

**ISTITUTO TECNICO INDUSTRIALE  
ARTURO MALIGNANI**

**SEZIONE COSTRUZIONI AERONAUTICHE**

**TESINA ESAME DI STATO**

**ENDOREATTORE F-1, PROPULSORE DEL PRIMO  
STADIO DEL SATURN V NELLE MISSIONI DEL  
PROGRAMMA APOLLO.**



**FRANCESCO ROMANO**

**CLASSE QUINTA SEZIONE A**

**ANNO SCOLASTICO  
2006-2007**

*In copertina il decollo del Saturn V nella missione Apollo 4 - NASA*

## Indice

Introduzione	pag.4
1 IL RAZZO VETTORE SATURN V	pag.5
1.1 Sviluppi del razzo vettore Saturn V e delle missioni	pag.5
2 ENDOREATTORE	
2.1 Principio di funzionamento	pag.12
2.2 Fondamenti e nozioni	pag.12
3 F-1 ROCKET ENGINE – COMPONENTI E FUNZIONAMENTO	
3.1 Un po' di storia	pag.15
3.2 Prestazioni	pag.15
3.3 Funzionamento	pag.18
4 BIBLIOGRAFIA e RINGRAZIAMENTI	pag.23

## **Introduzione.**

Negli anni '50 e '60 si assiste ad un crescente interesse per lo spazio, le due superpotenze mondiali U.R.S.S. e U.S.A entrano in competizione per il suo dominio. L'allora presidente degli Stati Uniti d'America, John Fitzgerald Kennedy, si pronunciò, nella sessione speciale del Congresso del 25 Maggio 1961, con una frase che lasciò nel mondo grande stupore: *"...I believe that this nation should commit itself to achieving the goal, before this decade is out, of landing man on the Moon and returning him safely to the Earth. No single space project in this period will be more impressive to mankind, or more important in the long-range exploration of space; and none will be so difficult or expensive to accomplish..."*<sup>(1)</sup>

E fu così che ebbe inizio il programma Apollo; era solo il terzo dopo i precedenti programmi Mercury e Gemini, e già si puntava alla Luna.

La tecnologia e l'investimento finanziario richiesto per intraprendere un'impresa di tale portata furono enormi; anche, oggi, nonostante gli enormi progressi tecnologici compiuti, l'impresa risulterebbe titanica.

La "macchina" creata per portare l'uomo sulla Luna, è ancora il mezzo più sofisticato che l'umanità abbia mai potuto concepire: il Saturn V, il razzo che fece da vettore agli astronauti che poggiarono per primi i piedi sul suolo del nostro amato satellite.

Il progetto di questa impressionante macchina portò allo sviluppo di molte tecnologie, fra queste, lo sviluppo dei primi circuiti integrati (realizzati dalla IBM) per il sistema di guida del vettore e la costruzione delle prime cellule a combustibile - fuel cell - che convertono il combustibile direttamente in energia elettrica (invenzione del 1839 mai realizzata in pratica fino all'avvio del programma Apollo).



Logo del progetto Apollo - NASA

(<sup>1</sup>)“...credo che questo paese debba impegnarsi a realizzare l'obiettivo, prima del termine di questa decade, di far allunare un uomo sulla Luna e farlo rientrare sano e salvo sulla Terra. Non c'è mai stato nessun progetto spaziale più impressionante per l'umanità, o più importante per l'esplorazione a lungo raggio dello spazio; e nessuno sarà così difficile e costoso da realizzare...”

## IL RAZZO VETTORE SATURN V

### Sviluppi del razzo vettore Saturn V e delle missioni.

Per i primi sviluppi della progettazione del Saturn V, si iniziò con l'utilizzo di razzi più piccoli che avrebbero avuto la funzione di banco di prova per tutte le nuove applicazioni tecnologiche da applicare in seguito allo stesso Saturn V.

Possiamo qui citare i suoi predecessori: Saturn I, Little Joe II e Saturn IB.

Il Saturn I era già in fase di sviluppo, ma date le sue modeste dimensioni, non sarebbe mai riuscito a portare in orbita una navicella con equipaggio umano, uscire dall'orbita terrestre ed arrivare alla Luna. Cominciò così lo sviluppo del Saturn V, inizialmente denominato Saturn C-5.

Le scelte di progetto da compiere non erano cosa facile, e un grande team di ingegneri era al lavoro, fra cui il celebre Wernher von Braun.

I punti critici di questo progetto erano moltissimi; segnaliamo i più importanti:

1. Spinta necessaria al decollo.
2. Lasciare, con un equipaggio umano, per la prima volta l'orbita terrestre ed effettuare un inserimento orbitale su un altro corpo celeste.
3. Atterrare su un altro corpo celeste, decollare e rientrare sulla Terra.
4. Mantenere in vita un equipaggio di tre persone per un periodo di quattro giorni in uno spazio poco più grande di due cabine telefoniche messe assieme.

Il **primo** punto fondamentale è quello relativo alla spinta necessaria al decollo, perché rappresenta la fase più critica del volo, oltre al rientro. E' proprio il decollo, cioè la fase da quando si lascia la torre di lancio, a quando si raggiunge una quota di circa 80km, un limite pratico dell'atmosfera.

Far sollevare una macchina alta 111 m (363 ft) e pesante 3038,5 t non è cosa facile.

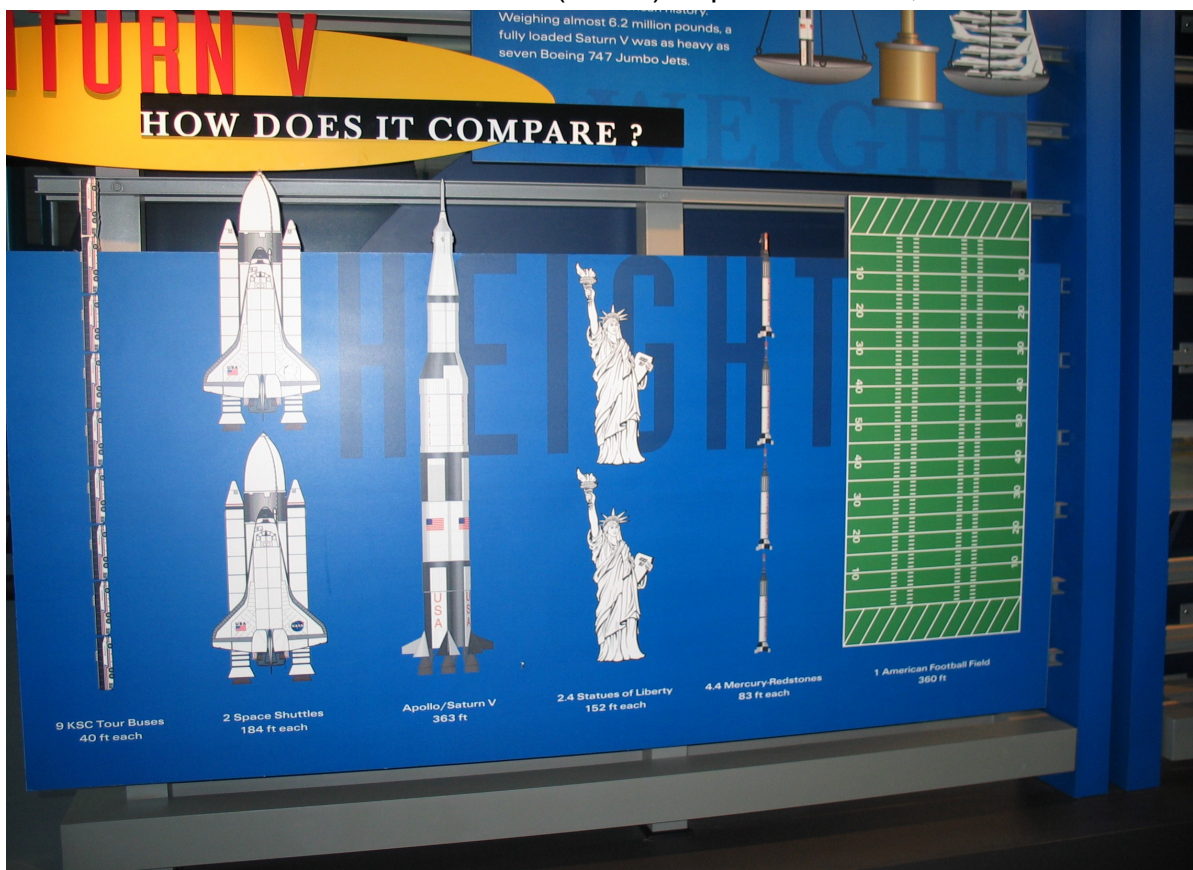


Fig.1 Comparazione delle dimensioni di un Saturn V – Kennedy Space Center, Florida

Bisogna soffermarsi un attimo su questo punto.

Si parla di peso al decollo, esso è molto rilevante nella prima fase del volo in atmosfera, dove quindi si ha attrito ed il volo avviene in un fluido di una certa densità: come primissimo fatto, bisogna sollevare il Saturn V a pieno carico ed imprimerli una certa velocità. Il peso deve quindi essere superato dalla potenza dei motori del primo stadio, essi devono essere dotati di un'efficienza elevatissima, perché un incidente nella fase di decollo è una condizione impossibile da recuperare.

Per la fase di inserimento orbitale, invece si parla di massa che non è più relativa, ma un valore fisso, e quindi la spinta necessaria diventa uguale alla quantità di massa che passa per il cono di scarico in un secondo, per la velocità dei gas di scarico all'uscita del cono stesso.

In caso di volo in atmosfera, il valore necessario aumenta perché il flusso di gas di scarico viene disturbato dall'aria, e bisogna quindi sommare la differenza di pressione tra il flusso passante nel cono di scarico e la pressione atmosferica moltiplicata per la sezione di scarico.

Quindi in fase di volo atmosferico la spinta necessaria diventa elevatissima in relazione a quella che sarebbe necessaria senza l'atmosfera.

Wernher von Braun progettò così i motori F-1, che funzioneranno proprio nel momento critico di decollo e volo in presenza di atmosfera.

Cinque di questi motori verranno installati sul primo stadio e forniranno una spinta totale disponibile di 34,02 MN, e resero del Saturn V la macchina più potente realizzata dall'uomo.

Il **secondo punto**, tratta di una operazione mai fatta prima di quel tempo, quella di lasciare l'orbita terrestre ed inserirsi in quella di un altro corpo celeste.

Moltissimi ingegneri, fisici, e matematici si misero al lavoro su di una mole impressionante di calcoli, quando ancora i computer erano ai primi sviluppi e ci si fidava più del regolo calcolatore...

Bisognava quindi portare una navicella con equipaggio umano su un satellite distante (mediamente) 384'000km dalla Terra.

Presto si scartò la soluzione di lanciare direttamente il razzo verso la Luna e si optò per l'utilizzo di un razzo vettore multi-stadio (stadio: ognuna delle parti di un razzo vettore dotata di motori e serbatoi di propellente autonomi, che si distaccano l'una dopo l'altra durante la propulsione), con più operazioni orbitali separate.

Ma perché non si costruì un razzo composto da uno stadio singolo che potesse arrivare direttamente sulla Luna?

Una domanda che sorge spontanea, ma la risposta è relativamente semplice.

Prima si parlava dei concetti di peso e massa, dove la massa è fissa nello spazio, ed il peso varia invece con la forza gravità: ecco, se noi portassimo un razzo con uno stadio unico, ci troveremmo a portarci dietro dei pesi, anzi delle masse, "morte", date per la maggior parte dal vuoto lasciato dal propellente consumato, che renderebbero più difficili le manovre nello spazio, ma cosa più importante, è che non si riuscirebbe a raggiungere la velocità di fuga dalla Terra!

Basti pensare alla massa di un cilindro di 35 m di altezza per 8 di diametro di struttura in lega di titanio, una massa senza dubbio enorme: queste sarebbero le dimensioni di uno stadio che ha consumato il suo propellente, ed è assolutamente inutile e controproducente portarsi dietro una massa che non è più a noi utile.

Per il Saturn V si optò per tre stadi.

Il **primo stadio, S-1C**, costruito dalla Boeing Company alla Michoud Assembly Facility, ha la funzione di "booster" e si occupa quindi di sopportare il peso massimo al decollo: fornisce quindi la spinta necessaria a lasciare la piattaforma di lancio ed a raggiungere gli strati più alti dell'atmosfera, fino a circa 62 km di quota.

Le sue dimensioni sono di 42 m di altezza e 10 m di diametro, e porta con sé i cinque motori F-1 che forniscono una spinta totale di 34,02 MN.

I cinque motori sono montati secondo uno schema a croce, dove il motore centrale è fisso, mentre gli altri quattro sono attuati idraulicamente e possono inclinarsi in ogni direzione di pochi gradi per controllare la direzione.

Il primo stadio utilizza carburante per razzi **RP-1** (**R**ocket **P**ropellant), e ossigeno liquido come agente ossidante.

L'insieme di carburante ed agente ossidante occupa quasi l'intero volume del primo stadio.



*Fig.2 Vari stadi S-1C ("booster") in fase di assemblaggio - NASA*

Una volta terminato il propellente disponibile, ad una quota di circa 62 km, il primo stadio viene sganciato dal resto del razzo con appositi meccanismi ed avviene l'accensione del secondo stadio.

Il **secondo stadio**, **S-II** (costruito dalla North American Aviation), è equipaggiato da cinque motori J-2 che forniscono una spinta totale di 5 MN.

Come propellente, brucia idrogeno liquido ed ossigeno liquido.

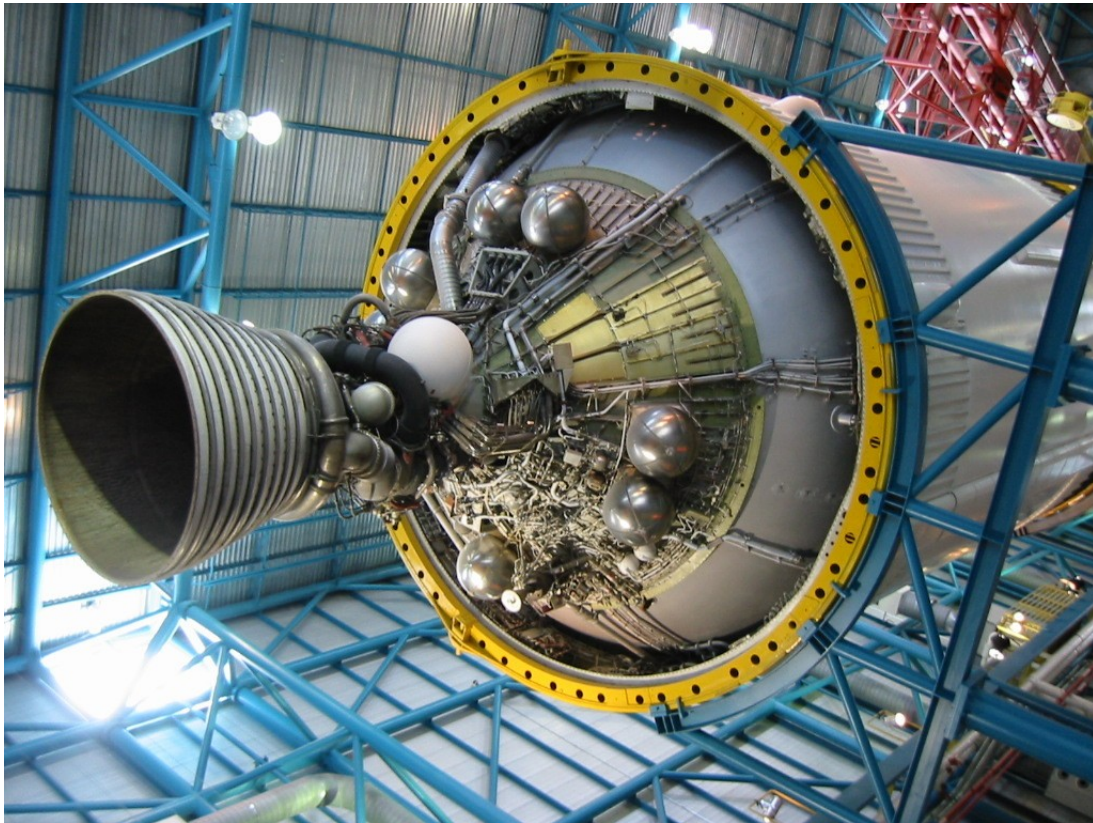
Combustibile e agente ossidante sono tenuti in serbatoi separati per poi essere iniettati contemporaneamente nella camera di combustione.

Contemporaneamente all'accensione del secondo stadio, avviene la separazione della torre di emergenza, posta sulla sommità del razzo: essa in caso di malfunzionamenti, separa il modulo di comando dal complesso del razzo con appositi motori e mette in posizione di rientro il modulo stesso.

Al termine del propellente del secondo stadio, esso viene sganciato e separato con appositi piccoli getti di propellente dal terzo stadio che si accenderà circa due secondi dopo la separazione dal secondo.

Il **terzo stadio**, **S-IVB**, costruito dalla Douglas Aircraft Company, è propulso da un motore

J-2 che rimane in funzione per circa un minuto, dopodiché si spegne.



*Fig.3 L'endoreattore J-2 montato sul terzo stadio del Saturn V al museo del Kennedy Space Center, Florida*

Carburante ed agente ossidante sono gli stessi del secondo stadio.

Il terzo stadio compie così mezzo giro della Terra ed ha inizio la fase denominata TLI (Trans Lunar Injection), nella quale viene compiuta la manovra di Hohmann, il terzo stadio esegue una seconda accensione e consuma il restante 64,8% ca. del propellente per ottenere il  $\Delta V$  voluto e superare così la velocità di fuga dall'orbita terrestre, pari a 11'186 m/s.

Circa due ore dopo il termine dell'accensione, il modulo di servizio si separa dal terzo stadio, il quale rilascia quattro pannelli che racchiudono il modulo lunare LEM (Lunar Excursion Module) che si trova ancorato al terzo stadio.

Il modulo di servizio, SM (Service Module), compie una cabrata sull'asse di beccheggio di 180° per riallinearsi con il LEM.

Tramite i propulsori RCS (Reaction Control System), usati per i piccoli spostamenti, si riavvicina al terzo stadio e compie una manovra di attracco al LEM che viene poi estratto.

Il SM si ri-orienta verso la Luna e compie un'accensione del motore SCS per la correzione di rotta, guadagnando così una certa velocità relativa rispetto al terzo stadio, evitando così possibili collisioni.

Difatti, dopo l'operazione di estrazione del LEM, i controllori di Terra utilizzano il propellente avanzato nel terzo stadio (circa il 7% di quello totale), per "spingerlo" in un'orbita solare, con un'eccentricità molto elevata e quindi allontanarlo dalla navicella ancora in missione.

Ad esempio, nella missione dell'Apollo 13 (che purtroppo mise a rischio le vite degli astronauti a causa di un'esplosione a bordo), il terzo stadio venne mandato direttamente ad impattare sul suolo lunare. Impatto registrato anche dai sismografi posizionati dalle due precedenti missioni Apollo.

Il complesso del SM più il LEM continua il suo viaggio verso la Luna.

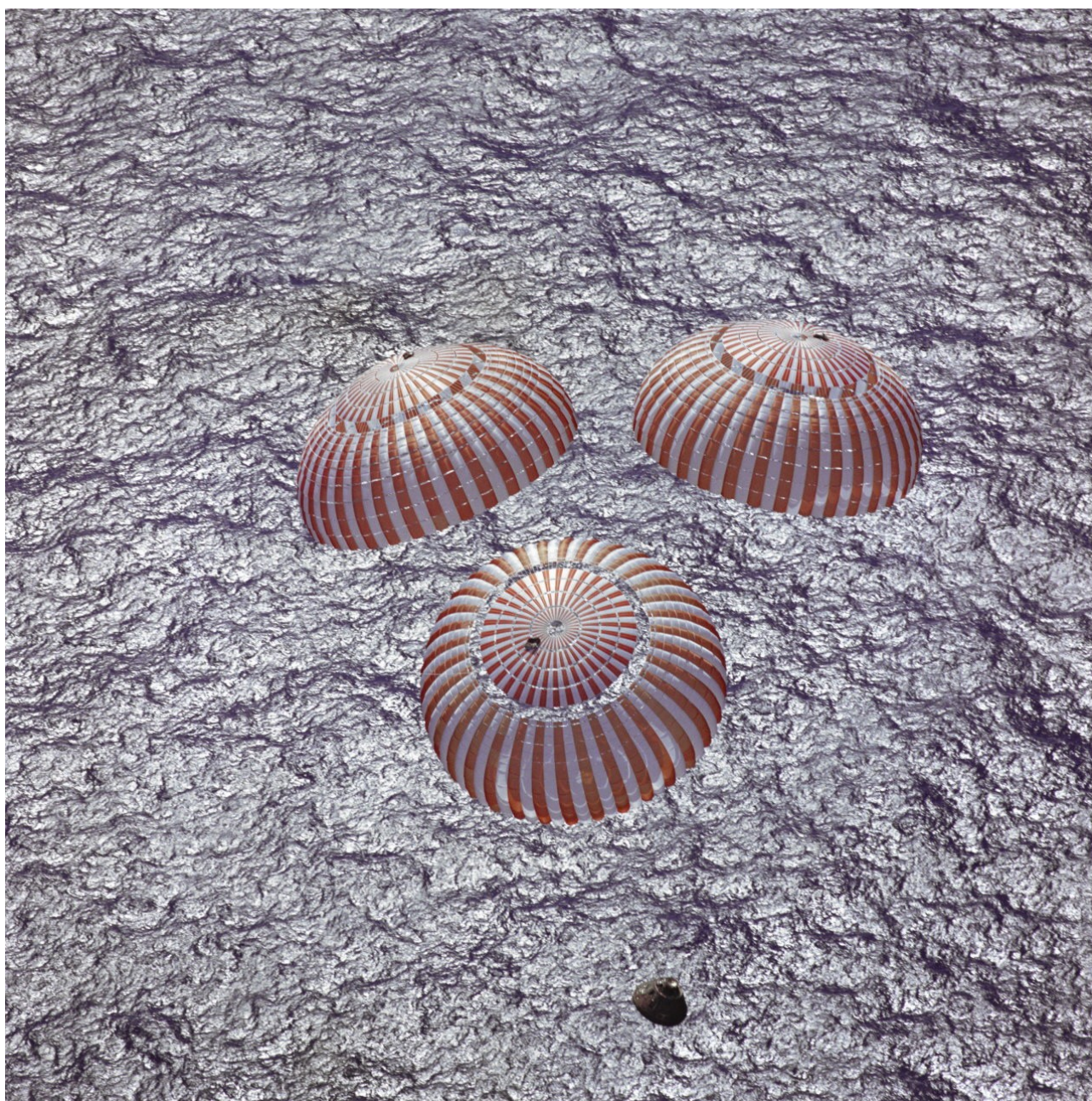
Al momento dell'inserimento orbitale, l'SCS (motore del SM) viene utilizzato per rallentare la navicella e portarla in un'orbita lunare a circa 110 km di quota.



Da qui, il LEM si separa e rallenta la sua corsa fino a posarsi sulla superficie lunare. Dopo aver compiuto le operazioni extra veicolari, gli astronauti rientrano a bordo, e la parte superiore del LEM si separa dalla parte inferiore per riagganciarsi al SM rimasto in orbita.

Completato il trasferimento dei due astronauti scesi sulla superficie lunare, il SM sgancia la parte rimasta del LEM che si schianterà in seguito sul suolo lunare. L'SM accende il motore SCS per raggiungere il  $\Delta V$  voluto e mettersi così in traiettoria di rientro sulla Terra.

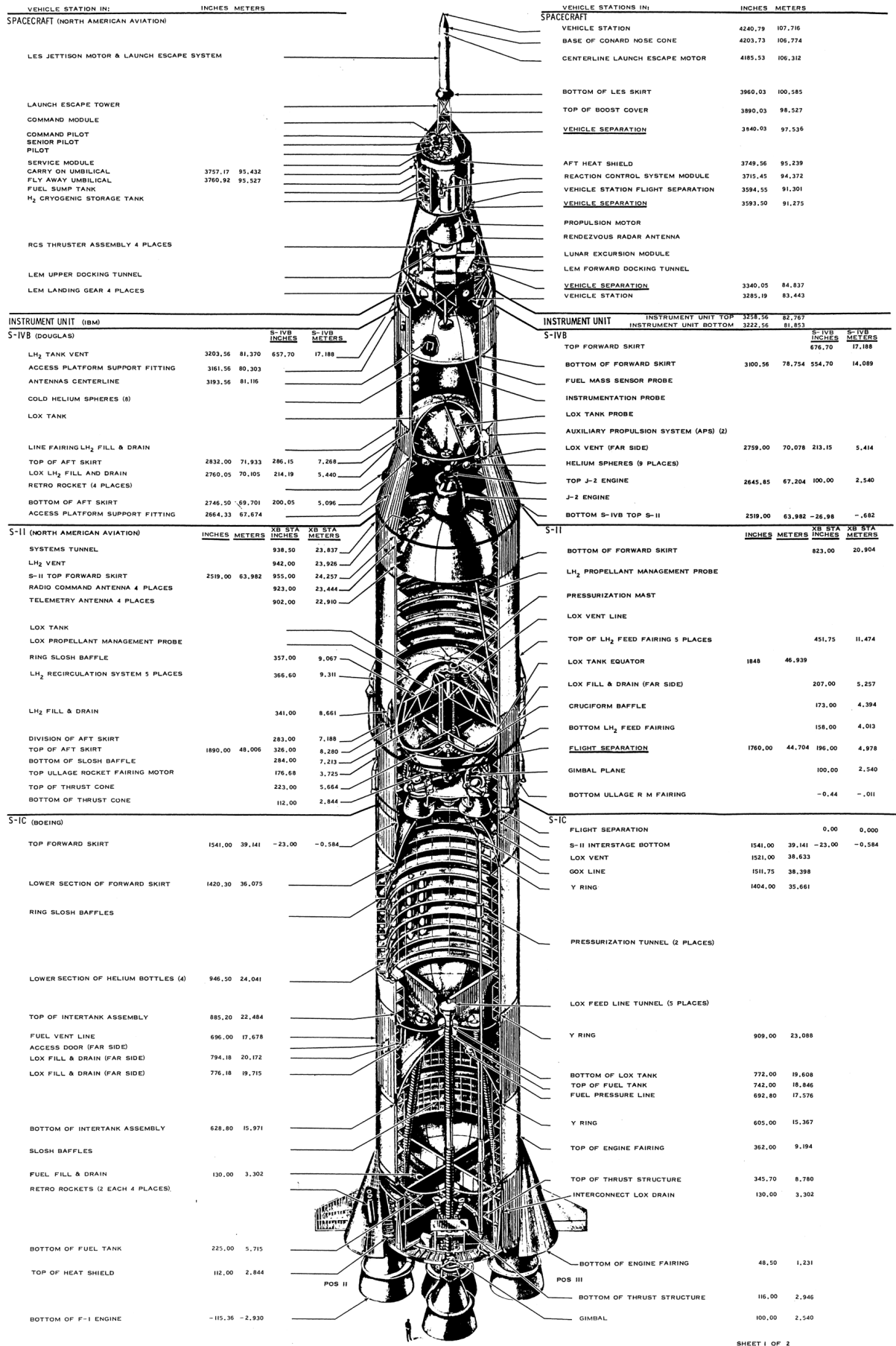
In prossimità del rientro, la capsula contenente i tre astronauti, CM (Command Module), si separa dal SM e rientra a Terra bruciando come una meteora finendo la sua corsa nell'Oceano Pacifico frenata da tre grandi paracaduti.



*Fig.4 Apollo 16 "splashdown" - NASA*

*Nella pagina seguente, la rappresentazione, in sezione, di un Saturn V - NASA*

# SATURN V APOLLO FLIGHT CONFIGURATION



VEHICLE STATION IN: INCHES METERS  
SPACECRAFT (NORTH AMERICAN AVIATION)

LES JETTISON MOTOR & LAUNCH ESCAPE SYSTEM

LAUNCH ESCAPE TOWER

COMMAND MODULE

COMMAND PILOT

SENIOR PILOT

PILOT

SERVICE MODULE

CARRY ON UMBILICAL 3757.17 95.432

FLY AWAY UMBILICAL 3760.92 95.527

FUEL SUMP TANK

H<sub>2</sub> CRYOGENIC STORAGE TANK

RCS THRUSTER ASSEMBLY 4 PLACES

LEM UPPER DOCKING TUNNEL

LEM LANDING GEAR 4 PLACES

VEHICLE STATIONS IN: INCHES METERS  
SPACECRAFT

VEHICLE STATION 4240.79 107.716

BASE OF CONARD NOSE CONE 4203.73 106.774

CENTERLINE LAUNCH ESCAPE MOTOR 4185.53 106.312

BOTTOM OF LES SKIRT 3960.03 100.585

TOP OF BOOST COVER 3890.03 98.527

VEHICLE SEPARATION 3840.03 97.536

AFT HEAT SHIELD 3749.56 95.239

REACTION CONTROL SYSTEM MODULE 3715.45 94.372

VEHICLE STATION FLIGHT SEPARATION 3594.55 91.301

VEHICLE SEPARATION 3593.50 91.275

PROPULSION MOTOR

RENDEZVOUS RADAR ANTENNA

LUNAR EXCURSION MODULE

LEM FORWARD DOCKING TUNNEL

VEHICLE SEPARATION 3340.05 84.837

VEHICLE STATION 3285.19 83.443

INSTRUMENT UNIT (IBM)

S-IVB (DOUGLAS)

	S-IVB INCHES	S-IVB METERS
LH <sub>2</sub> TANK VENT	3203.56 81.370	657.70 17.189
ACCESS PLATFORM SUPPORT FITTING	3161.56 80.303	
ANTENNAS CENTERLINE	3193.56 81.116	
COLD HELIUM SPHERES (8)		
LOX TANK		
LINE FAIRING LH <sub>2</sub> FILL & DRAIN		
TOP OF AFT SKIRT	2832.00 71.933	286.15 7.269
LOX LH <sub>2</sub> FILL AND DRAIN	2760.05 70.105	214.19 5.440
RETRO ROCKET (4 PLACES)		
BOTTOM OF AFT SKIRT	2746.50 69.701	200.05 5.096
ACCESS PLATFORM SUPPORT FITTING	2664.33 67.674	

INSTRUMENT UNIT

S-IVB

	INSTRUMENT UNIT TOP	INSTRUMENT UNIT BOTTOM	S-IVB INCHES	S-IVB METERS
TOP FORWARD SKIRT	3158.56	3222.56	82.267	20.904
BOTTOM OF FORWARD SKIRT	3100.56	3100.56	78.754	554.70
FUEL MASS SENSOR PROBE				14.089
INSTRUMENTATION PROBE				
LOX TANK PROBE				
AUXILIARY PROPULSION SYSTEM (APS) (2)				
LOX VENT (FAR SIDE)	2759.00	2759.00	70.078	213.15
HELIUM SPHERES (9 PLACES)				2.540
TOP J-2 ENGINE	2645.85	2645.85	67.204	100.00
J-2 ENGINE				
BOTTOM S-IVB TOP S-II	2519.00	2519.00	63.982	-26.98
				-1.682

S-II (NORTH AMERICAN AVIATION)

	INCHES	METERS	XB STA INCHES	XB STA METERS
SYSTEMS TUNNEL	938.50	23.837		
LH <sub>2</sub> VENT	942.00	23.926		
S-II TOP FORWARD SKIRT	2519.00	63.982	955.00	24.257
RADIO COMMAND ANTENNA 4 PLACES	923.00	23.444		
TELEMETRY ANTENNA 4 PLACES	902.00	22.910		
LOX TANK				
LOX PROPELLANT MANAGEMENT PROBE				
RING SLOSH BAFFLE	357.00	9.067		
LH <sub>2</sub> RECIRCULATION SYSTEM 5 PLACES	365.60	9.311		
LH <sub>2</sub> FILL & DRAIN	341.00	8.661		
DIVISION OF AFT SKIRT	283.00	7.189		
TOP OF AFT SKIRT	1890.00	48.006	326.00	8.280
BOTTOM OF SLOSH BAFFLE	284.00	7.213		
TOP ULLAGE ROCKET FAIRING MOTOR	176.68	3.725		
TOP OF THRUST CONE	223.00	5.664		
BOTTOM OF THRUST CONE	112.00	2.844		

S-II

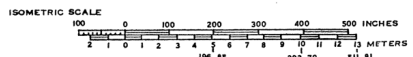
	INCHES	METERS	XB STA INCHES	XB STA METERS
BOTTOM OF FORWARD SKIRT			823.00	20.904
LH <sub>2</sub> PROPELLANT MANAGEMENT PROBE				
PRESSURIZATION MAST				
LOX VENT LINE				
TOP OF LH <sub>2</sub> FEED FAIRING 5 PLACES		451.75		11.474
LOX TANK EQUATOR	1848	46.939		
LOX FILL & DRAIN (FAR SIDE)		207.00		5.257
CRUCIFORM BAFFLE		173.00		4.394
BOTTOM LH <sub>2</sub> FEED FAIRING		158.00		4.013
FLIGHT SEPARATION	1760.00	44.704	196.00	4.978
GIMBAL PLANE		100.00		2.540
BOTTOM ULLAGE R M FAIRING		-0.44		-0.011

S-IC (BOEING)

TOP FORWARD SKIRT	1541.00	39.141	-23.00	-0.584
LOWER SECTION OF FORWARD SKIRT	1420.30	36.075		
RING SLOSH BAFFLES				
LOWER SECTION OF HELIUM BOTTLES (4)	946.50	24.041		
TOP OF INTERTANK ASSEMBLY	885.20	22.484		
FUEL VENT LINE	696.00	17.678		
ACCESS DOOR (FAR SIDE)	794.18	20.172		
LOX FILL & DRAIN (FAR SIDE)	776.18	19.715		
BOTTOM OF INTERTANK ASSEMBLY	628.80	15.971		
SLOSH BAFFLES				
FUEL FILL & DRAIN	130.00	3.302		
RETRO ROCKETS (2 EACH 4 PLACES)				
BOTTOM OF FUEL TANK	225.00	5.715		
TOP OF HEAT SHIELD	112.00	2.844		
BOTTOM OF F-1 ENGINE	-115.36	-2.930		

S-IC

FLIGHT SEPARATION		0.00	0.000
S-II INTERSTAGE BOTTOM	1541.00	39.141	-23.00
LOX VENT	1521.00	38.633	
GOX LINE	1511.75	38.398	
Y RING	1404.00	35.661	
PRESSURIZATION TUNNEL (2 PLACES)			
LOX FEED LINE TUNNEL (5 PLACES)			
Y RING	909.00	23.088	
BOTTOM OF LOX TANK	772.00	19.608	
TOP OF FUEL TANK	742.00	18.846	
FUEL PRESSURE LINE	692.80	17.576	
Y RING	605.00	15.367	
TOP OF ENGINE FAIRING	362.00	9.194	
TOP OF THRUST STRUCTURE	345.70	8.780	
INTERCONNECT LOX DRAIN	130.00	3.302	
BOTTOM OF ENGINE FAIRING	48.50	1.231	
BOTTOM OF THRUST STRUCTURE	116.00	2.946	
GIMBAL	100.00	2.540	



SHEET 1 OF 2  
REF: 104573 APOLLO SATURN AS-501

THE **BOEING** COMPANY  
SPACE DIVISION, LAUNCH SYSTEMS BRANCH  
HUNTSVILLE, ALA 35897

SATURN V APOLLO  
FLIGHT CONFIGURATION

DRAWING ORIGINATED BY: DATE: 1 MARCH 1967  
HUNTSVILLE ENGINEERING DRAWN BY: DON SPRAGUE

EX LIBRIS  
David T. Craig

FOR ADDITIONAL COPIES PHONE:

Per mantenere in vita e in un'ambiente così piccolo tre astronauti per quasi dieci giorni non basta solo fornire loro ossigeno da respirare, perché nello spazio esistono molti fenomeni che potrebbero essere pericolosi per le vite degli astronauti.

Lo spazio profondo non presenta atmosfera, ma miliardi di particelle, raggi e radiazioni che si muovono a velocità relative elevatissime e sono in grado di attraversare la maggior parte dei materiali. Non tutte sono però innocue per l'uomo, bisogna quindi isolare la navicella in modo che respinga le particelle ed i raggi dannosi per l'uomo.

L'isolamento, deve però essere anche termico: all'esterno la temperatura è allo "zero assoluto", ed è la temperatura più bassa registrabile ( $0^{\circ}\text{K}$  ;  $-273,3^{\circ}\text{C}$ ); inoltre il divario termico tra le zone esposte all'ombra e quelle esposte alle radiazioni solari è di circa  $700^{\circ}\text{C}$ . L'isolamento si realizza così con vari strati di materiali isolanti e refrattari.

(La copertura del LEM era in alcune parti solo di pochi strati di "carta stagnola"!)

La struttura portante della navicella, deve poi avere una certa resistenza, in quanto la pressione esterna nello spazio profondo, è pari a 0: per la sopravvivenza degli astronauti, bisogna però mantenere una certa pressione atmosferica di circa 1 atm in modo da permettere agli astronauti di ovviare al bisogno di ossigeno, e questo vuole dire applicare una forza premente dall'interno verso l'esterno uniformemente distribuita su tutte le pareti della navicella; queste, non avendo resistenza dall'esterno, devono riuscire a fornire quella resistenza che l'ambiente esterno invece non possiede.

Per quanto riguarda la fornitura di ossigeno, il SM, contiene appositi serbatoi che iniettano ossigeno all'interno dell'abitacolo tramite le indicazioni dei sensori che rilevano tutte le concentrazioni dei vari elementi presenti nell'aria.

Esiste però anche un sistema di riciclaggio dell'aria: questo viene effettuato tramite speciali filtri che permettono di accumulare in appositi serbatoi  $\text{CO}_2$  e umidità in eccesso, mantenendo quindi l'aria respirabile e pulita.

Anche qui sorge una domanda spontanea: perché non lasciamo che gli astronauti tengano la loro tuta per tutta la durata del viaggio?

La tuta di un'astronauta, è un sistema di sostentazione vitale autonomo, che si occupa di mantenere pressione, temperatura e ventilazione a livelli ambientali; è un sistema autonomo, e quindi dopo un certo tempo le scorte sono destinate ad esaurirsi in breve tempo. Il sistema di sostentazione vitale, è un sistema complesso, ma soprattutto ingombrante, e ciò impedirebbe la maggior parte dei movimenti degli astronauti all'interno della navicella.



Naturalmente questi sono solo i più evidenti problemi risolti dagli ingegneri della NASA; d'altronde, nessun essere umano prima di queste missioni aveva mai lasciato l'orbita terrestre: anche oggi, dal 1972 (Apollo 17), nessun essere umano ha mai superato un' quota di 400km dalla superficie terrestre.

*Fig.5 Lancio dello Space Shuttle Discovery - NASA*

## Endoreattore

### Principio di funzionamento.

Un endoreattore, comunemente chiamato motore a razzo, è un particolare tipo di motore a combustione interna che può operare in assenza di atmosfera, in quanto il componente ossidante si trova già all'interno dei serbatoi.

Carburante e ossidante formano assieme il **propellente** che può essere liquido o solido.

L'endoreattore è in grado di fornire una grande spinta, ma con consumi esorbitanti che lo rendono, per il momento, inapplicabile alla propulsione di trasporti convenzionali.

Il principio di funzionamento dell'endoreattore è basato sulla Terza Legge di Newton.

Il propellente viene iniettato ed incendiato all'interno di una camera di combustione e i gas di scarico vengono espulsi da un apposito cono di scarico a sezione divergente.

Nell'immagine qui a fianco, è rappresentata una camera di combustione elementare di forma sferica:

come enuncia la **Terza Legge di Newton**, ad ogni azione si oppone sempre una reazione uguale e contraria, ed è proprio ciò che succederebbe se la camera di combustione fosse un sistema chiuso, una sfera perfetta.

Per ottenere spinta, abbiamo creato un apposito cono di scarico divergente attraverso il quale vengono eiettati gas ad altissima velocità e temperatura (si parla di 1700m/s).

Nel cono di scarico, la massa viene accelerata in modo esponenziale e la gran parte dell'energia termica si converte in energia cinetica.

Le forze rappresentate in rosso sono quelle che si contrappongono con una stessa intensità, ottengono quindi una reazione uguale e contraria dalla struttura della camera di combustione.

I gas di scarico che escono dalla sezione divergente del cono di scarico in modo adiabatico, non incontrano resistenza, e quindi sviluppano una forza proporzionale alla velocità dei gas di scarico ed alla massa di materia (propellente combusto) che attraversa la suddetta sezione nell'unità di tempo.

Per la Terza Legge di Newton si sviluppa una forza di reazione uguale e contraria a quella che si sviluppa all'uscita del cono di scarico, una forza molto grande che "spinge" il vettore in direzione opposta a quella dei gas allo scarico...un po' come quando lasciamo "svolazzare" per la stanza un palloncino senza il nodo all'estremità...la spinta in atmosfera sarà quindi la somma di quella generata dalla spinta sulla camera di combustione, ed, in minore parte, da quella dei gas di scarico che "spingono" sull'aria sottostante (valore nullo in assenza di atmosfera).



### Fondamenti – Nozioni.

Vanno qui definiti alcuni fondamenti sui sistemi di propulsione sulle caratteristiche in volo.

**Impulso specifico:** è un grado di efficienza della miscela del propellente ed è la spinta che può essere ottenuta da un razzo equivalente con portata di propellente pari ad un'unità

$$I_s = F/w = c/g = \dots [m/sec]$$

dove:  $I_s$ =impulso specifico \*  $F$ =spinta \*  $w$ =portata di propellente \*  $c$ =vel. eff. gas di scarico \*  $g$ =acc. gravità

**Impulso totale:** integrale della spinta rispetto al tempo di funzionamento

$$I_t = \int_0^t F dt = \int_0^t I_s * w dt = \dots [m/sec]$$

dove:  $I_t$ =impulso totale \*  $t$ =tempo \*  $w$ =peso totale effettivo del propellente

In caso di spinta costante nel tempo, possiamo dire:

$$I_t = F_t = I_s * w = \dots [m/sec]$$

Il **consumo specifico di propellente**, è definito come flusso richiesto per produrre 1 Newton di spinta in un razzo equivalente:

$$SPC = 1/I_s = w/F = \dots [(Kg/s)/N]$$

Siamo così in grado di definire la **potenza specifica**: utilizzo della massa nel sistema propulsivo in produzione di energia cinetica del gas espulso:

$$P_s = E_c/w_o = [(1/2)*m*v^2]/w_o = (F*I_s*g)/2*w_o = \dots [W]$$

dove  $w_o$  è il peso della sorgente di energia (in questo caso il propellente)

Possiamo quindi qui definire la **spinta**: la spinta di un endoreattore è la reazione della struttura causata dall'espulsione di materia ad alta velocità dal cono di scarico.

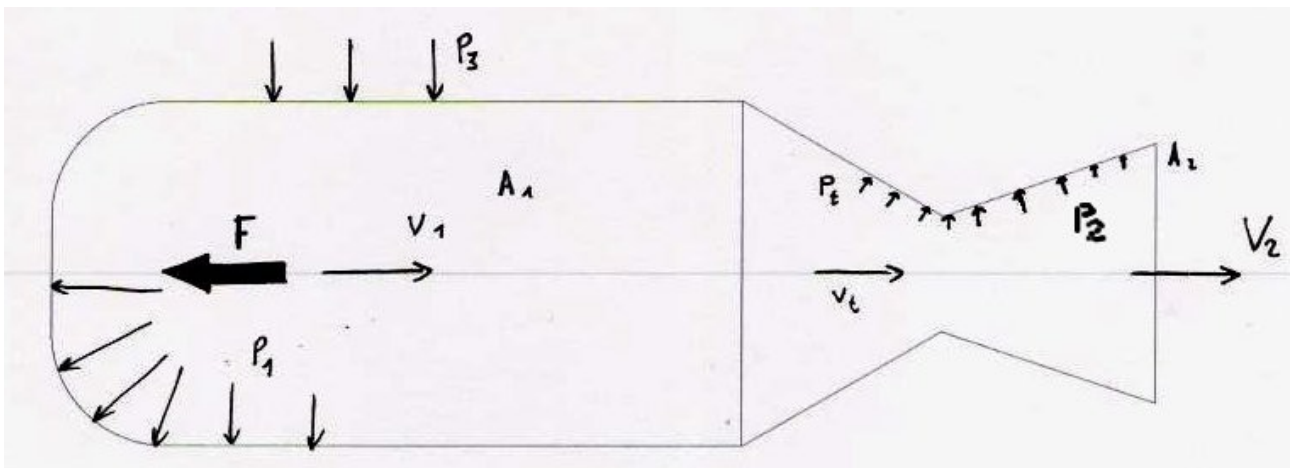


Immagine sopra, schema di un razzo elementare, composto da camera di combustione e cono di scarico a sezione convergente-divergente.

Evitando ulteriori passaggi, definisco la spinta in presenza di vuoto ed in presenza di atmosfera:

**spinta nel vuoto:**  $F = (w/g)*v_2 = \dots [N]$

**spinta con atmosfera:**  $F = (m \cdot v_2) + [(p_2 - p_3) \cdot A_2] = \dots [N]$

Vedendo lo schema sopra, vediamo come la pressione atmosferica disturbi il flusso dei gas di scarico e peggiori il rendimento.

Definendo, in conclusione, al **velocità effettiva dei gas di scarico [c]**, posso definire il **rendimento propulsivo:**

$$c = (F \cdot g) / w = v_2 + [(p_2 - p_3) \cdot A_2 \cdot g] / w = \dots [m/sec]$$

$$\eta_p = F_u / [F_u + (1/2) \cdot (w/g) \cdot (c - u)^2] = \dots$$

dove  $\eta_p$  = rendimento propulsivo \*  $F_u$  = spinta unitaria

Vediamo in dettaglio i componenti principali di un **endoreattore a propellente liquido** (come l'F1 oggetto di tesi):

- Serbatoio combustibile
- Serbatoio agente ossidante
- Generatore di gas
- Scambiatore di calore
- Turbopompe
- Iniettore
- Camera di combustione
- Ugello di espansione

Il combustibile e l'agente ossidante presenti negli appositi **serbatoi**, vengono pompati ad alta pressione tramite le **turbopompe** all'interno dell'iniettore.

**L'iniettore** provvede a miscelare i due formando il propellente e ad iniettarli in camera di combustione.

La funzione dell'iniettore è importantissima in quanto ha il compito di formare il propellente e di spruzzarlo nella camera di combustione: gli spruzzi sono determinati da molti e piccolissimi fori, con tolleranze costruttive minime.

Il propellente entra così in **camera di combustione** dove viene incendiato ed espulso attraverso il cono di scarico.

**L'ugello di espansione** è a sezione divergente per il principio di Bernoulli, ed ha il compito di accelerare i gas di scarico e di indirizzare meglio il flusso.

Le turbopompe (pompe centrifughe) devono essere movimentate da un motore, una soluzione che però si rivela assai complicata. Si è scelto così di movimentare le pompe attraverso una turbina presente all'interno del generatore di gas.

Il **generatore di gas** spilla una parte di combustibile ed agente ossidante dalle turbopompe, creando una miscela con maggiore concentrazione di combustibile, rispetto a quella di funzionamento, tramite una valvola azionata idraulicamente in modo da ottenere una combustione con minori temperature di esercizio.

La miscela entra all'interno della camera di combustione presente all'interno del generatore di gas tramite un'iniettore, dove viene incendiata: i gas espulsi movimentano la turbina che, collegata tramite un albero e un riduttore di giri, movimentano le turbopompe.

I restanti gas di scarico vengono fatti passare attraverso uno **scambiatore di calore**, che abbassa ulteriormente le temperature di esercizio, per poi andare a pressurizzare i serbatoi

Il principio appare semplice, ma dal punto di vista progettuale e tecnologico, è stata una delle grandi sfide per l'uomo, creare un motore in grado di portare un uomo nello spazio.

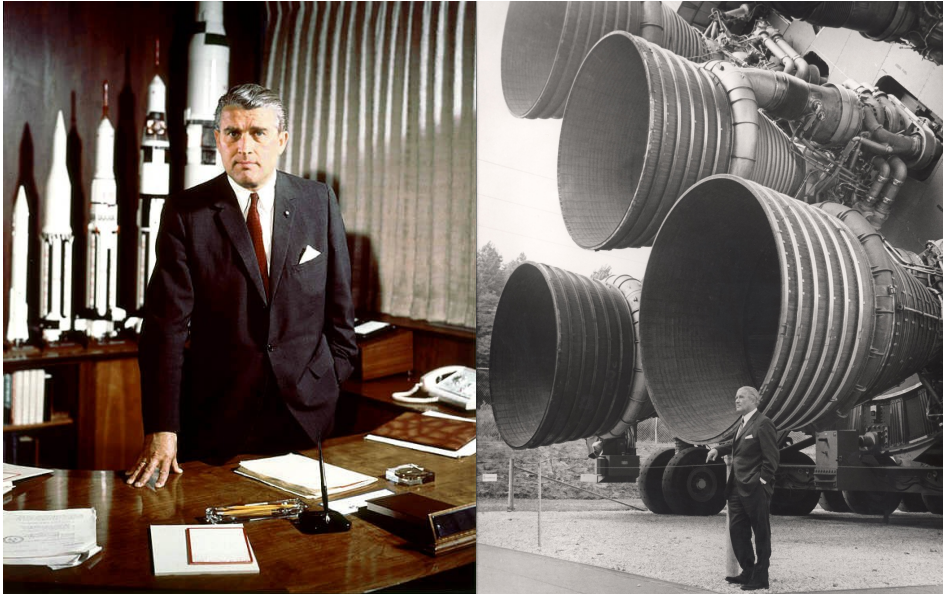
## F-1 Rocket Engine – Componenti e funzionamento.

### Un po' di storia.

L'endoreattore F-1, è nato come risposta ad una commissione del 1955 richiesta dalla US Air Force per la realizzazione di un endoreattore capace di sviluppare una grande potenza e sollevare quindi un ipotetico razzo vettore di ingenti dimensioni.

Il progetto venne presto chiuso a causa di tagli di bilancio, ma la neonata NASA firmò un contratto per la continuazione del progetto.

Il progettista capo fu il celebre Wernher von Braun, che propongo nelle foto qui sotto.



*Fig. 6-7 Wernher von Braun nel suo studio ed assieme agli F-1 montati sul primo stadio del Saturn V – NASA*

I primi test di funzionamento statico avvennero nel Marzo 1959, ma durante i sette anni di sviluppo il motore evidenziò grave instabilità della combustione che avrebbe potuto portare a situazioni catastrofiche.

Dagli studi attuali si può ipotizzare che la causa era probabilmente dovuta alle alte frequenze di onde sonore che si creavano all'interno della camera di combustione: bisogna ricordare che il “rombo” del lancio di un Saturn V è stato il più forte suono prodotto dall'uomo fino ad oggi, rilevabile addirittura da sismografi disposti a centinaia di chilometri di distanza.

Il problema è stato poi risolto apportando opportune modifiche alle forme degli iniettori dell'RP-1, rendendo così l'F-1 uno dei più stabili endoreattori mai costruiti.

Il problema dell'instabilità all'interno della camera di combustione è attuale, e ancora non esistono scienze esatte per definirne il comportamento.

I problemi vennero risolti nel 1961 e gli F-1 entrarono in linea di produzione; il 9 Novembre 1967 compirono il primo volo portando in orbita l'Apollo 4, primo Saturn V del programma Apollo.

### Prestazioni

Un singolo endoreattore F-1, produce una spinta continuativa a livello del mare di 6,675 MN bruciando ogni secondo 1,790 t di ossigeno liquido (LOX) e 0,788 t di RP-1.

Il rapporto della miscela tra agente ossidante (LOX) e carburante (RP-1) è di 2,27:1.

La durata di funzionamento è di 150 sec, con un impulso specifico minimo di 260 m/sec.

Il primo stadio S-1C è equipaggiato da cinque endoreattori F-1, uno centrale e gli altri disposti seguendo uno schema a croce, generando così una spinta totale di 33,375MN.

I motori sono tra loro identici, tranne per il fatto che i motori posti alle estremità sono montati su un particolare cuscinetto che permette, tramite appositi attuatori idraulici, l'orientamento di ciascun motore negli assi X e Z con uno scartamento massimo di 6° per facilitare il controllo di assetto durante il lancio.

Il blocco motore ha dimensioni di circa 5,64 m in altezza e 3,72 m di larghezza.

Le temperature raggiunte in camera di combustione sono di circa 3300°C (5970°F).

Nei suoi 150 secondi di funzionamento, il primo stadio porta il Saturn V ad una quota di circa 62km con una velocità di circa 8700 km/h.

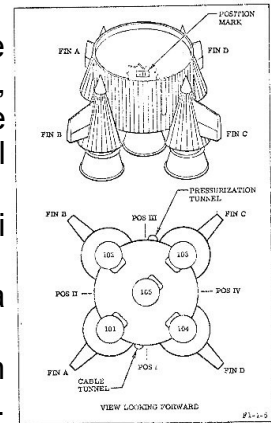


Figure 1. F-1 Rocket Engine and S-1C Stage Positions

Fig. 8 (sopra a destra) Posizionamento motori F-1 sul primo stadio - NASA

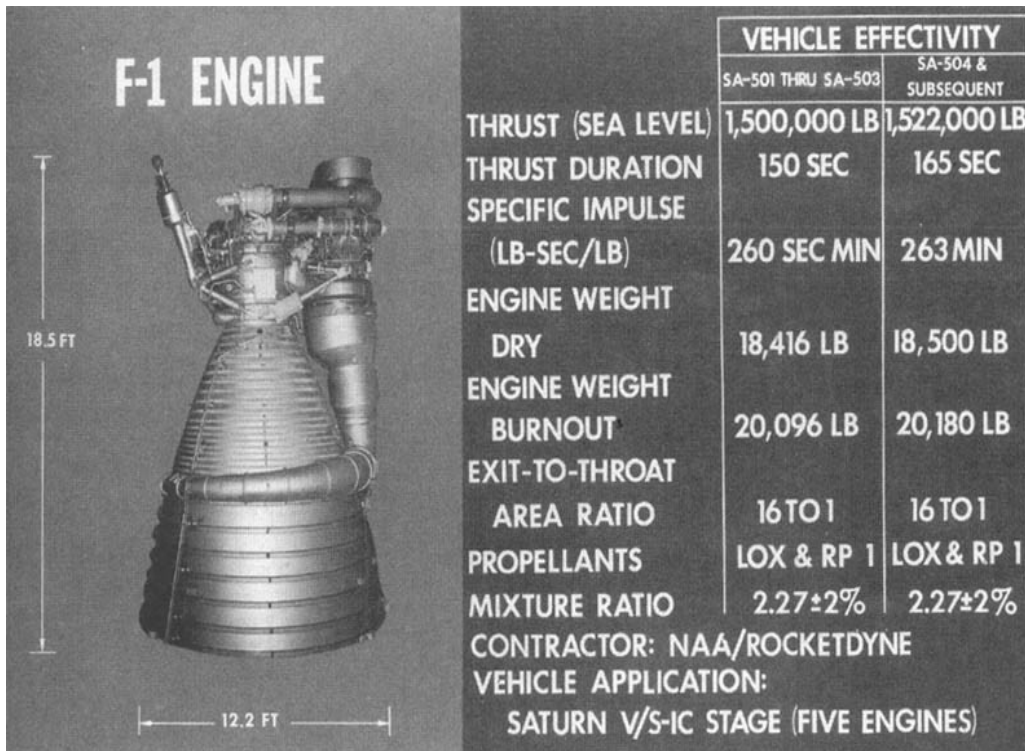


Fig. 9 Prestazioni F-1 Engine - NASA

Nella tabella sopra, si vede una seconda colonna di dati, quella appartiene alle modifiche fatte al motore in seguito all'aumento di carico utile delle missioni successive all'Apollo 15 che richiedevano quindi più spinta.

La spinta venne quindi implementata a 6,770MN, l'impulso specifico a 263 m/sec e il tempo di funzionamento a 165 sec.

La spinta totale del primo stadio passava quindi a ben 33,851MN.

Nella figura 10, è presente diagramma che rapporta la spinta totale del S-1C in rapporto al tempo di funzionamento, partendo dall'istante in cui i bracci che collegano il Saturn V alla torre di lancio si separano, fino allo spegnimento di tutti i motori (prima quello centrale e ultimi quelli esterni).



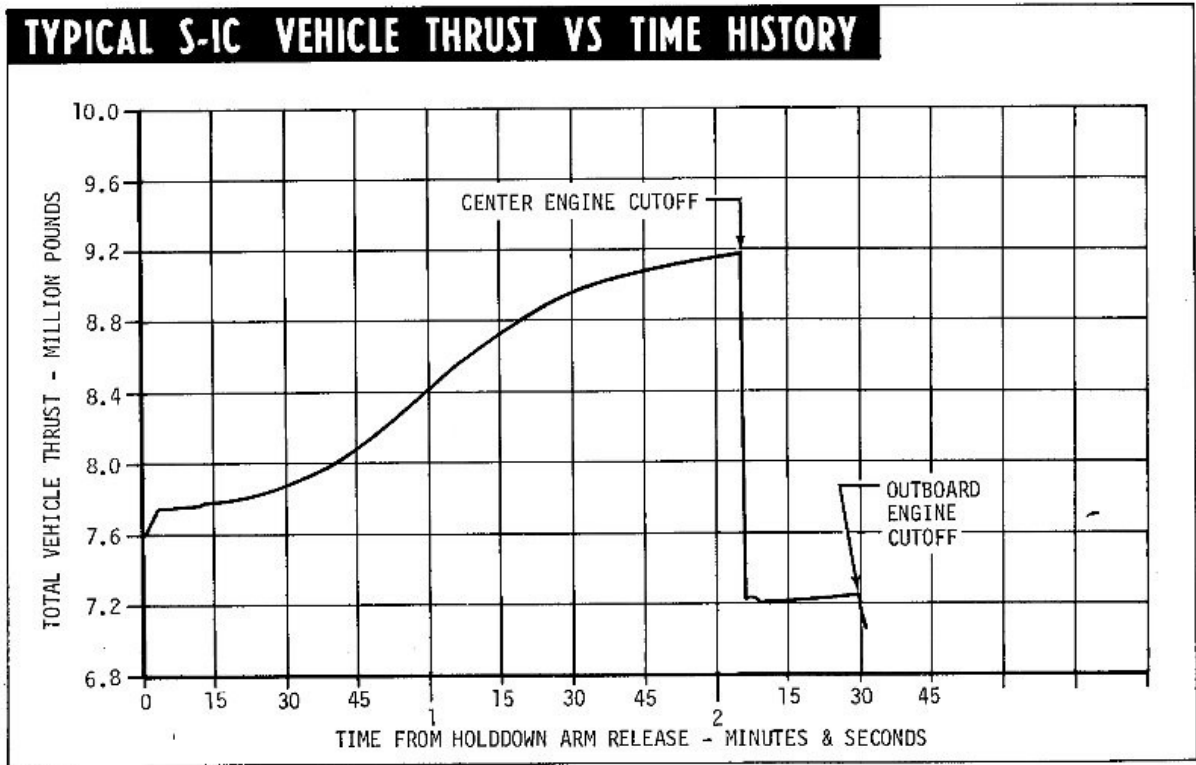


Figure 2-24

Fig. 10 Diagramma Spinta – Tempo del primo stadio del Saturn V – NASA

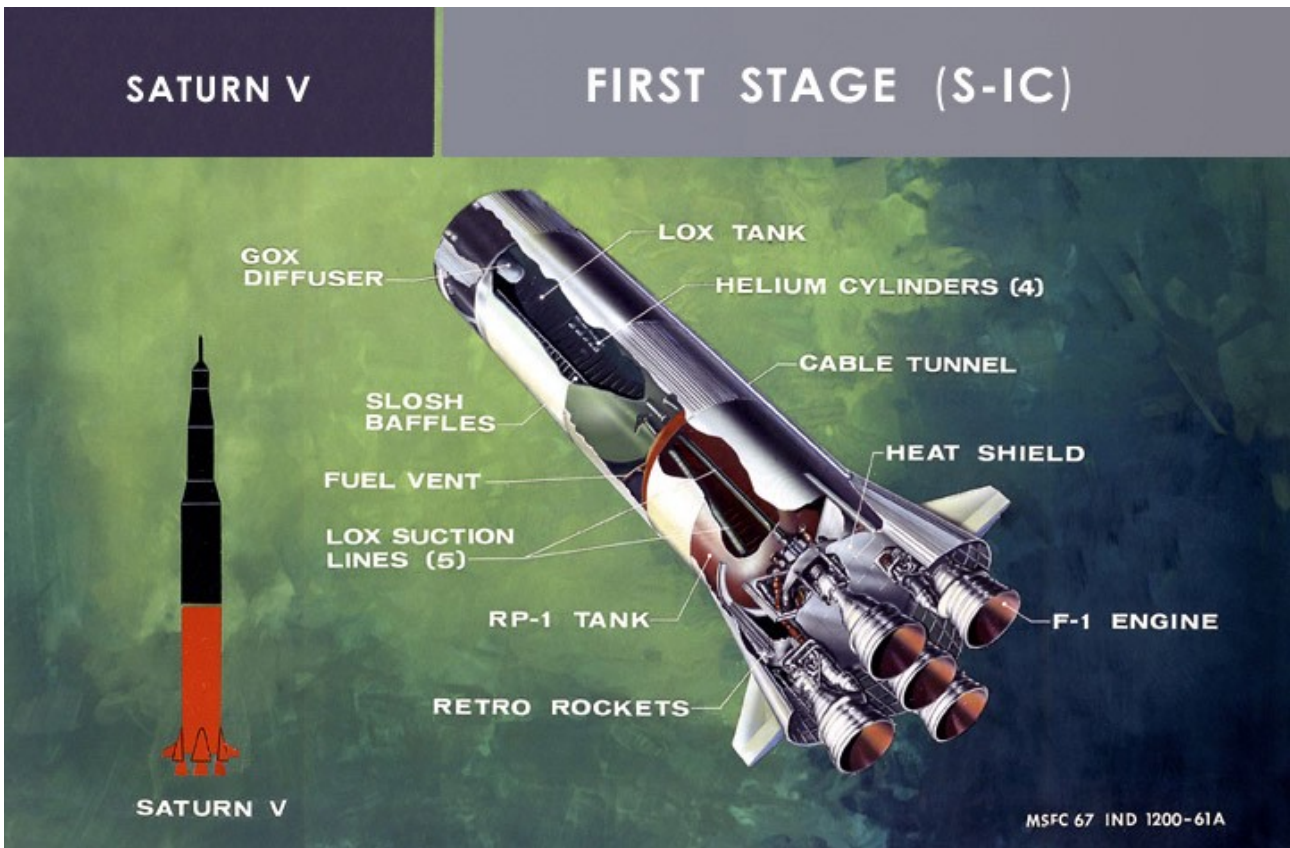


Fig. 11 – Spaccato del primo stadio del Saturn V con i relativi cinque endoreattori F-1 – NASA

## Funzionamento.

Il funzionamento di un endoreattore a propellente liquido come l'F-1 è una cosa ardua da spiegare in tutte le sue molteplici sfaccettature, la mia non sarà quindi una spiegazione nei minimi dettagli, dato il mio campo di conoscenze.

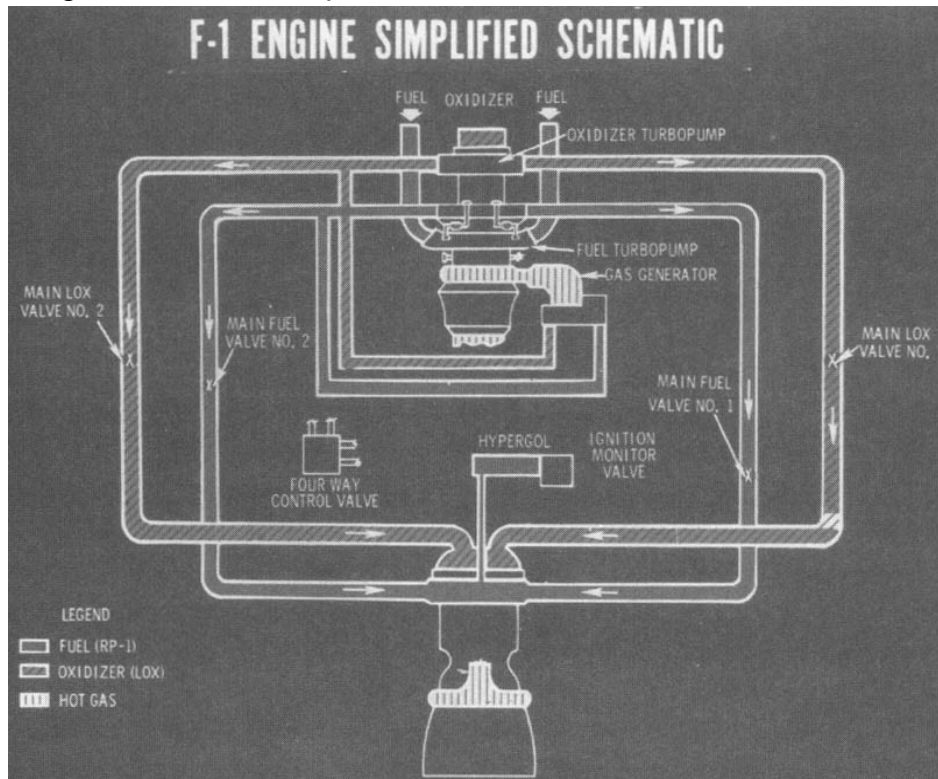
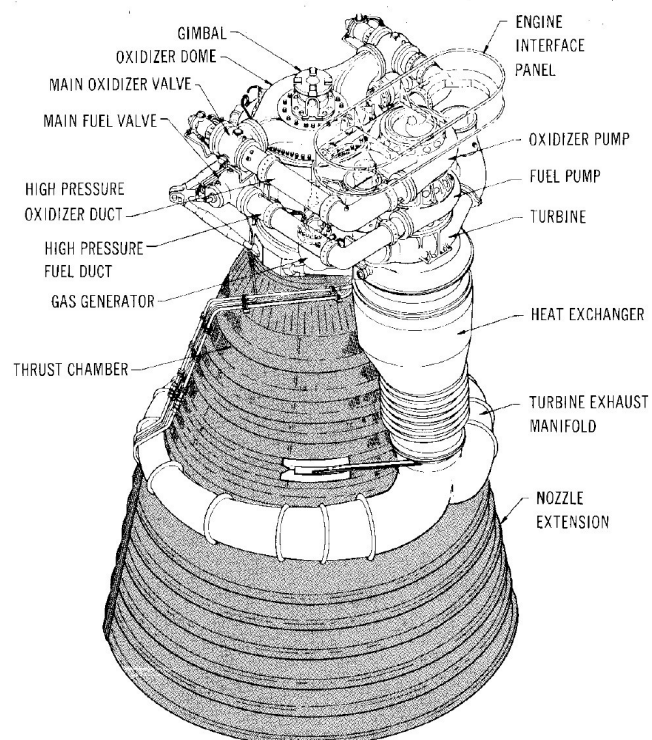


Fig. 12 – Schema di funzionamento semplificato dell'endoreattore F-1 – NASA

L'endoreattore F-1 è definito "single-start", può essere acceso quindi una sola volta e non può essere spento se non al termine del suo ciclo di funzionamento.

Possiamo dividere i suoi componenti principali in cinque blocchi principali:

- Complesso camera di combustione
- Turbopompe
- Sistema del generatore di gas
- Sistema di controllo alimentazione propellente
- Sistema di pressurizzazione



Il **complesso della camera di combustione**, si compone di:

- Cuscinetto del giunto cardanico
- Cupola del LOX
- Iniettore
- Corpo della camera di combustione
- Estensione dell'ugello

Il **cuscinetto del giunto cardanico**, come citato in precedenza si occupa di trasferire la spinta alla struttura del Saturn V, composto da speciali materiali compositi che sopportano carichi elevatissimi ed offrono bassissimi livelli di attrito per la movimentazione del blocco motore.

Nel caso dei motori posti all'estremità, questo cuscinetto permettere l'orientamento del blocco motore in modo da orientare la spinta, con uno scartamento massimo di 6° negli assi X e Z tramite l'utilizzo di appositi attuatori idraulici.

La **cupola del LOX (oxidizer dome)** serve come condotto di aspirazione per il LOX proveniente dalla turbopompa, che viene così distribuito nell'iniettore.

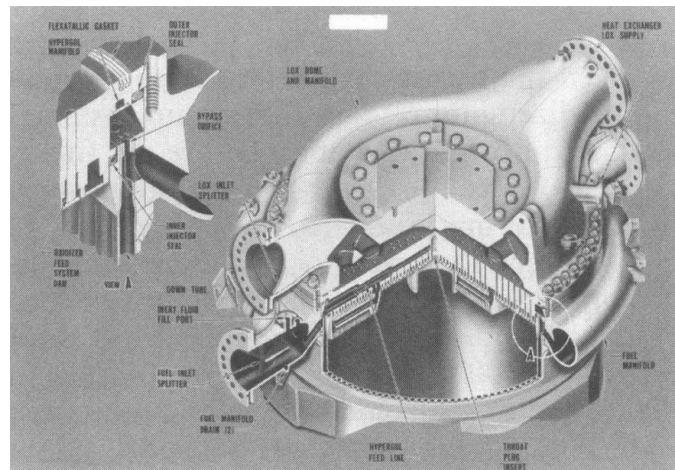


Fig.13 Oxidizer dome – iniettore – NASA

L'**iniettore** è senz'altro uno dei componenti più importanti di un'endoreattore a propellente liquido, esso infatti ha il duplice compito di creare la miscela tra combustibile ed agente ossidante e di distribuirla all'interno della camera di combustione.

Il propellente attraversa orifizi di piccolissime dimensioni.

Il carburante arriva all'iniettore per mezzo del collettore del condotto di aspirazione, mentre l'agente ossidante arriva dalla già citata cupola dell'agente ossidante.

Per ridurre perdite di carico e per facilitare la sequenza di avviamento, parte del carburante viene mandato direttamente in camera di combustione.

Il **corpo della camera di combustione** è composto dalla camera di combustione stessa e dall'ugello di espansione per espellere i gas caldi ad alta velocità e produrre così spinta. La camera di combustione e l'ugello sono raffreddati da un particolare sistema: piccole tubazioni, attraverso il quale scorre RP-1, che circondano la camera di combustione e l'estensione dell'ugello stesso.

L'RP-1 raffredda così le pareti per conduzione e viene poi riutilizzato per la propulsione.

Questo sistema è definito: *Regenerative fuel-cooling*.

All'esterno della camera di combustione, sono presenti gli attacchi per i pignoni degli attuatori per il direzionamento della spinta e le condotte di mandata delle turbopompe.

Troviamo inoltre, anche la condotta di mandata della turbina che viene movimentata dai

gas caldi provenienti dallo scambiatore di calore.

I suddetti gas vengono iniettati nell'estensione dell'ugello per raffreddarlo e per mantenere una pressione statica uniforme ed evitare possibile instabilità del flusso di gas.

**L'estensione dell'ugello**, viene montata successivamente, ed ha il compito di sfruttare il restante calore per generare ulteriore lavoro.

Aumenta infatti il rateo di espansione da 10:1 a 16:1.

La superficie interna dell'estensione dell'ugello, è ricoperta dal così detto *film cooling*: date le temperature maggiori di 3200°C, il flusso di gas proveniente dalla turbina con una temperatura di circa 650°C, viene iniettato, formando così uno strato protettivo che protegge da fusione il l'ugello stesso.

### Turbopompe.

La **turbopompa** è la definizione generica di una pompa centrifuga, una macchina operatrice che viene utilizzata per aumentare pressione e velocità del fluido in esame. Essa è composta da una girante, da un condotto di aspirazione, da un condotto di mandata e dal corpo che contiene la girante.

Il fluido entra assialmente ed esce radialmente: la forma del condotto di mandata è a sezione divergente in modo da sfruttare il principio di Bernoulli per ottenere più pressione.

Nel caso dell'endoreattore F-1, il blocco turbopompa è composta da due turbopompe e da una turbina, tutti collegati sullo stesso albero.

La turbina, come vedremo in seguito, è movimentata dai gas provenienti dal generatore di gas, in questo modo porta alla rotazione le due turbopompe ad un regime di 5550 rpm.

Il LOX entra nella turbopompa assialmente ed esce radialmente, l'RP-1, invece, entra ed esce radialmente.

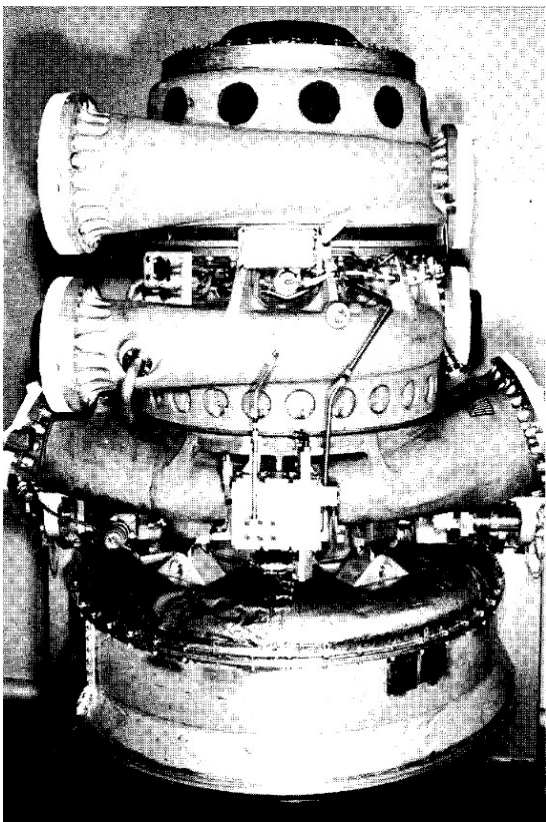


Fig. 16 (a destra) – Andamento velocità in una girante pompa centrifuga. - internet

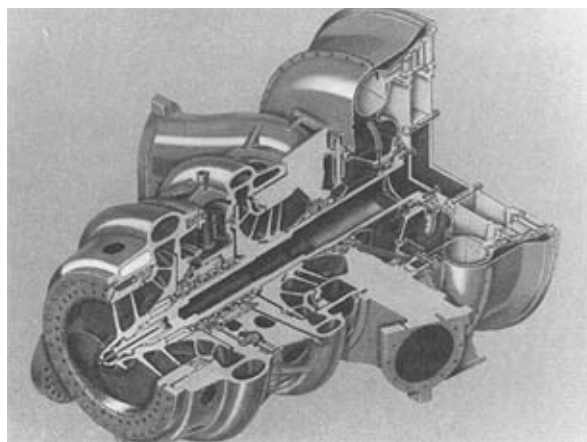
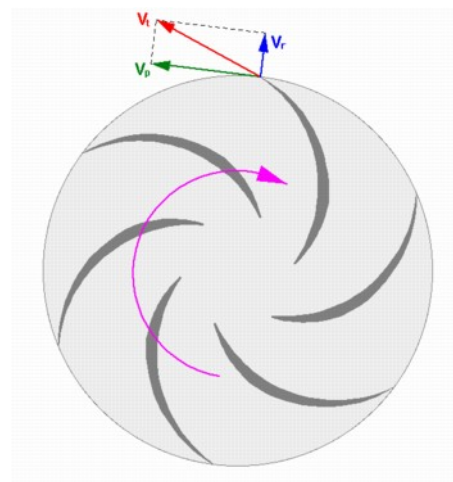


Fig. 14 e 15 – Complesso turbopompe e turbina – NASA



Nel blocco turbopompe, è presente una valvola di controllo per la refrigerazione dei cuscinetti: essa controlla il flusso di carburante ai cuscinetti per raffreddarli, ma anche per preservare i cuscinetti da svariati effetti negativi che potrebbero portare complicazioni prima di raggiungere il regime di funzionamento.

Il **sistema del generatore di gas**, ha il compito di accelerare materia per movimentare la turbina che trascina con se le turbopompe.

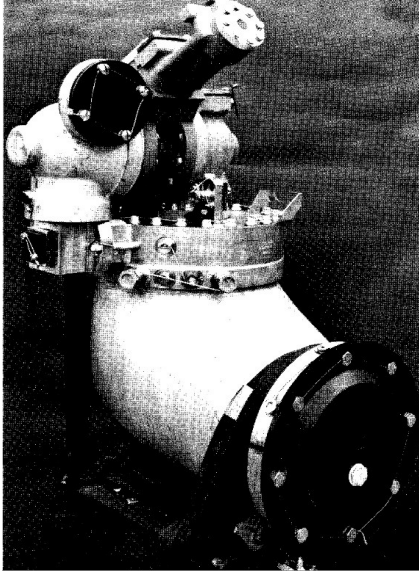


Fig. 17 (a sinistra) Generatore di gas – NASA

Esso è composto da:

- valvola di controllo attuata idraulicamente
- iniettore
- camera di combustione
- di condutture di alimentazione collegate alle due turbopompe.

La **valvola di controllo** attuata idraulicamente, controlla l'ingresso di propellente nell'iniettore.

L'**iniettore** crea la miscela di LOX e di RP-1 con una più alta percentuale di RP-1 in modo da avere una combustione a temperature che non necessitino un'azione di raffreddamento della camera di combustione, infine distribuisce la miscela all'interno della camera di combustione.

Il propellente viene incendiato all'interno della **camera di combustione** ed i gas caldi di scarico vengono mandati al condotto di aspirazione della turbina, la quale viene movimentata trascinando così le due turbopompe.

Il **sistema di controllo dell'alimentazione del propellente**, ha il compito di trasferire LOX ed RP-1 dai serbatoi alle turbopompe.

Esso è composto da due **valvole** per la distribuzione del LOX, e due per la distribuzione dell'RP-1. Le valvole sono tra loro identiche e sono alimentate idraulicamente, mentre il controllo controllo è effettuato da un sistema di circuiti elettrici e relais.

Le valvole hanno inoltre la particolarità di essere bilanciate meccanicamente a seconda della pressione di funzionamento.

La pressione del propellente alle valvole fa sì che esse si mantengano aperte senza l'utilizzo del sistema idraulico.

Data quindi una pressione voluta, il bilanciamento fornirà una data posizione, quindi flusso per il passaggio di LOX/RP-1.

Il **sistema di pressurizzazione** fornisce calore al GOX (ossigeno gassoso) e all'elio per la pressurizzazione dei serbatoi di LOX e di RP-1.

La pressurizzazione dei serbatoi si rende necessaria perché il volo atmosferico e non, comporta variazioni di assetto spinta il che produrrebbe spostamenti di propellente all'interno del serbatoio e, cosa che non deve assolutamente succedere, mancato flusso nei condotti di aspirazione delle turbopompe, o distribuzione irregolare con sacche d'aria e vapori.

Il sistema è composto da:

- scambiatore di calore
- valvola di controllo dello scambiatore di calore
- condotti da e per lo scambiatore di calore.

Una parte dei gas di scarico della turbina del generatore di gas, viene spillata e fatta passare per lo **scambiatore di calore**, aumentando così la temperatura, quindi la pressione del GOX e dell'elio

La **valvola di controllo**, evita che i gas di pressurizzazione entrino all'interno della campana dell'LOX.

Il **sistema idraulico di controllo** dell'endoreattore, opera solo nelle fasi di avviamento e spegnimento dell'endoreattore stesso, in quanto ha il compito di movimentare le varie valvole ed il motore si auto-sostenta da solo durante il funzionamento.

L'**avviamento** dell'endoreattore è una procedura complessa e la rappresenterò nelle linee più generali:

al momento dell'inizio della fase di accensione, la pressione idraulica fornita da terra movimentata la sezione della turbopompa di bassa pressione.

La pressione è però sufficiente a tenere le valvole dell'LOX e del generatore di gas aperte, permettendo l'ingresso del propellente pressurizzato nella camera di combustione del generatore di gas il quale la incendia.

I gas di scarico passanti per la turbina arrivano allo scambiatore di calore che mantiene la pressurizzazione nei serbatoi.

I gas di scarico della turbina che invece vengono distribuiti nell'ugello, vengono anch'essi incendiati.

La pressione aumenta, così come il numero di giri della turbina e quindi delle turbopompe arrivando ad un certo valore di pressione, la *"hypergol cartridge"* entra in azione, iniettando propellente ipergolico, che si incendia al semplice contatto con l'agente ossidante (LOX) che viene iniettato contemporaneamente.

Nel momento in cui la pressione all'interno della camera di combustione aumenta, il sistema idraulico apre la valvola per il passaggio dell'RP-1 il quale passa prima per le tubazioni di raffreddamento attorno all'ugello e successivamente entra in camera di combustione: la pressione continua ad aumentare fino a che la valvola *"thrust-OK"* conferma il funzionamento efficiente dell'endoreattore, e la turbina del generatore di gas raggiunge il regime massimo di funzionamento.

La pressione idraulica viene ora completamente fornita dall'endoreattore e la fase si conclude.

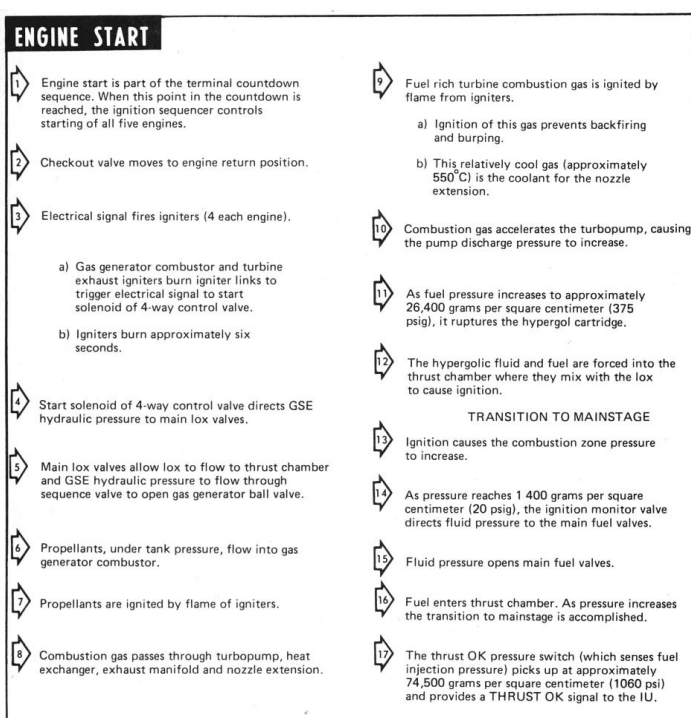


Fig. 18 – Sequenza di avvio dell'endoreattore F-1

Lo **spegnimento** inizia con il segnale di *shut-down* dato dai circuiti elettrici, la pressione idraulica viene diretta alla chiusura di tutte le valvole di iniezione propellente.

La pressione scende a zero nella camera di combustione al momento della completa chiusura delle valvole dell'LOX.

## Bibliografia

**ROCKET PROPULSION ELEMENTS** - "An introduction to the Engineering of Rockets" George P. Sutton – John Wiley & Sons, Inc - 4<sup>th</sup> printing May 1967

**FUNDAMENTALS OF ASTRODYNAMICS** – Roger B. Bate / Donald D. Mueller / Jerry E. White – Dover Publications, Inc 1971

[www.nasa.gov](http://www.nasa.gov):

- F-1 Engine Fact Sheet (pdf file)
- Saturn V Flight Manual (pdf file)
- F-1 Engine Manual (pdf file)
- Cryogenic technology – the F-1 and the H-1 rocket engines (html web page)

[www.wikipedia.org](http://www.wikipedia.org):

- F-1 Rocket Engine
- Saturn V Moon Rocket
- L'endoreattore

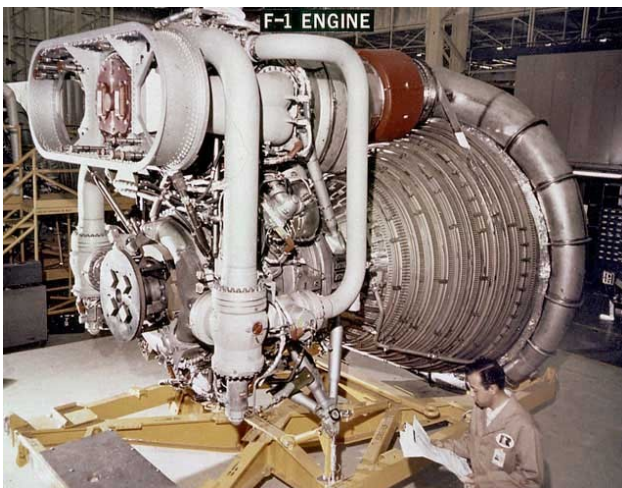


Fig. 19 e 20 endoreattori F-1 alla Rocketdyne - NASA

## Ringraziamenti

Ringrazio tutti i professori che mi hanno aiutato nella realizzazione di questa tesi d'esame, in particolare l'ing. **Ennio Prenassi**, l'ing. **Giuseppe Fattori**, l'ing. **Ciro Ciotola**, e l'ing. **Vincenzo Taliercio** per il prezioso aiuto da loro fornitomi. Ringrazio anche mio fratello **Luca** che mi ha aiutato e fornito alcune foto del museo del Kennedy Space Center in Florida.