

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale
***«Prestazioni di propellenti liquidi per motori
di razzi a detonazione rotante (RDRE) »***

Tutor universitario: Prof. Roberta Bertani

Laureando: *Massimo Secco*

Padova, 24/09/2024

Gli **RDRE** rappresentano una tecnologia in fase di sviluppo che è stata studiata negli ultimi anni da varie aziende e università. Permettono di ricavare una maggior quantità di energia dal combustibile rispetto ad un razzo tradizionale sfruttando un'onda di detonazione continua che ruota attorno ad un ugello aerospike.

Grazie all'impiego della detonazione si stimava un guadagno in potenza di circa il 25%, ed essendo il motore più compatto e leggero, una riduzione del peso totale al decollo dell'8%.

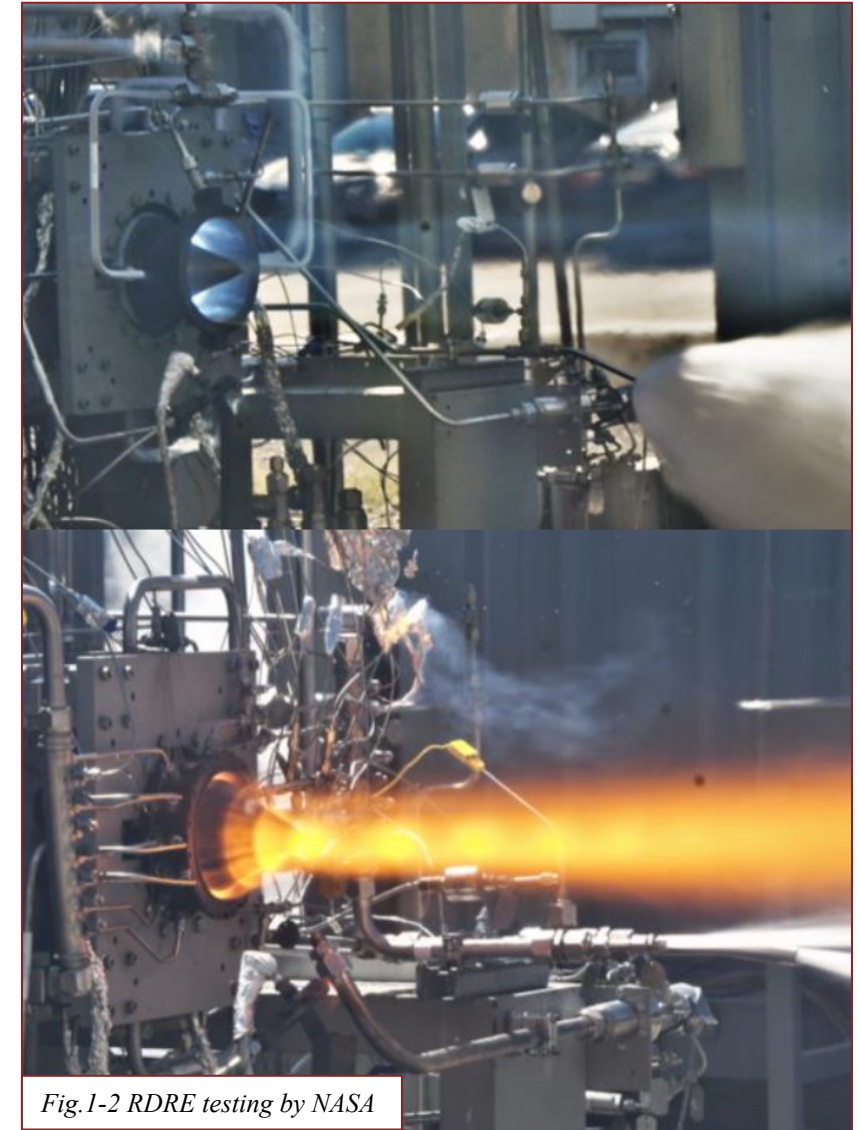
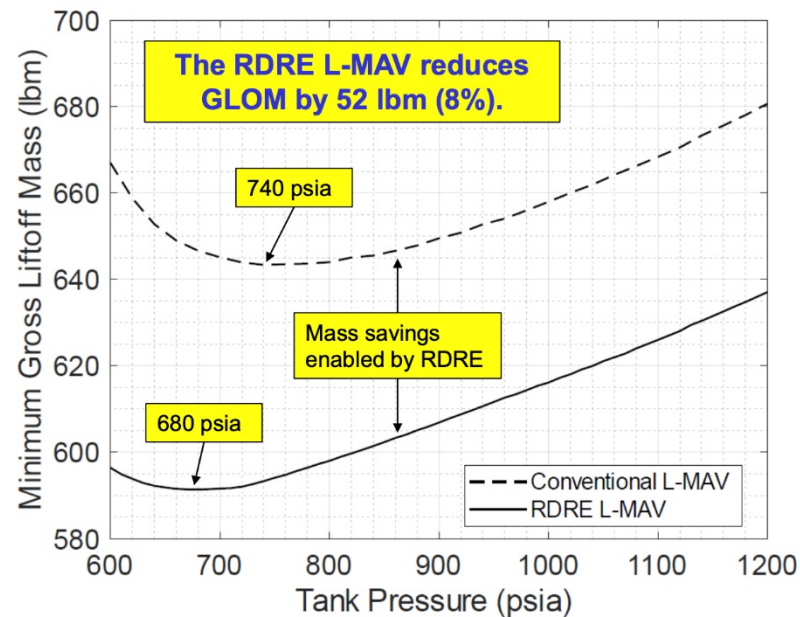
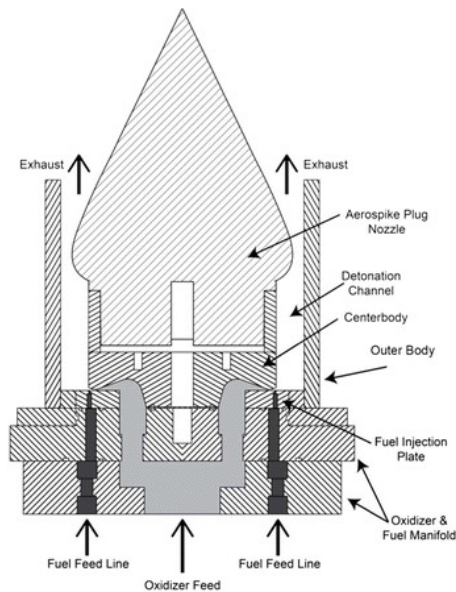


Fig.1-2 RDRE testing by NASA

L'equazione di Rankine-Hugoniot per gas ideali in deflusso monodimensionale stazionario, esprime l'energia in funzione di pressione e densità durante il fenomeno.

$$h_2 - h_1 = \frac{1}{2}(p_2 - p_1)(1/\rho_1 + 1/\rho_2)$$

La **curva di Hugoniot** traccia i punti volume specifico-pressione di un'onda di combustione in un processo adiabatico.

Lungo questa curva sono possibili due tipi di combustione:

- la *detonazione*, che aumenta sia pressione che densità del fluido
- la *deflagrazione*, nella quale diminuiscono entrambe.

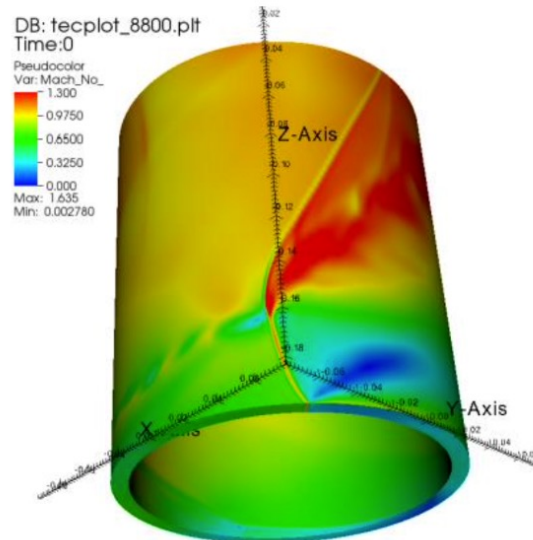
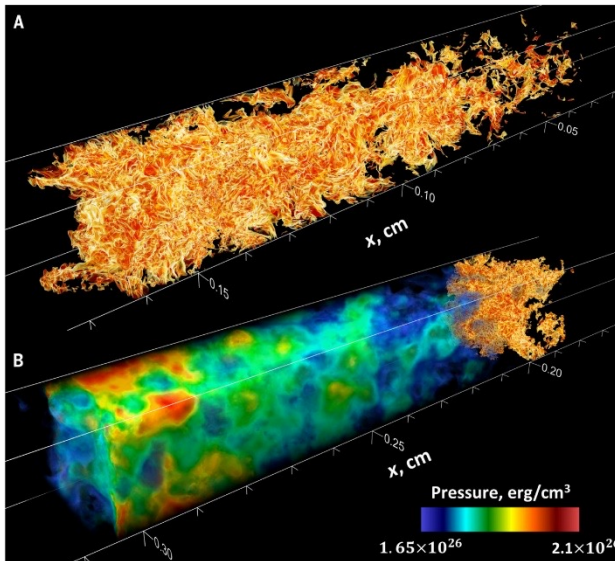
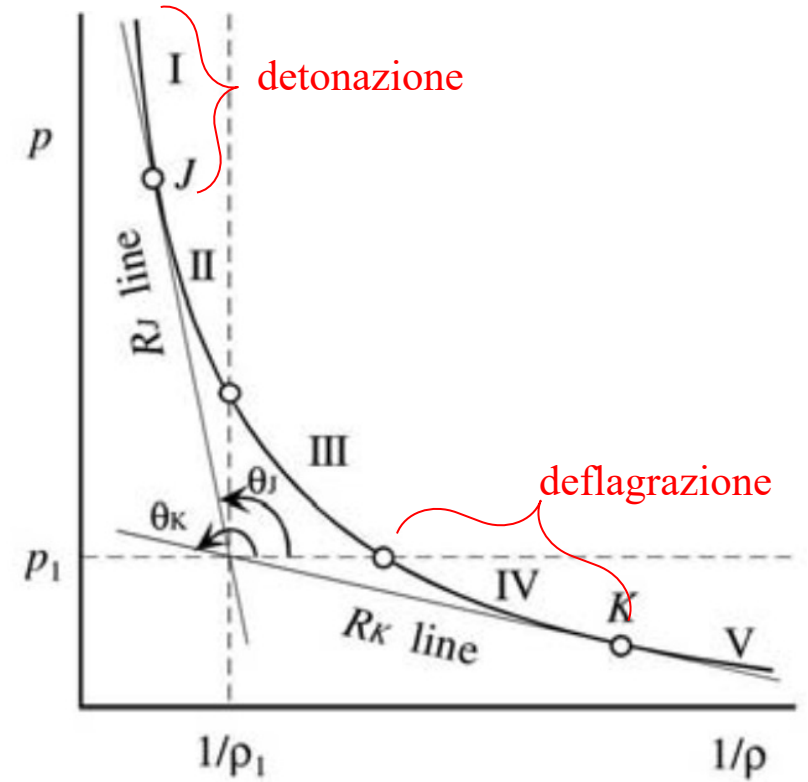


Fig.3 Scarico in deflagrazione
Fig.4 Onda di detonazione rotante

L'onda di detonazione genera un ulteriore aumento di temperatura e pressione che rappresenta il guadagno d'energia di un motore a detonazione.



Il **Chapman-Jouguet point (CJ)** rappresenta il punto posteriore all'onda, oltre il quale le caratteristiche fluide si stabilizzano e la velocità raggiunge quella del suono nel fluido.

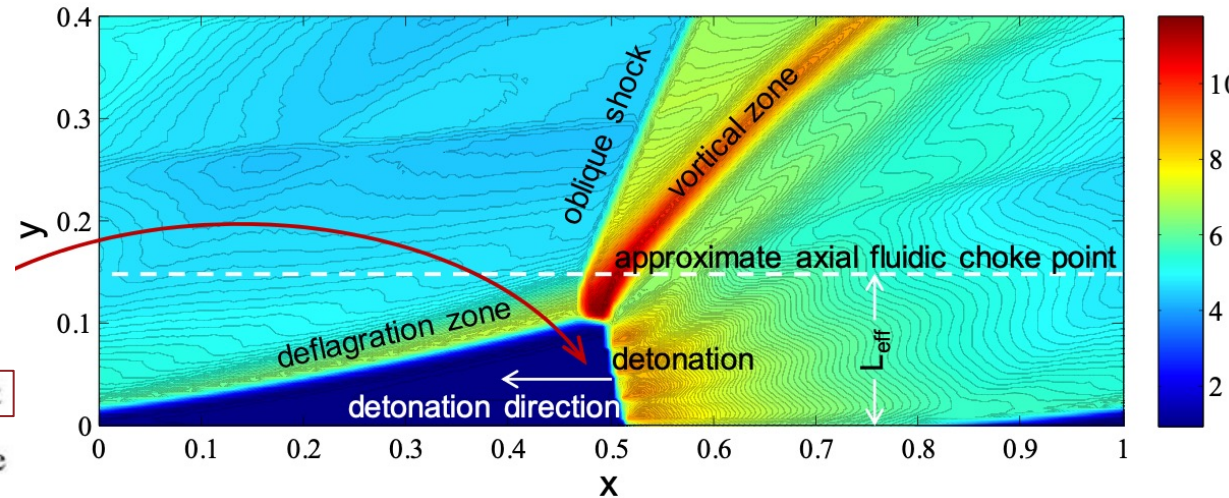
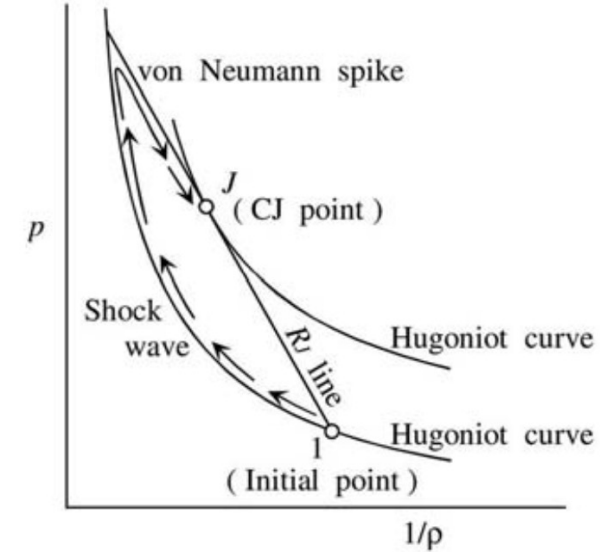
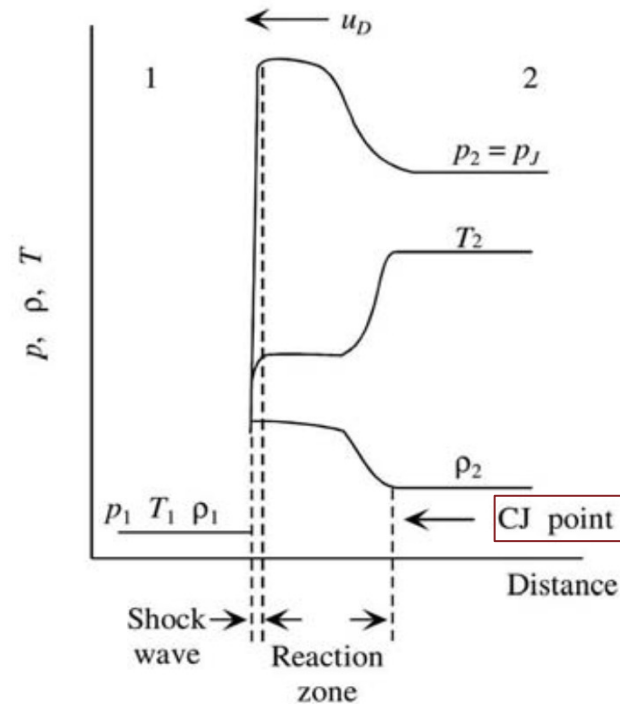


Fig.5 3 onde (sopra) e 2 onde (sotto) in corotazione

Fig.6 Analisi CFD di onda in detonazione di un deflusso monodimensionale

Presso *NASA Marshall Space Flight Center, Huntsville, AL* sono stati svolti dei test con l'obiettivo di quantificare le prestazioni di questa tecnologia in termini di:

- carico termico,
- cicli di lavoro,
- efficienza di combustione,
- caratteristiche di detonazione,
- la spinta globale del motore,
- tipi di iniettori

I combustibili studiati sono **GH₂** e **LCH₄** usando **LOx** come ossidante.

I principali obiettivi raggiunti sono stati:

- ✓ l'accensione dei motori per un totale di 18 avviamenti e 802s di accensione
- ✓ un singolo test a massima potenza, che ha raggiunto i 14500N di spinta (usando LCH₄/LOx)
- ✓ tre test che hanno dimostrato il funzionamento del sistema di iniezione e controllo di spinta
- ✓ Il calcolo della completezza della combustione, tramite la velocità caratteristica dei fumi, che ha superato il 90%.



Fig.7 Motore V2 prima dei test

Sono state sviluppate e testate **due versioni differenti del motore**, V1 e in seguito V2: infatti presentano un sistema di iniezione, di raffreddamento e dimensioni della camera di combustione diverse.

In entrambe le camere di combustione e negli iniettori sono stati impiegati materiali nuovi termoresistenti quali GRCop-42 e GRCop-84.

Quest'ultimi sono leghe di rame ad alta conducibilità e resistenza sviluppate appositamente per camere di combustione per razzi, 42 o 84 sta a indicare la rispettive percentuali di cromo e niobo (es. GRCop-42: 4% cromo e 2% niobo).

Furono svolte 2 fasi in varie configurazioni:

- **Fase 1**, si occupava di verificarne il funzionamento utilizzando l'idrogeno
Risultato: il motore ha raggiunto una pressione in camera di combustione di 17 atmosfere; grazie alle nuove leghe metalliche si è riusciti a gestire la potenza termica dell'idrogeno gassificato e testare la camera di combustione a varie pressioni e MR (mixture ratios).
- **Fase 2**, test delle prestazioni usando il metano come propellente
Risultato: la pressione massima raggiunta in camera di combustione è stata di circa 43 atmosfere con un rapporto di mescolamento pari a 3.6. In questi test si sono osservate le onde di detonazione e se ne sono calcolate le velocità (fino a quasi 1500 m/s).

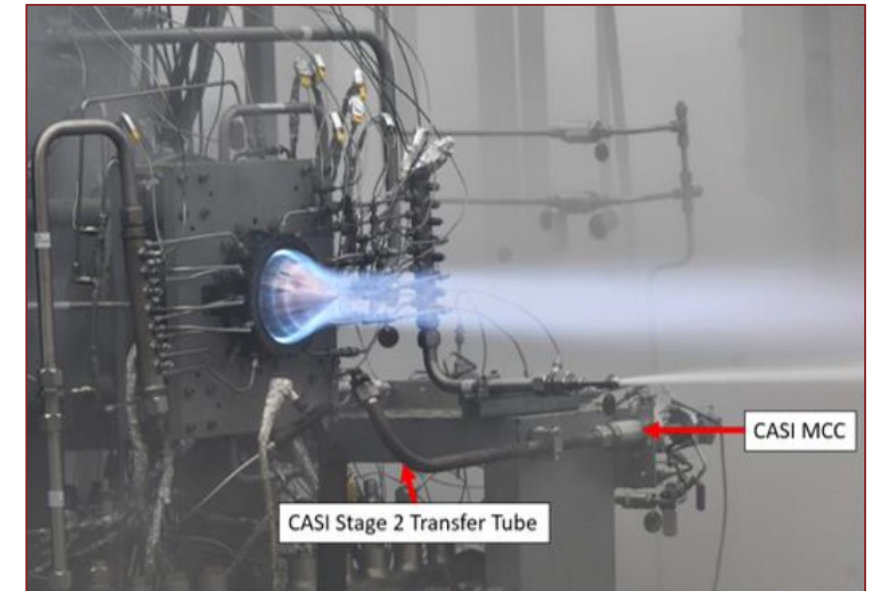


Fig. 8-9 V1 combustion chamber e V2, in basso, durante la seconda fase dei test

I test sono stati un successo per vari motivi:

- Si sono manifestate multiple onde di detonazione
- I nuovi materiali hanno dimostrato di saper resistere le alte temperature e pressioni delle onde di detonazione
- Il nuovo sistema di iniezione CASI (*Compact Augmented Spark Igniter*) ha funzionato correttamente
- Si è visto che la completezza della combustione era equivalente a quella di una camera a combustione a pressione costante, ma con lunghezza caratteristica inferiore
- La variazione delle caratteristiche d'onda non ha avuto conseguenze in termini di spinta

Tuttavia, nonostante alcuni test siano andati a buon fine, il numero di accensioni svolte senza intoppi non è ancora sufficiente per trarre conclusioni definitive sulle prestazioni dei propellenti e del motore. Durante i test, infatti, si sono verificati più incendi e perdite d'acqua, che hanno alterato i risultati. Per questo motivo, la NASA ha pianificato ulteriori test e simulazioni CFD per ottimizzare le prestazioni di iniettori e ugello.

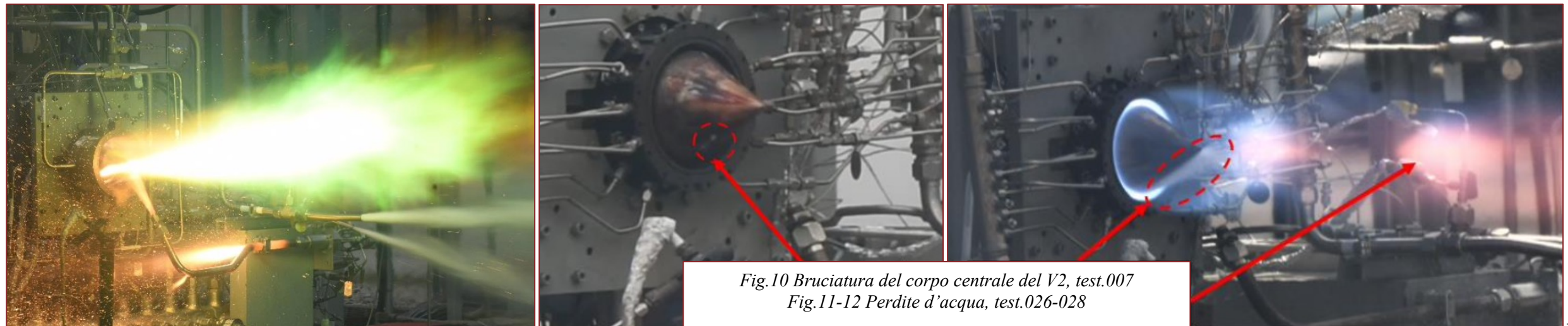


Fig.10 Bruciatura del corpo centrale del V2, test.007
Fig.11-12 Perdite d'acqua, test.026-028

In questo contesto, il **metano** si presenta come un propellente particolarmente promettente, già utilizzato da aziende come SpaceX e Blue Origin per diversi motivi:

- La combinazione di **metano liquido** (LCH_4) e **ossigeno liquido** (LOx) è vantaggiosa perché entrambi possono essere conservati alla stessa temperatura, riducendo la necessità di isolamento termico;
- Il metano è un combustibile relativamente **sicuro** sia per l'ambiente che per l'uomo, a differenza di altre sostanze come l'idrazina (N_2H_4), che è cancerogena, o il fluoro (F_2), che è velenoso;
- Essendo la molecola di idrocarburo più semplice, con un solo atomo di carbonio, il metano genera **meno prodotti secondari** durante la combustione, riducendo il rischio di intasamento del motore rispetto a combustibili come l'RP-1, che è composto da lunghe catene di carbonio;
- Anche se il metano è meno energetico e produce una **combustione più fredda**, offre un ISP (Impulso Specifico) più alto;
- Rispetto all'idrogeno, il metano è più denso, seppur meno rispetto ad altri idrocarburi, e ha un **costo contenuto**.



Fig.13 Blue origin BE-4



Fig.14 Starship launch

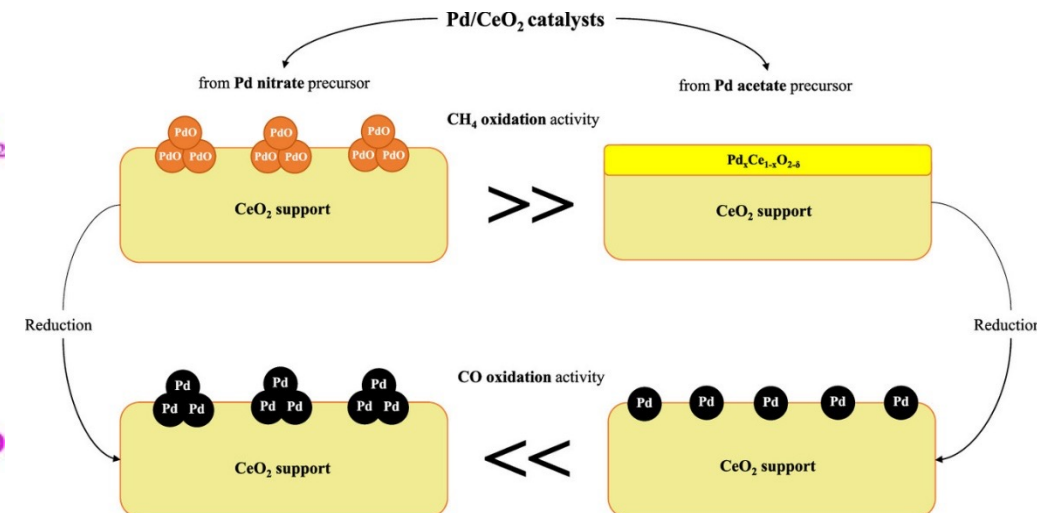
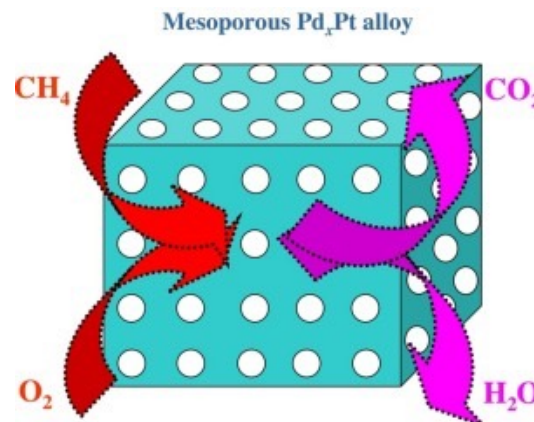
È noto che la combustione a temperature elevate accelera l'ossidazione del metano riducendo la produzione dei composti intermedi e favorendo una velocità caratteristica più elevata in uscita all'ugello.

Tuttavia il processo di ossidazione del metano è molto lungo e lento rispetto all'ossidazione degli altri idrocarburi.

La combustione avviene per mezzo di due processi principali: l'ossidazione dei radicali del metile e l'ossidazione dell'etano. Il processo viene rallentato a causa dell'accumulo dei composti più lenti da ossidare, come il CO, che necessitano del radicale ossidrile contrastando l'ossidazione di nuovo metano.

Spesso per ottimizzare la combustione dei propellenti vengono impiegati additivi in **berillio** e **alluminio** in grado di migliorare la velocità di reazione (9-18%), aumentare la stabilità della detonazione e ridurre la formazione di sottoprodotti indesiderati.

Il *National High Technology Research and Development Program of China (2017)* ha scoperto una lega mesoporosa (fori di 13-19nm) di Pd_xPt in grado di agire come catalizzatore per la reazione di combustione del metano, accelerandone l'ossidazione. Un'ulteriore ricerca, svolta in Korea (2022), ha mostrato che il catalizzatore Pd/CeO_2 sia in grado di facilitare l'ossidazione sia del CH_4 che del CO accelerandone combustione e riducendo le emissioni.



Sebbene il metano sia un ottimo combustibile in termini di sicurezza, trasporto e prodotti di combustione, è possibile cambiare molecola per ottenere maggiore spinta o impulso specifico.

Una accurata scelta può favorire una detonazione più controllata e continua, permettendo un'analisi più accurata delle prestazioni.

La **maggior parte degli idrocarburi** può essere applicata come combustibile per razzi, tuttavia le loro qualità fisiche e composizioni chimiche possono variare a seconda di tipo di petrolio usato per la raffinazione, processi chimici usati e accuratezza dei controlli effettuati sul prodotto. Una recente ricerca tra varie università americane e NASA ha dimostrato la possibilità dell'impiego di RP-1 e GOx in un RDRE, ottimizzando il sistema di iniezione tramite l'osservazione della chemiluminescenza dei radicali OH.



Fig.15 Impianto di estrazione del petrolio Brent, Nord Sea

Altri combustibili utilizzabili sono:

- **Idrogeno** (H_2), se bruciato con ossigeno liquido o fluoro liquido fornisce la maggior quantità di energia per unità di massa, tuttavia ha una densità e temperatura di liquefazione molto basse;
- **Monometil-idrazina** (CH_3NHNH_2) è un composto liquido simile all'idrazina, viene usata con N_2O_4 come ossidante, è molto più resistente alle onde d'urto, tuttavia trasferisce bene il calore;
- **Idrossilammonio nitrato** (NH_3OHNO_3) ha una minor tossicità e una buona densità energetica.

Cambiare tipo di ossidante rappresenta una scelta giustificata dal tipo di combustibile in uso, nel caso del metano un ossidante in grado di fornire la maggior quantità di radicali ossidrilici sarà più favorevole alla combustione.

Ossidanti alternativi:

- Tetrossido di diazoto (N_2O_4), tossico, difficile da maneggiare;
- Protossido di azoto (N_2O), un'ossidante meno efficace ma più sicuro;
- Acido nitrico (HNO_3), sottoforma di RFNA (Red Fuming Nitric Acid), solitamente combinato con l'idrazina, è corrosivo, tossico e molto reattivo;
- Perossido di idrogeno (H_2O_2), utilizzabile sia come monopropellente che come ossidante per H_2 , corrosivo, è ottimale per varie caratteristiche operative, ma va chimicamente stabilizzato per minimizzare la decomposizione.



Fig.16 Proton-K, utilizzando N_2O_4 come ossidante



Fig.17 X-15, usava H_2O_2 in decomposizione per muovere il sistema di pompaggio del combustibile

Nel 2022-23, la NASA ha condotto test significativi su motori a detonazione rotante, una tecnologia innovativa e ancora in fase di sviluppo, ma che promette vantaggi notevoli. Un aspetto interessante di questa ricerca è l'impiego del metano come propellente alternativo a combustibili tradizionali come RP-1 e H₂.

SpaceX, ad esempio, sta puntando sul metano in previsione di future missioni su Marte, poiché può essere prodotto in loco con relativa facilità.

Ogni tipo di combustibile, incluso il metano, presenta vantaggi e svantaggi, influenzando prestazioni ed emissioni. La scelta del propellente ideale dipende sempre dalle specifiche della missione, dai requisiti tecnici e dalle normative ambientali.



Fig.18 Starship launch facility, Texas, USA

1. Michael Presman, Alon Gany. «*Consideration of fuel and oxidizer combinations for mass and volume limited hybrid rocket motors*», 2024
2. Kuhl, A. L., & Ferguson, R. E. (2005). «*Detonation Properties of Hydrogen Peroxide Combustion*». *Journal of Propulsion and Power*.
3. Xingtian Zhao, Yuxi Liu, Jiguang Deng, Peng Xu, Jun Yang, Kunfeng Zhang, Zhuo Han, Hongxing Dai. «*Mesoporous PdPt alloys: High-performance catalysts for methane combustion*», 2017
4. Sangbeom Yoo, Eunwon Lee, Gyu Hyun Jang, Do Heui Kim. «*Effect of Pd precursors on the catalytic properties of Pd/CeO₂ catalysts for CH₄ and CO oxidation*», 2022
5. Robert B. Wang, Alexander Suppiah, James Braun, Christopher A. Fugger, Sukesh Roy, H. Douglas Perkins, Guillermo Paniagua, Venkat Athmanathan, Terrence R. Meyer. «*Characterization of an optically accessible RP/GOx rotating detonation engine*», 2024
6. George P. Sutton, Oscar Biblarz. E. (2001) «*Rocket Propulsion Elements*». Seventh edition.
7. Irvin Glassman, Richard A. Yetter. E. (2008) «*Combustion*». Fourth edition.
8. Martin J.L. Turner. «*Rocket and Spacecraft Propulsion*», 2009
9. Naminosuke Kubota. «*Propellants and Explosives*», 2007
10. Michael Cooper. «*Analysis of Integrated Spacecraft Performance Using a Rotating Detonation Rocket Engine*», 2024
11. Benjamin Austin and Stephen Heister, Thomas Teasley, Tessa Fedotowsky, Paul Gradl «*Current State of NASA Continuously Rotating Detonation Cycle Engine Development*», 2023