

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale
«Ottimizzazione del processo di combustione
nei Pulse Detonation Engines»***

Tutor universitario: Prof. Roberta Bertani

Laureando: *Emanuele Zampieri*

Padova, 16/07/2024

I motori a detonazione pulsata (Pulse Detonation Engines, PDE) rappresentano una classe avanzata di propulsori aerospaziali che sfruttano le onde di detonazione per la generazione di spinta. Contrariamente ai motori a combustione continua come i turbogetti e i razzi tradizionali, i PDE operano mediante cicli ripetuti di detonazione ad alta frequenza, producendo impulsi di spinta altamente energetici.

Le nuove tecnologie e l'avanzato studio dei materiali tramite software di simulazione, FEM e CFD, permettono un notevole progresso e avanzamento dello stato dell'arte di questi motori, che hanno iniziato a prendere piede ancora nel XX secolo. La complessa dinamica dovuta alle alte pressioni in gioco e le onde d'urto formate in seguito alla detonazione era prima difficile da prevedere e per lo più soggetta ad analisi sperimentale, influenzando i costi di progetto e limitandone la progettazione.



LONG-EZ «BOREALIS»

Prototipo di Pulse Detonation Engine per applicazione aeronautica. Collaudato nel 2008 dall'Air Force Research Laboratory (AFRL) e Innovative Scientific Solutions Incorporated (ISSI). Detonazione a 80 Hz, 890 N.



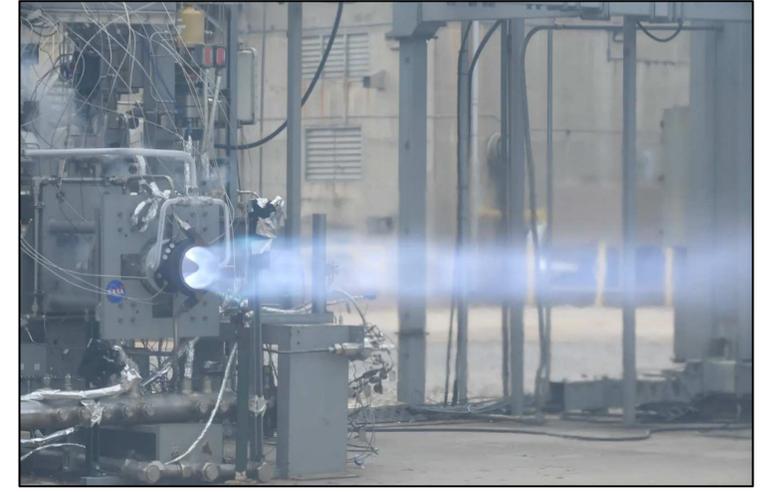
JAXA S-250

Nel 2021 l'azienda giapponese JAXA ha testato un razzo costituito da un RDE come motore principale e un PDE ausiliario. L'obiettivo è stato la raccolta di dati per migliorarne le performance future.



NASA'S 3D PRINTED RDRE

Test in scala condotto nel 2023 in Alabama per un tempo complessivo di 251 secondi. Ha prodotto 25800 N di spinta, dimostrandone l'efficienza e la possibilità di utilizzo per il touchdown dei lander.

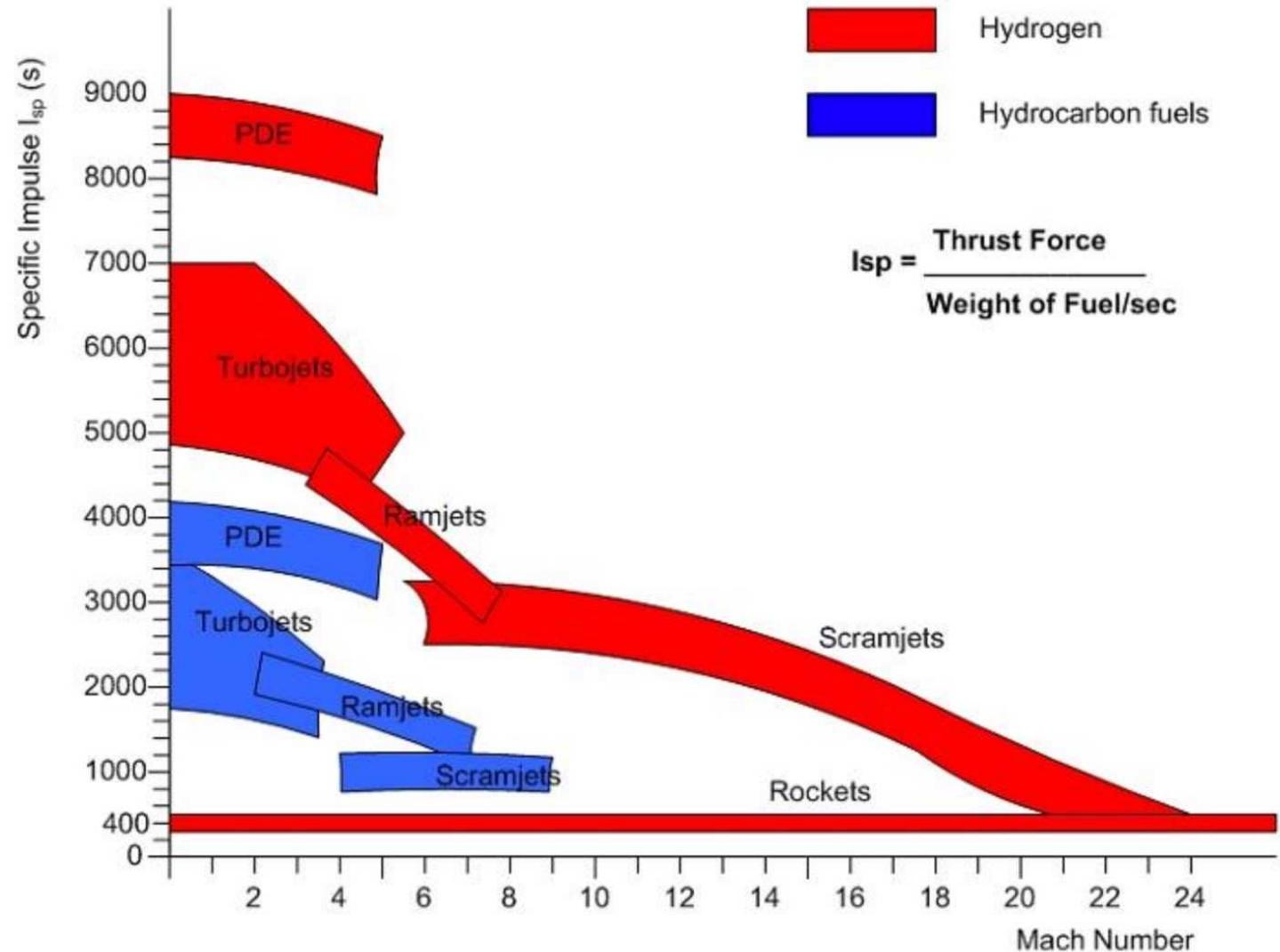


VANTAGGI DEI PDE:

1. Alta efficienza del ciclo termodinamico
2. Impulso specifico elevato
3. Spinta statica
4. Poche parti in movimento
5. Alti numeri di Mach

SVANTAGGI DEI PDE

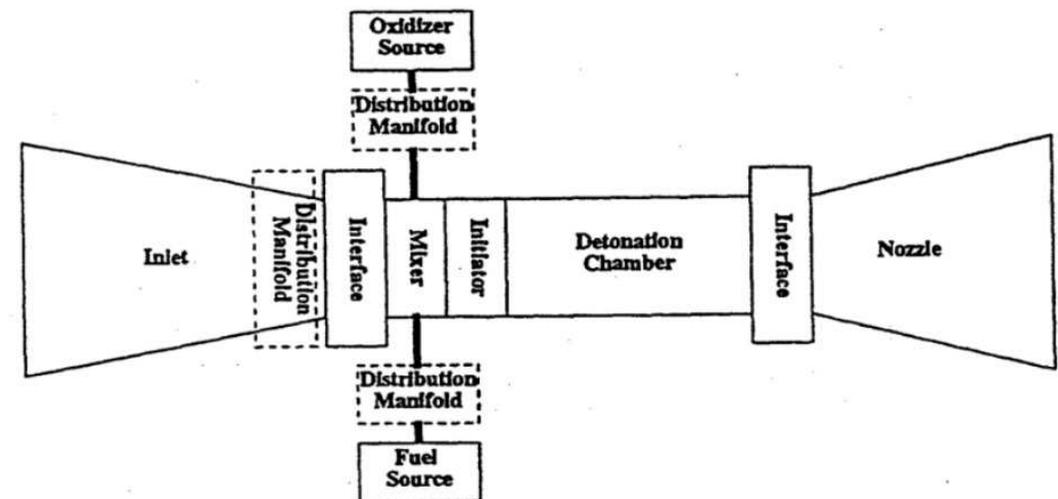
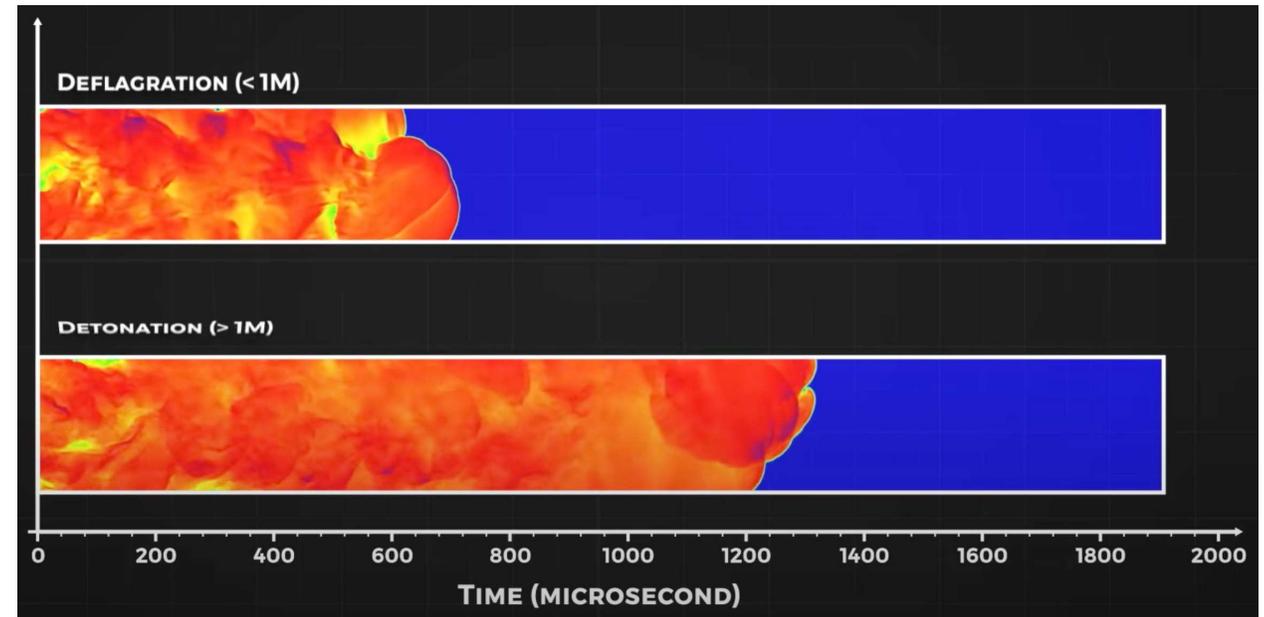
1. Natura della detonazione
2. Vibrazione e rumore
3. Operatività ad alte frequenze
4. Sensori e controlli
5. Previsione CFD



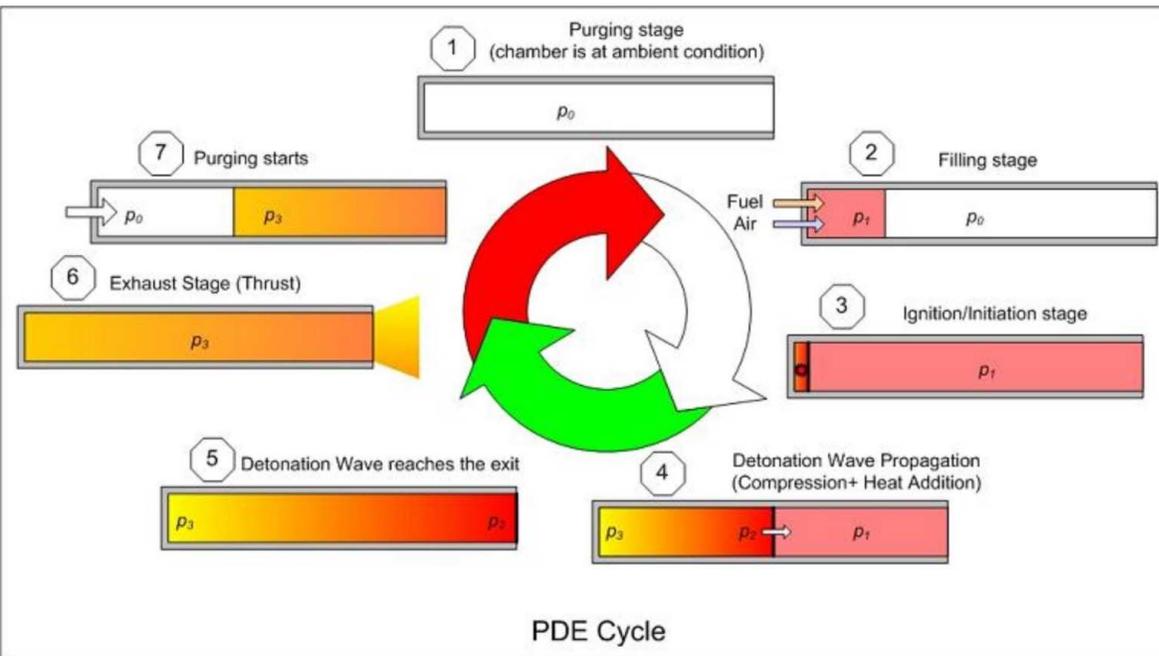
L'esplosione della combustione può essere caratterizzata in base alla velocità di propagazione dei prodotti gassosi che si vengono a formare.

Deflagrazione: La combustione procede a velocità subsonica, tipicamente nell'ordine di pochi metri al secondo (da 30 a 300 m/s). I gas combusti si espandono e spingono i gas freschi, creando un fronte di fiamma visibile.

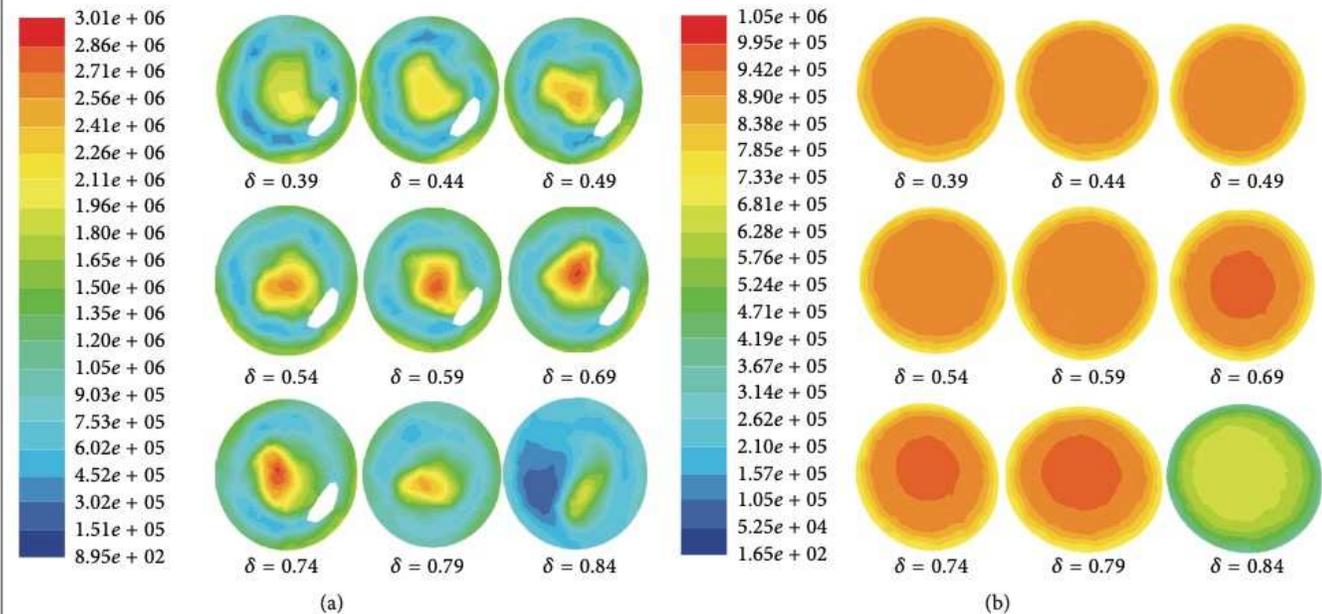
Detonazione: La combustione avviene a velocità supersonica, superando i 3.400 m/s (velocità del suono nell'aria). L'onda di detonazione genera un'onda d'urto che comprime i gas freschi innescando la combustione esplosiva.



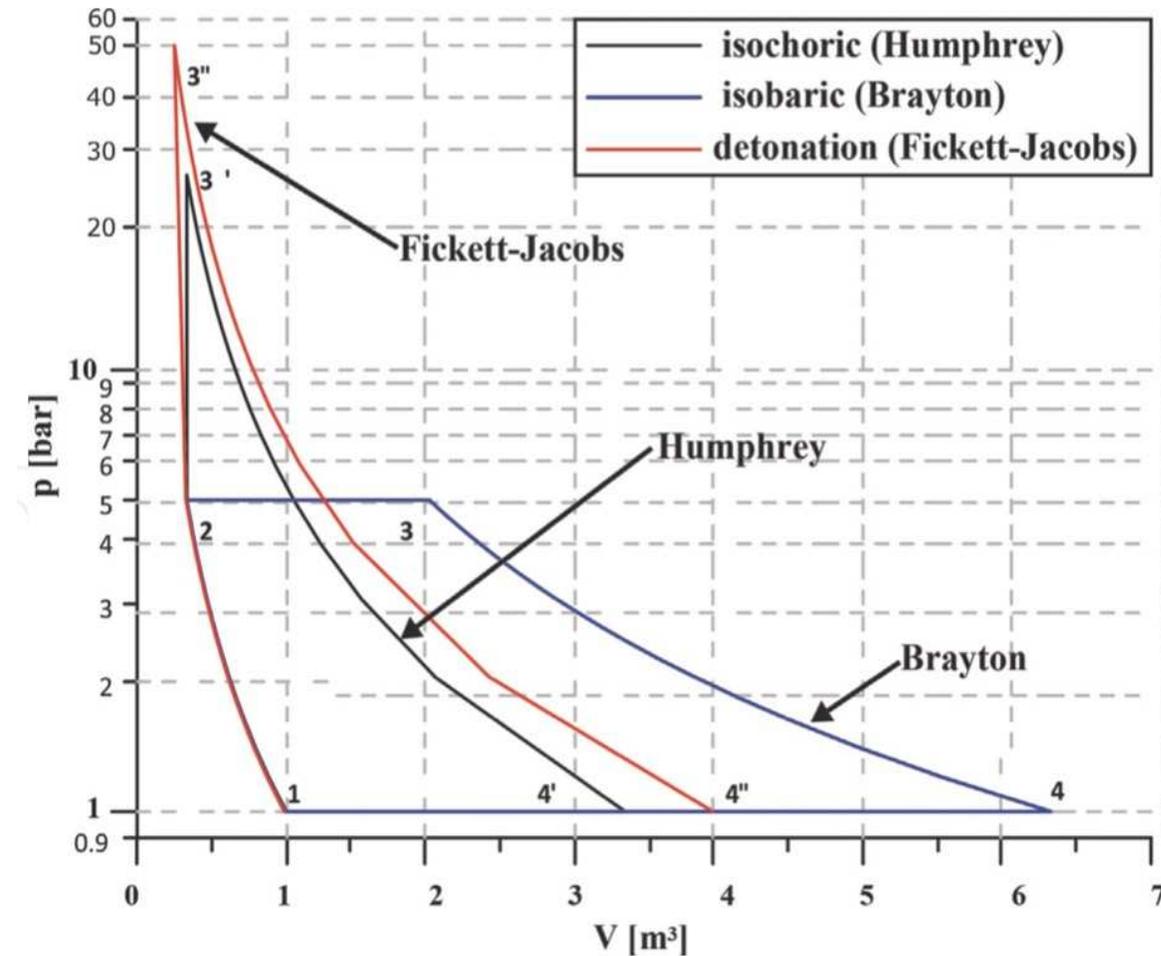
Un PDE funziona in cicli distinti che includono l'iniezione del combustibile e dell'ossidante, la miscelazione, l'accensione, la propagazione della detonazione, e l'espulsione dei gas combusti. Ogni ciclo inizia con l'introduzione di una miscela pre-combustibile che viene poi detonata, generando un'onda di pressione supersonica. Questa onda di pressione, viaggiando attraverso il tubo del motore, provoca un rapido aumento di temperatura e pressione, producendo una forza di spinta efficiente.



Ciclo operativo Pulse Detonation Engine



Analisi CFD di un PDE con spirale di Shchelkin, dispositivo che assiste la transizione da deflagrazione (subsonica) a detonazione (supersonica).



1. Ciclo Isocorico (Humphrey)

La pressione aumenta drasticamente durante la combustione poiché il volume non cambia. Può causare problemi strutturali e operativi nei motori.

2. Ciclo Isobarico (Brayton)

È comunemente utilizzato nei motori a turbogetto e turbina a gas. È favorevole per i motori a turbina a causa della sua combustione a pressione costante che facilita un flusso di gas continuo e uniforme.

3. Ciclo a Detonazione (Fickett-Jacobs)

Il ciclo Fickett-Jacobs è il più efficiente termodinamicamente tra i tre cicli discussi a causa della natura esplosiva della detonazione che consente un trasferimento di energia molto rapido ed efficiente. Tuttavia, il controllo delle detonazioni e la gestione delle alte pressioni e temperature rappresentano sfide ingegneristiche significative.

- 1-2: Compressione isentropica del gas.
- 2-3'': Detonazione
- 3''-4: Espansione isentropica del gas post-detonazione

Confrontiamo le prestazioni teoriche di tre combustibili in motori a detonazione pulsata (PDE): idrogeno (H_2), metano (CH_4) e acetilene (C_2H_2). Questi combustibili sono tutti gas detonabili, ovvero possono supportare un'onda di combustione supersonica. La tabella mostra l'efficienza teorica di ciascun combustibile utilizzando tre diversi modelli di onde di detonazione.

Fuel	Brayton (%)	Humphrey (%)	Fickett-Jacobs (%)
Hydrogen (H_2)	36.9	54.3	59.3
Methane (CH_4)	31.4	50.5	53.2
Acetylene (C_2H_2)	36.9	54.1	61.4

L'idrogeno (H_2) ha la più alta efficienza teorica secondo tutti e tre i modelli. Ha la struttura molecolare più semplice e combinandosi facilmente con l'ossigeno, rilascia una grande quantità di energia durante il processo. È però il più difficile e pericoloso da trasportare.

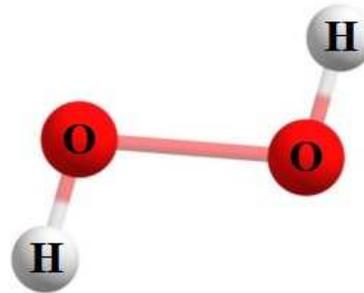
Il metano (CH_4) è il secondo combustibile più efficiente secondo la tabella. La molecola è costituita da un atomo di carbonio circondato da quattro atomi di idrogeno. È il componente principale del gas naturale.

L'acetilene (C_2H_2) ha un'efficienza teorica leggermente superiore al metano secondo i modelli Brayton e Humphrey, ma la più bassa secondo Fickett-Jacobs. Il triplo legame tra gli atomi di carbonio è molto forte, dunque viene rilasciata molta energia quando viene rotto durante la combustione.

L'utilizzo di ossidanti avanzati nei PDE può migliorare in modo significativo le prestazioni di combustione e la stabilità della detonazione.

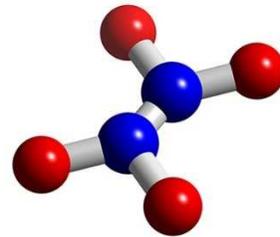
- OSSIGENO LIQUIDO (LOX)

- Elevato contenuto di ossigeno
- Alta densità energetica
- Riduzione dei sottoprodotti



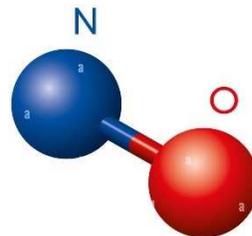
- PEROSSIDO DI IDROGENO (H₂O₂)

- Reazione esotermica
- Disponibilità di ossigeno
- Compatibilità



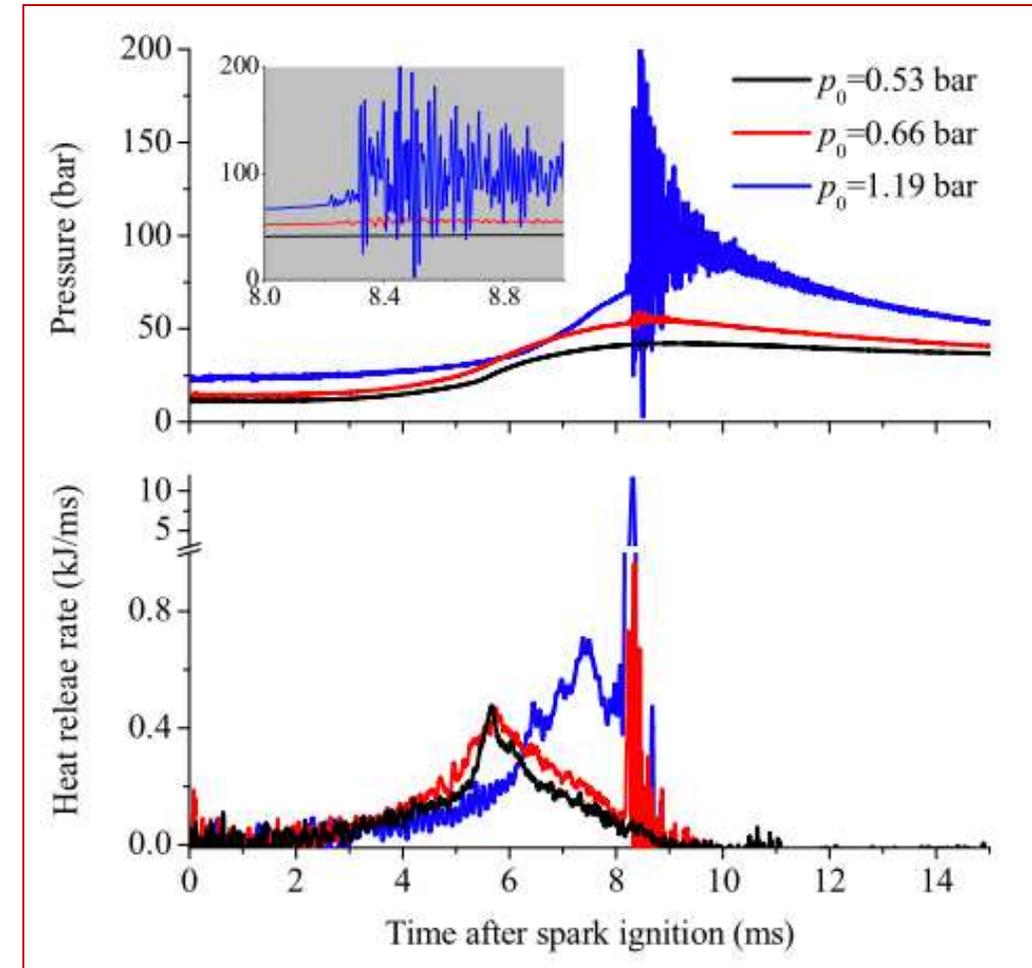
- TETROSSIDO DI DIAZOTO (N₂O₄)

- Stabilità
- Alto contenuto di ossigeno
- Reattività



- OSSIDI DI AZOTO (NO_x)

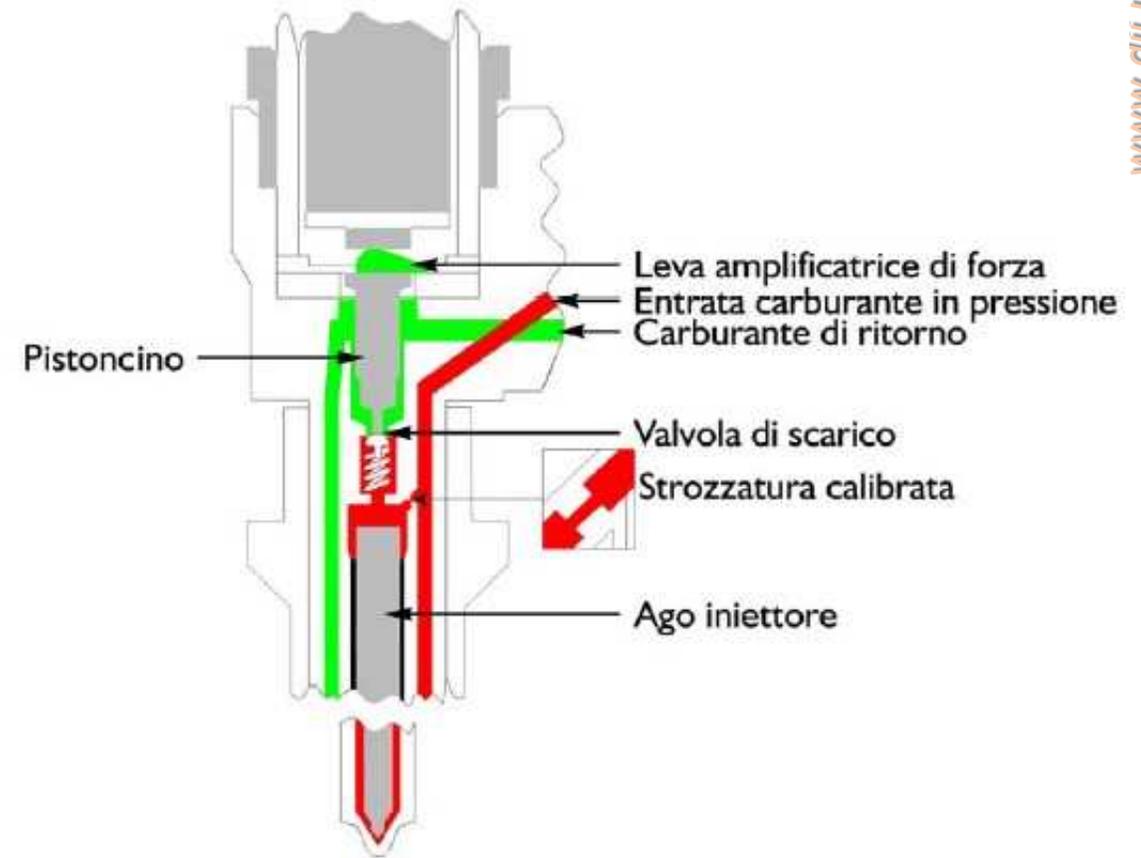
- Reattività
- Sinergia con altri ossidanti

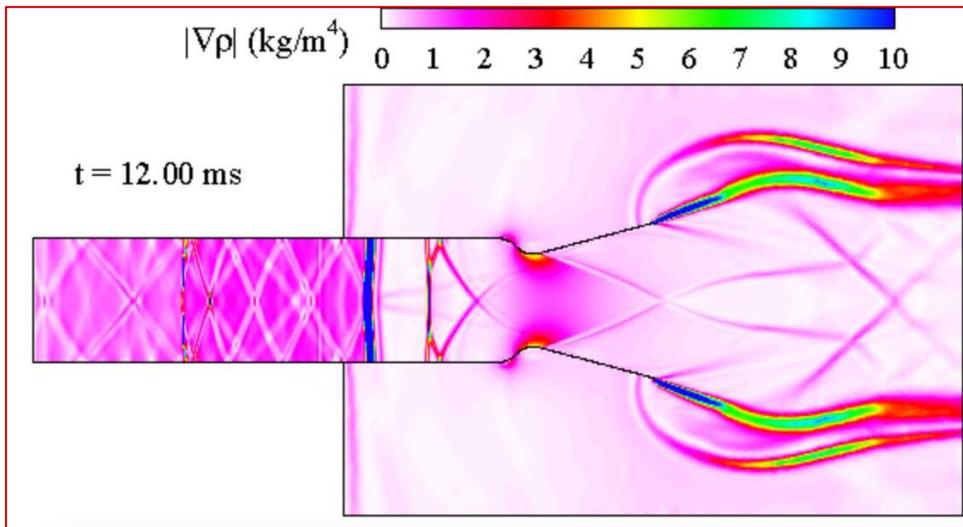
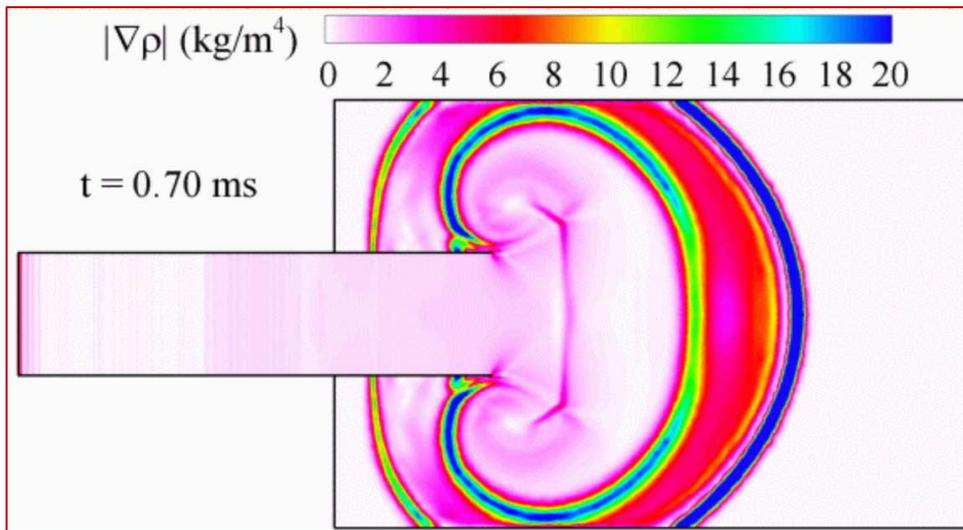


L'iniezione diretta e il controllo preciso del carburante sono tecniche fondamentali per ottimizzare la combustione nei PDE e permettere una miscelazione ottimale del carburante con l'ossidante.

L'iniezione diretta permette di introdurre il carburante direttamente nella camera di combustione ad alta pressione, garantendo una distribuzione uniforme e riducendo la formazione di zone di combustione incompleta.

Il controllo preciso del carburante, mediante tecnologie avanzate di iniezione come gli iniettori piezoelettrici, consente di modulare con precisione la quantità di carburante immessa per ottimizzare il rapporto stechiometrico e quindi la rapidità e la regolarità della detonazione. Un controllo accurato della miscela combustibile riduce anche le emissioni di inquinanti come NO_x e CO, contribuendo a un'operazione più ecologica del motore.





Gli additivi possono migliorare la velocità di reazione, aumentare la stabilità della detonazione e ridurre la formazione di sottoprodotti indesiderati. Ad esempio, il **tetrossido di diazoto** (N_2O_4) può fungere da ossidante supplementare, fornendo ulteriore ossigeno e facilitando una combustione più completa.

Gli additivi organometallici, come il **ferrocene**, possono accelerare la combustione agendo da catalizzatori. Possono inoltre contribuire a ridurre la temperatura di accensione del carburante, favorendo l'inizio della detonazione in modo più controllato e regolare. L'aggiunta di tali composti modifica il meccanismo delle reazioni di combustione riducendo anche la produzione di gas nocivi.

Tutti questi metodi di ottimizzazione contribuiscono a rendere i motori a pulsazione molto delicati. Le altissime pressioni in gioco e le onde d'urto, provocate dalla detonazione, rendono di primaria importanza lo studio dell'aerodinamica dei tubi e degli ugelli. A sinistra una rappresentazione di due configurazioni «single tube» (1) e con ugello convergente-divergente (2).

Un nuovo progetto di velivolo con motore a detonazione obliqua, studiato da ricercatori dell'UCF (University of Central Florida) potrebbe sbloccare velivoli Mach 17. Il motore utilizza un'esplosione sostenuta e intrappolata per generare propulsione. Il prototipo, chiamato HyperReact, ha avuto successo nel stabilizzare un'onda di detonazione in condizioni di flusso ipersonico per la prima volta.



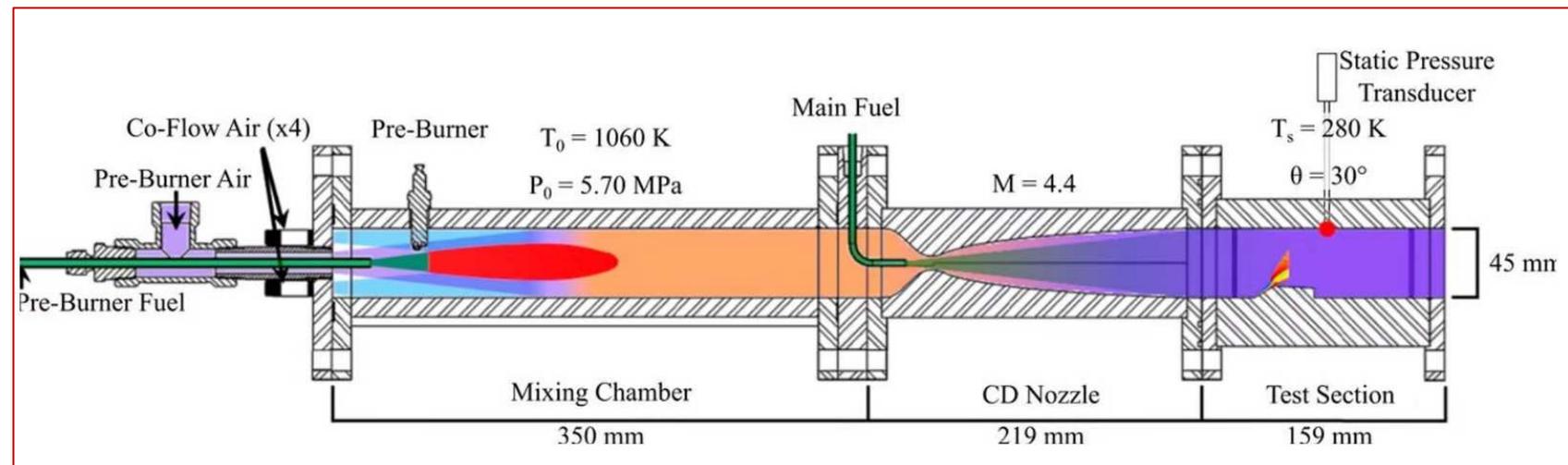
Dati tecnici:

Velocità: Mach 17 (circa 20.920 km/h)

Tipo di propulsione: Detonazione obliqua

Prototipo: HyperReact

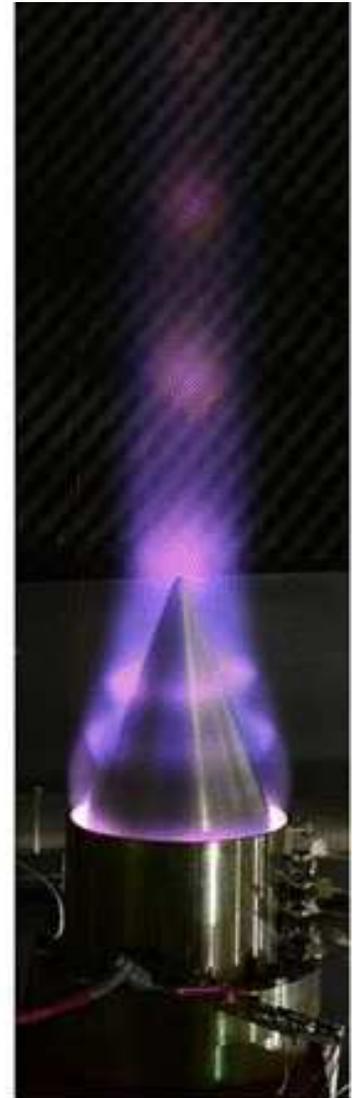
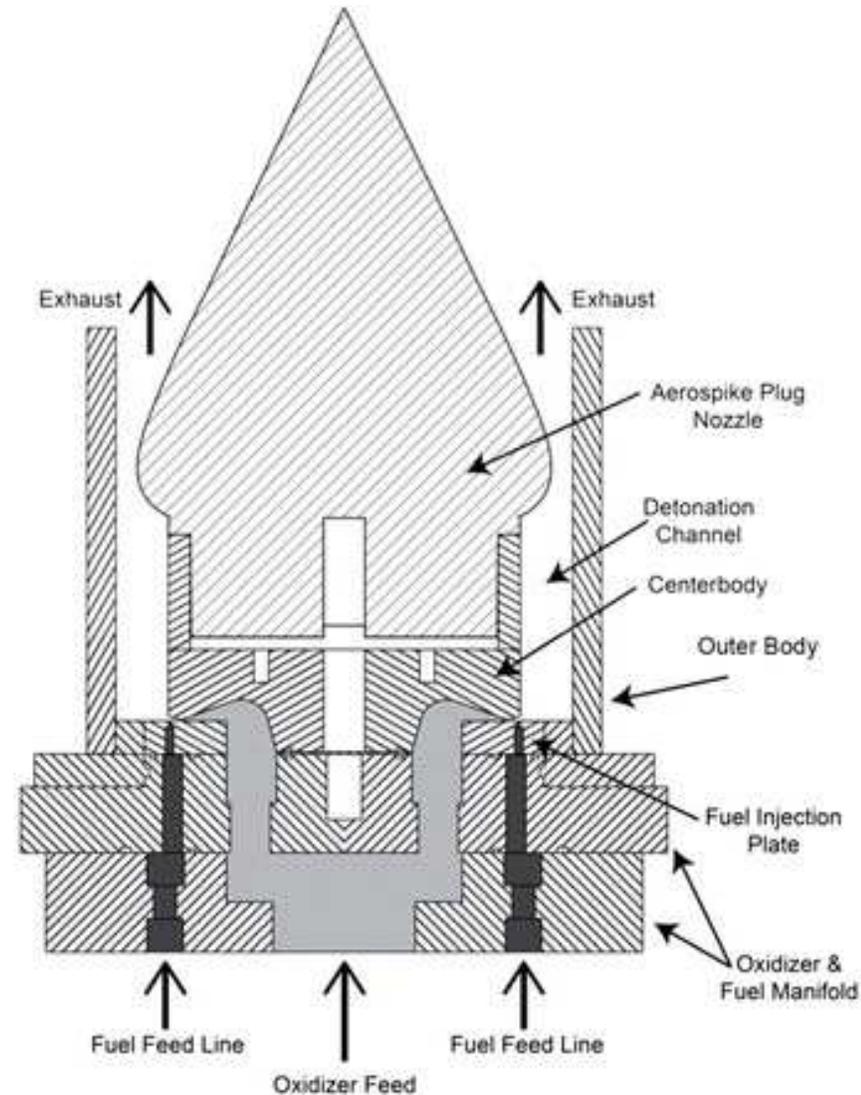
Risultati: Stabilizzazione sperimentale di un'onda di detonazione in flusso ipersonico



I motori a detonazione rotante (Rotating Detonation Engines, RDE) rappresentano una classe avanzata di motori a combustione che utilizzano **onde di detonazione rotanti** in una camera anulare per generare spinta.

Queste onde si spostano in modo circumferenziale e comprimono e accendono il combustibile iniettato in maniera periodica e ciclica, il che permette di ottenere una combustione supersonica e altamente efficiente.

Mentre i PDE operano attraverso cicli ripetitivi di riempimento, detonazione e svuotamento della camera di combustione, dunque un funzionamento intermittente con fasi distinte di combustione e espansione dei gas, i RDE sfruttano onde di detonazione che si propagano continuamente lungo un percorso anulare, eliminando la necessità di un riempimento ciclico e riducendo la complessità meccanica, permettendo un funzionamento più fluido.



1. *Voitsekhovskii, B. V., Mitrofanov, V. V. and Topchiyan, M. E., Structure of the detonation front in gases, Izdatielstvo SO AN SSSR, Novosibirsk, (in Russian) 1963.*
2. *Barrere, M., La Recherche en Combustion, Pour Quei Faire?, Colloque International Berthelot-Vieille-Mallard-Le Chatelier, Universte de Bordoeaux I – France, 20-24 Juillet, Tom I, pp.XXIII-XLVIII, 1981.*
3. *Wójcicki, S., Silniki pulsacyjne, strumieniowe, rakietowe, MON, Warszawa, 1962.*
4. *Kuhl, A. L., & Ferguson, R. E. (2005). "Detonation Properties of Hydrogen Peroxide Combustion". Journal of Propulsion and Power.*
5. *Shepherd, J. E. (2009). "Detonation Waves in Propulsion". Encyclopedia of Aerospace Engineering.*
6. *Akbar, R., et al. (2011). "Direct Injection Strategies in Detonation Engines". Proceedings of the Combustion Institute.*
7. *Lee, J. H. S. (2008). "Detonation Dynamics in Pulse Detonation Engines". Combustion and Flame.*
8. *Wu, Y. H., Ma, F. H., and Yang, V., "System Performance and Thermodynamic Cycle Analysis of Airbreathing Pulse Detonation Engines," Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 4, pp. 556-567, 2003.*
9. *G. D. Roy, S. M. Frolov, A. A. Borisov, and D. W. Netzer, "Pulse detonation propulsion: challenges, current status, and future perspective," Progress in Energy and Combustion Science, vol. 30, no. 6, pp. 545–672, 2004.*
10. *PrattandWhitney, "Pratt&WhitneyAcquiresPropulsiontech- nologyBusiness," 2003, <http://www.pw.utc.com/pr012301.asp>.*
11. *J. A. Nicholls, H. R. Wilkinson, and R. B. Morrison, "Intermit- tent detonation as a thrust-producing mechanism," Journal of Jet Propulsion, vol. 27, no. 5, pp. 534–541, 1956.*