

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria aerospaziale

## *Relazione per la prova finale*

**Confronto tra vari sistemi di propulsione chimica adottati in  
ambito spaziale**

Tutor universitario: *Professoressa Roberta Bertani*

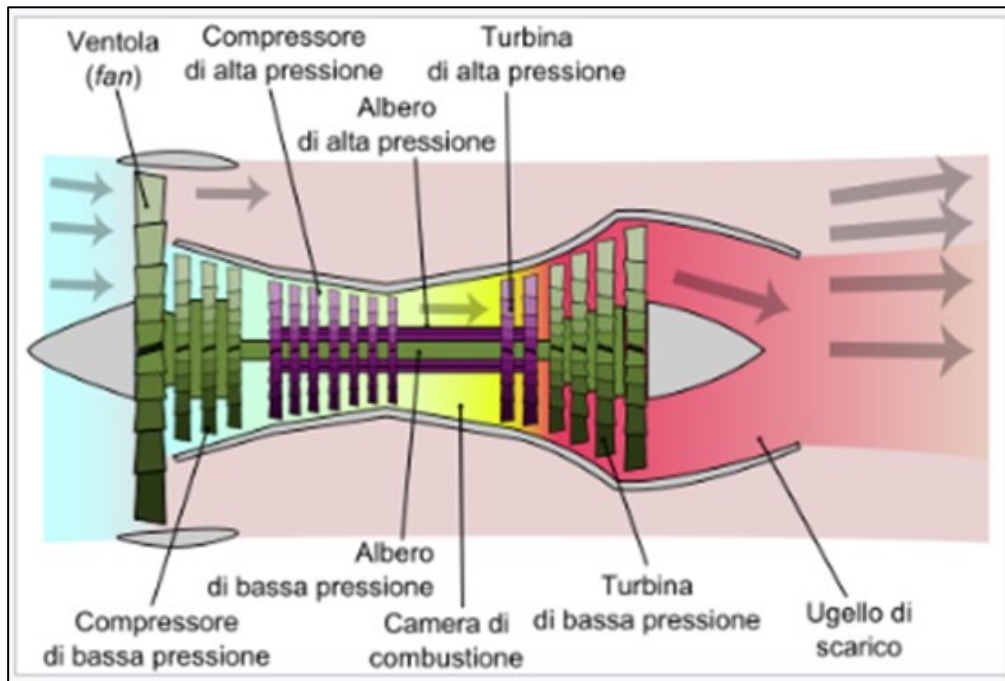
Laureando: *Lazzarini Niccolò*

Padova, 24/3/2023

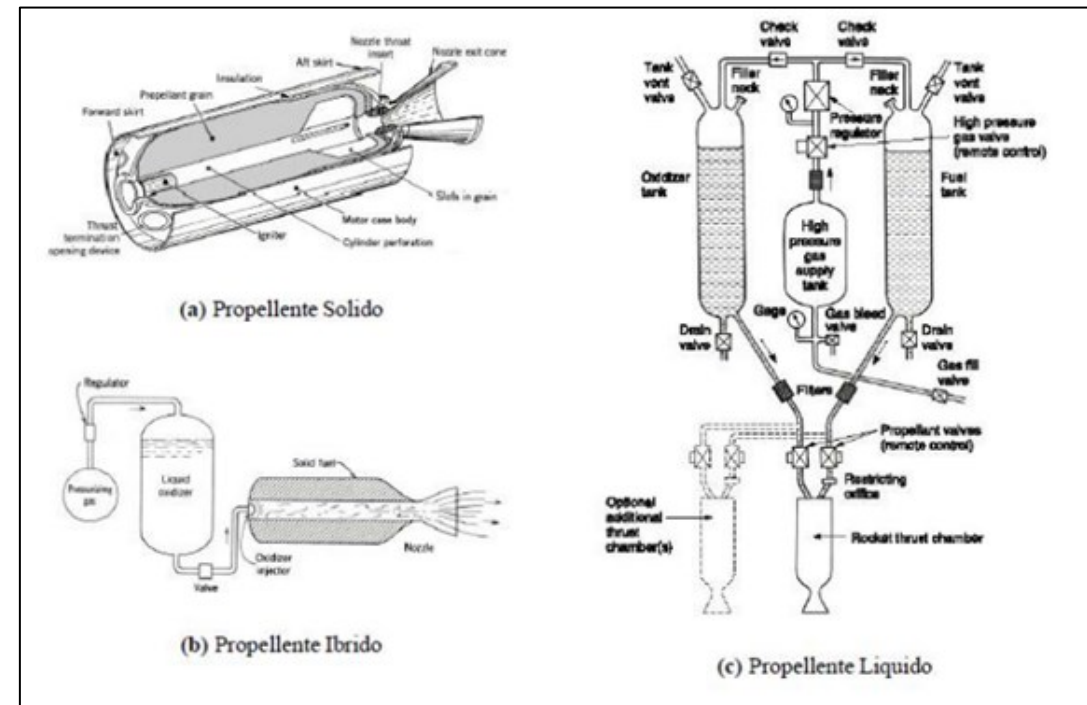
L'argomento trattato in questo studio è un confronto tra le prestazioni dei vari tipi di propellenti utilizzati in ambito spaziale. Come introduzione si è partiti da una descrizione del motore a razzo, del suo funzionamento e delle sue differenze con gli esoreattori aeronautici. La descrizione successivamente si è soffermata sui vari tipi di propellenti che possono essere sfruttati dagli endoreattori, con un opportuno approfondimento su quelli solidi, liquidi e ibridi. Dopo aver descritto uno ad uno i suddetti propellenti se ne sono evidenziate le prestazioni e i problemi, giungendo a definire quali possono essere le situazioni ottimali per il loro impiego. Alla fine dello studio quindi si è potuto evidenziare che il propellente ibrido, nonostante il suo funzionamento operativo possa essere fuori dal regime di massima efficienza, e la sua regressione della parte solida sia particolarmente lenta, risulti essere il migliore ed il più prestante in ambito spaziale.

- ✚ **Introduzione e cenni sul motore a razzo (pag 4)**
- ✚ **Relazioni e parametri funzionali di un propulsore a razzo (pag 5)**
- ✚ **Motori a razzo a propellente liquido (pag 6)**
- ✚ **Sistemi pressurizzanti per un motore a propellente liquido (pag7)**
- ✚ **Tipologie di propellenti liquidi (pag 8)**
- ✚ **Vantaggi e problemi di un sistema propulsivo alimentato a propellente liquido (pag 9)**
- ✚ **Motori a razzo alimentati da propellenti solidi (pag 10)**
- ✚ **Tipologie di propellenti solidi (pag 11)**
- ✚ **Variazioni di spinta di un propellente solido (pag 12)**
- ✚ **Vantaggi e problematiche dei propellenti solidi (pag 13)**
- ✚ **Motori a razzo a propulsione ibrida (pag 14)**
- ✚ **Tipologie di propellenti ibridi (pag 15)**
- ✚ **Vantaggi e svantaggi dei propellenti ibridi (pag 16)**
- ✚ **Conclusioni (pag 18)**
- ✚ **Bibliografia (pag 19)**

Un motore a razzo (detto anche in gergo tecnico *endoreattore*) è un motore a combustione interna. Questo significa che la combustione avviene nella camera di combustione isobara e i fumi vengono rilasciati nell'ambiente attraverso un ugello di espansione convergente-divergente dove vengono accelerati fino a 5000 m/s. La loro energia termica viene convertita in energia cinetica permettendo il movimento della navicella grazie alla terza legge di Newton. L'endoreattore si differenzia dai classici esoreattori degli aerei, che utilizzano come fluido vettore l'aria, per il fatto che esso contiene già al suo interno il comburente necessario alla reazione chimica e di conseguenza può essere utilizzato anche nel vuoto spaziale.



Un classico **esoreattore**, che assorbe e comprime il comburente (aria) dall'esterno. Esso è più leggero di un endoreattore ma non può essere usato al di fuori dell'atmosfera



Esempi più comuni di **endoreattori**. Ciascuno di essi presenta già in sede i reagenti necessari alla combustione. Rispetto agli esoreattori, questi sistemi propulsivi, sono molto più pesanti, ingombranti e con maggiori rischi di malfunzionamento

## Il motore a razzo e governato da due leggi principali:

- Il **principio di continuità** = la portata di massa elaborata dal sistema camera di combustione/ugello si conserva tra l'ingresso e l'uscita.
- Il, **principio di conservazione della quantità di moto** = la spinta generabile è direttamente proporzionale alla velocità di effusione dei fumi dall'ugello.

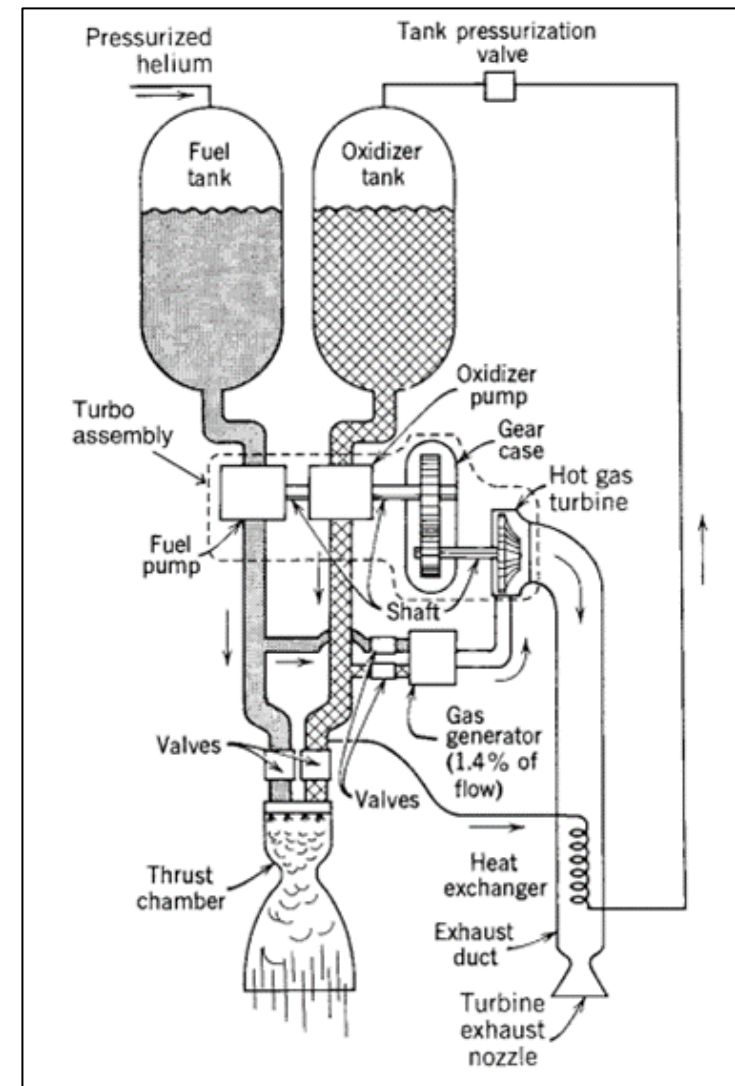
## I parametri funzionali che caratterizzano l'endoreattore sono i seguenti.

**Spinta:**  $\gamma m \cdot v_e + A_e(P_e - P_s)$  dove con  $\gamma$  si identifica un parametro descritto dall'angolo effettivo di efflusso, con  $m$  si individua la massa elaborata dal sistema, con  $A_e$  l'area di uscita dell'ugello, con  $P_e - P_s$  la differenza di pressioni tra esterno ed interno e con  $v_e$  la velocità di uscita dall'ugello

**Velocità caratteristica:**  $\sigma \sqrt{\frac{T_{cc}}{M_{cc}}}$  dove con  $\sigma$  si identifica come un parametro dipendente dal rapporto  $c_p/c_v$  del gas, con  $T_{cc}$  si intende la temperatura raggiunta in camera di combustione e con  $M_{cc}$  la massa molare del gas. Questa relazione individua quanto sono potenzialmente veloci i gas all'interno della camera di combustione, e quindi le potenziali prestazioni del motore.

**Impulso specifico:**  $\frac{S}{mg}$  dove con  $S$  si individua la spinta mentre con  $m$  la massa di propellente e con  $g$  l'accelerazione di gravità cioè un termine correttivo per esprimere l'impulso in secondi. L'impulso specifico è una grandezza che identifica l'efficienza del tipo di propulsione, maggiore è il suo valore più alta è la spinta teorica. L'impulso specifico può essere corretto sostituendo al posto della massa di propellente, la massa complessiva di tutto il sistema (massa propellente + massa payload + massa inerte) in modo tale da tenere in considerazione anche le parti della struttura che non compiono lavoro, ma servono per esempio come isolamento termico o sistemi di protezione.

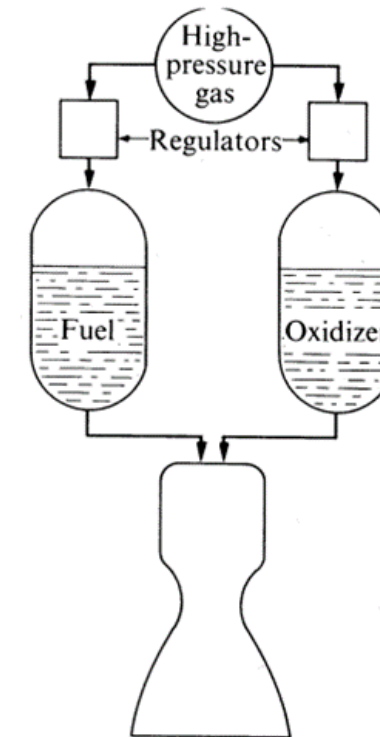
Un sistema di propulsione a propellente liquido è il più comune motore a razzo costruibile. Esso presenta una o più camere di combustione, uno o più serbatoi per immagazzinare il propellente stoccando separatamente l'ossidante dal combustibile, un sistema di pressurizzazione e un ugello supersonico convergente divergente per generare la spinta. Questo sistema propulsivo presenta inoltre un dispositivo di controllo in grado di modulare la reazione e quindi il thrust in base alla necessità. Questo sistema propulsivo si utilizza principalmente in due fasi della missione, sia come sistema accelerante per permettere generare la spinta necessaria a uscire dall'atmosfera sia come sistema di precisione, di controllo secondario dell'assetto e della posizione orbitale grazie alla possibilità di interrompere e riavviare la combustione. I tipici propellenti liquidi in genere hanno una densità di  $0,7 - 1,4 \text{ g/cm}^3$  (tranne l'idrogeno liquido, che ha una densità molto inferiore, pari a  $0,071 \text{ g/cm}^3$ ) e richiedono una modesta pressione all'interno del serbatoio ( $0,7-3,5 \text{ bar}$ ) per evitare la vaporizzazione e per ridurre la possibilità di cavitazione nelle turbopompe pressurizzanti. Comunemente per questo tipo di sistemi propulsivi si preferiscono sia un propellente con una densità abbastanza elevata in modo da ridurre il volume dei serbatoi, sia una pressione modesta all'interno degli stessi, per ridurre gli spessori.



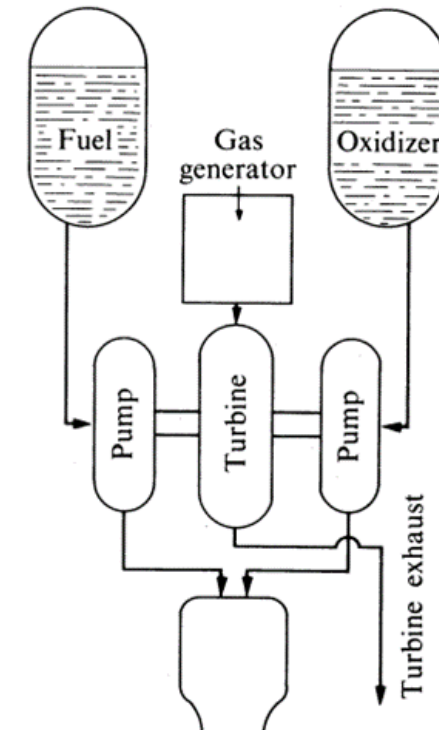
Rappresentazione semplificata di un classico sistema a propellente liquido

I sistemi pressurizzanti per un motore a propellente liquido, possono essere di due tipi:

- a) **Con serbatoi pre-pressurizzati** che sfruttano un gas (elio) pressurizzato per spingere i propellenti ad alta pressione nella camera di combustione. In questo modo si risparmia il peso e la complessità delle turbopompe, a scapito però di serbatoi più pesanti, le cui pareti devono essere più spesse per resistere alle maggiori pressioni e della massa aggiuntiva dovuta alla presenza di un serbatoio di gas pressurizzante
- b) **Con turbopompe** cioè dispositivi in grado di innalzare la pressione dei reagenti subito prima di entrare nella camera di combustione. Così facendo i serbatoi dei propellenti possono essere mantenuti a pressioni modeste con conseguente impiego di materiali più leggeri. Di contro a causa della maggior complessità di questo sistema si innalza il rischio di malfunzionamenti



(a) Gas-pressure feed system



(b) Turbopump feed system

Rappresentazione schematizzata delle due tipologie del sistema propulsivo alimentato da bipropellente liquido

I propellenti liquidi possono essere di tre tipologie:

I mono-propellenti: contengono un agente ossidante e uno combustibile in una singola sostanza, come per esempio  $H_2O_2$  o idrazina. I monopropellenti sono stabili in condizioni atmosferiche ordinarie e quindi non necessitano di serbatoi eccessivamente robusti e con pressioni particolari. Essi però sono altamente corrosivi, tossici e volatili se riscaldati. Il loro impulso specifico è intorno a 250s e 350s.

I bi-propellenti criogenici: sono gas liquefatti a bassa temperatura, come l'ossigeno liquido ( $-183^\circ C$ ) l'idrogeno liquido ( $-253^\circ C$ ). Come vantaggio essi annoverano un impulso specifico di quasi 500s, ma di contro richiedono un sistema di isolamento termico gravoso e serbatoi di grandi dimensioni a causa della loro bassa densità e quindi del loro elevato volume specifico.

I bi-propellenti stoccabili: cioè propellenti che rimangono liquidi a pressione e temperatura ambiente all'interno dei serbatoi senza necessità di alcun isolamento, come per esempio la coppia acido nitrico e tetrossido di diazoto ( $HNO_3$ ,  $N_2O_4$ ) oppure la miscela benzina-kerosene. Questi sono caratterizzati da un impulso specifico di circa 450s ma presentano lo svantaggio di generare una volta accesi vapori tossici e corrosivi per i materiali degli ugelli.



Esempio di serbatoio  
per monopropellenti



Esempio di un serbatoio per propellenti criogenici

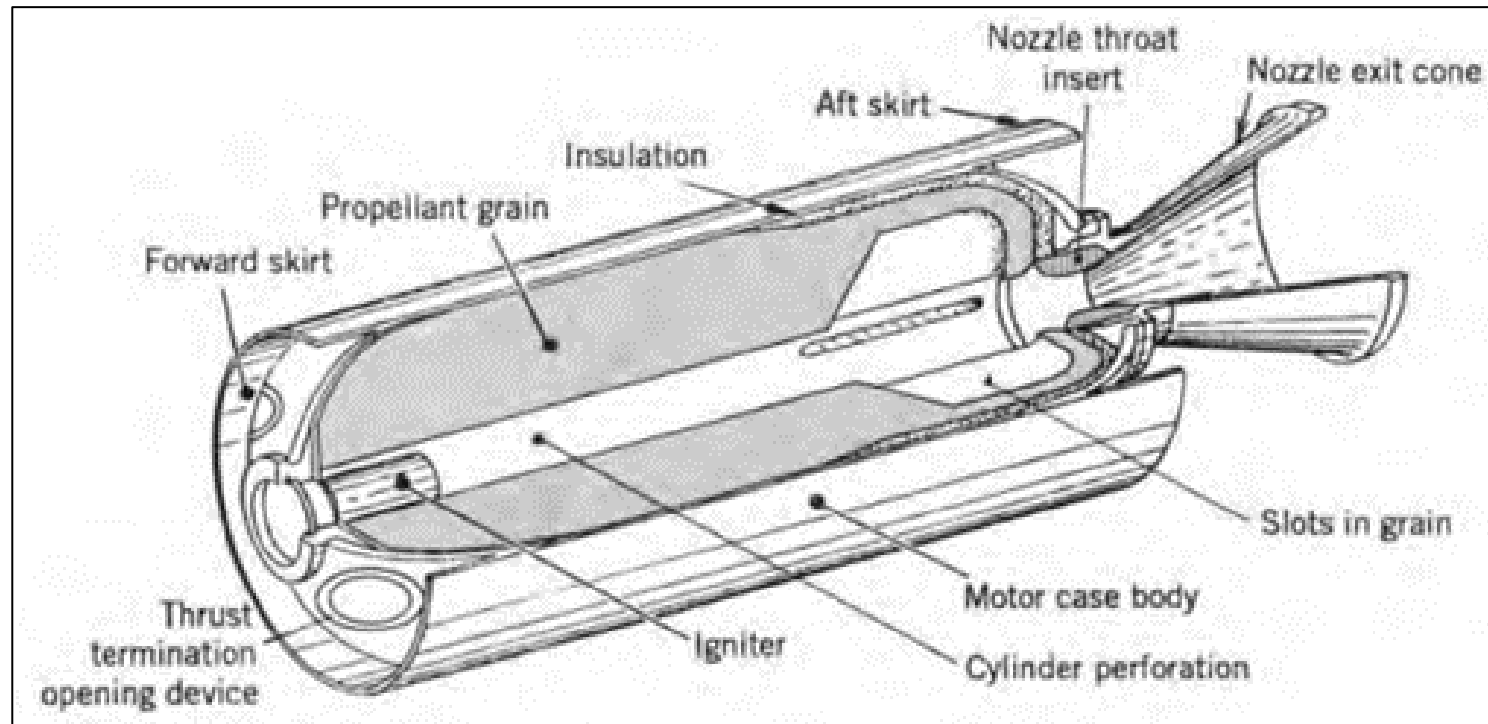


Esempio di un serbatoio per propellenti stoccabili



Vantaggi	Svantaggi
Alto impulso specifico, fino a 500s per i propellenti criogenici	Spostamento verso il basso del centro di massa, causato da movimento e consumo della massa fluida
Modulazione della spinta in tempo reale, grazie ad un controllo attivo sulla portata di propellente che entra in camera di combustione	Fenomeni di sciabordio, causati dal possibile movimento incontrollato della massa fluida all' interno del serbatoio durante il decollo, con conseguenti problemi di controllo dell'assetto
Possibilità di accensioni e spegnimenti multipli anche nel corso della stessa missione grazie al controllo attivo	Rischio cedimento dei serbatoi se essi non sono opportunamente robusti
Possibilità di test prima del lancio, evidenziando possibili malfunzionamenti	Problematiche in micro gravità, poiché c'è il rischio che le pompe in tali condizioni assorbano anche i gas presenti nei serbatoi, andando fuori giri
	Esplosività, soprattutto per l' idrogeno
	Problematiche criogeniche, causate dalla bassa temperatura dei propellenti
	Lentezza nei preparativi pre-lancio, a causa della natura dei reagenti
	Maggior sofisticatezza rispetto ai sistemi a propellente solido

Il motore a razzo a combustibile solido essenzialmente è costituito da un involucro riempito di propellente e corredato di un ugello in corrispondenza della sezione d'uscita dei gas prodotti dalla combustione. La massa di propellente contiene sia il combustibile che il comburente così da determinare una completa combustione autoalimentata. La spinta del motore a razzo a combustibile solido non può essere regolata: dipende dalla forma impressa alla superficie del propellente solido chiamato grano e dalla velocità di combustione. Maggiore è la superficie esposta (superficie di combustione) e la velocità di combustione, maggiore è la spinta del motore. La velocità di combustione è strettamente legata al tipo di propellente utilizzato e alla pressione di esercizio (pressione di combustione). Un motore di un razzo a combustibile solido, ben progettato, ha tipicamente un impulso specifico di 270 secondi. I propulsori a combustibile solido possono fornire quindi una modesta spinta elevata a costi relativamente bassi.



Rappresentazione semplificata di un sistema propulsivo alimentato da combustibili solidi

## Propellenti a polvere nera

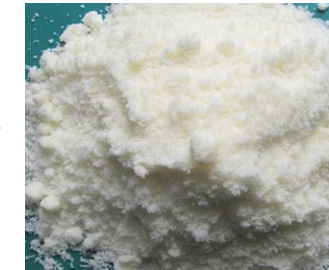
Composta da carbone vegetale (combustibile), nitrato di potassio (ossidante) e zolfo (additivo). A causa della sensibilità alla e per le scarse prestazioni, la polvere nera non viene impiegata in propulsori di razzi con impulso superiore a 40 s



Esempio di  
propellente a  
polvere nera

## Propellenti «dolci»

I propellenti dolci sono costituiti generalmente da un ossidante (tipicamente nitrato di potassio) e un combustibile zuccheroso (tipicamente destrosio, sorbitolo o saccarosio). Essi sono fusi assieme ed impacchettati in forma di colloide amorfo. Essi generano un impulso medio-basso di circa 130 secondi.



Esempio di  
nitrato di potassio

## Propellenti a doppia base

Tipicamente viene impiegata nitrocellulosa dissolta in un gel di nitroglicerina e solidificata tramite additivi; sono impiegati in applicazioni dove sono necessarie prestazioni medio-alte (impulso specifico di circa 235s). L'aggiunta di combustibili metallici (come alluminio) può aumentare le prestazioni (circa a 250s).



Esempio di nitro  
glicerina solidificata

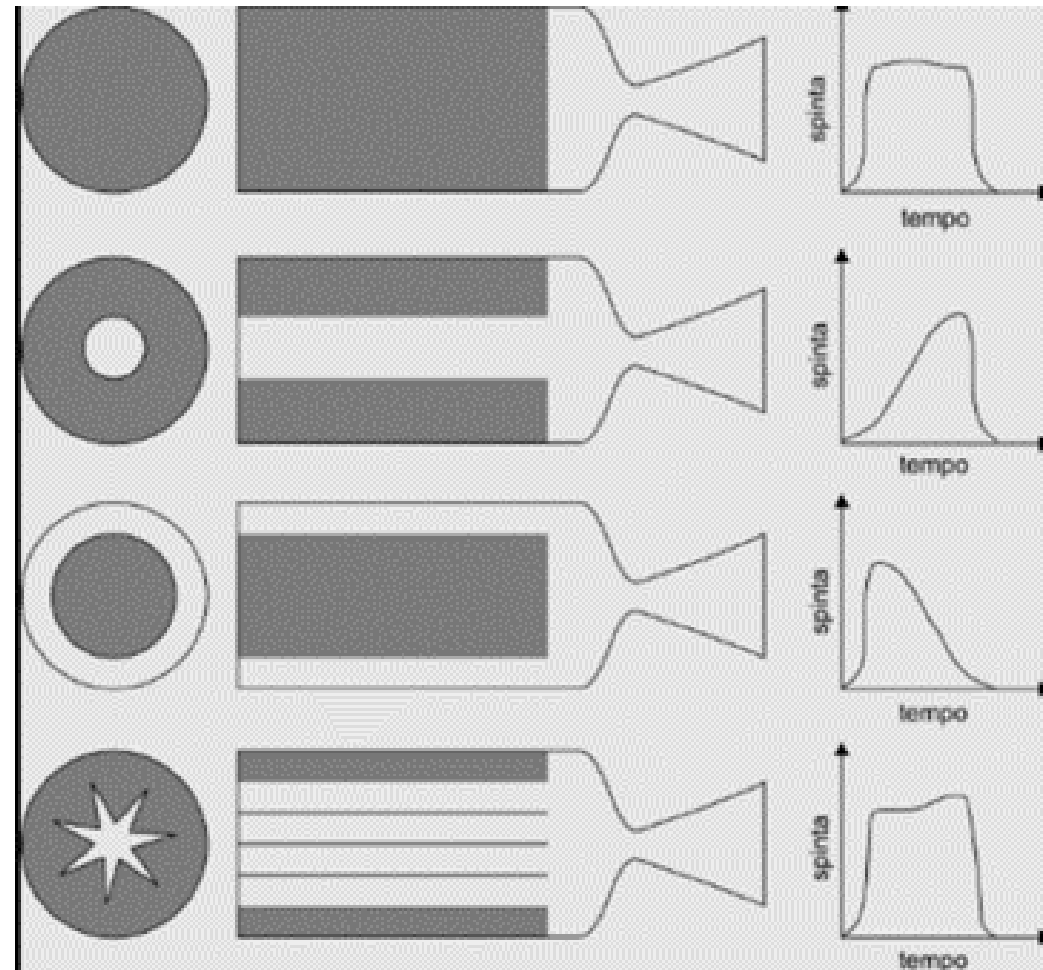
## Propellenti compositi

Essi sono formati da un ossidante e un metallo in polvere mescolati assieme e legati con un composto che agisce anche come combustibile. I propellenti compositi sono spesso costituiti da nitrato d'ammonio o perclorato d'ammonio. Il primo fornisce prestazioni medie cioè un impulso di 210s mentre il secondo di circa 265s.



Esempio di Nitrato  
d'ammonio

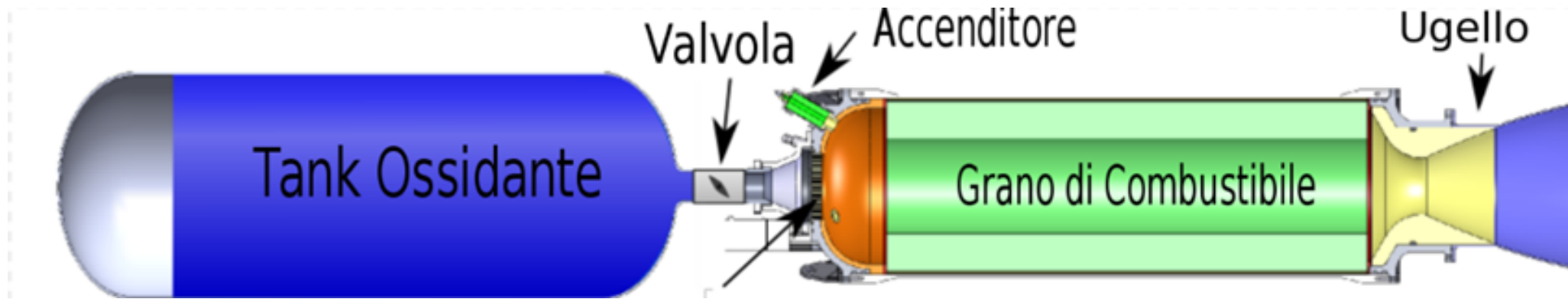
La geometria del combustibile all'interno camera gioca un ruolo fondamentale nella distribuzione della spinta. Infatti sia la parte del carburante esposto alla parte centrale della camera che la sua quantità cambieranno durante la combustione. La non idealità della reazione di combustione causa però asimmetrie, che possono essere corrette dal sistema di controllo tramite attuatori.



Rappresentazione semplificata di come varia la spinta in funzione della superficie di combustione del grano

Vantaggi	Svantaggi
Semplicità costruttiva ed ingegneristica	Necessità di avere pressioni più elevate nella camera combustione, rispetto ai propellenti liquidi
Affidabilità durante l' utilizzo, grazie alla presenza contemporanea di combustibile e ossidante nella camera di combustione	Impulsi specifici modesti (fino 250 s)
Possibilità di essere immagazzinati per lunghi periodi grazie alla natura statica del propellente	Impossibilità di interrompere o modulare la combustione una volta avviata, per i dispositivi più classici
Modello prevedibile di combustione, grazie alla geometria predefinita dei grani	Fragilità del propellente, che frantumandosi genera un aumento istantaneo della superficie di combustione, generando pressioni critiche per l' involucro
Costi operativi modesti	Eccessivo danneggiamento ambientale a causa del rilascio ingente di composti del carbonio, come $CO$ o $CO_2$
	Necessità di un ablativo per proteggere l' ugello a causa dei gas caldi corrosivi
	Necessità di sistemi di raffreddamento per la parte convergente dell' ugello

Un razzo a propellenti ibridi è un endoreattore con un motore che impiega propellenti in diversi stati della materia: uno in forma solida e l'altro in forma gassosa o liquida. Nella sua forma più semplice, un razzo ibrido è composto da un contenitore in pressione contenente il propellente liquido, una camera di combustione contenente il propellente solido e una valvola che li isola. Generalmente il propellente liquido è l'ossidante, mentre quello solido è il combustibile, in modo tale da aumentare l'efficienza del sistema



Rappresentazione schematizzata di un sistema a propellente ibrido

Generalmente i propellenti maggiormente utilizzati sono:

- Il perclorato di ammonio, come ossidante, in combinazione con combustibili solidi come la paraffina, che permettono l'impiego di additivi ad alta energia come alluminio, litio o idruri metallici per incrementare l'impulso specifico
- L'ossigeno o l'ossido d'azoto in forma liquida o gassosa. Questi due reagenti di solito si impiegano con i combustibili come il polibutadiene o la paraffina ottenendo buone efficienze nella spinta



Esempio di grani di  
paraffina



Esempio di grani di  
polibutadiene

I vantaggi dei propellenti ibridi si possono individuare sia rispetto ai propellenti solidi che rispetto a quelli liquidi.

## Vantaggi rispetto ai propellenti liquidi

Maggior semplicità meccanica: essi, infatti, richiedono solo un singolo reagente liquido, di conseguenza minori sistemi idraulici, minori valvole ed operazioni più semplici della regolazione in mandata.

Densità maggiore dei combustibili: i combustibili solidi hanno generalmente una densità superiore rispetto a quelli liquidi e di conseguenza occupano minori volumi.

Possibilità di inserire additivi metallici: i metalli con alta energia, come alluminio, magnesio, litio o berillio possono essere facilmente incorporati nei grani di combustibile

## Vantaggi rispetto ai propellenti solidi

Superiore impulso specifico teorico (350s /450s)

Minor pericolo di esplosione: grazie alla completa separazione dei reagenti.

Maggior versatilità: l'accensione, lo spegnimento, il riavvio e la modulazione della spinta sono possibili tramite un controllo appropriato dell'ossidante

Minor tossicità: in questi sistemi propulsivi si possono impiegare come ossidanti anche l'ossigeno liquido e l'ossido d'azoto meno tossici rispetto ai comburenti impiegati nei motori solidi.



## Svantaggi

Rapporto ossidante/comburente: con un flusso costante dell'ossidante, il rapporto tra il tasso di combustibile e ossidante utilizzati, tende a modificarsi, determinando una instabilità nella spinta

Basso tasso di regressione dei combustibili. Il tasso di regressione è la velocità con cui diminuisce la parte solida del propellente. Questo comporta un minor impulso specifico

Ritorno di fiamma: gli ossidanti che si decompongono in modo esotermico, come l'ossido d'azoto o il perossido d'idrogeno, possono causare il ritorno di fiamma dalla camera di combustione verso l'iniettore, accendendo l'ossidante e provocando l'esplosione del serbatoio.

Hard start: questo fenomeno è causato da un eccesso di ossidante nella camera di combustione, negli istanti prima dell'accensione.

Si può concludere questa trattazione affermando che ciascuna missione spaziale presenta delle caratteristiche uniche e quindi degli unici e particolarissimi requisiti. Per questo motivo tenendo conto anche dell'aspetto economico oltre che di quello ingegneristico, si può affermare che è impossibile individuare in modo univoco e arbitrario un sistema propulsivo, tra quelli sopra descritti, adatto a svolgere tutte le possibili tipologie di missione, mantenendo positivo il rapporto costi benefici.

Si possono però individuare alcune situazioni generali dove è preferibile usare un tipo di sistema propulsivo piuttosto che un altro.

- Si cerca di utilizzare un sistema a **propellente solido** quando i requisiti di missione richiedono bassi ingombri, buona affidabilità e alta stoccabilità, tutto questo però accettando bassi impulsi specifici, scarsa efficienza e modesta manovrabilità.
- Quando gli space drivers richiedono alta efficienza, alti impulsi specifici, ripetibilità nel ciclo di accensione e modesta versatilità si opta verso un sistema di spinta alimentato a **propellente liquido**, sacrificando però la semplicità e il risparmio economico, a causa della necessità di avere sofisticati e costosi sistemi pressurizzanti ed isolanti.
- Nel momento in cui però la missione richiede contemporaneamente, ingombri modesti, buona efficienza ed affidabilità, si punterà ad utilizzare un sistema a **propellente ibrido**. Proprio grazie a questa versatilità questo tipo di sistema nonostante abbia impulsi specifici minori rispetto sistemi a propellente liquido, si pone in modo preponderante, anche grazie al suo minor impatto ambientale, come il sistema propulsivo chimico di maggior rilevanza per il futuro della esplorazione spaziale.

- *Rocket Propulsion Elements di George Paul Sutton*
- *Propellants Explosives Pyrotechnics da professor A Bailey e Dr S. G. Murray*
- *Propellants and Explosives thermochemical Aspects of Combustion di Naminosuke Kubota*
- *Appunti di lezione del corso di «Chimica per ingegneria aerospaziale» e di «turbomacchine»*