

Ing. Maurizio BASSANI

SISTEMA PROPULSIVO DELLO SPACE SHUTTLE



INTRODUZIONE

La concezione del progetto dello Space Shuttle era partita dall'idea di realizzare due unità pilotate; una portante, e l'altra destinata al lavoro in orbita.

Il primo scoglio incontrato fu l'elevato costo che avrebbe toccato i dieci miliardi di dollari (valore del 1971).

Nella corsa alla sua riduzione dopo la decisione di mantenere pilotato soltanto l'orbiter si ritenne opportuno trasferire le riserve di combustibile necessarie al decollo in un unico grande serbatoio esterno.

Così facendo si riducevano notevoli problemi di progettazione dell'*orbiter* che in tal modo risultava di minori dimensioni.

A questa decisione si aggiunse l'altra dell'accostamento di due *booster* recuperabili, indispensabili per fornire la spinta necessaria alla partenza da terra.

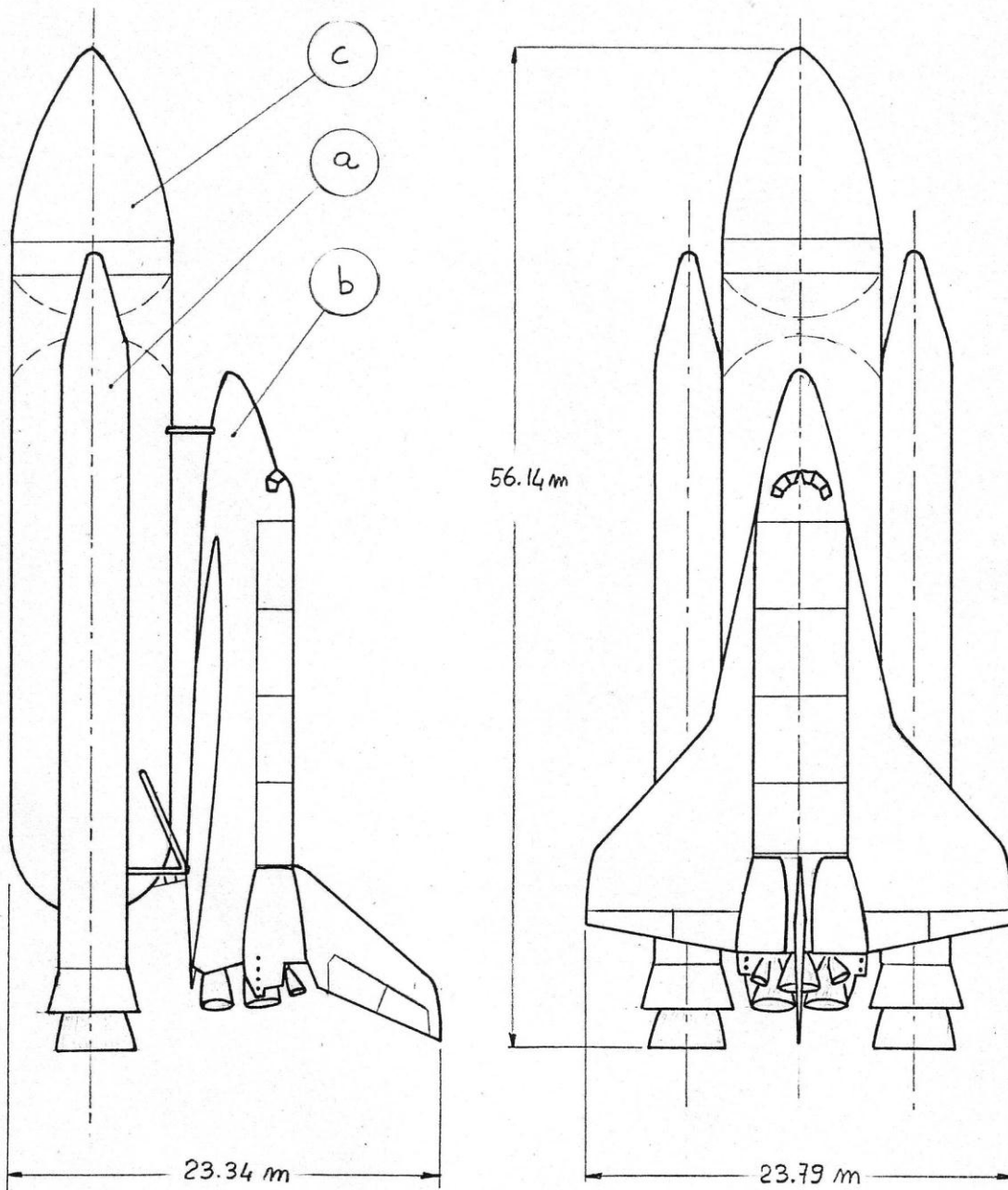
Qui il problema era di scegliere tra motori a propellente solido o liquido.

Si optò per il primo tipo in quanto era meno difficoltoso tecnicamente il loro recupero e la loro riutilizzazione.

Così si giunse alla configurazione attuale.

Lo Space Shuttle è costituito da tre sezioni come illustrato nella fig.1:

- **SOLID ROCKET BOOSTER (SRB)**: due endoreattori a propellente solido i quali scendono in mare con paracadute e vengono successivamente recuperati e riutilizzati.
- **ORBITER**: veicolo alato propulso da tre endoreattori principali a propellente liquido, e due endoreattori di manovra sempre a propellente liquido. Contiene un modulo per gli astronauti che concentra tutta la strumentazione di guida e controllo; e un vano cargo per il carico utile.
- **EXTERNAL TANK (ET)**: grosso serbatoio per i tre endoreattori principali dell'orbiter.



- a) SOLID ROCKET BOOSTER (SRB)
- b) ORBITER
- c) EXTERNAL TANK (ET)

Fig. 1 - Space Shuttle

SISTEMA PROPULSIVO

La propulsione dello Space Shuttle è formata da un complesso sistema di motori con differenti funzioni. Al decollo, in assetto verticale, oltre ai due booster a propellente solido entrano contemporaneamente in funzione i tre endoreattori principali dell'orbiter, ottenendo così una spinta totale di circa 28000000 N.

Il complesso sale fino a circa 44000 m di altitudine raggiungendo una velocità di 1440 m/s pari a 5184 Km/h, a questo punto si ha la separazione dei due booster i quali iniziano la discesa in mare mentre l'orbiter raggiunge il 99% della quota e della velocità della missione tramite i suoi 3 endoreattori principali.

Ora il grosso serbatoio esterno viene sganciato e rientra nell'atmosfera disintegrandosi (unico elemento che va perduto).

Per l'inserimento in orbita si usano gli altri due endoreattori più piccoli a propellente liquido contenuti a bordo dell'orbiter.

Terminata la missione della durata compresa tra 7 e 30 giorni l'orbiter, azionando opportunamente i due endoreattori di manovra rientra nell'atmosfera alla velocità di circa 22500 Km/h a 120 Km di quota.

A questo punto inizia una lunga planata che termina alla velocità di 346 Km/h su una normale pista di atterraggio con un Cross Range (tolleranza laterale della traiettoria di rientro) di 1460 Km.

Entro 14 giorni il velivolo viene reso di nuovo abile ad una nuova missione, e nel progetto iniziale si prevedeva potesse compiere almeno 100 missioni con normale revisione; tale caratteristica rende quasi impossibile un confronto con i razzi vettori tradizionali, basti pensare che, ad esempio, il gigantesco razzo Saturno V usato per tutte le missioni "Apollo" veniva utilizzato una sola volta andando completamente perso ad ogni missione.

Per restare in tema di confronti, il sistema Space Shuttle può essere considerato un razzo a due stadi e mezzo, il primo stadio è costituito dai due Booster più i tre endoreattori principali dell'Orbiter che da soli costituiscono anche il secondo stadio, mentre l'ultimo stadio è costituito dai due endoreattori di manovra dell'Orbiter.

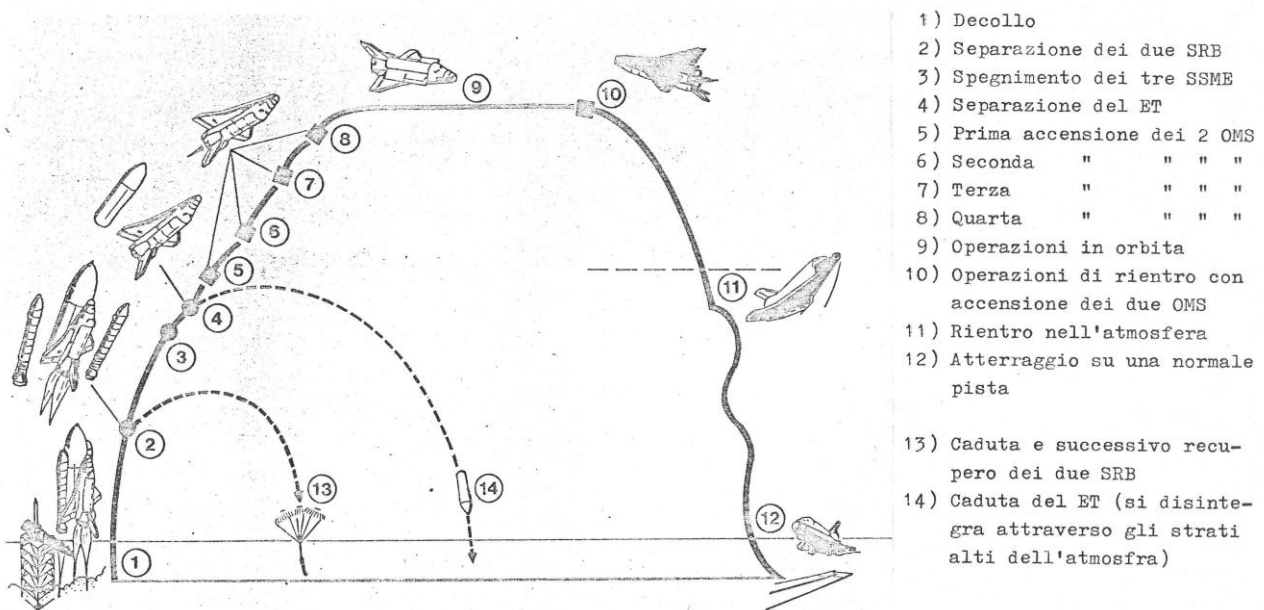


Fig. 2 - Profilo di una missione dello Space Shuttle

SOLID ROCKET BOOSTER (SRB)

Si tratta come detto precedentemente di un endoreattore a propellente solido ed costituito come mostra la fig.3 di un involucro esterno a forma cilindrica del diametro di 3,7 m, che funge nello stesso tempo da serbatoio del propellente e da camera di combustione, munito a prua da un ogiva e a poppa di un ugello di De Laval.

La lunghezza complessiva del SRB è di 45,46 m e la caratteristica essenziale, come in tutti gli endoreattori a propellente solido di grosse dimensioni, è la costruzione a segmenti e il controllo del vettore spinta.

Il propellente utilizzato è un composto a base di *perclorato di ammonio* (ossidante) e di *polisolfuro organico* cioè gomma sintetica (combustibile).

Ogni segmento è costituito da un cilindro in lamiera di acciaio nell'interno del quale viene introdotto il propellente solido, mediante un processo di colata in forma.

Per evitare il surriscaldamento del contenitore durante la combustione il solido impiegato è del tipo "a combustione interna" cioè la combustione avviene unicamente lungo il foro centrale senza che i gas vengano a contatto con la parete del contenitore.

Il canale centrale realizzato, come mostra la fig.3, è una pseudo-stella che dà una superficie di combustione approssimativamente costante e comporta un diagramma spinta/tempo di tipo moderatamente progressivo, ciò per limitare le forti accelerazioni che altrimenti si avrebbero in decollo, infatti in tutta la fase vettrice non viene mai superata l'accelerazione di 3 g.

Vi è inoltre la possibilità di regolazione dell'asse del vettore spinta tramite due pompe idrauliche che permettono al *THRUST VECTOR SYSTEM* (TVS) una escursione angolare di $\pm 5^\circ$ e l'intero arco può essere coperto in 1 secondo.

Gli SRB dispongono, ciascuno, di due unità di governo elettroniche, le *INTEGRATED ELECTRONIC ASSEMBLIES* (IEA) situate nella sezione di prua e in quella di coda del Booster.

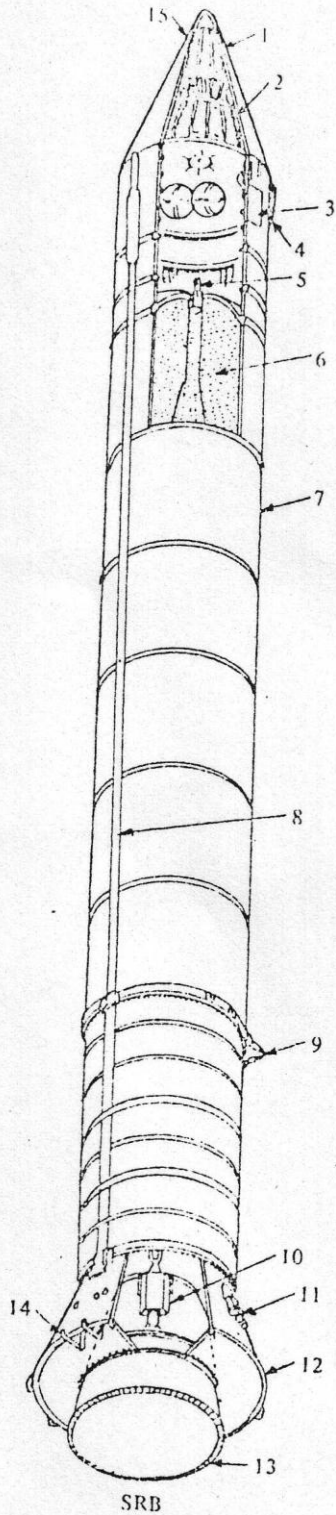
L'IEA alloggiato in coda provvede ad inviare ai sistemi elettronici del TVS i segnali ricevuti dai computer di bordo dell'Orbiter.

Il compito dell'IEA disposto in prua invece è quello di comandare l'innesco della carica esplosiva del motore principale e di quella dei piccoli endoreattori separatori e di attivare lo spiegamento dei paracadute.

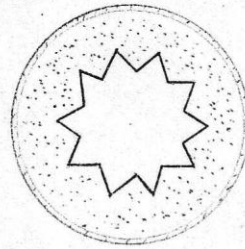
Lo sgancio dal serbatoio esterno (ET) a circa 44 km di altitudine, avviene per mezzo di cariche esplosive, collocate nei dispositivi di collegamento e la separazione è assicurata da piccoli razzi separatori a propellente solido, 8 per ciascun SRB.

Quattro endoreattori separatori sono alloggiati in un modulo a prua del SRB, mentre i rimanenti quattro si trovano in un modulo posteriore insieme all'unità IEA.

Ogni SRB può essere rigenerato per garantire almeno 20 voli e a tal scopo si è particolarmente curato il sistema frenante e quello di recupero in mare.



1. Ogiva
2. Paracadute principali
3. Pannello di accesso
4. Attacco ET anteriore
5. Ignitore
6. Propellente principale
7. Segmenti
8. Tunnel elettrico
9. Attacco ET posteriore
10. Dispositivo di controllo vettore spinta
11. Motori separatori
12. Elemento di appoggio
13. Ugello
14. Subsistema di controllo vettore spinta
15. Paracadute



Sezione del propellente solido

Fig. 3 - Solid Rocket Booster

Caratteristiche e prestazioni dell'SRB

Lunghezza.....	45,46 m
Diametro.....	3,70 m
Massa della struttura.....	81880 Kg
Massa del propellente solido.....	513347 Kg
Massa totale al decollo.....	595227 Kg
Spinta al decollo.....	11140000 N
Spinta al termine della combustione.....	12000000 N
Spinta media.....	11570000 N
Tempo effettivo di combustione (trascurando il transitorio di avviamento e il terminale di combustione).....	100 sec

Il profilo di spinta è riportato in fig. 4

Impulso specifico.....	2480 N sec/Kg
Impulso totale.....	1273 10^6 N sec
Definiti attraverso un ugello di espansione avente il rapporto tra l'area della sezione di gola e l'area della sezione di uscita di.....	1 : 7,16

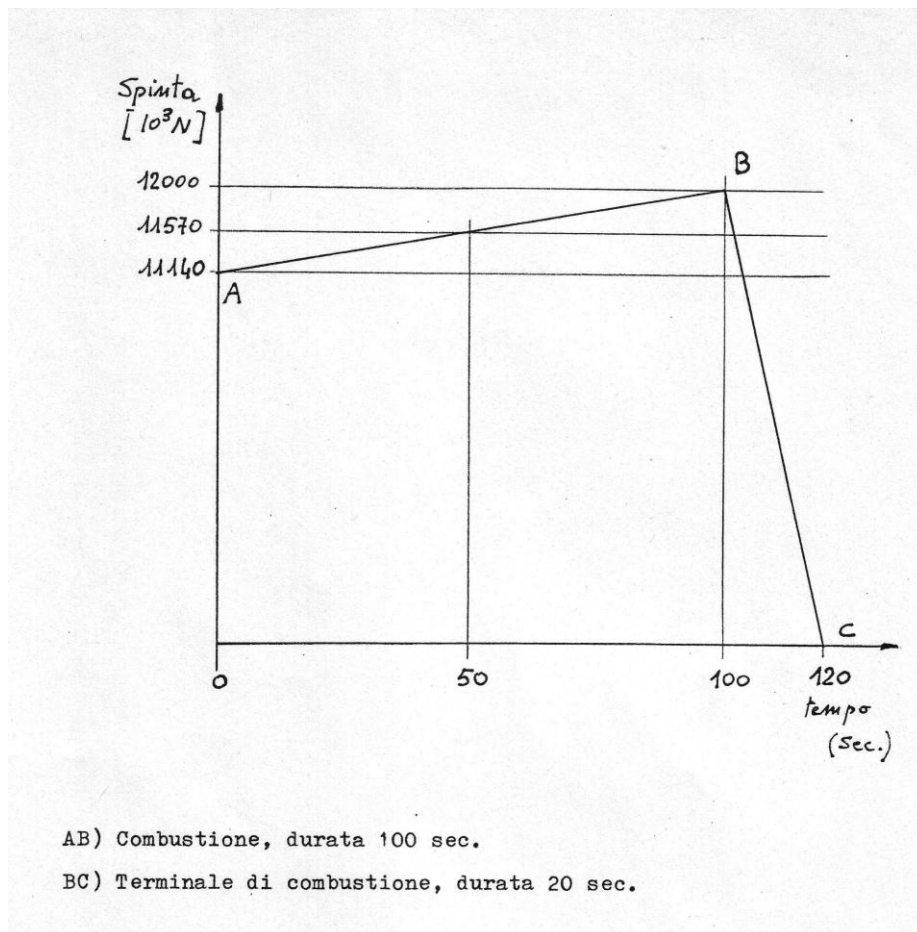


Fig. 4 - Profilo di spinta (SRB)

Endoreattori separatori (8)

Lunghezza.....	1 m
Diametro.....	30,5 cm
Quantità di propellente necessaria al funzionamento di ogni singolo razzo.....	311 N
Tempo di combustione.....	1 sec.
Spinta complessivamente sviluppata.....	11070 x 8 = 88560 N

Sistema frenante di recupero

Consiste in una serie di paracadute situati in prua al booster e opportunamente predisposti. Quando l'SRB, ormai spento ed in discesa, attraversa gli strati più densi dell'atmosfera, mediante un sistema pirotecnico viene eiettata la sezione ogivale di prua ed un paracadute pilota viene spiegato.

Successivamente a circa 6000 m di quota viene aperto un secondo paracadute, e a 1800 m circa i tre paracadute principali che a 790 m sono interamente aperti. Lo "splash down" finale avviene circa 5 min. e 45 sec. dopo il decollo dello Space Shuttle ad una distanza di quasi 300 Km dalla base.

SPACE SHUTTLE MAIN ENGINE (SSME)

Sono i tre endoreattori principali situati nella sezione di coda dell'orbiter e funzionano a ossigeno ed idrogeno liquidi contenuti nel grande serbatoio esterno (ET), rappresentano quanto di meglio la tecnologia sia riuscita finora a realizzare nel settore, essi inoltre, sono i primi ad essere costruiti per un uso ripetuto.

Questi endoreattori possono rimanere accesi in tempi successivi per un totale di sette ore e mezza corrispondenti a 55 missioni dello Shuttle.

Ognuno di loro fornisce una spinta di 1668000 N più del doppio di quella del motore J-2 (sempre ad ossigeno ed idrogeno liquidi) che spingeva il secondo e il terzo stadio del Saturno V.

L'SSME presenta due pregi notevoli:

- La possibilità di riutilizzo in tempi diversi
- La possibilità di essere regolato nella spinta (dal 65% al 100% del valore nominale) e di essere orientabile.

Per far capire l'alta tecnologia di costruzione basti pensare che i suoi elementi devono resistere a temperature che vanno da -252 °C, che è quella dell'idrogeno liquido, ai +3515 °C che si sviluppano durante il funzionamento nella camera di combustione.

Particolare determinante inoltre nella concezione di progetto è la loro facoltà ad operare con pressioni, sempre all'interno della camera di combustione (210 Kg/cm² circa 203 Atm.) tre volte maggiori di quelle impiegate nel grande motore F-1 del primo stadio del Saturno V.

Da notare che lo Shuttle riuscirebbe ad entrare in orbita anche se uno dei tre SSME non funzionasse, affidandosi alla spinta degli altri due.

Per assicurare un elevato grado di versatilità nella manutenzione, i motori sono stati progettati e costruiti secondo un concetto modulare, tutti gli elementi componenti possono essere rimossi indipendentemente l'uno dall'altro.

Ciascun motore è governato da una unità elettronica di controllo, la quale assicura l'integrazione dei dati forniti dal sistema di comando del volo e dai sensori di cui è equipaggiato il motore stesso, valutando istante per istante lo stato operativo (accensione, flusso dei propellenti ecc...) e verificando eventuali funzionamenti anomali.

Sistema di alimentazione

Opera mediante due turbopompe per ciascun propellente, una turbopompa a bassa pressione ed una ad alta pressione.

Sul lato del combustibile (Idrogeno):

→ Turbopompa a bassa pressione:

pressione di alimentazione.....	2,39 Kg/cm ²
pressione di mandata.....	16,31 Kg/cm ²
rapporto di compressione.....	6,82

→ Turbopompa ad alta pressione:

pressione di alimentazione.....	16,31 Kg/cm ²
pressione di mandata.....	436,7 Kg/cm ²
rapporto di compressione.....	26,77

Si tratta di una unità interamente sostituibile la cui massa è di circa 320 Kg ed è costituita da una pompa centrifuga a tre stadi, mossa da una turbina a due stadi a gas caldi, generati nella camera di precombustione per il combustibile.

Prima del lancio l'avviamento è assicurato da un sistema di pressurizzazione a terra ad elio gassoso, le parti rotanti della turbopompa sono sostenute da due doppie serie di cuscinetti a sfera, raffreddati a idrogeno.

Sul lato dell'ossidante (Ossigeno):

→ Turbopompa a bassa pressione:

pressione di alimentazione.....	1,546 Kg/cm ²
pressione di mandata.....	11,98 Kg/cm ²
rapporto di compressione.....	7,75

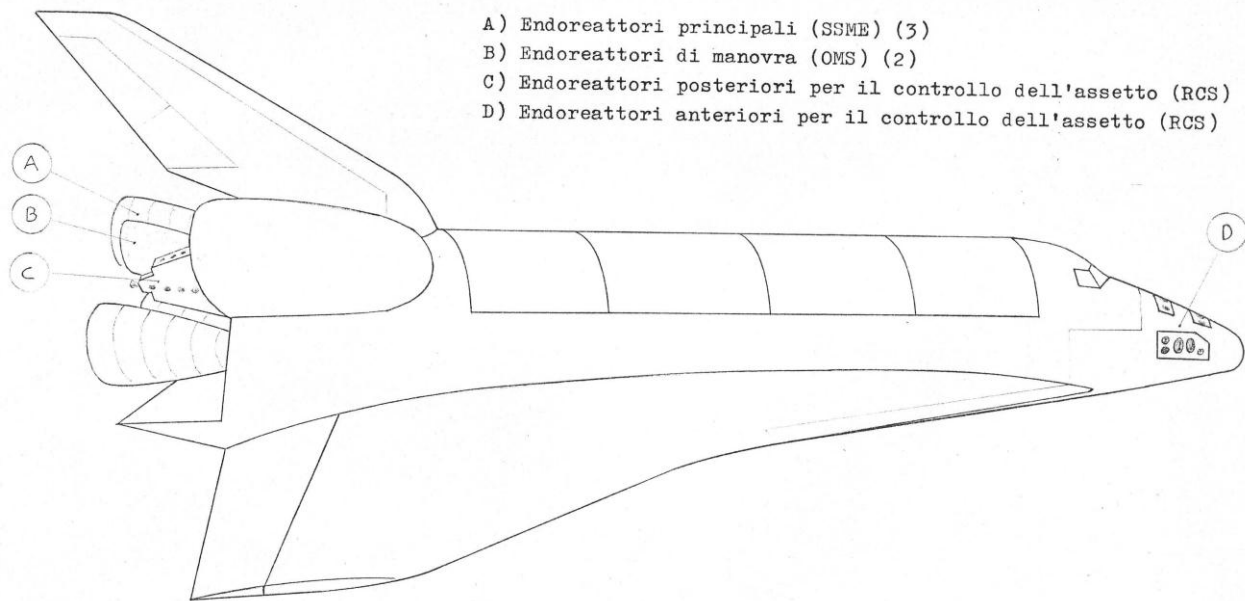
→ Turbopompa ad alta pressione:

pressione di alimentazione.....	11,98 Kg/cm ²
pressione di mandata.....	325,7 Kg/cm ²
rapporto di compressione.....	27,18

Quest'ultima è costituita da un unico stadio diviso, però in una pompa principale per il sistema di alimentazione della camera di combustione primaria (a cui si riferiscono i dati riportati) ed in una pompa numero due per l'alimentazione delle due camere di precombustione (una sul lato del combustibile e una sul lato dell'ossidante).

Entrambe le pompe girano su di un unico albero, mosse da una turbina a gas caldi a due stadi alimentata dai prodotti della precombustione dell'ossigeno.

La massa del complesso è di circa 241 Kg .



- A) Endoreattori principali (SSME) (3)
- B) Endoreattori di manovra (OMS) (2)
- C) Endoreattori posteriori per il controllo dell'assetto (RCS)
- D) Endoreattori anteriori per il controllo dell'assetto (RCS)

Fig. 5 - Orbiter

Sistema di combustione

È costituito da una prefase nella quale i propellenti vengono parzialmente bruciati a bassa pressione e a bassa temperatura in camere di combustione secondarie, e da una fase di completamento attuata nel combustore principale, nel quale la pressione raggiunge il valore di $208,9 \text{ Kg/cm}^2$ (negli endoreattori utilizzati precedentemente si avevano mediamente pressioni dell'ordine di $50 \div 70 \text{ Kg/cm}^2$).

Tale sistema permette di ottenere il valore della pressione di progetto a temperatura non troppo elevata (circa $3515 \text{ }^\circ\text{C}$).

L'iniettore (un elemento cilindrico della massa di 172 Kg; lunghezza 48 cm; diametro 56 cm) immette i prodotti di precombustione nella camera di combustione principale, insieme con l'idrogeno gassoso, uscente dal circuito di raffreddamento dei condotti di scarico dei gas precombusti, e con l'ossigeno, inviato dalla valvola di regolazione.

Il complesso è refrigerato dallo stesso idrogeno che viene fatto circolare radialmente, prima di essere immesso attraverso le luci di iniezione.

La struttura dell'iniettore funge da supporto rigido per l'intero motore, ad essa è unita la sospensione snodata con la quale ciascun motore è collegato al resto della struttura.

Mediante tale sistema di collegamento vengono trasmesse all'orbiter le spinte generate da ogni singolo endoreattore.

Un elemento anulare di irrigidimento è assemblato attorno alla gola dell'ugello e supporta un braccio per la regolazione dell'asse del vettore spinta.

Nell'interno del combustore sono disposti opportuni deflettori, collocati in prossimità dell'iniettore, la cui funzione è quella di eliminare i fenomeni di instabilità ad alta frequenza.

La camera di combustione e l'ugello di espansione costituiscono un'unica struttura, collegata all'iniettore e ai condotti dei gas caldi provenienti dai precombustori per mezzo di flange imbullonate.

Il combustore, internamente, è ricoperto ad uno strato di una lega refrattaria a base di argento (3%) e di zirconio (0,5%) ad elevata resistenza termica.

Longitudinalmente, sulla parete esterna dell'ugello-camera di combustione, sono riportati in lamiera i canali del circuito di refrigerazione.

Sistema di refrigerazione

Il sistema adottato è a ciclo rigenerativo, uno dei due propellenti e precisamente l'idrogeno scorre attraverso i canali longitudinali sulla parete esterna del complesso ugello-camera di combustione, prima di ricongiungersi al flusso principale, che porta all'iniettore.

La definizione di raffreddamento rigenerativo sta ad indicare che il calore ceduto dai gas combusti della camera di combustione e dell'ugello non va perduto, ma viene ceduto al propellente-refrigerante, che aumenta in tal modo la propria energia interna, prima della combustione.

In conseguenza di ciò nel circuito di refrigerazione, si verifica un cambiamento di stato da parte dell'idrogeno che passa dallo stato liquido a quello gassoso prima di entrare nella fase di precombustione.

Il circuito di refrigerazione è del tipo "ad andata semplice", cioè il propellente-refrigerante entra nei pressi della sezione di uscita dell'ugello e fluisce verso l'iniettore, risalendo lungo i canali longitudinali.

Caratteristiche e prestazioni del SSME

Lunghezza totale.....	4,6 m
Diametro sezione di efflusso.....	2,6 m
Diametro sezione di gola.....	0,28 m
Spinta al livello del mare.....	1668000 N
Spinta nel vuoto.....	2091000 N
Impulso specifico al livello del mare.....	3604 N sec/Kg (367 sec)
Impulso specifico nel vuoto.....	4415 N sec/Kg (45 sec)
Pressione in camera di combustione.....	208,9 Kg/cm ²
Rapporto di miscela medio.....	6 : 1
Durata.....	7,5 ore pari a 55 missioni

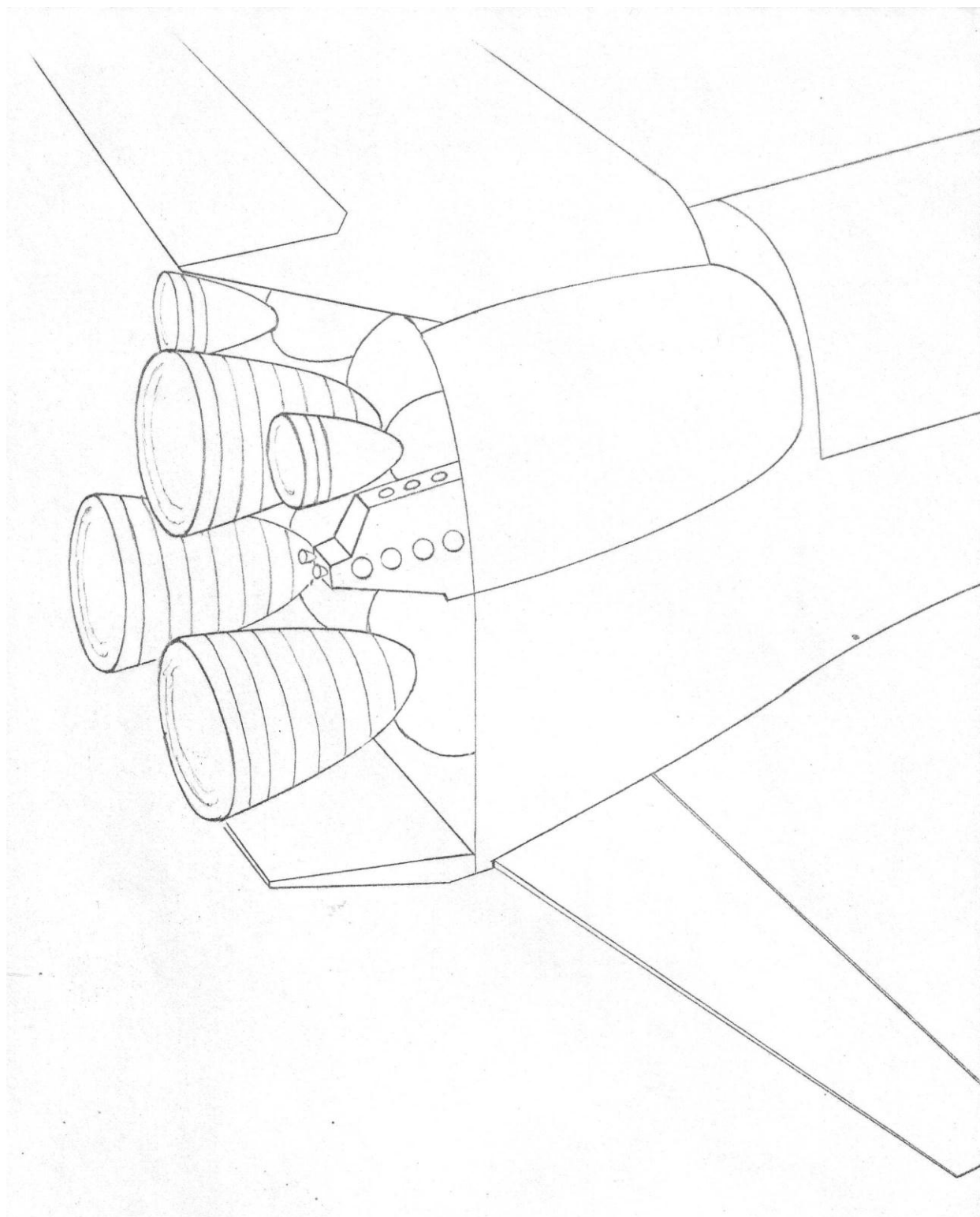
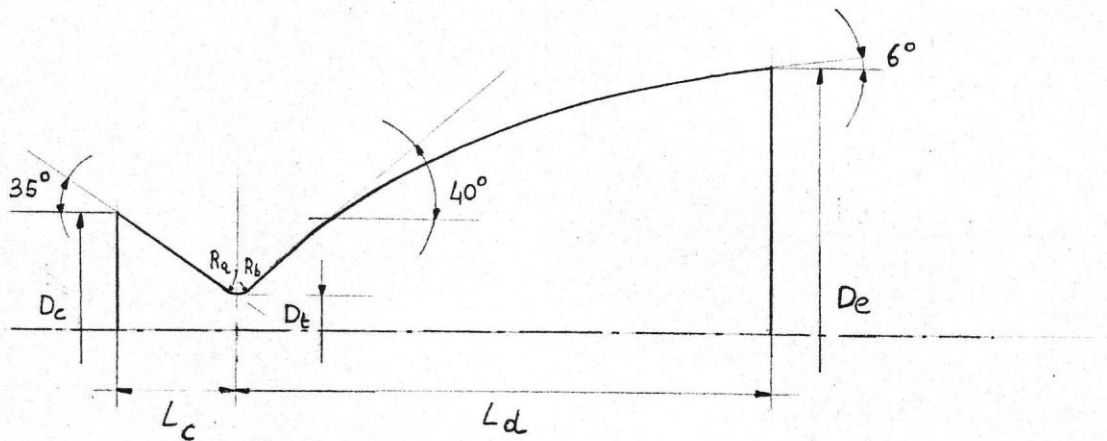


Fig. 6 - Sistemazione degli endoreattori (SSME - OMS - RCS) nella sezione di coda dell'orbiter



L_c	= lunghezza del convergente.....	0.80m
L_d	= lunghezza del divergente.....	2.60m
D_c	= diametro sezione ingresso convergente.....	0.62m
D_t	= diametro sezione di gola.....	0.28m
D_e	= diametro sezione di efflusso.....	2.60m
R_a	= raggio di raccordo convergente-gola.....	0.21m
R_b	= raggio di raccordo gola-divergente.....	0.063m

Fig. 7 - Divergente a campana (SSME)

ORBITAL MANOEUVERING SUBSYSTEM (OMS)

E' costituito dai due endoreattori a propellente liquido situati in due moduli posti nella parte posteriore dell'orbiter, servono sia per far raggiungere la velocità orbitale all'orbiter dopo lo spegnimento dei tre SSME, sia per le manovre di spostamento nello spazio (rendez-vous) e per il rientro dall'orbita.

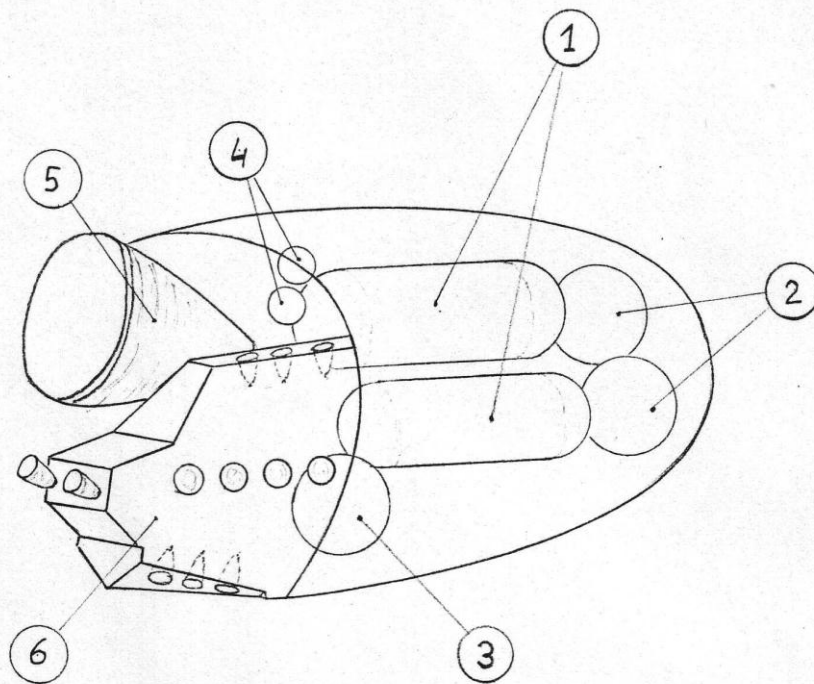
La combinazione propellente utilizzata è costituita da *monometil idrazina* (MMH) come combustibile, e *tetrossido di azoto* (N_2O_4) come ossidante, tale combinazione è "ipergolica", ciò significa che i due propellenti si infiammano spontaneamente al semplice contatto reciproco.

La caratteristica essenziale di una reazione ipergolica è il tempo che trascorre dall'istante in cui i due liquidi vengono a contatto e quello in cui si produce l'inflammazione; tale intervallo di tempo definito "ritardo di accensione" non deve superare i 30 millisecondi.

I serbatoi dei propellenti sono pressurizzati con elio gassoso; quindi come mostra la fig.8 ciascuna unità comprende un serbatoio per l'ossidante, uno per il combustibile ed uno per l'elio.

I due endoreattori operano contemporaneamente e costituiscono un subsistema propulsivo capace di generare una spinta totale di 53376 N utilizzando una massa complessiva di propellente di 10830 Kg.

I due OMS sono riutilizzabili per un centinaio di missioni e possono sopportare un migliaio di accensioni e 50 ore di funzionamento continuo, anch'essi possono garantire l'orientamento del vettore spinta.



OMS = Orbital Manouvering Subsystem

RCS = Reaction Control Subsystem

- 1) Serbatoi propellenti OMS
- 2) Serbatoi propellenti RCS
- 3) Serbatoio elio per OMS
- 4) Serbatoio elio per RCS
- 5) Endoreattore OMS
- 6) Complesso di endoreattori RCS

Fig. 8 - Sistemazione OMS e RCS

Caratteristiche e prestazioni del OMS (riferita a un solo motore)

Spinta.....	26688 N
Impulso specifico.....	3000 N sec/Kg
Massa combustibile (Monometil Idrazina).....	2043 Kg
Massa ossidante (Tetrossido di Azoto).....	3372 Kg
Rapporto di miscela.....	1,65 : 1
Pressione in camera di combustione.....	8,79 Kg/cm ²

REACTION CONTROL SYSTEM (RCS)

E' costituito da 44 piccoli endoreattori (principali e secondari) a propellente liquido, distribuiti in tre unità situate nella prua dell'orbiter e due nei moduli dei gruppi motore dell'OMS, tale sistema assicura la completa manovrabilità dell'orbiter nello spazio.

I 38 endoreattori principali servono per il controllo dell'assetto e per I trasferimenti orbitali a basso ΔV , mentre i rimanenti 6 piccoli endoreattori secondari detti "vernieri" sono adibiti esclusivamente al controllo dell'assetto.

La miscela propellente usata per tutti I 44 endoreattori è del tipo ipergolico e costituita da Monometil Idrazina (MMH) e Tetrossido di Azoto (N_2O_4).

Come mostra la fig. 9 il modulo alloggiato nella prua dell'orbiter dinnanzi ai parabrezza della cabina di pilotaggio, dispone complessivamente di 14 endoreattori principali e di 2 endoreattori vernieri.

Disposti su due file, una anteriore ed una posteriore con l'orbiter in assetto orizzontale 3 endoreattori principali sono diretti in avanti e 3 diretti verso l'alto.

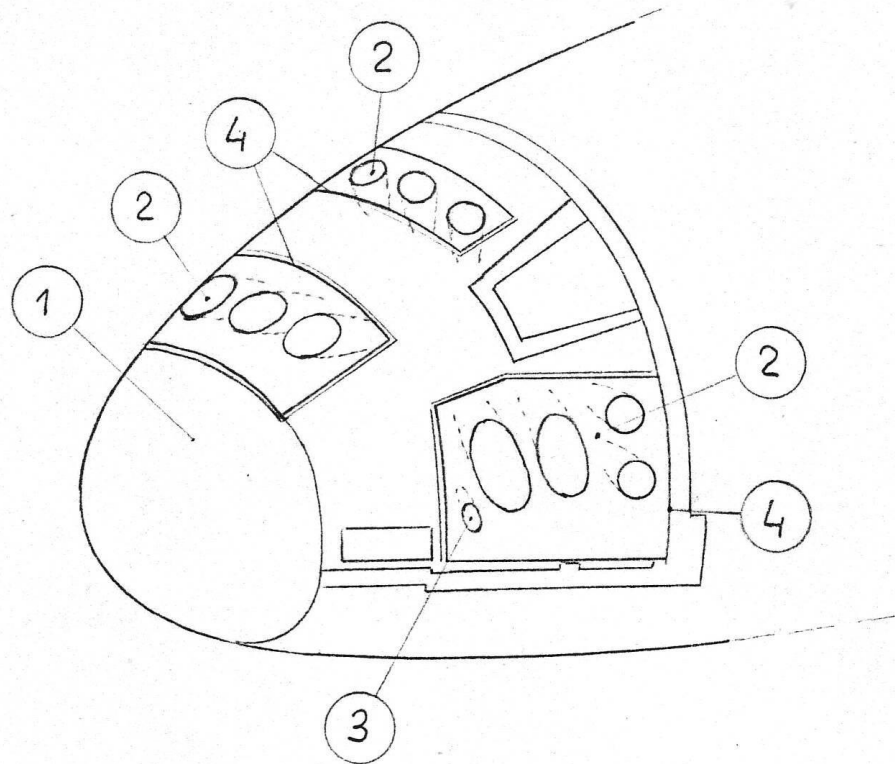
Su ciascuno dei lati della prua sono collocati altri 4 endoreattori principali, due diretti secondo l'asse laterale del velivolo, e due diretti secondo una direzione inclinata di 45° verso il basso rispetto all'asse suddetto, i rimanenti 2 endoreattori vernieri sono situati uno per lato della prua e inclinati di 45° verso il basso.

Due serbatoi di propellente sono disposti nel modulo stesso e contengono 609 Kg di MMH e 381 Kg di N_2O_4 , il sistema di alimentazione è completato da due serbatoi di elio per le linee di pressurizzazione.

Riferendoci ora alla fig. 8 esaminiamo I due moduli di coda che sono esattamente la copia simmetrica l'uno dell'altro.

Ciascun modulo dispone di 12 endoreattori principali e 2 endoreattori vernieri, dei 12 sopra detti, 3 sono diretti verso l'alto, 3 diretti verso il basso, 2 rivolti posteriormente e 4 diretti lateralmente, i rimanenti 2 endoreattori vernieri sono inclinati di 45° verso il basso.

In ogni modulo trovano posto due serbatoi di propellente che contengono complessivamente 990 Kg (MMH + N_2O_4) e due serbatoi per l'elio di pressurizzazione.



- 1) Prua dell'orbiter
- 2) Endoreattori principali RCS
- 3) Endoreattore verniero RCS
- 4) Pannelli a scomparsa

Fig. 9 - Sistemazione in prua degli RCS

Caratteristiche e prestazioni degli endoreattori principali RCS (38)

Spinta.....	3870 N
Impulso specifico.....	2700 N sec/Kg
Pressione in camera di combustione.....	10,5 Kg/cm ²
Rapporto di espansione nell'ugello.....	20 : 1
Rapporto di miscela.....	1,6 : 1

Caratteristiche e prestazioni degli endoreattori vernieri RCS (6)

Spinta.....	110 N
Impulso specifico.....	2200 N sec/Kg
Pressione in camera di combustione.....	9 Kg/cm ²
Rapporto di espansione nell'ugello.....	40 : 1
Rapporto di miscela.....	1,6 : 1

EXTERNAL TANK (ET)

Il grande serbatoio esterno lungo 47 m e del diametro di 8,30 m è adibito al contenimento dei propellenti che alimentano i 3 endoreattori principali (SSME) dell'orbiter, è l'unico elemento non recuperabile dell'insieme dello Shuttle.

Strutturalmente si compone di tre parti come mostra la fig. 10; un serbatoio per l'ossigeno liquido (nella parte alta), uno per l'idrogeno liquido nella parte bassa ed un elemento intermedio di collegamento.

Due ore prima del lancio, dopo la chiusura della cabina piloti, hanno inizio le operazioni di carico dei propellenti, il flusso dei liquidi attraverso le valvole di immissione viene regolato dapprima lentamente e poi ad alta velocità sino al riempimento del 98% del volume dei due serbatoi a 45 minuti dal lancio.

L'operazione viene infine completata a velocità ridotta a 3 minuti e 2 secondi dal lancio (per l'ossigeno) e a 1 minuto e 52 secondi dal lancio (per l'idrogeno).

Il sistema di pressurizzazione dei serbatoi, necessario per garantire il corretto funzionamento delle pompe, evitandone i fenomeni di cavitazione, opera in due modi; prima del lancio la pressione necessaria viene ottenuta per mezzo di un impianto a terra alimentato con elio gassoso; in volo, mediante evaporazione dei propellenti.

Il serbatoio dell'ossigeno viene portato 2 minuti e 23 secondi prima del lancio alla pressione di 1,406 Kg/cm² mentre il serbatoio dell'idrogeno viene portato 1 minuto e 20 secondi prima del lancio alla pressione di 2,25 Kg/cm².

Queste pressioni assicurano al sistema la necessaria stabilità strutturale, per resistere al proprio peso, ai venti, ecc..., ed impediscono l'ebollizione e l'evaporazione dell'ossigeno liquido, consentendo l'avviamento delle turbopompe.

Durante il volo le valvole di sfogo vengono chiuse e per effetto dei gas dei propellenti vaporizzati le pressioni aumentano nel giro di una decina di secondi a 1,546 Kg/cm² (per l'ossigeno) e a 2,390 Kg/cm² (per l'idrogeno).

Data l'enorme quantità dei due propellenti liquidi a bassissima temperatura (propellenti criogenici) contenuti in serbatoi a parete sottile, si avrebbe la formazione di rilevanti strati di ghiaccio, dovuta all'enorme differenza fra la temperatura dei propellenti all'interno, e quella atmosferica, all'esterno.

È stato necessario, pertanto, progettare un sistema di protezione termica per l'ET, la cui funzione è quella di prevenire la formazione di ghiaccio e nello stesso tempo, di isolare i propellenti criogenici.

Il materiale usato consiste in una schiuma rigida fluoro-carbonata isolante e in una schiuma polisocianurata ad elevata stabilità termica, mescolata con schiuma standard di uretano, che protegge dalle radiazioni infrarosse e ultraviolette.

Tale materiale siglato CPR-421 viene applicato con uno speciale trattamento termico sulla superficie esterna dell'ET e su di esso viene spruzzato uno strato di gomma di silicone, quale protezione dall'umidità, che dà alla superficie una finitura scabra ed ineguale.

Sganciatisi dall'orbiter alla quota di circa 118 Km l'ET rientra nell'atmosfera terrestre 27 minuti dopo il lancio con una velocità di 14400 Km/h, raggiunto un fattore di carico massimo di 7g, l'ET si disintegra negli strati alti dell'atmosfera ed i frammenti precipitano in mare con una velocità di 151 Km/h in un'area dell'Oceano di raggio previsto (3550 Km).

- 1) Serbatoio ossigeno
- 2) Serbatoio idrogeno
- 3) Elemento intermedio
- 4) Attacco anteriore dell'orbiter
- 5) Attacchi posteriori dell'orbiter
- 6) Dispositivo antischiuma
- 7) Dispositivi antivortice
- 8) Attacco anteriore del SRB
- 9) Attacco posteriore del SRB

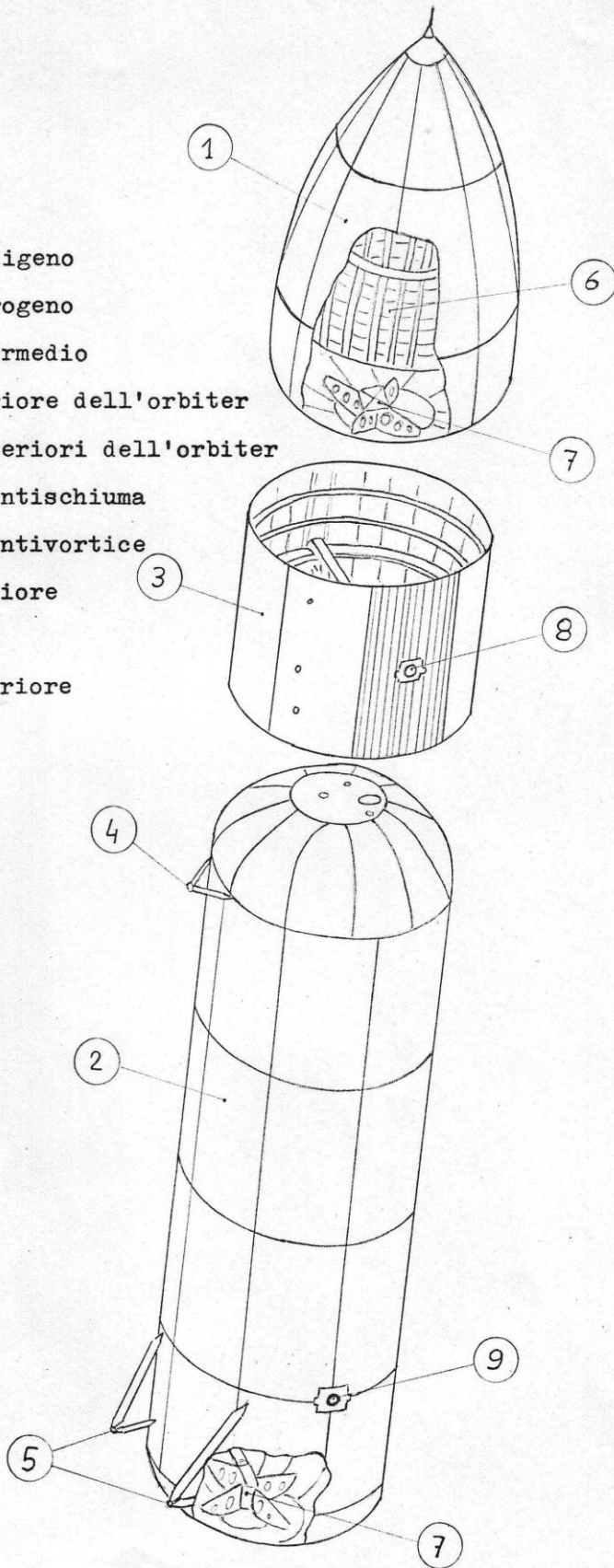


Fig. 10 - Serbatoio esterno (ET)

Caratteristiche dell'External Tank (ET)

Lunghezza.....	47 m
Diametro.....	8,38 m
Massa a vuoto.....	33503 Kg
Massa dell'Ossigeno contenuto.....	604195 Kg
Massa dell'Idrogeno contenuto.....	101606 Kg
Massa totale al decollo..(rappresenta il 36% della massa complessiva dell'intero Shuttle).....	739304 Kg
Lunghezza serbatoio Ossigeno.....	9,49 m
Volume serbatoio Ossigeno.....	530 m ³
Capacità di erogazione Ossigeno.....	315 l/sec
Lunghezza serbatoio Idrogeno.....	29,47 m
Volume serbatoio Idrogeno.....	1431 m ³
Capacità di erogazione Idrogeno.....	757 l/sec

VANTAGGI DEL SISTEMA DI TRASPORTO SPACE SHUTTLE

Lo Space Shuttle ha aperto un capitolo nuovo nella storia dell'astronautica lasciando un'epoca primordiale nella quale ogni razzo vettore veniva inesorabilmente consumato nell'unico volo che compiva.

Con il suo primo volo compiuto il 12 Aprile 1981 lo Shuttle ha aperto l'epoca delle missioni effettuate con veicoli riutilizzabili in grado di spostarsi tra l'orbita e la Terra normalmente, come un'intensa e proficua attività di ricerca richiede, tale sistema di trasporto spaziale ha rappresentato un concetto talmente innovatore da rendere impossibile un confronto diretto tra lo Space Shuttle e qualsiasi tipo di razzo vettore tradizionale.

In linea di massima possiamo tentare un paragone con il grande razzo vettore Saturno V (usato per tutte le missioni Apollo).

Il Saturno V era un missile a tre stadi, il primo stadio lungo più di 41 m con un diametro di 10 m era dotato di 5 motori F-1 che davano una spinta totale pari a circa 35000 N, propellenti ossigeno liquido e cherosene per una massa totale di 2280000 Kg.

Il secondo stadio lungo 24,5 m con un diametro di 10 m era dotato di 5 motori J-2 che davano una spinta totale pari a circa 54000 N, propellenti ossigeno liquido e idrogeno liquido.

Il terzo stadio lungo circa 18 m con un diametro di 6,5 m era dotato di un motore J-2 che dava una spinta pari a circa 10800 N, propellenti ossigeno liquido e idrogeno liquido.

Dal confronto si evince che:

- **Nelle tipiche missioni Apollo** la massa totale alla partenza era di **2935000 Kg** (2890000 Kg più 45000 Kg dell'astronave Apollo), e la sola parte che ritornava a Terra di tutto l'immenso veicolo lanciato era il modulo di comando dell'astronave Apollo con a bordo i tre uomini dell'equipaggio, cioè la famosa capsula tronco conica alta 3,45 m e della massa di 5000 Kg.
- **In una tipica missione dello Space Shuttle** la massa totale alla partenza è di **2047144 Kg** (due Booster 1190454 Kg + Orbiter 87386 Kg + External Tank 739304 Kg + Carico utile 30000 Kg), la sola parte che va perduta è costituita dall'External Tank della massa a vuoto di 33503 Kg.

Si vede quindi che il carico utile trasportabile dal Saturno V era di molto superiore a quella trasportabile dallo Space Shuttle, ma quest'ultimo è in grado di ritornare quasi completamente a Terra e di ripartire dopo 15 giorni per una nuova missione, mentre il Saturno V andava completamente perso ad ogni lancio.

Lo Shuttle può portare nello spazio satelliti di ogni tipo, ripararne i guasti e riportarli a terra, tramite un braccio automatico situato nella stiva dell'Orbiter.

PROGETTO DI UNA MISSIONE TIPO DELLO SPACE SHUTTLE

La missione tipo considerata prevede la satellizzazione in orbita ellittica attorno alla Terra, di 93 x 185 Km ed inclinata di 28,5° rispetto al piano equatoriale, di un carico utile di massa 30000 Kg.

L'equipaggio è composto da 4 persone; pilota, copilota, specialista della missione, specialista del carico utile.

Base di lancio Kennedy Space Center.

I dati caratteristici della missione sono :

ORBITER :

Massa a vuoto.....	72486 Kg
Massa propellenti OMS.....	10830 Kg
Massa propellenti RCS.....	2970 Kg
Massa equipaggio.....	1100 Kg
Massa carico utile.....	30000 Kg
	=====
Massa totale Orbiter.....	117386 Kg

EXTERNAL TANK :

Massa a vuoto.....	33503 Kg
Massa propellenti.....	705801 Kg
	=====
Massa totale ET.....	739304 Kg

Due SOLID ROCKET BOSTER :

Massa a vuoto.....	163760 Kg
Massa propellente solido.....	1026694 Kg
	=====
Massa totale SRB.....	1190454 Kg

Massa totale al decollo.....	2047144 Kg
------------------------------	------------

OPERAZIONI DI VOLO

Tenuto conto delle forze gravitazionali e di quelle di attrito aerodinamico, la velocità di fine combustione del primo stadio V_{fc1} risulta di 1400 m/s.

Supponendo che la separazione dei due booster avvenga nell'istante di fine combustione del primo stadio e cioè esattamente 120 secondi dopo il lancio, la velocità di inizio combustione del secondo stadio V_{ic2} è pertanto 1400 m/s. La velocità di fine combustione del secondo stadio V_{fc2} è data dalla seguente formula :

$$V_{fc2} = w_e \cdot \ln \frac{M_i}{M_f} - g_0 \cdot t_{c2} \cdot \sin \alpha + V_{ic2}$$

dove :

w_e = velocità di efflusso dei gas dagli SSME (4415 m/s)

M_i = massa orbiter + (massa totale ET - massa propellenti consumati durante la combustione del primo stadio)

M_f = massa orbiter + massa ET vuoto (150889 Kg)

g_0 = accelerazione di gravità (9,81 m/s²)

t_{c2} = durata della combustione del secondo stadio (357 sec.)

α = angolo medio definito tra la tangente alla traiettoria e l'orizzonte locale (11°)

Il peso dei propellenti consumati durante la combustione del primo stadio si calcola conoscendo le densità dell'idrogeno e dell'ossigeno alle temperature d'impiego (0,071 Kg/dm³ e 1,14 Kg/dm³), le rispettive portate, che sono di 757 dm³/s e 315 dm³/s, e la durata della combustione del primo stadio 120 secondi.

Si ottiene quindi :

$$M_i = 117386 + (739304 - 49542) = 807148 \text{ Kg}$$

$$V_{fc2} = 8135,5 \text{ m/s}$$

Calcolo del ΔV_1

La velocità per il mantenimento dell'orbita circolare geocentrica a 93 Km di altezza dalla Terra è espressa dalla :

$$V_c = \sqrt{\frac{g_0 \cdot R^2}{R+h}}$$

dove :

R = raggio della Terra (6350 Km)

h = altezza dalla superficie della Terra (93 Km)

g_0 = accelerazione di gravità (9,81 m/s²)

Eseguendo i calcoli si ottiene :

$$V_c = 7835,45 \text{ m/s}$$

Poiché il lancio viene effettuato in direzione Est, si sfrutta la velocità periferica della Terra che alla latitudine della base di lancio (28,5° Nord) è di 407 m/s. Ipotizzando una perdita di velocità per attriti aerodinamici di circa 1300 m/s.

Risulta, allora, che :

$$\Delta V_1 = 7835,45 - 407 + 1300 = 8728,45 \text{ m/s}$$

Calcolo del ΔV_2 :

La velocità di perigeo dell'orbita ellittica è data da :

$$V_P = V_{ep} \cdot \sqrt{\frac{R_a}{2 \cdot a}}$$

Dove :

R_a = raggio apogeo dell'ellisse (6350 + 185 = 6535 Km)

a = semiasse maggiore dell'ellisse

V_{ep} = velocità di evasione dall'orbita circolare geocentrica = $\sqrt{2} \cdot V_C = 11081$ m/s

Si ottiene :

$$V_P = 7863,17 \text{ m/s}$$

Il ΔV_2 risulta :

$$\Delta V_2 = 7863,17 - 7835,45 = 27,72 \text{ m/s}$$

Trascurando i ΔV necessari alle manovre in orbita riassumendo si ha :

- per entrare in orbita circolare geocentrica..... $\Delta V_1 = + 8728,45$ m/s
- per entrare in orbita ellittica..... $\Delta V_2 = + 27,72$ m/s

DECOLLO DALLA RAMPA 39A

Procedure per il lancio

- **43 ore prima del lancio (in funzione)** - Il Direttore dei Test dello Shuttle effettua la tradizionale chiamata alle postazioni e il display del conto alla rovescia viene attivato.
 - Inizia il controllo finale del veicolo e delle attrezzature per il lancio
 - Controllo dei sistemi di volo di riserva
 - Controllo del software di volo memorizzato nelle unità di memoria di massa e dei display
 - Caricamento del software di volo di riserva nei computer di uso generale dell'orbiter
 - Rimozione delle piattaforme del ponte intermedio e del ponte di volo
 - Attivazione e test dei sistemi di navigazione
 - Completamento della preparazione per caricare i reagenti e il sistema di distribuzione
 - Completamento delle ispezioni preliminari al ponte di volo
- **27 ore prima del lancio (sospeso)** - Questa è la prima sospensione programmata e di solito dura quattro ore.
 - Allontanamento dalla piattaforma di lancio di tutto il personale non necessario
- **27 ore prima del lancio (in funzione)**
 - Inizio delle operazioni per caricare i reagenti criogenici nei serbatoi delle celle a combustibile dell'orbiter
- **19 ore prima del lancio (sospeso)** - Questa sospensione programmata di solito dura quattro ore.
 - Distacco dell'unità ombelicale intermedia dell'orbiter
- **19 ore prima del lancio (in funzione)**
 - Inizia la preparazione finale dei tre motori principali dell'orbiter
 - Riempimento del serbatoio dell'acqua del sistema di soppressione acustica

- Chiusura dei servizi della coda sulla [piattaforma di lancio](#)
- **11 ore prima del lancio (sospeso)** - La durata di questa sospensione programmata varia, ma di solito dura dalle 12 alle 13 ore.
 - Preparazione dell'equipaggiamento degli astronauti
 - Spostamento della struttura di servizio rotante nella posizione "park"
 - Attivazione delle unità di misurazione inerziale e dei sistemi di comunicazione
- **11 ore prima del lancio (in funzione)**
 - Inizio dei controlli funzionali del [tracker stellare](#)
 - Installazione della pellicola in numerose cineprese sulla rampa di lancio
 - Attivazione delle celle a combustibile
 - Allontanamento dall'area a pericolo di esplosioni di tutto il personale non necessario
 - Passaggio dei depuratori dell'aria dell'orbiter all'azoto gassoso
- **6 ore prima del lancio (sospeso)** - Questa sospensione programmata di solito dura due ore.
 - La squadra di lancio verifica che non ci siano violazioni dei criteri per il lancio prima di caricare il serbatoio esterno con i propellenti
 - Allontanamento di tutto il personale dalla piattaforma di lancio
 - Raffreddamento delle linee di trasferimento del propellente
 - Inizio del caricamento del serbatoio esterno con circa 1.900 metri cubi di propellenti criogenici
- **6 ore prima del lancio (in funzione)**
 - Conclusione del caricamento del serbatoio esterno con il carico di idrogeno liquido e ossigeno liquido
 - Il Final Inspection Team arriva alla rampa di lancio per effettuare una dettagliata ispezione del veicolo
- **3 ore prima del lancio (sospeso)** - Questa sospensione programmata di solito dura due ore
 - Esecuzione della calibrazione pre-volo dell'unità di misurazione inerziale
 - Allineamento delle antenne dell'Area di Lancio di [Merritt Island](#)
- **3 ore prima del lancio (in funzione)**
 - L'equipaggio parte per la rampa di lancio
 - Completamento della preparazione per la chiusura della White Room della rampa di lancio
 - I membri dell'equipaggio iniziano ad entrare nell'orbiter
 - Controllo del posizionamento degli interruttori dell'abitacolo
 - Gli astronauti effettuano un controllo radio con il centro di controllo del lancio (Kennedy Space Center) e il controllo di missione (Johnson Space Center)
 - Chiusura del portellone dell'orbiter e ricerca di eventuali perdite
 - Completamento della chiusura della White Room
 - La squadra addetta alla chiusura si porta alla zona di rientro
 - I dati principali del sistema di guida sono trasferiti al sistema di riserva
- **20 minuti prima del lancio (sospeso)** - Questa sospensione programmata di solito dura 10 minuti.
 - Il Direttore dei Test dello Shuttle effettua l'ultimo briefing
 - Completamento dell'allineamento dell'unità di misurazione inerziale
- **20 minuti prima del lancio (in funzione)**
 - Passaggio del computer di bordo dell'orbiter alla configurazione di lancio
 - Inizio del condizionamento termico delle celle a combustibile
 - Chiusura delle valvole di sfiato della cabina dell'orbiter
 - Passaggio del sistema di volo di riserva alla configurazione di lancio

- **9 minuti prima del lancio (sospeso)** - Questa è l'ultima sospensione programmata e la lunghezza varia a seconda della missione.
 - Il direttore del lancio, la squadra di gestione della missione e il direttore dei test dello shuttle chiedono ai propri team per un go/no go al lancio
- **9 minuti prima del lancio (in funzione)**
 - Avvio della sequenza automatica di lancio da terra
 - Ritrazione del braccio di accesso all'orbiter (-7 minuti, 30 secondi)
 - Avvio unità di registrazione della missione (-6 minuti, 15 secondi)
 - Avvio delle unità di alimentazione ausiliarie (-5 minuti, 0 secondi)
 - Avvio del recupero dell'ossigeno liquido (-4 minuti, 55 secondi)
 - Inizio dei test sulle superfici aerodinamiche dell'orbiter, seguiti dai test sull'orientamento dei motori principali (-3 minuti, 55 secondi)
 - Pressurizzazione del serbatoio dell'ossigeno liquido (-2 minuti, 55 secondi);
 - Ritrazione del braccio per lo sfiato dell'ossigeno gassoso, o "beanie cap" (-2 minuti, 55 secondi)
 - I membri dell'equipaggio chiudono e bloccano le visiere dei caschi (-2 minuti, 0 secondi)
 - Pressurizzazione del serbatoio dell'idrogeno liquido (-1 minuto, 57 secondi)
 - Spegnimento riscaldatori bi-pod (-1 minuto, 52 sec)
 - Spegnimento dei riscaldatori dei giunti dei SRB (-60 secondi)
 - L'orbiter è alimentato solo dall'energia interna (-50 secondi)
 - Il sistema di controllo del lancio a terra è pronto per la sequenza di avvio automatica (-31 secondi)
 - Attivazione del sistema di soppressione acustica della rampa di lancio (-16 secondi)
 - Attivazione del sistema di combustione dell'idrogeno dei motori principali (-10 secondi)
 - Accensione dei motori principali (-6,6 secondi)
- **Lancio**
 - Accensione dei razzi a combustibile solido e decollo.



Fig. 11 - Decollo dello Space Shuttle dalla rampa di lancio 39A

RIENTRO E ATTERRAGGIO

Quasi tutte le procedure di rientro dello Shuttle nell'atmosfera sono controllate dai computer, anche se è sempre possibile accedere ai controlli manuali in caso di emergenza, l'avvicinamento e l'atterraggio possono essere controllate dall'autopilota, ma normalmente sono effettuate manualmente dai piloti.

Il veicolo inizia il rientro attivando i propulsori OMS di manovra (accensione detta *Deorbit Burn*), mentre vola "sottosopra" e con la coda dell'orbiter in direzione del movimento. L'attivazione dura 3 minuti, e riduce la velocità dello Shuttle di circa 320 Km/h, in questo modo lo Shuttle abbassa la sua orbita., successivamente ruota su se stesso, ponendo la prua verso l'alto.

La densità dell'aria inizia a manifestare i suoi effetti quando il velivolo si trova a circa 122 Km di altezza, e ha una velocità di 27000 km/h (Mach 25). Il veicolo in quel momento è controllato dai propulsori del *Reaction Control System* e dalle superfici di volo, in modo da mantenere un assetto di 40°.

Questa posizione produce un notevole attrito che non solo rallenta l'orbiter fino a raggiungere una velocità di atterraggio, ma diminuisce anche il riscaldamento esterno, il veicolo effettua un percorso con curve a "S" con angolo di virata di 70°.

L'efficienza aerodinamica (*rapporto portanza resistenza*) muta considerevolmente con la velocità, passando da 1:1 a velocità ipersoniche, 2:1 a velocità supersoniche fino a raggiungere 4.5:1 in volo subsonico durante l'avvicinamento e l'atterraggio.

Nell'atmosfera l'orbiter vola in pratica come un aliante, ma con velocità verticale di discesa considerevolmente più elevata (50 m/s).

Quando ha rallentato a circa Mach 3, vengono attivate due sonde sulla parte destra e sinistra della fusoliera inferiore dell'orbiter, per misurare la pressione atmosferica in relazione al movimento del veicolo.

Quando inizia la fase di avvicinamento e atterraggio, l'orbiter si trova a 3000 m di altezza e ad una distanza di 12 km dalla pista, i piloti applicano i freni aerodinamici per rallentare il velivolo da 682 km/h a circa 346 km/h (velocità finale di atterraggio), il carrello di atterraggio viene fatto scendere quando l'orbiter vola a 430 km/h.

Quando le ruote toccano la pista, per aiutare i freni, viene dispiegato un paracadute che si distacca quando ha rallentato l'orbiter a circa 110 km/h.

Dopo l'atterraggio, il veicolo si arresta sulla pista per diversi minuti in modo da disperdere i velenosi vapori di idrazina, utilizzata come carburante sia nel *Reaction Control System* che nelle tre *auxiliary power unit.*, inoltre è necessario attendere un certo periodo di tempo per far raffreddare la fusoliera esterna prima di poter far scendere gli astronauti.

Procedure di rientro a partire dall'accensione dei propulsori OMS (Deorbit Burn)

Il momento dell'accensione viene chiamato *Time of Ignition - TIG*.

- **4 ore prima del TIG**
 - Inizio preparazione per l'atterraggio
 - Computer di bordo configurati per il rientro

- Sistemi idraulici che comandano le superfici aerodinamiche configurati per il rientro
- **3 ore prima del TIG**
 - Chiusura della stiva di carico
 - Conferma del Controllo Missione
- **2 ore prima del TIG**
 - L'equipaggio indossa le tute di lancio e si fissa ai sedili
- **1 ora prima del TIG**
 - Conferma del Controllo missione per l'accensione per l'uscita dall'orbita
- **TIG**
 - Accensione propulsori per 3 o 4 minuti
- **30 minuti prima dell'atterraggio**
 - L'orbiter e il suo equipaggio iniziano a sentire gli effetti dell'atmosfera. A questo punto l'orbiter si trova a circa 129 km di altezza ed è il punto dell'**Entry Interface** o **Interfaccia d'ingresso**.
 - Per rallentare la discesa, l'Orbiter effettua una serie di quattro virate di 80° formando una "S"
- **5 minuti prima dell'atterraggio**
 - L'Orbiter continua a rallentare la sua velocità e il comandante prende il controllo manuale del velivolo, scendendo con assetto 19°
- **15 secondi prima dell'atterraggio**
 - Estensione del carrello di atterraggio
- **Atterraggio**
 - L'orbiter tocca la pista ad una velocità compresa tra 344 km/h e 363 km/h
 - Pochi istanti dopo viene aperto il paracadute per rallentare



Fig. 12 - Atterraggio dell'Orbiter

Siti di atterraggio

Condizioni permettendo, lo Shuttle atterra sempre al [Kennedy Space Center](#); tuttavia, se la situazione meteorologica non rende possibile l'atterraggio, è possibile utilizzare la [base di Edwards](#) in [California](#) oppure altri siti situati in altri punti.

Lo [Space Shuttle Columbia](#), durante la missione [STS-3](#) atterrò anche alla [White Sands Missile Range](#) nel [Nuovo Messico](#), anche se questo sito è considerato un'ultima scelta poiché gli ingegneri temono che la sabbia possa danneggiare la parte esterna dell'orbiter.

Elenco degli altri siti di atterraggio

[Eglin Air Force Base, Florida](#)

[Elmendorf Air Force Base, Alaska](#)

[White Sands Space Harbor, New Mexico](#) (utilizzato nella missione [STS-3](#))

[MCAS Yuma/Yuma International Airport, Arizona](#)

[Plattsburgh Air Force Base, New York](#) (ora chiuso)

[Ben Guerir Air Base, Marocco](#)

[Morón Air Base, Spagna](#)

[Banjul International Airport](#) (Yundum), Gambia

[Zaragoza Air Base, Spagna](#)

[Diosdado Macapagal International Airport, Filippine](#) (quando era sotto il controllo della Aeronautica statunitense)

[Kuala Lumpur International Airport, Malesia](#)

[RAAF Base Amberley, Australia](#)

[Andersen AFB, Guam](#)

[Amilcar Cabral International Airport, Capo Verde](#)

[Hickam AFB, Hawaii](#)

[Stockholm-Arlanda Airport, Svezia](#)

[Istres AB, Francia](#)

[Bangor International Airport, Maine](#)

[Salina Municipal Airport, Kansas](#)

[Westover Air Reserve Base, Massachusetts](#)

[Gander International Airport, Canada](#)

[RAF Fairford, Gloucestershire, Inghilterra](#)

[Shannon International Airport, Irlanda](#)