

# Gli

approfondimenti



*a cura di Ing. G. Lucarelli, Ing. C. Di Leo*

### **Introduzione e cenni storici**

Quando il 12 aprile 1981, esattamente venti anni dopo lo storico volo di Yuri Gagarin, lo Shuttle Columbia si innalzò dalla rampa di lancio di Cape Canaveral per la sua prima missione orbitale, contrassegnata con la sigla STS-1 (STS è l'acronimo di Space Transportation System, che, come vedremo tra breve designava le varie missioni Shuttle), il suo equipaggio di sole due persone era reduce da un lunghissimo periodo di addestramento. John Young, ormai cinquantenne, comandante della missione, veterano di due voli Gemini e due Apollo, noto anche presso il grande pubblico per aver calpestato il suolo lunare con la missione Apollo 16, e Robert Crippen, 43 anni, pilota esordiente, e proveniente dal programma MOL (Manned Orbiting Laboratory), successivamente cancellato, erano stati designati per il primo volo Shuttle. Alle ore 7:00 locali di quella mattina del 12 aprile, il mondo intero poté entusiasinarsi nell'assistere ad un lancio perfetto, con tutta l'emozio-

# Gli

approfondimenti



*a cura di Ing. G. Lucarelli, Ing. C. Di Leo*

### **Introduzione e cenni storici**

Quando il 12 aprile 1981, esattamente venti anni dopo lo storico volo di Yuri Gagarin, lo Shuttle Columbia si innalzò dalla rampa di lancio di Cape Canaveral per la sua prima missione orbitale, contrassegnata con la sigla STS-1 (STS è l'acronimo di Space Transportation System, che, come vedremo tra breve designava le varie missioni Shuttle), il suo equipaggio di sole due persone era reduce da un lunghissimo periodo di addestramento. John Young, ormai cinquantenne, comandante della missione, veterano di due voli Gemini e due Apollo, noto anche presso il grande pubblico per aver calpestato il suolo lunare con la missione Apollo 16, e Robert Crippen, 43 anni, pilota esordiente, e proveniente dal programma MOL (Manned Orbiting Laboratory), successivamente cancellato, erano stati designati per il primo volo Shuttle. Alle ore 7:00 locali di quella mattina del 12 aprile, il mondo intero poté entusiasinarsi nell'assistere ad un lancio perfetto, con tutta l'emozio-



# SHUTTLE, *l'aereo cosmico*

ne e l'incertezza della prima volta. Lo Shuttle si levò maestosamente su una colonna di fuoco e fiamme sulla rampa 39A, per una missione che risultò riuscitissima in ogni suo dettaglio, facendo esclamare ad un Crippen pieno di emozione la seguente frase: "Ragazzi, che vista, che vista!". La missione STS-1 durò in tutto 2 giorni, 6 ore, 20 minuti e 53 secondi, durante i quali il Columbia percorse l'orbita col dorso rivolto alla Terra e i due astronauti, aperti i portelli della stiva, effettuarono tutti i test tecnici dei sistemi di bordo previsti dal programma.

Malgrado qualche apprensione, dovuta al di-

stacco di alcune piastrelle isolanti, presto ridimensionata dall'esame delle foto di un satellite da ricognizione KH-11 che mostravano la parte inferiore della navetta sostanzialmente intatta, il rientro si svolse secondo copione e Young, una volta posato il carrello sulla pista 23 della Base dell'Aeronautica di Edwards, in California, poté anche permettersi di scherzare chiedendo via radio se dovesse direttamente parcheggiare lo Shuttle in un hangar. Da quel momento in poi era cominciata una grande era per l'astronautica, quella delle navette riutilizzabili, che collezionando in totale 135 lanci avrebbe avuto una durata di 30 anni.

La navetta spaziale Shuttle, il primo veicolo riutilizzabile della moderna astronautica, venne costruito dalla NASA negli anni Settanta. L'idea del rivoluzionario mezzo di trasporto ed il lavoro di ricerca per arrivarci risalgono però ai primi del Novecento, e si possono ritrovare nei lavori pionieristici di Tsiolkovsky in URSS, Goddard negli USA, e Oberth e Sänger in Germania. Durante il secondo conflitto mondiale, l'argomento venne affrontato, sia pure teoricamente anche a Peenemunde, la base tedesca sul Mar Baltico dove sotto la direzione di von Braun si realizzò la V2.

Terminata la guerra le ricerche continuarono, come ne diede spesso testimonianza lo stesso von Braun, ma l'entusiasmo per i razzi tradizionali "a perdere" come lo storico Saturn V, lasciò in secondo piano l'idea dell'astronave riutilizzabile, non fosse altro per il fatto che, tutto sommato, la razzotecnica dopo l'avvento della V2 era già matura e disponibile, quantunque richiedesse ancora ulteriori sviluppi e perfezionamenti. Per un veicolo recuperabile, invece, era necessario condurre ulteriori ricerche, concernenti in particolar modo il volo ad alta velocità e ad alta quota, i materiali da impiegare, l'aerodinamica e la guida. Per condurre a buon fine questi esperimenti, la NASA costruì alcuni aeroplani sperimentali, della serie "X" tra i quali spiccava la figura dell'X-15.

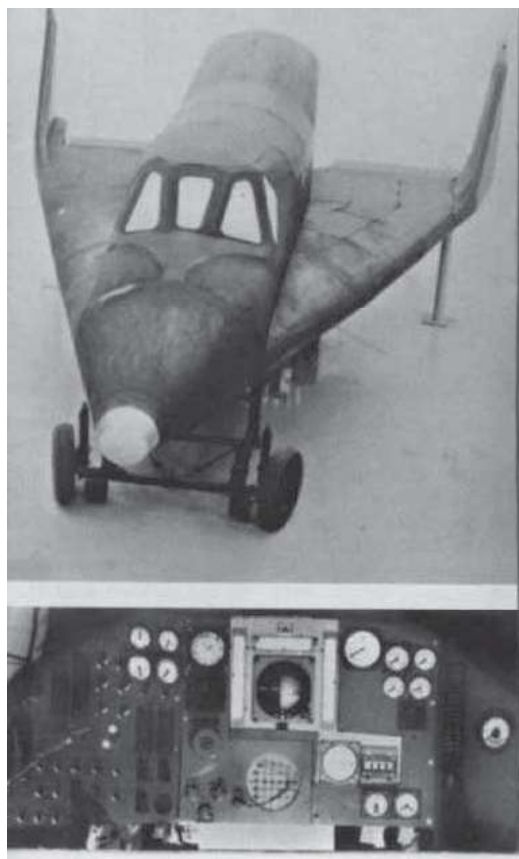
I problemi dei materiali e del volo ad altezze elevate con alte velocità furono dunque studiati a fondo durante gli anni Cinquanta e Sessanta con l'aviorazzo X-15 che arrivò a toccare i 100 km di quota ed una velocità sette volte più alta del suono (Mach 7). Gli aspetti aerodinamici furono invece studiati con una serie di quattro piccoli velivoli (l'M2-F2 e l'HL-10 della Northrop più l'X-24A e l'X-24B della Martin Marietta) chiamati appunto "lifting bodies", cioè a fusoliera portante. In fig.1 è mostrato l'X-15 appena sganciato dal gigantesco bombardiere NB-52 Stratofortress che aveva appunto il compito di portare questo spaziplano in quota e di sganciarlo come se fosse stato una gigantesca bomba.



Figura 1:  
Il North American X-15

I "lifting bodies" invece iniziarono i collaudi nel 1966 per terminarli circa dieci anni dopo. Anche questi velivoli venivano portati in quota da un B-52 e successivamente sganciati affinché potessero portare a felice compimento la loro missione. Per di più, alla fine degli anni Sessanta fu avviato un progetto per la costruzione del noto Dyna Soar X-20 per conto dell'USAF, di fatto mai realizzato e dalle cui ceneri nacque appunto il modello Space Shuttle che oggi tutti

Figura 2:  
Modello del  
velivolo X-20



noi conosciamo. L'obiettivo di questi esperimenti era di realizzare una mininavetta abitata da un astronauta da lanciare con un razzo vettore Titan. Essa sarebbe dovuta rientrare con un volo planato e compiere un atterraggio su pista proprio come successivamente avrebbe fatto lo Shuttle della NASA. Nel 1963 le limitazioni imposte dalle Nazioni Unite sull'uso militare dello spazio causarono la fine del programma, il quale peraltro incontrava non poche difficoltà a causa degli elevati investimenti richiesti. Sommando insieme queste esperienze, si raccolsero le conoscenze indispensabili alla progettazione della navetta. La fig.2 è suddivisa in due immagini. In alto è riportato un modello dello spaziplano X-20 Dyna Soar, mentre in basso è raffigurato il flight deck dello stesso.

Un rapporto scritto nel 1967 dal comitato per la scienza, un organo costitutivo del presidente americano, segnò il via delle attività spaziali statunitensi che fecero seguito al programma Apollo. Il comitato, nel suo documento fece specifico riferimento alla necessità di disporre di un mezzo economico per andare in orbita terrestre, tornare e/o rimanervi fino a tempo indeterminato. Gli uffici della programmazione della NASA pensavano già al futuro ma si dovette attendere il 1969 affinché venisse registrato l'avvio effettivo della nuova attività. La NASA infatti assegnò nel gennaio di quell'anno quattro contratti da 500 mila dollari ad altrettante grandi società aerospaziali affinché studiasero il concetto di un veicolo spaziale riutilizzabile chiamato Integrated Launch and Reentry Vehicles (ILRV). Furono questi il primo nome e la prima sigla assegnati alla futura navetta. Per sei mesi (tale era il tempo a disposizione) la General Dynamics, la Lockheed, la Mc Donnell Douglas e la North American Rockwell (ora Rockwell International) lavorarono all'idea e nel novembre successivo consegnarono alla NASA il progetto di una macchina per un veicolo formato da due stadi interamente riutilizzabili. Esso tuttavia non era l'unico interesse del momento. Un documento redatto sempre nello stesso periodo da un gruppo di studio dell'ente spaziale statunitense, dal titolo "America's Next Decades in Space" raccomandava anche l'impegno nella costruzione di una stazione spaziale abitata. Alla medesima conclusione giunse anche un altro gruppo di indagine voluto da Nixon che oltre la NASA coinvolse anche il Dipartimento della Difesa ed il comitato consultivo per la scienza del presidente. Dopo l'entusiasmo per lo sbarco sulla Luna l'atteggiamento generale cambiò rotta, ed alle imprese nel cosmo si preferì una maggiore attenzione per alcuni problemi terrestri ritenuti più immediati. Lo stesso presidente intervenendo nel dibattito

e pur assicurando allo spazio un posto tra le priorità nazionali, dimostrò di non ignorare le proteste. Così i bilanci della NASA cominciarono ad essere ridimensionati. I responsabili dell'ente presero atto della situazione e limitarono il loro interesse alla navetta, lasciando la stazione cosmica per un futuro passo.

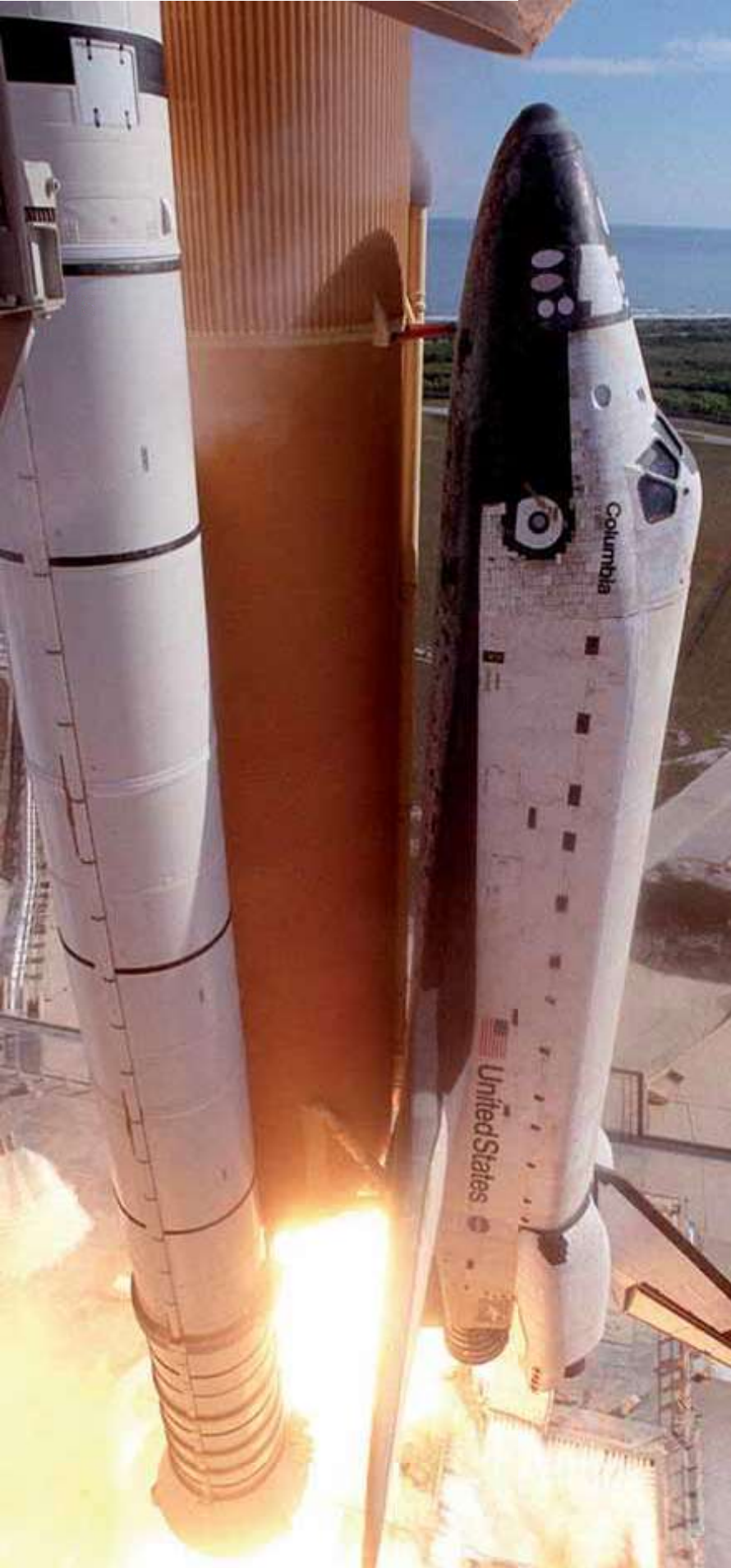
Intanto le ristrettezze di bilancio incominciarono ad incidere anche sullo stesso progetto della navetta, condizionandone in qualche modo le caratteristiche. Dopo altrettante valutazioni tecniche ed economiche, nel 1971 venne scartata l'idea di due veicoli riutilizzabili scegliendone solo uno. Ad esso sarebbe spettata la mansione di decollare da terra, assistito da due potenti razzi ausiliari, di compiere l'attività orbitale prevista, ed infine di rientrare, atterrando come un comune aeroplano. Nasceva in tal modo il sistema Space Shuttle. Così si giunse al 5 gennaio 1972, giorno in cui il presidente Nixon approvò il programma dello Shuttle. Il costo previsto per lo sviluppo era di 5,5 miliardi di dollari. Nel prezzo del sistema erano incluse tutte le ricerche necessarie, la costruzione di due veicoli, i primi test di volo e in quota, ed i primi sei lanci in orbita. La cifra comprendeva anche la sistemazione delle piattaforme di lancio, al Kennedy Space Center. In pratica si decise un adattamento ed un aggiornamento di quanto era stato utilizzato prima per il progetto Apollo. Il 26 luglio 1972 la NASA scelse la Rockwell di Downey sita in California per la progettazione, lo sviluppo e la produzione del nuovo veicolo orbitale recuperabile ed il contratto definitivo venne firmato quasi un anno più tardi nel marzo del 1973. In quel momento si prevede oltre alla costruzione delle prime due unità anche la realizzazione di altre tre navette di serie. Dall'inizio dell'attività dello Shuttle, fino al suo epilogo, gli Orbiter prodotti furono in tutto i seguenti sei: Enterprise, Columbia, Challenger Discovery, Atlantis ed Endeavour. Il primo di essi, l'Enterprise, non era destinato a volare nello spazio ma solo a dei preliminari test di volo planato (senza motore) denominati ALT, che furono brillantemente portati a termine nella seconda metà degli anni Settanta. Il Columbia ed il Challenger andarono perduti in due tragici incidenti. Il Discovery, l'Atlantis e l'Endeavour, dopo aver compiuto con successo un'attività trentennale (i voli Shuttle sono stati complessivamente 135 e si sono conclusi appunto con la missione STS-135) sono oggi conservati in appositi musei. Molto si è discusso circa l'opportunità di ritirare anzitempo gli Shuttle. L'astronauta Walter Cunningham, per esempio, che con Eisele e Schirra prese parte alla missione Apollo 7 che si svolse tra l'11 ed il 21 ottobre 1968, in una recente intervista ha fatto rilevare

come sia stata secondo lui erronea la decisione di mettere fuori uso lo Shuttle senza sostituirlo con un mezzo alternativo, negando agli astronauti statunitensi un accesso autonomo allo spazio. Infatti, come ben sappiamo, oggi l'accesso alla Stazione Spaziale Internazionale è appannaggio esclusivo della Russia a bordo delle "vecchie" ma supercollaudate capsule Soyuz e gli astronauti americani (e non solo) che devono trascorrere dei periodi sulla stazione sono costretti a farsi trasportare dai russi che naturalmente si fanno pagare per questa sorta di "passaggio". In realtà è bene precisare che attualmente oltre alle Soyuz possono portare uomini nello spazio anche le capsule Shenzhou (molto simili alle Soyuz) della Cina Popolare che vanno ad agganciarsi ai laboratori orbitali Tiangong. Tutte le altre nazioni, non hanno per ora nessun accesso autonomo allo spazio.

Cunningham non si è rivelato molto ottimista sulla situazione dell'astronautica statunitense. Egli ha affermato testualmente che "Un primo errore è stato certamente quello di accantonare lo Shuttle. Infatti, se avessimo tenuto lo Shuttle in servizio, avremmo mantenuto la nostra storica indipendenza per le missioni umane nello spazio e saremmo protetti da pressioni da parte della Russia. Forse con lo Shuttle avremmo rimandato lo sviluppo di un nuovo veicolo spaziale, per il quale, peraltro non si sente l'urgenza." Ed ha aggiunto: "lo Shuttle poteva fare comodo all'America, ancora per un po' di tempo. È vero che le sue missioni costavano molto e richiedeva molta, forse troppa manutenzione, però la sicurezza è stata un po' la scusa per metterlo da parte con buona pace dell'opinione

Figura 3:  
Fletcher e Nixon a colloquio





pubblica. E poi tutti i veicoli spaziali, fin dagli inizi, sono sempre costati molto. Lo Shuttle è stato accantonato a soli 30 anni di vita, mentre alcuni nostri sistemi militari, assai sofisticati, sono in funzione da più di 50 anni. Ogni navetta era stata progettata per 100 missioni, ma ognuna ne ha compiute in media solo una trentina. Venivano sempre migliorati e modificati, e secondo me erano dei veicoli spaziali sicuri”.

In fig.3 è riportata una foto “storica” che ritrae l’allora presidente americano Richard Nixon a colloquio con l’allora amministratore della NASA James C. Fletcher quando a San Clemente, in California discutevano la proposta di progetto dello Shuttle.

In questa foto che risale al 5 gennaio 1972 è mostrato un modellino in scala del sistema STS ancora piuttosto dissimile da quella che sarebbe stata la sua configurazione definitiva. Lo stesso giorno Nixon annunciò che gli Stati Uniti avrebbero proseguito con l’immediato sviluppo di un tipo di sistema di trasporto spaziale completamente nuovo, destinato a contribuire a trasformare la frontiera dello spazio in un territorio familiare. Questo sistema di trasporto era appunto lo Shuttle.

### **Generalità sul sistema Space Transportation System (STS)**

Il sistema STS (Space Transportation System) era composto dall’Orbiter, che era il veicolo che lavorava in orbita e poi rientrava, da due razzi ausiliari a propellente solido SRB, Solid Rocket Boosters (nelle prime missioni venivano anch’essi recuperati, ricaricati e riutilizzati), utili per aiutare il decollo e da un grande serbatoio esterno (ET, acronimo di External Tank) che una volta utilizzato veniva sganciato e si disintegrava rientrando in atmosfera. L’ET che all’esterno presentava un colore tra il marrone ed il rossiccio (simile alla ruggine), è stato l’unico elemento a non essere mai stato recuperato e conteneva l’idrogeno e l’ossigeno liquidi che fungevano da propellenti per l’Orbiter. Il suo peso totale al decollo nella prima missione era di 2.020.000 kg (19.808.120 N), mentre quando aveva esaurito la scorta di propellenti e veniva sganciato pesava solo 89.000 kg (872.734 N). Si badi bene che questi pesi si devono considerare iniziali (cioè riferiti alle prime missioni) perché dal giorno del primo volo fu svolto un lavoro di alleggerimento ottenuto per esempio con la sostituzione di alcuni tipi di materiali, al fine di recuperare del peso a vantaggio del carico utile (payload) da trasportare a bordo. In fig. 4 è riportato un disegno che ci illustra in modo abbastanza chiaro quale fosse la configurazione del sistema Space Shuttle al lancio

(si può avere un'idea delle dimensioni del sistema se lo si confronta con le sagome umane riportate in basso a sinistra).

Il contratto con la società Rockwell prevedeva inizialmente la costruzione di due Orbiter più una struttura della navetta per un ciclo di prove ed un complesso motori anch'esso per dei test. Il primo Shuttle, chiamato Enterprise (Orbiter Vehicle-101) uscì dall'officina il 17 settembre 1976. Esso servì ad una serie di tredici collaudi condotti per nove mesi nel 1977 sulla Base californiana di Edwards sotto la denominazione ALT (Approach and Landing Test) e rivolti sia alla sperimentazione dell'avvicinamento e dell'atterraggio che delle caratteristiche dinamiche del velivolo. Complessivamente cinque voli furono compiuti con Enterprise ancorato senza piloti sul dorso di un Jumbo 747 opportunamente modificato, in dotazione alla NASA; in altri tre invece vi erano due astronauti (Haise e Fullerton o Engle e Truly) ed infine in ulteriori cinque voli la navetta si distaccò dal jumbo, pilotata alternativamente sempre dai due equipaggi ed atterrando con gli strumenti in funzione. In fig.5 sono mostrate due fasi di una missione ALT dell'Enterprise.

In particolare nella foto a sinistra è mostrato l'Enterprise appena dopo essere stato rilasciato dal "jumbo madre" per il volo libero n.4 del 12 ottobre 1977. Questo fu il primo volo senza il cono di coda che copriva i motori principali dell'Orbiter. Appena 2,5 minuti più tardi l'Orbiter sarebbe atterrato sulla pista di Edwards. Nell'immagine a destra è mostrato il "flying brick" cioè il "mattoncino volante" (così era soprannominato scherzosamente l'Orbiter). Si può scorgere l'Enterprise mentre tornava dal volo libero n.4 senza il cono di coda. Si noti che il timone di direzione/freno aerodinamico era parzialmente aperto.

In fig.6 sono indicate le dimensioni e le parti delle quali era formato il Sistema di trasporto spaziale riutilizzabile della NASA

Terminati i voli sperimentali, Enterprise subì un ciclo di test di vibrazioni e poi venne impiegato per le prove di montaggio finale, di trasporto sul veicolo cingolato ed infine di verifica sulla rampa di lancio. Successivamente la prima navetta divenne motivo d'attrazione nei saloni aerospaziali effettuando dei voli sempre sulla schiena del jumbo nei cieli delle capitali di diverse nazioni.

Al secondo Shuttle chiamato Columbia (OV-102) fu riservato il battesimo dello spazio. Uscito dalla fabbrica di Palmdale nel marzo 1979, il 25 dello stesso mese, giunse, ancorata ad un jumbo al Kennedy Space Center in Florida. Il primo decollo, come già detto avvenne il 12 aprile 1981. Intanto una struttura dello Shuttle

Figura 4: Disegno del sistema STS

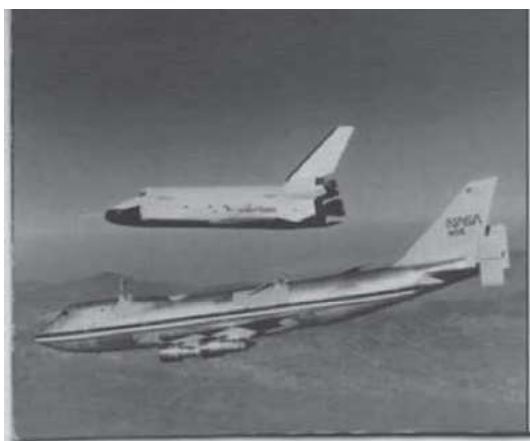
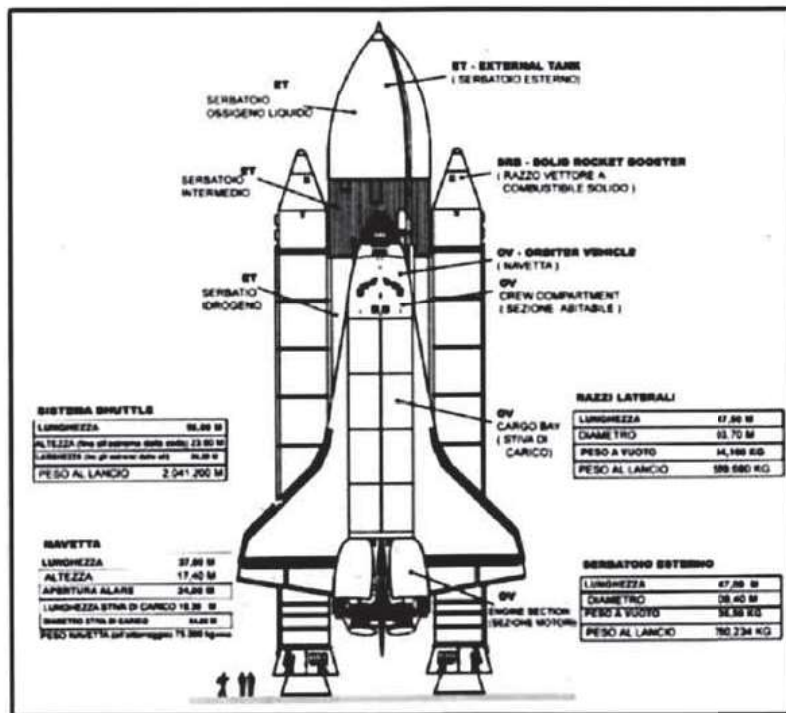
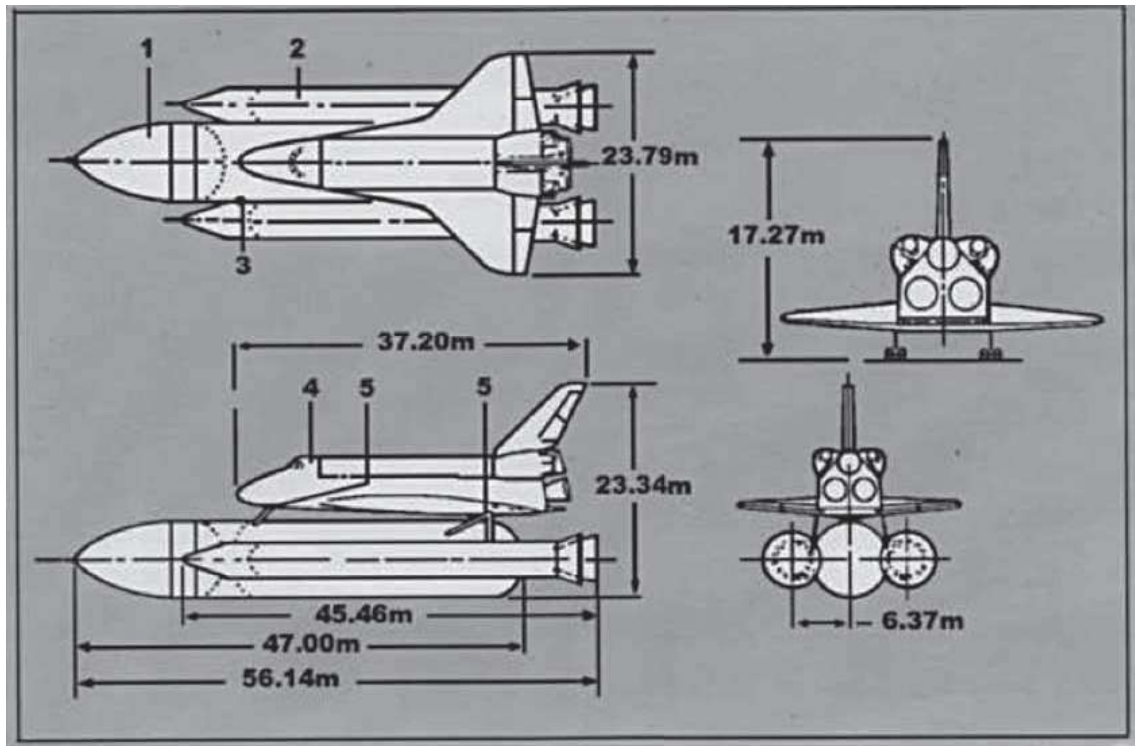


Figura 5: Due fasi di una missione ALT



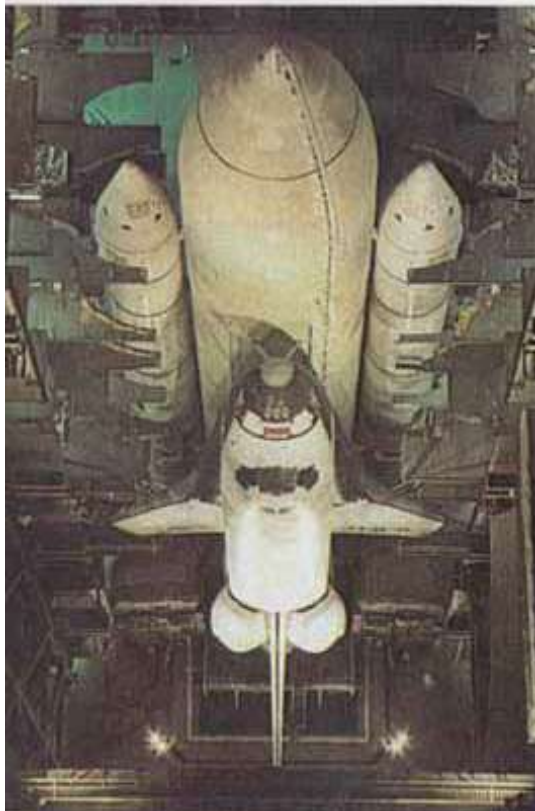
Figura 6:  
Dimensioni del  
sistema Shuttle



**Legenda**

1. Serbatoio idrogeno ed ossigeno liquidi (ET);
2. Due razzi ausiliari (SRB);
3. Punto d'attacco del razzo ausiliario;
4. Orbiter;
5. Punti di attacco della navetta al serbatoio centrale.

Figura 7:  
Assemblaggio  
del Columbia



realizzata, come prevedeva il contratto, soltanto per le prove, venne recuperata e completata, divenendo il terzo veicolo costruito ed il secondo pronto per il volo. Chiamato Challenger, effettuò il suo debutto il 4 aprile 1983 nella settima missione della navetta. In fig.7, intanto, è mostrata una fase dell'assemblaggio dell'Orbiter Columbia, del serbatoio esterno e dei due booster a propellente solido al KSC in Florida. La NASA nel frattempo, stipulò con la società Rockwell il secondo contratto già previsto (29 gennaio 1979), con il quale si diede il via alla costruzione di altre due navette: Discovery (OV-103) e Atlantis (OV-104). L'ultima navetta che andò ad aggiungersi alla già nutrita flotta fu l'Endeavour, contrassegnata con la sigla OV-105.

Sfortunatamente due delle suddette navette andarono distrutte:

- Il 28-01-1986 andò perduto il Challenger, che, a detta della Commissione di inchiesta "esplose dopo 73 secondi dal lancio per la rottura nella congiunzione tra i due segmenti inferiori di un propulsore a propellente solido con conseguente distruzione delle guarnizioni atte ad impedire la fuoriuscita del gas caldo di combustione".
- L'1-02-2003 concluse tragicamente la sua carriera anche il Columbia che esplose in





Figura 8: Lancio del primo Shuttle

cielo sopra il Texas durante la fase di rientro nell'atmosfera perché, sempre a detta della Commissione di inchiesta, "durante la fase di lancio, il distacco di una parte della copertura di protezione del serbatoio esterno andò a colpire una parte della semiala sinistra della navetta danneggiandone le piastrelle dello scudo termico il quale non fu più in grado di garantire agli astronauti dell'equipaggio la dovuta protezione".

In fig.8 si può vedere la foto del lancio del primo Shuttle.

### **Il sistema di propulsione dello Shuttle.**

Ai lati del grande serbatoio, sistemato sotto la pancia della navetta erano agganciati due razzi per aiutare il decollo. Chiamati dai tecnici SRB (Solid Rocket Boosters), essi erano i più grandi razzi a propellente solido che abbiano mai volato. Per 123 secondi ciascun SRB bruciava 503.000 kg (4.932.418 N) di propellente solido, fornendo una spinta di 1.704.000 kg (16.709.424 N). Costruiti dalla Thiokol a blocchi che venivano montati uno sopra l'altro, avevano un propellente formato da polvere di allumi-

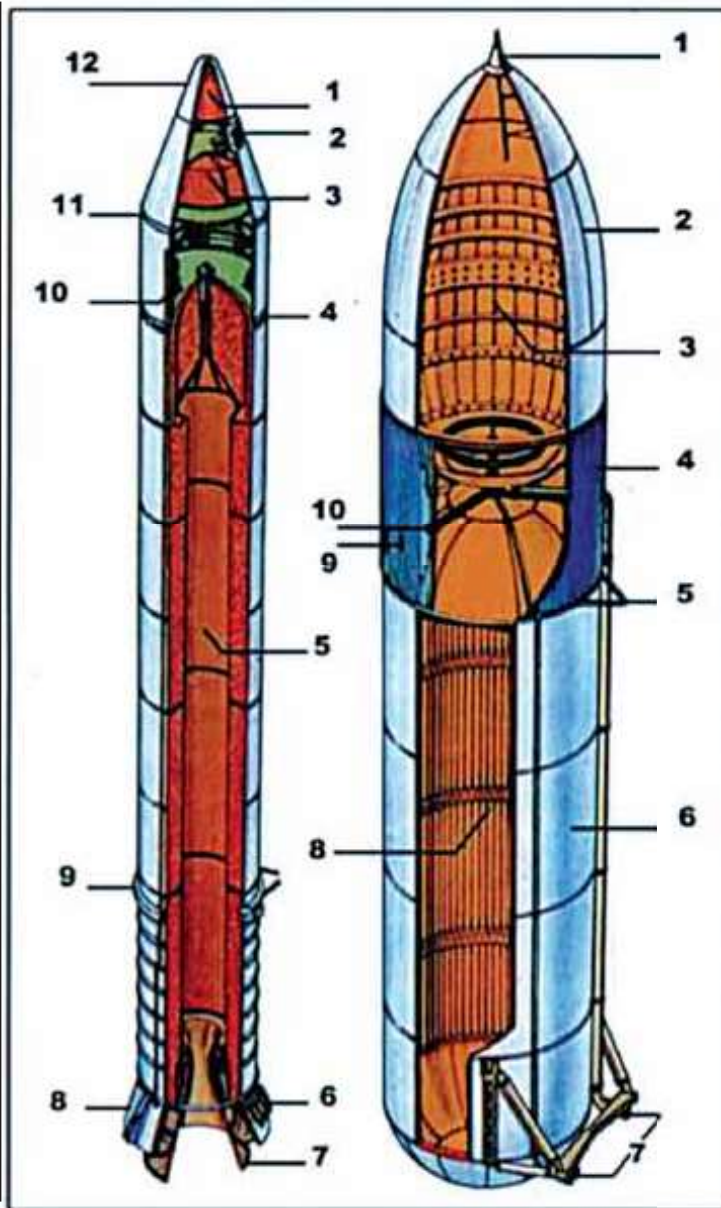
Figura 9: Spaccato di un SRB (sinistra) e di un ET (destra)

**Legenda del booster a propellente solido (sinistra).**

1. Paracadute di stabilizzazione;
2. Quattro motori di separazione (9.832 kg o 96.412 N di spinta ciascuno);
3. Paracadute principali;
4. Punto di connessione tra SRB e serbatoio ausiliario (supporto di spinta);
5. Grano di propellente solido diviso in sezioni;
6. Quattro motori di separazione;
7. Ugello e sistema di controllo della direzione della spinta;
8. Schermo posteriore e supporto per il lancio;
9. Anello di supporto principale dell'SRB, connessione principale SRB/ET;
10. Unità elettroniche per la separazione, il recupero e la sicurezza del poligono di lancio e strumentazione di volo;
11. Scudo anteriore;
12. Ogiva anteriore.

**Legenda del serbatoio esterno ET (destra).**

1. Valvola di sfiato del serbatoio dell' $LO_2$  e relativo coperchio;
2. Serbatoio dell' $LO_2$ ;
3. Setti anti-sciacquio;
4. Struttura di collegamento tra i due serbatoi;
5. Attacco anteriore per l'Orbiter;
6. Serbatoio dell' $LH_2$ ;
7. Tubazioni dei propellenti e del gas di pressurizzazione; connessioni elettriche;
8. Connessioni ombelicali tra i serbatoi;
9. Attacco anteriore per un SRB.



nio come combustibile, polvere di perclorato di alluminio come ossidante più un misto di ossido di ferro per catalizzatore ed un polimero che funzionava sia da legante che da combustibile. Il propellente, nella sua forma solida, aveva una geometria interna che consentiva di ridurre la spinta di un terzo dopo 55 secondi di volo così da diminuire gli sforzi ai quali l'intero veicolo e gli astronauti venivano sottoposti. Nelle versioni più recenti le pareti del razzo erano costruite in fibra di carbonio invece che in acciaio come nel modello iniziale. In tal caso si ottene-

va una considerevole diminuzione di peso (da 45.000 kg o 441.270 N a 29.000 kg o 284.374 N) a favore di un carico trasportato dalla navetta di 2.700.000 kg (26.476.200 N).

Durante il funzionamento era possibile orientare l'ugello di scarico del razzo in sincronia con gli altri tre motori della navetta, in modo da correggere, come necessario, la traiettoria. Il funzionamento dei due SRB terminava a 50 chilometri di altezza dopo due minuti e sette secondi dal lancio, quando i computers dello Shuttle comandavano il loro distacco dal grande ser-

batoio. Allora si accendevano otto piccoli razzi a propellente solido sistemati quattro nell'ogiva del vettore e quattro nella parte posteriore. Ciascuno forniva una spinta di 9.000 kg (88.250 N) ed insieme allontanavano l'SRB dalla navetta che continuava la sua corsa verso l'orbita. Nell'ogiva erano collocati alcuni apparati elettronici ed il paracadute che rallentava la caduta in mare del vettore vuoto. Esso dopo essere stato recuperato, risistemato e riempito di propellente, era riutilizzato in un altro volo. Ogni SRB era stato progettato per compiere una ventina di missioni.

In fig.9 possiamo vedere a sinistra lo spaccato di un SRB e a destra quello di un ET.

I tre motori principali della navetta avevano bisogno per funzionare di un'ingente quantità di idrogeno e di ossigeno liquidi entrambi stivati in un grande serbatoio attaccato alla navetta stessa. I tecnici lo chiamavano External Tank o, più semplicemente ET. Costruito dalla Martin Marietta in lega di alluminio lavorato con spessori di 5,2 centimetri pesava a vuoto 35.000 kg (343.210 N), aveva un diametro di 8 metri ed una lunghezza di 48 metri. Nelle missioni iniziali esso era l'unico elemento del nuovo sistema di trasporto spaziale che andava perduto in ogni missione (nelle ultime missioni andavano perduti anche gli SRB e si riutilizzava solo l'Orbiter). Infatti, consumati i 704.000 chilogrammi (6.903.424 N) di propellenti che conteneva, a 103 chilometri di altezza, un comando impartito dal controllo della navetta ne provocava il distacco ed il grande serbatoio vuoto precipitava secondo una traiettoria stabilita nell'Oceano Indiano.

L'External Tank, in realtà, era formato da due serbatoi: uno maggiore per i 603.000 kg (5.913.018 N) di ossigeno liquido stivato alla temperatura di  $-147^{\circ}\text{C}$  (126 K) ed uno di minori dimensioni collocato sopra il primo. Questo conteneva 101.000 kg (990.406 N) di idrogeno liquido alla temperatura di  $-251^{\circ}\text{C}$  (22 K). Per evitare la facile evaporazione dei propellenti, tutta la superficie esterna del serbatoio era ricoperta di una vernice di poliuretano che fungeva da isolante termico. Due condotti del diametro di 43 centimetri trasportavano i due liquidi ai motori. La vita dell'ET durava otto minuti e poi veniva distrutto. La NASA, tuttavia, aveva inizialmente allo studio un suo recupero e riutilizzo come elemento di piattaforme orbitali (recupero di fatto mai avvenuto).

Quanto di meglio i progettisti di motori spaziali erano in grado di progettare, lo si trovava, con ogni probabilità nei tre grandi propulsori dell'Orbiter, che con una spinta di 210.000 kg (2.059.260 N) ciascuno, portavano in orbita la navetta. Si trattava dei più potenti propulsori

ad idrogeno ed ossigeno liquidi fino ad allora messi a punto. La loro costruzione era dovuta alla Rocketdyne, una divisione della Rockwell International. Ognuno era alto 4,5 metri aveva una bocca di scarico di 2,37 metri di diametro e pesava 1.000 kg (9806 N). Nel sistema della navetta erano distinti con la sigla SSME (Shuttle Spacecraft Main Engines) e prima di loro il motore della stessa specie di maggiori caratteristiche era il famoso J-2 impiegato nel secondo e terzo stadio del gigantesco vettore Saturn V che portò l'uomo sulla Luna. Ma la sua spinta era molto inferiore e raggiungeva appena 104.000 kg (1.019.824 N). Entrambi erano usciti dagli stessi uffici del Marshall Space Flight Center della NASA. L'eccezionalità del sistema SSME stava anzitutto nella possibilità di essere per la prima volta riutilizzato. Prima dello Shuttle i motori venivano costruiti per funzionare quei pochi minuti necessari al raggiungimento dell'orbita perché tutto, poi, finiva distrutto. I tre SSME, invece, pur restando accesi in ogni volo per 8 minuti, erano garantiti per un uso complessivo di 7 ore e 30 minuti, sia pure in tempi successivi. Ciò vuol dire che ogni motore poteva essere adoperato per 55 missioni, dopo di che doveva essere sottoposto ad una profonda revisione.

Per di più, la sua spinta era regolabile dal 50% al 109% rispetto al valore nominale. Questa possibilità consentì di ridurre gli sforzi ai quali venivano prima sottoposti gli astronauti limitando l'accelerazione del veicolo ad un massimo di 3 g. Per dare una più precisa idea dell'alta tecnologia costruttiva impiegata negli SSME che in volo venivano pure orientati a seconda delle necessità per variare la traiettoria, gli elementi di cui erano formati, erano in grado di resistere a temperature che andavano da  $-251^{\circ}\text{C}$  (22 K) che era quella dell'idrogeno liquido, ai  $3.515^{\circ}\text{C}$  (3.788 K) che si sviluppavano nella camera di combustione. Ultimo elemento rilevante era l'elevata pressione alla quale tali motori dovevano funzionare. Nella camera di combustione, infatti si sviluppava una pressione di 2.059 newton per centimetro quadrato che era il triplo di quella presente nei motori J-2 del Saturn. Ogni SSME era provvisto di un apparato di regolazione formato da un computer Honeywell che assicurava l'integrazione fra i dati provenienti dai comandi di volo e quelli in arrivo dai sensori del motore stesso. Quando l'Orbiter raggiungeva l'orbita i tre propulsori venivano spurgati del propellente residuo al fine di evitare pericoli. Si deve dire infatti che lo Shuttle poteva giungere alla quota stabilita anche se uno dei tre motori fosse andato in avaria. In fig.10 è riportato un disegno dei tre motori principali.

Figura 10: I tre motori principali

**Legenda**

1. Controllo di adduzione dell'LH<sub>2</sub> al motore;
2. Valvola dell'LH<sub>2</sub>;
3. Valvola dell'LO<sub>2</sub>;
4. Tubazione principale dell'LH<sub>2</sub>;
5. Condotto per la ricircolazione dell'LH<sub>2</sub>;
6. Connessione per l'LH<sub>2</sub> tra serbatoio esterno ed Orbiter;
7. Tubazione principale dell'LO<sub>2</sub>;
8. Connessione per l'LO<sub>2</sub> tra serbatoio esterno ed Orbiter;
9. Condotto di adduzione dell'LH<sub>2</sub> al motore;
10. Pannello di interfaccia del sistema di distribuzione dei propellenti;
11. Cuscinetto della sospensione cardanica del motore;
12. Scudo termico;
13. Motore n. 3 (di destra);
14. Motore n. 2 (di sinistra);
15. Motore n. 1 (centrale).

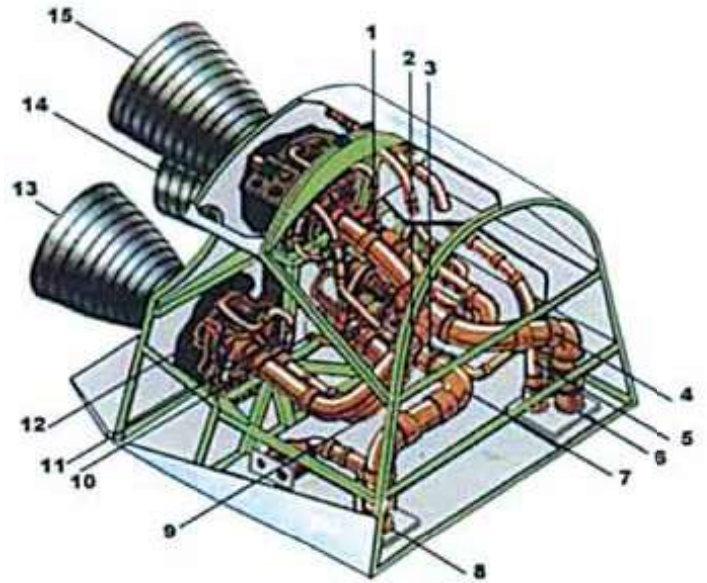


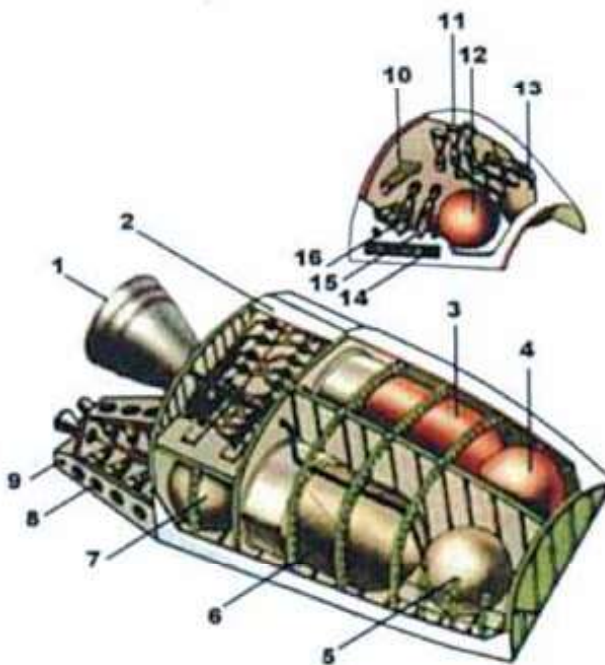
Figura 11:  
Motori principali  
del Discovery



Figura 12: Sistemi OMS ed RCS

### Legenda

1. Motore dell'OMS;
2. Serbatoio dell'elio del RCS;
3. Serbatoio del combustibile dell'OMS;
4. Serbatoio del combustibile del RCS;
5. Serbatoio dell'ossidante del RCS;
6. Serbatoio dell'ossidante dell'OMS;
7. Serbatoio dell'elio dell'OMS;
8. Motori a razzo primari del RCS;
9. Motori vernieri del RCS;
10. Supporto delle connessioni elettriche;
11. Motori primari anteriori del RCS;
12. Serbatoio dell'ossidante;
13. Serbatoio del combustibile;
14. Connessioni di servizio;
15. Serbatoio dell'elio;
16. Motori vernieri.



In fig.11 è riportata un'immagine che ci mostra il Discovery mentre usciva a marcia indietro dall'OPF-2 verso il Vehicle Assembly Building, in preparazione dell'STS-85.

La connessione tra i tre motori principali ed i più piccoli OMS è evidenziata in questa foto. Si noti che le superfici di controllo aerodinamico tendevano ad abbassarsi quando il veicolo non era azionato dal motore. Quando i tre grandi motori SSME venivano spenti, la navetta non era ancora definitivamente collocata nella sua orbita. L'ultimo lavoro di inserzione orbitale veniva invece compiuto da altri due propulsori, sistemati in coda a fianco degli SSME. Questi erano gli Orbital Maneuvering Subsystems (OMS) ed erano costruiti dalla McDonnell Douglas. Il loro ruolo in una missione era rilevante in quanto oltre all'inserimento orbitale consentivano di rendere circolare l'orbita, consentivano dei trasferimenti su orbite diverse, offrivano la possibilità di effettuare dei rendez-vous con altri veicoli spaziali ed infine rendevano possibile l'uscita dall'orbita ed il rientro sulla Terra. Per fare tutto ciò i due OMS, ciascuno con una spinta di 2.670 kg (26.182 N) avevano a disposizione una riserva di 11.000 kg (107.866 N) di propellenti liquidi (monometilidrazina e tetrossido di azoto). Essi, inoltre, erano progettati per compiere 100 missioni, per sopportare 1.000 riaccensioni e funzionare ininterrottamente per 15 ore.

I condotti che trasportavano i propellenti ai due OMS erano collegati anche con una rete di tubi secondari che alimentavano una serie di picco-

li propulsori da 387 kg (3.795 N) di spinta ciascuno (comunque dotati di serbatoi propri) variamente distribuiti sulla superficie esterna della navetta e che formavano il cosiddetto Reaction Control System (RCS). Essi erano divisi in tre gruppi: due posteriori formati da 12 propulsori ognuno, posti ai lati esterni degli OMS ed uno anteriore di 14 propulsori, inseriti proprio nella punta dello Shuttle. In ogni gruppo vi erano due propulsori ancora più piccoli da 12 kg (118 N) di spinta ciascuno chiamati razzi vernieri. Tutti insieme, i 38 più i 6 servivano all'astronave per mantenere e correggere la posizione in orbita, compiere dei movimenti lungo i tre assi ed infine controllare la corretta esposizione del veicolo durante la fase di rientro in atmosfera.

I razzi vernieri erano garantiti per 100 missioni, 500.000 riaccensioni e 125.000 secondi cumulativi di funzionamento. Tutti gli altri 38 piccoli propulsori avevano anch'essi una durata di 100 missioni, 50.000 riaccensioni e 20.000 secondi di funzionamento. In fig.12 è riportato uno spaccato del sistema di manovra orbitale (OMS) ed uno di controllo d'assetto (RCS).

### Struttura dell'Orbiter

L'Orbiter costituiva l'elemento del sistema Space Shuttle che assicurava la messa in orbita dell'equipaggio e del materiale necessari per portare a termine i compiti previsti e che provvedeva pure a ricondurli a terra. Esso forniva anche l'ambiente necessario alla vita dell'equipaggio che, a differenza delle precedenti mis-

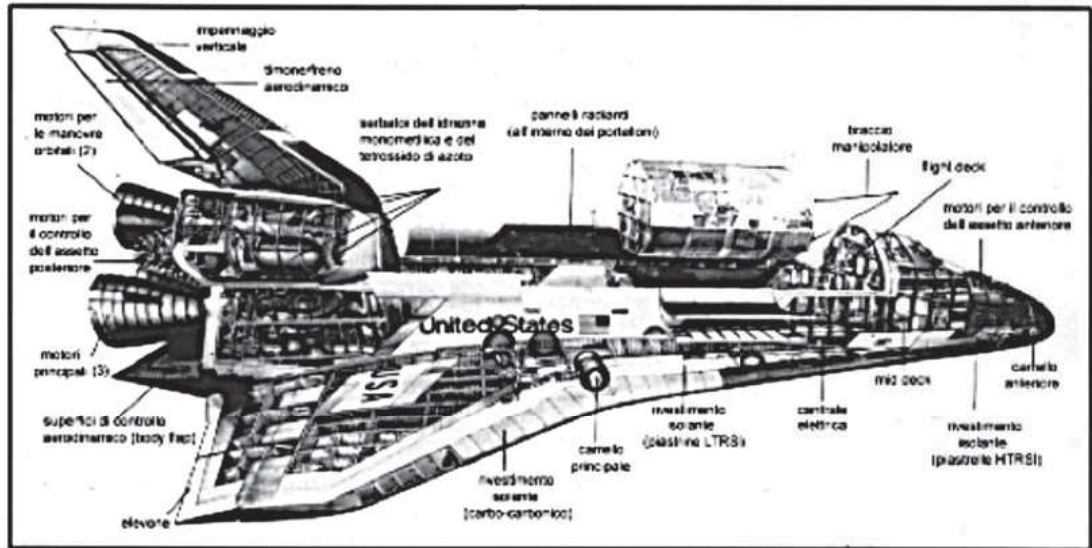


Figura 13:  
Struttura longitudinale  
dell'Orbiter

sioni, includeva sistematicamente scienziati ed ingegneri specializzati, a seconda della missione programmata. La struttura dell'Orbiter, come si può vedere in fig.13, constava della fusoliera, delle ali e dell'impennaggio verticale; a sua volta la fusoliera era costituita dalla parte anteriore, che comprendeva la cabina dell'equipaggio per un totale di 71,5 metri cubi, della parte centrale (18,3 m x 5,2 m x 4 m) e della parte posteriore (5,5 m x 6,7 m x 6,1 m); l'impennaggio verticale (che fungeva da timone di direzione e da aerofreno) aveva un'altezza di 8,1 m.

L'Orbiter presentava sulla parte posteriore della fusoliera delle superfici di controllo aerodinamico (body flap) disposte su una lunghezza di 6,1 metri e per un'area totale di 12,6 metri quadri, nonché sulle ali (elevoni) per una lunghezza di 4,2 + 3,8 metri. La fusoliera aveva una struttura convenzionale in alluminio, capace grazie al suo rivestimento, di sopportare un carico termico massimo corrispondente a 177°C (450 K) ed era protetta da superfici isolanti riutilizzabili. La fusoliera anteriore era in lega di alluminio completamente rivettata, caratterizzata da elevate doti di robustezza e visibilità. Presentava infatti, da un lato, finestre anteriori, laterali e superiori, e dall'altro paratie, ordinate e pannelli irrigiditi, gran parte dei quali, compresi i grandi pannelli finestrati, erano lavorati a macchina. La fusoliera anteriore, aveva inoltre un alloggiamento per il carrello di atterraggio anteriore, irrigidito da una trave di supporto e da due puntoni. Anche se la struttura era realizzata principalmente in lega di alluminio, nella parte posteriore esistevano anche degli elementi in titanio, ai quali erano ancorati i motori, mentre invece i due portelloni superiori che si aprivano una volta raggiunta l'orbita, erano realizzati con una leggera struttura a nido d'ape, ricoperta di grafite epossidica. I portelloni si aprivano nello spazio sia per esporre gli strumenti scientifici del vano payload all'ambiente cosmico, al quale avrebbero dovuto lavorare, sia perché attaccati al loro interno vi erano dei pannelli radiatori che avevano la funzione di smaltire il calore prodotto dagli apparati dell'astronave.

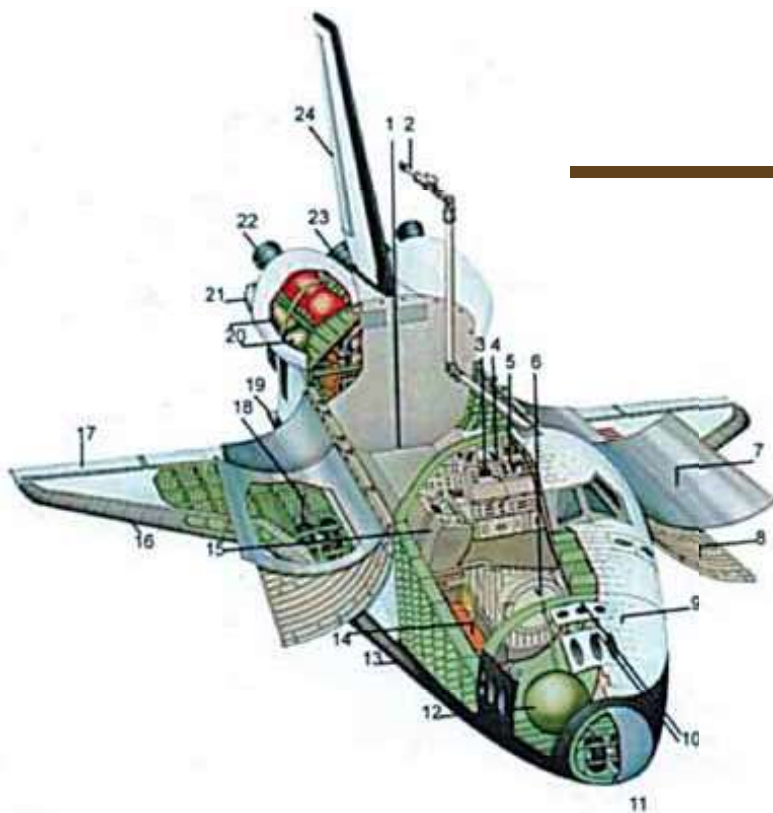
La cabina dell'equipaggio era completamente pressurizzata ed era suddivisa in tre zone orizzontali: "flight deck", "mid deck" ed "equipment bay". Il primo, nel quale trovava posto l'equipaggio durante le operazioni di volo, era costituito da una sezione anteriore, utilizzata durante il lancio ed il rientro, e che disponeva di due posti di guida per il comandante della missione (a sinistra) e per il pilota (a destra) e da una posteriore per le operazioni in orbita che alloggiava il pilota orbitale e lo specialista responsabile delle operazioni con il carico pagante. L'equipaggio di una missione tipo era composto da sette astronauti: il comandante, il pilota, ed altri cinque membri tra specialisti di missione e specialisti di carico utile. Il quadro comandi comprendeva cinque centri di controllo e più di 2.000 indicatori. Nella sezione centrale (mid deck) era contenuta gran parte della strumentazione avionica, mentre nella stiva inferiore (equipment bay) trovavano posto gli equipaggiamenti. Il ponte di comando aveva un pavimento a griglia aperta e disponeva di un passaggio per la camera di compensazione (airlock) e per il tunnel di trasferimento, che consentiva di accedere all'esterno e allo Spacelab.

Il quadro comandi comprendeva cinque centri di controllo e più di 2.000 indicatori. Nella sezione centrale (mid deck) era contenuta gran parte della strumentazione avionica, mentre nella stiva inferiore (equipment bay) trovavano posto gli equipaggiamenti. Il ponte di comando aveva un pavimento a griglia aperta e disponeva di un passaggio per la camera di compensazione (airlock) e per il tunnel di trasferimento, che consentiva di accedere all'esterno e allo Spacelab.

Figura 14: Altro spaccato dell'Orbiter

### Legenda

1. Stiva (18,3 m x 4,6 m);
2. Remote Manipulator System;
3. Strumenti e comandi per rendez-vous e docking;
4. Oblò posteriori;
5. Pannello di comando per le operazioni col carico utile;
6. Airlock (camera di compensazione);
7. Radiatori per lo smaltimento del calore nello spazio;
8. Portelloni della stiva;
9. Piastrelle isolanti per basse temperature;
10. Motori per controllo d'assetto anteriori;
11. Carrello anteriore;
12. Serbatoio dell'ossidante;
13. Piastrelle isolanti per alte temperature;
14. Cuccetta;
15. Strumentazione e comandi per le operazioni della missione;
16. Rivestimento isolante in carbo-carbonio;
17. Elevone;
18. Carrello principale;
19. Body flap;
20. Serbatoi dell'idrazina e del tetrossido d'azoto;
21. Motori di controllo posteriori;
22. Motori manovra;
23. Motori principali;
24. Timone di direzione/aerofreno.



In fig.14 è mostrato un altro spaccato dell'Orbiter che questa volta è visto in posizione frontale.

La fusoliera centrale era la struttura principale per portare i carichi. Il suo rivestimento era totalmente lavorato a macchina ed era costituito da pannelli sandwich a nido d'ape: presentava delle ordinate con una sezione centrale a struttura scatolare, pannelli rivettati e nervature integrate a macchina. Di queste ordinate ve ne erano 12 principali complete e 13 parziali, tutte opportunamente stabilizzate. La struttura della fusoliera centrale era irrobustita da due longheroni principali e da due longheroni di attacco dei portelloni, che ne costituivano la parte superiore. In essa trovavano ancora posto due paratie (una anteriore ed una posteriore) di separazione dal resto della fusoliera, una piastra di supporto dei connettori, l'alloggiamento del carrello principale d'atterraggio, le interfacce d'attacco dell'ala e sei stabilizzatori delle cerniere dei portelloni. Il rivestimento esterno era sagomato in modo da realizzare un raccordo con l'ala, importante per le prestazioni aerodinamiche.

Questa parte della fusoliera costituiva la cargo-bay, cioè la stiva del sistema, ed in essa si trovava alloggiato il carico pagante, diverso a se-

conda della natura della missione. La sua parte superiore, infatti, per motivi di accessibilità era costituita da due portelloni, costruiti in grafite epossidica e aventi un peso di 1.500 chilogrammi (14.710 newton). Essi supportavano all'interno quattro pannelli radianti, di cui due erano mobili e due fissati alle porte, che erano esposti allo spazio quando le porte erano aperte per dissipare il calore proveniente dagli equipaggiamenti elettrici presenti nell'Orbiter e nel carico pagante. Essi avevano una struttura parzialmente scatolare a pannelli a nido d'ape e a centine, in grado di resistere a torsione. Questa enorme stiva aveva punti di attacco per il carico pagante, distribuiti lungo tutta la sua lunghezza ed era in grado di trasportare cinque veicoli spaziali privi di uomini (in genere satelliti o sonde) per ogni missione, strumenti per l'osservazione della Terra e dello spazio sovrastante, apparati per piccoli esperimenti autonomi per una varietà di utilizzatori o un intero laboratorio scientifico con personale, perfettamente equipaggiato.

L'Orbiter forniva a tutto questo energia elettrica, riscaldamento e raffreddamento, trasmissione di dati, visualizzatori per gli specialisti a bordo e possibilità di comunicare con le stazioni a terra. Nella parte posteriore della cargo

bay vi era una piattaforma che poteva effettuare un puntamento con una precisione di mezzo grado, il cui assetto era controllato da piccoli razzi vernieri, che venivano accesi dai computer dell'Orbiter. La parte posteriore della fusoliera trasmetteva alla parte centrale i carichi derivanti dalla spinta dei motori principali e, durante l'ascesa, al serbatoio esterno. Essa era costituita da pannelli di alluminio lavorati a macchina con una struttura interna di titanio, di tipo scatolare, rinforzata da una resina epossidica con fibre di boro. Essa era munita di attacchi per le semiali, per i body flaps nonché per l'impennaggio verticale. Oltre alle interfacce d'attacco con il serbatoio esterno presentava all'estremità lo scudo termico posteriore. Nella sua parte posteriore trovavano posto il supporto della turbopompa a bassa pressione e quelli dei motori principali.

Le semiali erano dotate di longheroni ondulati, centine a struttura reticolare e lamiere irrigidite da correnti di lega di alluminio alloy, per uno spessore complessivo di 2,54 centimetri. Nella parte centrale la struttura era scatolare per offrire buona resistenza alla torsione. Ogni semiala era dotata di elevoni che presentavano un'escursione variabile tra  $+36,5^\circ$  e  $-21,5^\circ$  ed un "guanto" (glove) di raccordo alla fusoliera con un'apertura di 18 metri ed uno spessore massimo di 1,5 metri.

L'impennaggio verticale aveva una struttura a due longheroni multicentinata, con rivestimento a nervatura integrata, lavorato a macchina. Esso costituiva una scatola in lega di alluminio, imbullonata ai due longheroni principali della fusoliera posteriore. La parte mobile era dotata di attuatori della manovra per cui essa poteva ruotare nei due sensi di  $\pm 27,1$ . Il timone poteva anche aprirsi in due parti simmetriche, formando un diedro di  $99,6^\circ$ , per funzionare da freno aerodinamico durante l'atterraggio e la sua struttura era a pannelli in alluminio a nido d'ape.

### I sottosistemi

Il sottosistema idraulico provvedeva attraverso i vari attuatori al movimento degli elevoni, dei flaps, del timone di direzione/aerofreno, dei freni aerodinamici, nonché dei carrelli di atterraggio e dei loro freni. Altra funzione importantissima, svolta dal sottosistema idraulico, era l'azionamento delle valvole dei motori principali e dei meccanismi di orientamento degli stessi e inoltre dei dispositivi che provvedevano alla chiusura delle linee di adduzione del propellente al momento del distacco del serbatoio esterno dall'Orbiter. La potenza necessaria era generata da tre turbopompe a gas, azionate dalla decomposizione dell'idrazina, quando

passava su un letto catalitico. Esse lavoravano a 74.160 giri al minuto.

L'Orbiter dello Space Shuttle era provvisto di un complesso quanto indispensabile sistema di protezione termica. Infatti tuffandosi verso l'atmosfera, ad oltre 100 chilometri al di sopra della superficie terrestre, gli astronauti delle missioni Shuttle, non più protetti dagli scudi termici convenzionali, facevano affidamento sulle oltre 30.000 piastrelle di ceramica per salvarsi dall'incenerimento. Ad una tecnologia antica quanto la civiltà umana spettava dunque il compito di difendere l'incolumità degli equipaggi e quindi il progresso della tecnologia in campo spaziale.

Le proprietà di riutilizzo dell'Orbiter avevano creato particolari problemi per quanto concerneva le protezioni termiche, che costituivano il sistema del controllo termico passivo: i metodi precedentemente usati, come ad esempio quelli usati nelle missioni Apollo, consistevano sostanzialmente nell'uso di materiali ablativi, persi quindi al termine di ogni missione. Si desiderava questa volta un isolamento termico stabile e capace di proteggere la struttura sottostante, in alluminio per circa 100 missioni dalle temperature eccezionali del volo orbitale e dal calore bruciante durante il rientro in atmosfera nel viaggio di ritorno. Si fece così ricorso ad un particolare tipo di tessere o piastrelle, ed in particolare sette tipi di piastrelle, in base alle esigenze di protezione ed al cemento termico delle varie parti: sulla parte superiore dell'Orbiter e sui fianchi, un isolante flessibile, costituito da strati di feltro di nylon rivestiti di silicone capace di isolare fino a  $370^\circ\text{C}$  (643 K); sulle fiancate anteriori e sui piani di coda piastrelle di fibre di silice con rivestimento vetroso di 20 centimetri quadri ciascuna, spesse circa 2,5 centimetri, che proteggevano le superfici di alluminio fino a  $650^\circ\text{C}$  (923 K); sul fondo, sul bordo d'attacco della coda e parzialmente sulle ali, piastrelle di colore nero lucente capaci di sopportare fino a  $1.260^\circ\text{C}$  (1.533 K); infine, per il naso e per la parte esterna del bordo d'attacco delle ali, le più cementate termicamente, un rivestimento detto "carbo-carbonio rinforzato", ossia un rivestimento in carbonio con l'aggiunta di fibre di carbonio che, una volta trattato termicamente, veniva ricoperto di carburo di silicio. Quest'ultima protezione consentiva di raggiungere senza danni per la struttura i  $1650^\circ\text{C}$  (1923 K). Coperture di metallo o di fibre di vetro proteggevano, come vedremo meglio in seguito, gli accessi e le connessioni mobili. In fig.15 è riportata una foto del Challenger. Si noti il contrasto tra le piastrelle color bianco e quelle nere.

Le piastrelle erano state smaltate esternamente



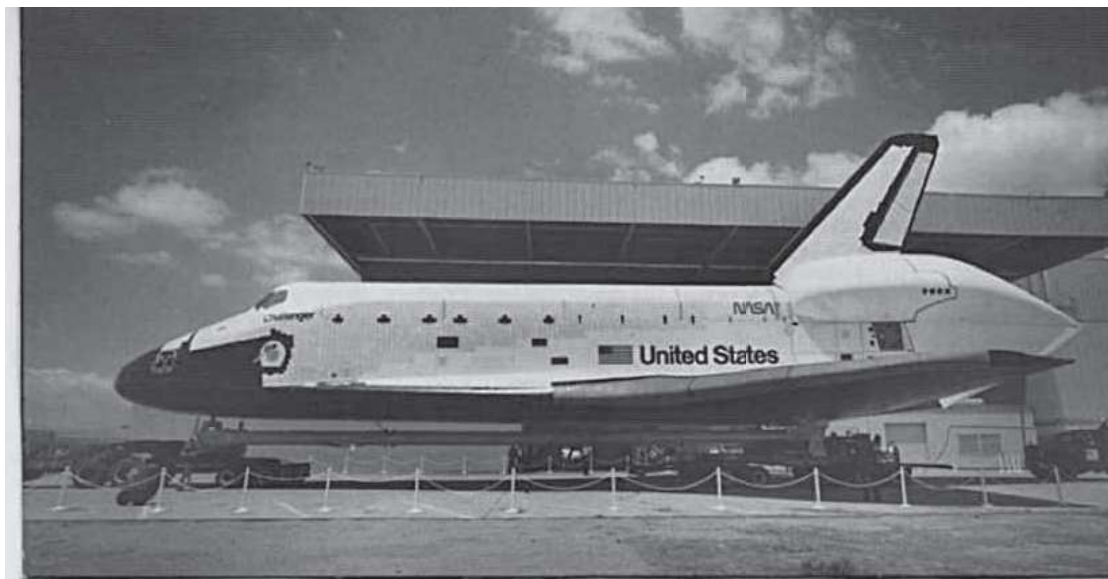


Figura 15:  
Foto del Challenger.

con uno strato di vetrina (anch'essa un materiale ceramico) allo scopo di produrre una superficie straordinariamente levigata e riflettente in grado di aiutare a deflettere gran parte del calore dalle piastrelle stesse. Era anche stato usato vetro misto ad altre forme di ceramica nella foggatura dei fermi di ancoraggio delle piastrelle intorno ai giunti articolati ed alle aperture della navetta, come i portelli del carrello di

atterraggio. Nel complesso la superficie esterna dello Shuttle era costituita per oltre il 70% da diversi tipi di vetro appositamente creati dalla Corning Glass Works di New York. In fig.16 è riportato invece un disegno che mostra i materiali che costituivano il sistema di protezione termica della superficie inferiore dello Space Shuttle, uguale per tutte le navette. Il sistema di protezione termica dello Space

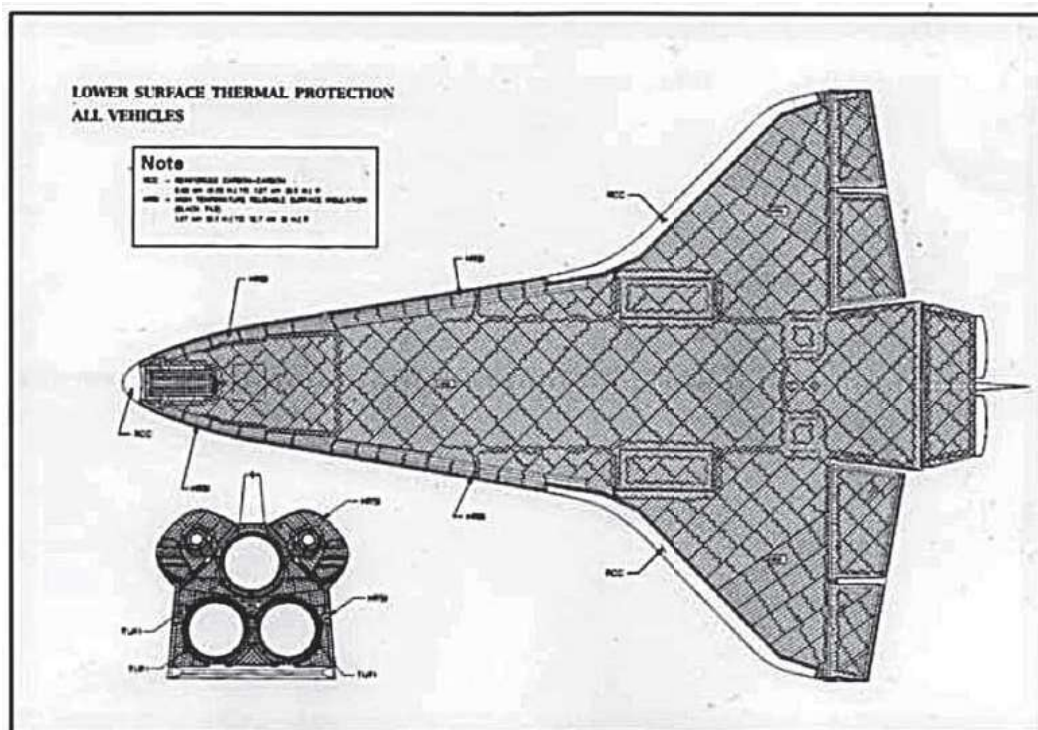


Figura 16:  
Materiali di rivestimento  
del ventre dell'Orbiter

Shuttle era lo scudo termico che proteggeva l'Orbiter durante il rientro atmosferico da una missione, quando si raggiungevano temperature di 1650 °C. Inoltre, costituiva anche una barriera dal freddo dello spazio mentre lo Shuttle era in orbita. Esso ricopriva completamente la superficie dello Shuttle, ed era costituito da sette diversi materiali a seconda della protezione termica richiesta in una particolare parte del velivolo.

Lo scudo termico dello Shuttle aveva tre caratteristiche che lo distinguevano da quelli usati in precedenza: riutilizzabilità, leggerezza e fragilità.

Per quanto riguarda la riutilizzabilità è bene dire che le navette precedenti utilizzavano uno scudo termico ablativo, che si distruggeva al rientro atmosferico e non poteva essere riutilizzato. Lo Shuttle, che era un velivolo riutilizzabile, richiedeva uno scudo termico anch'esso riutilizzabile.

Inoltre gli scudi ablativi usati in precedenza erano molto pesanti. Ad esempio quello impiegato nel modulo di comando Apollo rappresentava un terzo della massa totale del velivolo. Lo Shuttle possedeva un'area molto più estesa rispetto alle navette precedenti, quindi lo scudo termico doveva essere leggero.

Infine vi era il problema della fragilità. L'unica tecnologia nota all'inizio degli anni settanta con le caratteristiche di peso e protezione richieste era anche piuttosto fragile a causa della sua bassa densità. I materiali utilizzati per rivestire l'Orbiter erano:

- RCC (Reinforced Carbon-Carbon): sopportava temperature superiori a 1.269 °C

(1.542 K). Il carbo-carbonio rinforzato era molto usato sui bordi di entrata alari, nel nose-cap, inclusa una superficie immediatamente dietro al muso stesso nella parte inferiore (pannello del "mento") e sulla superficie immediatamente intorno all'attacco strutturale anteriore Orbiter-ET.

In fig.17 possiamo vedere il nose-cap dell'Orbiter in fase di integrazione.

- HRSI (High-temperature Reusable Surface Insulation): utilizzato nella parte inferiore dell'Orbiter; sopportava temperature fino a 1.260 °C (1.533 K). Le HRSI erano piastre nere per alte temperature per superfici isolanti riusabili ed erano usate in tutta la parte inferiore del veicolo dove l'RCC non era usato, nello scudo termico di base ed in zone selezionate sulla piastra superiore della fusoliera anteriore, in porzioni dei pod OMS/RCS, nei bordi di entrata e di uscita dello stabilizzatore verticale, nelle superfici di raccordo dell'ala, nei bordi di uscita degli elevoni, nelle zone adiacenti all'RCC, sulla superficie superiore dell'ala, nell'interfaccia con l'RCC dei bordi d'entrata dell'ala, nella parte superiore del body-flap ed intorno ai bordi di uscita del pod su OV-102. Le piastrelle HRSI avevano un rivestimento superficiale nero, necessario per l'emissione termica ed in fig.18 è riportata la sezione della prua dell'Orbiter.
- FRCI (Fibrous Refractory Composite Insulation): piastrelle isolanti in composito refrattario fibroso nero usate per aumentare la resistenza e la durata dello strato protettivo. Alcune mattonelle HRSI furono sostituite con altre costituite di questo materiale. In fig.19 è riportata una sezione del bordo d'attacco dell'ala.
- AFRSI (Advanced Flexible Reusable Surface Insulation): isolante flessibile, sopportava temperature fino a 649 °C (922 K). Dopo la consegna iniziale del Columbia furono sviluppate coperte isolanti superficiali bianche flessibili e riusabili, di tipo avanzato (AFRSI). Le coperte AFRSI consentivano un incremento di produttività e durabilità, tempi e costi ridotti di fabbricazione ed installazione ed una riduzione di peso rispetto a quello delle piastrelle LRSI.
- LRSI (Low-temperature Reusable Surface Insulation): utilizzato nei primi voli, ma successivamente sostituito quasi completamente dal materiale AFRSI. Si trattava di piastrelle riusabili bianche per basse temperature e isolamento superficiale usate in aree selezionate della fusoliera anteriore, della fusoliera media e della fusoliera posteriore, dello stabilizzatore verticale, della

Figura 17:  
Nose-cap in  
allestimento

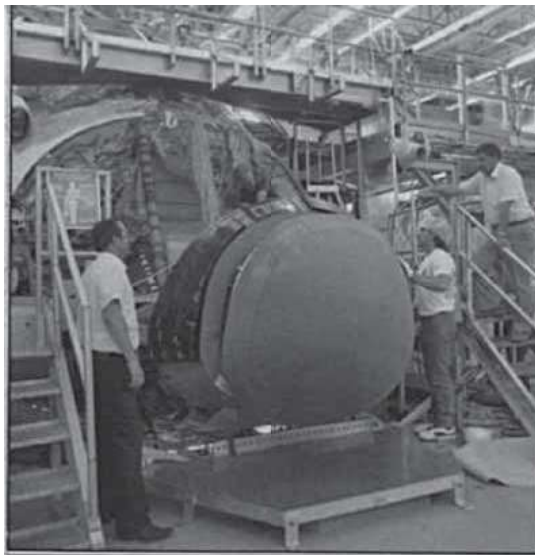
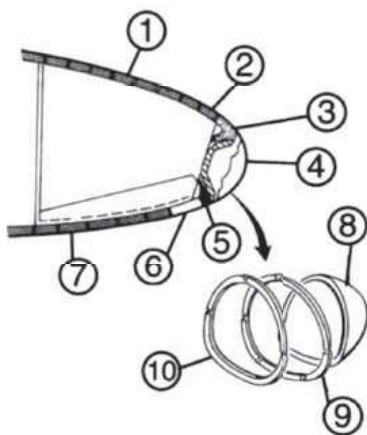


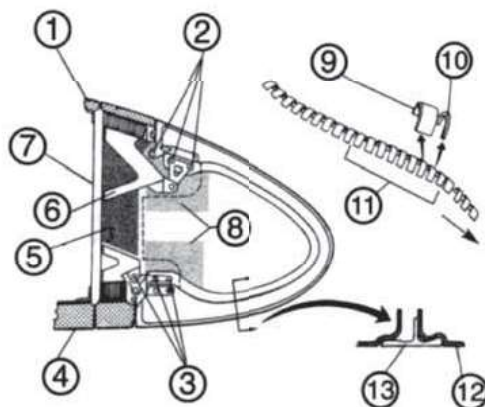
Figura 18: Sezione della prua dell'Orbiter



**Legenda**

1. Piastrelle di HRSI o FRCI-12;
2. Prima fila di HRSI o FRCI-12;
3. Isolamento interno;
4. Muso in carbo-carbonio rinforzato;
5. Sigillo in RCC;
6. Pannello di "mento" in RCC;
7. Piastrelle HRSI o FRC-12;
8. Parte Anteriore del muso rinforzata in carbo-carbonio;
9. Striscia di sigillo in RCC (una a destra, una a sinistra ed una inferiore);
10. Striscia di sigillo in RCC (una a destra, una a sinistra ed una inferiore).

Figura 19: Sezione del bordo d'attacco dell'ala



**Legenda**

1. Piastrelle HRSI o FRCI-12;
2. Anelli di tenuta in Inconel e bulloni A-286;
3. Anelli di tenuta in Inconel e bulloni A-286;
4. Piastrelle HRSI o FRCI-12;
5. Isolamento in ceracromo;
6. Supporto di Inconel;
7. Longherone del bordo d'attacco dell'ala;
8. Pannelli d'isolamento;
9. Bordo d'attacco in RCC;
10. Strisce sigillanti in RCC;
11. Pannelli 5-13;
12. Pannelli dell'ala in RCC;
13. Sigillo termico in RCC.

superficie superiore delle semiali e dei pod OMS/RCS. Queste piastrelle proteggevano aree dove le temperature erano al di sotto di 648°C (921 K) ed avevano un rivestimento superficiale bianco per fornire migliori caratteristiche termiche nel volo in orbita. In fig.20 è riportata una foto della parte ventrale del Columbia. Si noti la perfetta disposizione delle piastrelle.

- TUFU (Toughened Unipiece Fibrous Insulation): materiale resistente utilizzato in varie regioni dell'Orbiter. Queste piastrelle indurite monopezzo isolanti fibrose furono sviluppate nel 1993 e usate su limitate superfici degli Orbiter, principalmente per lo scudo termico di base intorno agli SSME. Le piastrelle TUFU colorate di nero si rivelarono più resistenti ai danni delle piastrelle HRSI che esse sostituivano.
- FRSI (Felt Reusable Surface Insulation): sopportava temperature fino a 371 °C (644 K). Si trattava di coperte bianche di feltro Nomex rivestito, riusabile per isolamento

superficiale, che erano usate sulla superiore dei portelli della stiva del carico pagante, sulle fiancate della fusoliera media e di quella posteriore, in porzioni della superficie superiore dell'ala e parte dei pod OMS/RCS.

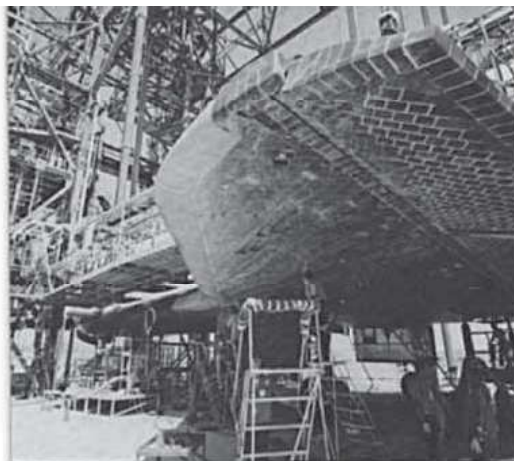


Figura 20: Superficie inferiore del Columbia

In fig.21 possiamo vedere ancora la superficie inferiore del Columbia mentre quest'ultimo veniva posizionato.

- Altri materiali erano usati in altre aree speciali. Questi materiali includevano vetri termici per i finestrini, una combinazione di tessuto silicato bianco e pigmentato nero per barriere termiche e riempimento di interstizi, metallo per l'FRCS e pannelli per sigillatura elevoni sulla superficie superiore dell'ala, materiale per vulcanizzazione a temperatura ambiente (RTV) per gli ombeli-

cali sui lati della fusoliera posteriore dell'Orbiter ed altro ancora.

In fig.22 è riportata una piastrella numerata tenuta tra le mani da un tecnico.

Ogni materiale aveva caratteristiche diverse, tra cui un certo grado di resistenza al calore, di resistenza all'impatto e peso. Esse determinavano la posizione, la quantità e il tipo di materiale utilizzato.

Il sistema di protezione termica era costituito da diversi tipi di protezione, che potevano essere suddivisi principalmente in due categorie: sistemi che utilizzavano mattonelle e sistemi che non le utilizzavano. Il criterio di selezione di un materiale consisteva principalmente nello scegliere il materiale più leggero tra quelli che fornivano la protezione richiesta in una data regione dello Shuttle. In alcuni casi tuttavia, si dovevano utilizzare materiali più pesanti, poiché resistevano meglio agli impatti, oppure materiali con manutenzione più leggera.

La maggior parte dell' Orbiter era ricoperto da mattonelle in silicio, ricavato da sabbia di quarzo molto puro. L'isolamento impediva il trasferimento di calore alla struttura sottostante in alluminio dell'Orbiter. Erano presenti circa 31.000 mattonelle uniche, che erano situate individualmente in una precisa posizione.

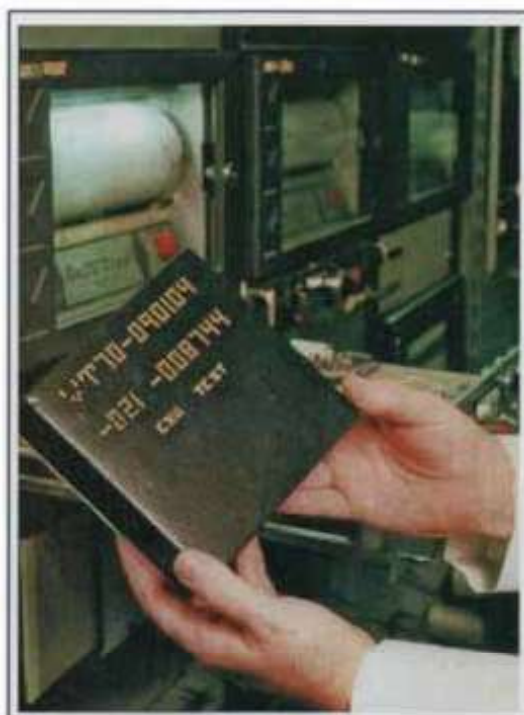
Le mattonelle non erano assicurate meccanicamente al velivolo, ma incollate. Poiché il materiale era fragile e non poteva piegarsi, le mattonelle erano incollate tramite un adesivo in silicone ad uno strato in Nomex, che era a sua volta incollato alla struttura sottostante. In questo modo le mattonelle erano isolate dalle flessioni ed espansioni dell'Orbiter. In fig.23 è riportato il disegno di una mattonella HRSI, nel quale sono evidenziate alcune sue proprietà.

Le mattonelle HRSI (di colore nero) fornivano protezione per temperature fino a 1260 °C. Erano presenti 20.548 mattonelle di questo materiale che coprivano i portelli del carrello d'atterraggio, le connessioni con il serbatoio esterno e tutta la superficie inferiore dell'Orbiter. Esse erano utilizzate anche nella parte superiore della fusoliera anteriore, nelle regioni dell'Orbital Maneuvering System, sul bordo anteriore dello stabilizzatore verticale e in altre regioni come sulla parte superiore della superficie degli iperostentatori. Generalmente queste mattonelle erano quadrate con un lato di 152 mm, e composte da fibre (10%) di silicio (purezza 99,8%) e da vuoto (90%) ed erano caratterizzate da una struttura ceramica. L'alta percentuale di vuoto causava una bassa densità (144 kg/m<sup>3</sup>), rendendole sufficientemente leggere e resistenti alle alte accelerazioni. Queste mattonelle avevano un aspetto vetroso poiché erano rivestite di vetro in tetrasilicico e borosilicato.

Figura 21:  
Altra foto del ventre  
del Columbia



Figura 22:  
Una piastrella  
numerata



**Numero di identificazione**  
Ogni mattonella ha un numero di identificazione che indica la serie e la posizione. Questo numero può essere inserito in un computer per produrre una mattonella identica.

**Rivestimento**  
La porzione esterna è coperta con un rivestimento di borosilicato. Il rivestimento respinge circa il 95% del calore. Il restante 5% è assorbito dallo strato interno, che impedisce al calore di raggiungere lo scafo in alluminio dell'orbiter.

**Composizione**  
30% aria, 10% fibre di silicio spesse pochi millimetri.

**Colla**  
Una colla a base di silicone lega la mattonella ad un pannello che è a sua volta incollato allo scafo dell'orbiter: il pannello assorbe gli stress meccanici dello scafo che potrebbero danneggiare le mattonelle.

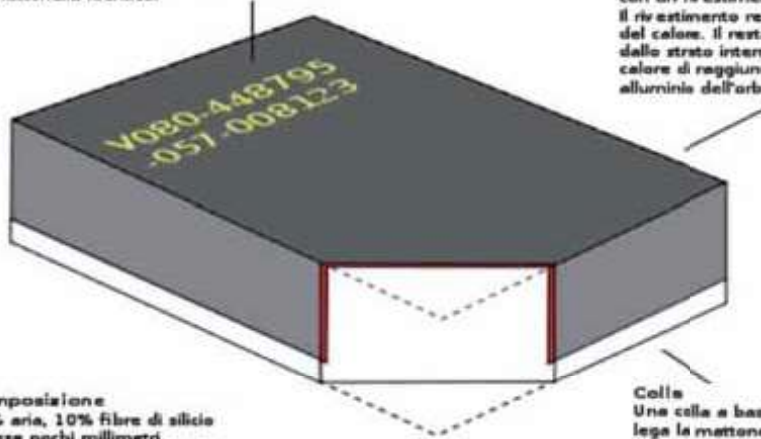


Figura 23:  
Piastrella HRSI

Le mattonelle HRSI erano utilizzate assieme a materiali più resistenti, ed erano progettate per proteggere sia dalle temperature estremamente basse (come nello spazio) sia da temperature estremamente alte durante il rientro.

Le mattonelle FRCI (Fibrous Refractory Composite Insulation Tiles) di colore nero possedevano una maggiore resistenza, durata, e avevano un peso inferiore alle mattonelle HRSI. Alcune mattonelle HRSI furono sostituite con altre di tipo FRCI. Le mattonelle TUF1, più resistenti e robuste entrarono in uso nel 1996. Una versione di esse era di colore nero ed erano utilizzate nella parte inferiore dell'Orbiter, mentre un'altra versione era di colore bianco ed erano usate per la parte superiore. Le mattonelle di tipo bianco erano molto più resistenti agli impatti rispetto alle altre, ma conducevano maggiore calore, quindi potevano essere utilizzate solo nella parte superiore degli ipersostentatori e nella zone dei motori principali. Le versioni nere fornivano maggiore isolamento dal calore ed erano adatte per la parte inferiore dell'Orbiter ma avendo un peso superiore, il loro utilizzo era ristretto in aree specifiche.

Le mattonelle di colore bianco, ricoprivano la parte superiore delle ali nei pressi del bordo anteriore. Inoltre erano usate in alcune zone della fusoliera, nella coda verticale e nei pressi del sistema OMS/RCS. Proteggevano le zone che raggiungevano temperature fino a 649 °C (922 K), erano di forma quadrata con lato di circa 203 mm ed avevano un rivestimento di composti di silicio e ossido d'alluminio. Erano riutilizzabili fino a 100 missioni, e venivano at-

tentamente ispezionate nell'Orbiter Processing Facility dopo ogni missione.

Tra le mattonelle LRSI esistevano degli interstizi (gap), necessari a causa dell'espansione termica tra la mattonella e la superficie sottostante. Tuttavia i gap venivano riempiti con degli inserti detti "gap filler", per evitare un loro surriscaldamento dovuto alla formazione di flussi causati da gradienti di pressione.

I materiali utilizzati erano fibre bianche AB312 o una copertura nera AB312 con fibre di allumina. Venivano utilizzati sul bordo delle ali, nel naso della parte anteriore della fusoliera, nel parabrezza e nel portello laterale, nei flaps, nello stabilizzatore verticale e nello schermo dei motori principali.

I gap filler sporgenti costituivano un problema perché disturbavano il normale flusso d'aria laminare sotto l'Orbiter durante il rientro, e causavano delle turbolenze a velocità minori. Un flusso d'aria turbolento risultante da una miscelazione di aria calda e fredda poteva avere conseguenze sulla temperatura dello Shuttle. In fig.24 è riportata una foto del Columbia dopo la missione STS-4.

In questa figura si può vedere come il Columbia "mostrasse" ai tecnici le piastrelle che ricoprivano il carrello di atterraggio principale.

I sistemi di protezione termici utilizzati che non erano composti da mattonelle erano:

- Advanced Flexible Reusable Surface Insulation (AFRSI): sviluppato dopo la costruzione del Columbia, era un materiale a bassa densità costituito da fibre di silicio di colore bianco. Buona parte delle mattonelle LRSI



Figura 24:  
Columbia dopo  
la STS-4



Figura 25:  
Un tecnico al lavoro  
sul Columbia



Figura 26:  
Assemblaggio  
dell'Enterprise

furono sostituite da rivestimenti AFRSI, poiché richiedevano minore manutenzione conservando le stesse proprietà termiche.

- Reinforced Carbon-Carbon (RCC): era un materiale di colore grigio chiaro che sopportava temperature fino a 1.510 °C (1.783 K) e proteggeva i bordi anteriori delle ali e

la parte anteriore del muso. Ogni ala possedeva 22 pannelli RCC, di spessore variabile tra 6,35 mm e 12,7 mm. L'espansione termica e i movimenti laterali erano permessi da sigilli a forma di T.

- Nomex Felt Reusable Surface Insulation (FRSI): questo materiale flessibile e di colore bianco forniva protezione a temperature fino a 371 °C (644 K) ed era utilizzato per ricoprire la superficie superiore delle ali, i portelli della stiva di carico e la fusoliera anteriore.

In fig. 25 è fotografato un tecnico intento a sistemare le piastrelle del Columbia prima di un volo.

In fig. 26 si vedono gli elevoni dell'Enterprise durante l'assemblaggio. Nella foto sono ben visibili le piastrelle che lo ricoprivano.

Il sistema di protezione termico a mattonelle fu oggetto di preoccupazioni durante lo sviluppo dello Space Shuttle, principalmente per l'affidabilità dell'adesione delle mattonelle. Alcuni ingegneri ipotizzarono che, in caso di distacco di una mattonella, la pressione aerodinamica avrebbe strappato via tutte le altre. Inoltre altre situazioni problematiche potevano essere rappresentate dal ghiaccio o altri detriti che potevano impattare sulle mattonelle durante la fase ascensionale.

Le preoccupazioni furono sufficientemente serie da sviluppare un kit di riparazione d'emergenza da utilizzare in orbita. Nel dicembre 1979 furono completati i prototipi e le procedure, che prevedevano un kit di riparazione e un sistema di propulsione chiamato MMU e sviluppato dalla Martin Marietta di cui si parlerà nella terza parte di questo libro che sarà dedicata alle applicazioni.

Era inoltre stata progettata una piattaforma di lavoro manovrabile che avrebbe assicurato l'astronauta equipaggiato con la tuta spaziale dotata di propulsione MMU. Circa un anno prima del primo lancio di una missione Shuttle del 1981, la NASA decise che la tecnica di riparazione non valeva il rischio e l'addestramento aggiuntivo richiesto, quindi lo sviluppo del progetto venne annullato. Ulteriori studi indicarono che le mattonelle non si sarebbero distaccate facilmente, anche se nella prima missione alcune mattonelle si staccarono, ma fortunatamente non erano situate in zone critiche.

In fig.27 possiamo vedere delle piastrelle nere resistenti alle alte temperature che ricoprivano i portelli delle ruote.

Il 1° febbraio 2003 lo Space Shuttle Columbia fu distrutto durante il rientro atmosferico a causa di un problema nel sistema di protezione termico. Un frammento di rivestimento del serbatoio esterno danneggiò un pannello RCC sul

bordo anteriore dell'ala sinistra. Durante il rientro il calore riuscì a penetrare lo scudo termico e distrusse lo Shuttle, che si disintegrava.

Dopo il disastro, il sistema di protezione termico fu sottoposto a controlli e modifiche per due anni. Nel 2005 la missione STS-114 fu il primo volo Shuttle ad essere compiuto con le nuove procedure di sicurezza: da allora il lancio fu sempre ripreso con telecamere, e i video venivano di volta in volta analizzati per identificare eventuali frammenti che avrebbero potuto colpire lo scudo termico (come nell'incidente del Columbia) dopo il lancio; lo scudo termico dello Shuttle veniva ispezionato con l'Orbiter Boom Sensor System, una estensione del braccio robotico dello Shuttle prima dell'attracco alla Stazione Spaziale Internazionale e lo Shuttle effettuava una manovra chiamata "rendez-vous pitch maneuver". Essa consisteva di una rotazione di 360° in modo che gli astronauti della stazione potessero riprendere delle immagini ad alta risoluzione dello scudo termico; le immagini venivano quindi inviate ed analizzate da un gruppo di esperti che verificavano l'integrità dello scudo termico; nel caso fossero stati rilevati danni critici era previsto l'utilizzo di kit di riparazione e sostituzione dello scudo termico. In fig. 28 è mostrato un altro tecnico della Rockwell intento a disporre delle piastrelle.

Se i danni non potevano essere riparati in orbita, era disponibile una missione Shuttle di recupero detta Launch On Need (LON) e indicata con il codice STS-3XX. Lo Shuttle danneggiato poteva essere fatto rientrare in modo automatico, senza equipaggio, mentre quello di recupero giungeva sulla stazione per recuperare gli astronauti.

In fig.29 è mostrata in primo piano la preparazione ad un lancio avvenuta dopo il disastro del Columbia. Si possono scorgere due navette: una destinata ad essere lanciata ed una di riserva.

### Il sistema avionico

Il sistema avionico dello Space Shuttle consisteva di più di 300 unità elettroniche principali, dislocate in tutto il veicolo e collegate tra loro da 482.700 metri di cavi elettrici. Vi erano approssimativamente 120.400 segmenti di cavo elettrico e 6.500 connettori; cablaggio e connettori pesavano circa 31.793 kg (311.760 N). Questo peso era minore del peso di un sistema a barre o per l'elaborazione dati. Il peso totale dell'avionica dell'Orbiter, inclusi i cablaggi ed i connettori era di oltre 27.250 kg (267.220 N).

Sostanzialmente, l'Orbiter era dotato di moderni ed affidabili sistemi avionici, per la guida ed il controllo, che includevano le scatole nere (che si rivelarono importantissime quando si



Figura 27:  
"Mosaico" di piastrelle nere



Figura 28:  
Tecnico della Rockwell



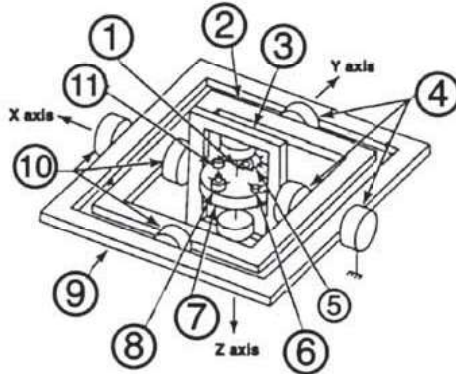
Figura 29:  
Due Shuttle pronti al lancio

dovettero ricostruire i due catastrofici incidenti) e che spaziavano dai cinque calcolatori di bordo che colloquiavano tra loro per decidere "chi avesse ragione" agli strumenti della navigazione aerea convenzionale, usati durante gli ultimi 10 minuti di volo. In particolare essi comprendevano due inseguitori stellari, un'unità per le misure inerziali, disposta nella parte anteriore della cabina, giroscopi per la misura delle velocità angolari, servo amplificatori per la manovra delle superfici di controllo, sistemi di comando

Figura 30: Unità di misurazione inerziale

**Legenda**

1. Snodo di azimuth;
2. Snodo di beccheggio;
3. Snodo di rollio interno;
4. Servomeccanismo;
5. Giroscopio di azimuth;
6. Accelerometro;
7. Piattaforma;
8. Giroscopio verticale;
9. Snodo esterno di rollio;
10. Revolver;
11. Accelerometro.



e azionamento dei motori per le manovre orbitali, un sistema di navigazione TACAN, radioaltimetri, sistemi d'appoggio per l'equipaggio, memorie di massa, ricevitori UHF, accelerometri, sensori elettronici per il rendez-vous ed altro ancora. In fig.30 è disegnata un'unità di misurazione inerziale dello Space Shuttle.

Andando più in dettaglio, l'avionica dell'Orbiter consisteva di un sistema di guida, navigazione e controllo (GNC) a prova di avaria, incluse tre unità di misura inerziali (IMU), triplo sistema di atterraggio a microonde con fascio di scansione in banda Qu, tre complessi giroscopici Northrop misuratori di velocità angolari, tre sistemi TACAN in banda L della Hoffman Electronic Corporation, tre complessi di accelerometri Bendix, due radioaltimetri in banda C della Honeywell, quattro complessi-trasduttori di dati della Airesearch, tre indicatori d'assetto della Lear Siegler, due indicatori di situazione orizzontale della Collins, due machmetri della Sperry, due altimetri barometrici della Bendix ed infine, due transponder-ATC (Air Traffic Control) 4096 Mode-C. Un sistema di navigazione inerziale di alta precisione (HAINS) cominciò ad aumentare gli IMUs originali Singer-Kearfott

KT-70 durante il 1991 e furono le unità primarie in servizio dal 1994. Furono acquistate 17 unità di volo e due di non volo. Le HAINS offrivano migliori prestazioni, più bassi tassi di avaria, ed erano più piccole e più leggere. Le unità HAINS contenevano anche un microprocessore dedicato con memoria per il trattamento e l'immagazzinamento di fattori di compensazione e con taratura dalla fabbrica del venditore, riducendo quindi la necessità di estesi carichi di dati iniziali da parte dei computer dell'Orbiter. La HAINS era fisicamente e funzionalmente intercambiabile con l'IMUs, l'originale Singer KT-70. Durante il 1997 la Honeywell iniziò lo sviluppo di un nuovo sistema spaziale integrato di posizionamento globale/sistema ricevitore inerziale di navigazione (SIGI) per sostituire i sistemi IMU, HAINS, TACAN e GPS. Due inseguitori stellari (star tracker) Ball Brothers erano situati appena avanti ed a sinistra del parabrezza del comandante.

L'inseguitore stellare o puntatore stellare o star tracker, è un sistema di navigazione largamente utilizzato per l'orientamento e la navigazione di veicoli spaziali, Shuttle compreso. Il funzionamento di un siffatto dispositivo era basato su una o più camere ottiche in grado di individuare le stelle più luminose e dalla posizione di esse, ricavare, tramite cataloghi stellari memorizzati a bordo, la posizione e l'orientamento del mezzo. Tra i maggiori e più rinomati produttori al mondo di questi dispositivi va citata l'italiana Selex Galileo del gruppo Finmeccanica. In fig.31 è riportato uno star tracker.

Gli star tracker erano usati per allineare gli IMU dell'Orbiter, come pure per inseguire bersagli e fornire vettori line-of-site per calcoli di rendez-vous. Lo star tracker non si sarebbe potuto usare se l'errore di allineamento dell'IMU fosse stato maggiore di 19 gradi, in quanto gli angoli che venivano dati allo star tracker per la ricerca erano basati sull'esatta conoscenza dell'assetto dell'Orbiter che era a sua volta basato sugli angoli della sospensione cardanica dell'IMU. SE l'assetto era fortemente errato, lo star tracker poteva acquisire ed inseguire la stella sbagliata. In questo caso, sia un "modo" speciale HUD oppure un traguardo ottico dell'equipaggio poteva essere usato per orientare gli star trackers. Questo era fatto dall'equipaggio orientando l'Orbiter finché una stella nota appariva nel HUD o nel COAS, e successivamente facendo seguire i GPC quando la stella era avvistata. Il COAS era un apparato ottico con un reticolo messo a fuoco all'infinito e proiettato su un vetro combinatoro.

Ogni star tracker aveva un portello che lo proteggeva durante la salita ed il rientro, portello che era normalmente lasciato aperto in orbita

Figura 31:  
Uno star tracker

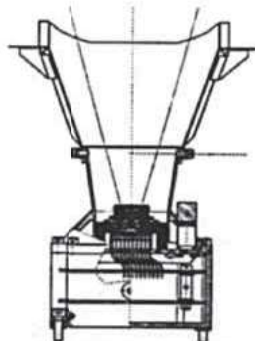
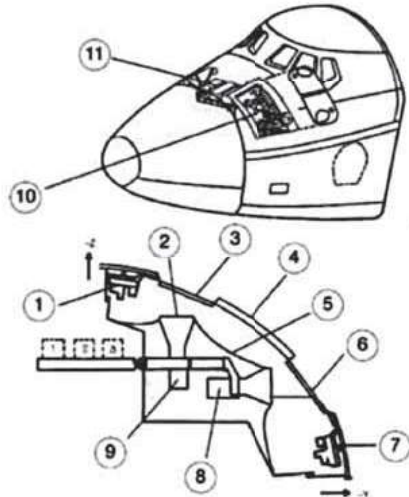






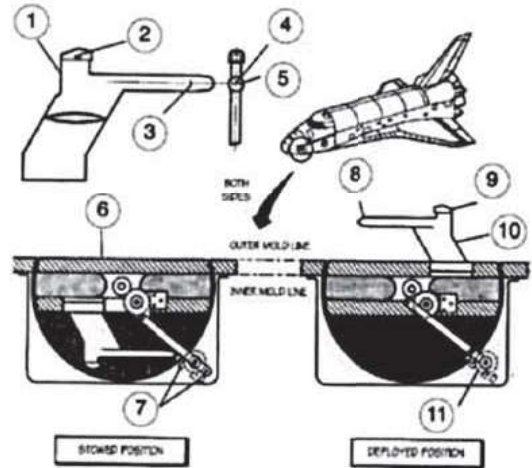
Figura 32: Disposizione degli star trackers



**Legenda**

1. Attuatore del portello dell'asse Z;
2. Tonalità di luce dell'asse Z;
3. Pannello dell'asse Z;
4. Pannello di accesso;
5. Coperta di isolamento multistrato;
6. Portello dell'asse Y;
7. Attuatore del portello dell'asse Y;
8. Star tracker dell'asse Y;
9. Star tracker dell'asse Z;
10. Star trackers;
11. Unità di misurazione inerziale (IMU) o HAINS.

Figura 33: Sonde dei dati dell'aria



**Legenda**

1. Asta;
2. Sensore di temperatura totale;
3. Portelli di pressione statica;
4. Portello di pressione totale;
5. Portelli;
6. Protezione termica;
7. Interruttori;
8. Ogiva del sensore di pressione;
9. Ogiva della temperatura totale;
10. Asta;
11. Motori di guida duale.

per permettere l'uso degli star trackers. I GPC contenevano sensori inerziali per 50 stelle, per la loro luminosità e capacità di fornire una completa copertura del cielo. Non vi era ridondanza per gli star trackers; essi funzionavano indipendentemente e ciascuna entità poteva effettuare l'intero compito. Nuovi star trackers allo stato solido furono consegnati con l'OV-105 ed unità aggiuntive erano state acquistate quando i fondi erano stati disponibili. I nuovi star trackers erano fisicamente e funzionalmente intercambiabili con gli originali e, infatti, i due tipi potevano essere mescolati in un singolo volo. In fig.32 possiamo vedere in che modo erano disposti gli star trackers all'interno dell'Orbiter. Due sonde per dati dell'aria erano situate sui lati sinistro e destro della parte inferiore della fusoliera anteriore dell'Orbiter. Durante la salita in orbita, la deorbitazione e l'inizio del rientro, le sonde erano stivate all'interno della fusoliera. A circa Mach 5 le sonde erano dispiegate nel flusso d'aria per fornire informazioni sull'ambiente di volo. Ogni complesso-sonda era alto 54 centimetri, largo 11 centimetri e pesava 87

kg (855 N). Ogni sonda aveva quattro fori di pressione e due sensori di temperatura. L'estensione delle sonde dei dati aria doveva essere iniziata manualmente dall'equipaggio di condotta e questa era una delle ragioni per le quali l'Orbiter non poteva atterrare autonomamente. In fig.33 si può vedere un disegno schematico relativo alle sonde dei dati dell'aria.

**Guida, navigazione e computer.**

**Le comunicazioni.**

Le prestazioni della navetta dipendevano da una serie di apparati elettronici che costituiscono l'avionica, come è definita in gergo aerospaziale tutta l'elettronica imbarcata su un velivolo o su una nave spaziale. Sullo Shuttle l'avionica era raggruppata in tre zone: nella cabina di comando, nel piano sottostante la cabina e nella parte posteriore. Il cuore di tutti i sistemi era composto da un gruppo di cinque computer IBM Advanced System/4 Pi model AP-101 dal quale tutto dipendeva: quattro eseguivano il normale lavoro della missione ed uno rimaneva di riserva. Mai pri-

ma dello Shuttle, un veicolo spaziale aveva avuto una tale capacità di elaborazione. Per fare un confronto, essa era 40 volte maggiore rispetto a quella disponibile sui vettori Saturn V per la Luna. Anche la capacità di memoria era cinque volte più grande mentre grazie alla miniaturizzazione, tutte le dimensioni erano state rimpicciolite ed occupavano un volume che era tre volte minore rispetto a quello occupato dai computer del Saturn V.

L'unità centrale, la Central Processing Unit, che era il "cervello" del sistema era una scatola che misurava 19,2 per 25,7 centimetri con una profondità di 50 centimetri. Il suo peso era di circa 24,98 kg (245 N). In fig.34 è mostrata tale unità.

Le richieste erano formulate attraverso tre tastiere mentre le risposte erano date con quattro schermi a raggi catodici in bianco e nero, sui quali potevano comparire cifre e grafici a seconda delle necessità. Durante le fasi del decollo e del rientro a terra tutti i computers erano in azione, compiendo lo stesso lavoro in un perfetto sincronismo che veniva verificato da 250 a 350 volte al secondo.

Il risultato di ciascun computer veniva verificato automaticamente dagli altri con un controllo incrociato, attuato ogni secondo. Il sistema, oltre a garantire il buon svolgimento delle operazioni, consentiva anche una tolleranza agli errori eventualmente compiuti, i quali non mettevano così fuori uso gli elaboratori. Essi, tra l'altro erano in grado di rilevare le proprie manchevolezze. Una volta raggiunta l'orbita, un computer si occupava della guida, un altro gestiva gli apparati di cui era composta la navetta, un altro ancora o altri due, a seconda delle necessità, lavoravano per il carico utile imbarcato nella stiva. Il quinto rimaneva di riserva. Quest'ultimo aveva la funzione di estremo controllore del sistema e per garantirgli maggior affidabilità adoperava anche un programma scritto in maniera reversa. Esso era stato redatto dalla Rockwell mentre gli altri programmi erano sempre dell'IBM. Il gruppo dei cinque "cervelli" permetteva alla navetta di compiere automaticamente ogni fase della missione. I piloti, tuttavia, potevano intervenire manualmente in qualsiasi momento del volo, modificando la situazione a seconda delle necessità. Per realizzare ogni operazione di navigazione gli elaboratori si avvalevano delle informazioni fornite loro dai diversi sensori della navetta come le piattaforme inerziali che rilevavano il suo assetto o i sensori stellari che precisavano la posizione del veicolo. Tutti i dati raccolti erano confrontati con quelli del programma di volo stivato nella memoria del computer e se questo rilevava delle discordanze provvedeva alle correzioni

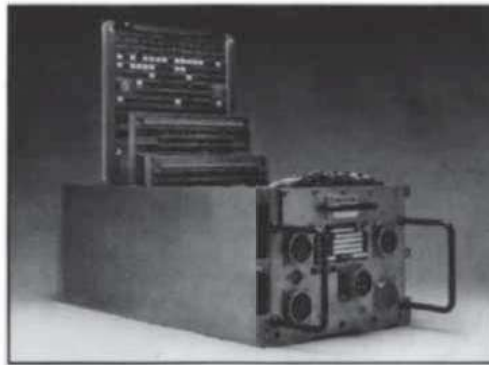


Figura 34:  
Unità centrale

necessarie accendendo i motori quel tanto che sarebbe servito a ripristinare una posizione esatta.

Ciascun computer aveva una memoria a nuclei di ferrite ad accesso casuale (random) non volatile e non distruttiva, contenente 106.496 parole, ciascuna di 32 bit. Inoltre vi erano due registratori con 134 megabit di memoria ciascuno, dove erano stivati i nove pacchetti di programmi per le diverse fasi della missione. In caso di emergenza era sufficiente un solo computer per guidare e riportare a terra lo Shuttle in condizioni di assoluta sicurezza.

Con la navetta si è in un certo senso rivoluzionato anche il sistema dei collegamenti tra un'astronave in orbita e la Terra. La rete di stazioni STDN (Space Tracking and Data Network) della NASA era ancora utilizzata, ma di fatto essa era sostituita da una nuova rete completamente spaziale che si basava sui satelliti TDRS (Tracking and Data Relay Satellite System) in orbita geostazionaria a 36.000 chilometri di altezza che funzionavano da ponte radio tra la navetta e la stazione di ascolto terrestre. In tal modo tutte le comunicazioni confluivano verso l'unico centro di ricezione, il NASA Ground Terminal (NGT), costruito a White Sands nel New

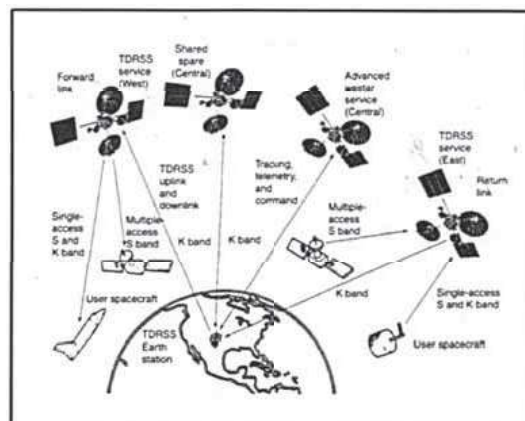


Figura 35:  
Sistema delle comunicazioni

Mexico, il quale le rispediva con un altro salto cosmico che coinvolgeva un satellite per le telecomunicazioni interne domestiche al centro di controllo dei voli umani a Houston, nel Texas. Il vantaggio del nuovo sistema era notevole. Prima, con il ricorso alla rete STDN, una missione orbitale poteva essere seguita direttamente soltanto per il 15% del suo svolgimento. Con le due sonde TDRS, la copertura del periodo orbitale era quasi totale.

Ma vi era un altro elemento importante. Esso riguardava la possibilità di trasmettere a terra una quantità notevolmente maggiore di dati rispetto al passato: durante una missione Spacelab il flusso raggiunse i 50 milioni di bits al secondo. Il primo dei due TDRS fu lanciato dalla navetta durante la sesta missione dell'aprile 1983. Sfortunatamente il cattivo funzionamento del secondo stadio del vettore IUS con il quale doveva raggiungere l'orbita geostazionaria lo spinse invece su un'orbita sbagliata e soltanto nel giugno successivo, con una delicata serie di manovre il satellite giunse al suo punto di destinazione sull'Oceano Atlantico a 41 gradi di longitudine ovest. La posizione del secondo TDRS era sopra l'Oceano Pacifico a 171 gradi di longitudine ovest. In fig.35 è schematizzato l'intero sistema delle comunicazioni.

Il sistema prevedeva anche un terzo satellite di riserva a 79 gradi di longitudine ovest da utilizzare qualora fossero sorti problemi nei primi due. Un TDRS pesava 2.268 kg (22.240 N) ed era equipaggiato con due pannelli di celle fotovoltaiche che aperti, raggiungevano una lunghezza di 17,4 metri. Inoltre due delle quattro antenne di cui era dotato avevano un diametro di 4,9 metri ed una volta dispiegate si estendevano per complessivi 12,8 metri. Il TDRS, costruito dalla società TRW, era studiato per poter

lavorare dieci anni senza difficoltà sulle tre bande di frequenza S, Ku e C.

### Il carrello di atterraggio dell'Orbiter

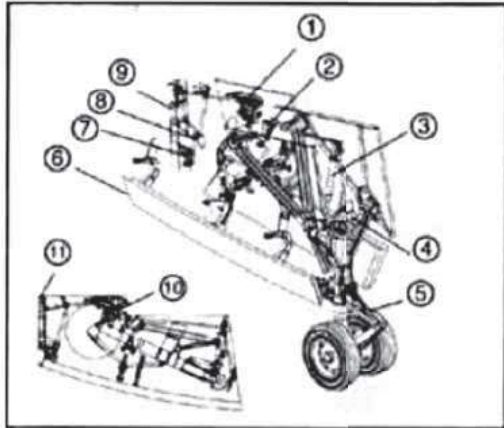
Il carrello dell'Orbiter era di tipo convenzionale a triciclo, consistente in un carrello anteriore e due carrelli principali, sinistro e destro. Ciascun carrello includeva un ammortizzatore e due complessi ruote-pneumatici. Il carrello anteriore era situato nella parte inferiore della fusoliera anteriore ed i carrelli principali erano situati nella parte inferiore delle semiali sinistra e destra adiacenti alla fusoliera centrale. Quando il carrello anteriore era represso, due portelli coprivano il vano carrello ed in fig.36 sono mostrati i carrelli sinistro e destro dell'Orbiter che avevano appena toccato terra (il carrello anteriore era ancora alzato, come era giusto che fosse) durante un atterraggio presso la Base di Edwards.

Ciascun carrello principale aveva un singolo portello che chiudeva il vano carrello. I portelli destro e sinistro del carrello anteriore erano cernierati alla sezione del muso. I portelli erano costruiti in lega di alluminio a nido d'ape e il sinistro era leggermente più lungo del destro. Ciascun portello aveva un bloccaggio di chiusura all'estremità anteriore e posteriore per bloccare il portello di chiusura quando il carrello era represso e ciascuno aveva una guarnizione di pressione oltre ad una barriera termica. Una zavorra in piombo nel vano carrello anteriore forniva un bilanciamento del peso ed il controllo del centro di gravità. Il carrello di atterraggio era costruito in acciaio ad alta resistenza alle sollecitazioni ed alla corrosione ed in leghe di alluminio, acciaio inossidabile e bronzo di alluminio. Vernice all'uretano e rivestimento in cadmio-titano erano applicati su tut-

Figura 36:  
Atterraggio  
di un Orbiter



Figura 37: Carrello anteriore



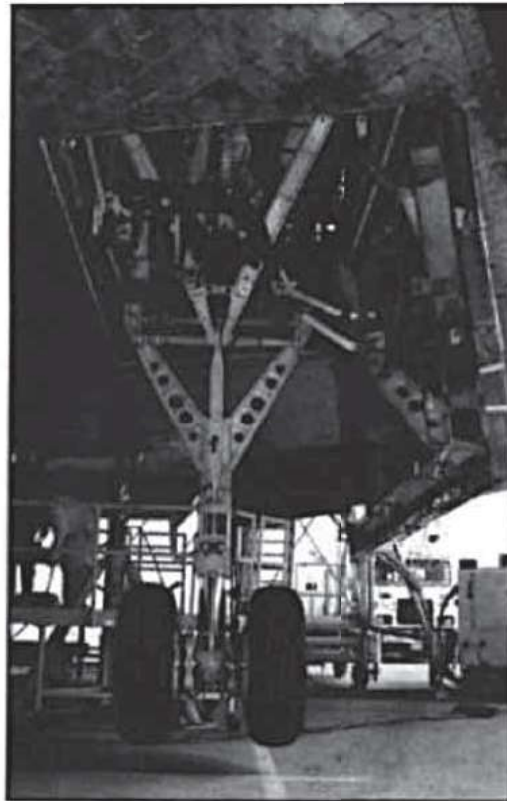
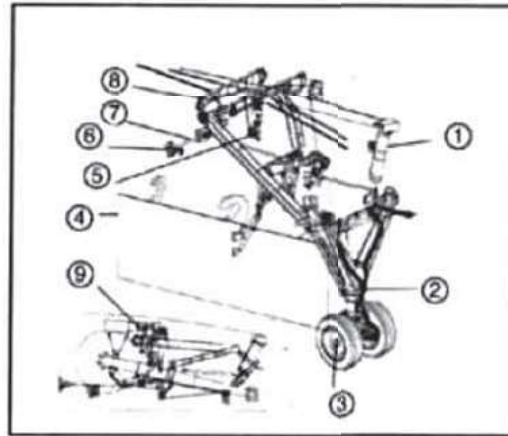
#### Legenda

1. Rilascio pirotecnico;
2. Estensore del montante;
3. Attuatore del montante;
4. Dispositivo di bloccaggio del portello;
5. Compasso di torsione;
6. Uno dei due portelli;
7. Gancio del portello;
8. Dispositivo di bloccaggio del portello;
9. Complesso ammortizzatore ausiliario a molla-portello del booster;
10. Rilascio pirotecnico;
11. Complesso ausiliario ammortizzatore a molla.

te le superfici in acciaio esposte, ed anodizzazione convenzionale più vernice all'uretano era applicata in tutte le superfici di alluminio esposte. Ciascuno dei tre carrelli conteneva un ammortizzatore che era la principale sorgente di attenuazione dell'urto durante l'atterraggio dell'Orbiter. Gli ammortizzatori erano di tipo convenzionale idropneumatico (idrogeno gassoso/fluido idraulico). Una variante dal tipo convenzionale era la separazione dell'azoto gassoso dal fluido idraulico mediante un diaframma galleggiante, per precludere la possibilità che l'azoto si disperdesse nel fluido idraulico durante le manovre a gravità nulla. Questa separazione era necessaria al fine di mantenere alte le prestazioni dell'ammortizzatore in fase di atterraggio. Durante la retrazione ogni carrello era idraulicamente ruotato in avanti e verso l'alto da strutture di supporto a terra fino ad impiegare un gancio di blocco in alto per ogni portello nel rispettivo vano. Il dispositivo di blocco si agganciava ad rullo su ciascun ammortizzatore. Un collegamento meccanico mosso da ogni carrello chiudeva meccanicamente ciascun carrello. Il carrello non poteva essere retratto in volo. In fig.37 è schematizzato il carrello anteriore.

Quando veniva comandata l'estrazione del carrello dall'equipaggio, il gancio di blocco per ciascun carrello era sbloccato da pressione idraulica. Una volta che il gancio era aperto dal rullo sull'ammortizzatore, il carrello era abbassato e spostato all'indietro da molle, martinetti idraulici, forze aerodinamiche e dalla gravità. I portelli si aprivano a caduta libera quando venivano sbloccati, talvolta aiutati da ruote e pneumatici che spingevano su di essi. I carrelli raggiungevano la posizione di estensione completa entro 10 secondi ed erano bloccati in posizione estesa da sistemi a molla. Se la pressione idraulica non era disponibile per aprire il gancio di blocco, un sistema pirotecnico in ciascun gancio del cancello apriva automaticamente il gancio di blocco in ciascuno dei carrelli un secondo dopo che l'equipaggio aveva impartito al carrello il comando di estrazione. Il carrello di atterraggio era abbassato a 91 metri prima dell'atterraggio e gli attuatori dei carrelli anteriore e principale includevano un sistema oleodinamico di ammortizzazione per controllare la velocità di estrazione del carrello in caduta libera e quindi prevenire danni al carrello ed al blocco di estensione. Gli attuatori dei carrelli servivano anche come attuatori di retrazione del carrello stesso, sebbene ciò non potesse avvenire in volo. Il carrello anteriore conteneva anche un sistema pirotecnico, per assicurare ulteriormente l'apertura del portello e l'estensione del carrello nel caso in cui notevoli

Figura 38: Carrello principale



**Legenda**

1. Attuatore del puntone;
2. Tubi del freno idraulico;
3. Sensore di velocità della ruota;
4. Portello;
5. Gancio per la serratura superiore;
6. Gancio del portello;
7. Collegamento portello;
8. Complesso di bloccaggio;
9. Sgancio di emergenza esplosivo;

forze aerodinamiche avessero agito sul portello del carrello anteriore. Questo sistema pirotecnico era attivato ogni volta che il carrello veniva estratto. I pneumatici dei carrelli erano prodotti dalla Michelin. I due pneumatici venivano gonfiati con azoto gassoso e la vita media del pneumatico del carrello anteriore era normalmente di cinque atterraggi sebbene in pratica i pneumatici venissero sostituiti ad ogni volo. Il carrello anteriore era sterzabile elettro-idraulicamente. Il Columbia ed il Challenger furono consegnati con un carrello anteriore con un sistema sterzabile che risultò inefficace a controllare l'Orbiter durante rapide manovre transitorie ad alta velocità. Mentre si indagava nel tentativo di dare una soluzione al problema, il sistema di sterzo del ruotino anteriore fu disattivato sull'OV-102 che seguì l'STS-4 e non fu più attivato sull'OV-099. Discovery e Atlantis furono consegnati con tubazioni, cablaggi e accessori per un sistema di sterzo del ruotino anteriore, ma nessuno fu effettivamente installato in attesa della progettazione di un sistema funzionante. In fig.38 è schematizzato un carrello principale.

Un sistema di sterzo migliorato del ruotino anteriore fu incorporato nel Columbia in tempo per l'STS-32/61-C ed il sistema da allora è stato montato su Discovery e Atlantis. Il Challenger non fu modificato prima della sua perdita e l'Endeavour fu consegnato col nuovo sistema già installato. La manovra di sterzo era effettuata attraverso i GPC di bordo oppure mediante la pedaliera. Ciascuna ruota del carrello principale aveva un complesso frenante equipaggiato con sistemi anti-skid. Il carico massimo ammissibile per un pneumatico del carrello principale era di 5.995 kg (58.789 N). Un programma che era in atto per migliorare il carrello degli Orbiter ebbe come risultato l'incorporazione di assali principali più robusti per fornire una configurazione più rigida in grado di ridurre la flessione freno-asse e minimizzare potenziali danni ai freno. Questa variante migliorò significativamente la resistenza ai danni del carrello dell'Orbiter.

*Fine prima parte*