

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale
Alcuni aspetti del processo di combustione dei
propellenti liquidi

Tutor universitario: Prof. Roberta Bertani

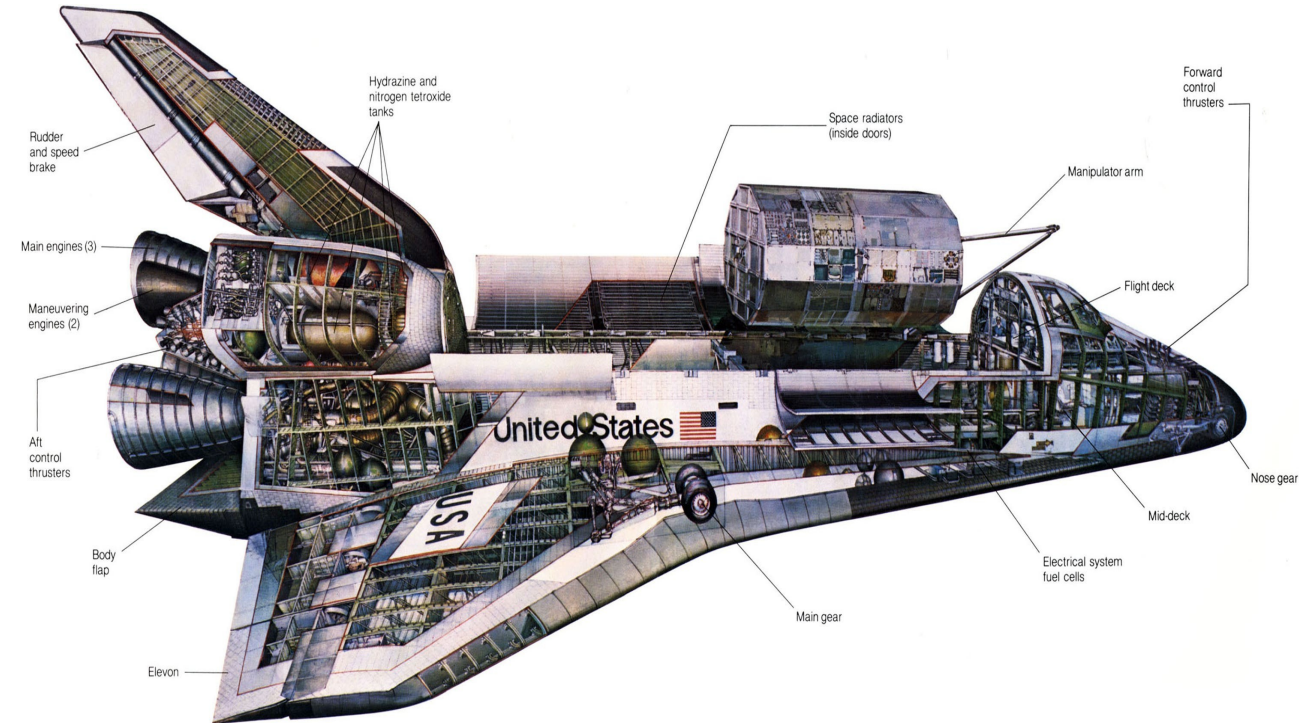
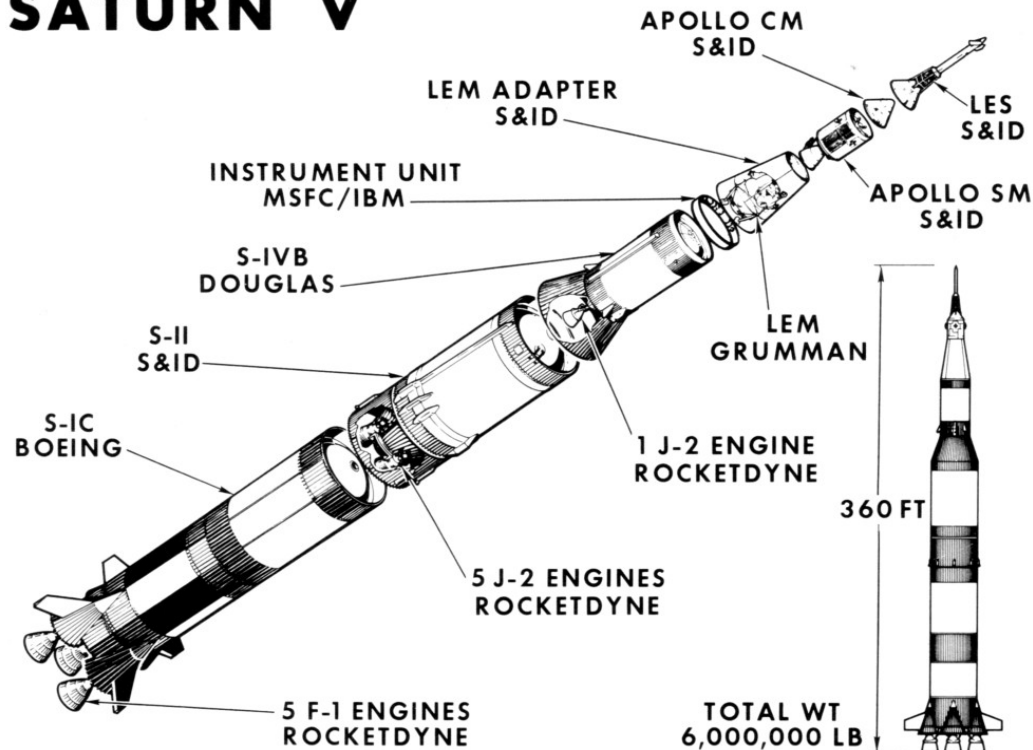
Padova, 20/11/2023

Laureando: *Carraro Giacomo*

I propellenti liquidi sono stati ampiamente utilizzati per la conquista dello spazio. Le loro performance elevate unite al progresso tecnologico hanno portato alla realizzazione di diverse tipologie di endoreattori nel corso della storia. In particolare, è grazie ad un razzo a propellenti liquidi che l'umanità ha potuto raggiungere un altro corpo celeste, la Luna.

La trattazione ha lo scopo di presentare le fondamenta teoriche che stanno alla base di un sistema propulsivo a propellenti liquidi, focalizzando l'attenzione sugli aspetti della combustione tra ossidante e carburante, in particolare sulla reazione chimica Idrogeno-Ossigeno.

SATURN V



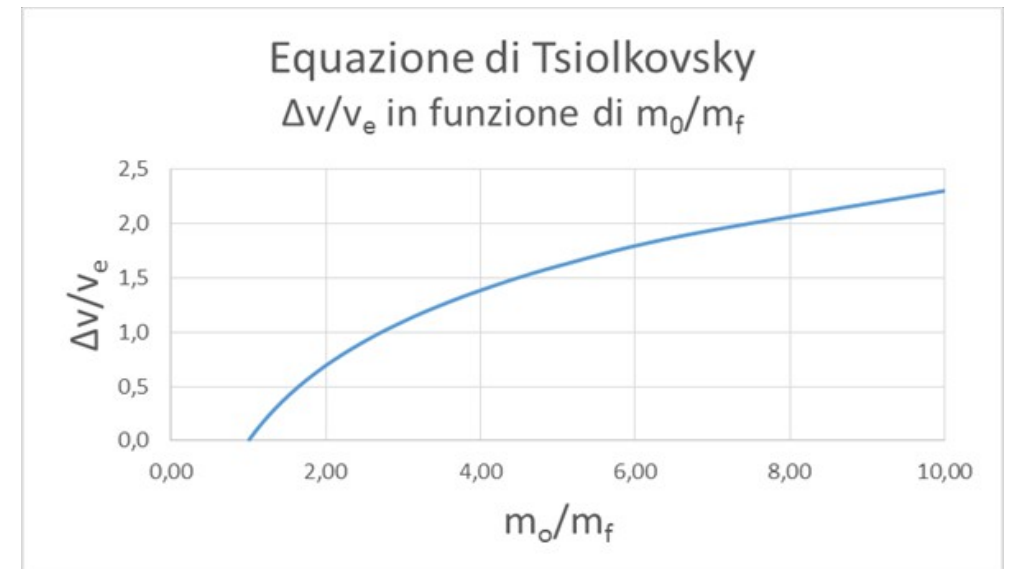
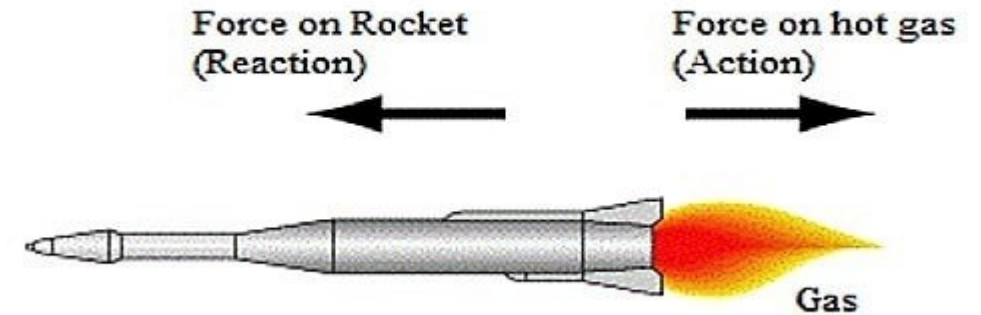
Nella sua forma base un razzo è un dispositivo che spinge se stesso emettendo un getto di materia. La quantità di moto fornita dal getto si traduce in una forza che agisce accelerando il razzo nella direzione opposta a quella di uscita della materia.

L'entità della forza di accelerazione può essere calcolata applicando il principio di conservazione della quantità di moto e derivando quest'ultimo:

$$F = dP/dT = \dot{m}v_e$$

La variazione della velocità dall'istante iniziale a quello finale è determinata, considerando la massa di propellente che decresce nel tempo, dall'equazione di Tsiolkovsky:

$$\Delta V = v_e [\ln(M_0/M)]$$



Il concetto di sistema propulsivo a razzo ideale è utile perchè i principi termodinamici, che governano il processo, possono essere espressi da semplici relazioni matematiche. Queste equazioni descrivono un flusso quasi-monodimensionale dell'ugello che corrisponde ad una semplificazione del reale comportamento tridimensionale. Con tali assunzioni, si possono ottenere soluzioni approssimate per molti sistemi propulsivi e analisi preliminari. La soluzione reale si discosta da quella teorica di valori prossimi al 1-6%.

Il principio di conservazione dell'energia può essere prontamente utilizzato per i processi adiabatici all'interno dell'ugello.

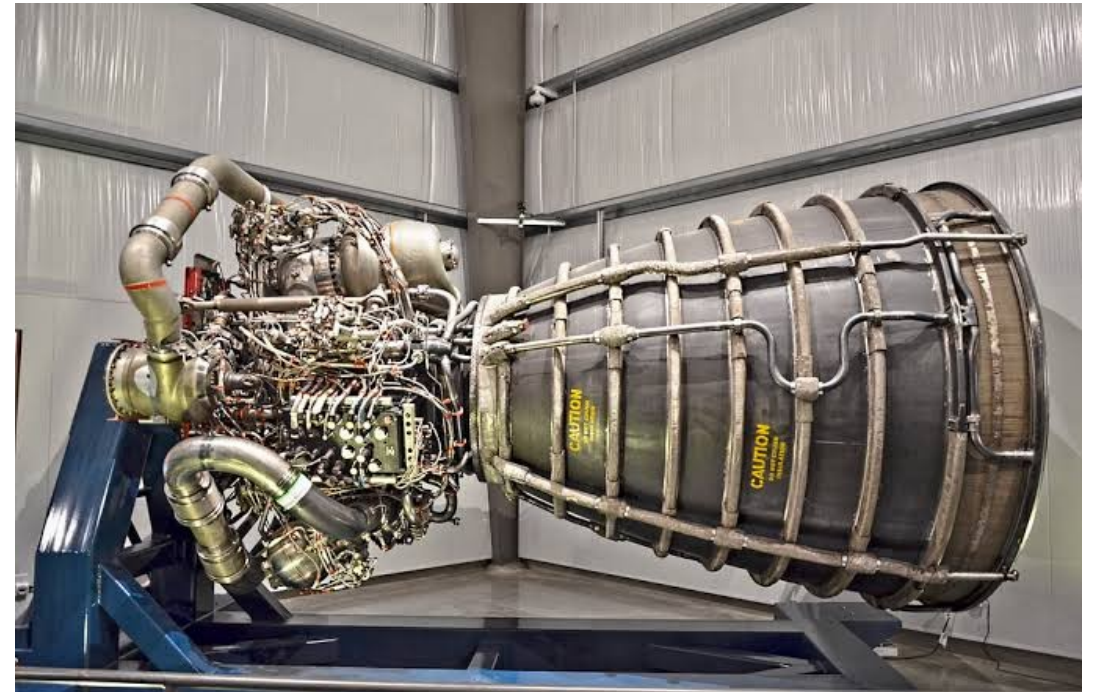
In particolare, considerando l'entalpia si ottiene:

$$h_0 = h + v^2/2J = \text{costante}$$

La conservazione di energia per un flusso isoentropico tra due sezioni 1,2 mostra che il decremento dell'entalpia o del contenuto termico del flusso si traduce in un incremento dell'energia cinetica:

$$h_1 - h_2 = 1/2 (v^2_2 - v^2_1)/J$$

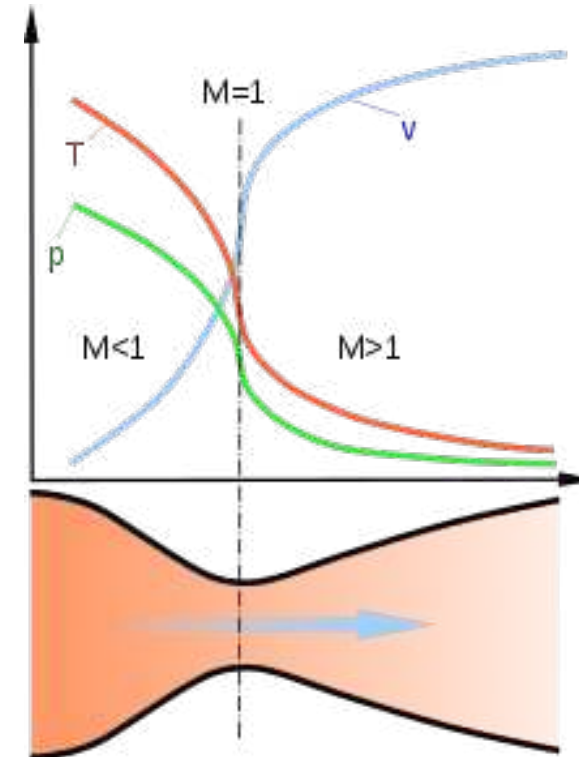
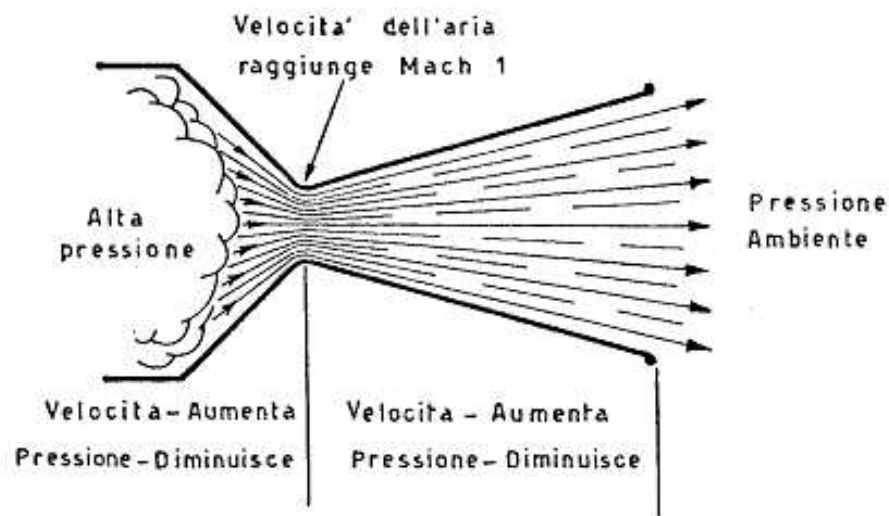
$$v_2 = \sqrt{[2J(h_1-h_2) + v^2_1]}$$



Vi sono tre differenti tipi di ugelli: subsonici, sonici e supersonici.

Gli ugelli supersonici (o di Laval) sono quelli utilizzati per i razzi in quanto riescono a raggiungere un alto grado di conversione di entalpia in energia cinetica. Il rapporto tra la pressione in ingresso e in uscita è sufficiente a raggiungere il flusso supersonico.

Negli ugelli supersonici il flusso dei gas nella sezione di gola raggiunge la velocità di Mach 1 (flusso sonico).

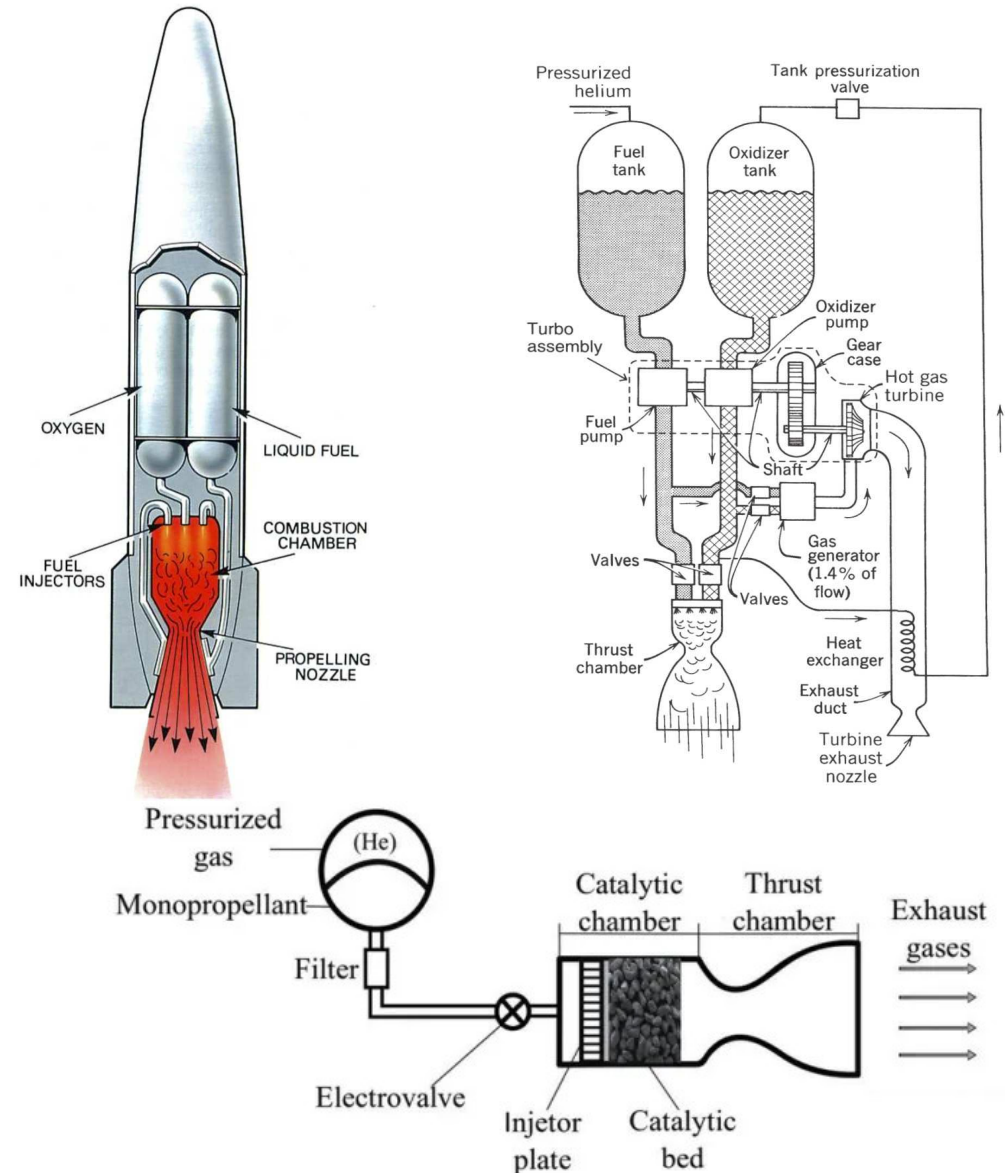


I propellenti liquidi, i quali sono le sostanze di lavoro dei motori a razzo, costituiscono i fluidi che subiscono cambiamenti chimici e termodinamici. Il termine propellente liquido abbraccia tutti i liquidi utilizzati allo scopo della combustione e comprende:

- Gli ossidanti (ossigeno liquido, acido nitrico, tetrossido di azoto);
- I carburanti (kerosene, alcoli, idrogeno liquido);
- Composti chimici o miscela di ossidanti e combustibili come l'Idrazina.

Un **bipropellente** ha due propellenti liquidi separati, un ossidante e un combustibile. Essi sono immagazzinati separatamente e non sono miscelati al di fuori della camera di combustione. La combinazione ipergolica del bipropellente si autoaccende al contatto tra l'ossidante e il carburante.

Un **monopropellente** contiene un agente ossidante e una materia combustibile in una singola sostanza. Può essere una miscela di vari componenti oppure una sostanza omogenea come l'Idrazina o il Perossido di Idrogeno.

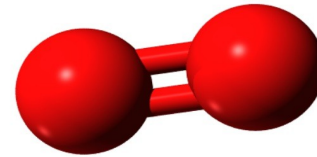


È importante distinguere le proprietà dei propellenti liquidi (carburante e ossidante nelle condizioni prima della reazione) dalla miscela di gas caldi che si forma nella camera di combustione. La natura chimica dei propellenti liquidi e il loro rapporto di miscelazione determina direttamente le caratteristiche dei gas di scarico. Sfortunatamente, nessuno dei propellenti conosciuti ha tutte le proprietà desiderabili, quindi la scelta della combinazione di propellente è solitamente un compromesso di vari fattori:

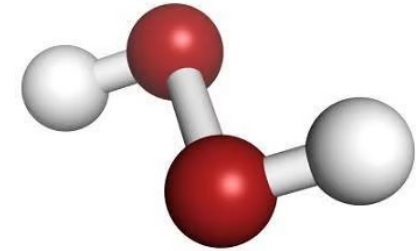
- 1) Fattori Economici
- 2) Prestazioni
- 3) Pericoli fisici comuni
- 4) Proprietà fisiche desiderabili
- 5) Accensione e combustione

Di seguito vengono illustrati i principali ossidanti liquidi utilizzati per impulsi specifici elevati:

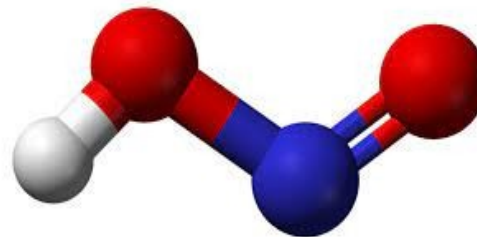
- Ossigeno liquido O_2 (LOX), ($T_{fus}:50,5K$; $T_{eb}:90,2K$)
- Perossido di Idrogeno H_2O_2 , ($T_{fus}:273K$; $T_{eb}:423K$)
- Acido Nitrico HNO_3 , ($T_{fus}:231K$; $T_{eb}:394K$)
- Tetrossido di Azoto N_2O_4 ($T_{fus}:262K$; $T_{eb}:294K$)



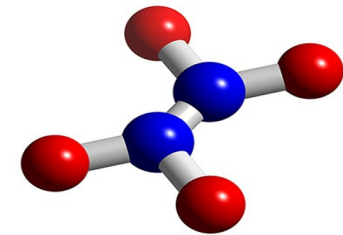
O_2



H_2O_2



HNO_3



N_2O_4

Anche i carburanti liquidi possono essere suddivisi in più categorie:

-Combustibili Idrocarburici: i derivati del petrolio comprendono una grande varietà di prodotti chimici a base di idrocarburi, molti dei quali possono essere utilizzati come combustibile per i razzi;

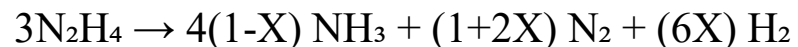
-Idrogeno Liquido H₂ (Tfus:14,2K; Teb:20,7K): l'idrogeno liquido quando è bruciato con l'ossigeno liquido offre prestazioni elevate, oltre ad essere un eccellente refrigerante rigenerativo;

-Idrazina N₂H₄ (Tfus:275K; Teb:386K): l'Idrazina è una sostanza tossica e incolore, con un alto punto di congelamento. I serbatoi e i condotti dove scorrere l'idrazina sono spesso riscaldati elettricamente per prevenire il congelamento negli strati più alti dell'atmosfera e nello spazio aperto;

-Idrazina come monopropellente: l'idrazina oltre ad essere un buon carburante ha ottime proprietà anche come monopropellente quando è decomposta con un catalizzatore solido adatto. La decomposizione è descritta da due stadi:



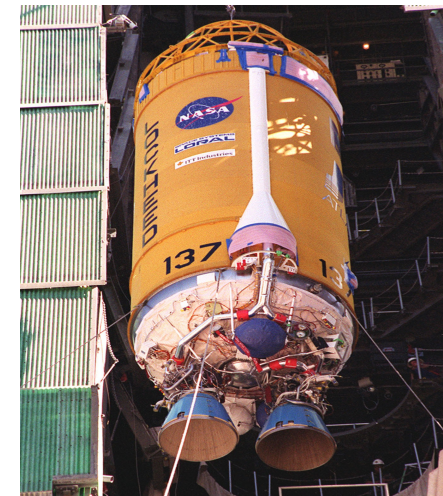
Riassumendo:



Dove X è il grado di dissociazione di NH₃ che dipende dal catalizzatore, dimensioni e geometria della camera.



RP-1



Stadio superiore Centaur



Motore Space-Shuttle

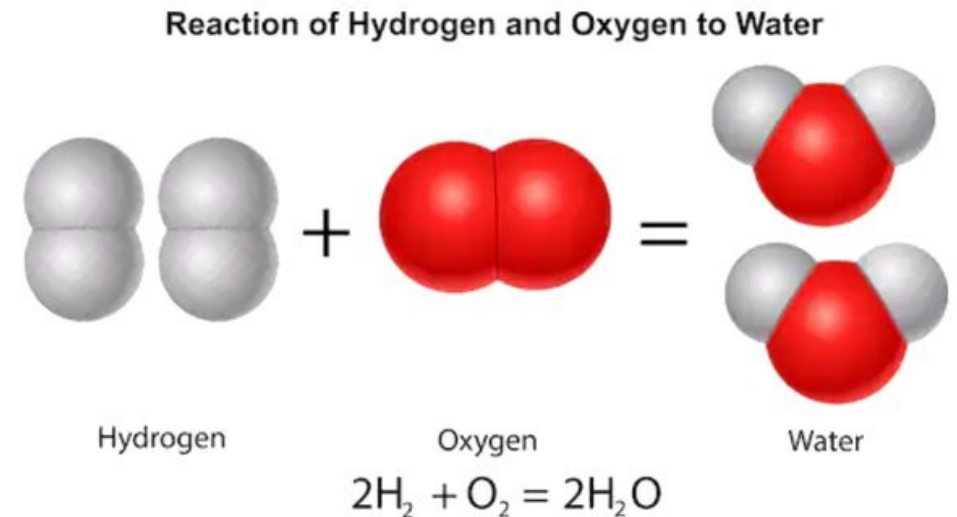
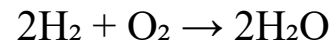
Per comprendere il meccanismo di ossidazione Idrogeno-Ossigeno è fondamentale conoscerne il limite di esplosione.

Il **limite di esplosione** è il limite pressione-temperatura per uno specifico rapporto di miscela combustibile-ossidante che separa la zona di reazione lenta e veloce.

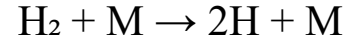
Il **limite di infiammabilità** per una data temperatura e pressione, specifica il rapporto combustibile-ossidante oltre al quale la fiamma non si propaga. Perché la fiamma possa propagarsi devono avvenire reazioni rapide.

Una miscela stechiometrica di O₂-H₂ in condizioni standard alimentano la fiamma perché inizialmente una fonte di accensione porta la miscela in regime esplosivo, dopodiché la fiamma, per diffusione, riscalda la miscela fresca a temperature elevate tali da eccedere il limite di esplosività e far proseguire la reazione.

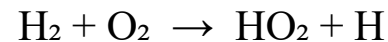
La reazione di combustione Idrogeno-Ossigeno può essere riassunta mediante tale formulazione:



Considerando i meccanismi termici, l'energia di dissociazione dell'idrogeno è inferiore a quella dell'ossigeno, quindi l'innesco può essere correlato alla dissociazione dell'idrogeno. Per iniziare l'esplosione sono necessari solo pochi radicali nella regione della temperatura di interesse (675K). Se la dissociazione dell'Idrogeno è la fase iniziale della catena, la reazione è la seguente:

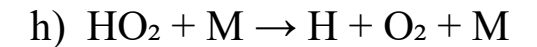
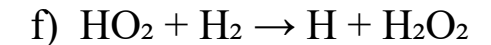
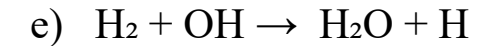
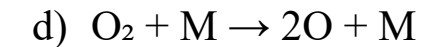
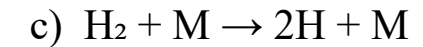
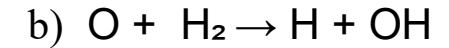
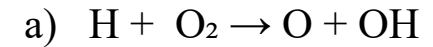


Nel modello accurato che riproduce sperimentalmente il ritardo di accensione si è osservato che lo step iniziale di accensione, ad eccezione di temperature molto elevate dove la prima reazione descritta prevale, ha la seguente formulazione stechiometrica:



La caratteristica essenziale della fase di iniziazione è fornire un radicale per il sistema a catena, perciò l'effettiva fase di inizio non è importante nella determinazione dell'esplosività né tanto meno nella determinazione dei prodotti formati. Tali reazioni forniscono un radicale H che può essere sviluppato in reazioni a catena.

Sequenza delle reazioni:

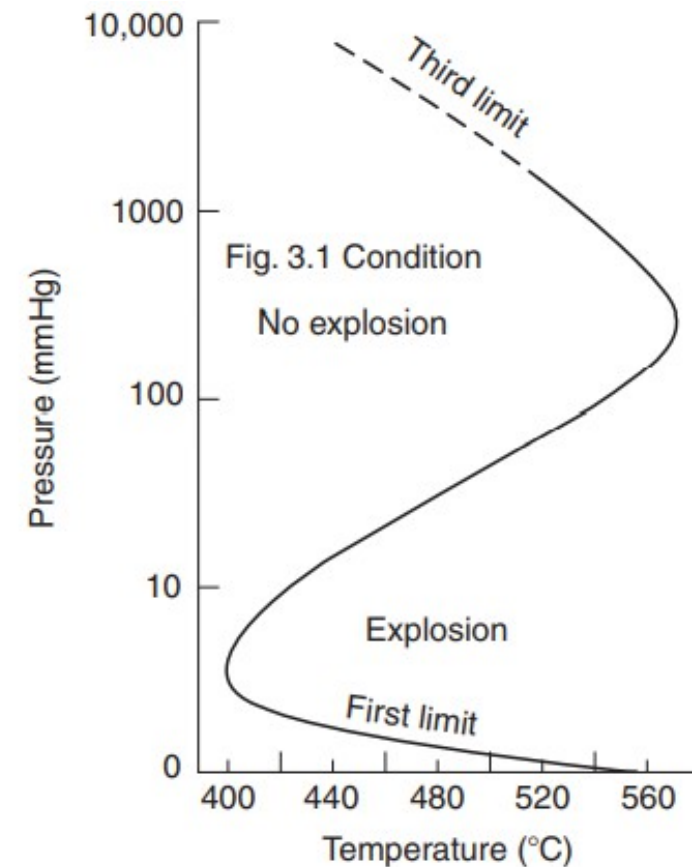


È stato stabilito che un ciclo di questa reazione produce un aumento netto di atomi di idrogeno nel sistema reattivo e ciò permette di incrementare esponenzialmente la velocità della reazione fino ad ottenere un regime esplosivo.

All'interno del **primo limite di esplosività** il libero cammino medio delle molecole è abbastanza lungo da permettere ai radicali O, H e OH di raggiungere ed essere distrutti in prossimità delle pareti prima di reagire con altre specie, spegnendo le reazioni di propagazione.

Alla pressione di circa 1.5mmHg (0,002 atm) e 500°C le reazioni di propagazione della catena prevalgono su quelle di distruzione alla parete e la miscela può esplodere. Con l'aumentare della pressione oltre il primo limite di esplosività il radicale HO₂, relativamente inerte, può reagire o essere distrutto alle pareti.

Alle pressioni maggiori di ~3000mmHg (4 atm) , corrispondenti al **terzo limite di esplosività**, il libero cammino medio è abbastanza corto da permettere ai radicali HO₂ di reagire con le altre specie, come si verifica nel caso di interesse.



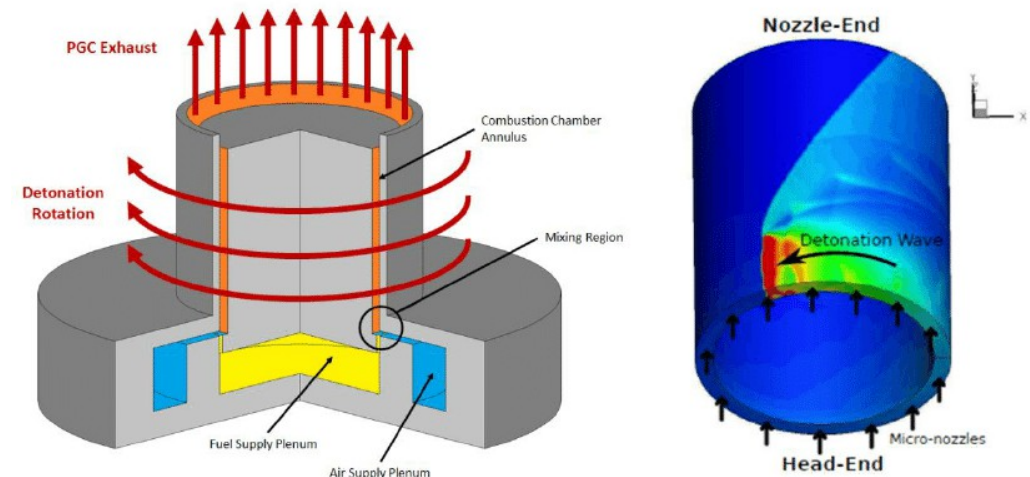
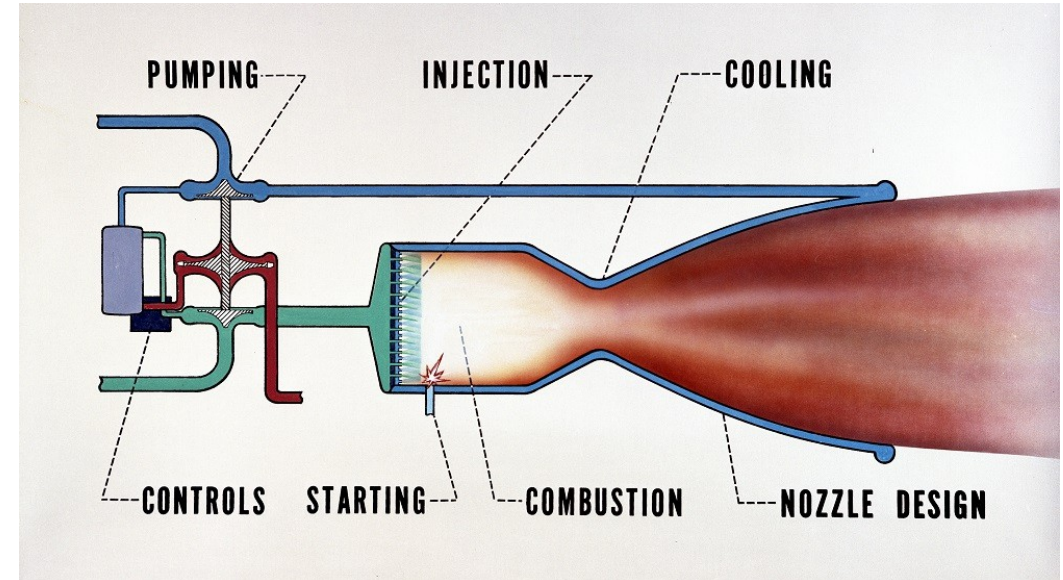
Con il termine esplosione si intende la liberazione rapida e irrefrenabile di energia, tuttavia l'Idrogeno, come altri combustibili, può bruciare in due modi.

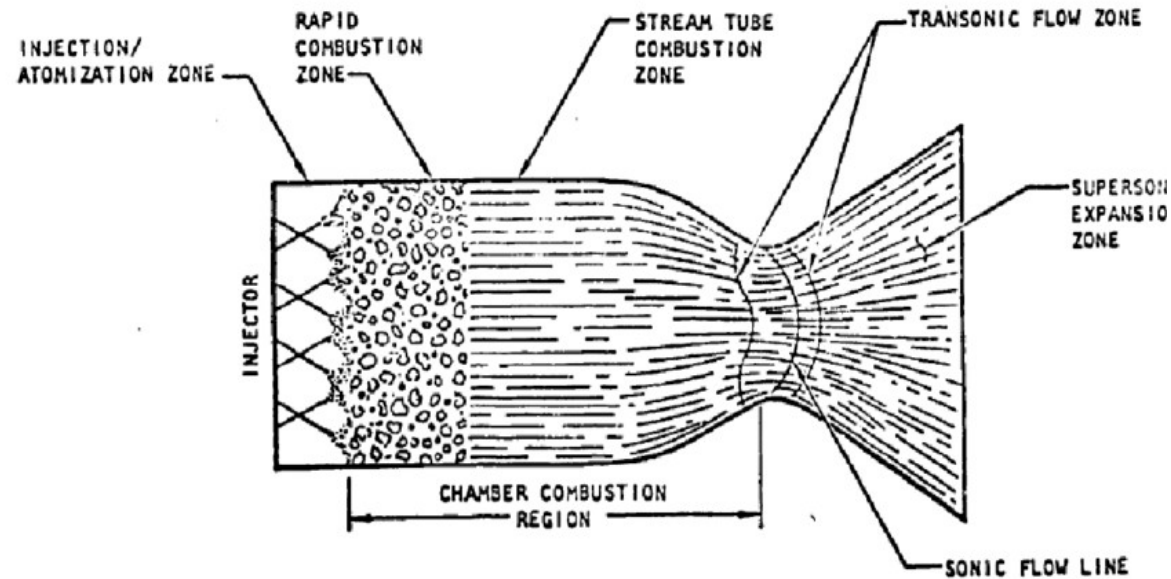
La combustione ordinaria viene chiamata **deflagrazione** in cui la fiamma attraversa la miscela a velocità subsonica.

L'altro modo di bruciare della miscela viene chiamato **detonazione**, dove la fiamma e l'onda di pressione viaggiano insieme attraverso la miscela ad una velocità supersonica.

Spesso si crea una detonazione da una normale deflagrazione che è stata innescata in una miscela confinata o semi-confinata.

Tutti i motori a getto convenzionali e la maggior parte dei motori a razzo si basano sulla deflagrazione del combustibile, che è una combustione rapida ma subsonica. Ad ogni modo, esistono motori sperimentati negli ultimi anni che basano il loro funzionamento sulle pulsazioni dei gas di scarico a regime supersonico.





INIZIAZIONE

La configurazione prevede un iniettore piatto con piccoli orifizi di iniezione per introdurre sia il carburante che l'ossidante liquidi come tanti flussi discreti individuali. Con i propellenti ipergolici c'è una fase iniziale della reazione chimica che coinvolge le due sostanze allo stato liquido, quando una goccia di carburante colpisce una goccia di ossidante. Gli esperimenti hanno mostrato che al contatto si genera un'esplosione locale con un'energia sufficiente a vaporizzare istantaneamente un sottile strato di carburante e ossidante sulla faccia di contatto delle goccioline. Ne consegue una reazione chimica dei vapori e la disgregazione e rottura delle goccioline in una reazione a catena che propaga la combustione.

INIEZIONE/ATOMIZZAZIONE

In questa sezione vengono iniettati i due propellenti liquidi ad una velocità che varia dai 7 ai 60 m/s. La configurazione dell'iniettore ha una profonda influenza sul comportamento della combustione. In questa prima zona i propellenti liquidi vengono atomizzati in tante piccole goccioline. Il calore è trasferito alle goccioline per radiazione dalla zona di combustione rapida e per convezione dai gas caldi che si trovano in tale sezione.

ZONA DI COMBUSTIONE RAPIDA

In questa zona avvengono rapide reazioni chimiche a temperature sempre più elevate. Si verifica rapidamente l'ulteriore scomposizione delle sostanze chimiche del propellente in frazioni intermedie e sostanze chimiche più piccole e più semplici; inoltre avviene l'ossidazione delle frazioni di carburante.

La velocità di rilascio termico (ovvero quanto brucia velocemente la sostanza) aumenta notevolmente e ciò provoca un aumento del volume specifico della miscela di gas e un aumento della velocità assiale di un fattore pari o superiore a 100.

ZONA DI COMBUSTIONE DEL TUBO DI FLUSSO

Proseguendo il tragitto attraverso la camera di spinta, i gas caldi attraversano la zona di combustione del tubo di flusso dove le reazioni di ossidazione del carburante continuano ma ad un ritmo più lento. Le velocità assiali sono molto elevate dell'ordine dei 200-600 m/s, mentre le velocità trasversali convettive sono relativamente basse.



Gli endoreattori a propellenti liquidi sono una risorsa tecnologica destinata ad evolversi nel tempo.

I processi di combustione a cui vanno incontro, soprattutto considerando i propellenti ipergolici, rendono possibile l'esplorazione dello spazio in condizioni ambientali ben diverse dalla Terra.

Approfondendo la reazione Idrogeno-Ossigeno abbiamo capito come dietro una semplice reazione stechiometrica ci sia un intricato sottosistema di reazioni radicaliche che a seconda delle variabili termodinamiche quali temperatura e pressione possono portare a diversi sottoprodotti.

Infine, valutando le diverse fasi della combustione nella camera di spinta, abbiamo compreso l'andamento del flusso dei gas fino all'uscita dell'ugello.

- George P. Sutton, Oscar Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, Eighth edition, Wiley
- Martin J.L. Turner, *Rocket and spacecraft propulsion*, Second Edition, Springer, Praxis
- Irvin Glassmann, Richard A. Yetter, *Combustion*, Fourth Edition, Elsevier
- Gabriel D. Roy, Ph.D., *Combustion processes in propulsion*, Elsevier
- Martin Hersch, *hydrogen-oxygen chemical reaction kinetics in rocket engine combustion*, Lewis Research Center Cleveland, Ohio

*GRAZIE PER
L'ATTENZIONE*