posts/2021-04/1618505586_draco-1.jpg

Obiettivo della relazione:

Spiegare il principio di funzionamento della propulsione nucleare, i tentativi svolti, le potenzialità e i motivi per cui non è ancora stata implementata



https://topwar.ru/uploads/posts/2021-04/1618505586_draco-1.jpg

Definizione:

- Metodo per spostare un veicolo spaziale nel vuoto dello spazio
- Essenziale per il lancio, la manovra e la navigazione di satelliti, sonde, rover, stazioni spaziali e navi con equipaggio

Parametri Chiave:

- ΔV : Variazione di velocità raggiungibile con il propellente immagazzinato
- \dot{m} : Portata di massa in uscita dal propulsore
- **Isp**: Impulso specifico, $I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}g_0}$, correlato alla spinta e alla portata di massa espulsa.

Principio Fisico:

- Basato sulla terza legge del moto di Newton: per ogni azione c'è una reazione uguale e contraria.
- Formula di spinta: $T = \dot{m} \cdot v_e$

Formula di Tsiolkovsky:

$$\Delta V = I_{sp} g_0 \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right)$$

Limiti dei Propulsori Chimici:

- Elevata massa espulsa durante la propulsione
- Necessità di un'elevata quantità di propellente a bordo
- $I_{sp} = 200-400$ s (massimo 460 s)

Implicazioni della Formula di Tsiolkovsky

- Maggiore ΔV (variazione di velocità)
- Minore rapporto $\frac{m_0}{m_f}$ (meno propellente necessario a bordo)

Principio di Funzionamento:

Utilizza l'energia di fissione di elementi radioattivi (uranio, plutonio) per accelerare gas o plasma

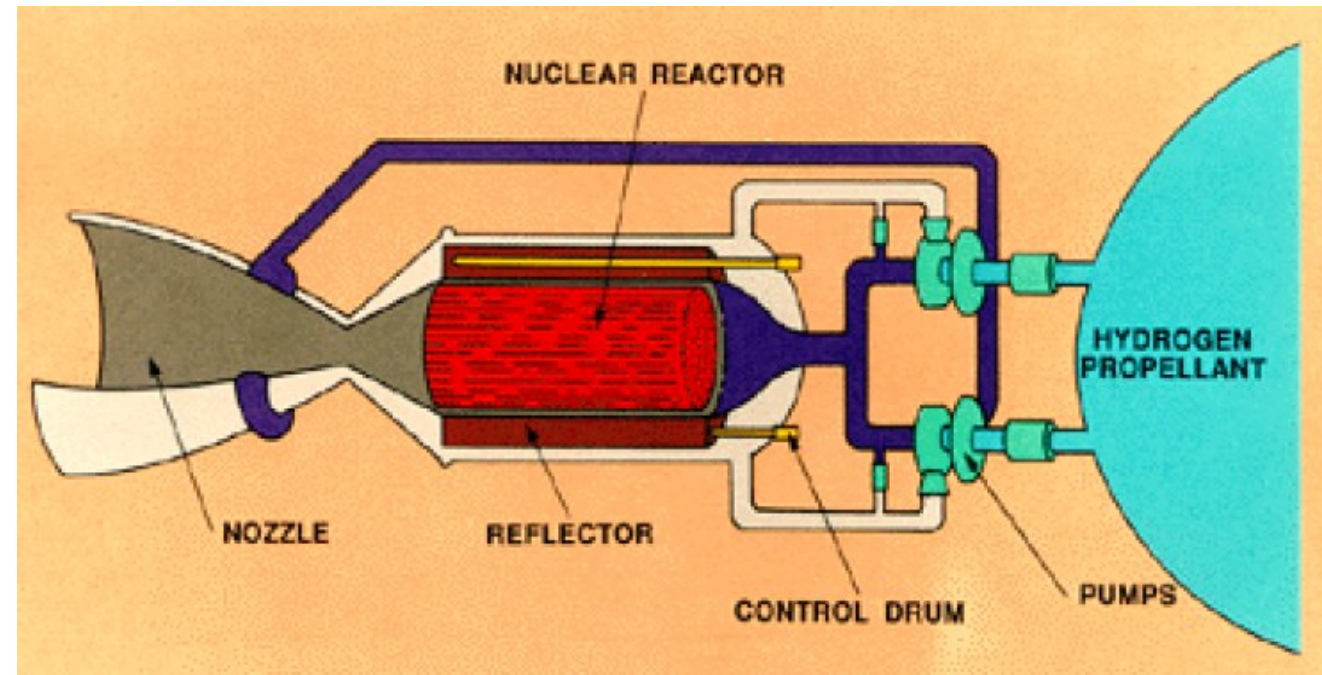
Vantaggi della Propulsione Nucleare:

- Velocità di espulsione del propellente molto più alta
- Impulso specifico (I_{sp}) maggiore, dai 1000 ai 9000 s

- Prima tipologia ad essere sviluppata
- Impulso specifico di circa 1000 s

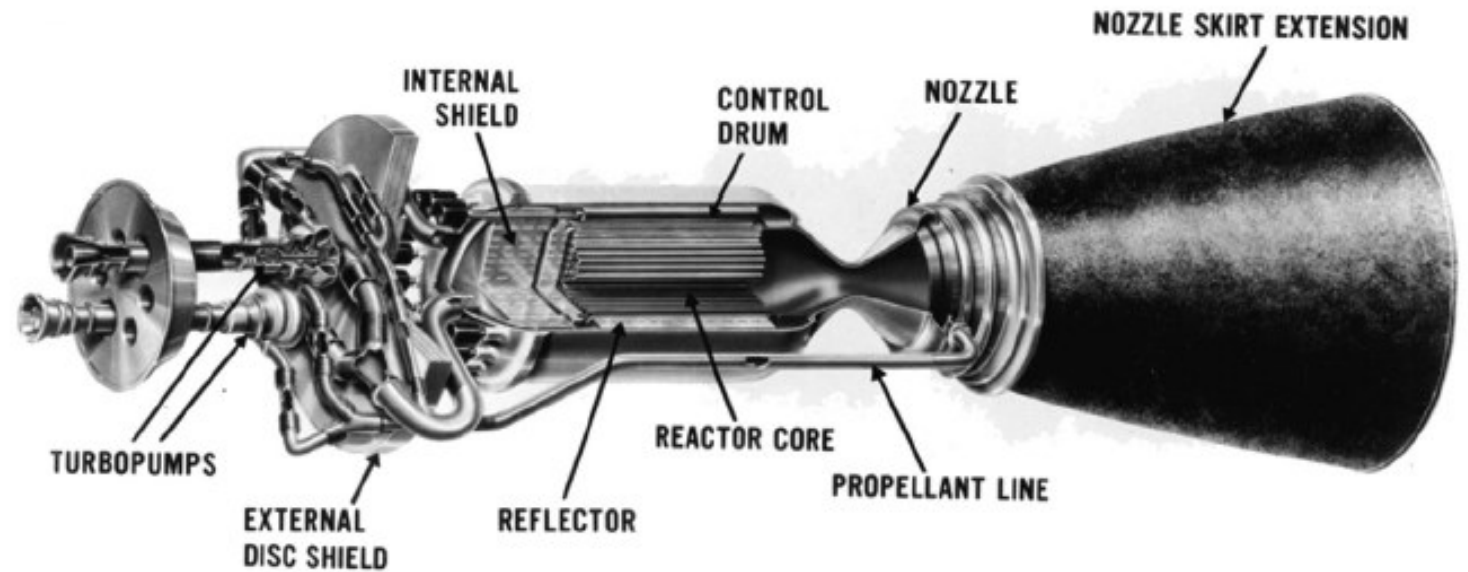
Principio di funzionamento:

- Il calore prodotto dalla fissione nucleare surriscalda un gas leggero
- Si sviluppano temperature e pressioni estremamente elevate
- Le particelle fuoriescono ad altissime velocità dall'ugello



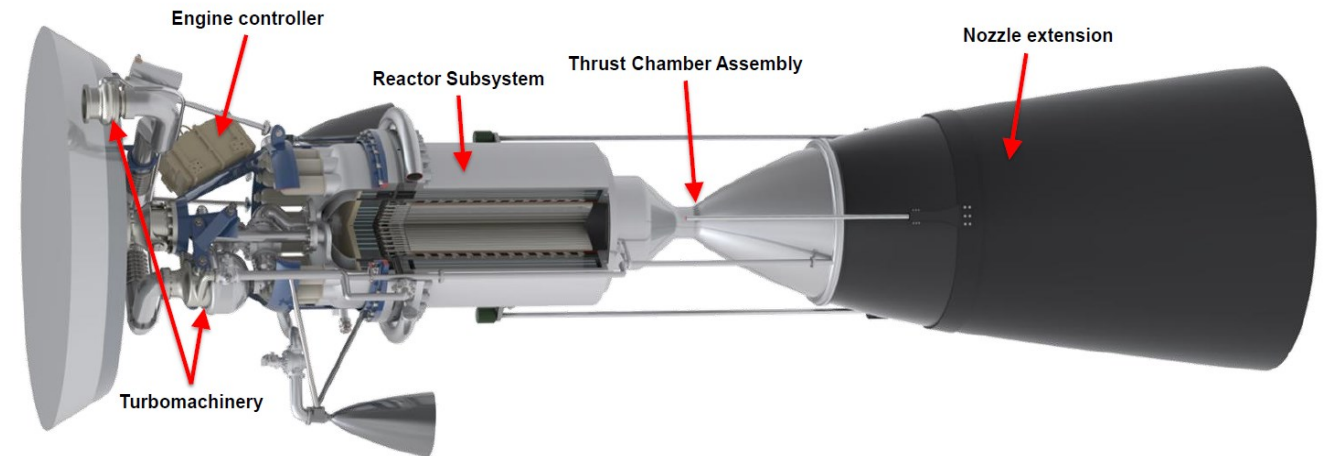
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20140016814/downloads/20140016814.pdf>

- Sviluppato anni '60 e 70
- Uranio altamente arricchito (HEU)
- Test di successo a terra
- Picco di spinta: 110 kN
- Veloci tempi di risposta



Nuclear thermal propulsion –Progress and potential-Dale Thomas- ScienceDirect

- «Space Nuclear Thermal Propulsion»
- Ministero della Difesa Statunitense
- Tecnologia «*particle bed reactor*», celle di combustibile porose
- Gas propellente scorre attraverso i pori degli elementi di combustibile, surriscaldandosi
- Impulso specifico 1000 s



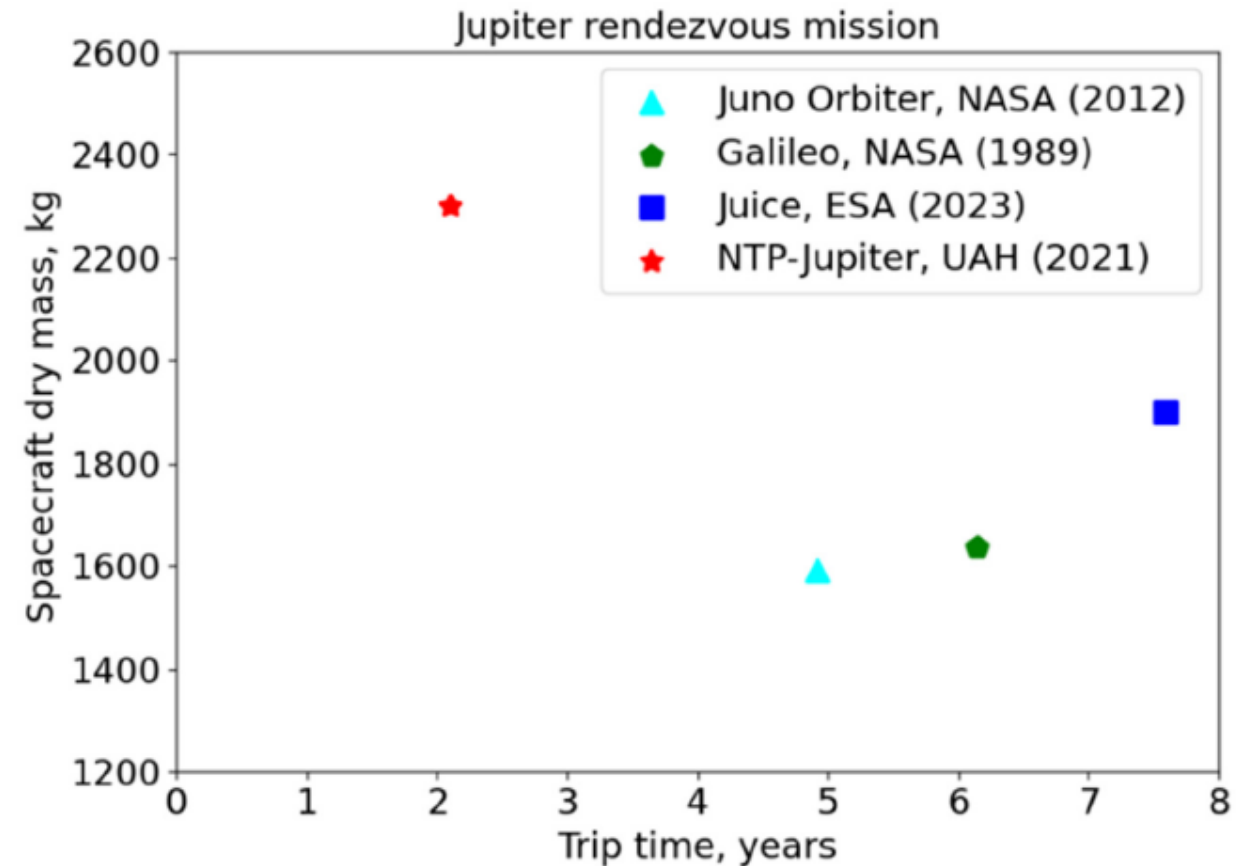
<https://www.google.com/url?sa=i&url=https%3A%2F%2Fwww1.grc.nasa.gov%2Fresearch-and-engineering%2Fnuclear-thermal-propulsion>

- Progetto attivo
- Utilizzo di Uranio a basso arricchimento ma ad alto dosaggio (HALEU)
- Realizzazione componenti non nucleari nel 2024, test in orbita entro il 2027
- Importanti protocolli di sicurezza



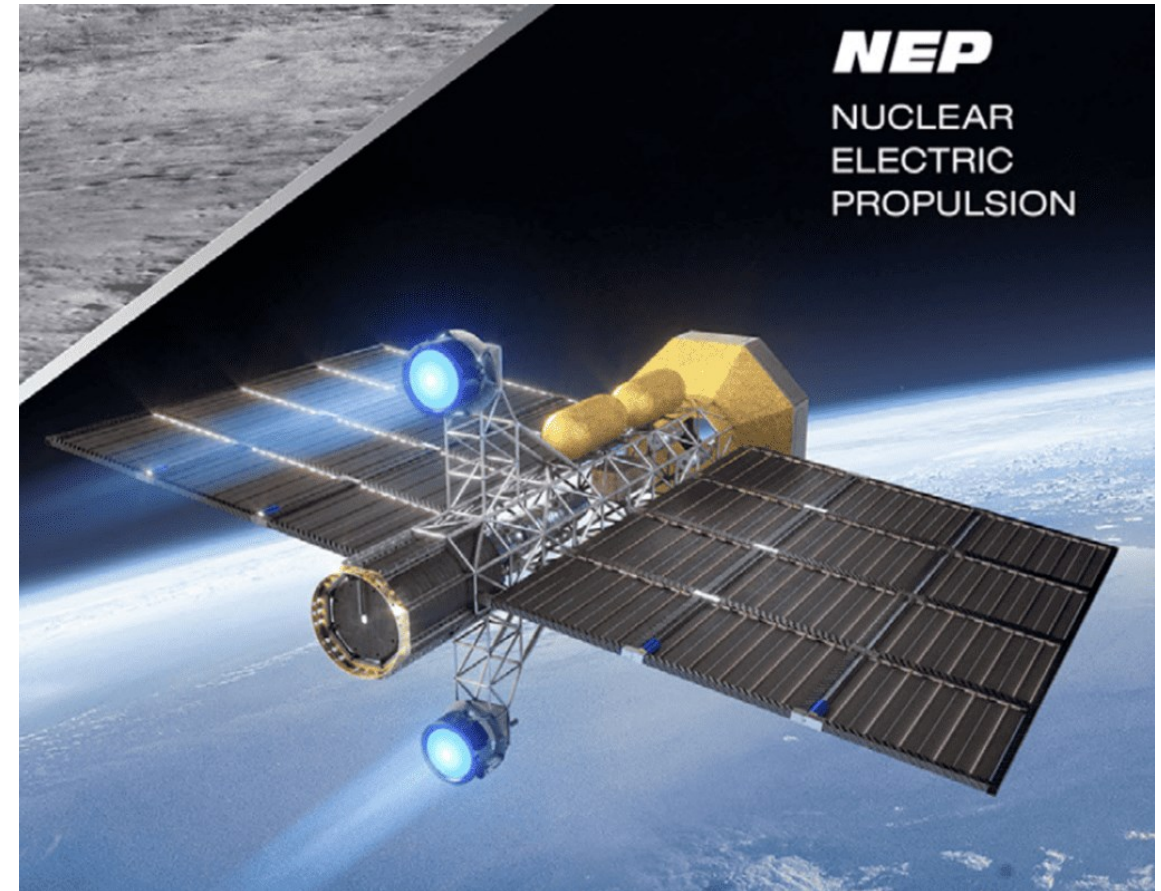
https://www.darpa.mil/DDM_Gallery/DRACO-4-DARPA-NASA-USSF-619%20-%20Copy.jpg

- Missione umana su Marte di durata 1,5-3 anni
- Esplorazione robotica sistema solare esterno
- Non necessita di gravity assist
- Miglioramento prestazioni propulsore, ma non esponenziale



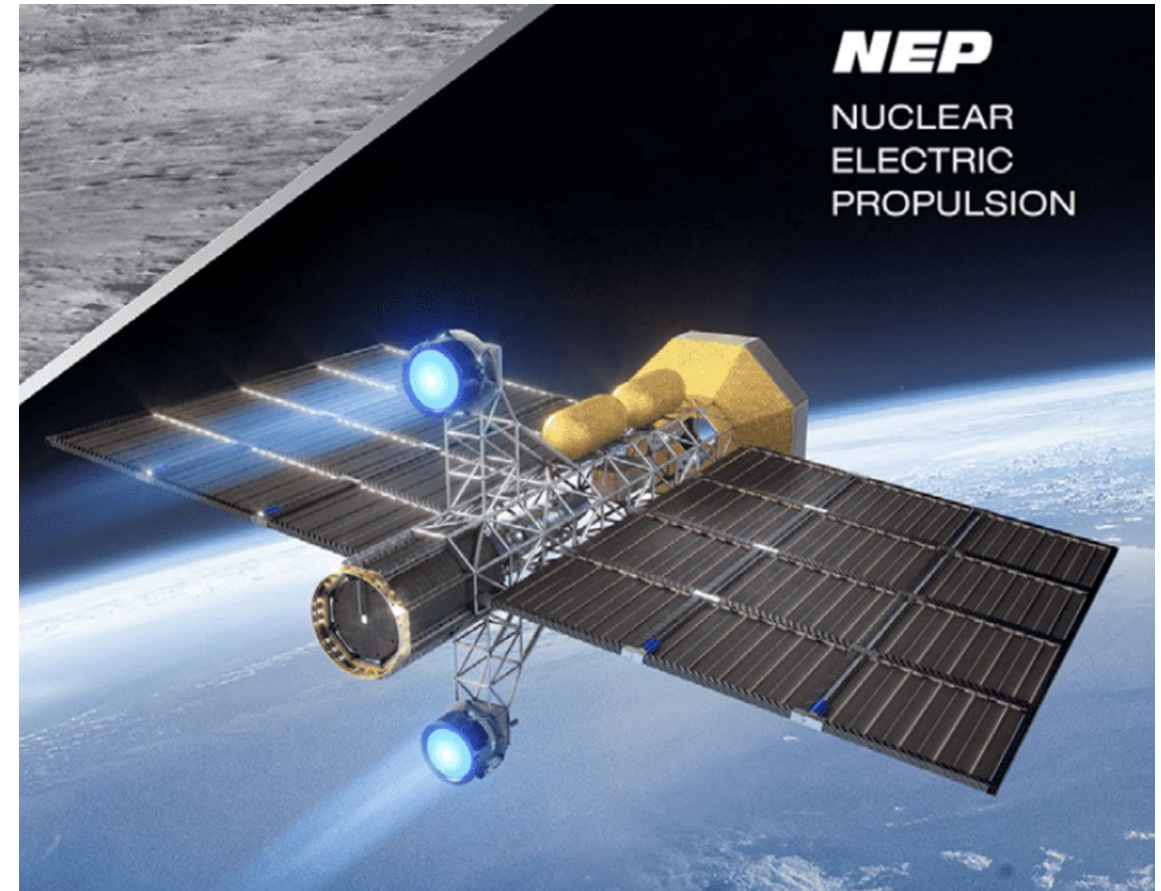
Nuclear thermal propulsion –Progress and potential-Dale Thomas- ScienceDirect

- Propulsori elettrici alimentati da ingente sistema di potenza
- Espulsione propellente ad altissime velocità (20-50 km/s)
- Accelerazione particelle cariche (plasma, ioni) da un campo elettrico o magnetico
- $I_{sp} = 2000 \sim 9000 \text{ s}$
- Per la missione, minor propellente necessario o maggiore ΔV ottenibile



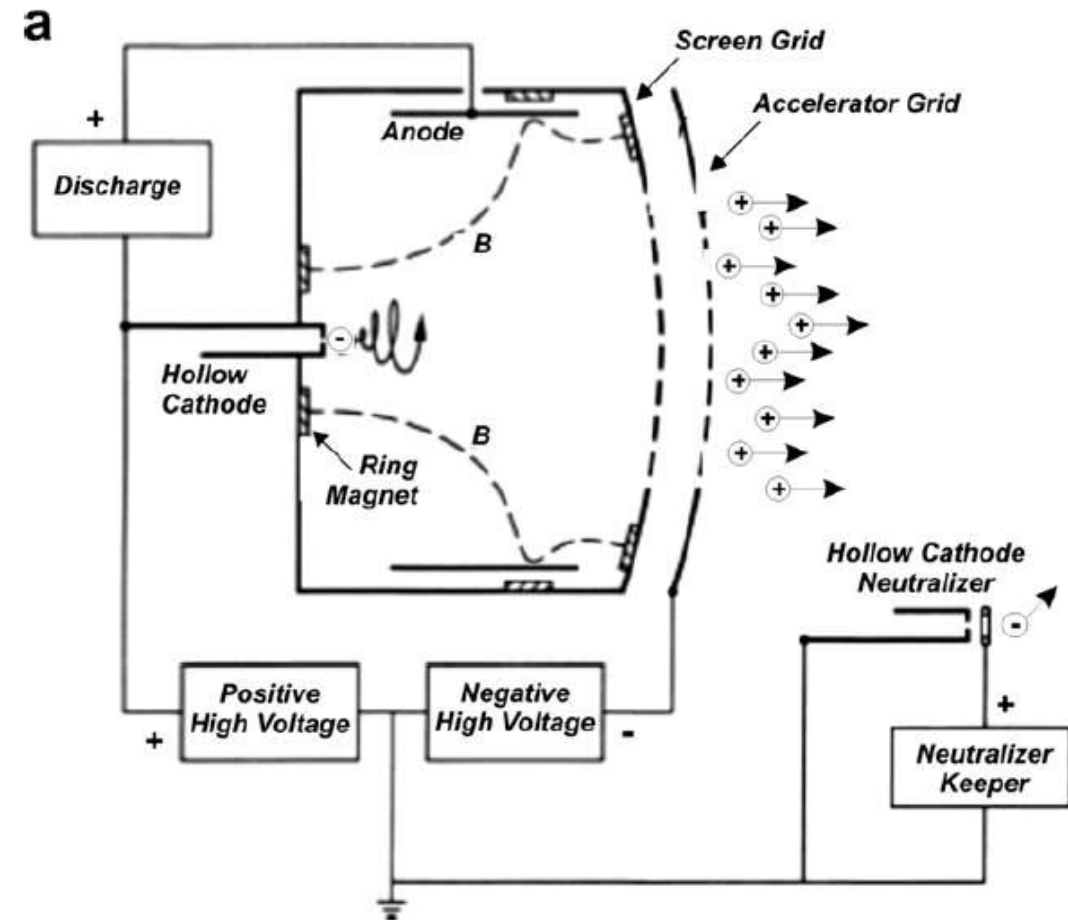
<https://atomicinsights.com/wp-content/uploads/NEP-GA-rectangle-credit.png>

- Classificati in base al principio fisico utilizzato
- Caratterizzati da bassa spinta, ordine dei mN o N
- Rendimento propulsori calcolato dalla formula $\eta = \frac{1}{2} \frac{I_{sp} \cdot g_0 \cdot T}{J \cdot V}$
- Massa specifica $\alpha = \frac{P}{M_p}$
- *Lifetime* del propulsore
- 2 tipologie di propulsori
 - *electrostatic*
 - *electrodynamic*



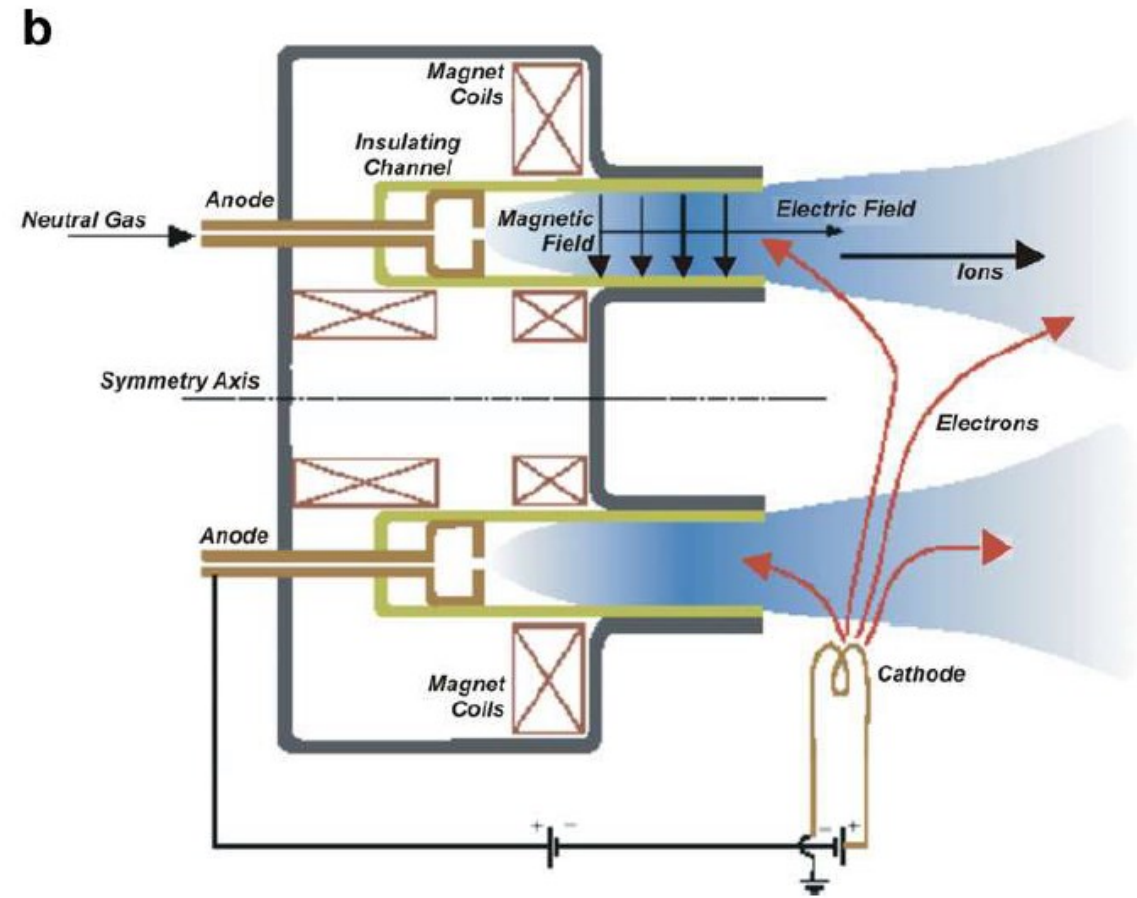
<https://atomicinsights.com/wp-content/uploads/NEP-GA-rectangle-credit.png>

- *Electrostatic Thruster*
- Prima tipologia studiata
- Ioni accelerati da un campo elettrico
- Velocità di uscita $u_e = \sqrt{\frac{2q \cdot \phi}{m_i}}$
- Generazione plasma da impatto con elettroni che scorrono tra anodo e catodo
- Griglia esterna attrae ioni accelerandoli
- Neutralizzatore per impedire rientro della carica



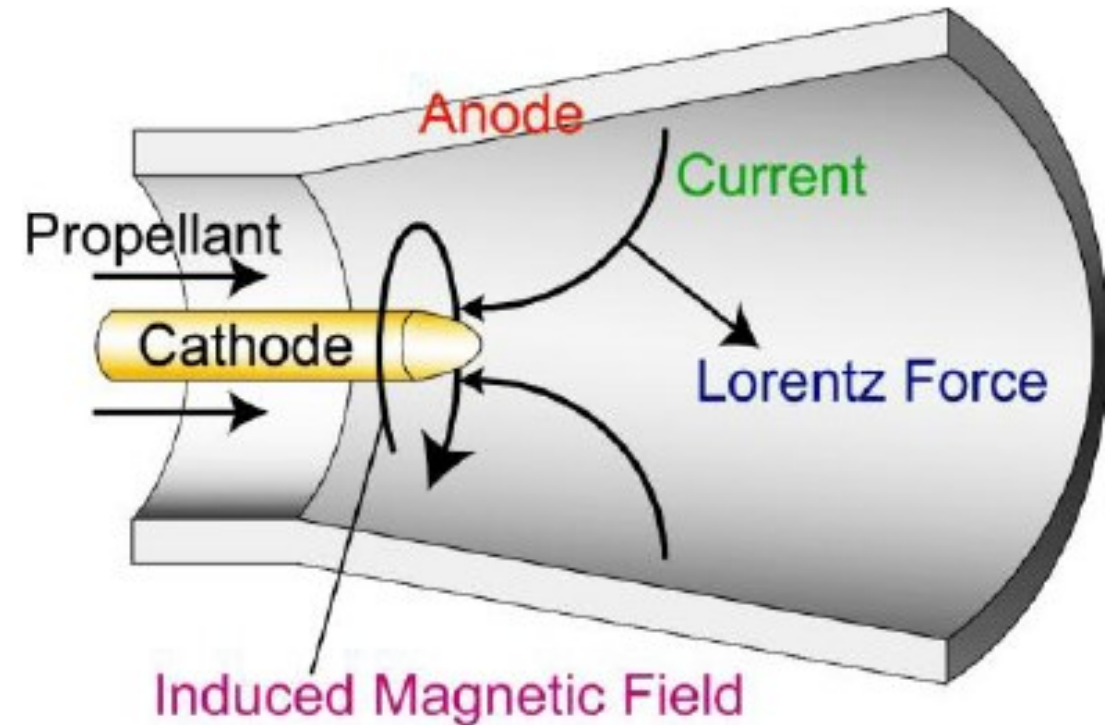
Recent advances in nuclear powered electric propulsion for space exploration - ScienceDirect

- *Electrostatic thruster*
- Sfrutta effetto Hall per accelerare plasma
- Propulsione attraverso un anello circolare
- Campo magnetico radiale e campo elettrico longitudinale
- Elettroni rilasciati dal catodo sono catturati dal campo magnetico, iniziando ad orbitare attorno all'anello
- Impatto con elettroni genera plasma carico che viene dunque accelerato dal campo elettrico
- Vantaggio di una maggiore densità di plasma



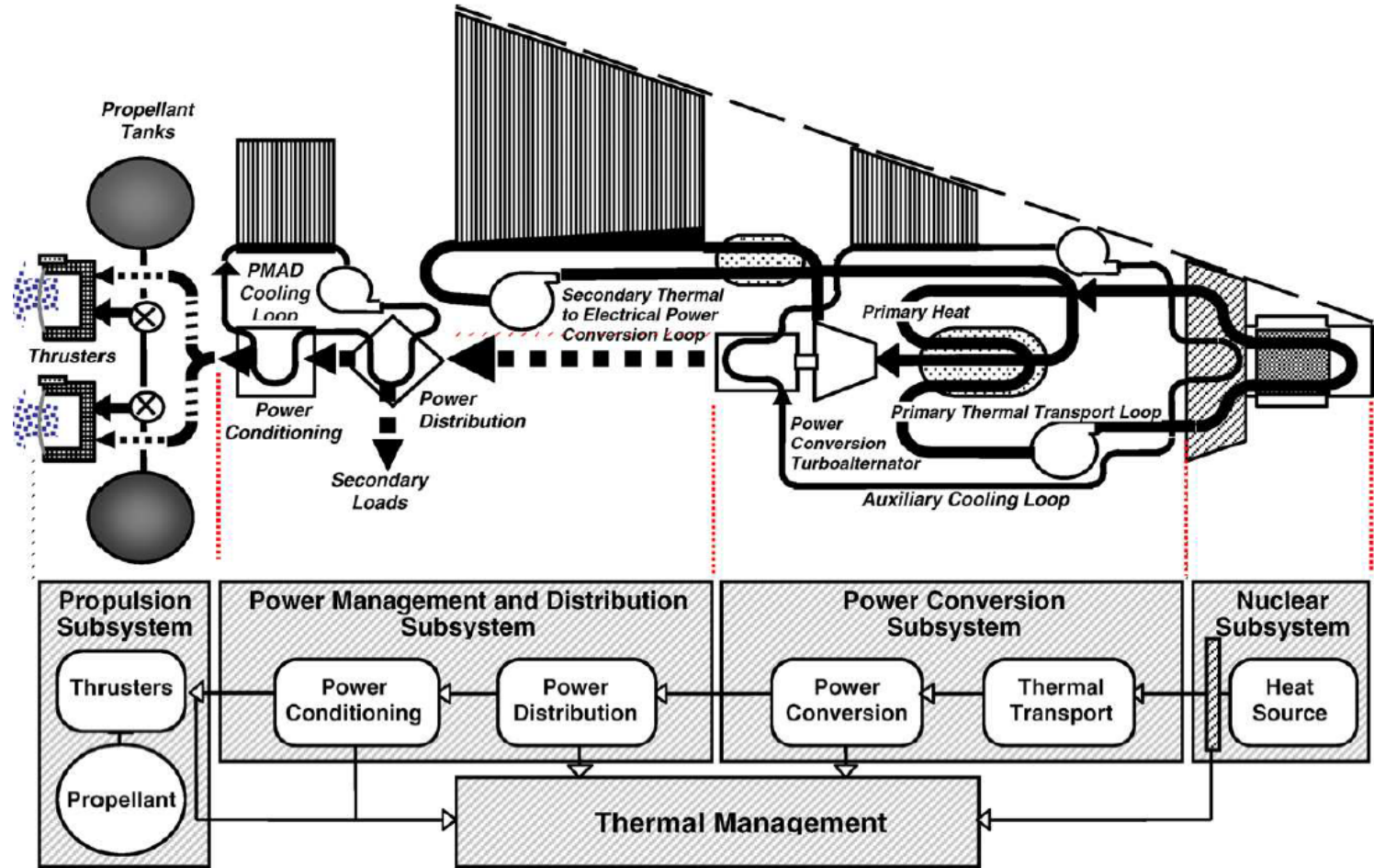
Recent advances in nuclear powered electric propulsion for space exploration - ScienceDirect

- Tipologia *Electromagnetic Thruster*
- Sfrutta la forza di **Lorentz**: $T = \int j \times B dV$
- Elettroni in scorrimento tra catodo e anodo collidono con propellente generando **plasma**
- Catodo genera campo magnetico circolare, che accelera gli ioni del plasma in movimento
- *Lifetime 5000~10000 h*, fallimento per erosione catodo



Recent advances in nuclear powered electric propulsion for space exploration - ScienceDirect

- Reattore a fissione nucleare come sorgente elettrica per i propulsori
- Miscela Elio-Xenon come fluido operativo
- Difficoltà legate alla massa del sistema
- Stima parametri a partire dai principi primi
- Creazione codice denominato MEGREZ, poi confrontato con dati missione JIMO

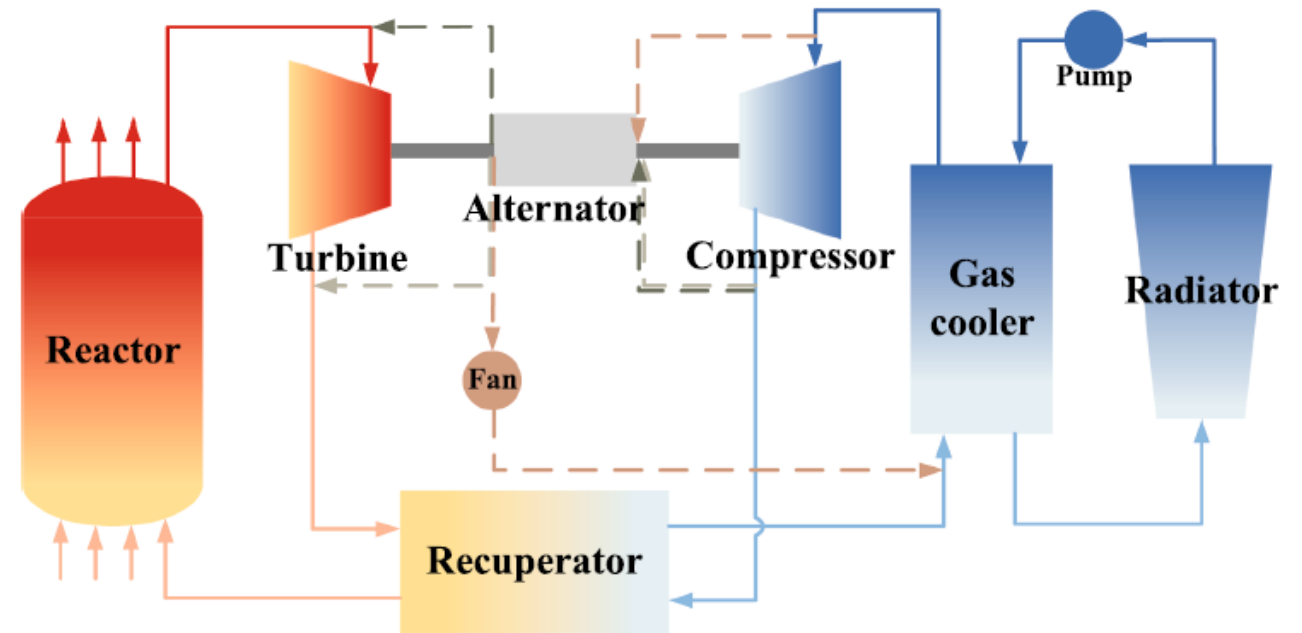


Recent advances in nuclear powered electric propulsion for space exploration - ScienceDirect

Potenza elettrica: $P_e = P_{alt} - P_{pump}$

Potenza alternatore: $P_{alt} = \eta_{alt}(P_{turb} - P_{comp} - P_{fan})$

Rendimento sistema: $\eta_{sys} = \frac{P_e}{P_{reac}}$



- Low-pressure bleed gas scheme
- High-pressure bleed gas scheme (1)
- High-pressure bleed gas scheme (2)

Efficiency and mass optimization for space nuclear power systems with closed Brayton cycle loops- Baihui Jiang , Yu Ji , Jun Sun *, Lei Shi- ScienceDirect

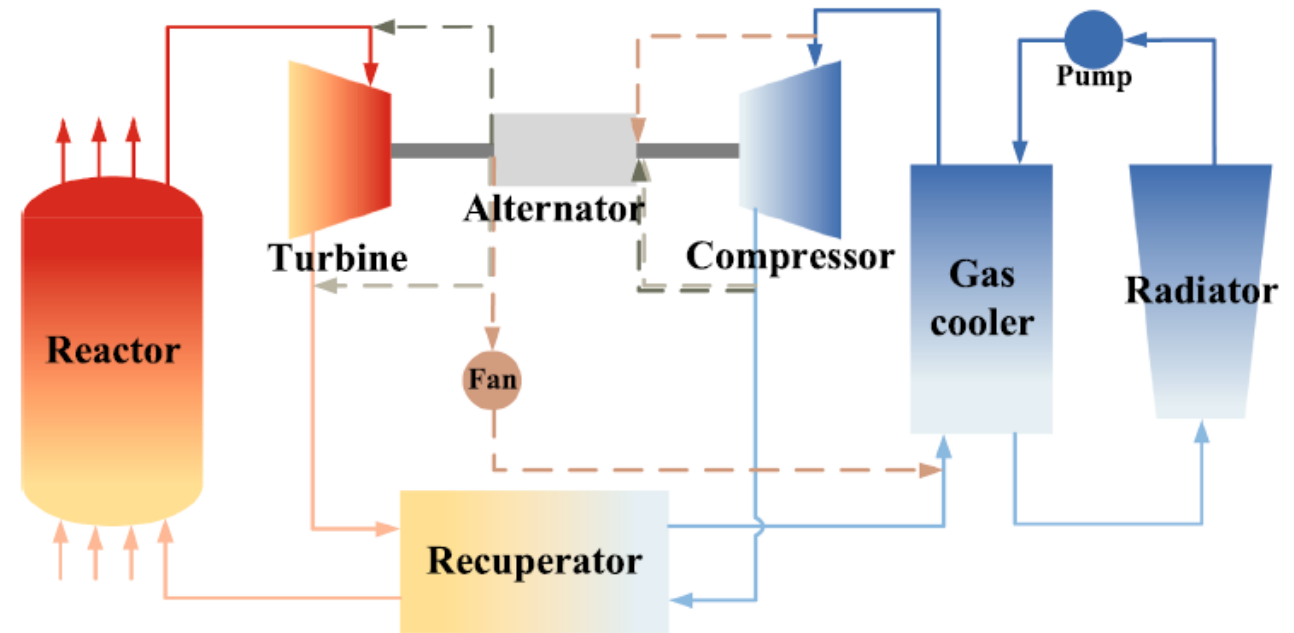
$$T_{out,is} = T_{in} \left(\frac{P_{out}}{P_{in}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

Compressore

- $\eta_{comp} = \frac{h_{out,is} - h_{in}}{h_{out} - h_{in}}$
- $P_{comp} = \dot{m}(h_{out} - h_{in})$

Turbina

- $\eta_{turb} = \frac{h_{in} - h_{out}}{h_{in} - h_{out,is}}$
- $P_{turb} = \dot{m}(h_{in} - h_{out})$



- Low-pressure bleed gas scheme
- High-pressure bleed gas scheme (1)
- High-pressure bleed gas scheme (2)

Efficiency and mass optimization for space nuclear power systems with closed Brayton cycle loops- Baihui Jiang , Yu Ji , Jun Sun *, Lei Shi- ScienceDirect

Reattore e scudo radiazioni:

- 20% massa sistema
- Materiale fissile
- Scudo raggi α , β e γ
- $\frac{I}{I_0} = Be^{\left(\frac{\mu}{\rho}\right)X\rho}$

Componenti rotative:

- 5% massa sistema
- Max tip 550 m/s
- $R_{comp} = \frac{1}{N_{BRU}} \sqrt{\frac{\Delta h_{comp}}{Z_{comp}\psi_{comp}}}$
- $M_{BRU} = Z_{comp}\xi_{BRU}\pi R_{comp}^2$

Scambiatore di calore:

- Controflusso
- $\Delta P = 4f_{exc} \frac{L_{exc} \rho_{exc} v_{exc}^2}{D_{exc} 2}$
- $Q_{exc} = \frac{T_{hot} - T_{cold}}{R_{hot} + R_{wall} + R_{cold}}$

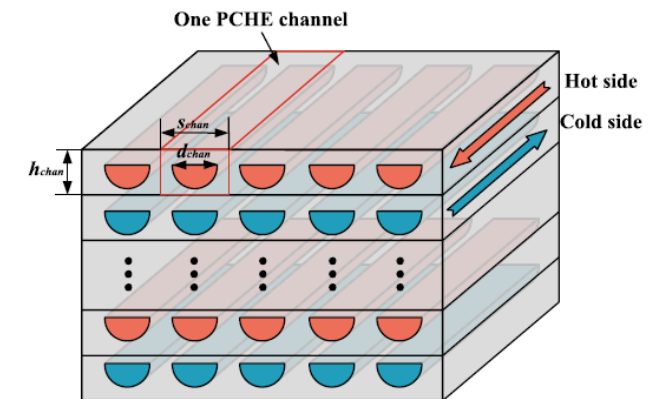
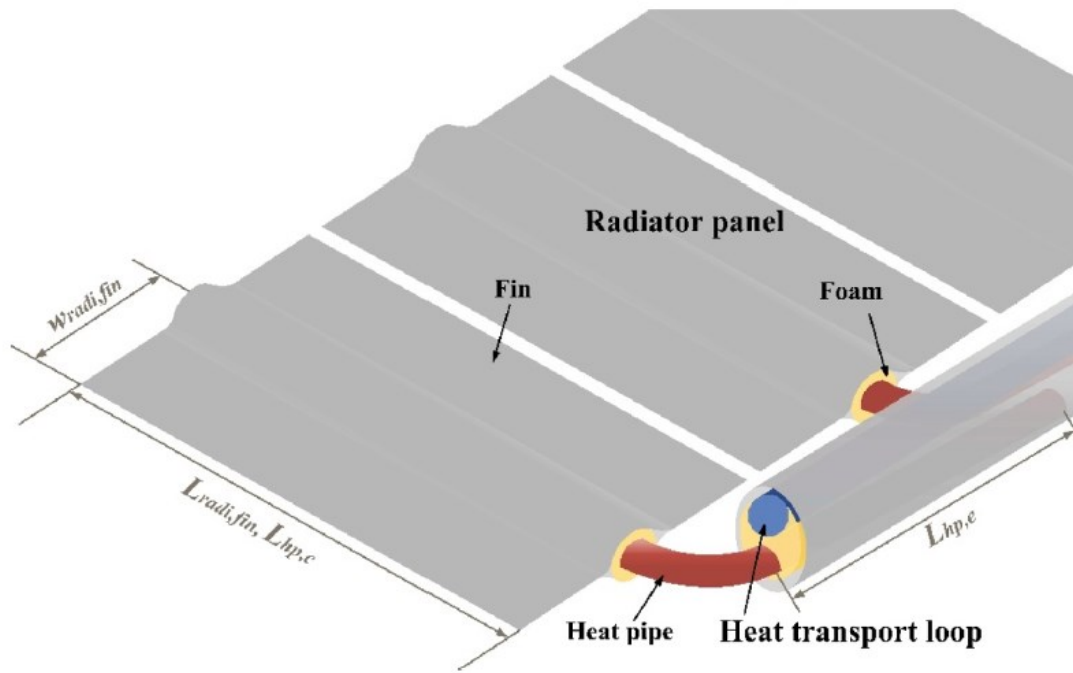


Fig. 4. Schematic of the counter-flow PCHE.

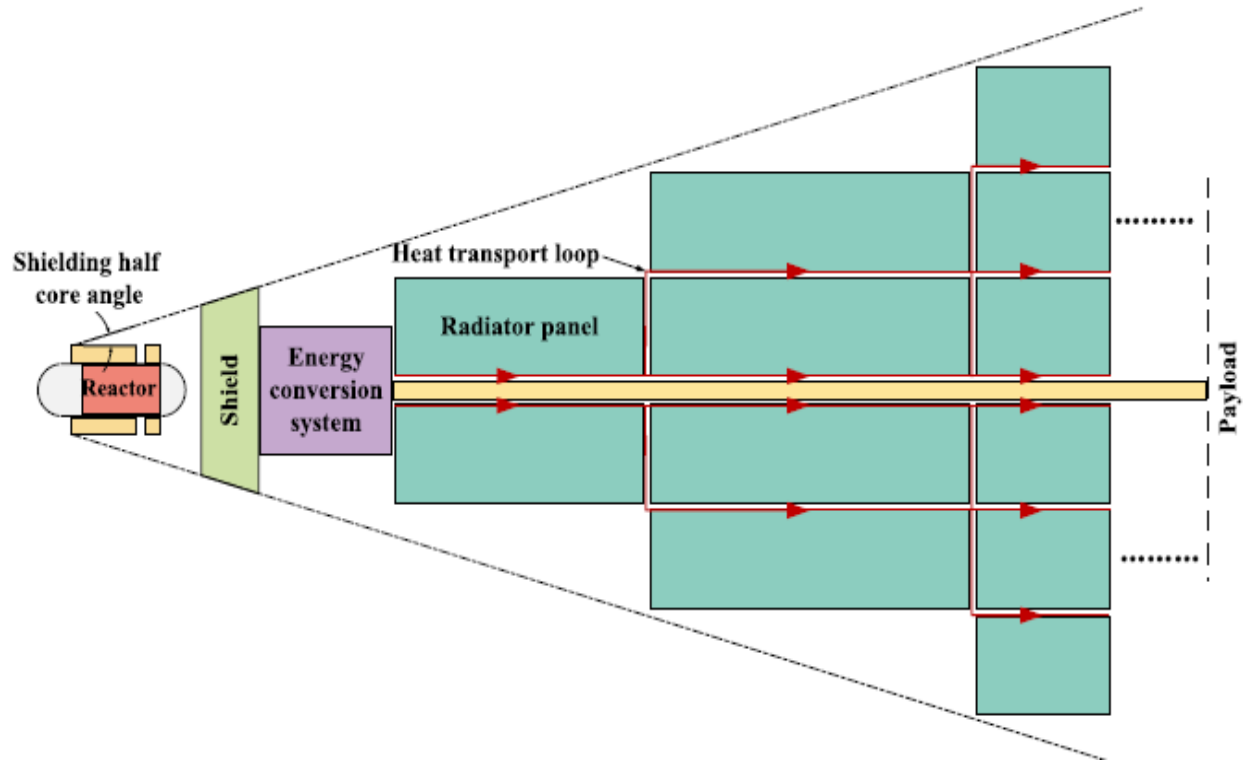
Efficiency and mass optimization for space nuclear power systems with closed Brayton cycle loops- Baihui Jiang , Yu Ji , Jun Sun *, Lei Shi- ScienceDirect

Radiatore:

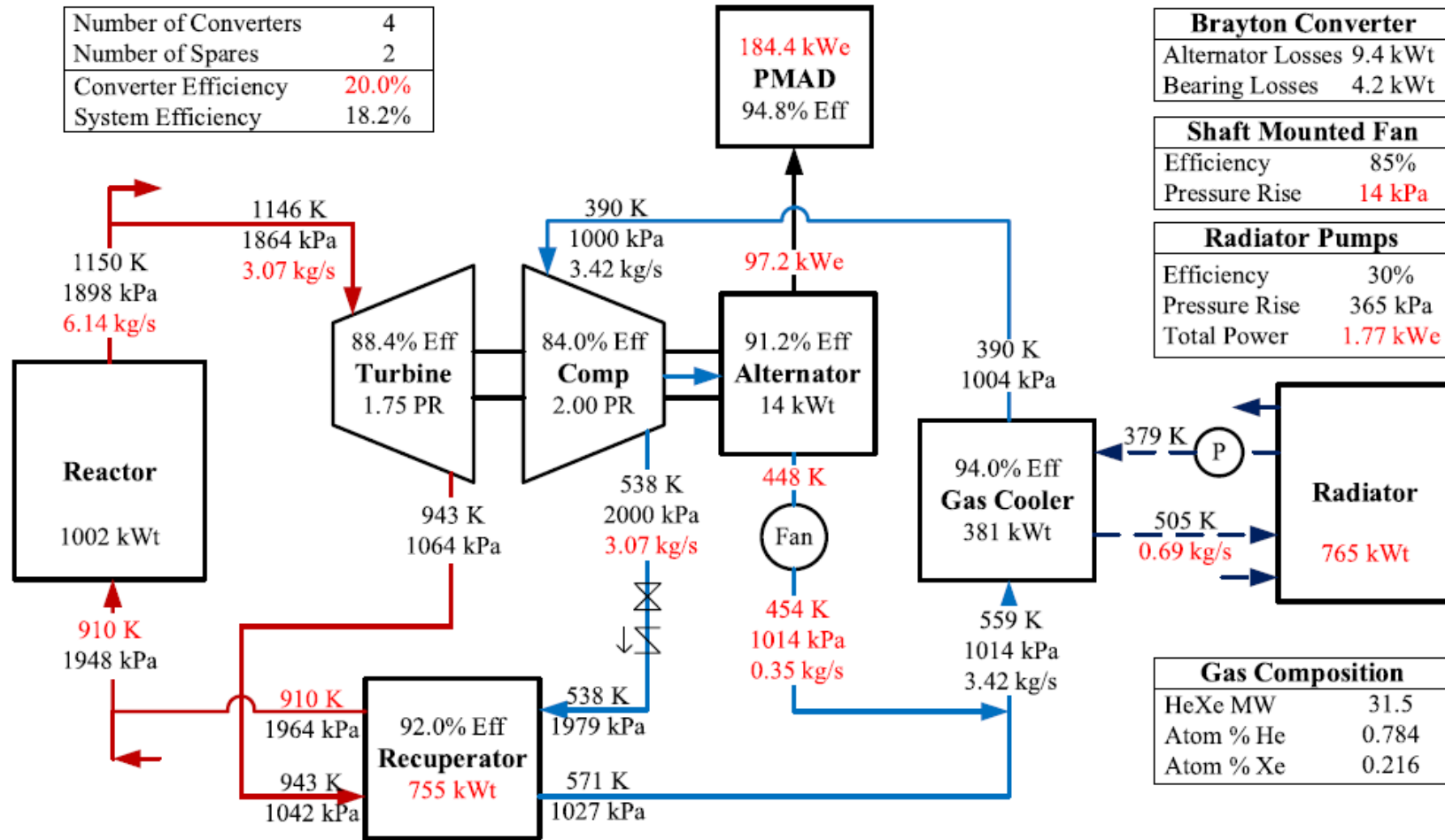
- Massa ha un'incidenza rilevante
- $Q_{rad} = \sigma_{boltz} \epsilon_{rad} \eta_{rad} (T_{rad}^4 - T_s^4) (4w_{rad} L_{rad})$



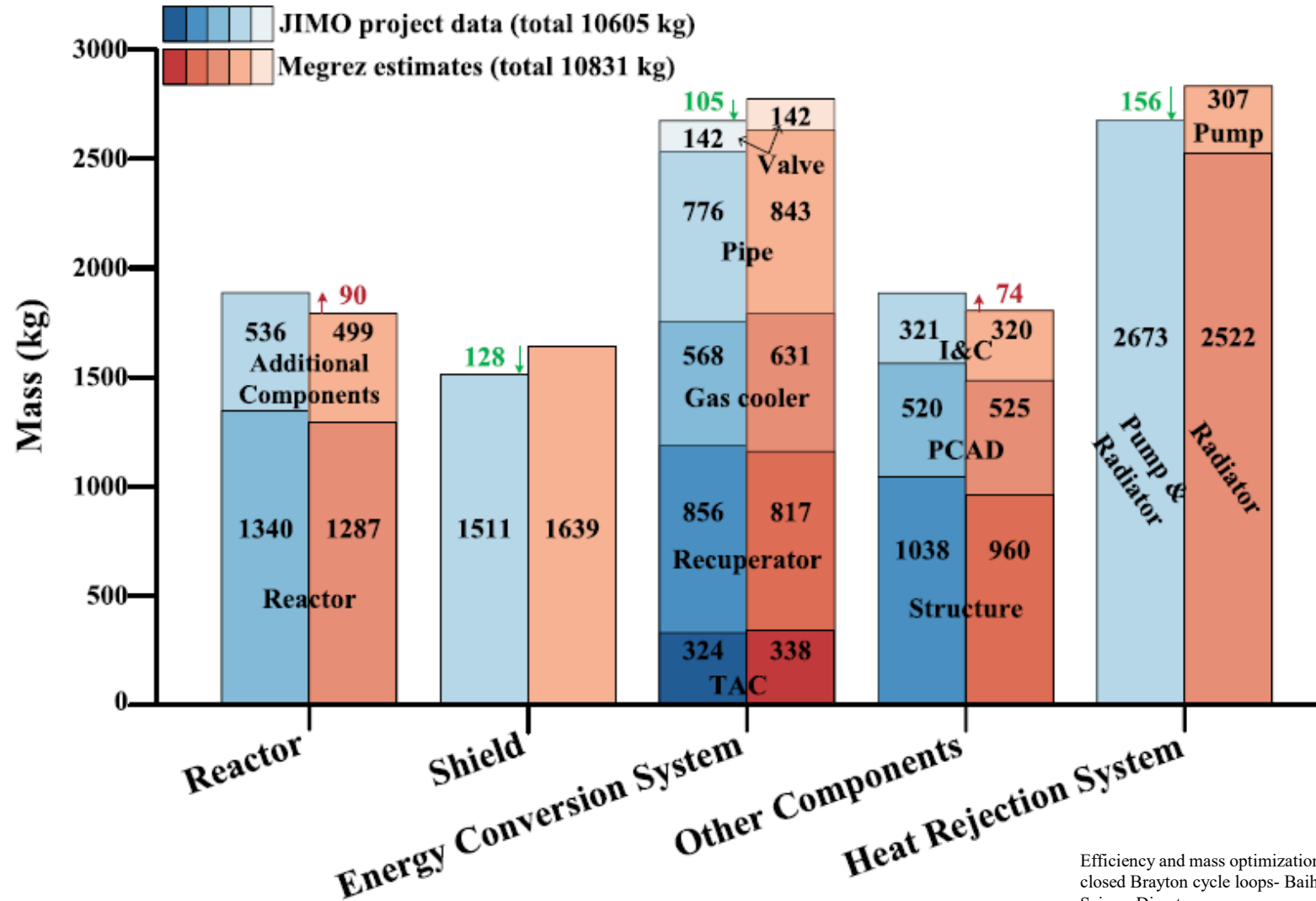
(b)



Efficiency and mass optimization for space nuclear power systems with closed Brayton cycle loops- Baihui Jiang , Yu Ji , Jun Sun *, Lei Shi- ScienceDirect



Efficiency and mass optimization for space nuclear power systems with closed Brayton cycle loops- Baihui Jiang , Yu Ji , Jun Sun *, Lei Shi- ScienceDirect



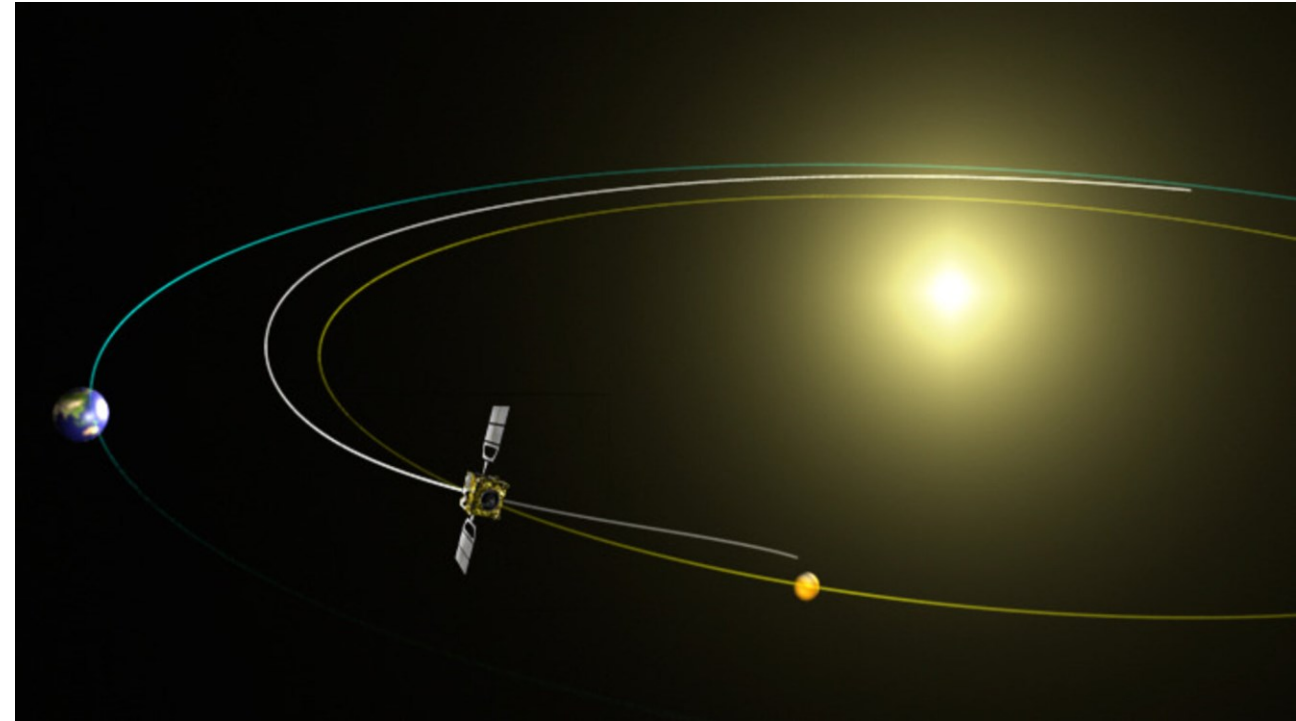
Efficiency and mass optimization for space nuclear power systems with closed Brayton cycle loops- Baihui Jiang , Yu Ji , Jun Sun *, Lei Shi- ScienceDirect

Rivoluzione trasporto spaziale

Bassa spinta per lungo periodo di tempo

Prometheus Office dalla NASA:

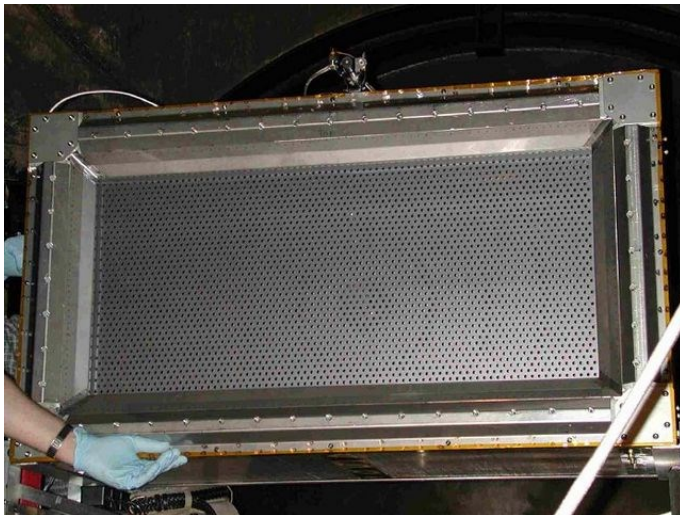
- JIMO project
- VHITAL project
- *alfa²* project



- Jupiter Icy Moon Orbiter
- Gridded Ion Thruster
- 20-50 KW potenza per thruster

Propulsori HIPEP:

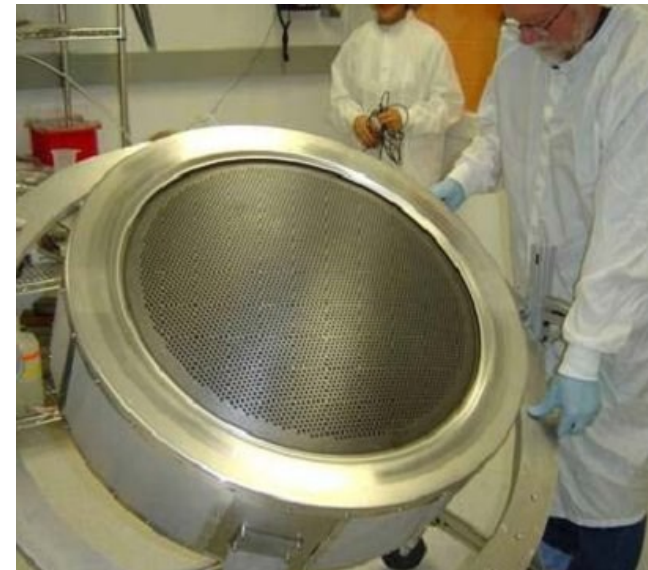
- Prototipo 25 KW, facilmente scalabile
- Impulso specifico 8000 s
- Griglia in titanio
- *Lifetime* 5000 h



https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/1/13/HiPEP_thruster.jpg/640px-HiPEP_thruster.jpg

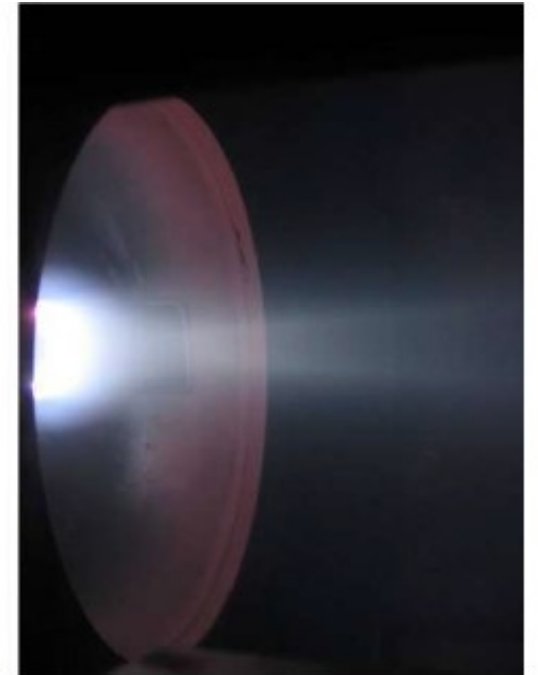
Propulsori NEXIS:

- Prototipo 20 KW
- Impulso specifico 7500 s
- Xenon come propellente
- *Lifetime* 2000 h



https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/c/cb/NEXIS_thruster.jpg

- Collaborazione tra Università
- Hall Effect Thrusters
- 25-36 KW potenza per thruster
- Bismuto come propellente
- 2 stadi di tensione:
 - 150-250 V ionizzazione plasma
 - 8000 V accelerazione ioni
- Maggior densità di spinta



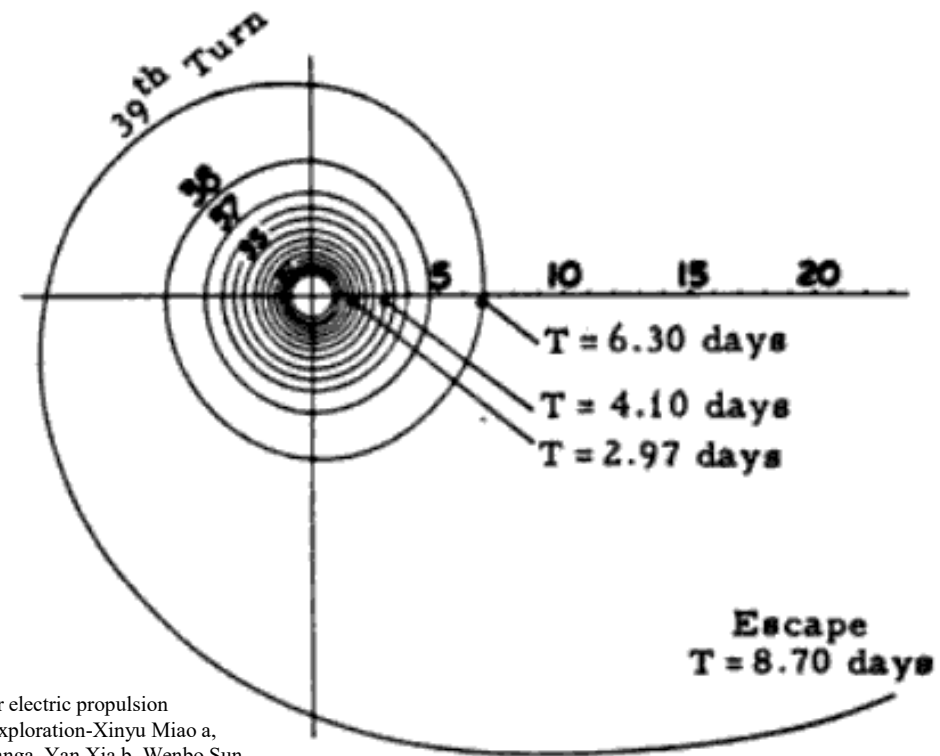
Recent advances in nuclear powered electric propulsion for space exploration - ScienceDirect

- Ottimizzazione per bassa spinta continuativa
- *Caratteristica della traiettoria:* $J = \int_0^t a(t)^2 dt$
- *Caratteristica della traiettoria propulsore:*

$$J = 2 \cdot \eta_{ep} \cdot P_e \left(\frac{1}{M_f} - \frac{1}{M_i} \right)$$

Tempo fuga campo gravitazionale terrestre:

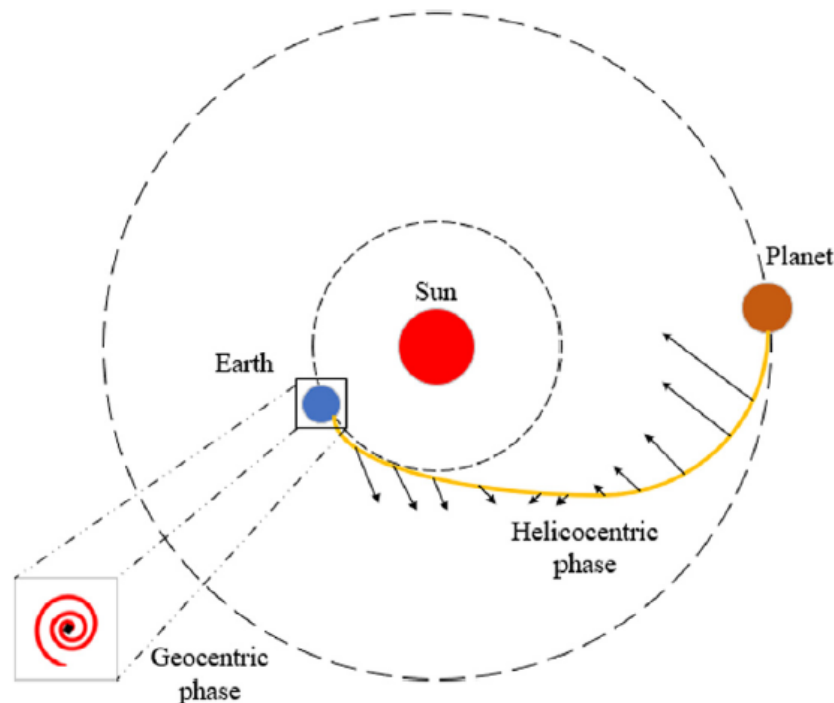
- Parametro $\tau = \frac{1}{I_{sp} g_0} \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}$
- Tempo $T = \frac{1 - e^{-\tau}}{\tau} \frac{\gamma(a_0)}{a_0} \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}$



Optimum design of nuclear electric propulsion spacecraft for deep space exploration-Xinyu Miao a, Haochun Zhang a,*, Qi Wanga, Yan Xia b, Wenbo Sun-ScienceDirect

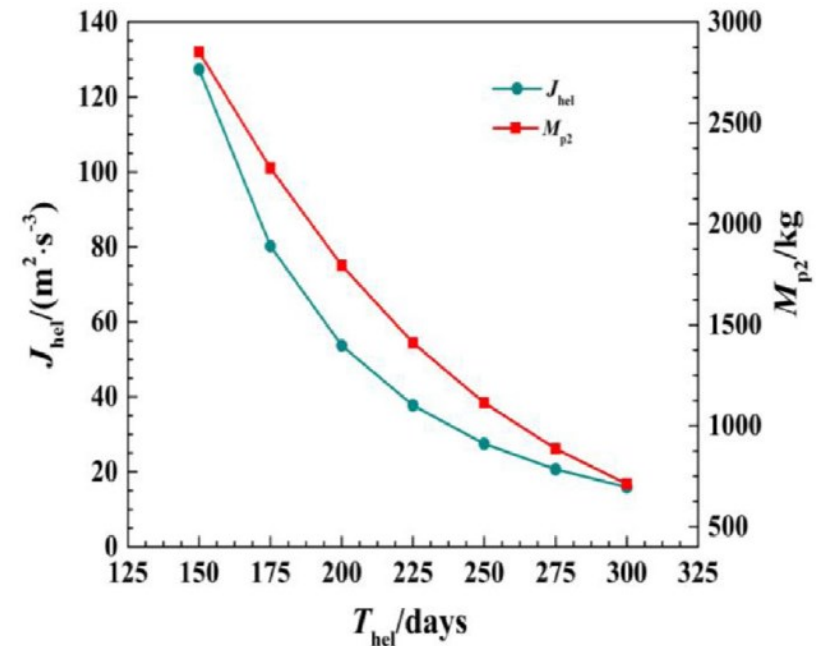
Caratteristica della traiettoria minima per sfuggire al campo gravitazionale terrestre:

$$J_{esc,min} = \int_0^{T_{fuga}} a(t)^2 dt = \frac{a_0 I_{sp} g_0 \gamma(a_0) (1 - e^{-\tau})}{1 - \gamma(a_0) (1 - e^{-\tau})}$$



Caratteristica della traiettoria minima per raggiungere il pianeta obiettivo:

$$J_{esc,min} = \int_0^{T_{hel}} a(t)^2 dt = \frac{12L^2}{T_{hel}^3}$$



Vantaggi della propulsione nucleare:

- Valida alternativa propulsione chimica
- Maggior carico utile
- Tempi di trasferimento ridotti
- Minor propellente necessario
- Vantaggi per esplorazione sistema solare esterno
- possibile soluzione per esplorazione umana di Marte

Svantaggi della propulsione nucleare:

- Massa finora troppo elevata del sistema di potenza
- Complessità sistema, aumento rischio fallimento
- Difficoltà assemblaggio perché materiale radioattivo
- Vincoli stringenti per evitare contaminazione atmosfera terrestre

Conclusioni:

- Limite maggiore massa specifica del sistema per NEP
- NTP più vicina alla realizzazione di NEP
- NEP inizia ad essere vantaggiosa per sistemi molto grandi (dal MW)
- In fase di studio vettori spaziali che integrano entrambi i sistemi

- [1] Dale Thomas (2024) *Nuclear thermal propulsion—Progress and potential*, Department of Industrial and Systems Engineering, University of Alabama.
- [2] Baihui Jiang, Yu Ji, Jun Sun, Lei Shi (2024) *Efficiency and mass optimization for space nuclear power systems with closed Brayton cycle loops*, Institute of Nuclear and New Energy Technology (INET), Tsinghua University.
- [3] Xinyu Miao a, Haochun Zhang, QiWanga, Yan Xia, Wenbo Sun (2022) *Optimum design of nuclear electric propulsion spacecraft for deep space exploration*, School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology.
- [4] R. Joseph Cassady, Robert H. Frisbee, James H. Gilland, Michael G. Houts (2007) *Recent advances in nuclear powered electric propulsion for space exploration*
- [5] Ran Zhang, Yu Liang, Xiao Liu, Chenglong Wang, Dalin Zhang, Suizheng Qiu, G.H. Su (2022) *Thermal-hydraulic analysis of pellet bed reactor for space nuclear electric propulsion*, Department of Nuclear Science and Technology, Xi'an Jiaotong University.
- [6] Michael G. Houts *Space Nuclear Power and Propulsion* NASA.
- [7] Mohamed S. El-Genk (2007) *Space nuclear reactor power system concepts with static and dynamic energy conversion*, Institute for Space and Nuclear Power Studies, Chemical and Nuclear Engineering Department, The University of New Mexico 26