

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale
«Sistema propulsivo del vettore
Saturn V»***

Tutor universitario: Prof. Brunello Pierfrancesco.

Laureando: *Valentino Savegnago.*

Padova, 16/09/2022

Il Saturn V è un razzo multistadio a propellente liquido.
Venne impiegato nei programmi Apollo e Skylab con un totale di 13 lanci.
Grazie al successo del programma Apollo è l'unico razzo che è riuscito a portare l'uomo in un altro corpo celeste.



Figura 1: decollo della missione
Apollo 11 [6]

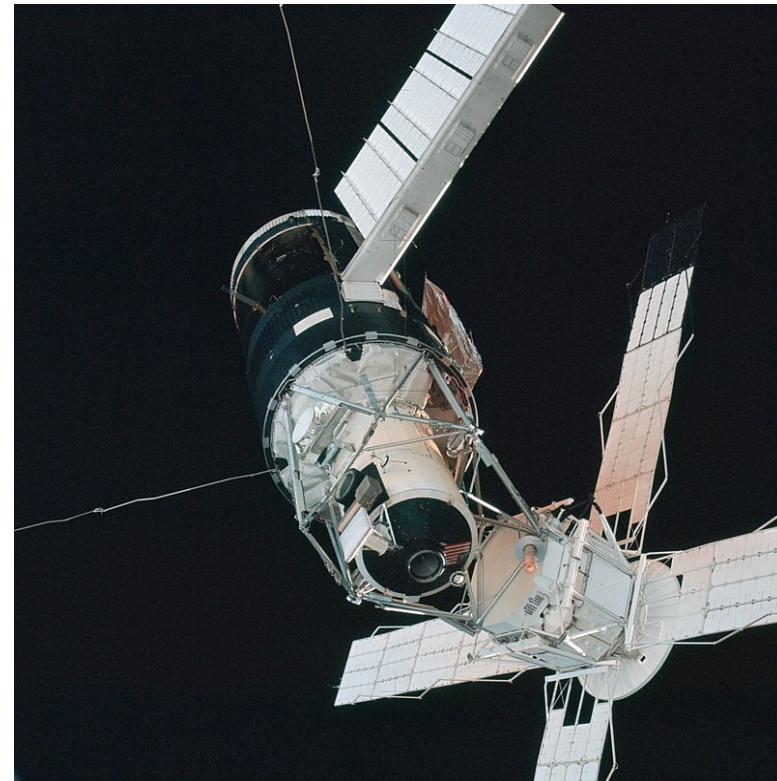


Figura 2: stazione orbitante Skylab [8]



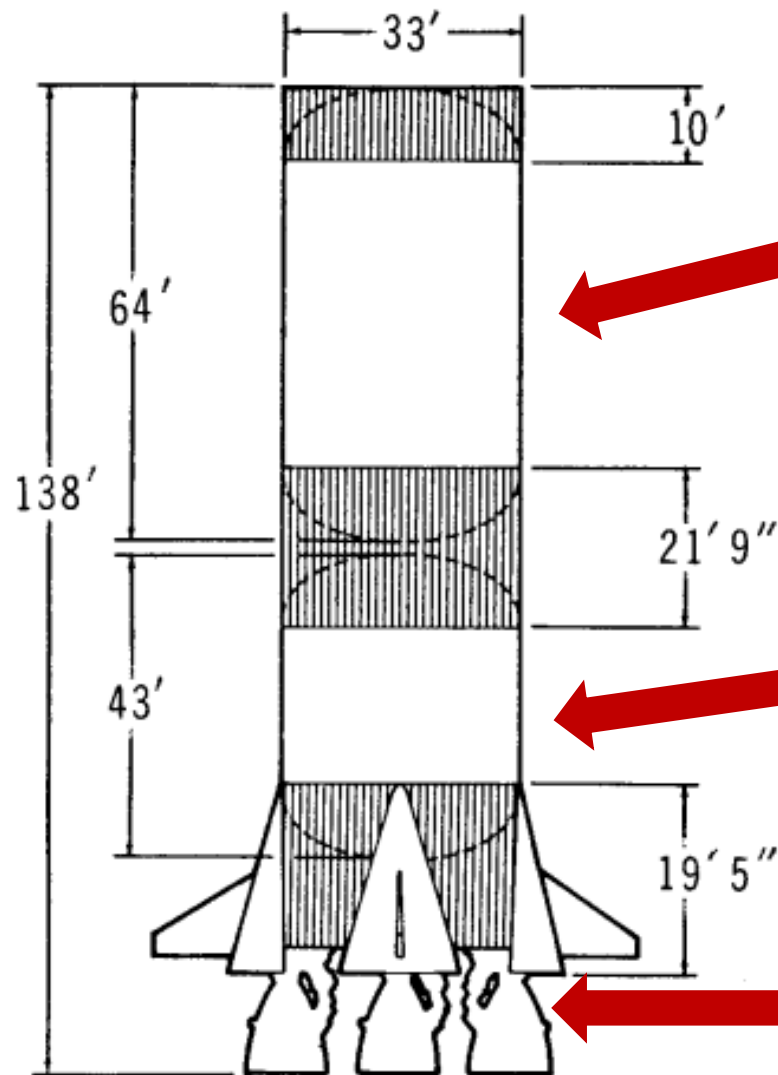
Figura 3: fase di lancio della missione Apollo 11 [6]

Caratteristiche tecniche del razzo Saturn V:

- Massa 2970t
- Altezza 110,6m
- Diametro 10,1m
- Stadi 3



Figura 4: distacco dell'interstadio dal secondo stadio [6]



Serbatoio dell'ossigeno liquido.

Capacità di 1266220l e massa di 1441,5t.
L'ossigeno liquido immagazzinato ha temperatura di 90K e pressione di 262kPa.

Serbatoio del RP-1

Capacità di 791151l e massa di 635t.

5 Motori F-1

4 motori sono disposti su un anello mobile e permettono le manovre mentre il quinto è fisso al centro.

Figura 5: schema del primo stadio [1]

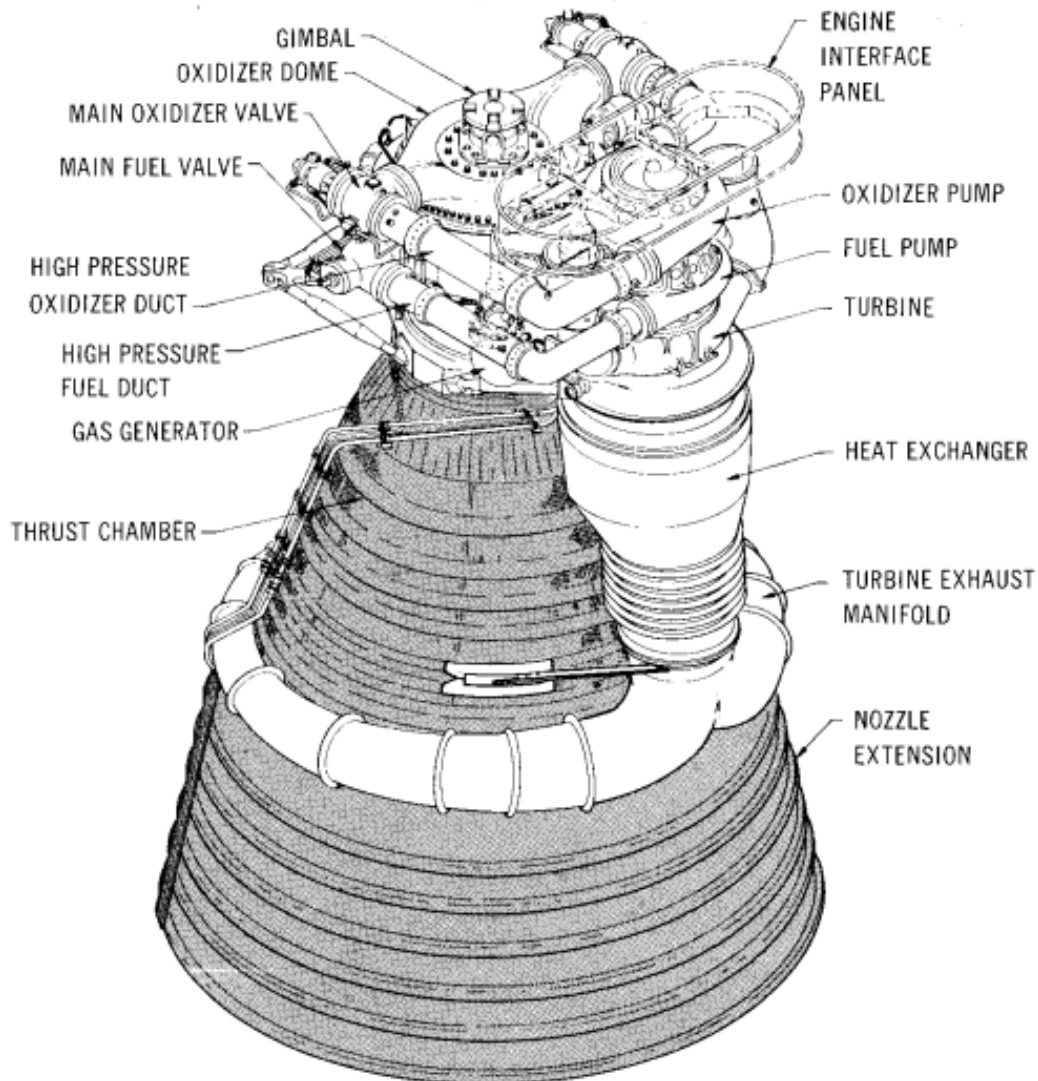


Figura 6: assemblaggio del motore F-1 [4]

Caratteristiche tecniche

- Altezza 5,78m
- Diametro dell'ugello 3,75m
- Spinta di 5 motori F-1 34MN
- Pressione camera di combustione 6653kPa
- Temperatura dei fumi della combustione 3571,9K

I motori F-1 sono alimentati da un flusso di 1789kg/s di ossigeno liquido e da un flusso di 788kg/s di combustibile RP-1.

Le pareti dell'ugello sono isolate termicamente con un film sottile di gas perché la temperatura dei fumi della combustione è elevata. Questi gas, necessari per formare il film sottile, provengono dall'uscita della turbina e sono i prodotti della combustione di ossigeno e RP-1, che avviene nel generatore di gas.

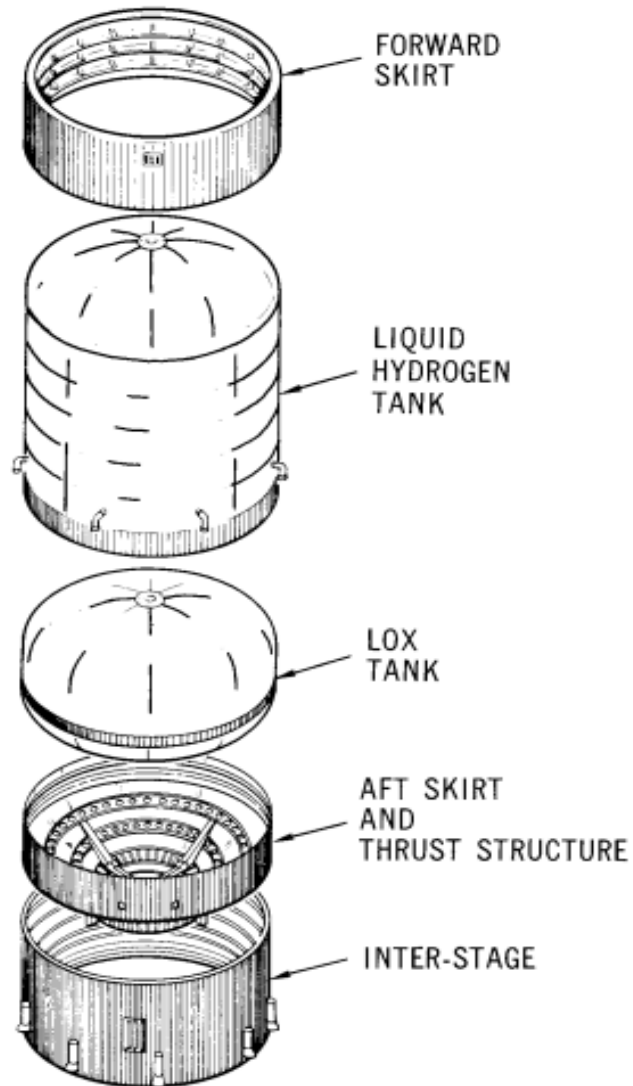


Figura 7: schema strutturale del secondo stadio [2]

Quando avviene il distacco del primo stadio, all'altitudine di 65,5km, inizia la fase di spinta del secondo stadio.

Secondo stadio:

- Massa 470t
- Altezza 25m
- Velocità durante il distacco 6839m/s
- Spinta 4,4MN

Il sistema propulsivo è composto da cinque motori J-2 che sono alimentati da ossigeno e idrogeno liquidi.

Il serbatoio dell'ossigeno liquido contiene 357,9t di ossidante alla temperatura di -183°C ; il serbatoio dell'idrogeno liquido contiene 69t di combustibile alla temperatura di -253°C .

Questi serbatoi vengono mantenuti ad una pressione di circa 200kPa.

All'altitudine di 185km avviene il distacco del secondo stadio.

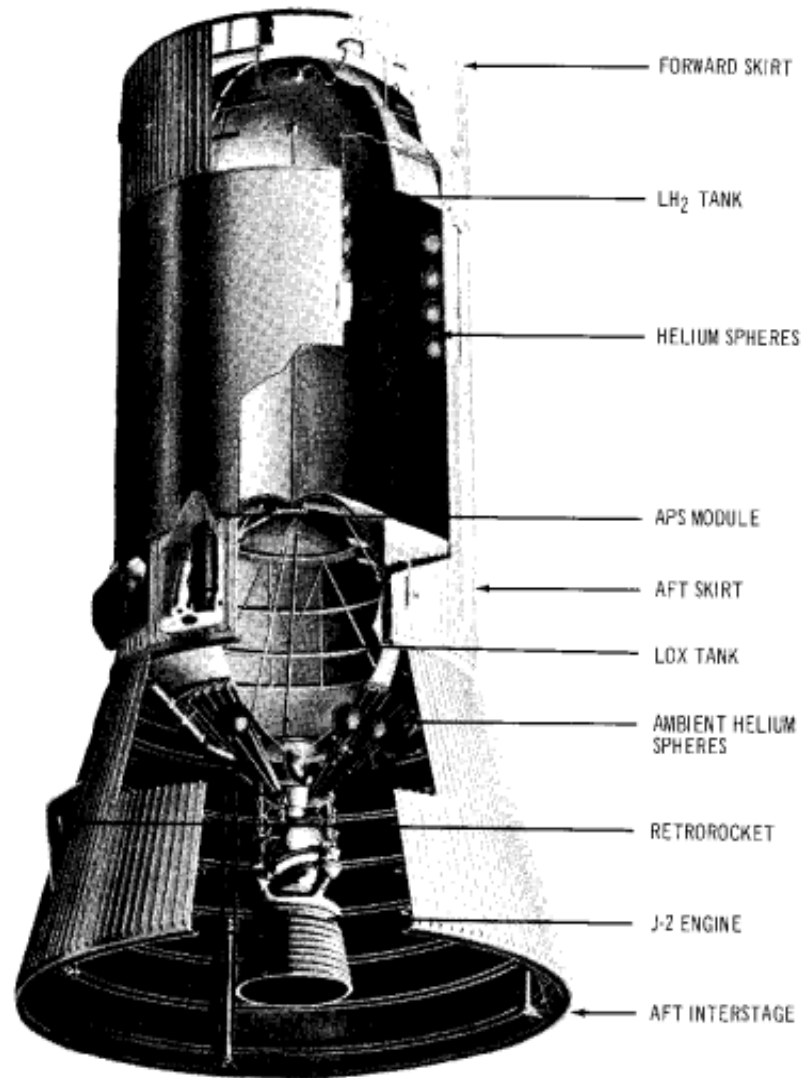


Figura 8: schema del terzo stadio [3]

Caratteristiche tecniche:

- Massa 120,4t
- Diametro 6,6m
- Altezza 17,88m
- Spinta nel vuoto 1,12MN

Il serbatoio dell'ossigeno liquido contiene 87t di ossidante e il serbatoio dell'idrogeno liquido 18t di combustibile.

Il sistema propulsivo è composto da un solo motore J-2 ed è l'unico dei tre stadi in cui avviene la riaccensione del motore. Perciò avvengono 2 fasi di spinta: la prima ha l'obiettivo di inserire il razzo in un'orbita di parcheggio attorno la Terra; la seconda ha lo scopo di portare la missione in un'orbita lunare. Terminato il proprio compito il terzo stadio rilascia l'Apollo Command and Service Module.

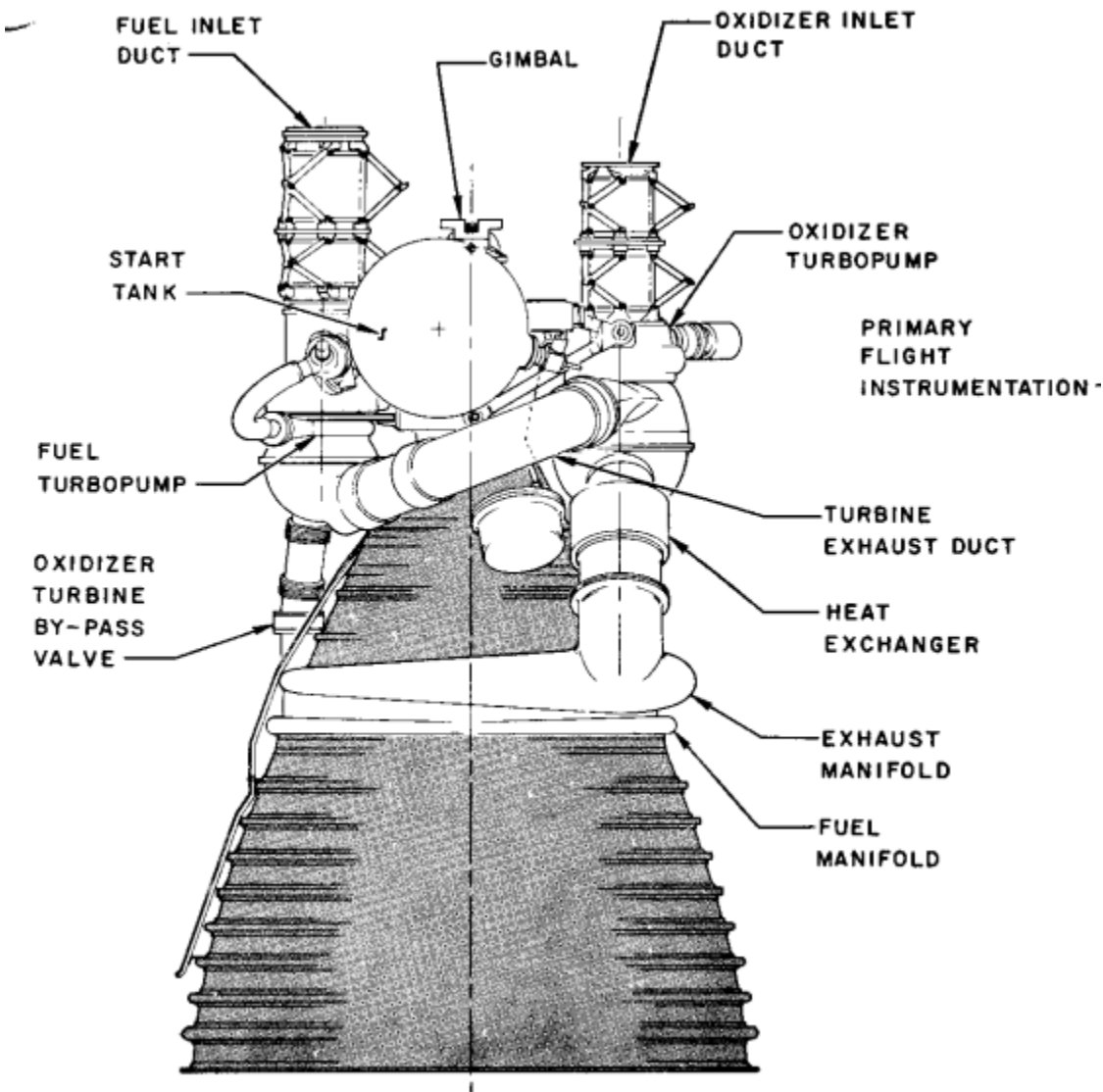


Figura 9: componenti del motore J-2 [5]

Caratteristiche tecniche:

- Altezza 3,38m
- Diametro ugello 2,03m
- Pressione camera di combustione 5260kPa
- Temperatura camera di combustione 3449K

Il motore J-2 è alimentato da un flusso di 203kg/s di ossigeno liquido e da un flusso di 37kg/s di idrogeno liquido.

Il flusso dell'ossigeno viene diviso in tre parti, quello dell'idrogeno invece in due. La prima parte dell'idrogeno è mandata al generatore di gas e l'altra parte viene utilizzata per raffreddare l'ugello.

Quest'ultima parte passa per un collettore che la direziona su dei condotti diretti all'uscita dell'ugello.

Raffreddando le pareti della camera di spinta, l'idrogeno si scalda e diventa gassoso e successivamente attraversa latitudinalmente tutto l'ugello per arrivare all'iniettore.

Qui il flusso viene ulteriormente separato, una parte entra nella camera di combustione mentre l'altra viene mandata al serbatoio per pressurizzarlo.

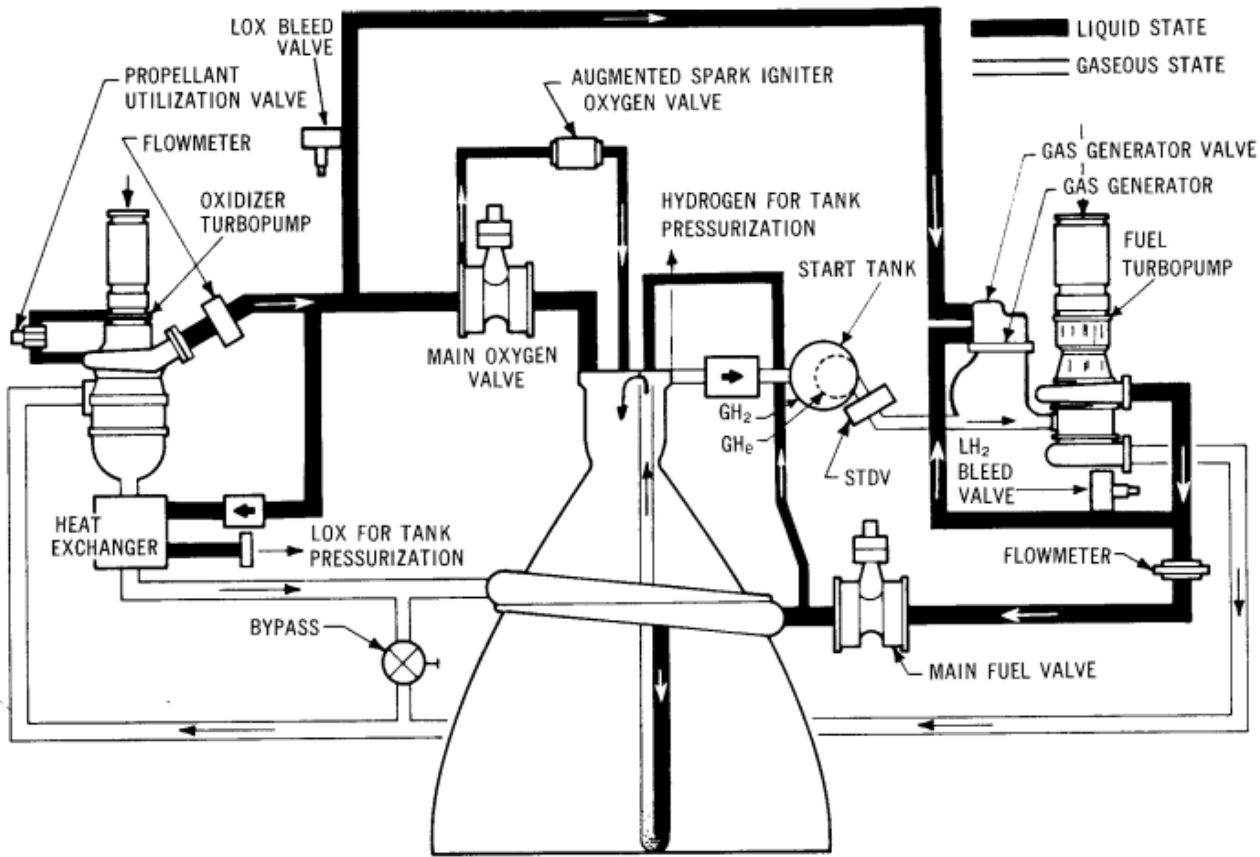


Figura 10: percorsi seguiti dai flussi di idrogeno e ossigeno [5]

Turbo pompa del combustibile:

è alimentata dalla potenza erogata dalla turbina e aumenta la pressione dell'idrogeno proveniente dal serbatoio per mandarlo alla camera di combustione.

Turbopompa dell'ossidante:

è alimentata dalla potenza erogata dalla turbina, aumenta la pressione dell'ossigeno liquido portandolo ad una temperatura di 100K.

Le turbine generano potenza espandendo i prodotti del generatore di gas. Questo componente consiste in due camere di combustione, alimentate da idrogeno e ossigeno, che producono vapore acqueo.

Successivamente questo gas, che esce dalle turbine, passa per lo scambiatore di calore che espande l'ossigeno necessario a pressurizzare il serbatoio. Alla fine il vapore acqueo entra nell'ugello e crea un film sottile sulle pareti di questo per isolarle termicamente.

COMBUSTIONE

Ipotesi: combustione che avviene solo all'inizio dell'ugello, combustione completa, idrogeno e ossigeno alla stessa temperatura e alla stessa pressione in entrata nella camera di combustione.

Dati: $m_{LOx} = 203 \frac{kg}{s}$; $m_{LH_2} = 37 \frac{kg}{s}$; $c_{pLOx} = 1699 \frac{J}{kgK}$; $c_{pLH_2} = 9748 \frac{J}{kgK}$; $c_{pf} = 1900 \frac{J}{kgK}$; $T_0 = 285K$; $H_0 = 119 * 10^6 \frac{J}{kg}$.

$$q = m_{LOx}c_{pLOx}(T_0 - T_1) + m_{LH_2}c_{pLH_2}(T_0 - T_1) - m_{LH_2}H_0 + m_f c_{pf}(T_2 - T_0).$$

$$q = -2717MW.$$

Questo valore è troppo elevato e mostra che questa combustione non è efficiente.

Se si introducono delle osservazioni che rendono la combustione ideale simile a quella reale il rendimento migliora. Infatti se si considera che metà dei flussi di ossigeno e di idrogeno subiscono una combustione completa, il calore ceduto si dimezza; inoltre la combustione vera avviene tra ossigeno liquido e idrogeno gassoso. Per questo motivo cambia il calore specifico del combustibile, in particolare diventa $c_{pGH_2} = 14304 \frac{J}{kgK}$, diminuendo così il calore scambiato. Infine nella realtà non tutto l'ossigeno subisce la combustione e ciò spiega come mai la temperatura vera nella camera di combustione sia contenuta.

COMBUSTIONE NEL GENERATORE DI GAS

La temperatura massima dei fumi è di 9500K ma questa non potrà mai essere raggiunta perché provoca dei considerevoli danni strutturali. Essa però è utile per la combustione che avviene nel generatore di gas che ha l'obiettivo di produrre dei fumi con elevate temperature (anche se non così alte).

In questo modo si possono produrre maggiori potenze e generare una spinta migliore.

Nel diagramma T-s affianco si possono osservare: le espansioni nelle turbine, trasformazioni CC-Tr₂; il raffreddamento del vapore acque nello scambiatore di calore, trasformazione Tr₂-CS; e infine l'espansione nell'ugello, trasformazione CS-U_r.

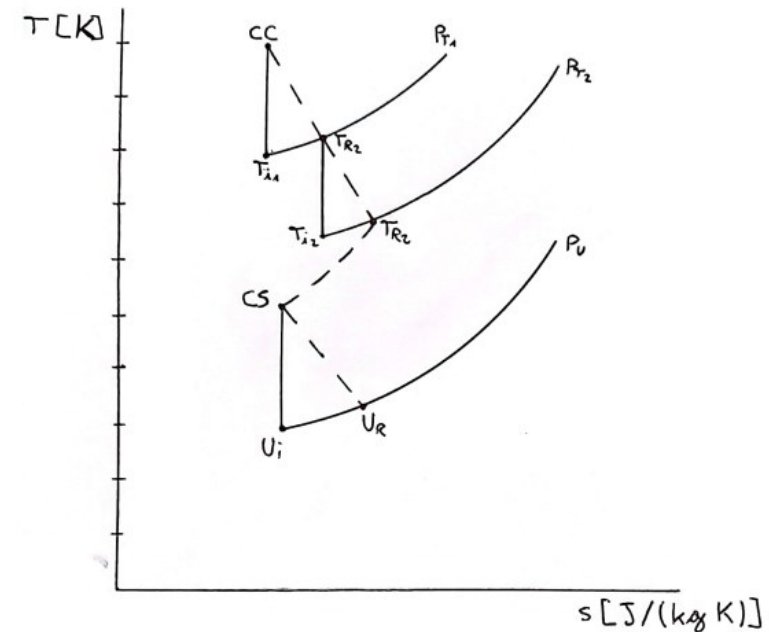


Figura 11: diagramma T-s dell'espansione prima nelle turbine e poi nell'ugello

SPINTA

Ipotesi: trasformazioni ideali senza scambio di calore.

Dati: $w_u = 4130 \frac{m}{s}$; $T_{cc} = 3449K$; $m = 240 \frac{kg}{s}$; $P_{cc} = 5,26 * 10^6 Pa$; $D_u = 2,03m$; $T_{ru} = 1,12 * 10^6 N$.

$$T_{ru} = mw_u + P_u A_u;$$

$$P_u = \frac{T_{ru} - mw_u}{A_u} = 39000 Pa;$$

$$T_{ui} = T_{cc} \left(\frac{P_u}{P_{cc}} \right)^{\frac{k-1}{k}} = 850K.$$

Nell'ugello avviene l'espansione dei fumi prodotti nella camera di combustione per accelerarli e generare così la spinta necessaria.

La velocità d'uscita del vapore acqueo dipende dalla differenza di temperatura della trasformazione tramite

l'equazione $w_u = \sqrt{w_1^2 + 2c_p(T_1 - T_2)}$ ricavata dal bilancio energetico.

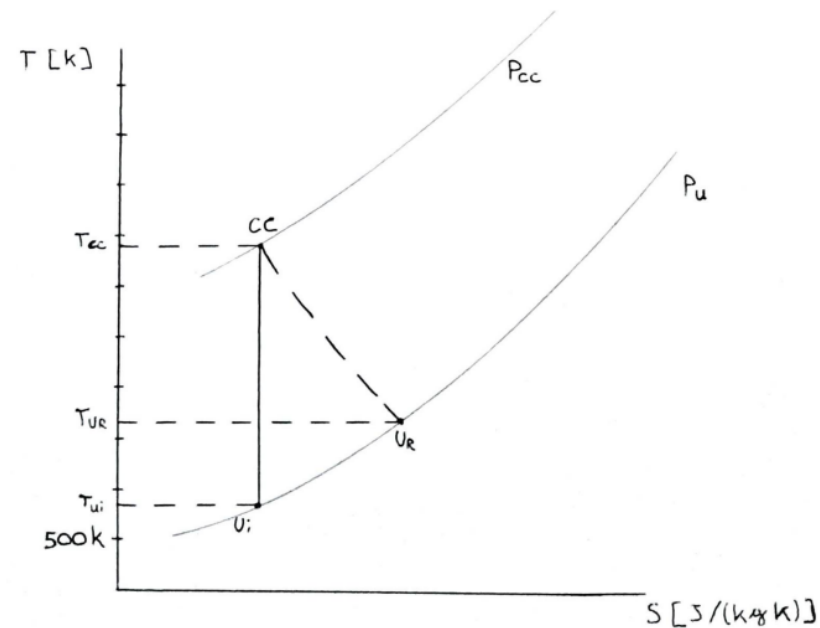


Figura 12: diagramma T-s dell'espansione nell'ugello

Dai conti sviluppati in precedenza si nota che per rendere efficace la combustione sono necessari due considerazioni : la prima è la necessità di introdurre parte dell'idrogeno nel collettore posto a metà dell'ugello e la seconda è quella della sovrabbondanza dell'ossigeno. Inoltre si nota anche che la temperatura ideale di uscita dei fumi è elevata, dunque c'è la necessità di isolare termicamente l'ugello.

Il vettore Saturn V completò 13 lanci, di cui 12 successi e un parziale fallimento.

Fino ad oggi il Saturn V è il razzo più potente mai lanciato dall'uomo ma costruttivamente è stato superato dal vettore Space Launch System (SLS), lanciatore della missione Artemis 1.



Figura 13: confronto tra le dimensioni del Saturn V e del SLS [6]

- [1] <http://www.apolloexplorer.co.uk/pdf/saturnv/First%20Stage.pdf>
- [2] <http://www.apolloexplorer.co.uk/pdf/saturnv/Second%20Stage.pdf>
- [3] <http://www.apolloexplorer.co.uk/pdf/saturnv/Third%20Stage.pdf>
- [4] https://web.archive.org/web/20051221114403/http://history.msfc.nasa.gov/saturn_apollo/documents/F-1_Engine.pdf
- [5] https://www.nasa.gov/centers/marshall/pdf/499245main_J2_Engine_fs.pdf
- [6] https://it.wikipedia.org/wiki/Saturn_V
- [7] https://en.wikipedia.org/wiki/Super_heavy-lift_launch_vehicle
- [8] <https://it.wikipedia.org/wiki/Skylab>
- [9] <http://www.astronautix.com/data/satvint.pdf>