



a cura di Ing. Giorgio Lucarelli, Ing. Carlo Di Leo

### **Cenni sul braccio robotizzato, sui freni e sul paracadute frenante**

Guardando dai due oblò, posti nella parete posteriore della cabina di comando si poteva scorgere la stiva in tutta la sua lunghezza e quindi, sulla destra, anche il lungo braccio robotizzato che portava il nome di RMS (Remote Manipulator System), RMA (Remote Manipulator Arm) o, più semplicemente, Canadarm. Esso era infatti di produzione canadese, essendo stato costruito dalla società canadese Spar. Il Canadarm veniva installato nella navetta soltanto se la missione ne richiedeva l'utilizzo. All'inizio era previsto anche un secondo braccio che si sarebbe dovuto collocare sull'altro lato della stiva, ma questo secondo braccio non fu mai installato. L'RMS era lungo 15 metri e 76 millimetri ed aveva un diametro di 38 centimetri. In fig.39 è riportato un disegno tecnico del braccio.

Completamente attrezzato, il braccio pesava 450 kg (4.413 N) ed era suddiviso in tre parti che potevano assumere diverse posizioni. Il peso del braccio era rappresentato soprattutto dai giunti in lega di alluminio e dai vari apparati che sopportava in quanto il resto dei diversi elementi era formato da materiale composito (grafite) ed era leggerissimo: il pezzo più pesante raggiungeva appena i 42 kg (412 N). Il Canadarm aveva la capacità di sollevare un carico delle dimensioni dell'intero vano della stiva (18 m x 4,5 m) e pesante 29.500 kg (289.277 N), cioè tutto il carico trasportabile. L'RMS veniva comandato da una consolle interna, mentre il controllo delle sue funzioni era at-



a cura di Ing. Giorgio Lucarelli, Ing. Carlo Di Leo

### **Cenni sul braccio robotizzato, sui freni e sul paracadute frenante**

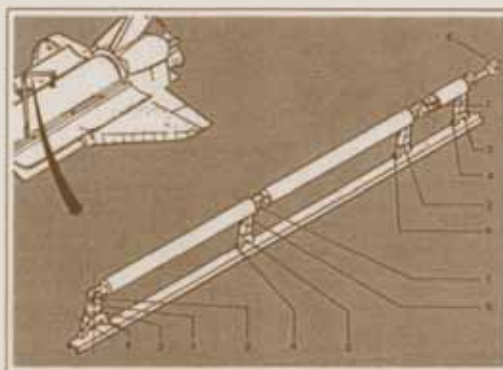
Guardando dai due oblò, posti nella parete posteriore della cabina di comando si poteva scorgere la stiva in tutta la sua lunghezza e quindi, sulla destra, anche il lungo braccio robotizzato che portava il nome di RMS (Remote Manipulator System), RMA (Remote Manipulator Arm) o, più semplicemente, Canadarm. Esso era infatti di produzione canadese, essendo stato costruito dalla società canadese Spar. Il Canadarm veniva installato nella navetta soltanto se la missione ne richiedeva l'utilizzo. All'inizio era previsto anche un secondo braccio che si sarebbe dovuto collocare sull'altro lato della stiva, ma questo secondo braccio non fu mai installato. L'RMS era lungo 15 metri e 76 millimetri ed aveva un diametro di 38 centimetri. In fig.39 è riportato un disegno tecnico del braccio.

Completamente attrezzato, il braccio pesava 450 kg (4.413 N) ed era suddiviso in tre parti che potevano assumere diverse posizioni. Il peso del braccio era rappresentato soprattutto dai giunti in lega di alluminio e dai vari apparati che sopportava in quanto il resto dei diversi elementi era formato da materiale composito (grafite) ed era leggerissimo: il pezzo più pesante raggiungeva appena i 42 kg (412 N). Il Canadarm aveva la capacità di sollevare un carico delle dimensioni dell'intero vano della stiva (18 m x 4,5 m) e pesante 29.500 kg (289.277 N), cioè tutto il carico trasportabile. L'RMS veniva comandato da una consolle interna, mentre il controllo delle sue funzioni era at-

# SHUTTLE, *l'aereo cosmico*

biter; una volta costruiti si dimostrarono più pesanti del previsto, i freni avevano un margine piccolo o nullo. Tre delle missioni iniziali (STS-5, STS-23/51-D ed STS-32/61-C), mostrarono gravi danni termici allo statore e tutte le 24 missioni prima dell'incidente del Challenger accusarono dei danni ai freni. Ciascuno dei complessi frenanti originali B.F. Goodrich usava quattro rotor al berillio e tre statori rivestiti in carbonio. Ciascun freno era equipaggiato con un sistema anti-skid Hydro-Aire. A causa dei danni subiti durante gli atterraggi iniziali, il programma limitò i pesi di atterraggio e prescrisse che tutti gli atterraggi avvenissero (almeno per le prime missioni) a Edwards, dove vi era meno sollecitazione sui freni dovuta alle lunghe piste del fondo lago. Ciò causò un impatto inaccettabile sul programma, e durante lo stand-down del Challenger furono montati freni migliorati all'OV-103 e all'OV-104. I freni revisionati erano sostanzialmente gli stessi del progetto originale, ad eccezione del fatto che i dischi statori in berillio al carbonio in ciascun freno del carrello principale furono rimpiazzati con dischi di maggiore spessore per aumentare l'energia frenante disponibile. Fu anche iniziato un programma strutturale a lungo termine per freni al carbonio per sostituire i dischi statorici in berillio e carbonio con una configurazione tutto-carbonio, per fornire maggiore capacità frenante aumentando il massimo assorbimento di ener-

Figura 39: Disegno tecnico del braccio



#### Legenda

1. Attuatore del movimento;
2. Altro attuatore del movimento;
3. Sottosistema per lo spostamento del braccio;
4. Meccanismo per il dispiegamento del braccio;
5. Sistema di aggancio del braccio;
6. Parte terminale e di lavoro del braccio.

tuato dal quinto computer della navetta che normalmente aveva funzioni di riserva. Due telecamere installate a metà ed all'estremità del braccio facilitavano l'esecuzione delle operazioni.

Lo spazio a disposizione nella stiva della navetta misurava 18 metri in lunghezza e 5 metri in larghezza.

La disponibilità in peso diminuiva se l'inclinazione orbitale era maggiore. Al rientro il carico massimo che poteva essere chiuso nella stiva era di 15.000 kg (147.090 N).

Sullo Shuttle vi erano quattro complessi frenanti uno per ogni ruota del carrello principale. I freni installati sugli Orbiter per i primi 25 voli erano progettati per il previsto peso originale dell'Or-

gia. Questi freni furono sviluppati dalla B. F. Goodrich e dalla NASA con la significativa assistenza dell'Air Force. I freni in carbonio puro erano simili sotto molti aspetti ai vecchi freni in berillio e carbonio, ma avevano caratteristiche di progetto che aumentavano significativamente le loro prestazioni e le previsioni di durata. I freni al carbonio avevano una massima temperatura di funzionamento di 1.149°C (1.422 K), in confronto ai 954°C (1.227 K) del vecchio tipo ed il campo di temperature operative nominale era di 649°C (922 K). Si prevedeva che in operazioni normali i freni al carbonio fossero usati per 20 missioni in confronto ad una singola missione per i freni di vecchio tipo. Inoltre i freni al carbonio potevano essere applicati per velocità maggiori e potevano rallentare l'Orbiter molto più rapidamente dei vecchi freni al berillio. Ciò era particolarmente importante per aborti in atterraggio, poiché, molti dei campi di atterraggio usati in emergenza avevano piste comparativamente corte e l'Orbiter doveva at-

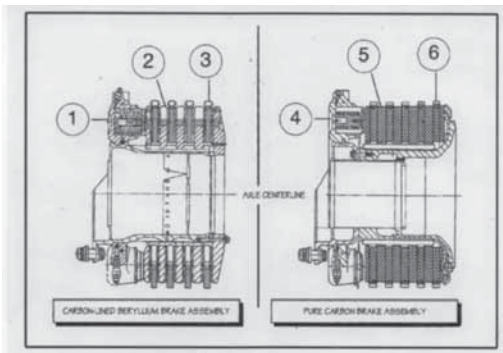
terrare con peso maggiore del normale in una situazione di aborto in atterraggio.

Simili in dimensioni e progettazione ai freni migliorati al berillio, i freni al carbonio avevano cinque rotori (invece di quattro) e quattro statori (invece di tre). Gli statori erano collegati ad un tubo di torsione all'interno delle ruote e restavano stazionari mentre i rotori ruotavano attorno ad essi. Il Discovery fu scelto per essere il primo Orbiter equipaggiato con freni al carbonio poiché erano stati precedentemente installati indicatori di deformazione e accelerometri per monitorare le prestazioni dei freni. Il primo volo ad usare i nuovi freni fu l'STS-31R ed i freni funzionarono in modo soddisfacente. Gli altri tre Orbiter furono da allora equipaggiati con freni al carbonio durante i normali cicli di manutenzione. I freni erano azionati usando il sistema convenzionale di pressione con le punte dei piedi sulla pedaliera di uno o ambedue i posti di pilotaggio. In fig.40 possiamo vedere a sinistra il montaggio dei freni al berillio-carbonio, mentre a destra è riportato il gruppo dei freni al carbonio puro.

In fig.41 possiamo vedere un Orbiter con il paracadute dispiegato in fase di atterraggio.

Il paracadute-freno fu progettato per consentire all'Orbiter di atterrare in totale sicurezza. Il paracadute-freno, alloggiato alla base dello stabilizzatore verticale era dispiegato manualmente da comandi ridondanti azionati dall'equipaggio di volo prima dell'abbassamento del muso sulla pista. Il paracadute-freno era sganciato per evitare danni agli ugelli di scarico dei motori principali. Esso, inoltre, poteva essere usato su piste a fondo largo in calcestruzzo fibro-rinforzato, tali che non vi fossero venti trasversali maggiori di 27 km/h o problemi di riposizionamento degli ugelli dei motori principali. Il paracadute-freno poteva essere dispiegato senza il riposizionamento degli ugelli se vi fossero stati problemi di riposizionamento degli ugelli dei motori principali. Durante il rientro, gli ugelli dei motori principali erano riposizionati a 10 gradi al di sotto del valore nominale per evitare danni durante lo spiegamento del paracadute-freno. Sebbene il paracadute-freno potesse essere dispiegato fino ad una velocità di 426 km/h le procedure previste all'epoca limitavano lo spiegamento a 361 km/h. Se il paracadute si fosse dispiegato, a più di 426 km/h, il pezzo di aggancio opportunamente progettato avrebbe ceduto, col risultato dello sgancio del paracadute stesso. Quest'ultimo era anche progettato per dispiegarsi dopo che il carrello principale aveva toccato la pista. Infatti se il paracadute-freno si fosse dispiegato ad un'altitudine compresa tra 41 e 42 metri, molto probabilmente ne sarebbe risultata una perdita di

Figura 40:  
I freni dell'Orbiter



**Legenda**

- 1. Assemblaggio del pistone;
- 2. Statori di berillio-carbonio (3);
- 3. Rotori di berillio-carbonio (4);
- 4. Assemblaggio del pistone;
- 5. Statori di carbonio (4);
- 6. Rotori di carbonio (5).

Figura 41:  
Orbiter in atterraggio





Figura 42: Lancio di uno Shuttle



Figura 43: Una simulazione di salvataggio



controllo con conseguente distruzione dell'Orbiter. Quando veniva iniziato lo spiegamento del paracadute-freno, il portello del vano paracadute era espulso da cariche pirotecniche ed un colpo di mortaio espelleva il paracadute pilota del diametro di 2,75 metri. Quest'ultimo a sua volta estraeva il paracadute principale con limitazione di apertura al 40% del diametro totale per circa 30-40 metri; ciò per diminuire il carico iniziale sul veicolo nella prima fase di apertura del paracadute principale. Quest'ultimo era trainato dal veicolo ad una distanza di 27 metri sopra la pista.

In fig.42 è riportato il lancio di uno Shuttle avvenuto al Kennedy Space Center.

In fig.43 possiamo vedere dei sommozzatori di sicurezza che facevano assistenza ad un manichino di membro dell'equipaggio dello Shuttle durante un'uscita simulata da una riproduzione del muso dell'Orbiter al Kennedy Space Center.

I tecnici che misero a punto lo Space Shuttle prevedero due condizioni di aborto del lancio: una poteva verificarsi fino ad un momento prima dell'accensione dei due razzi ausiliari, la seconda nella fase di ascesa verso l'orbita. Nel primo caso gli astronauti sarebbero usciti dalla navetta e dietro la torre di servizio avrebbero trovato cinque teleferiche che in 35 secondi sarebbero arrivate ad un bunker di cemento distante 375 metri.

Nel secondo caso le cose sarebbero state più complesse e si dovevano distinguere quattro situazioni di emergenza:

- 1) Nel caso di una parziale perdita di spinta di uno dei tre grandi motori si sarebbe potuta raggiungere un'orbita a minima altezza di 194 chilometri con l'impiego dei due motori OMS;
- 2) Se un motore si fosse spento prima del previsto, ma con la navetta vicina alla velocità orbitale, si sarebbe dovuta percorrere un'orbita ed atterrare alla base di Space Harbor (Northrup Strip) nel New Mexico;
- 3) Se non avessero funzionato due dei tre grandi motori nella prima fase di volo si sarebbe dovuto procedere ad un atterraggio nella base spagnola dell'aviazione militare americana (USAF) vicino a Saragozza o, in alternativa sull'aeroporto di Colonia-Bonn in Germania;
- 4) Se immediatamente dopo il decollo uno o più motori non avessero funzionato, sarebbe stato previsto un rientro immediato sulla pista di atterraggio della navetta allo stesso Kennedy Space Center

Per gli atterraggi di emergenza dello Shuttle erano a disposizione differenti basi che potevano essere coinvolte a seconda del tipo di necessità. Tra queste, oltre a quelle citate vi erano Edwards in California, Hickam Air Force Base di Honolulu nelle Hawaii e l'Hadena Air Force Base di Okinawa.

In fig.44 è mostrata la schematizzazione di un aborto.

A bordo della navetta oltre alle tute spaziali da usare per eventuali o programmate attività extraveicolari vi erano anche dei palloni di salvataggio con i quali era possibile uscire nel vuoto cosmico. Un astronauta vi si poteva infilare dentro per trasferirsi, ad esempio, con l'aiuto di un compagno giunto in soccorso con lo Shuttle-scialuppa, su un'altra navetta. Il pallone aveva un diametro di 86 centimetri ed era costruito con i materiali delle tute spaziali. Pressurizzato e riscaldato all'interno, dotato di un sistema portatile di respirazione con una riserva di ossigeno, che assicurava la sopravvivenza per un'ora, offriva anche un'adeguata protezione dalle micrometeoriti vaganti nello spazio.

Figura 44: Schematizzazione di un aborto

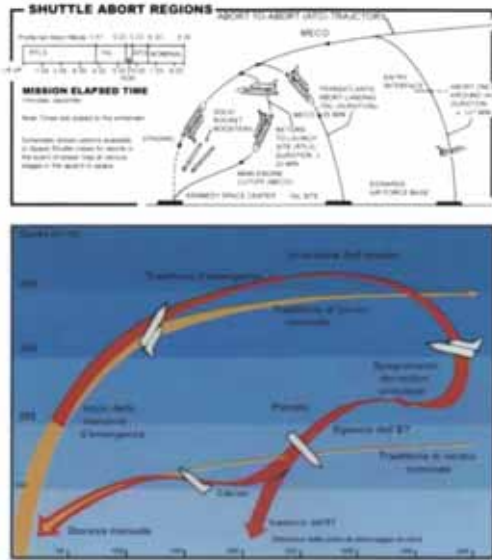


Figura 45: Un'esercitazione di soccorso



In fig.45 sono illustrate le fasi di un'altra esercitazione di soccorso. In questa foto, alcuni membri del personale di recupero del Dipartimento della Difesa rimuovevano manichini vestiti da astronauti in seguito ad un simulato atterraggio di un Orbiter incidentato vicino al Kennedy Space Center. Gli astronauti feriti sarebbero stati portati via a tutta velocità ad una struttura medica speciale al KSC in seguito ad un lancio abortito o a un atterraggio.

A questo punto cerchiamo di approfondire le modalità ed i comportamenti da tenere in una situazione di emergenza.

### Le emergenze al decollo e in orbita e le modalità di aborto

Abbiamo finora visto alcuni degli aspetti progettuali legati alla sicurezza. Oltre a questi vi erano quelli che riguardavano le procedure, cioè come affrontare le emergenze nelle varie fasi del volo. Cominciamo dai momenti che precedevano il lancio. Fino a 30 secondi dalla partenza l'equipaggio poteva lasciare lo Shuttle con una specie di teleferica. Per essere più precisi ve ne erano sette, una per astronauta, della lunghezza di circa 350 metri che arrivavano fino a terra all'imboccatura di un bunker a prova di esplosione. In tre occasioni lo Shuttle dovette rinunciare al decollo, quando i tre motori principali erano già stati accesi, prima del distacco dalla piattaforma di lancio. La procedura di interruzione in extremis delle operazioni di lancio e spegnimento dei motori rientrava tra quelle previste dalla NASA ed avveniva in piena sicurezza per l'equipaggio. I motori venivano spenti automaticamente dai computer se uno dei parametri non rientrava nella norma. L'operazione, infatti, doveva essere decisa in pochi attimi: i motori a combustibili liquidi della navetta venivano accesi a circa 6,8 secondi prima del lancio, sia perché impiegavano alcuni istanti per raggiungere la spinta massima, sia per controllare che tutto funzionasse regolarmente prima dell'accensione dei due razzi ausiliari a propellente solido. Se qualcosa non avesse funzionato nei motori a propellente liquido questi si sarebbero potuti arrestare, mentre non sarebbe stato possibile interrompere la combustione dei boosters ausiliari.

Nel caso di emergenza in rampa, dunque la sequenza delle operazioni si sarebbe svolta come segue. Il direttore del lancio avrebbe comunicato all'equipaggio, già dentro l'Orbiter o in procinto di entrarci di eseguire le procedure per l'evacuazione di emergenza dalla rampa. In pratica l'equipaggio e l'eventuale personale di supporto, avrebbe dovuto attraversare nel più breve tempo possibile il collegamento e raggiungere la parte ovest della rampa; l'ultima persona a salire avrebbe sganciato manualmente il cesto che, per gravità sarebbe scivolato come già accennato per 370 metri lungo una fune guida fino ad arrestarsi dopo circa 35 secondi di discesa, contro un'apposita rete di fissaggio, come mostrato in fig.46.

A questo punto, l'equipaggio, uscito dai cesti, si sarebbe diretto alla svelta dentro un vicino "bunker" di protezione, oppure, se necessario, ancora più lontano, utilizzando un mezzo cingolato (un M113 modificato).

Il primo decollo abortito a pochi secondi dal distacco da terra avvenne il 26 giugno 1984, in quello che doveva essere il primo volo del Di-

discovery. Lo spegnimento avvenne a quattro secondi dal decollo, quando i tre motori avevano già raggiunto tra l'80 ed il 90% della loro spinta. Il giorno prima, problemi di software avevano già interrotto il conto alla rovescia a nove minuti dal lancio. Dopo un'affrettata correzione del programma degli elaboratori di bordo, il secondo tentativo si concluse drammaticamente quattro secondi prima del distacco dalla rampa, a motori già avviati. L'inceppamento di una valvola del motore centrale a meno sei secondi chiuse l'afflusso dell'ossigeno liquido lasciando aperto invece quello dell'idrogeno che prese fuoco. I computer arrestarono i motori a meno 1,7 secondi. Il volo si svolse poi regolarmente il successivo 5 settembre. Il secondo caso si verificò il 22 marzo 1993 durante una missione del Columbia fermata a due secondi dal via. I computer bloccarono il lancio in quanto i sensori rivelarono che uno dei tre motori dello Shuttle era completamente fuori uso e non si era acceso. Il decollo programmato già da febbraio era stato rinviato per ben tre volte per disfunzioni ai motori e per problemi meteorologici. Questa fu la prima volta che si ebbe la mancata accensione di uno dei tre motori della navetta a causa di un guasto ad una valvola. Riassumendo quanto finora detto è bene aggiungere che, dove possibile, i sistemi critici dello Shuttle furono progettati in modo che un loro eventuale guasto non procurasse effetti catastrofici. Tutti i componenti strutturali erano stati progettati con fattori di sicurezza conservativi, mentre i vari equipaggiamenti elettrici ed avionici utilizzavano solo componenti ad altissima affidabilità. In caso di guasto, quindi, la "filosofia" utilizzata in fase di progetto ed operativa, era volta a salvare la navetta e laddove ciò non fosse stato possibile, almeno l'equipaggio. Per avarie non catastrofiche, quelle cioè in cui non sussisteva un immediato pericolo per il velivolo o per l'equipaggio erano previste varie procedure di emergenza, atte a salvare sia l'Orbiter che i suoi occupanti. Nel caso del disastro del Challenger l'esplosione in aria della navetta avvenne in modo così violento, improvviso ed inaspettato da impedire all'equipaggio di mettere in pratica una qualsivoglia procedura di salvataggio.

Sempre in rampa ed in fase di prelanco, poteva essere adottato un altro sistema di emergenza. Infatti, dopo l'avvenuta accensione dei tre motori principali dello Shuttle, cioè a T-6 secondi, sei secondi prima dell'accensione dei due razzi a propellente solido, e quindi del decollo, poteva verificarsi il Redundant Set Launch Sequencer. Questo tipo di emergenza si verificava quando uno o più SSME non raggiungeva la piena potenza del 104% necessaria nella fase iniziale di lift-off.

Figura 46: Sistema di salvataggio con teleferica

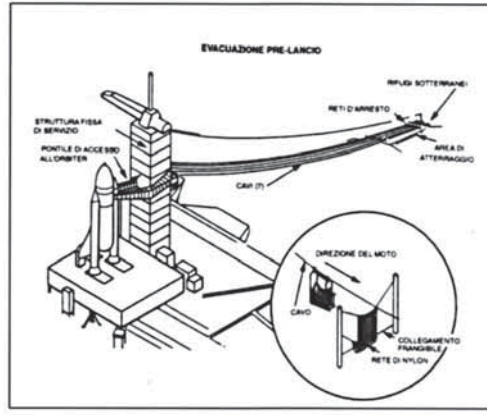


Figura 47: Decollo di STS-121



In fig.47 è mostrato il decollo del Discovery per la missione STS-121, avvenuto nel luglio 2006. In quell'occasione per la prima volta fu prevista una procedura che, in caso di danneggiamento tale da compromettere la sicurezza dell'equipaggio, prevedeva la possibilità di rientrare a terra utilizzando il pilota automatico, mentre gli astronauti sarebbero rimasti a bordo della stazione spaziale.

La terza interruzione della sequenza di decollo avvenne il 18 agosto 1994. In quell'occasione tutti e tre i motori erano già accesi quando il computer interruppe l'afflusso di combustibile, dopo aver rilevato un eccessivo numero di giri della turbopompa del motore numero tre. Nei motori cosiddetti criogenici la turbopompa che





invia idrogeno e ossigeno liquidi al motore è l'elemento più critico di tutto il sistema: funziona ad oltre 30.000 giri al minuto e deve sopportare temperature che variano da alcune centinaia di gradi sotto zero (per mantenere liquidi ossigeno e idrogeno) ai 700-800°C (973-1.073K) di temperatura trasmessa dalla camera di combustione. Procedure più complesse erano previste nel caso fosse stato necessario interrompere la missione nei 20 minuti che intercorrevano tra il distacco da terra e l'entrata in orbita, oppure per anticipare l'atterraggio con un'anticipata uscita dall'orbita. La "filoso-

fia" della NASA per l'interruzione della missione era dettata dall'esigenza di riportare a terra senza danni tanto l'equipaggio quanto la navetta con il suo carico pagante. Una volta in volo potevano verificarsi alcuni malfunzionamenti (l'avaria di uno o più dei tre motori principali della navetta, come quello del raffreddamento o della pressurizzazione) che potevano far decidere per l'interruzione della missione. Si parlava in questo caso di "aborti in fase di ascesa". Questi venivano suddivisi in "intact" e "contingency".

I primi avevano lo scopo di riportare lo Shuttle





intatto, appunto, su una delle piste di atterraggio pianificate; i secondi quello di consentire la sopravvivenza dell'equipaggio, quando un aborto "intact" non era possibile. Gli aborti "intact" erano in successione cronologica i seguenti cinque:

- RTLS (Return To Launch Site, rientro alla base di lancio): era questo l'aborto più difficile, più impegnativo e più rischioso. Poteva essere eseguito entro quattro minuti e 20 secondi dal lancio. Prevedeva lo sgancio dei booster: una sorta di "testacoda" dell'insieme Shuttle-serbatoio per poter "puntare"

la pista di Cape Canaveral, lo sgancio del serbatoio centrale e l'atterraggio. Il tutto sarebbe dovuto durare non più di 25 minuti. Tale manovra non fu mai provata davvero a causa dell'elevatissimo costo e dei rischi insiti nella manovra: vi era addirittura il timore che la struttura dello Shuttle potesse non resistere. D'altra parte però questa manovra si sarebbe dovuta effettuare quando non vi erano alternative e l'inevitabile conclusione del lancio sarebbe stata la completa distruzione della navetta.

- ECALS (East Cost Abort Landing Site, base

d'atterraggio per aborto sopra la costa orientale). Questo tipo di aborto era applicabile solo per lanci ad inclinazione elevata o con modalità paragonabili a quelle del TAL.

- TAL (Transoceanic Abort Landing, base di atterraggio per aborto al di là dell'oceano). Questo aborto poteva essere deciso fra T+2 minuti e 30 secondi (dove "T", iniziale della parola "test", stava per momento del decollo) e T+8 minuti e 30 secondi. Il momento esatto dipendeva dal carico e dal tipo di missione. Gli aeroporti "alternativi" rispetto a Cape Canaveral erano quattro, due in Spagna (le basi aeree di Saragozza e Moron) e due in Africa. In ogni base c'era, al momento del lancio un gruppo di esperti della NASA preparati ad accogliere lo Shuttle ed eseguire le manovre previste subito dopo l'atterraggio (prima fra tutte la decontaminazione dalle sostanze tossiche come l'idrazina dei razzi). Il programma prevedeva che entro quattro ore dall'atterraggio l'equipaggio potesse lasciare l'aeroporto TAL a bordo di un aereo e venisse portato presso la base della marina di Rota, in Spagna e da lì a Houston. Se i membri dell'equipaggio erano feriti, era previsto che venissero ricoverati in ospedali europei. Le operazioni si dovevano svolgere con questa sequenza: dopo 4 minuti e 20 secondi dal lancio il controllo missione di Houston doveva comunicare al comandante il "negative return"; era il segnale che la navetta, in caso di emergenza era ormai troppo distante e non aveva più il carburante sufficiente per eseguire un RTLS. In questa fase la procedura prevedeva appunto il TAL che comunque poteva essere attuato nel caso in cui lo si ritenesse vantaggioso rispetto all'RTLS, dopo circa tre minuti dal lancio. Lo Shuttle che si sarebbe venuto a trovare a circa 76.000 metri con una velocità superiore a 6.400 km/h, avrebbe continuato, seguendo una traiettoria balistica, la sua rotta verso est. Quindi, dopo l'attivazione degli OMS e dei getti dell'RCS, la navetta avrebbe eseguito la fase di Meco e, separato il serbatoio, sarebbe planata a seconda dell'azimut di lancio e del profilo di discesa, verso una delle prestabilite basi alternative, dove, su piste rese opportunamente compatibili, sarebbe atterrata 45 minuti dopo la partenza.
- AOA (Abort Once Around, aborto con un solo giro intorno alla Terra e poi il rientro) con un atterraggio a Edwards (California) o a White Sands (New Mexico) o nuovamente a Cape Canaveral. Questo aborto era previsto nel caso in cui uno o più motori fossero

venuti a mancare poco prima dell'entrata in orbita dello Shuttle. Nel caso dunque che la navetta non fosse stata in grado di raggiungere l'orbita iniziale di stazionamento ed il combustibile dei motori orbitali si fosse rivelato insufficiente per salire in una successiva orbita circolare di sicurezza, veniva attuata tale procedura. Lo Shuttle in questa fase si sarebbe trovato a quota e velocità sufficienti per compiere un giro completo della Terra. La tipologia dell'AOA prevedeva che, dopo lo spegnimento dei motori principali e la separazione del "tank" uno dei due OMS venisse attivato per correggere la traiettoria. Una seconda attivazione sarebbe quindi stata effettuata per decelerare l'Orbiter e rientrare, da circa 122.000 metri ad Edwards, a White Sands o nello stesso KSC dopo circa 90 minuti dal lancio.

- ATO (Abort To Orbit, aborto con inserimento in orbita). Con tale operazione si entrava in un'orbita più bassa e si prendeva tempo, per vedere quando ed in che modo rientrare sani e salvi. Durante la missione STS-51F nel luglio 1985 si verificò un ATO. L'equipaggio rimase in orbita per tutta la durata prevista della missione. Ma dato lo spegnimento di uno dei tre motori cinque minuti e 45 secondi dopo il lancio, il Challenger entrò in un'orbita molto più bassa del previsto e tutte le osservazioni astronomiche fatte si rivelarono inutili, data la rarefazione dell'atmosfera. Tra l'altro in quella missione si rischiò, per una manciata di secondi, lo spegnimento anche di un secondo motore. A quel punto lo Shuttle avrebbe dovuto effettuare un TAL. In questo caso, oltre agli aeroporti sopra indicati si sarebbero potuti utilizzare anche gli aeroporti di Guam e Honolulu.

Vi era un ordine definito di preferenza per i vari tipi di aborto che dipendeva dall'avaria e dal momento in cui questa si manifestava. In caso di perdita di prestazioni (perdita di spinta dei motori) si preferivano nell'ordine ATO, AOA, TAL e RTLS. Se il problema riguardava sistemi di supporto, come la pressurizzazione o il raffreddamento, si preferiva scegliere soluzioni che consentissero la conclusione più rapida possibile della missione. E allora la successione sarebbe dovuta essere RTLS, TAL, AOA e ATO.

L'aborto "contingency" aveva lo scopo di mantenere lo Shuttle integro ed in volo livellato per consentire all'equipaggio di lanciarsi con il paracadute (sempreché non fosse stato possibile trovare una pista adatta, nel qual caso si poteva procedere ad un normale atterraggio, salvando uomini e navetta). Data la prevalenza

dell'oceano rispetto al terreno, era molto probabile in una siffatta situazione andare incontro ad un ammaraggio. In questo caso le probabilità di sopravvivenza sarebbero state molto esigue: lo Shuttle aveva una velocità di atterraggio elevata, non aveva motore e quindi non poteva "riaccendere" i motori e gestire questa fase. In una simile eventualità la soluzione sarebbe stata quella di utilizzare il sistema di lancio (che non era basato come sui caccia su seggiolini eiettabili dato che con un siffatto sistema sarebbe stato tecnicamente molto complicato, se non praticamente impossibile, consentire il lancio sia agli occupanti del ponte superiore, sia a quelli del ponte inferiore). Si sarebbe dovuto usare pertanto il "crew escape system": un sistema che consentiva all'equipaggio di abbandonare l'Orbiter. La procedura era la seguente. Intorno ai 12.000 metri e a velocità subsonica si depressurizzava la cabina aprendo una valvola che si trovava nella paratia posteriore e che veniva azionata da un dispositivo pirotecnico (simile a quello che fa funzionare gli airbag). Quindi veniva espulso (sempre con un dispositivo pirotecnico) il portellone che si trovava nel ponte centrale e dispiegato il "pole" di uscita, una sorta di tubo-corrimano sagomato. Ogni membro dell'equipaggio agganciava l'imbracatura del paracadute al pole e si lasciava scivolare fuori. Il tubo "conduceva" l'astronauta al di sotto dell'ala sinistra evitando così il pericolo di collisioni con la struttura. Durante tutta la manovra lo Shuttle veniva tenuto automaticamente in assetto livellato da un apposito programma del computer che controllava i comandi di volo. Questo sistema di abbandono rapido, che poteva essere impiegato a quote tra i 10.000 ed i 6.000 metri, fu installato nella flotta degli Shuttle (insieme a numerosi altri miglioramenti come quelli ai motori, al rivestimento termico ecc) dopo la missione STS-26 eseguita dal Discovery nel settembre 1988. Si trattava di un sistema alquanto macchinoso che, anche secondo gli specialisti, avrebbe consentito "scarse possibilità di sopravvivenza". Ma vediamo di capire meglio, con l'ausilio di alcune immagini come funzionasse tale sistema. In fig.48 sono schematizzate le modalità di fuga mediante un tubo telescopico. In particolare, in fig.48 (a sinistra) è disegnata la maniglia a T per lo sgancio del portello laterale mentre in fig. 48 (a destra) si può scorgere una vista laterale del tubo telescopico completamente estratto attraverso il portello laterale. Questo sistema composto da un tubo lungo 2,4 metri, estensibile dal portello di accesso sul lato sinistro del ponte mediano (la parte abitata sotto la cabina) permette la fuoriuscita di tutto l'equipaggio in tempo non superiore a due mi-

nuti (più o meno il tempo che lo Shuttle impiegava a perdere 1.500 metri di quota) e che avrebbe impedito soprattutto agli astronauti di impattare contro la spessa ala dell'Orbiter e a tal proposito si veda la fig.49.

Durante l'ultima fase dell'aborto il comandante avrebbe dovuto stabilizzare il velivolo in planata e depressurizzare la cabina, equilibrando così la pressione interna con quella esterna. A circa 7.600 metri uno degli astronauti seduti nel "mid deck" avrebbe azionato l'espulsione del portello ed esteso l' "escape pole" . Una volta inserito l' "automatic hold mode" che manteneva l'Orbiter automaticamente in volo stabilizzato, uno dopo l'altro i membri dell'equipaggio si sarebbero dovuti agganciare per mezzo di un moschettone della loro imbracatura al tubo telescopico e si sarebbero dovuti gettare dal portello. Un sistema di apertura automatica comanda il dispiegamento del paracadute individuale che si sarebbe aperto completamente sei secondi dopo il lancio. In fig.50 è riportato lo schema di aggancio e fuoriuscita con asta telescopica.

Durante tutte le missioni, fino alla tragica missione 51-L (tranne che per i primi quattro voli di collaudo dove i due astronauti, disponendo di

Figura 48: Modalità di fuga con tubo telescopico

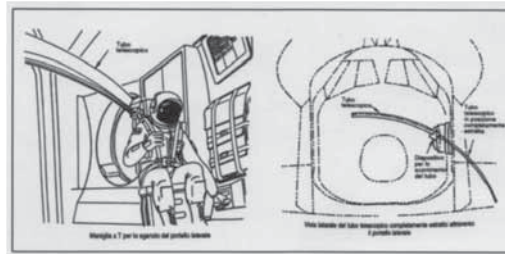


Figura 49: Fuoriuscita dell'equipaggio dall'Orbiter

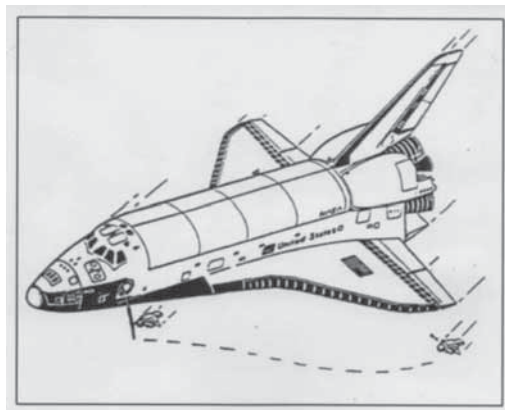
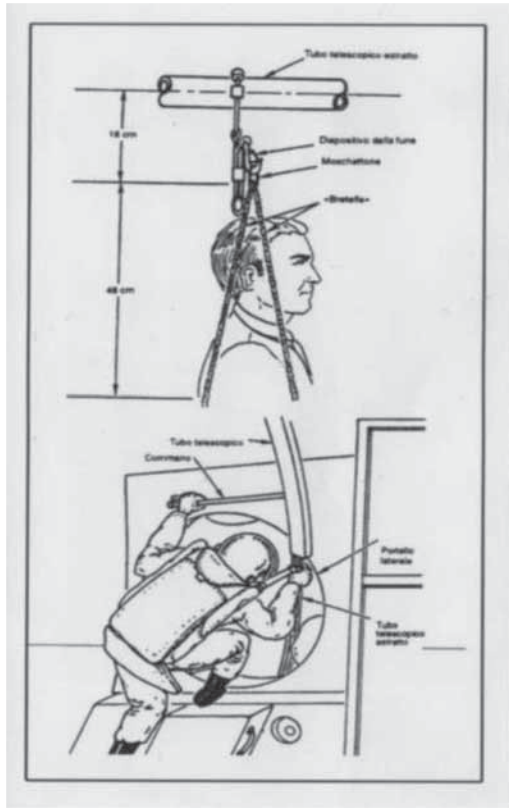




Figura 50: Aggancio e fuoriuscita con asta telescopica



sedili eiettabili, indossavano tute pressurizzate simili a quelle per i voli sull'SR-71) l'equipaggio, non essendo previsti sistemi di lancio, indossava una semplice tuta di volo di colore azzurro, una tuta anti-g ed un casco con interfono ed impianto d'ossigeno simile a quelli usati in formula 1. Dopo l'esplosione del Challenger, con l'introduzione dell' "escape pole" e l'irrigidimento dei requisiti di sicurezza, si rese necessario dotare nuovamente gli equipaggi di una tuta pressurizzata da utilizzare durante le fasi di decollo e di atterraggio. Il Launch Entry Suit era composto da due sistemi: il "Crew Altitude Protection System" (CAPS) e lo "Escape Equipment". Il CAPS, fabbricato dalla David Clark Company comprendeva il casco a collare con doppia visiera, la cuffia di comunicazione, una tuta pressurizzata di colore arancione, che garantiva la sopravvivenza fino ad una quota di 30.000 metri in un ambiente di  $-12^{\circ}\text{C}$  (261 K) per 30 minuti ed in acqua alla temperatura di  $7^{\circ}\text{C}$  (280 K) per 24 ore. Studiata in modo da garantire una costante pressione al suo interno anche in caso di decompressione esplosiva della cabina, la tuta incorporava an-

che il sistema anti-g, utile soprattutto durante la fase di rientro (dopo numerosi giorni in condizione di assenza di gravità risultava più difficile sopportare anche minime accelerazioni di gravità). Completavano il CAPS, i guanti a tenuta e gli scarponi di volo. Sopra questa combinazione veniva indossato l'equipaggiamento di lancio e di sopravvivenza "escape equipment"; questo, sempre di colore arancione, comprendeva un impianto di ossigeno di emergenza, un paracadute con apertura sia automatica che manuale, l'imbragatura con il moschettone di aggancio al tubo telescopico, gli attacchi al paracadute con apertura automatica dello stesso in caso di ammaraggio, un canotto di emergenza, due litri di acqua potabile, il corpetto di galleggiamento ed il pacco di sopravvivenza composto da una radio con segnalatore di posizione, uno specchietto di segnalazione, coltello, viveri di emergenza, fumogeni, segnalatori luminosi nonché colorante per acqua. Se una grave avaria si fosse manifestata una volta raggiunta l'orbita operativa (mancata apertura dei portelloni della stiva, perdita di pressione in cabina ecc.) l'equipaggio poteva eseguire un "abort from orbit". In questo caso, se la gravità dell'avaria lo avesse permesso, si sarebbe fatto rientrare lo Shuttle in uno dei "landing site" nominali o di emergenza oppure, come nel caso del contingency abort, una volta completata la regolare fase di deorbita, gli astronauti sarebbero stati costretti ad effettuare un atterraggio di fortuna oppure a lanciarsi con il paracadute. Più problematica sarebbe stata la situazione nel caso (molto remoto) in cui la navetta fosse stata impossibilitata ad eseguire la fase di deorbita e quindi di rientro sulla Terra. In questa situazione estrema la NASA, pur non prevedendo come normale prassi missioni di soccorso in orbita, avrebbe cercato, nel più breve tempo possibile e con non poche difficoltà di pianificarne una. Per il trasferimento dell'equipaggio in un eventuale Shuttle di soccorso, non essendo prevista la dotazione di tute extraveicolari per l'intero equipaggio, sarebbe stato adoperato il "personal rescue enclosures" di salvataggio o "rescue ball". Questo sistema era composto da una sfera a tenuta di pressione del diametro di 76 centimetri (capace di ospitare e permettere il trasporto di una persona seduta a gambe incrociate) e da un'apparecchiatura per la respirazione. Di facile e veloce utilizzo, la rescue ball poteva anche essere usata in caso di contaminazione ambientale da gas tossici. La procedura per quest'ultima emergenza prevedeva, una volta che tutti gli astronauti fossero stati dentro le tute e nelle sfere di salvataggio, l'eliminazione dei gas velenosi, depressurizzando e flussando la cabina.





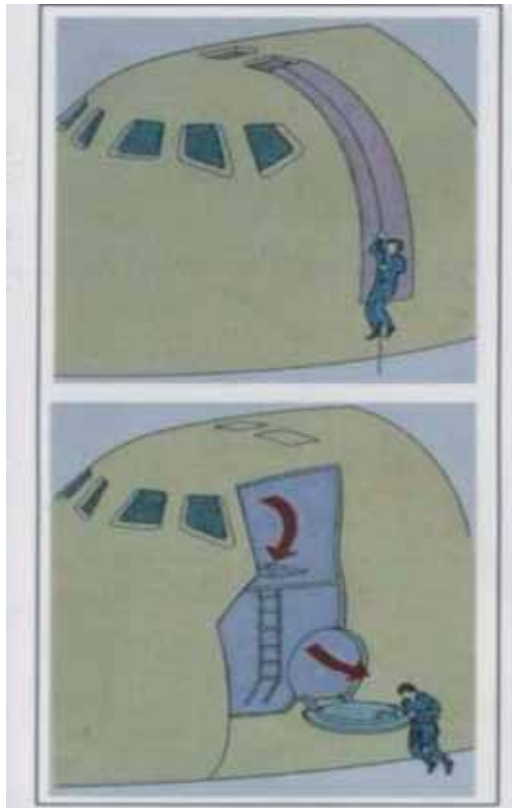
ingegneri la progettazione di una capsula di salvataggio. Il sistema ideato aveva però un peso tale che avrebbe quindi ridotto della stessa misura il carico utile; l'ingombro era inoltre tale da consentire l'abitabilità solo per sei astronauti invece di sette per cui il progetto fu abbandonato.

Come è stato più volte detto, lo Shuttle, in fase di rientro si comportava come un aliante. Poiché non aveva motori utilizzabili in questa fase del volo (quelli a razzo venivano usati solo per il decollo) non poteva permettersi di riprendere quota e ripetere la manovra. Pertanto le fasi di avvicinamento ed atterraggio erano particolarmente delicate e venivano pianificate con grande cura. Per contro le manovre erano quelle convenzionali di qualsiasi aeroplano. Le assistenze erano inoltre molto efficienti. Ricordiamo, tra l'altro, che esisteva un MSBLS (Microwave Scanning Beam Landing System), un sistema di atterraggio strumentale a microonde tipo "hands free" che riportava a terra l'Orbiter anche senza l'intervento del pilota, che invece prendeva normalmente i comandi a circa 35 km dalla testata pista. Unico potenziale punto

critico era il carrello che tuttavia ha sempre funzionato bene. Dato che esso veniva aperto a soli 14 secondi dal touch-down, era assolutamente essenziale che non vi fossero problemi, anche perché l'atterraggio "sulla pancia" non era previsto (non fu nemmeno mai presa in considerazione una procedura di emergenza in questo senso). Si riteneva infatti, che lo Shuttle non avrebbe resistito urtando il terreno, neanche con una pista di aeroporto levigata (tra l'altro all'altezza del vano del carrello anteriore vi erano i serbatoi di carburante per i razzi di manovra che si trovavano sul muso della navetta). I carrelli erano incernierati "controvento" e cominciavano la prima fase della loro escursione grazie al rilascio del gancio che li vincolava in posizione chiusa. Se il gancio (comandato idraulicamente) non si fosse mosso o ci fosse stata una qualsiasi avaria del sistema, vi era una serie di dispositivi pirotecnici che sarebbero intervenuti un secondo dopo la mancata discesa. L'apertura dei portelloni era comandata meccanicamente dalla stessa gamba del carrello. Non appena la ruota si abbassava e lambiva il flusso aerodinamico, la discesa era praticamente inevitabile dati il peso e la resistenza che l'insieme ruote-gamba di forza opponeva all'aria. Per fortuna, in questa fase non si sono mai verificati problemi di alcun genere.

In fig.53 è riportato un altro disegno della tecnica di salvataggio con il metodo degli alpinisti.

Figura 53: Salvataggio col metodo degli alpinisti



### Dalla partenza al rientro: come si svolgeva una missione-tipo

La navetta della NASA era stata costruita per compiere delle missioni orbitali intorno alla Terra su orbite basse che potevano avere un'altezza oscillante tra i 180 ed i 1.200 chilometri. La durata media di un volo era di sette giorni, ma la permanenza poteva essere estesa sino ad un mese con opportune integrazioni alle riserve energetiche, ai propellenti ed ovviamente ai viveri.

Il programma di impiego della navetta prevedeva che essa potesse essere riutilizzata 160 ore dopo l'atterraggio. In questo arco di tempo, equivalente a 14 giorni di lavoro, il veicolo veniva preparato per un nuovo lancio, conformemente alle seguenti tappe. Immediatamente dopo l'atterraggio, la navetta veniva ripulita dai residui di propellenti eventualmente rimasti nei motori. L'operazione richiedeva un'ora di tempo. Trasferita successivamente nell'edificio chiamato Orbiter Processing Facility, era svuotata dal carico utile, controllata e poi ricaricata nel nuovo carico: era la fase più lunga e si protraeva per 98 ore. Altre 39 ore erano richieste per portare lo Shuttle nel Vertical Assembly Building, il grande edificio nel quale, anni pri-

ma, era stato assemblato anche il Saturn V per la Luna. In fig.54 è mostrato il Columbia all'interno del VAB, prima della missione STS-3. Come si può vedere nell'immagine, l'intera superficie del fondo del veicolo era coperta di piastrelle.

All'interno di questo edificio, la navetta veniva collocata in verticale sulla piattaforma mobile e ad essa si aggiungevano sia l'ET per i propellenti liquidi che i due razzi ausiliari laterali a propellenti solidi (SRB) per aiutare il decollo. Erano necessarie infine ancora 24 ore per compiere il tragitto verso la rampa di lancio, caricare i propellenti, eseguire il conto alla rovescia per verificare tutti i sistemi, dopodiché l'STS era pronto per una nuova avventura nel cosmo. I 14 giorni di preparazione ad un lancio erano considerati ottimali per contenere le spese. Nel primo lancio tuttavia, ne trascorsero 750 anche se poi si andò sempre diminuendo, giungendo all'ottava missione con 61 giorni.

A partire da trenta secondi prima del lancio, ogni operazione veniva gestita automaticamente dai computers di bordo della navetta. Sei secondi prima del distacco dalla rampa di lancio, venivano accesi i tre grandi motori a propellenti liquidi nella sequenza: motore numero 3, 2, 1 con un intervallo di 120 millisecondi uno dall'altro. Dopo tre secondi, verificato che la loro potenza avesse raggiunto il massimo, le capaci morse che trattenevano la navetta si aprivano. Era a questo punto che si procedeva all'accensione anche dei razzi a propellente solido laterali, i quali, in meno di mezzo secondo, fornivano il massimo della spinta. In fig.55 è mostrato l'Atlantis, mentre sul Pad 39A attendeva di essere lanciato per il volo STS-101.

Il conto alla rovescia consisteva in una serie di operazioni preliminari e di verifiche eseguite in un determinato ordine al termine delle quali il tempo, contato a ritroso, minuto per minuto e poi secondo per secondo, giungeva all'istante zero, istante in cui avveniva la partenza dello Shuttle. Il conto alla rovescia era l'applicazione alla navetta della check-list cioè delle verifiche eseguite dall'equipaggio di un aereo immediatamente prima della partenza. Ma nel caso dello Shuttle il numero di tali controlli era molto più elevato. Nei primi lanci americani la durata di queste operazioni non era inferiore a 15 ore. In questo intervallo di tempo potevano però cambiare condizioni in precedenza accettate (il cielo poteva coprirsi di nubi, la bassa temperatura dell'ossigeno poteva alterare il funzionamento di una valvola ecc.). In tal caso occorreva interrompere il conto alla rovescia e procedere alle necessarie riparazioni prima di riprendere il conto stesso.

Figura 54: Columbia dentro il VAB

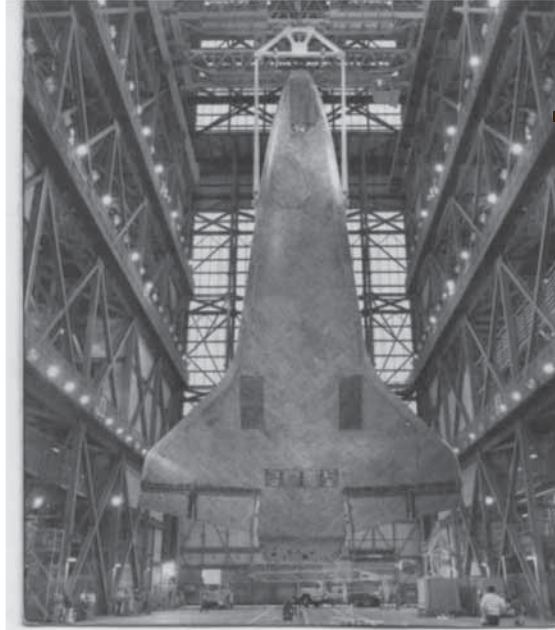
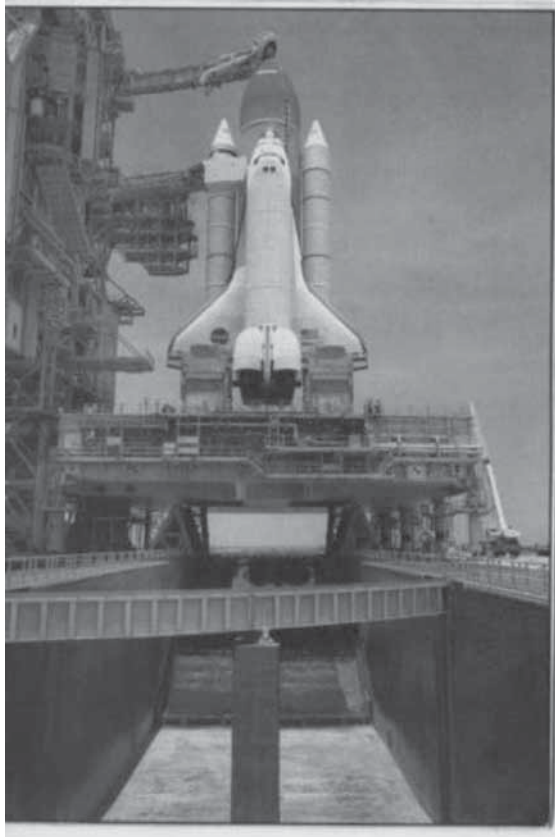


Figura 55: Atlantis sul Pad 39A





Nelle righe che seguono vengono riportate le procedure per il lancio di uno Space Shuttle.

1. 43 ore prima del lancio (in funzione). Il Direttore dei Test dello Shuttle effettuava la tradizionale chiamata alle postazioni ed il display del conto alla rovescia veniva attivato.
  - Iniziava il controllo finale del veicolo e delle attrezzature per il lancio.
  - Veniva effettuato il controllo dei sistemi di volo di riserva.
  - Veniva controllato il software di volo memorizzato nelle unità di memoria di massa e nei display.
  - Veniva effettuato il caricamento del software di volo di riserva nei computers di uso generale dell'Orbiter.
  - Si eseguiva la rimozione delle piattaforme del ponte intermedio e del ponte di volo.
  - Venivano attivati i sistemi e i test di navigazione.
  - Veniva effettuato il completamento della preparazione per caricare i reagenti ed il sistema di distribuzione.
  - Si completavano le ispezioni preliminari al ponte di volo.
2. 27 ore prima del lancio (sospeso). Questa era la prima sospensione programmata e di solito durava quattro ore.
  - Veniva portato a termine l'allontanamento dalla piattaforma di lancio di tutto il personale non strettamente indispensabile.
3. 27 ore prima del lancio (in funzione).
  - Avevano inizio le operazioni per caricare i reagenti criogenici nei serbatoi delle celle a combustibile dell'Orbiter.
4. 19 ore prima del lancio (sospeso). Questa sospensione programmata di solito durava quattro ore.
  - Si aveva il distacco dell'unità ombelicale intermedia dell'Orbiter.
5. 19 ore prima del lancio (in funzione).
  - Iniziava la preparazione finale dei tre motori principali dell'Orbiter.
  - Veniva effettuato il riempimento del serbatoio dell'acqua e del sistema di soppressione acustico.
  - Si eseguiva la chiusura dei servizi della coda sulla piattaforma di lancio.
6. 11 ore prima del lancio (sospeso). La durata di questa sospensione programmata variava, anche se di solito durava dalle 12 alle 13 ore.
  - Preparazione dell'equipaggiamento degli astronauti.
  - Spostamento della struttura di servizio nella posizione "park".
  - Attivazione delle unità di misurazione inerziale e dei sistemi di comunicazione.
7. 11 ore prima del lancio (in funzione).
  - Si iniziavano i controlli funzionali del tracker stellare.
  - Si installava la pellicola in numerose cineprese sulla rampa di lancio.
  - Si attivavano le celle a combustibile.
  - Si allontanava dall'area a rischio di esplosioni tutto il personale non necessario.
  - Si effettuava il passaggio dei depuratori dell'aria dell'Orbiter all'azoto gassoso.
8. 6 ore prima del lancio (sospeso). Questa sospensione programmata di solito durava due ore.
  - La squadra di lancio verificava che non vi fossero violazioni dei criteri per il lancio prima di caricare il serbatoio esterno con i propellenti.
  - Tutto il personale veniva allontanato dalla piattaforma di lancio.
  - Venivano raffreddate le linee di trasferimento del propellente.
  - Iniziava il caricamento del serbatoio esterno con circa 1.900 metri cubi di propellenti criogenici.
9. 6 ore prima del lancio (in funzione).
  - Si concludeva il caricamento del serbatoio esterno con il carico di idrogeno liquido ed ossigeno liquido.
  - La squadra di ispezione finale (Final Inspection Team) giungeva sulla rampa di lancio per effettuare gli ultimi controlli consistenti in una dettagliata ispezione del veicolo.
10. 3 ore prima del lancio (sospeso). Questa sospensione programmata di solito durava due ore.
  - Si eseguiva la calibrazione pre-volo dell'unità di misurazione inerziale.
  - Allineamento delle antenne dell'Area di Lancio di Merrit Island.
11. 3 ore prima del lancio (in funzione).
  - L'equipaggio partiva per la rampa di lancio.
  - Veniva effettuato il completamento della preparazione per la chiusura della White Room della rampa di lancio;
  - I membri dell'equipaggio iniziavano ad entrare nell'Orbiter.
  - Si controllava il posizionamento degli interruttori dell'abitacolo.
  - Gli astronauti effettuavano un controllo radio con il centro di controllo del lancio (Kennedy Space Center) ed il controllo di missione (Johnson Space Center).
  - Veniva chiuso il portellone dell'Orbiter e venivano ricercate eventuali perdite.
  - Veniva completata la chiusura della White Room.
  - La squadra addetta alla chiusura si porta-



- va nella zona di rientro.
- I dati principali del sistema di guida erano trasferiti al sistema di riserva.
12. 20 minuti prima del lancio (sospeso). Questa sospensione programmata di solito durava 10 minuti.
- Il Direttore dei Test dello Shuttle effettuava l'ultimo briefing.
  - Veniva completato l'allineamento dell'unità di misurazione inerziale.
13. 20 minuti prima del lancio (in funzione).
- Si eseguiva il passaggio del computer di bordo dell'Orbiter alla configurazione di lancio.
  - Iniziava il condizionamento termico delle celle a combustibile.
  - Venivano chiuse le valvole di sfogo della cabina dell'Orbiter.
  - Avveniva il passaggio del sistema di volo di riserva alla configurazione di lancio.
14. 9 minuti prima del lancio (sospeso). Questa era l'ultima sospensione programmata e la sua lunghezza variava a seconda della missione.
- Il direttore del lancio, la squadra di gestione della missione ed il direttore dei test dello Shuttle interpellavano i propri team per un go/no go al lancio.
15. 9 minuti prima del lancio (in funzione).
- Avvio della sequenza automatica di lancio da terra.
  - Retrazione del braccio di accesso all'Orbiter (-7 minuti, 30 secondi).
  - Avvio unità di registrazione della missione (-6 min, 15 secondi).
  - Avvio delle unità di alimentazione ausiliarie (-5 minuti, 0 secondi).
  - Avvio del recupero dell'ossigeno liquido (-4 minuti, 55 secondi).
  - Inizio dei test sulle superfici aerodinamiche dell'Orbiter, seguiti dai test sull'orientamento dei motori principali (-3 minuti, 55 secondi).
  - Pressurizzazione del serbatoio dell'ossigeno liquido (-2 minuti, 55 secondi).
  - Veniva represso il braccio per lo sfogo dell'ossigeno liquido o "beanie cap" (-2 minuti, 55 secondi).
  - I membri dell'equipaggio chiudevano e bloccavano le visiere dei caschi (-2 minuti, 0 secondi).
  - Pressurizzazione del serbatoio dell'idrogeno liquido (-1 minuto, 57 secondi).
  - Spegnimento riscaldatori bi-pod (-1 minuto, 52 secondi).
  - Spegnimento dei riscaldatori dei giunti dei booster a propellente solido (-60 secondi).
  - L'Orbiter veniva alimentato solo dall'ener-

gia interna (-50 secondi).

- Il sistema di controllo a terra era pronto per la sequenza di avvio automatica (-31 secondi).
- Attivazione del sistema di soppressione acustica della rampa di lancio (-16 secondi).
- Attivazione del sistema di combustione dell'idrogeno nei motori principali (-10 secondi).
- Accensione dei motori principali (-6,6 secondi).
- Accensione dei razzi a combustibile solido e Lift-off.

A questo punto lo Shuttle si innalzava verso il cielo come mostrato in fig.56.

Dopo un breve tratto verticale, la navetta inclinava la sua traiettoria ed arrivava all'altezza di 50 chilometri e, trascorsi 2 minuti e 24 secondi, i due SRB si distaccavano ricadendo nell'oceano a 260 chilometri dalla base di lancio appesi ognuno a tre grandi paracadute di 35 metri di diametro. La navetta, con la grande riserva di propellente continuava da sola la corsa, ma allo scadere di 8 minuti e 39 secondi anche l'ET, ormai vuoto, finiva per distaccarsi. Dalla quota di 113 chilometri esso ricadeva nell'Oceano Indiano, lungo una traiettoria balistica stabilita, durante la quale, andava quasi interamente a disintegrarsi per l'impatto con gli strati densi dell'atmosfera. Ora spettava ai due motori OMS (Orbital Maneuvering System), accesi per poco

Figura 56: Decollo dello Shuttle Endeavour (STS-57)



Figura 57: Atterraggio del Challenger della STS-30



più di un minuto, portare la navetta su una prima orbita ellittica. Una seconda accensione, anch'essa di poco superiore al minuto, avrebbe reso l'orbita circolare alla quota voluta, mentre lo Shuttle avrebbe volato alla fantastica velocità di 28.000 km/h (circa Mach 28).

Terminata la missione orbitale, la navetta veniva orientata con la coda verso il senso di marcia e per poco più di due minuti venivano azionati i due motori OMS. In tal modo generando una reazione contraria alla normale direzione di volo, lo Shuttle rallentava la sua corsa e prevalendo la forza di gravità il veicolo si abbassava, usciva dall'orbita, ed iniziava il suo tragitto verso la base di atterraggio. Ritornato nella posizione "normale" con la prua in avanti, scendeva in una posizione leggermente cabrata (con la prua sollevata), così mantenuta dai piccoli motori di assetto RCS, sino ad una quota di 120 chilometri.

Qui aveva inizio la seconda fase del rientro, per alcuni aspetti la più difficile, perché era a tale altezza che iniziava ufficialmente l'atmosfera. La navetta volando alla velocità di 28.000 km/h possedeva una grande energia. Incontrando quindi gli strati atmosferici a tale velocità, la resistenza che si manifestava era elevatissima e l'energia veniva dissipata sotto forma di calore, il quale si distribuiva sulla superficie dell'Orbiter. Alcuni punti, come il bordo d'attacco delle ali o il nose-cap (o nose-cone a seconda di come lo si voglia chiamare) si riscaldava-

no fino a 1.540°C (1.813 K). Tutto ciò provocava una ionizzazione dell'aria circostante il veicolo (letteralmente venivano strappati elettroni dagli atomi di cui era composta l'aria). Sotto la navetta veniva a formarsi uno scudo ionizzato, che impediva anche il passaggio delle onde elettromagnetiche emesse dagli apparati radio. Per circa 12 minuti si verificava quindi un black-out, un'interruzione delle comunicazioni con le stazioni terrestri. In tale fase, molto delicata la posizione della navetta veniva mantenuta dai computers, sempre con un certo angolo d'attacco, sempre cioè con il nose-cap un po' all'insù, in modo che il calore generato non superasse certi limiti. Intanto cessava anche il controllo del veicolo attraverso i piccoli propulsori a razzo ed aveva inizio quello con le superfici aerodinamiche che a questo punto riuscivano a far sentire la loro azione sull'atmosfera. Quando usciva dal silenzio, lo Shuttle era a 12 minuti dall'atterraggio (touchdown), ad un'altezza di 55 chilometri, a 885 chilometri dalla pista e volava alla velocità di 13.000 km/h. Bisognava tuttavia aspettare altri 10 minuti affinché ad 86 secondi dalla pista ancora distante 12 chilometri potesse iniziare la manovra di atterraggio, che poteva essere sia automatico che manuale. In quest'ultima fase, lo Shuttle scendeva rapido a 3.048 metri al minuto (un valore 20 volte più alto rispetto ad un jet commerciale) e lungo una linea inclinata di 20 gradi, inclinazione sette volte maggiore di quel-

la adottata sempre da un aereo di linea. I carrelli di atterraggio uscivano 14 secondi prima del touchdown, lontano ancora 335 metri ed infine si aveva un leggero impatto con la pista alla velocità di 345 km/h e con la successiva apertura del paracadute frenante si concludeva la missione. In fig.57 si può vedere l'atterraggio del Challenger alla Base di Edwards avvenuta il 6 novembre 1985 alla fine della missione STS-30.

Tutte le cifre finora riferite esprimono dei valori medi che potevano leggermente variare in funzione delle diverse condizioni scelte per una spedizione a seconda dell'altezza orbitale, della velocità acquisita, del peso del carico utile trasportato ecc. Immediatamente dopo l'arresto, la navetta era circondata dagli automezzi specializzati nella pulizia dei motori dai quali venivano rimossi eventuali residui di propellente che avrebbero potuto causare incidenti.

Concludiamo questo paragrafo illustrando dapprima le procedure di rientro a partire dall'accensione dei propulsori OMS (Deorbit Burn) ed elencando successivamente i siti di atterraggio. Il momento dell'accensione veniva chiamato Time of Ignition (TIG).

1. 4 ore prima del TIG.
  - Inizio della preparazione per l'atterraggio.
  - Computer di bordo configurati per il rientro.
  - Sistemi idraulici che comandavano le superfici aerodinamiche configurati per il rientro.
2. 3 ore prima del TIG.
  - La stiva di carico veniva chiusa.
  - Giungeva la conferma del Controllo Missione.
3. 2 ore prima del TIG.
  - L'equipaggio indossava le tute di lancio e si fissava ai sedili.
4. 1 ora prima del TIG.
  - Conferma del controllo missione per l'accensione ed uscita dall'orbita.
5. TIG.
  - Accensione dei propulsori per 3 o 4 minuti.
6. 30 minuti prima dell'atterraggio.
  - L'Orbiter ed il suo equipaggio iniziavano a sentire gli effetti dell'atmosfera. A questo punto l'Orbiter si trovava a circa 129 km di altezza e questa quota veniva denominata "Point of Entry Interface" ("Interfaccia di ingresso").
  - Per rallentare la discesa l'Orbiter effettuava una serie di quattro virate di 80 gradi formando una "S".
7. 5 minuti prima dell'atterraggio.
  - L'Orbiter continuava a rallentare ed il comandante prendeva il controllo manuale della navetta, scendendo con un assetto

di 19 gradi.

8. 15 secondi prima dell'atterraggio.
  - Veniva esteso il carrello di atterraggio.
9. Atterraggio
  - L'Orbiter toccava la pista ad una velocità compresa tra 340 km/h e 370 km/h.
  - Pochi istanti dopo veniva aperto il paracadute per rallentare.

Condizioni meteorologiche permettendo, lo Shuttle atterrava quasi sempre al Kennedy Space Center. Tuttavia, quando le condizioni non permettevano ciò, si rendeva disponibile la Base di Edwards, in California oppure altri siti. Lo Space Shuttle Columbia durante la missione STS-3 atterrò anche alla White Sands Missile Range nel New Mexico.

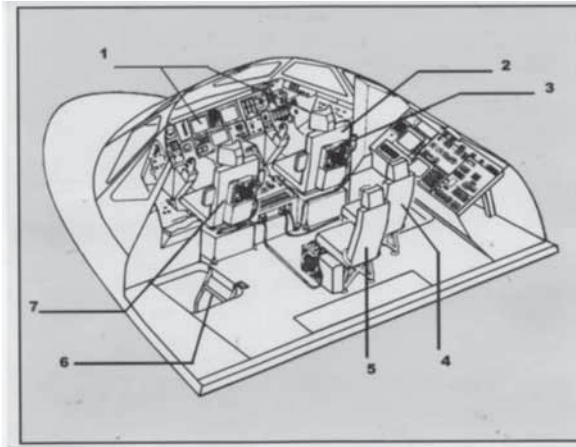
In fig.58 è mostrato in alto il decollo dell'Atlantis nella missione STS-106 ed in basso, con il paracadute frenante dispiegato, l'atterraggio del Discovery nella missione STS-91.

Figura 58: Decollo e atterraggio di uno Shuttle





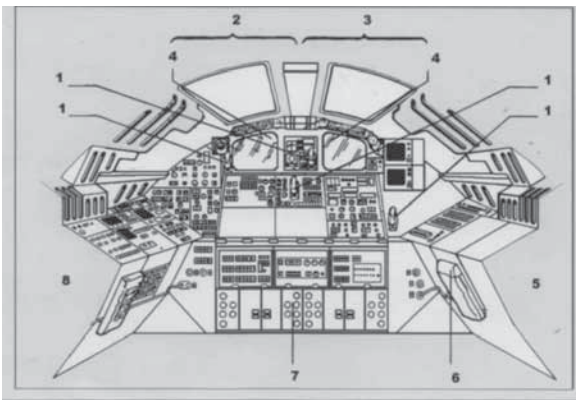
Figura 59: Ponte di volo (o comando)



**Legenda**

- 1. Sistemi di controllo e displays anteriori;
- 2. Seggiolino del pilota;
- 3. Sistema portatile per l'erogazione dell'ossigeno;
- 4. Seggiolino per lo specialista di missione;
- 5. Seggiolino per lo specialista di carico utile;
- 6. Porta di accesso al vano inferiore;
- 7. Seggiolino del comandante.

Figura 60: Parte posteriore della cabina di comando



**Legenda**

- 1. Sistemi di controllo manuale;
- 2. Gruppo di strumenti per effettuare il rendez-vous;
- 3. Gruppo di strumenti per la manipolazione ed il controllo del payload nella stiva;
- 4. Finestrini posteriori;
- 5. Strumenti di controllo per le operazioni con i payloads;
- 6. Collocazione di ulteriori strumenti di controllo forniti dalla NASA;
- 7. Accesso agli apparati;
- 8. Strumenti di controllo per le operazioni dello specialista di missione.

La navetta fu a suo tempo progettata per trasportare un equipaggio massimo di sette persone, come quasi sempre è accaduto. In condizioni di emergenza tuttavia se ne sarebbero potute alloggiare anche dieci (cosa di fatto mai avvenuta). Essendo il numero medio formato da 6-7 astronauti, era previsto che una navetta potesse andare in soccorso di un'altra in orbita per recuperare i suoi occupanti. L'equipaggio era sistemato nei due piani abitabili collocati a prua. Al piano superiore vi era la cabina di pilotaggio con strumenti distribuiti tutto intorno alle pareti. Nella parte anteriore dove vi era il "parabrezza", per intenderci, vi era il "ponte di volo" o "ponte di comando" di cui possiamo vedere un chiaro disegno in fig.59.

Nella parte posteriore del ponte di volo vi erano invece gli strumenti per il controllo e le eventuali manovre del carico utile. È qui che si trovava anche il pannello di comando del braccio robotizzato Canadarm. In fig.60 è mostrato un disegno della parte posteriore della cabina di comando.

In fig.61 è mostrata una foto di un lato della parte posteriore della cabina di comando. Le tre borse nel lato dello scompartimento in alto a sinistra contenevano apparati di fuga per permettere all'equipaggio di uscire attraverso i finestrini in alto. Si noti anche l'apertura verso il ponte mediano a sinistra in basso.

Al piano inferiore, nel ponte medio, era sistemata l'area di abitazione in senso stretto. Vi erano infatti i letti, il servizio igienico, l'angolo doccia, la cambusa per i cibi, ma anche una serie di box dentro i quali potevano trovare posto strumenti per esperimenti scientifici. Sulla parete che divideva dalla stiva vi era un'apertura chiusa da un portellone attraverso il quale gli astronauti potevano trasferirsi all'esterno. Prima di uscire tuttavia essi dovevano sostare all'interno di una camera (airlock) per le operazioni di depressurizzazione. Era previsto che l'airlock potesse essere installato sia all'interno del vano abitato inferiore che all'esterno della stiva, a seconda delle necessità della missione. Durante il decollo e l'atterraggio, quattro persone, tra cui ovviamente il comandante ed il pilota dello Shuttle, sedevano nella cabina di guida mentre agli altri erano destinate delle poltroncine al piano sottostante. I due vani in cui vivevano gli astronauti, complessivamente di 71 metri cubi erano pressurizzati al pari di un interno di un aeroplano passeggeri con una pressione barometrica identica a quella presente al livello del mare. L'aria che si respirava all'interno dell'Orbiter era composta per il 22% di ossigeno e per il 78% di azoto. In fig.62 è riportato uno spaccato del ponte medio.

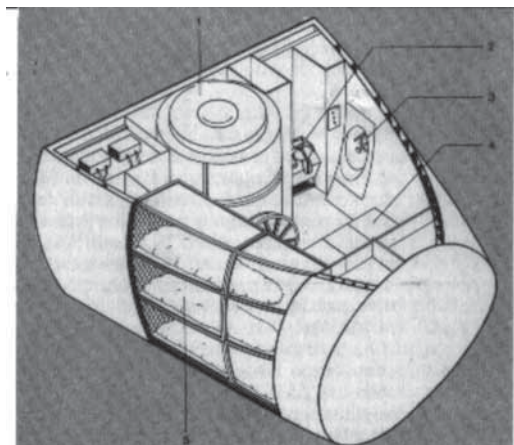
La temperatura all'interno dell'Orbiter era



Figura 61: Angolo della parte posteriore della cabina di comando



Figura 62: Il ponte medio



**Legenda**

1. Camera di adattamento per le passeggiate cosmiche (airlock);
2. Servizio igienico;
3. Portellone di accesso alla navetta;
4. Armadi per viveri o strumenti;
5. Cuccette per il riposo.

confortevole, potendo variare tra gli 11°C (284 K) e i 27°C (300 K). Poteva essere regolata dagli astronauti in funzione delle loro esigenze e difficilmente scendeva al di sotto dei 19°C (292 K). Anche l'umidità era controllata e gli odori e l'anidride carbonica sviluppata dalla respirazione erano continuamente rimossi con filtri.

Per gli astronauti che viaggiavano con la navetta non esisteva più il problema delle enormi for-

ze da sopportare durante le delicate fasi di decollo ed atterraggio. Alla partenza l'accelerazione dello Shuttle era graduata in modo che i passeggeri potessero avvertire al massimo 3g. Ciò significava che il corpo degli astronauti si appesantiva tre volte rispetto al peso normale. Al rientro le cose andavano ancora meglio, perché si avevano al massimo 1,5g. Queste erano accelerazioni che potremmo riprodurre compiendo delle curve con un'automobile spinta ad alta velocità. In passato poiché gli astronauti partivano con dei vettori tradizionali, le accelerazioni da sopportare erano più del doppio. Per tale ragione sullo Shuttle potevano viaggiare degli scienziati chiamati "specialisti di carico utile" che non dovevano sopportare prima del viaggio particolari addestramenti fisici. Lo specialista di carico utile aveva, durante la missione, il solo compito di lavorare con le apparecchiature scientifiche trasportate. A bordo della navetta vi era poi un altro tipo di specialista, chiamato "specialista di missione", il quale si occupava delle operazioni legate ai carichi utili trasportati, come ad esempio il rilascio di un satellite dalla stiva. Lo specialista di missione aiutava tuttavia anche i piloti in alcune fasi critiche della guida. L'equipaggio entrava nello Shuttle due ore e 15 minuti prima del lancio, indossando tute di tessuto leggero.

**Il pallone di salvataggio e primi cenni sulle applicazioni dello Shuttle**

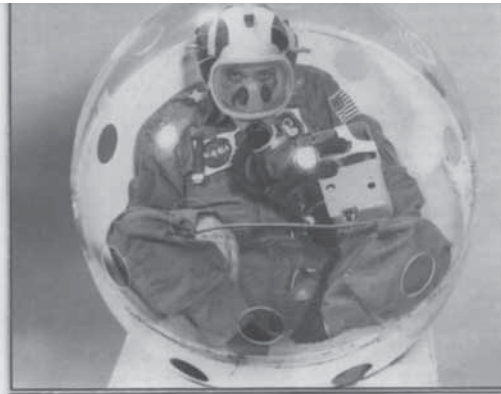
A bordo della navetta, oltre a tute spaziali da usare per eventuali o programmate passeggiate spaziali, vi erano anche dei palloni di salvataggio con i quali era possibile uscire nel vuoto cosmico. Un astronauta vi si poteva infilare dentro per trasferirsi, ad esempio, con l'aiuto di un compagno su un'altra navetta. Il pallone aveva il diametro di 86 centimetri, pesava 11 kg (108 N) ed era costruito con i materiali delle tute spaziali. Pressurizzato e riscaldato all'interno e dotato di un sistema portatile di respirazione con una riserva di ossigeno, che assicurava la sopravvivenza per un'ora, offriva anche un'adeguata protezione dalle micro meteoriti vaganti nello spazio. In fig.63 è mostrato un astronauta mentre si "infilava" all'interno di un pallone.

L'astronauta, accovacciato nel pallone, poteva guardare all'esterno attraverso un piccolo oblò circolare del diametro di 10 centimetri. Una volta chiusa l'apertura del pallone-salvataggio con una lunga cerniera lampo, operazione che era possibile compiere sia dall'interno che dall'esterno, l'astronauta che indossava la tuta normale prendeva per una maniglia il pallone con il compagno trascinandolo sino al vicino luogo di salvataggio che poteva essere rappresenta-

Figura 63: Un astronauta "si infilava" nel pallone



Figura 64: Un astronauta nel pallone



to appunto da un'altra navetta arrivata in soccorso. In fig.64 è mostrato un astronauta all'interno del pallone di salvataggio.

Il secondo argomento di questo paragrafo, quello riguardante le applicazioni della navetta spaziale, richiederebbe uno spazio ben più ampio di quello, molto limitato, che gli si può dedicare in questa sede. In generale, è bene dire che il traghetto spaziale, non solo ha rappresentato la realizzazione di una diversa via d'acces-

so allo spazio, ma ha anche avviato tutta una serie di programmi connessi con l'STS stesso. In queste poche pagine si farà cenno a questi programmi fissando l'attenzione sui satelliti a filo e sul laboratorio spaziale Spacelab. Lo Shuttle è stato, per la NASA, l'elemento chiave delle operazioni americane nello spazio per gli anni Ottanta, Novanta e per il primo decennio del 2000. Il primo veicolo riutilizzabile dell'astronautica, infatti, assumeva un ruolo determinante proprio per le applicazioni che consentiva, nelle quali si potevano sfruttare tutte le eccezionali possibilità del mezzo. Nell'ampia stiva potevano trovare posto i più disparati carichi utili fino ad un peso medio di 30.000 kg (294.180 N). Anche se nei primi anni di impiego l'attività principale dello Shuttle era stato il trasporto in orbita bassa di satelliti per le telecomunicazioni che avevano raggiunto l'orbita geostazionaria, ciò non esauriva le possibili applicazioni, le quali, invece, riguardavano anche il trasferimento di grandi satelliti scientifici, di carichi militari, di strumentazioni sofisticate per l'osservazione del cielo e della Terra, delle differenti versioni del laboratorio Spacelab che in attesa della ISS (all'epoca non ancora realizzata) consentiva all'uomo un utile lavoro nel cosmo. Tra le molteplici possibilità ha suscitato tuttavia particolare attenzione il trasporto in orbita delle cosiddette "piattaforme orbitali", una sorta di nuove generazioni di satelliti che la navetta rilasciava nello spazio servendosi del suo braccio robotizzato. Successivamente la piattaforma, con un proprio sistema di propulsione, si collocava in un'orbita più alta e più sicura dove rimaneva tutto il tempo necessario allo svolgimento degli esperimenti imbarcati a bordo. Dopo un certo periodo di tempo, che poteva essere di settimane o mesi e concluse le operazioni, la piattaforma si abbassava ed una navetta la raccoglieva, riportandola a terra, dove veniva preparata per una successiva missione con strumenti diversi.

Una simile possibilità introduceva una preziosa flessibilità nelle attività spaziali. Chi avesse voluto condurre qualche ricerca poteva affittare uno spazio sulla piattaforma, senza per questo arrivare alla costruzione di un intero satellite, come era accaduto negli anni precedenti. Tutto ciò, inoltre, ampliava di molto la facoltà di accesso nello spazio, perché riduceva notevolmente il costo necessario. La Germania sperimentò una piattaforma SPAS, l'ESA la famosa piattaforma Eureka ecc. (questi erano alcuni nomi di una nuova generazione di veicoli orbitali). Un sistema analogo che la navetta portò in orbita era una sorta di "scatola-piattaforma", sagomata come il vano della navetta e chiamata Long Duration Exposure Facility (LDEF), che, in fig.65 è mostrata al momento del suo rilascio nello spazio.

Figura 65: Foto della LDEF



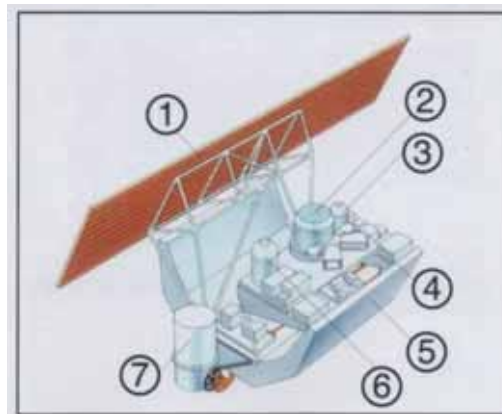
Anch'essa, come le piattaforme di cui abbiamo appena parlato, veniva collocata nello spazio con il braccio robotizzato, e qui rimaneva stabilizzandosi naturalmente senza motori, al contrario dell'altra che invece ne era provvista. Il sistema LDEF, lungo 9,14 metri, largo 4,27 e pesante quasi 10.000 kg (98.060 N), permetteva delle esperienze di esposizione all'ambiente cosmico di lunga durata. Poteva rimanere nello spazio anche per anni (cosa di fatto realmente avvenuta), per poi essere recuperato e ricondotto a terra. Ma le applicazioni dello Shuttle sarebbero potute essere tante, quante la nostra fantasia ne avesse potute immaginare nell'ambito del trasporto Terra-orbita-Terra. E l'elenco si è ampliato con l'entrata in servizio della ISS. Anzi, alcune missioni sono state destinate al trasferimento dei moduli della stazione nello spazio e all'assemblaggio degli stessi. Inoltre, grazie alle missioni indirizzate prima verso la stazione Mir e poi verso la ISS, lo Shuttle, come e forse più della Soyuz, ha ricoperto il ruolo di vero protagonista per il trasporto di uomini e cose dalle basi terrestri a quelle orbitanti. Per ragioni di limitatezza di spazio, prenderemo in esame, in modo non dettagliato, solo lo studio della Terra con sistemi radar, i satelliti a guinzaglio, l'uso dello Shuttle per il lancio di sonde nello spazio profondo ed infine lo Spacelab.

Sotto la sigla OSTA-3, che stava per "Office of Space and Terrestrial Applications", che è a tutt'oggi, il nome dell'ufficio della NASA che si occupa delle applicazioni nel campo spaziale e terrestre, volò, nell'ottobre 1984 durante la missione "41G", una serie di quattro strumentazioni, finalizzate all'indagine del nostro pianeta. Il primo di questi Shuttle fu lo Shuttle Imaging Radar (SIR-B), una versione migliorata del ra-

dar SIR-A che volò nella seconda missione Shuttle nel novembre 1981 e che portò alla scoperta di antichi canali esistenti 5-40 milioni di anni fa sotto le sabbie del Sahara. Questo tipo di radar, infatti, inviava milioni di impulsi a microonde, che venivano riflessi in modo diverso a seconda della natura del terreno. I segnali, ricostruiti con il computer, componevano delle vere fotografie del territorio sorvolato, rivelandone le intime caratteristiche. L'impiego di tali radar si è rivelato utile in campo geologico, cartografico, oceanografico, archeologico, nonché sugli studi sulla vegetazione.

Gli altri strumenti del "pacco OSTA-3" erano una Large Format Camera (LCF), ossia una macchina da ripresa per foto in bianco e nero e a colori, che a tutt'oggi risulta essere una delle più grandi, più precise e, tecnologicamente più avanzate, per quanto concerne l'ottica e l'elettronica. Un terzo strumento, denominato MAPS (Measurement of Air Pollution from Satellite) serviva alla misura dell'inquinamento atmosferico, ed un quarto, denominato FILE (Feature Identification and Location Experiment) alla progettazione di più efficienti satelliti per il tele-rilevamento. L'intero sistema OSTA-3 pesava 1929 kg (18.916 N).

Figura 66: Disegno di OSTA-3



#### Legenda

1. SIR-B (Shuttle Imaging Radar), antenna radar di 10,7 x 2,16 m;
2. LFC (Large Format Camera), camera fotografica cartografica di altissima risoluzione;
3. FILE (Feature Identification and Location Experiment), telecamere per studiare la Terra;
4. Subsistemi di servizio;
5. Piattaforma standard Spacelab;
6. MAPS, apparato per il rilevamento del monossido di carbonio nella troposfera;
7. Igloo.



In fig.66 è mostrato un disegno tecnico del radar OSTA-3.

L'ente spaziale americano, nel quadro degli Advanced Programs relativi allo sfruttamento della navetta spaziale, promosse una serie di studi per la realizzazione di un sistema da impiegarsi congiuntamente con lo Space Shuttle, che costituì un mezzo economico per condurre una vasta gamma di esperimenti scientifici e tecnici. Questo sistema fu denominato "satellite incatenato", "satellite a filo" o "satellite a guinzaglio", in inglese TSS (Tethered Satellite System) ed era costituito da un sub-satellite sferico, con un peso di 200-500 kg (1961-4903 N), collegato allo Space Shuttle da un filo di kevlar del diametro di qualche millimetro (di solito oscillante tra 1 e 2 millimetri), lungo fino a 100 chilometri, che poteva quindi collocarsi al di sopra e al di sotto dello Shuttle stesso. In queste due posizioni il filo trasmetteva al satellite una forza che compensava la differenza tra la gravità locale e la forza centrifuga che agivano sul sub-satellite. La differenza tra queste due forze derivava dal fatto che il satellite viaggiava attaccato all'Orbiter, ma ad una quota diversa e pertanto non godeva di uno stato di equilibrio orbitale.

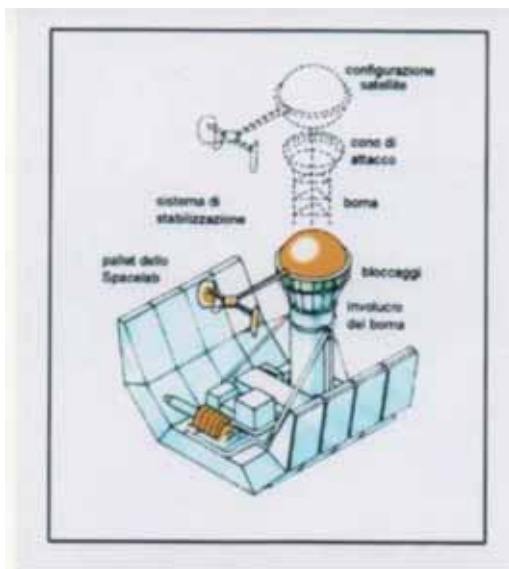
L'idea di utilizzare per scopi scientifici un TSS sub-satellite, fu proposta nel 1974 dal grande matematico e luminare di meccanica celeste prof. Giuseppe "Bepi" Colombo, ed altri (come il prof. Grossi) che, con la denominazione iniziale di Skyhook, proposero di utilizzare un filo

conduttore di un centinaio di chilometri per trasmissioni radio nella banda ULF. In seguito, tuttavia apparve evidente come il sistema potesse consentire l'esecuzione di misurazioni sull'atmosfera, a quote tra i 100 e i 120 chilometri, misurazioni difficilissime, se non impossibili a farsi con satelliti liberi. La proposta iniziale era di porre il sub-satellite a 117 chilometri ad opera di un satellite-madre orbitante a 200 chilometri; gli studi della NASA confermarono la validità pratica del progetto, associandolo però allo Space Shuttle e svilupparono le tecniche relative al dispiegamento, alla stabilizzazione ed al recupero del sub-satellite. Questi veniva collocato su un pallet della stiva dell'Orbiter, ove, su apposita struttura di appoggio e fissaggio trovavano posto: un boma, costituito da una struttura telescopica in lattice, che poteva raggiungere i 20-50 metri, un equipaggiamento per il dispiegamento dello stesso, un rocchetto su cui avvolgere il filo ed un dispositivo di avvolgimento e riavvolgimento. All'estremità libera, il boma presentava un cono di attracco, in cui il satellite veniva appoggiato e fissato (si veda la fig.67).

Il sub-satellite era costituito da un guscio esterno che conteneva uno scudo per la protezione termica. Era provvisto di piccoli razzi per il controllo d'assetto, con relativo serbatoio di idrazina, nonché di un sistema di stabilizzazione aerodinamica, disposto su una barra esterna (stabilizzazione consentita dalla presenza di atmosfera nella zona operativa del satellite). Sganciato dal boma, il satellite raggiungeva la sua orbita mediante lo svolgimento del filo dal rocchetto, svolgimento che doveva essere assistito da un apparato di controllo attivo, allo scopo di smorzare le oscillazioni del complesso filo-sub-satellite. Fu constatato infatti che potevano nascere dei problemi per satelliti veramente grandi, quali palloni gonfiati per esperimenti elettrodinamici, ma che in ogni caso l'accensione dei razzi nella direzione del filo poteva facilmente eliminare l'instabilità. Dopo un periodo di tempo necessario per lo svolgimento della missione del sub-satellite, esso poteva essere recuperato dall'Orbiter e riportato a terra per essere in grado, dopo le necessarie operazioni di manutenzione e riconfigurazione, di effettuare una nuova missione.

Il sub-satellite era munito di un sottosistema di manipolazione dei dati e di un sistema di comunicazione in banda S, funzionante solo quando esso era in missione, nonché di strumentazione ingegneristica per monitorizzare le prestazioni, le operazioni e l'ambiente circostante il satellite stesso. Esso riceveva dall'Orbiter l'ora standard universale (Universal Standard Time), attraverso il collegamento richie-

Figura 67: Schema di satellite a filo



dente in banda S ed aveva una strumentazione atta a ricevere comandi e a darne conferma, nonché indicatori di stato e spie di malfunzionamento. In conclusione il vantaggio maggiore del TSS, a fronte di una sua completa dipendenza dall'Orbiter, stava nel collocare un sistema di sperimentazione attivo e controllabile, operante per lunghi periodi in zone che il gruppo di studio "atmosfera, magnetosfera e plasma nello spazio" considerava di grande interesse ma di difficile accesso.

L'Hubble Space Telescope, osservatorio orbitante costruito dalla NASA e dall'Agenzia Spaziale Europea, ha rappresentato la realizzazione di un sogno cullato a lungo dagli astronomi: quello di trasportare un grande telescopio nello spazio, svincolandosi dagli effetti perturbanti dell'atmosfera e dai capricci della meteorologia, che possono complicare di molto le osservazioni. Il telescopio fu trasportato nello spazio il 24 aprile 1990 dallo Space Shuttle Discovery e immesso in un'orbita circolare a 600 chilometri, inclinata di 28,5 gradi rispetto all'equatore. Viaggiando ad una velocità orbitale di 27.200 km/h esso compie una rivoluzione in 95 minuti. Benché il progetto dell'Hubble contemplasse la possibilità di regolari manutenzioni da parte di astronauti trasportati da navette, esso ebbe un avvio travagliato, poiché un difetto di aberrazione sferica, scoperto quasi subito nello specchio primario, dovuto al cattivo funzionamento di uno strumento di misurazione durante la levigatura, compromise all'inizio la qualità delle immagini trasmesse a terra. Per ovviare a questo inconveniente, fu necessario realizzare un complesso sistema di cinque coppie di specchi che furono trasportati nello spazio dalla navetta Endeavour ed installati il 2 dicembre 1993. Dopo questa prima manutenzione alla quale ne seguirono altre quattro (nel 1997, nel 1999, nel 2002 e nel 2009) nell'intento di riparare i guasti e migliorare le prestazioni, tenendo conto delle tecnologie più avanzate, a tutt'oggi, il telescopio Hubble, è uno strumento di utilità ineguagliabile nella ricerca astronomica. In fig.68 è mostrata una immagine "esplosa" del telescopio, nella quale sono messi in evidenza numerosi particolari.

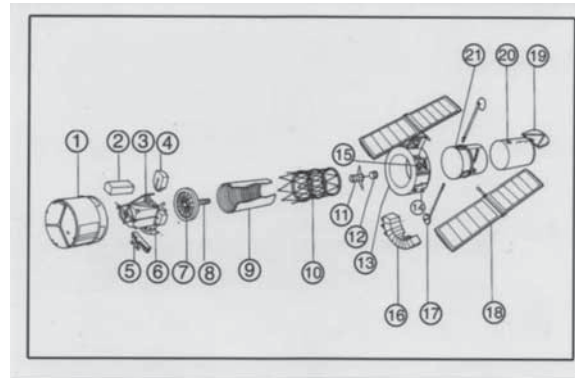
Il telescopio, tuttora in funzione, è un cilindro lungo 13,10 metri con un diametro di 4,27. Nel telescopio, lo specchio primario ha un diametro di 2,40 metri e lo specchio secondario di 30 centimetri. Ai lati del cilindro vi sono due pannelli solari, che dispiegati in orbita, misurano 2,3 x 11,8 metri; durante il lancio erano racchiusi in astucci cilindrici del diametro di 38 centimetri ed il peso al lancio era di 10.886 kg (106.748 N). Lo specchio principale pesava 829 kg (8.129 N). Il telescopio percorre un'orbi-

ta circolare di 600 km con un'inclinazione di 28,5 gradi ed un periodo di 90 minuti. Hubble fu messo in orbita nell'aprile 1990 dal Discovery durante la missione STS-31, decollata il 24 aprile dal KSC ed atterrata ad Edwards cinque giorni dopo. Le fasi salienti di quella missione furono le seguenti tre:

- Dopo l'inserzione in orbita, vennero aperti gli sportelli del vano di carico dello Shuttle;
- Dopo il check-out, lo strumento venne portato nello spazio per mezzo del braccio robotizzato;
- Effettuato l'orientamento previsto, il telescopio spaziale, venne liberato.

Nel luglio 1982, la NASA dava il via allo sviluppo di un razzo vettore che potesse permettere

Figura 68: Immagine esplosa dell'Hubble



#### Legenda

1. Carenatura protettiva di coda;
2. Strumentazione scientifica assiale;
3. Struttura del piano focale;
4. Sensore di guida;
5. Sistema di rilevamento stellare e complesso accelerometri;
6. Strumenti scientifici radiali;
7. Specchio primario;
8. Protezione centrale;
9. Schermatura principale;
10. Struttura in grafite epossidica;
11. Protezione specchio secondario;
12. Specchio secondario;
13. Sezione equipaggiamenti;
14. Sistemi di aggancio per il braccio robotizzato della navetta;
15. Sistema di stabilizzazione (a ruote);
16. Equipaggiamenti;
17. Antenna ad alto guadagno;
18. Pannelli di celle solari;
19. Portello;
20. Schermo di protezione;
21. Elemento di struttura anteriore.

il lancio di sonde interplanetarie dalla stiva della navetta in orbita. In realtà più che di un nuovo sviluppo si trattava di mettere a punto una nuova versione dello stadio Centaur funzionante a idrogeno ed ossigeno liquidi e già impiegato come stadio superiore sia del vettore Atlas che del vettore Titan. Anzi, in questa seconda combinazione erano partite le sonde interplanetarie Viking verso Marte e Voyager verso i pianeti esterni. In sostanza nella nuova versione, da imbarcare sullo Shuttle, il Centaur che era costruito dalla General Dynamics Convair Division aveva a disposizione dei nuovi e più capaci serbatoi per i propellenti, sagomati anche diversamente per essere adeguati alla stiva della navetta. Il risultato fu che con i nuovi stadi propulsivi partirono con successo diverse sonde interplanetarie, tra le quali la Galileo, destinata ad entrare in orbita attorno a Giove e l'Ulisse destinata a sorvolare i poli del Sole.

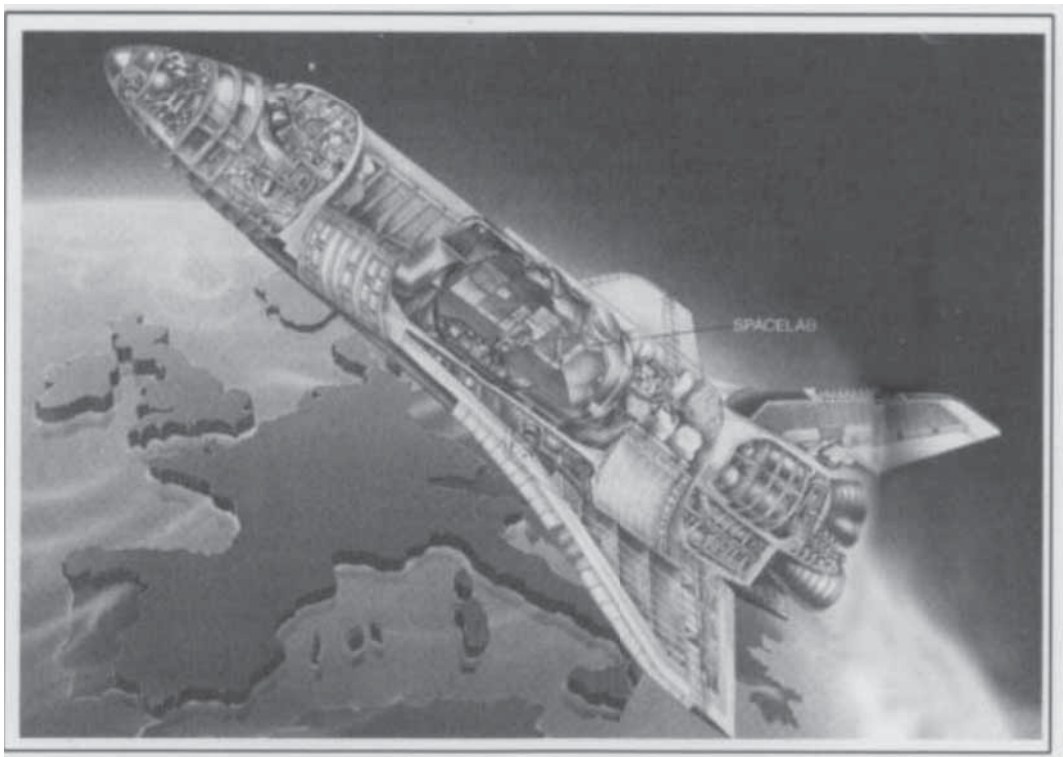
### Il laboratorio Spacelab

In questo breve rapporto l'ultima applicazione da prendere in considerazione è quella riguardante lo Spacelab.

Dopo lo sbarco sulla Luna, tra gli Stati Uniti e l'Europa si avviarono intensi colloqui per stabilire come il vecchio continente poteva partecipare ai futuri progetti spaziali statunitensi. A fa-

cilitare gli scambi, oltre alla legittima esigenza europea di collaborare a programmi che avrebbero consentito una rapida acquisizione di tecnologia avanzata, vi era anche un interesse americano a trovare partners disposti a pagare e sviluppare elementi spaziali che alla fine sarebbero tornati utili al sistema della navetta. In tal modo si giunse a firmare nel settembre del 1973 a Washington un memorandum d'accordo tra l'allora amministratore della NASA James Fletcher e dell'ESRO (European Research Organisation) Alexander Hocker (l'ESRO avrebbe poi mutato il suo nome in ESA, che tutti conosciamo) che stabiliva la realizzazione del laboratorio spaziale Spacelab. Tale programma divenne parte integrante del "piano Shuttle" della NASA. Nel 1974, a seguito di una gara d'appalto tra i maggiori costruttori aerospaziali degli undici paesi d'Europa, l'ESA assegnò il contratto per lo studio e la costruzione dello Spacelab ad un consorzio industriale sotto la guida della società tedesca ERNO. Esso comprendeva, inoltre, una decina di industrie appartenenti a dieci paesi differenti, tra cui l'allora Aeritalia, e successivamente la capocommessa ERNO mise insieme il laboratorio nei suoi stabilimenti di Brema. L'Aeritalia era il maggiore contraente dovendo progettare e realizzare quattro consistenti parti dello Space-

Figura 69:  
Spaccato dello  
Spacelab





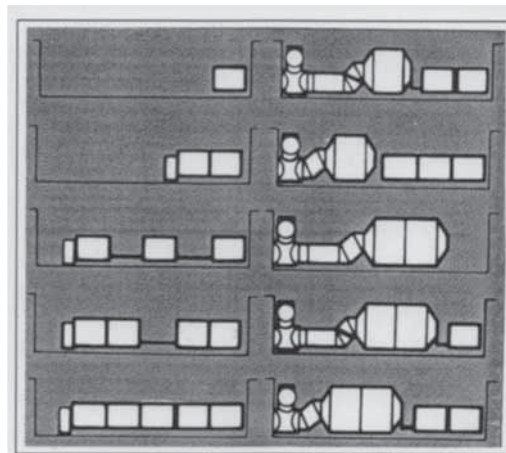
lab. Queste erano la struttura primaria del laboratorio rappresentata dalle pareti cilindriche con gli elementi di chiusura e giunzione, la struttura secondaria, formata da pavimento ed armadi interni per gli strumenti, l'impianto termico con circuiti ad acqua e freon (questo in collaborazione con la Microtecnica) ed infine la protezione termica esterna, costituita di materiali isolanti come il kapton ed il dacron. I tre maggiori contribuenti del programma furono l'allora Germania Federale (55%), l'Italia (16%) e la Francia (10%).

Dal punto di vista morfologico e strutturale, lo Spacelab era concepito a moduli, in modo da poter essere utilizzato in diverse condizioni e per differenti necessità. Esso era formato da abitacoli chiusi e pressurizzati, nei quali l'astronauta poteva vivere e lavorare, e da elementi aperti detti pallet a guisa di "U" e sui quali era possibile installare gli strumenti che dovevano operare esposti in continuazione all'ambiente cosmico. In fig.69 è riportato uno spaccato assonometrico dello Spacelab collocato nella stiva della navetta americana.

Un modulo pressurizzato dello Spacelab era un corpo cilindrico chiuso alle estremità da due elementi tronco-conici e le sue versioni realizzabili erano due. Una, detta a "modulo corto" e formata da un solo segmento cilindrico più due coni di chiusura, era lunga 4,2 metri e pesava 5.700 kg (55.894 N). La seconda, detta a "modulo lungo" aveva due segmenti cilindrici ai quali erano sempre aggiunti i due coni di chiusura e raggiungeva i 6,9 metri di lunghezza per un peso di 10.800 kg (105.905 N). Ambedue le versioni avevano un diametro di 4,11 metri che era imposto dalla larghezza della stiva della navetta. La struttura del modulo era realizzata con pannelli in lega di alluminio saldati con un procedimento di saldatura al tungsteno in un'atmosfera di gas inerte, procedimento questo, acquisito dall'Aeritalia, unica in Europa ad applicarlo su grandi strutture.

Ai moduli pressurizzati andavano poi aggiunti i pallets, moduli aperti lunghi 3 metri e larghi 4, sui quali poteva essere sistemato un carico di 3.000 kg (29.418 N). Lo Spacelab, inoltre, era collegato alla navetta attraverso un tunnel di trasferimento (Spacelab Transfer Tunnel), una sorta di corridoio cilindrico del diametro di 1,1 metri, che permetteva il passaggio degli astronauti dalla cabina dello Shuttle al laboratorio. La lunghezza del tunnel variava in ragione della versione del modulo. Una missione Spacelab poteva quindi essere compiuta con una combinazione di moduli chiusi ed aperti e si poteva arrivare anche ad una serie massima di cinque pallets che occupavano quasi tutta la lunghezza della stiva. In tal caso, gli equipag-

Figura 70: Le dieci combinazioni dello Spacelab



giamenti di servizio degli esperimenti montati sui pallets erano racchiusi da un corpo cilindrico (detto igloo), alto 2,2 metri, con un diametro di 1 metro e pesante 635 kg (6.227 N). Sia l'igloo che i pallets venivano attivati e controllati dagli astronauti all'interno dell'Orbiter. In fig.70 è riportato un disegno che illustra le 10 combinazioni di base dello Spacelab, che prevedevano l'impiego del modulo abitato e del modulo esterno. Come si evince dall'osservazione del disegno era possibile anche arrivare ad una soluzione con cinque moduli esterni non abitabili.

Lo Spacelab per l'attività ed il controllo degli strumenti che ospitava era dotato di un "cervello" composto da tre computers "Mitra 1255/MS" che insieme formavano il "Command and Data Management Subsystem". Uno degli elaboratori si occupava delle parti del laboratorio, un secondo gestiva gli esperimenti ed il terzo rimaneva di riserva. Ciascuno aveva una capacità di memoria di 64.000 parole formate da 16 bit. Il "dialogo" con i "cervelli" avveniva attraverso due unità video-tastiera (Data Display Unit and Keyboard), una collocata all'interno del laboratorio ed un'altra nella cabina di comando della navetta. I dati raccolti dagli strumenti venivano per una parte elaborati ad alta velocità e poi trasmessi a terra dalla trasmittente dello Shuttle, per un'altra parte invece erano stivati ed elaborati successivamente a terra. Due registratori di bordo (uno a grande capacità che poteva operare fino a 10 ore) consentivano di immagazzinare i dati nei momenti della missione che non permettevano la trasmissione diretta verso la Terra attraverso il satellite TDRS che fungeva da ponte radio. Una caratteristica eccezionale dello Spacelab era la rapidità con

Figura 71: Spacelab nella stiva della navetta



66

la quale il suo sistema di elaborazione poteva trasmettere le informazioni. Essa infatti raggiungeva i 50 milioni di bit al secondo (50 megabauds). In fig.71 è mostrato lo Spacelab fotografato in orbita nella stiva della navetta, durante una missione.

Lo Spacelab riceveva dalla navetta una potenza elettrica variabile tra i 7 e i 12 chilowatt a 28 volt. Essa veniva poi trasformata e distribuita in corrente continua o alternata a seconda delle necessità degli apparati. L'ambiente interno, dove l'aria era composta di ossigeno ed azoto, era condizionato come nei vani abitati della navetta ed aveva una pressione come quella terrestre al livello del mare, una temperatura regolabile dai 18 ai 28°C (291-301 K) ed un'umidità variabile dal 35% al 70%. Inoltre un sistema di ventilazione e circolazione dell'aria consentiva di asportare i vapori prodotti dagli strumenti. Dei filtri, infine, a idrossido di litio eliminavano l'anidride carbonica generata nella respirazione.

Il primo Spacelab fu costruito e ceduto gratuitamente alla NASA in cambio del primo volo compiuto con la navetta Columbia dal 28 novembre all'8 dicembre 1983. Un secondo Spacelab a modulo lungo fu invece acquistato dall'ente spaziale americano.

### Bibliografia essenziale

In questa sede, per ragioni di spazio, non potrà essere fornita al lettore una bibliografia esauriente e completa, per la quale si rimanda al testo degli ingegneri Lucarelli e Di Leo, "Space Shuttle, seconda edizione completamente riveduta ed ampliata" di prossima pubblicazione a cura dell'Editore IBN, che sarà disponibile anche in e-book. Pertanto in questa sede verranno elencati soltanto alcuni testi essenziali, per lo più in lingua italiana, al fine di svincolare il più possibile il lettore dalla conoscenza dell'inglese aeronautico.

Si consigliano pertanto i seguenti libri (in ordine alfabetico per autore).

- Argento Vittorio, Bozzo Massimo, Dall'Apollo Allo Shuttle ...e ritorno, Edizioni Rivista Aeronautica, Roma, 2007.
- Caprara Giovanni, Il libro dei voli Spaziali, Vallardi Editore, Milano, 1984.
- Caprara Giovanni, Era Spaziale, Mondadori, Milano, 2007.
- Caprara Giovanni, Vallerani Ernesto, L'Italia sullo Shuttle, Mondadori, Milano 2012.
- Di Leo Carlo, Space Shuttle, la storia, la tecnica, le applicazioni, gli incidenti e le prospettive future. IBN, 2008. (ordinabile presso IBN, tel. (06) 4452275).
- Gariani Fabio, Astori Luca, Shuttle, il futuro dell'uomo, Editrice Italy Press, Milano, 1983.
- Yenne Bill, Space Shuttle, Data Stampa, Servizio rassegna stampa, Edizioni White Star, Vercelli, 1986.
- Ancora dedicati in modo specifico allo Shuttle, ma questa volta in lingua inglese segnaliamo:
- Jenkins R. Dennis, Space Shuttle, The History of the National Space Transportation System: the first 100 mission. Printed in China.
- Yeager Charles "Chuck", Macknight Nigel, Shuttle 3, Motorbooks International.

Per chi volesse consultare un buon dizionario di astronautica, si consigliano i seguenti due:

- Angelo A. Joseph Jr, The Dictionary of Space Technology, Van Nostrand Reinhold Company.
- Williamson Mark, The Cambridge Dictionary of Space Technology, Cambridge University Press.
- Infine, un ottimo testo per imparare bene l'inglese aeronautico è il seguente:
- Lucarelli Giorgio, Pernazza Paris, L'inglese aeronautico, IBN (Tel.(06) 4452275).