

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

# ***Pulse Detonation Engine: applicazioni e implicazioni in ambito aerospaziale***

Tutor universitario:

Prof.ssa Bertani Roberta

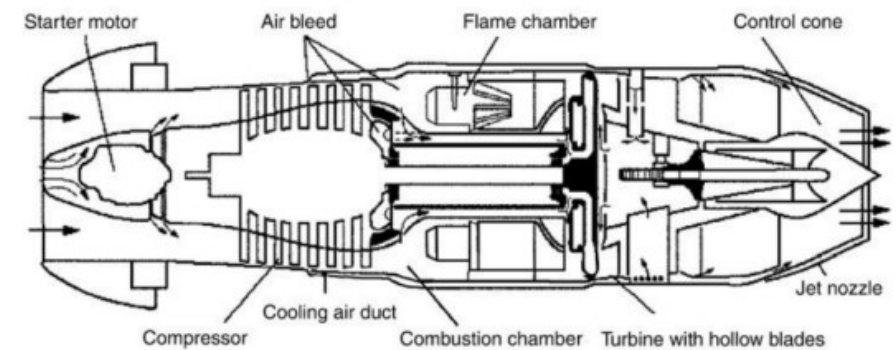
Laureando: *Carli Gabriele*

Padova, 22/03/2024

In generale, nel corso del XX secolo la propulsione si è evoluta notevolmente, con particolare spazio nel settore aerospaziale per i motori a getto. In base alla modalità con cui si fornisce il comburente, si distinguono in:

- *Esoreattori* (principalmente aeronautici, sfruttano l'aria ambientale come comburente);
- *Endoreattori* (perlopiù spaziali, contengono il comburente in serbatoi specifici oppure già in miscela con il combustibile).

Uno dei primi velivoli a reazione ad essere prodotti fu il *Messerschmitt Me 262*, caccia tedesco alimentato da due turboreattori *Junkers Jumo 004*, composti da un compressore a flusso assiale da 8 stadi e una turbina.



In alto a destra: *Messerschmitt Me 262* [2].  
In basso a destra: sezione di un turboreattore  
*Junkers Jumo 004* [2].

Motore a reazione semplice, di transizione tra i più vecchi motori a pistoni e i più recenti motori a getto. L'aspirazione dell'aria è intermittente, la combustione è a impulsi (*spinta pulsante*).

➤ Parente più stretto del PDE

In generale è composto da: presa d'aria, camera di combustione e tubo di scarico acusticamente risonante.

➤ Vantaggi: estrema leggerezza, economicità e semplicità costruttiva.

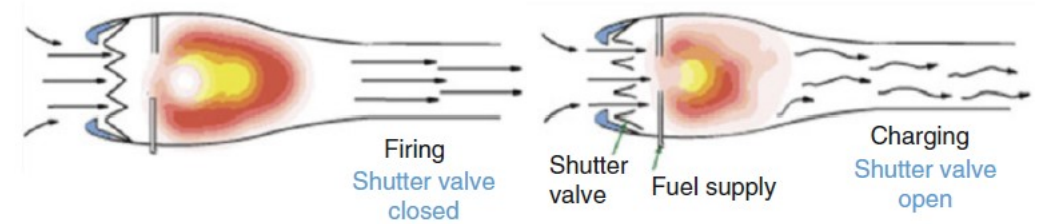
➤ Svantaggi: scarsa affidabilità, forti vibrazioni, scarso rapporto di compressione, basso valore di impulso specifico ed elevato livello di rumorosità.

Tipologie principali:

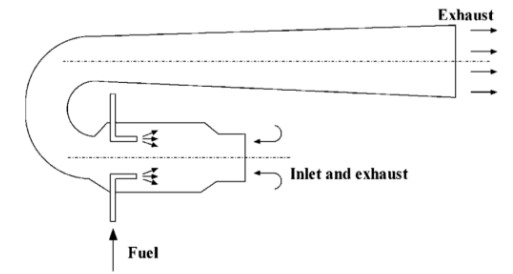
- *pulsoreattori con valvola* (sistema di valvole a lamelle poste a valle della presa d'aria; si apre e chiude per differenza di pressione);
- *pulsoreattori senza valvola* (valvola aerodinamica, non meccanica; sistema privo di parti mobili).

Applicazioni pratiche: il caso *Fieseler F1 103 (V1 "Buzz Bomb")*

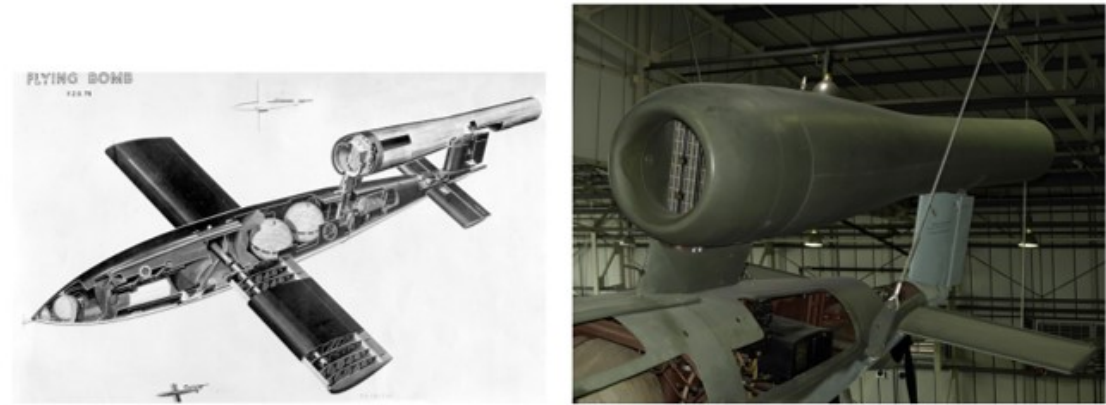
- Motore *Argus As 014*, pulsejet con valvola, non impiegabile su aerei pilotati dall'uomo (bassa efficienza oltre i 3000 metri di quota, difficile avviamento, notevoli vibrazioni, scarsa durata). Ogni ciclo (pulsazione) si ripeteva ad una frequenza media di circa 45-55 volte al secondo.



In alto: funzionamento di un motore pulsejet con valvola [3].  
A destra: rappresentazione schematica di un motore pulsejet senza valvola [3].



In basso: sezione di una V1 Flying Bomb e un pulsogetto Argus As 014 esposto presso il Royal Air Force Museum di Londra [Wikipedia].



Obiettivo: ottenimento di un motore operante ad alte velocità anche a quote elevate mediante combustione di tipo non-continuo.

I PDE possono generare spinta attraverso la detonazione ciclica di una miscela combustibile-ossidante, quindi tramite onde di detonazione intermittenti (da qui il nome).

### Caratteristiche principali:

- *Leggerezza;*
- *Semplicità costruttiva;*
- *Mancanza di un ciclo di compressione* (gli alti rapporti di pressione ottenibili con la detonazione escludono la necessità per combustibili e ossidanti di essere inviati alla/e camera/e di detonazione a pressioni molto elevate: stoccaggio di carburante a bordo a pressioni moderate);
- *Alta efficienza* (se paragonata a sistemi propulsivi convenzionali);
- *Necessità di diversi sottosistemi pressurizzati* (ex.: immagazzinamento e/o trasferimento del combustibile);
- *Frequenze di funzionamento molto elevate e tempi di accensione ripetibili* (un tempo di ciclo tipico dell'ordine di 10-20 ms);
- *Produzione di una spinta specifica più elevata rispetto a motori ramjet della stessa categoria a basse velocità supersoniche* (sono applicabili come parte di un sistema di propulsione a più stadi).



In alto: esemplare di un Pulse Detonation Engine prodotto dal gruppo AFRL (Air Force Research Laboratory) nei primi anni 2000, usando perlopiù componenti a poco prezzo e già disponibili. Ora è esposto al Research & Development Gallery del National Museum of the U.S. Air Force [V].

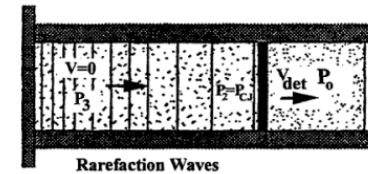
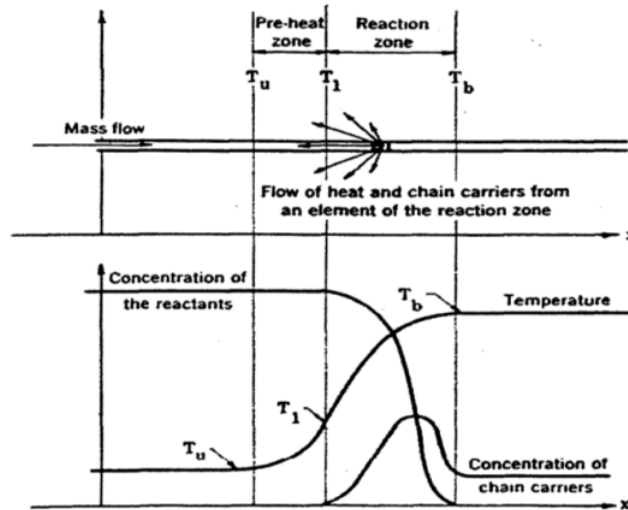
Non tutti i processi di combustione avvengono allo stesso modo. La velocità di propagazione di un'onda di combustione attraverso la miscela di propellente è una misura della forza dell'evento. Dipende da diversi fattori, come la composizione della miscela, la pressione, la temperatura e la geometria del volume nel quale avviene la combustione. In generale, esistono due meccanismi che permettono l'attivazione della reazione chimica fornendo l'energia necessaria:

- radiazione e diffusione termica, presenti nella deflagrazione;
- shock meccanici e compressione, presenti nella detonazione.

Se si pensa ai sistemi propulsivi convenzionali (statoreattori o turboreattori), il fenomeno di combustione a loro associato è la deflagrazione.

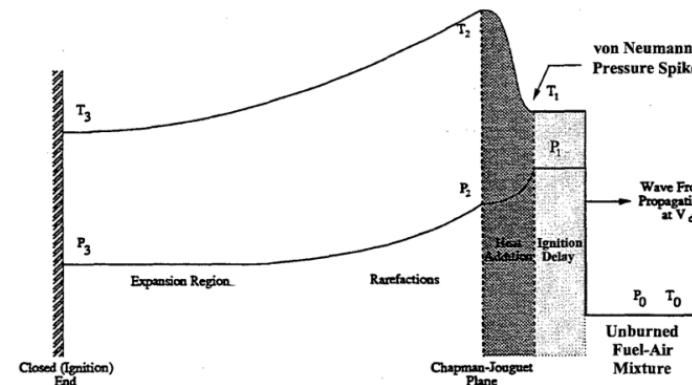
Struttura dell'onda di deflagrazione [8].

- Deflagrazione: combustione subsonica



Struttura dell'onda di detonazione [8].

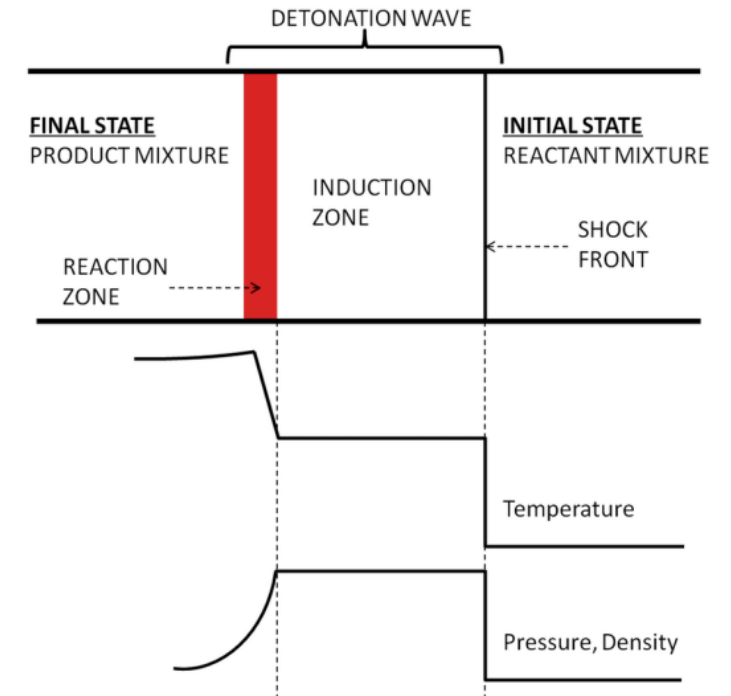
- Detonazione: combustione supersonica



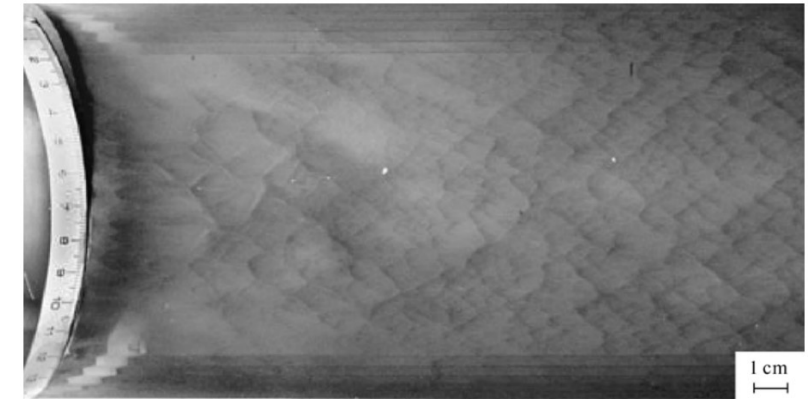
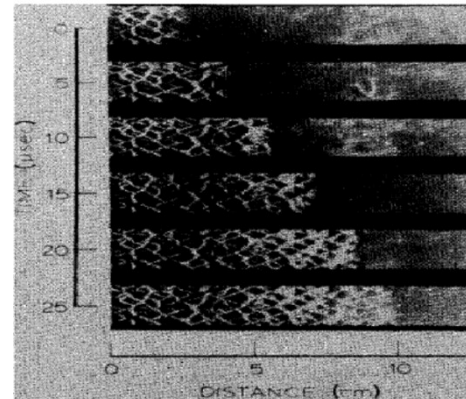


- Relazioni termodinamiche per onde d'urto monodimensionali (Pierre-Henri Hugoniot, 1887)
- Teoria (o condizione) di Chapman-Jouguet
- Modello monodimensionale di detonazione ZND (Zel'dovich, von Neumann e Doring)

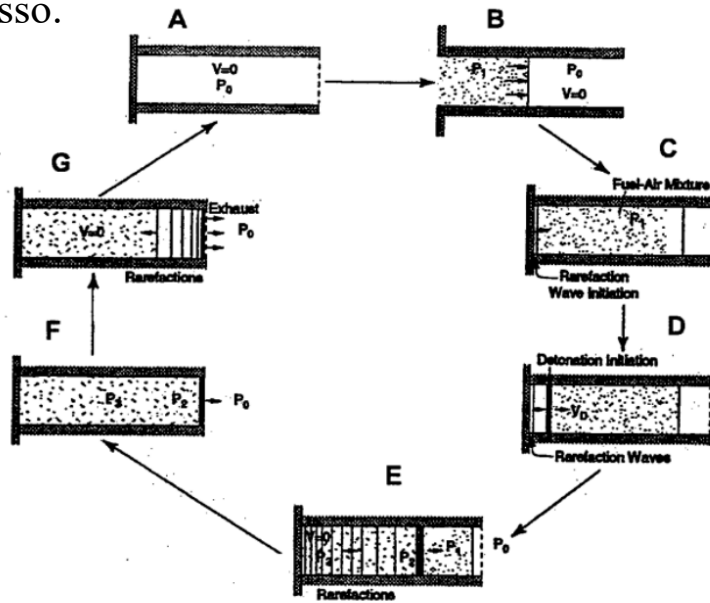
In realtà, l'onda di detonazione ha una complessa struttura tridimensionale, risultato di onde d'urto trasversali che si propagano lateralmente dietro la principale onda d'urto normale. L'incontro tra queste onde si traduce in regioni localizzate ad alta pressione e alta temperatura ("punti tripli"). In questi punti, il calore estremamente elevato accelera le velocità di reazione locali. La rapida oscillazione dei punti tripli attraverso l'onda d'urto principale forma i caratteristici schemi a "squama di pesce", ritrovabili nelle cosiddette tracce di fuliggine.



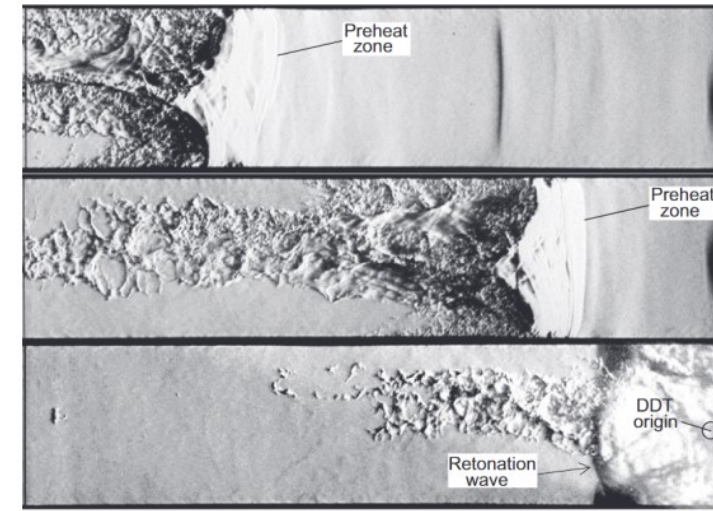
In alto a destra: proprietà fisiche della struttura d'onda di detonazione monodimensionale [VI].  
 In basso a destra, traccia di fuliggine dell'accensione della detonazione in una miscela stechiometrica H<sub>2</sub>-aria [VII].  
 In basso a sinistra, schema di propagazione di un fronte d'onda di detonazione [VIII].



In generale, la camera di combustione viene periodicamente riempita con una miscela di gas reattivo, si avvia una detonazione, questa si propaga lungo la camera e i gas prodotti vengono espulsi. Si possono raggiungere livelli di spinta quasi stabili, ad esempio, ripetendo questa operazione con una frequenza relativamente alta. Il corretto tempismo sull'apertura e sulla chiusura delle valvole è fondamentale, prevenendo così la rimanenza di gas incombusto che possa inficiare l'efficienza del processo.



Ciclo operativo Pulse Detonation [8].



Sequenza di fotogrammi durante la DDT in una miscela etilene-ossigeno. Il primo fotogramma è a  $t=3.75$  ms, il secondo a  $t=3.85$  ms, l'ultimo a  $t=3.95$  ms [17].

Una detonazione può essere avviata attraverso un'accensione diretta o per transizione da deflagrazione a detonazione (DDT). La DDT, più conveniente in termini di energia, deve poter portare l'onda di combustione subsonica (deflagrazione) ad essere un'onda di combustione supersonica (detonazione). Le sue fasi principali sono:

- Iniziazione della deflagrazione
- Accelerazione della fiamma
- Formazione e amplificazione dei centri di esplosione
- Formazione di un'onda di detonazione

In generale, i PDE vengono catalogati in tre macro-aree:

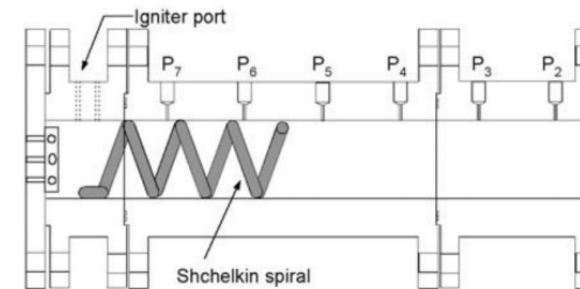
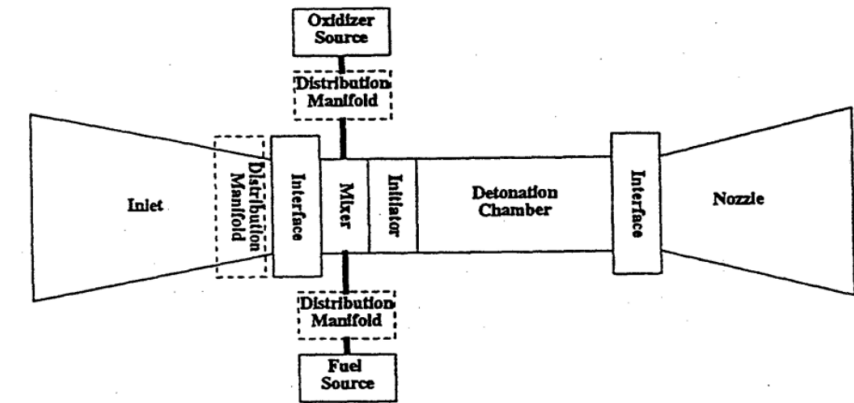
- *PDE puri* (leggerezza e semplicità costruttiva)
- *PDE a ciclo combinato* (integrazione principalmente con ramjet/scramjet)
- *PDE ibridi* (combinazione con le più comuni turbomacchine).

Un sistema concettuale di base di un PDE consta di varie parti. In particolare:

- imbocco per l'aria;
- fonte di combustibile (con collettore di distribuzione);
- fonte di ossidante (con collettore di distribuzione);
- zona di miscelazione di ossidante, combustibile e aria;
- camera di detonazione;
- ugello;
- doppia interfaccia della camera di detonazione, con l'imbocco e con l'ugello.

Oss.:

- Il punto focale nella fase di progettazione riguarda la camera di detonazione. La sua geometria incide molto sulla sua efficienza, su quella generale del motore e anche sulla durata del processo ciclico.
- Il processo di DDT è un fenomeno complicato che può accadere solo sotto particolari circostanze. Nei PDE viene spesso implementato un dispositivo che prende il nome di *spirale Shchelkin*. Il suo funzionamento generale prevede che la fiamma subisca una rapida accelerazione per merito della turbolenza creata dalle scie delle spirali, con l'effetto di inspessirsi e, soprattutto, accrescere la sua velocità fino a svariate centinaia di metri al secondo.



In alto, schema concettuale di un Pulse Detonation Engine [8]. A sinistra, sezione di una camera di detonazione con spirale Shchelkin [IX].

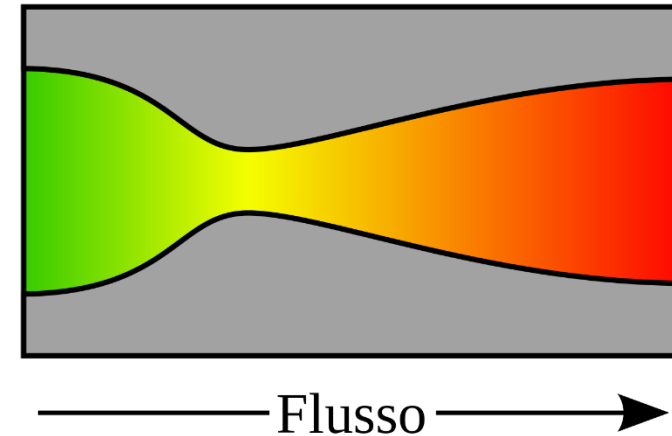


Tre fattori di influenza:

- *Lunghezza dell'ugello* (paragonata a quella del condotto di detonazione): con alcune specifiche lunghezze degli ugelli si può anche arrivare a ottenere valori di impulso specifico  $I_{sp}$  pari al doppio.
- *Frazione di riempimento* (fill fraction): si può introdurre una nuova carica in anticipo rispetto alla conclusione del ciclo. La frazione di riempimento è quindi inferiore al 100% e solo una parte del condotto riceve una nuova carica.
- *Frequenza di detonazione*: per un PDE, come la frequenza aumenta, la spinta cresce a sua volta quasi linearmente.

Oss.:

Il design dell'ugello rappresenta una sfida che è assente per tutti gli altri tipi di motore a combustione. Diverse sono state le soluzioni ipotizzate, come l'ugello di de Laval, un sistema di tipo convergente-divergente che però potrebbe apportare una riflessione non voluta delle onde di detonazione all'interno della camera di detonazione. In questo senso, camere di detonazione con semplici ugelli divergenti o di tipo "aerospike" possono fornire una prestazione generale migliore.



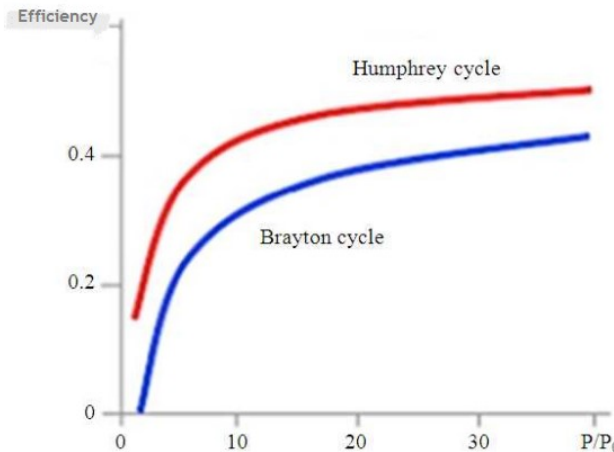
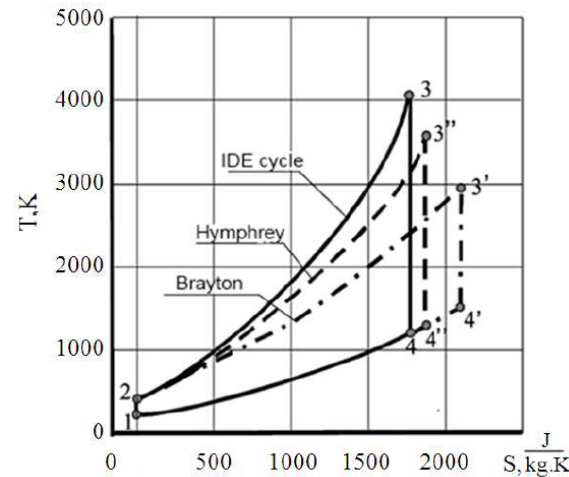
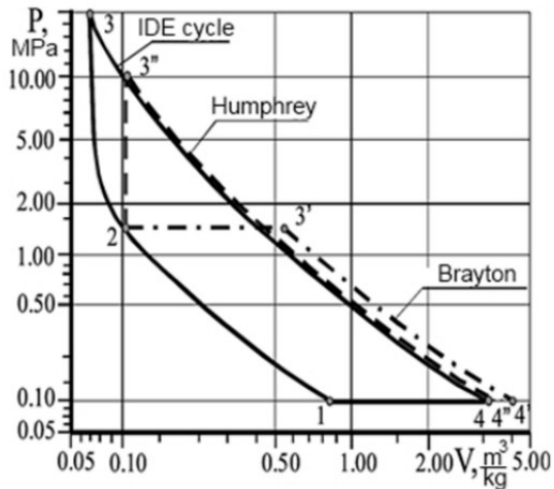
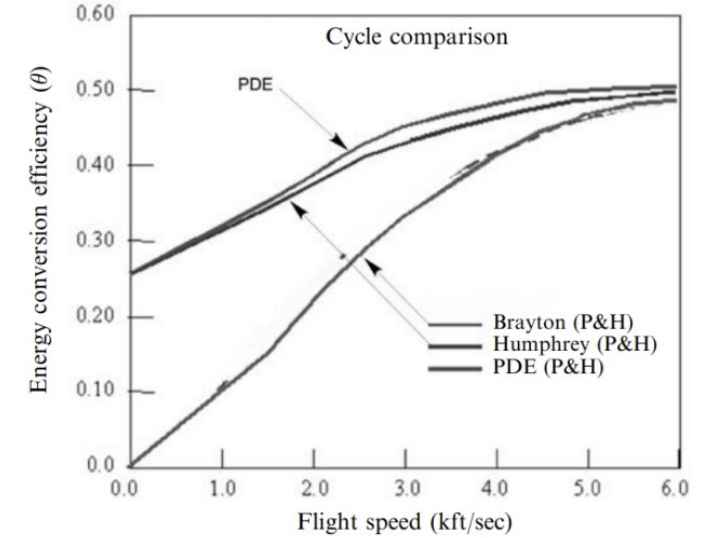
In figura, lo schema rappresentativo di un ugello convergente-divergente (de Laval) [Wikipedia].

Ciclo Humphrey (motori pulsejet):

- 1-2) compressione isoentropica, reversibile;
- 2-3) riscaldamento isocoro;
- 3-4) espansione isoentropica, reversibile;
- 4-1) raffreddamento isobaro.

In termini di efficienza, il ciclo Humphrey risulta sempre superiore al ciclo Brayton (motori a getto), con un importante guadagno di lavoro.

Il ciclo PDE mostra un ulteriore sviluppo di lavoro per la rapida successione di compressione e detonazione. La combustione può avvenire a una temperatura significativamente più alta. Il vero vantaggio del ciclo PDE (vs. ciclo Brayton) risiede nel range delle basse velocità, con fattori di efficienza superiori oltre il doppio in certe casistiche.



In alto, grafico di confronto delle efficienze dei cicli in diversi range di velocità [1].

A sinistra, triade di diagrammi di confronto (p-V, T-S, efficienza-p). Si tenga conto che IDE (Ideal Detonation Engine) e PDE (Pulse Detonation Engine), nei primi due diagrammi, sono equivalenti [13].

In ogni settore, l'efficienza prestazionale viene aumentata se il PDE si trova in una configurazione ibrida con qualche altro tipo di motore.

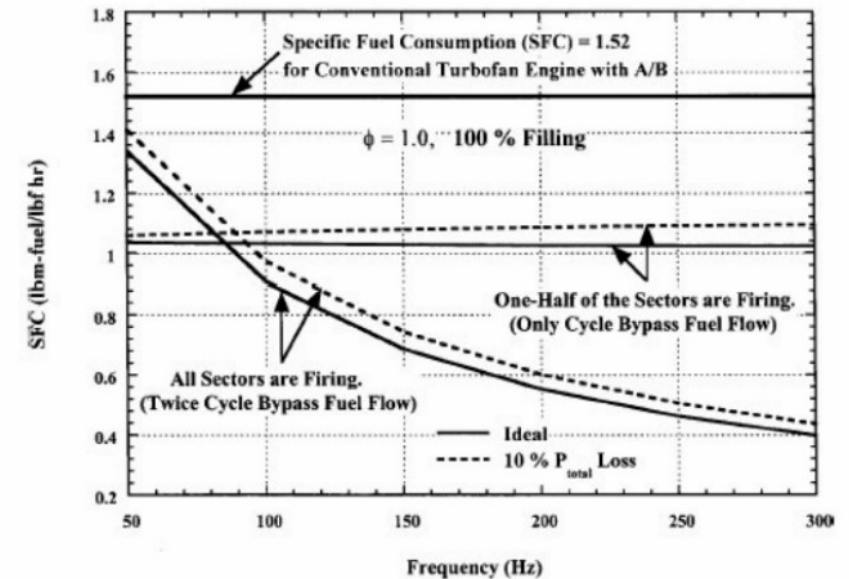
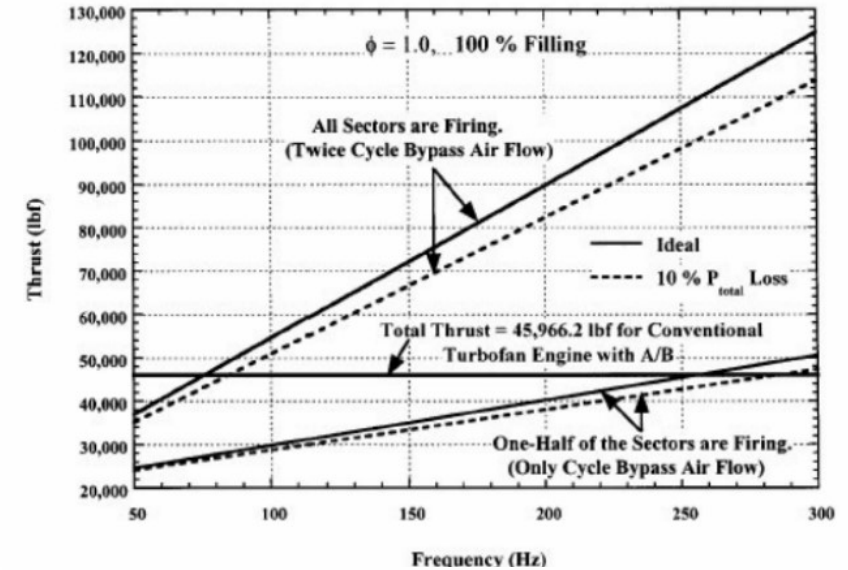
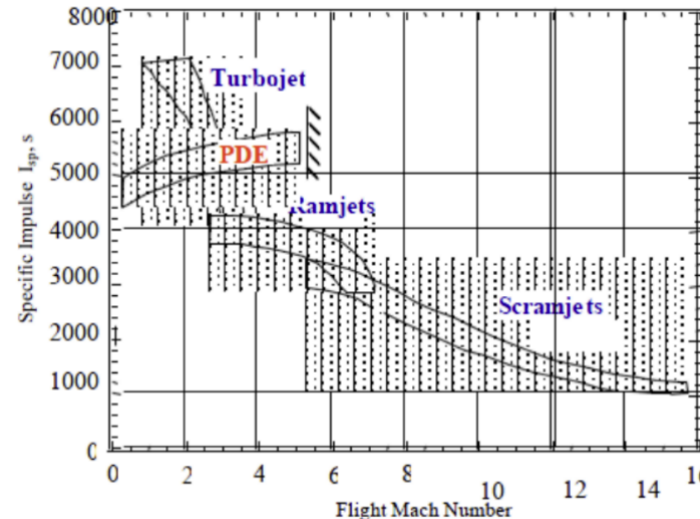
### Vantaggi:

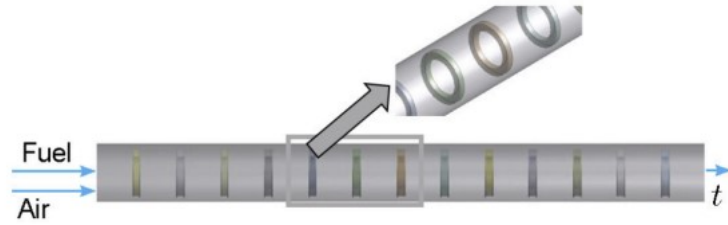
- Semplicità costruttiva
- Efficienza termodinamica
- Spinta specifica
- Consumo di carburante.

### Problemi (di natura applicativa):

- Iniziazione e sostentamento delle detonazioni
- Progettazione degli inlet, degli ugelli e dell'interfaccia tra inlet e camera di combustione e tra quest'ultima e gli ugelli
- Rumori e vibrazioni.

In basso a sinistra, grafico di confronto tra sistemi propulsivi per Impulso Specifico e numero di Mach [18]. A destra, grafici di confronto per spinta e consumo specifico di carburante tra PDE e convenzionale turbofan [15].

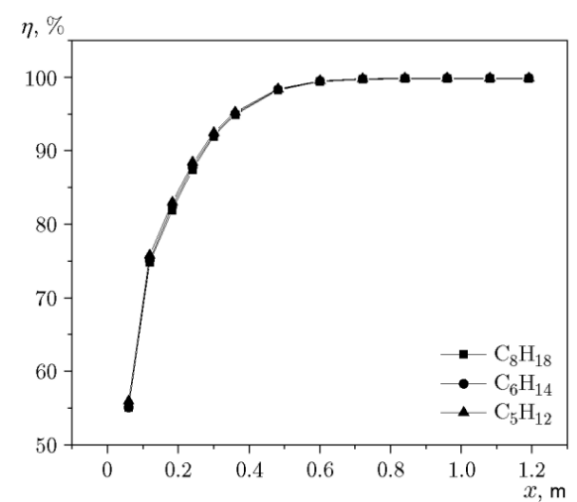
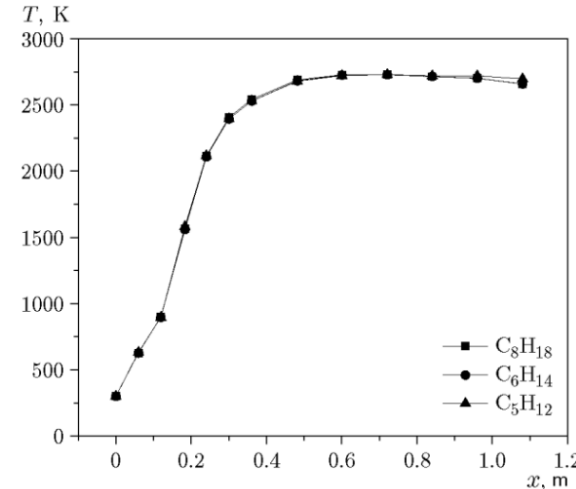
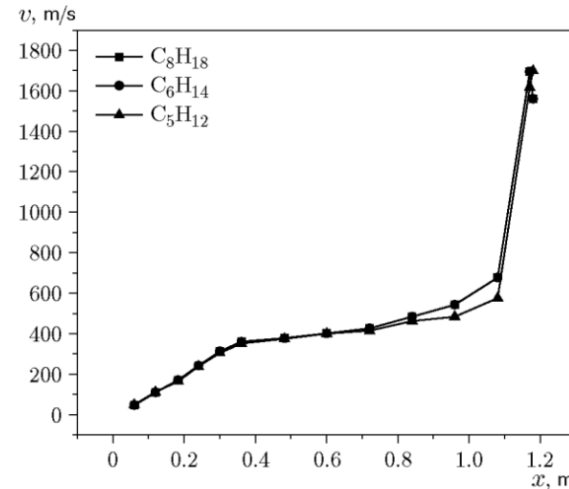
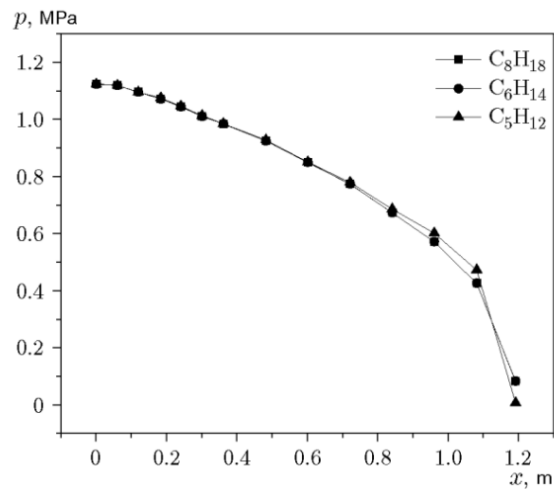




Rappresentazione della camera di combustione di PDE presa in esame [9].

Components of the mixture	$p$ , MPa	$T$ , K	Mass flow rate, kg/s			Mass fraction		
			$C_8H_{18}$	$C_6H_{14}$	$C_5H_{12}$	$O_2$	$H_2$	$H_2O$
Air	0.1	950	0.655	0.655	0.655	0.23	0	0.032
Fuel	0.1	300	0.04358	0.04327	0.04302	0	1	0

Parametri di input delle miscele Fuel-Air [9].



Distribuzione delle pressioni statiche, delle velocità di propagazione della fiamma, delle temperature della fiamma e dell'efficienza della combustione per le tre miscele di ottano, esano e pentano [9].



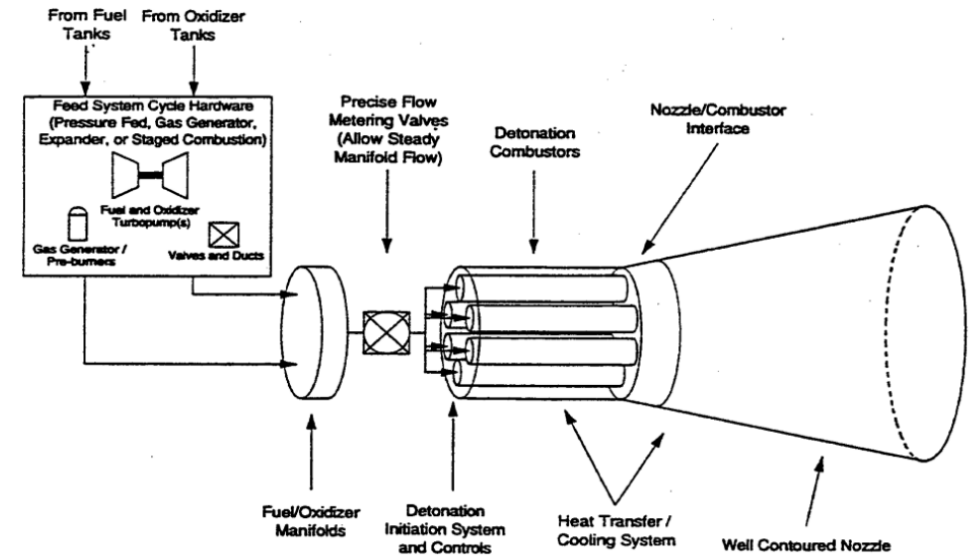
Si tratta della controparte spaziale del PDE.

Il progetto PDRE, rispetto a quello aeronautico, deve tenere conto di alcune esigenze nuove. Si possono individuare alcuni componenti essenziali:

- sistema per il deposito e l'iniezione di propellente;
- una o più camere di combustione;
- sistema di accensione della detonazione;
- uno o più ugelli di scarico;
- sistemi di controllo del motore.

Anche i PDRE possono, se non addirittura devono, essere associati in un ciclo combinato per poter operare nel modo più conveniente possibile:

- Pulse Detonation Rocket/Ramjet Engine
- Pulse Detonation Rocket/Ramjet/Scramjet Engine



Schema concettuale di PDRE (Pratt & Whitney  
Aerosciences) [9].

Il confronto si svolge, per ipotesi, per un veicolo a singolo stadio SSTO che debba raggiungere un'orbita di 100 miglia nautiche (185 km) con idrogeno come combustibile.

WR	WR	O/F	TOGW	Savings <sup>a</sup>
Pulse detonation rocket	8.10	6.00	567 t	49 t
Pulse detonation rocket/ramjet	5.10	4.60	357 t	259 t
Pulse detonation rocket/ram/scramjet	3.20	1.80	224 t	392 t

<sup>a</sup> With respect to an all-rocket SSTO launcher.

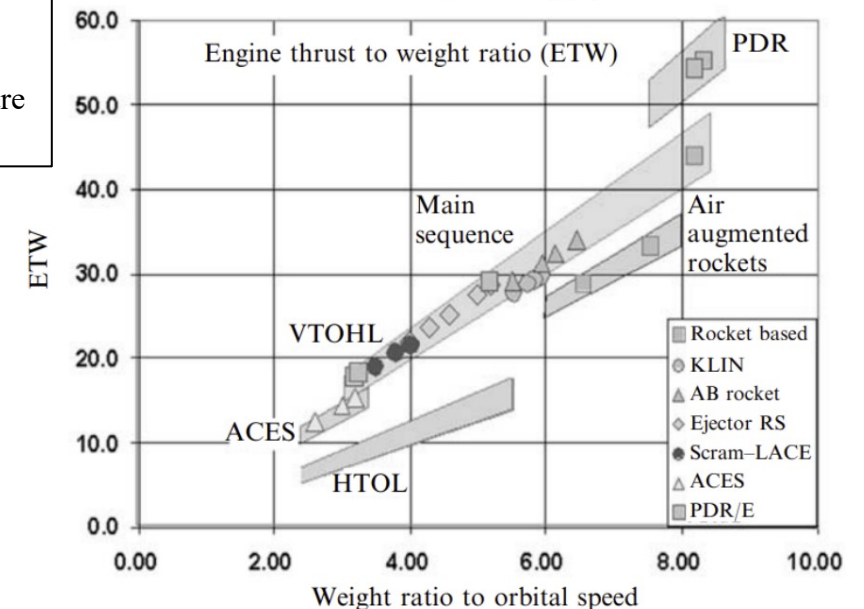
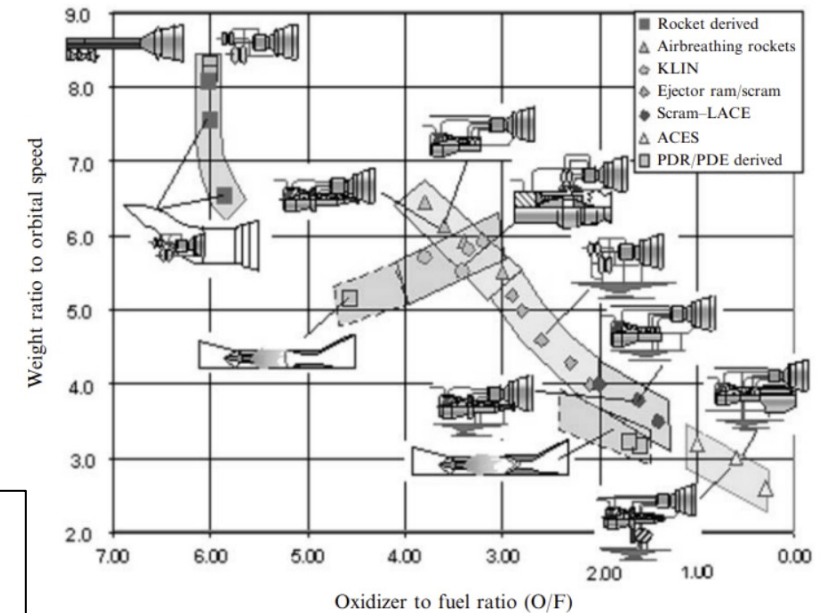
- TOGW: Take-Off Gross Weight (peso lordo al decollo)
- OWE: Operational Weight Empty (peso operativo a vuoto)
- O/F: Oxidizer to Fuel ratio (rapporto tra ossidante e combustibile)
- WR: Weight Ratio (rapporto di peso)
- ETWR: Engine Thrust-to-Weight Ratio

## Risultati:

In generale, i motori a cicli a impulsi PDE/PDR presentano dei vantaggi e degli svantaggi rispetto ai motori a cicli continui:

- minore weight ratio
- maggiore rapporto O/F
- maggiore ETWR (perché dotati di meccanismi di pompaggio più semplici e leggeri)

A destra, due grafici di confronto tra sistemi propulsivi [1]. Il PDE migliora il valore di WR totale. ETWR decresce all'aumentare del WR.



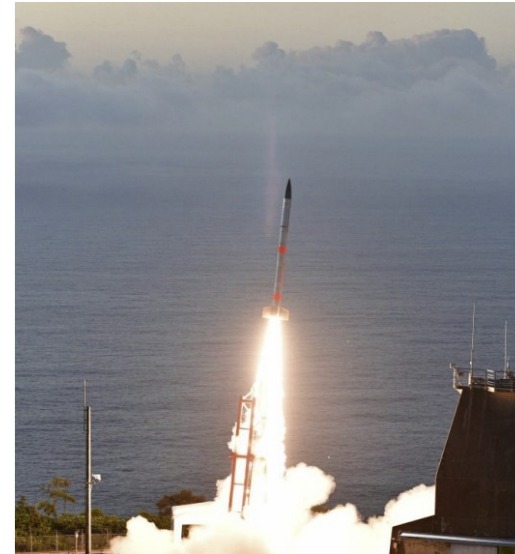
## Long-EZ "Borealis"



Long-EZ *Borealis* in volo [I].

- Progetto quinquennale condotto da *Air Force Research Laboratory* (AFRL) e *Innovative Scientific Solutions Incorporated* (ISSI).
- Vantaggi soprattutto in termini di fuel saving (fino al 20% rispetto a tradizionali motori a turbogetto) e di efficienza di combustione per una vasta gamma di carburanti.

## S-520-31 JAXA Rocket



Lancio del S-520-31 JAXA Rocket (Uchinoura Space Center, 27 luglio 2021) [X].

- Razzo-sonda attivo a stadio singolo in grado di portare un carico utile di 100 kg sopra i 300 km e che fornisce più di cinque minuti di volo in microgravità per gli esperimenti.
- *Rotating Detonation Engine*
- Miscela di metano e ossigeno

## BIBLIOGRAFIA

- [1] P. Czysz, C. Bruno, *Future Spacecraft Propulsion Systems. Enabling Technologies for Space Exploration*, Springer;
- [2] S. Farokhi, *Aircraft Propulsion, Second Edition*, 2014 John Wiley Sons Ltd;
- [3] Ahmed F. El-Sayed; *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion*, Springer 2016;
- [4] K. Kailasanath, G. Patnaik, C. Li, *The flowfield and performance of Pulse Detonation Engines, Laboratory for Computational Physics and Fluid Dynamics*, Naval Research Laboratory, Washington;
- [5] K. Kailasanath, G. Patnaik, *Performance estimates of Pulse Detonation Engines, Laboratory for Computational Physics and Fluid Dynamics*, Naval Research Laboratory, Washington;
- [6] P. Wolanski, *Detonative Propulsion*, Institute of Heat Engineering, Warsaw University of Technology, Nowowiejska, Poland, November 27, 2012;
- [7] R. L. Scorah, *On the Thermodynamic Theory of Detonation*, Department of Mechanical Engineering, Stanford University, March 8, 1935;
- [8] M. L. Coleman, *Overview of Pulse Detonation Propulsion Technology*, Chemical Propulsion Information Agency, The Johns Hopkins University, April 2001;
- [9] N. Alam, K. K. Sharma, K. M. Pandey, *Effects of Various Compositions of the Fuel–Air Mixture on the Pulse Detonation Engine Performance*, *Fizika Goreniya i Vzryva*, Vol. 55, No. 6, pp. 82–92, November–December, 2019;
- [10] N. Alam, K. K. Sharma, K. M. Pandey, *Thermodynamic Performance of Pulse Detonation Engine: A Technical Report*, Department of Mechanical Engineering, NIT Silchar, Assam, India;
- [11] E. Wintenberger, J. E. Sheperd, *Detonation Waves and Pulse Detonation Engines*, Explosion Dynamics Laboratory, Graduate Aeronautical Laboratories, California Institute of Technology, Pasadena, January 27, 2004;
- [12] E. Schultz, E. Wintenberger, J. Shepherd, *Investigation of Deflagration to Detonation Transition for Application to Pulse Detonation Engine Ignition Systems*, California Institute of Technology Pasadena;
- [13] B.P. Viktorovich, *About the Detonation Engine*, *American Journal of Applied Sciences* 11 (8): 1357-1364, 2014;
- [14] S. M. Frolov, *Pulse Detonation Propulsion*, N. Semenov Institute of Chemical Physics, Moscow;
- [15] M. Lam, D. Tillie, T. Leaver, B. McFadden, *Pulse Detonation Engine Technology: An Overview*, The University of British Columbia, November 26, 2004;
- [16] Zhiyi Xiao, Longxi Zheng, Jie Lu and Wenhao Tan, *Pulse Detonation Engine Performance Analysis*, School of Power and Engineering, Northwestern Polytechnical University;
- [17] M.A. Liberman, M.F.Ivanov, A.D.Kiverin, M.S.Kuznetsov, A.A. Chukalovsky, T.V.Rakhimova, *Deflagration-to-detonation transition in highly reactive combustible mixtures*, *Acta Astronautica* 67 (2010) 688–701.
- [18] J. Sweeney, *Pulse Detonation Engines*, ASEN 5063.

## SITOGRAFIA

- [I] Scaled Composites Long-EZ "Borealis", Official United States Air Force Website, <https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/195765/scaled-composites-long-ez-borealis/>;
- [II] Pulsed detonation engine flies into history, Official United States Air Force Website, L. Barr, May 16, 2008, [www.wpafb.af.mil/News/Article-Display/Article/400875/pulsed-detonation-engineflies-into-history/](http://www.wpafb.af.mil/News/Article-Display/Article/400875/pulsed-detonation-engineflies-into-history/);
- [III] Borealis PDE, Scaled Composites, [www.scaled.com/portfolio/borealis-pde/](http://www.scaled.com/portfolio/borealis-pde/);
- [IV] Japan successfully tests rocket engine propelled by shock waves, July 28, 2021, [room.eu.com/news/japan-successfully-tests-rocket-engine-propelled-by-shock-wave/](http://room.eu.com/news/japan-successfully-tests-rocket-engine-propelled-by-shock-wave/);
- [V] AFRL Pulsed Detonation Engine, National Museum of the US Air Force, <https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/628269/afri-pulsed-detonation-engine/>;
- [VI] A schematic diagram showing a Z-N-D detonation model propagating towards the right and temperature, pressure and density profile across the detonation wave, [https://www.researchgate.net/figure/A-schematic-diagram-showing-a-Z-N-D-detonation-model-propagating-towards-the-right-and\\_fig1\\_305727377](https://www.researchgate.net/figure/A-schematic-diagram-showing-a-Z-N-D-detonation-model-propagating-towards-the-right-and_fig1_305727377);
- [VII] Soot track of direct detonation initiation in a stoichiometric H<sub>2</sub>-air mixture located on both sides of the plate; the plate is located on the left; the detonation approaches from the left, [https://www.researchgate.net/figure/Soot-track-of-direct-detonation-initiation-in-a-stoichiometric-H-2-air-mixture-located\\_fig2\\_276136659](https://www.researchgate.net/figure/Soot-track-of-direct-detonation-initiation-in-a-stoichiometric-H-2-air-mixture-located_fig2_276136659);
- [VIII] Schematic of the propagation of a cellular detonation front, showing the trajectories of the triple points, [https://www.researchgate.net/figure/Schematic-of-the-propagation-of-a-cellular-detonation-front-showing-the-trajectories-of\\_fig4\\_237777864](https://www.researchgate.net/figure/Schematic-of-the-propagation-of-a-cellular-detonation-front-showing-the-trajectories-of_fig4_237777864);
- [IX] Detonation chamber with Shchelkin spiral installed, [https://www.researchgate.net/figure/Detonation-chamber-with-Shchelkin-spiral-installed\\_fig1\\_237210186](https://www.researchgate.net/figure/Detonation-chamber-with-Shchelkin-spiral-installed_fig1_237210186);
- [X] The World's First Space Flight For The Rotating Detonation Engine, And A Glimpse At A New Sample Return Capsule, <https://cosmos.isas.jaxa.jp/the-worlds-first-space-flight-for-the-rotating-detonation-engine-and-a-glimpse-at-a-new-sample-return-capsule/>.