

1222 · 2022
800
ANNI



UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale

Titolo relazione

ANALISI DEL ROCKET ENGINE RAPTOR E SIMULAZIONE DELL'UTILIZZO DEL METANO COME PROPELLENTE

Relatore: Prof. Bertani Roberta

Candidato: Paradiso Claudio 1195263

Anno Accademico 2021/2022

L'obiettivo di questa tesi è analizzare il nuovo motore a razzo, attualmente in fase di sviluppo, presso l'agenzia spaziale **Space X**.

Tale analisi trae origine dal fatto che tale motore, denominato **Raptor**, sfrutta un **ciclo termodinamico a combustione a stadi a flusso completo**: attualmente il più complesso per questa tipologia di motori.

Inoltre, il motore **Raptor** non solo utilizza il ciclo più complesso mai realizzato, ma è alimentato a **Metano e Ossigeno liquido**, una novità per il settore.

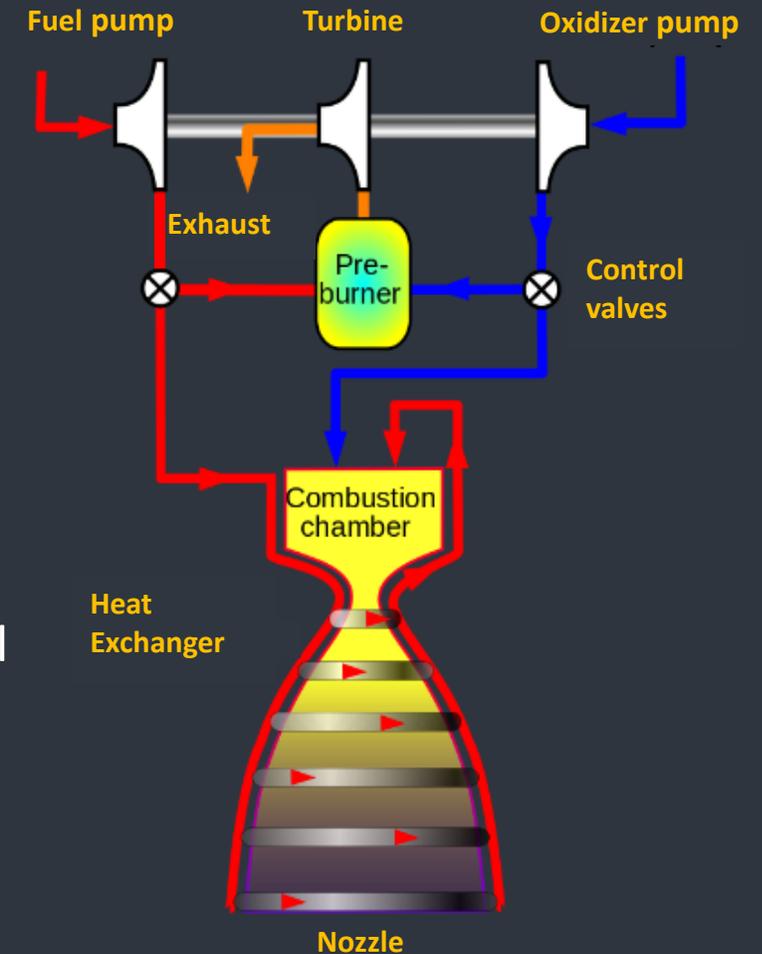
Quindi l'obiettivo di questo elaborato è comprendere il ciclo a combustione a stadi a flusso completo ed eventuali vantaggi e svantaggi di utilizzare il **metano** rispetto all'**idrogeno** o all'**RP-1**. Per questo utilizzerò il software della **Nasa Cearun**, al fine di compiere una simulazione dell'uso di tale combustibile.

Il ciclo più semplice utilizzato è il **CICLO A GENERATORE DI GAS**.

Ciclo aperto utilizzato nei motori a razzo a **bipropellente liquido** (RP-1 e LOX), composto da **due turbopompe**, una **turbina**, **due camere di combustione** e un **ugello**.

La combustione nel **prebruciatore** avviene in presenza di un eccesso di carburante in modo tale da avere fumi a temperature non troppo elevate per la turbina. Questo porta anche ad una combustione incompleta.

È possibile modificare il ciclo e rendendolo chiuso, catturando lo scarico del prebruciatore e alimentandolo nella camera di combustione del motore.



CHIUSURA DEL CICLO

RUSSI

PRECOMBUSTIONE RICCA DI OSSIGENO



TEMPERATURA TROPPO ELEVATA



SVILUPPO NUOVE LEGHE METALLICHE

RD-180
(RP-1 / LOX)



AMERICANI

PRECOMBUSTIONE RICCA DI CARBURANTE



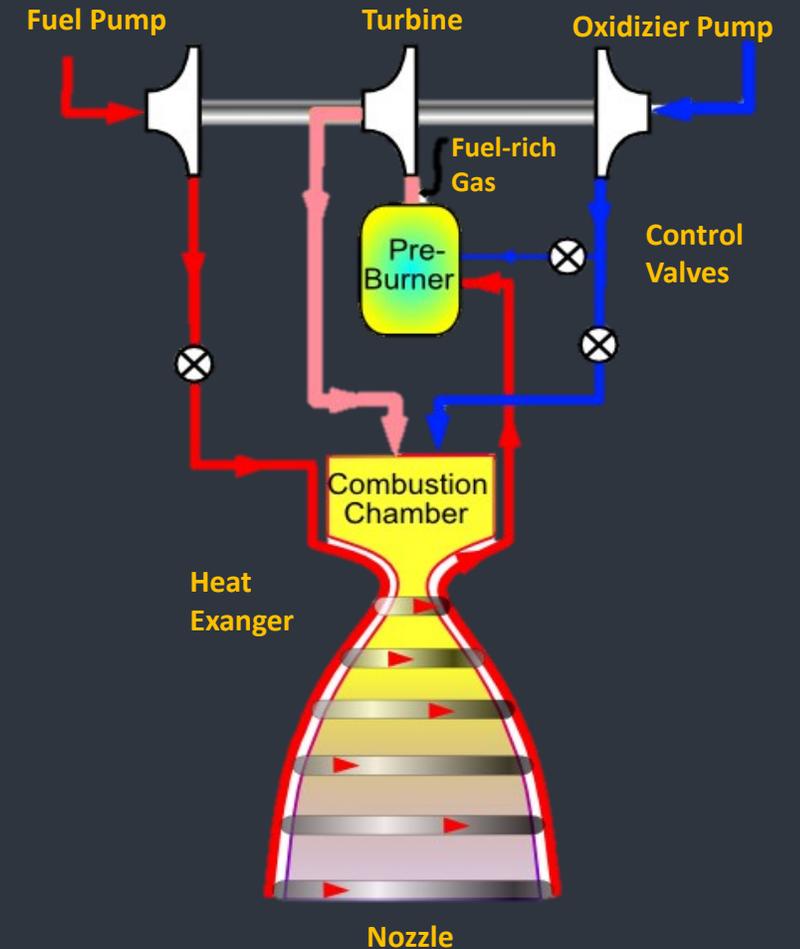
UTILIZZO IDROGENO



RS-25. Space Shuttle Main Engine (LH₂ / LOX)

VANTAGGI

- Tutto il carburante viene utilizzato per generare la spinta propulsiva, andando ad ottenere una **maggiore efficienza termodinamica**;
- **Sovrabbondanza di potenza** disponibile che permette di ottenere notevoli pressioni in camera di combustione (>20 MPa) e conseguenti elevati rapporti di espansione nell'ugello e migliore efficienza a bassa quota.



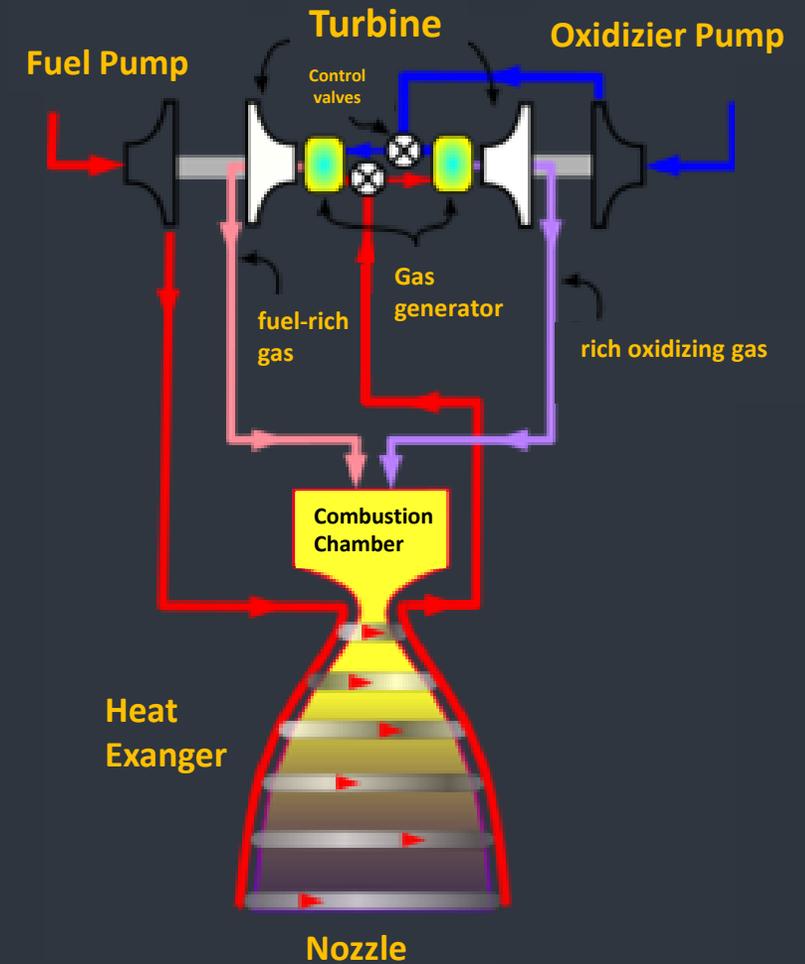
SVANTAGGI

- Condizioni avverse in turbina;
- Necessità di **complessi sistemi di controllo** e condotti dimensionati per convogliare i gas ad alta pressione nella camera di combustione;
- **Ridotto salto di pressione** disponibile nella turbina della turbopompa (fattore limitante dei sistemi a ciclo chiuso);
- Se precombustione è **ricca di ossigeno** occorrono leghe metalliche adeguate per la turbina;
- Peso considerevole rispetto al ciclo a generatore di gas.

Sia la precombustione ricca di ossigeno che di carburante sono un miglioramento rispetto allo scarico di tutto in mare. Ma in entrambi i casi ci sono ancora prodotti potenzialmente combustibili che vengono sprecati. I due approcci risolvono metà diverse dello stesso problema, per chiudere veramente il ciclo, i due progetti dovrebbero essere utilizzati contemporaneamente nello stesso motore.

CICLO A COMBUSTIONE A STADI A FLUSSO COMPLETO

Formato da **due pompe indipendenti** per ossidante e carburante, spinte da **due turbine** alimentate dai propri **prebruciatori** dedicati. In questo ciclo tutto il carburante e l'ossidante vengono fatti passare attraverso i rispettivi prebruciatori, ovvero il combustibile viene bruciato due volte: una volta a un'efficienza inferiore nei prebruciatori per produrre energia per far girare le turbine, e di nuovo alla massima efficienza nella camera di combustione per produrre spinta.

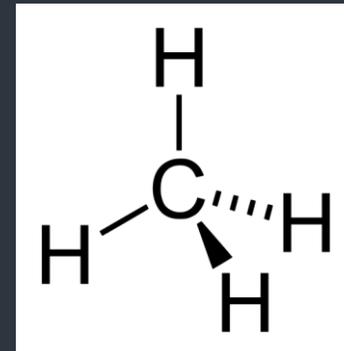


VANTAGGI

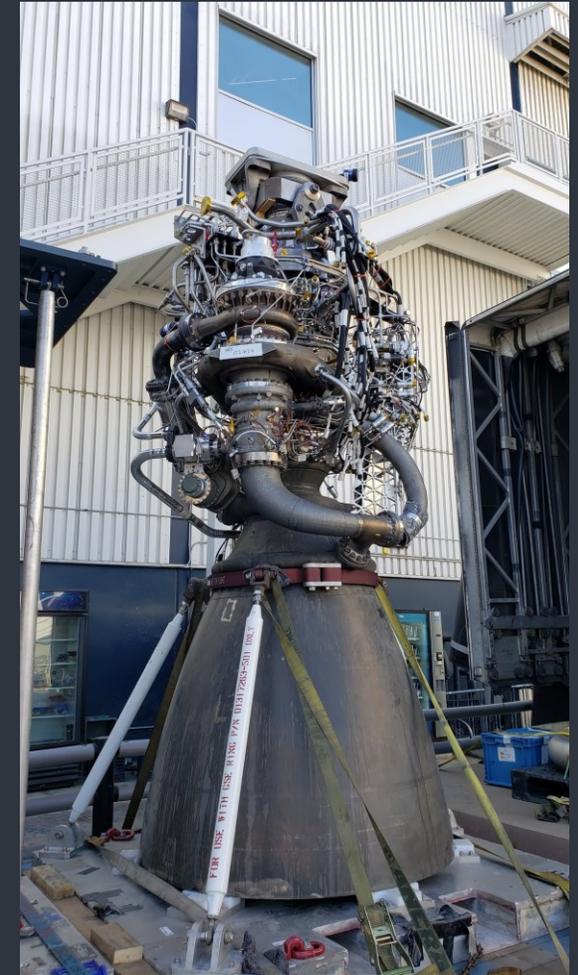
- Maggiore efficienza del carburante in quanto elimina ogni spreco.
- **Efficienza del motore maggiore**, in quanto sia il carburante che l'ossidante entrano nella camera di combustione come **gas**.
- Meno stress sulle giranti della turbina che tendono a funzionare a temperatura e pressione inferiore.
- Ciclo di vita maggiore delle turbine.

SIMULAZIONE USO METANO

Abbiamo visto il ciclo a combustione a stadi a flusso completo che utilizzerà il nuovo motore **Raptor** di **Space X**. Non ci resta che esaminare anche le caratteristiche uniche del metano liquido come carburante per razzi e cerchiamo di capire perché **Space X** l'ha scelto. Finora per progettare tale motore l'azienda ha dovuto affrontare problemi non da meno, come realizzare la propria superlega, denominata SX500, ma anche cercare il miglior rapporto **carburante/ossidante** per creare la più alta pressione in camera di qualsiasi motore a razzo di sempre, a **270 bar**, battendo il record dell'**RD-180** di circa **265 bar**. In ogni caso l'obiettivo finale è il raggiungimento di **300 bar**.



Density: 422.8 g/l (liquid, -162 °C)
Boiling Point: -161.5 °C
Molar Mass: 16.043 g·mol⁻¹



SIMULAZIONE USO METANO

Quali sono le qualità che rendono vantaggioso il metano rispetto all'idrogeno o all'RP-1?

Diamo un'occhiata al **metano** rispetto all' RP-1 e all' **Idrogeno**

Il fattore più importante quando si progetta il primo stadio è la densità del propellente. Avere un combustibile più denso significa che i serbatoi sono più piccoli e più leggeri per una data massa di combustibile.

Un serbatoio più piccolo = un razzo più leggero.

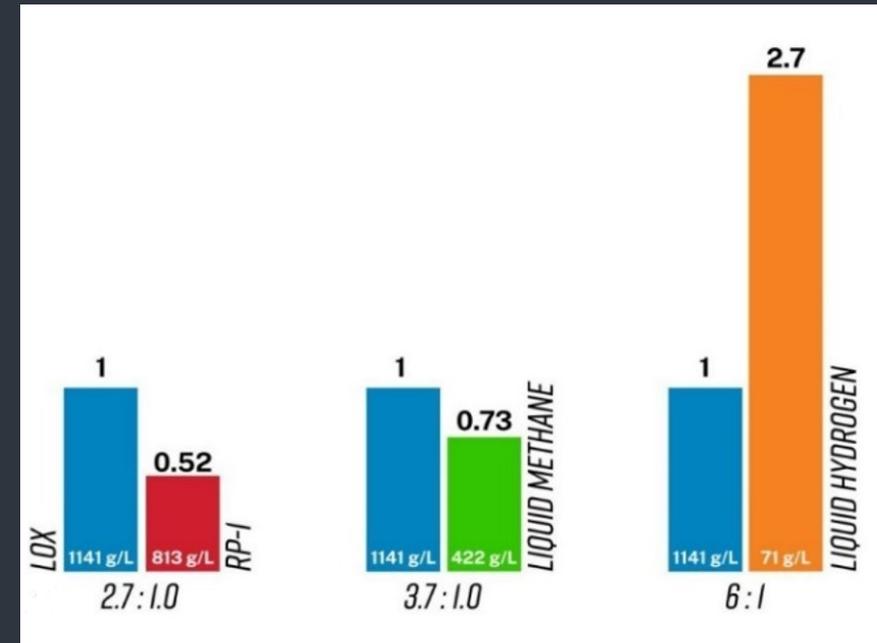
	<i>RP-1</i>	<i>METHANE</i>	<i>HYDROGEN</i>
Density	813 g/L	422 g/L	70 g/L
Boiling Point	490 K	111 K	20 K
Combustion Byproducts	CO ₂ & H ₂ O & icky stuff	CO ₂ & H ₂ O	H ₂ O
Manufacturable on Mars?	No	Yes	Yes

EVERYDAY
 ASTRONAUT

SIMULAZIONE USO METANO

Un altro fattore da tenere in conto è il rapporto **ossidante-combustibile (Mixture Ratio)**, ovvero quanto combustibile viene bruciato rispetto l'ossidante. Valore che differisce dal Rapporto Stechiometrico in quanto gli ingegneri l'hanno ricavato per avere la perfetta via di mezzo che equilibra le dimensioni del serbatoio con la potenza di spinta e l'impulso specifico desiderati. Questo per ogni litro di ossigeno ($\rho = 1141 \text{ g/l}$) si traduce in:

- 0.52 litri di RP-1 ($\rho = 813 \text{ g/l}$)
- 0.73 litri di Metano ($\rho = 422 \text{ g/l}$)
- 2.7 litri di Idrogeno ($\rho = 70 \text{ g/l}$)



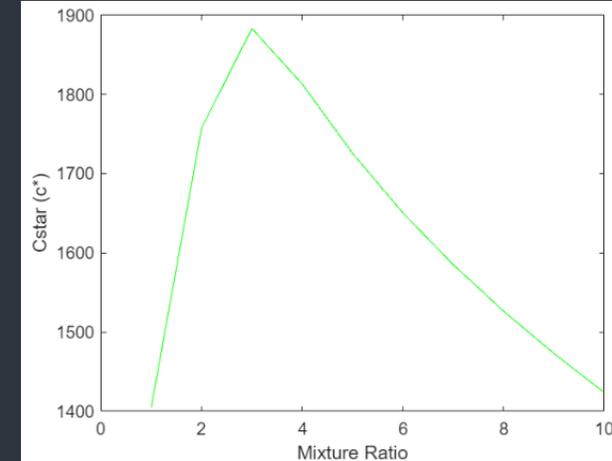
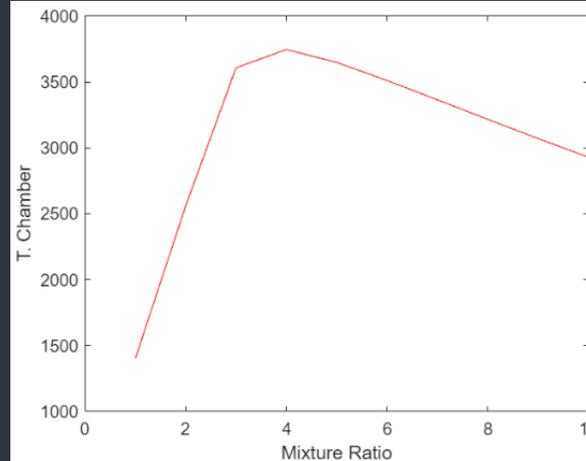
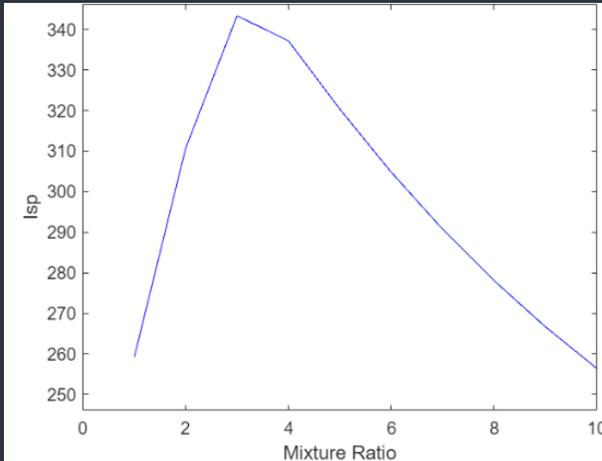
Per l'**idrogeno** occorrono serbatoi circa **5 volte più grandi** rispetto all'**RP-1**.

Per il **metano** invece occorrono serbatoi di circa il **40% più grande** rispetto l'**RP-1**, nonostante l'**RP-1** sia quasi il doppio più denso, e rispetto all'**idrogeno**, il serbatoio sarebbe **3,7 volte più piccolo**.

Un'altra importante variabile è quanto il motore è efficiente. Questo si misura in **impulso specifico (ISP)**. Tramite il software della **NASA, Cearun** simuleremo l'utilizzo di vari combustibili come il **Metano liquido (CH₄)**, l'**idrogeno liquido (LH₂)** e l'**RP-1** per poterli confrontare. Prima però occorre definire tre parametri fondamentali:

- La **Pressione in camera di combustione**, da me scelta pari a **270 bar**.
- Il **Supersonic Area Ratios (ε)**, rapporto tra l'Area di uscita dell'ugello (A_e) e l'Area di gola (A_t). Valore che varia con la quota. Per questa simulazione ho teorizzato un valore ottimale del motore Raptor pari a 40. (Valore puramente casuale in quanto non reperibile).
- **Mixture ratio**. Valore che differisce da carburante a carburante. Per la nostra simulazione questo parametro è variabile con valori da 1 a 10 proprio per poter graficare e commentare il miglior **mixture ratio** per ogni carburante in funzione dell'impulso specifico, temperatura in camera di combustione, c* e quindi valutare consumi costi e ingombro per ognuno di essi.

SIMULAZIONE CH₄ - LOX

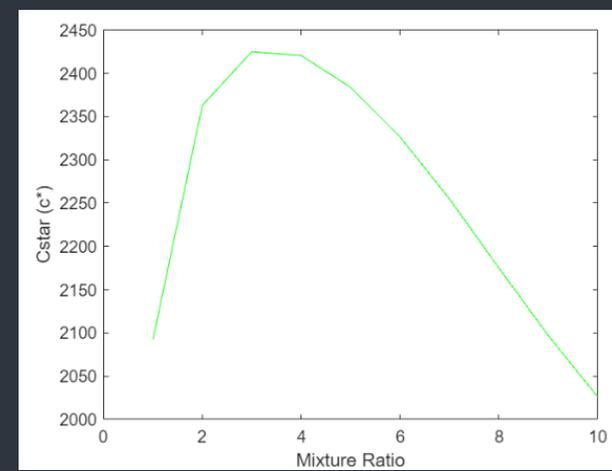
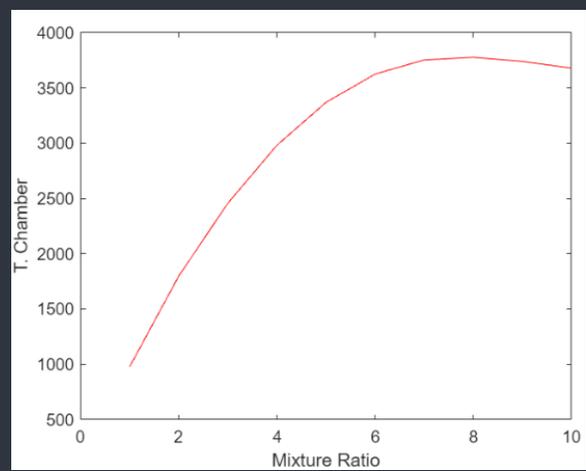
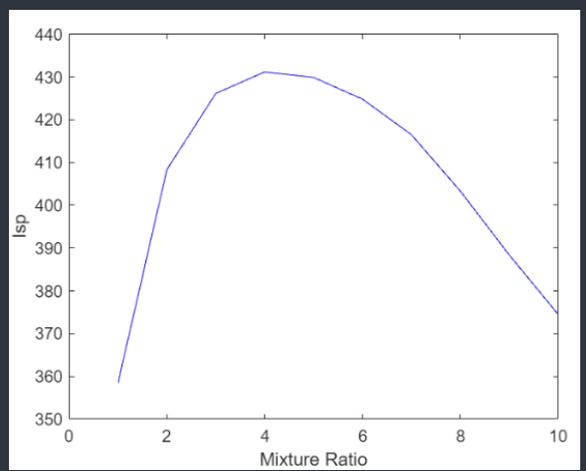


M.R.	3	4
ISP [s]	343,37	337,17
C*	1883.3	1813.1
T.C.C [K]	3607.56	3746.64
M.C.	3.969	3.652

Per il Metano il Mixture Ratio (M.R) ottimale è attorno a **3**, in disaccordo con i dati forniti dagli ingegneri(3,7). In corrispondenza di tale valore otteniamo:

- **Isp = 343,37 s**
- **T camera combustione = 3607,56 K.**
- **c* = 1883,3**
- **Mach Number = 3,969**

SIMULAZIONE LH₂ - LOX

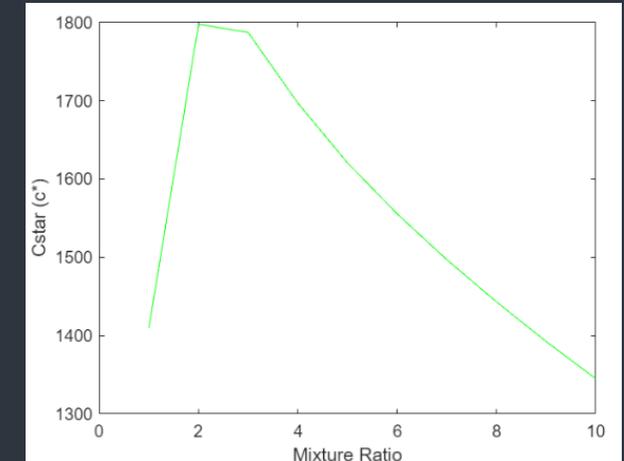
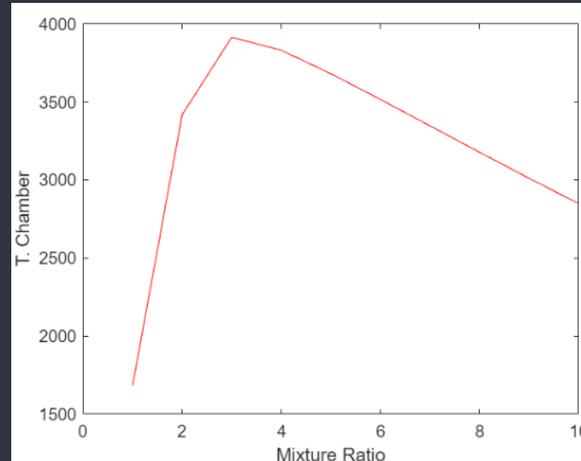
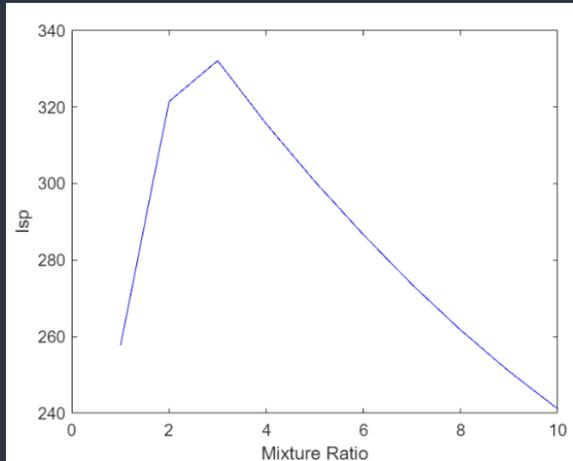


M.R.	3	4
ISP [s]	426.18	431.2
C*	2425.1	2420.7
T.C.C [K]	2456.56	2980.99
M.C.	4.569	4.312

Anche nel caso dell' idrogeno otteniamo un Mixture Ratio ottimale di 3,5, in disaccordo con i dati ingegneristici(6), in corrispondenza di tale valore otteniamo:

- Isp = 428,69 s
- T camera combustione = 2718,775K.
- c* = 2422,9
- Mach Number = 4,44

SIMULAZIONE RP-1 - LOX



M.R.	2	3
ISP [s]	321,48	332,16
C*	1797.6	1787.2
T.C.C [K]	3417.92	3914.99
M.C.	4.199	3.654

Nel caso dell' RP-1 otteniamo un Mixture Ratio ottimale di circa 2,5 (in accordo con i dati ingegneristici), in corrispondenza di tale valore otteniamo:

- $I_{sp} = 326,82 \text{ s}$
- $T_{\text{camera combustione}} = 3666,45 \text{ K}$
- $c^* = 1792,4$
- $\text{Mach Number} = 3,93$

CONCLUSIONE

	M.R.	I.M.R	ISP [S]	T.C.C [K]	C*	M.N.
LCH4	3	3,7	343,37	3607,56	1883,3	3,969
LH2	3,5	6	428,69	2718,775	2422,9	4,44
RP1	2,5	2,7	326,82	3666,45	1792,4	3,93

- M.R = Mixture Ratio
- I.M.R = Ingegneristic M.R.
- I.S.P = Specific Impulse
- T.C.C. = Temperature Chamber Combustion
- C* = C Star
- M.C. = Mach Number

Da questo confronto osserviamo che il Metano ci permette di ottenere prestazioni comprese tra l'Idrogeno (più performante) e l'RP-1 (meno performante). A questo bisogna sommare tutti i vantaggi del metano precedentemente analizzati, come le ridotte dimensioni del serbatoio. Una temperatura di ebollizione (110k), molto simile a quella dell'ossigeno (90k), quindi è possibile utilizzare lo stesso rivestimento per entrambi i serbatoi ottenendo un minore ingombro e minori costi. Fattore cruciale per la sua scelta è la facile reperibilità su Marte, in quanto la navicella **Starship** che monterà i motori Raptor è destinata a fare tali viaggi. Nel complesso da questa analisi possiamo dedurre che sicuramente questo non sarà il lanciatore migliore mai realizzato ma forse è la migliore alternativa per l'utilizzo che se ne vuole fare.



- M. Di Giacinto. Dispense del corso di Endoreattori. Università di Roma “La Sapienza”, Roma.
- P. G. Hill and C. R. Peterson. Mechanics and Thermodynamics of Propulsion. Addison-Wesley
- R. W. Humble, G. N. Henry, and W.J. Larson. Space Propulsion Analysis and Design. The McGrawHill Companies, Inc., New York, NY, USA, 1995.
- G. P. Sutton. Rocket Propulsion Elements. John Wiley & Sons, Inc., New York, NY, USA, sixth edition, 1992
- <https://www.wikipedia.org/>
- <https://everydayastronaut.com/>
- <https://cearun.grc.nasa.gov/>