

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

Relazione per la prova finale

«La propulsione termo-nucleare per l'esplorazione spaziale»

Tutor universitario: Prof.ssa Roberta Bertani

Laureando: Enrico Meneghel

Padova, 24/03/2023

Negli ultimi anni la corsa allo spazio ha avuto un impulso notevole grazie sia all'entrata di realtà private nello scenario spaziale internazionale, ma soprattutto all'avvio e al successo di numerose missioni spaziali quali la messa in orbita del nuovo telescopio orbitante James Webb e il volo della missione Artemis I che ha come obiettivo riportare l'essere umano sul suolo lunare e ,successivamente, su quello marziano. In questo clima di sviluppo e innovazione aerospaziale grande importanza ricopre la parte propulsiva e, guardando ai voli a lungo raggio, diverse agenzie spaziali di tutto il mondo vedono nella propulsione nucleare una tecnologia chiave per poter raggiungere nuove conquiste nell'esplorazione spaziale.

Questa tesi ha l'obiettivo di presentare la propulsione termo-nucleare passando prima a un piccolo ripasso delle nozioni basilari della dinamica di un razzo per poi sviluppare i temi legati a questo tipo di propulsione quali la descrizione dell'impianto propulsivo, i materiali usati, le tipologie di reattori, safety e security, il tutto riportato ad un caso reale quale il reattore NERVA.

- Storia
- Principi della propulsione a razzo
- Funzionamento
- Tipologie di reattori
- Materiali e combustibili
- Safety & Security
- Conclusione

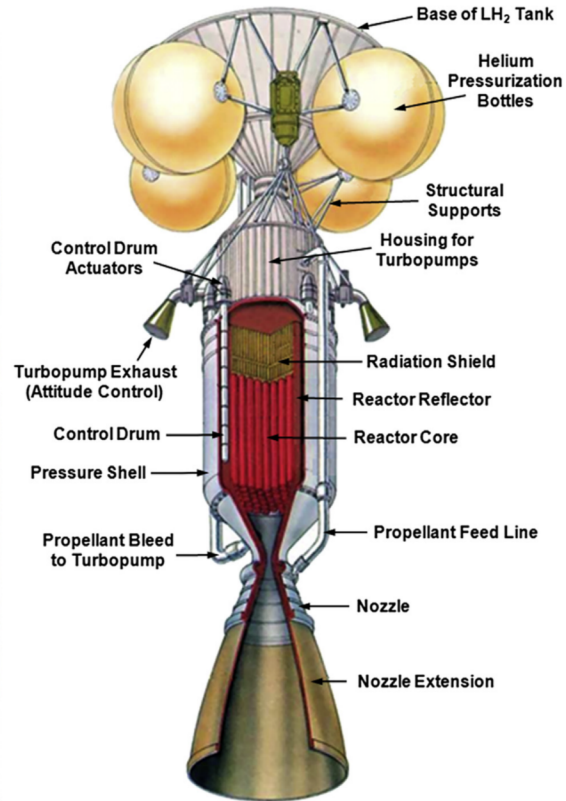
USA

DATE	MILESTONE
1950	Inizio del progetto NERVA al laboratorio Los Alamos
1959-1973	Test del sistema NERVA
1973	Chiusura del progetto

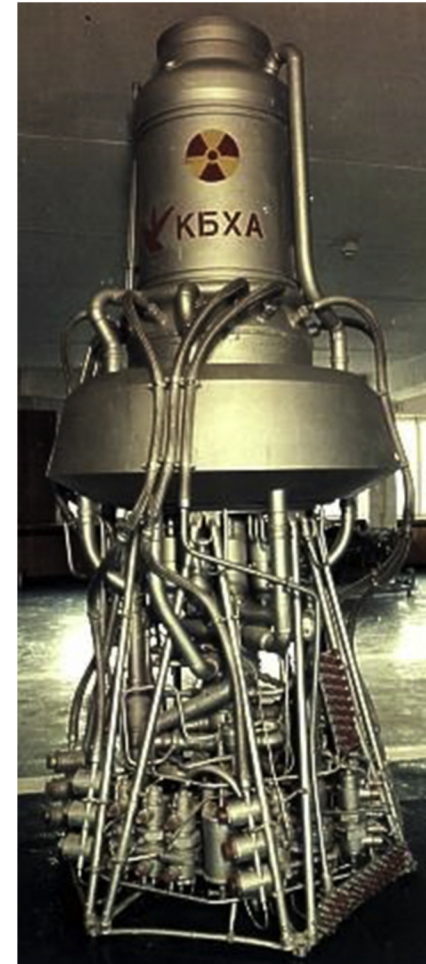
URSS

DATE	MILESTONE
1955	Inizio dello sviluppo di razzi a propulsione nucleare
1971-1978	Test sul motore-prototipo Kosberg
1970-1988	Test sul motore-prototipo Baikal-1
1965-1980	Test sul motore RD-410

NERVA



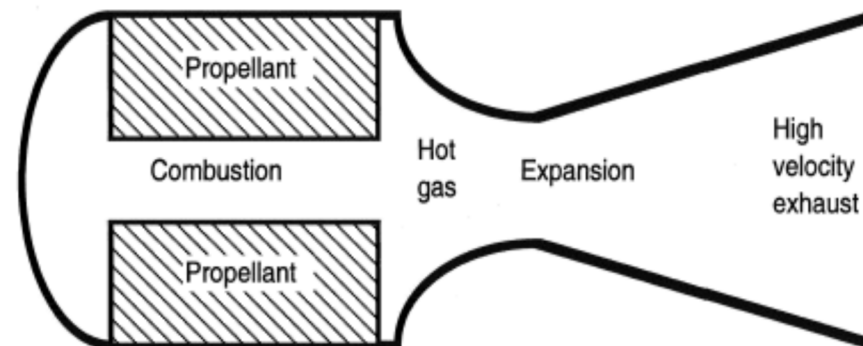
RD-410



Indipendentemente dal tipo di propulsione che il razzo adotta, che sia essa chimica, elettrica, nucleare o ibrida, si può riassumere la propulsione a razzo nella seguente maniera: “Attraverso una reazione di tipo chimico, nucleare, ecc, il propellente viene scaldato ad alta temperatura e fatto accelerare in un ugello convergente-divergente per poi essere espulso. Questa espulsione di massa crea, per la 3° legge di Newton, la spinta propulsiva.”

Vi sono 4 parametri fondamentali che descrivono la propulsione a razzo in generale:

- 1) Spinta $F = \dot{m} \cdot u_{\text{eff}}$ dove \dot{m} è la portata del propellente mentre u_{eff} è la velocità effettiva dell'propellente all'uscita dell'ugello la quale dipende dalla pressione in uscita all'ugello p_e , dalla pressione dell'ambiente esterno p_o e dall'area di uscita dell'ugello;
- 2) Impulso specifico $I_{\text{sp}} = F/\dot{m}g$ che quantifica la variazione di momento per unità di massa di propellente. Può essere considerato un indice di efficienza del propellente;
- 3) Rapporto spinta-peso $TWR = F/Mg$ è un parametro adimensionale tra la spinta generata e il peso del razzo;
- 4) Velocità caratteristica $C^* = \Gamma \sqrt{\frac{T_{\text{cc}}}{M_{\text{cc}}}}$



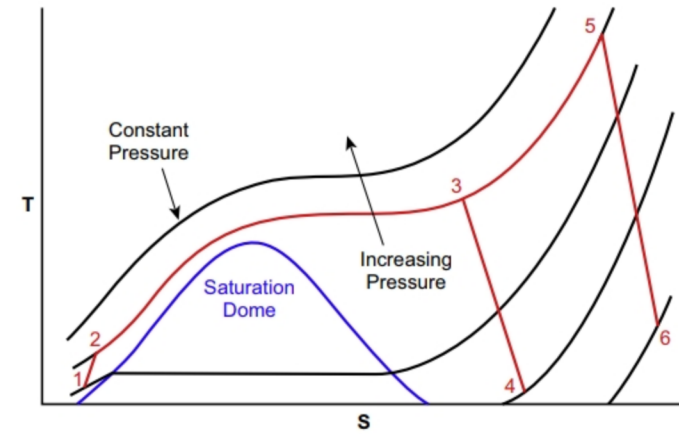
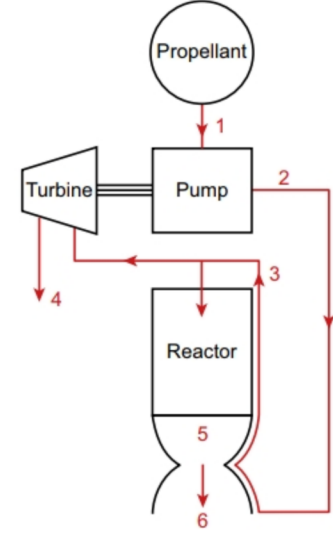
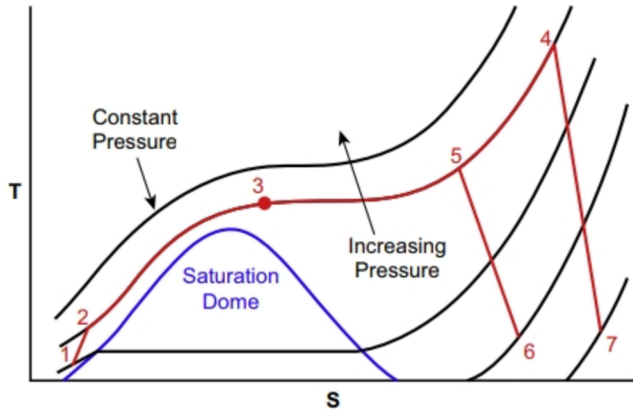
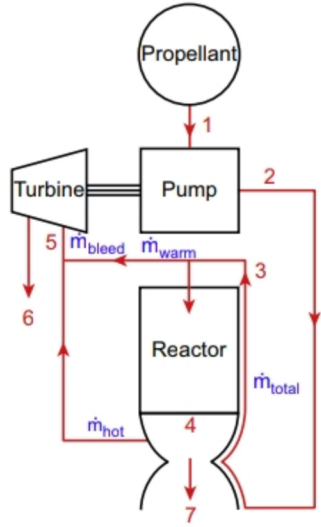
Il funzionamento generale della propulsione termo-nucleare è il seguente: il reattore, attraverso le reazioni nucleari del materiale fissile, genera calore il quale è scambiato con una portata di propellente che, una volta riscaldato, è espanso nell'ugello di uscita per creare la spinta propulsiva.

Nel nucleo è presente uranio arricchito mischiato ad una certa quantità di moderatori stabilita in base ad un compromesso tra grandezza del reattore e il costo dell'uranio: un motore piccolo avente 90% di uranio arricchito è estremamente costoso e difficile da controllare mentre un motore con poco uranio e tanto moderatore è meno costoso ma con dimensioni troppo grandi, anche se di più facile gestione e controllo.

Abbiamo poi dei problemi sulla trasmissione del calore al propellente: il propellente infatti non può essere riscaldato ad una temperatura più alta della temperatura limite del combustibile nucleare, che se superata potrebbe compromettere l'integrità meccanica di quest'ultimo. Assumendo ora di usare come propellente un elemento con il più basso peso molecolare, l'idrogeno, i valori massimi di velocità raggiungibili dai gas in uscita dall'ugello sono limitati dalla temperatura massima che il combustibile nucleare può arrivare senza disintegrarsi.

Per quanto concerne le diverse tipologie di cicli termodinamici che gli NTR possono impiegare, essi si dividono nelle seguenti categorie:

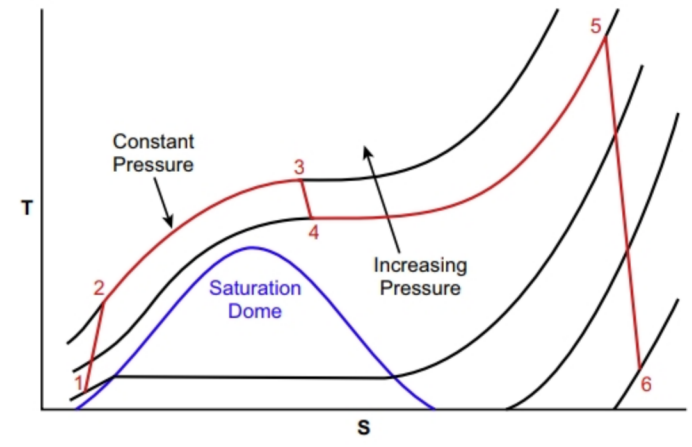
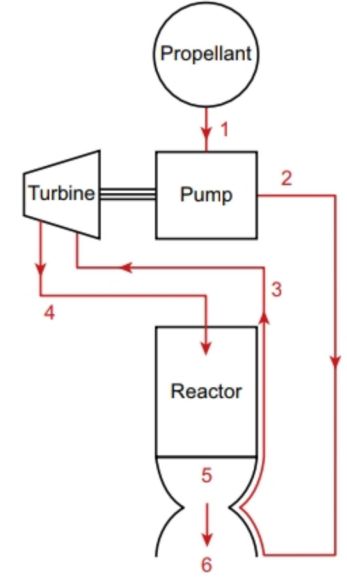
- Hot bleed cycle
- Cold bleed cycle
- Expander cycle



HOT BLEED CYCLE

COLD BLEED CYCLE

EXPANDER CYCLE



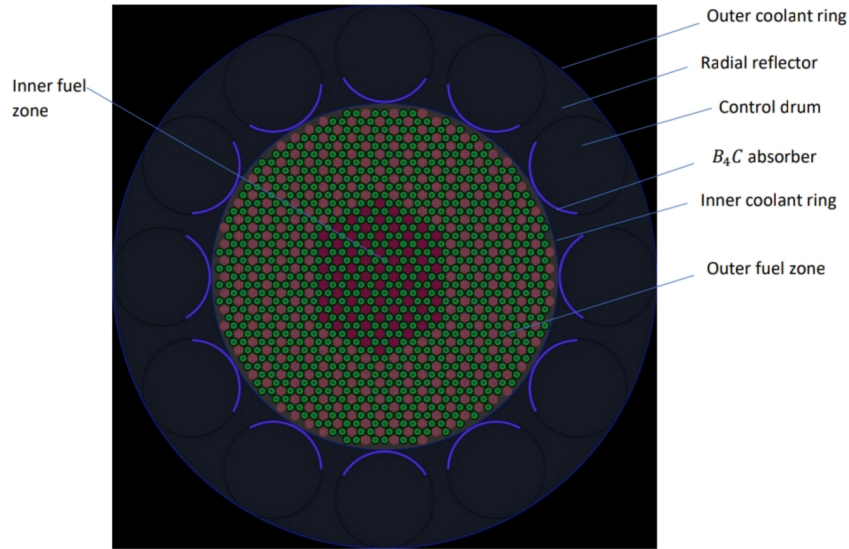
HOT BLEED CYCLE	
VANTAGGI	SVANTAGGI
alta efficienza dell'impianto grazie alla ridotta portata spillata per poter mettere in funzione la turbina	le alte temperature che si raggiungono, specialmente dal propellente in uscita dal reattore e quindi la necessità di usare materiali idonei capaci di resistere alle alte temperature
semplicità costruttiva	

COLD BLEED CYCLE	
VANTAGGI	SVANTAGGI
alta affidabilità della turbo-pompa	minore pressurizzazione del propellente rispetto al caso hot bleed cycle
semplicità costruttiva	perdita di efficienza del ciclo a causa dello scarico del flusso usato per far funzionare la turbina e conseguentemente la turbo-pompa

EXPANDER CYCLE	
VANTAGGI	SVANTAGGI
alta affidabilità della turbo-pompa	minore pressurizzazione del propellente
alta efficienza dell'impianto ed uso del propellente data l'assenza di spillamento	difficoltà progettuale e di realizzazione dell'impianto

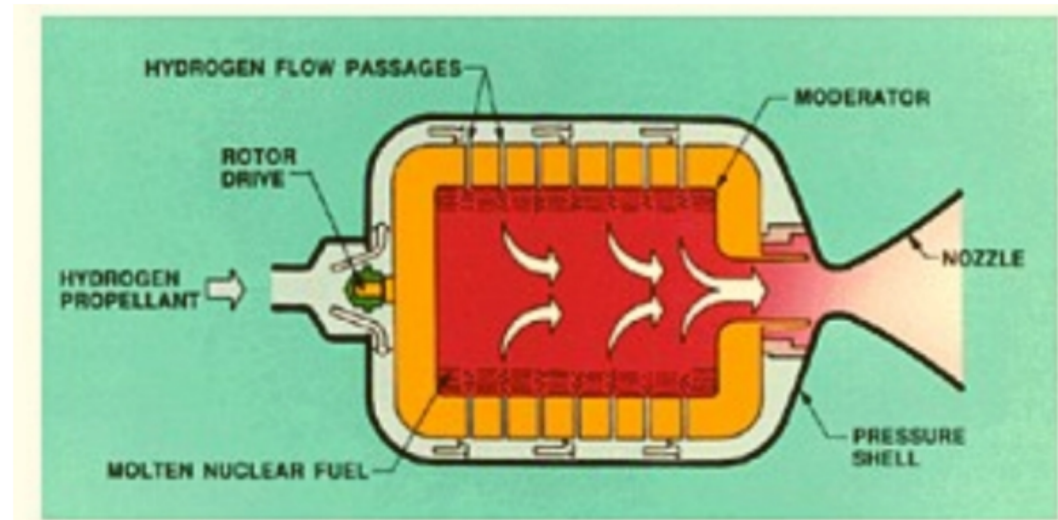
Le principali tipologie di reattori che possiamo trovare sono le seguenti:

- **REATTORI SOLIDI:** È la tipologia di reattore più usata, non solo nel campo degli NTR. Prendendo come riferimento il reattore del programma NERVA, esso prevede un nucleo cilindrico composto da sbarre di combustibile nucleare di forma esagonale ed elementi moderatori. Ogni elemento di combustibile è in contatto con 19 canali di refrigerazione in cui passa idrogeno liquido. Il combustibile usato è il composto (U, Zr)C con 2 differenti livelli di arricchimento, 17% e 20%. Gli elementi moderatori hanno una forma concentrica e, partendo dal centro, hanno la seguente struttura: canale di refrigerazione, rivestimento di Zircaloy-4 (lega metallica di zirconio composta dal 95% in peso di zirconio, 1,2-1,7% di stagno, ferro e nichel), moderatore $ZrH_{1.8}$, canale di refrigerazione, rivestimento di Zircaloy-4, isolante termico. La zona al di fuori dell'isolante termico è fatta in grafite. Il nucleo è un cilindro con raggio di 35 cm e un'altezza di 75 cm, con due zone di differente arricchimento e riflettori radiali e assiali. Entrambi i riflettori assiali e radiali hanno uno spessore di 20 cm ma il riflettore assiale è presente solo nella regione superiore del nucleo. Il controllo del reattore è svolto da 12 control drums al berillio, equipaggiati con una sezione ad assorbimento neutronico fatta di B_4C .
- **REATTORI LIQUIDI:** Un reattore liquido prevede un cilindro solido rotante utilizzato per immagazzinare il combustibile ad alta temperatura e, grazie alla forza centripeta e a una massa molecolare maggiore rispetto a quella del propellente, si mantiene aderente alla superficie del cilindro rotante. Quando il combustibile si scioglie la temperatura sale fino al punto di fusione del cilindro stesso ma grazie alla forza centripeta che mantiene aderente il combustibile e il grande quantitativo di fluido refrigerante che viene fatto passare all'esterno del cilindro rotante, possiamo raggiungere delle temperature operative più alte di quelle raggiungibili con un reattore solido, potendo così scaricare il propellente attraverso l'ugello a temperature maggiori creando così maggior spinta propulsiva. L'impulso specifico I_{sp} che questi motori possono raggiungere si attesta su valori di 1600s.
- **REATTORI GASSOSI:** Un reattore a gas è una variazione del reattore liquido. In questo caso l'uranio allo stato gassoso viene prodotto al centro del reattore, circondato da uno strato di idrogeno. Le temperature che questa tipologia di reattore può sviluppare si attestano intorno alle decine di migliaia di gradi dato che il combustibile non entra mai in contatto con le superfici del reattore.

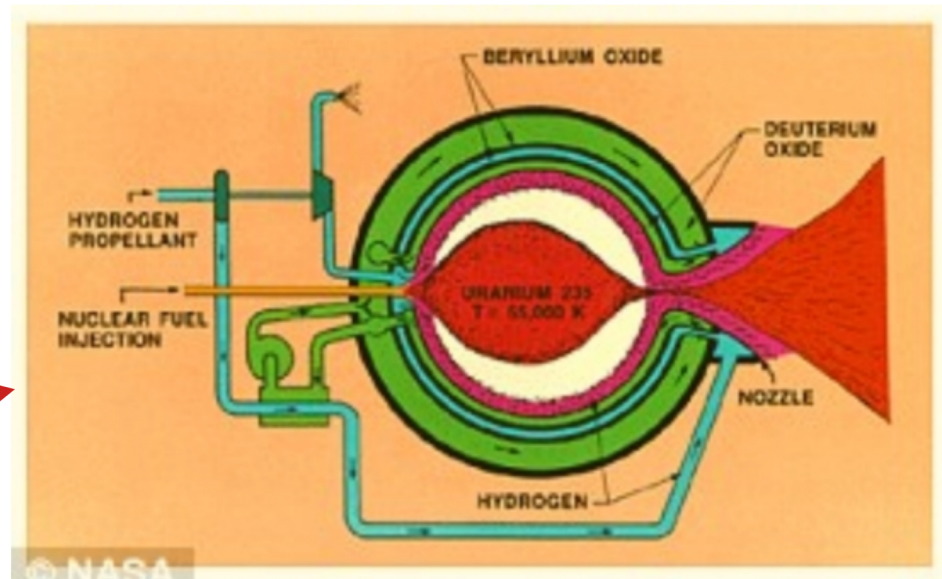


REATTORI SOLIDI

REATTORI GASSOSI



REATTORI LIQUIDI



© NASA

Combustibili :

- UO_2 oppure UC_2 (tecnologia BISO – Bufferd ISOtopic)
- (U Zr)C (miglior combustibile)
- UO_2 e UC rivestiti di Ir, Nb, Ta, Re, Mo, W

Riflettori e materiali di controllo:

- Berillio metallico
- B_4C
- BeO
- Afnio
- Gadolinio

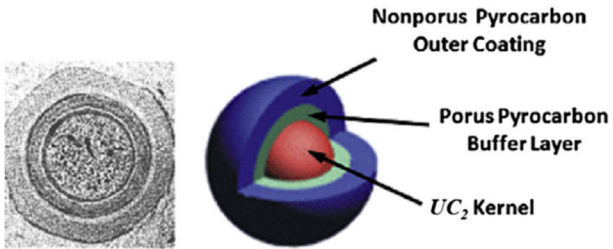
Moderatori:

- Grafite
- Berillio
- $\text{ZrH}_{1.8}$ (miglior moderatore)
- ^7LiH

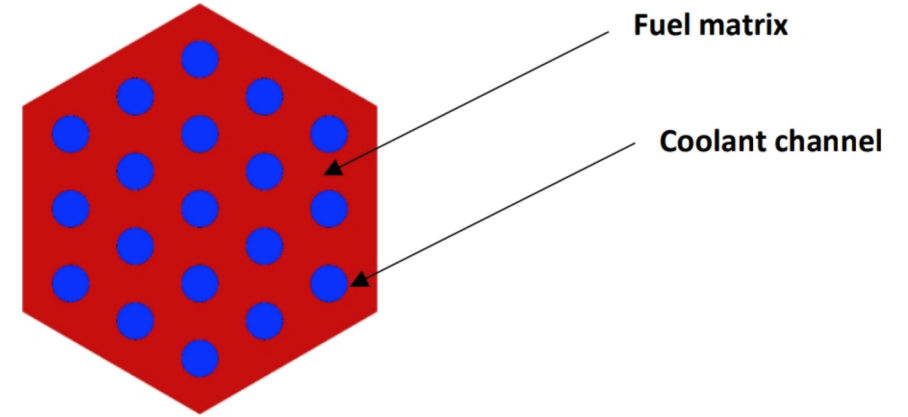
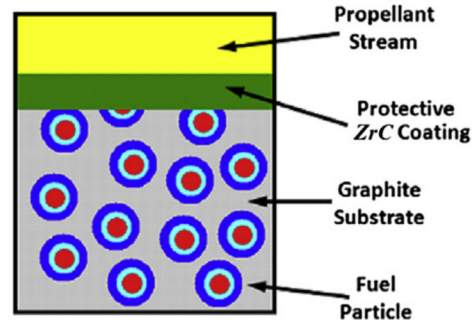
Strutturali:

- Acciai inossidabili
- Alluminio
- Magnesio
- Superleghe (Haynes 230)

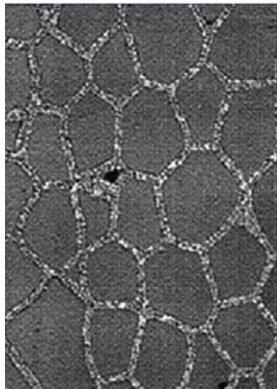
BISO Fuel Particle



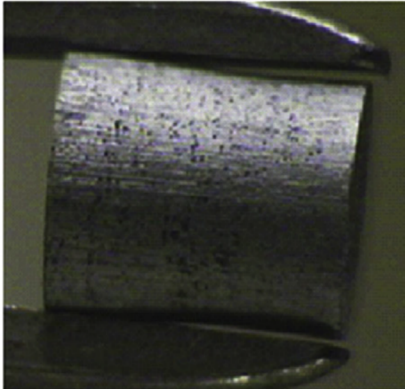
Coated Particle Fuel Matrix



**$W-UO_2$ Cermet
Microstructure**



**$W-UO_2$ Cermet
Pellet Sample**



**Tungsten Cladded $W-UO_2$ Cermet
Hexagonal Honeycomb (GRC 1965)**

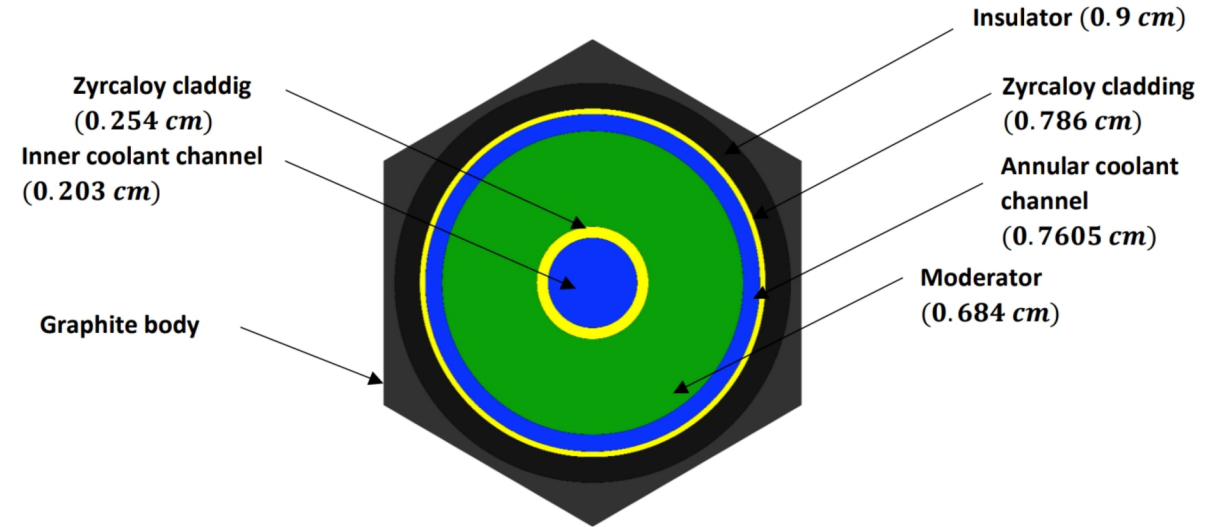
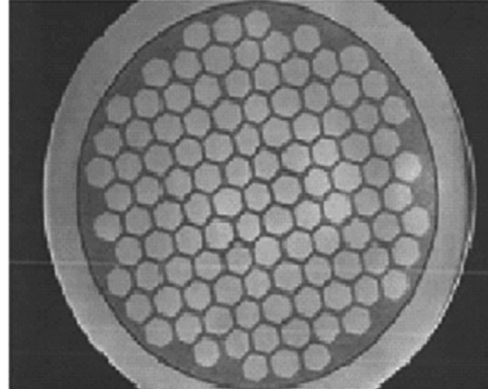


Table 15.2 Typical Properties of Beryllium Metal

Temperature (K)	Density (g/cm ³)	Thermal Expansion Coefficient (1/K)	Specific Heat (J/g/K)	Thermal Conductivity (W/cm/K)	Ultimate Tensile Strength (MPa)	Compressive Strength (MPa)	Young's Modulus (MPa)
200	1.855	—	1.00	0.30	—	269	291,000
400	1.840	0.0000150	2.30	0.16	385	—	283,000
600	1.825	0.0000218	2.55	0.13	337	—	275,000
800	1.810	0.0000205	2.80	0.11	300	—	266,000
1000	1.788	0.0000205	3.10	0.09	—	—	255,000
1200	1.760	0.0000225	3.25	0.08	—	—	—

Table 15.3 Properties of Several Neutron Absorbers

Material	Formula	Density (g/cm ³)	Melting Point (K)	Thermal Conductivity (W/cm/K)
Boron carbide	B ₄ C	2.52	2445	35
Hafnium carbide	HfC	12.2	3890	293
Gadolinium	Gd	7.9	1312	10.6

Table 15.4 Properties of 316L Stainless Steel

Temperature (K)	Density (g/cm ³)	Thermal Expansion Coefficient (1/K)	Specific Heat (J/g/K)	Thermal Conductivity (W/cm/K)	Ultimate Tensile Strength (MPa)	2% Offset Yield Strength (MPa)	Young's Modulus (MPa)
300	7.96	0.0000171	0.49	0.13	578	290	194,000
500	7.87	0.0000156	0.56	0.16	554	235	177,000
700	7.79	0.0000167	0.60	0.19	524	190	160,000
900	7.70	0.0000183	0.63	0.22	415	149	143,000
1100	7.60	0.0000198	0.67	0.24	177	114	126,000

Table 15.5 Properties of T6061 Aluminum

Temperature (K)	Density (g/cm ³)	Thermal Expansion Coefficient (1/K)	Specific Heat (J/g/K)	Thermal Conductivity (W/cm/K)	Ultimate Tensile Strength (MPa)	2% Offset Yield Strength (MPa)	Young's Modulus (MPa)
300	2.70	0.0000225	1.02	1.55	311	276	72,100
400	2.68	0.0000242	1.11	1.70	263	240	69,800
500	2.66	0.0000261	1.16	1.79	93	69	66,000
600	2.64	0.0000274	1.21	1.84	31	18	58,900
700	2.62	0.0000296	1.25	1.82	—	—	47,700

Table 15.6 Properties of Haynes 230

Temperature (K)	Density (g/cm ³)	Thermal Expansion Coefficient (1/K)	Specific Heat (J/g/K)	Thermal Conductivity (W/cm/K)	Ultimate Tensile Strength (MPa)	2% Offset Yield Strength (MPa)	Young's Modulus (MPa)
300	9.05	0.0000127	0.398	0.089	864	395	210,900
500	8.98	0.0000134	0.438	0.129	802	350	200,390
700	8.90	0.0000141	0.467	0.169	740	305	188,390
900	8.81	0.0000149	0.510	0.209	680	272	175,390
1100	8.72	0.0000158	0.599	0.249	502	271	162,120
1200	8.67	0.0000162	0.611	0.269	339	200	155,120
1300	8.61	0.0000166	0.619	0.289	201	117	148,120
1400	8.56	0.0000170	0.627	0.309	108	58	141,120

- Possibile eiezione di materiale fissile a causa dell'erosione delle barre del nucleo. Questo comporta che le operazioni dell'NTR vengano svolte in orbita alta (non LEO);
- Evitare il lancio dalla superficie terrestre usando già la propulsione nucleare; meglio lanciare l'NTR con una propulsione convenzionale per poi attivare il nucleo una volta raggiunta l'orbita;
- Decommissioning dell'NTR verso lo spazio profondo;
- Salute e sicurezza di un eventuale equipaggio umano contro i raggi gamma e il flusso di neutroni;
- Sistemi fail-safe e di gestione del reattore altamente sicuri e rindondanti;
- Siti di test appositi;
- Dimostrazione del grado di sicurezza degli NTR all'opinione pubblica e agli organi legislativi;

La tesi fin qui scritta aveva lo scopo principale di elencare e spiegare in linea generale i principi fisico-chimici che stanno dietro alla propulsione termo-nucleare, soffermandosi anche sulla descrizione delle tecnologie impiegate per creare questi particolari vettori.

Attualmente l'energia nucleare sta tornando al centro dell'attenzione specialmente per il suo uso nella produzione di energia elettrica in ambito civile dopo le note vicissitudini geo-politiche che hanno portato ad interfacciarsi con un problema energetico non di poco conto.

Per quanto riguarda l'impiego dell'energia nucleare in campo spaziale tanto è già stato fatto, basti pensare alle unità RTG per l'alimentazione degli apparati in orbita, ma rimane comunque la diffidenza nell'uso del nucleare su qualcosa che vola sopra le teste della gente, acuite poi dai fatti e ,soprattutto, dagli effetti che hanno creato le bombe atomiche sganciate su Hiroshima e Nagasaki prima e gli incidenti di Chernobyl e Fukushima poi.

Da un punto di vista puramente ingegneristico però non è possibile negare i vantaggi che la propulsione nucleare può recare nel campo dell'esplorazione spaziale dato che comparando le prestazioni dei sistemi propulsivi presenti in letteratura e gli NTR, questi ultimi sono indubbiamente competitivi.

Ulteriori studi e sviluppi saranno di sicuro concentrati nel trovare nuovi materiali per cercare di schermare al meglio il reattore e nel migliorare ancora i sistemi di sicurezza, garantendo così non solo un futuro alla propulsione nucleare ma anche un futuro per le missioni in spazio profondo.

- William Emrich Jr., “Principles of nuclear rocket propulsion”, prima edizione, Elsevir, 2016
- Martin J.L. Turner, “Rocket and spacecraft propulsion: principles, practice and new developments, capitolo 7: la propulsione nucleare”, terza edizione, Springer, 2009
- George P. Sutton, Oscar Biblarz, “Rocket propulsion elements, capitolo 2: definizioni e concetti fondamentali”, settima edizione, Wiley, 2001
- Samuele Meschini, “Preliminary reactor design for nuclear thermal propulsion”, tesi magistrale in ingegneria nucleare, Politecnico di Torino, luglio 2019