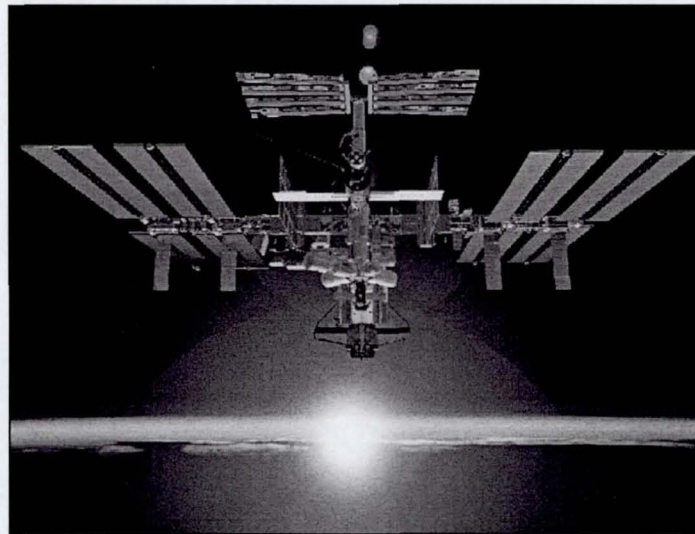
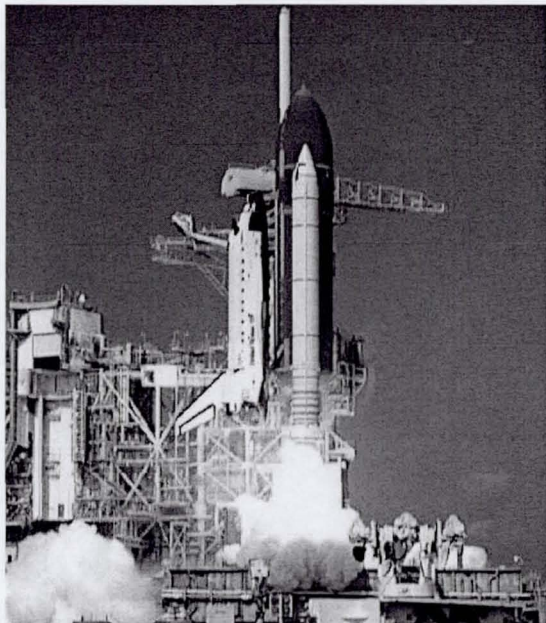
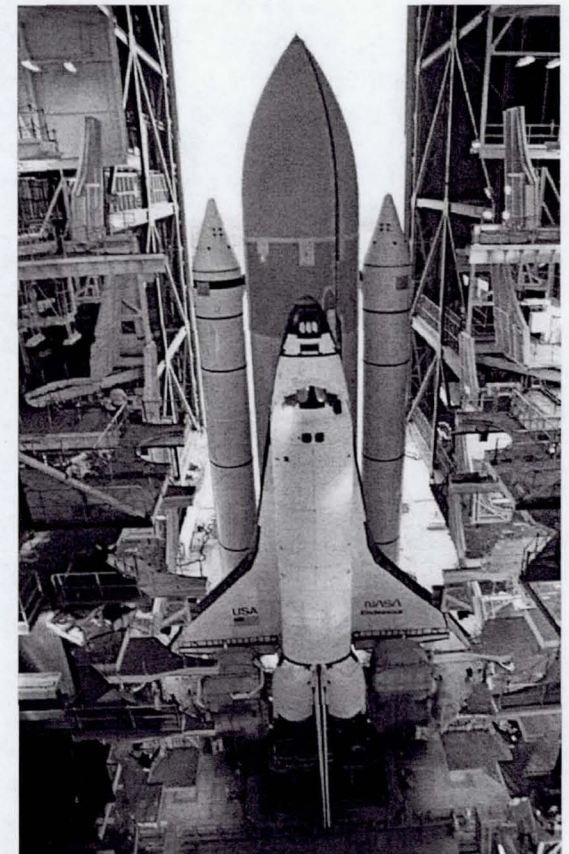


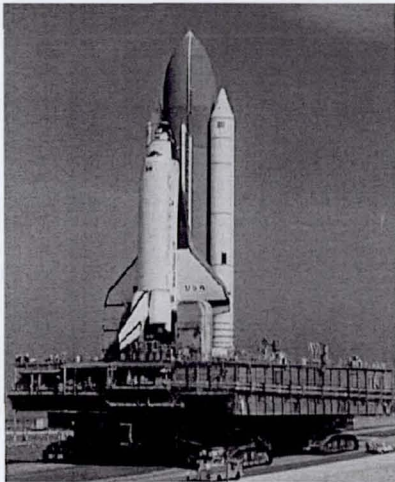
# *Un vistazo a las operaciones del transbordador espacial de NASA y de la ISS (Estación Espacial Internacional)*



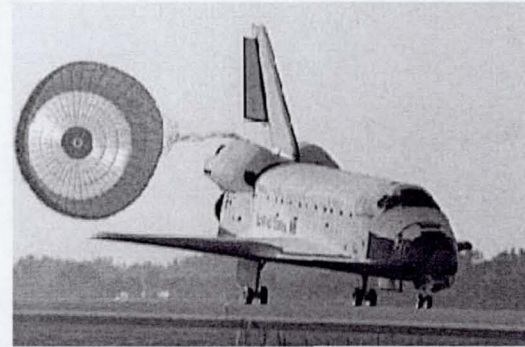
*José M. Hernández*  
*Jefe de área,*  
*Materiales y Procesos*





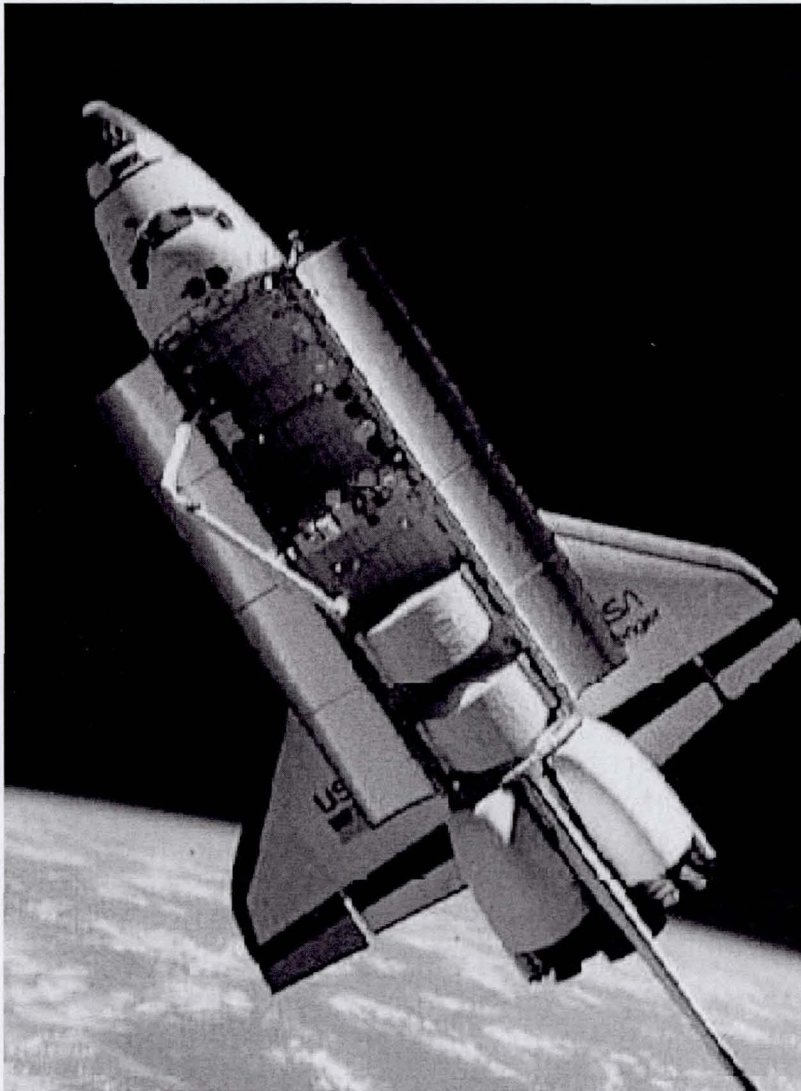


## *Construcción de un vehículo espacial reutilizable: El comienzo del transbordador*



- Limitaciones de diseño:
- El sistema debe apearse al estatuto 185-402 kilómetros sobre la órbita
- La aceleración no debe ser mayor a 3g's
- Aterrizaje en pista (342-362 Km/h)
- Mantener velocidad en órbita de 7743 m/sec (aprox)
- Bordes de nariz y alas: 1537-1649 grad C
- Otras áreas del ala/fuselaje 1260 grad C
- 18,000 kg/18m largo del área de carga

# *Antecedentes*



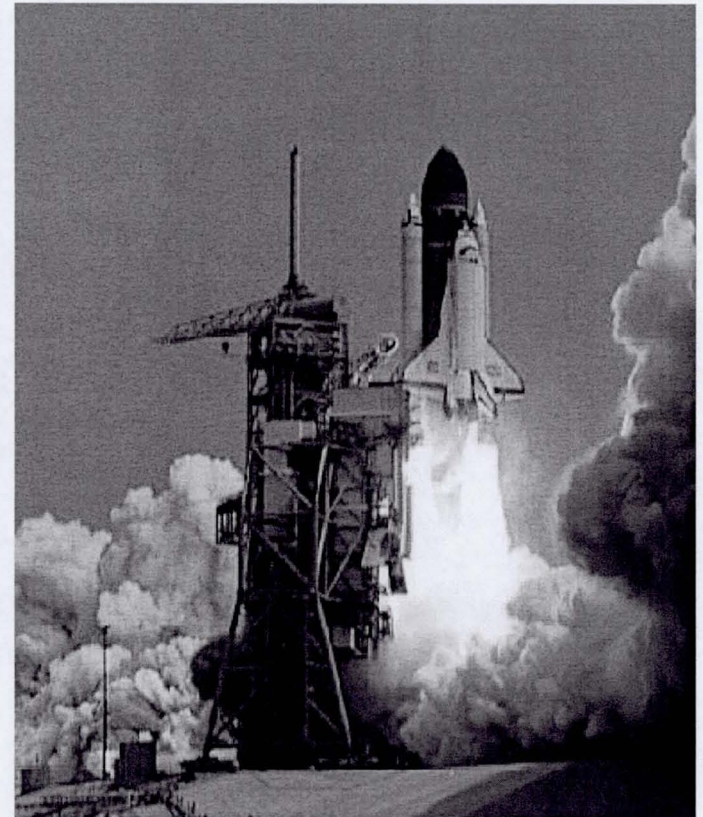
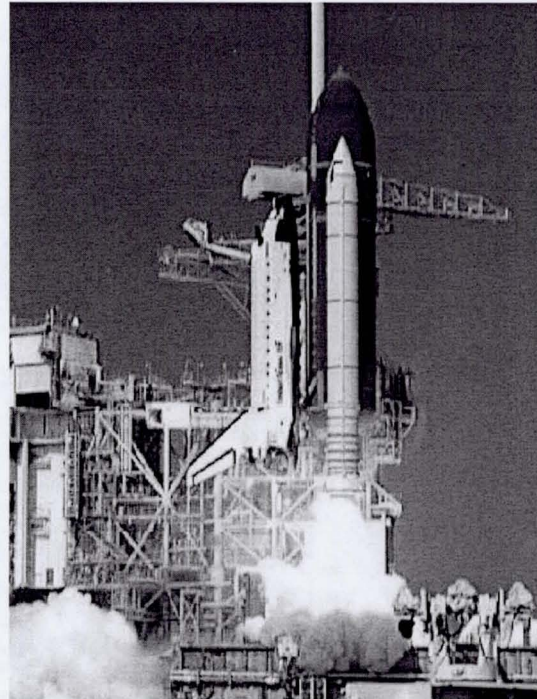
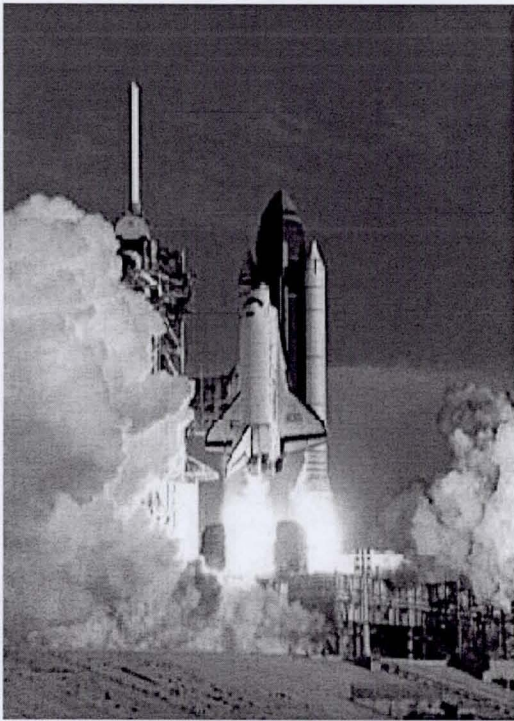
Rockwell fue elegido en 1972 como el principal contratista

Muchos “Comienzos”

- Vehículo espacial con alas
- Sistema de protección termal reutilizable
- Motores de propulsión con alta presión LO<sub>2</sub>, LH<sub>2</sub> reutilizables
- Rangos de velocidad orbital-hipersónica-subsonica



# *Transbordador Espacial: El sistema de propulsión*



**Cohete**

**Impulso**

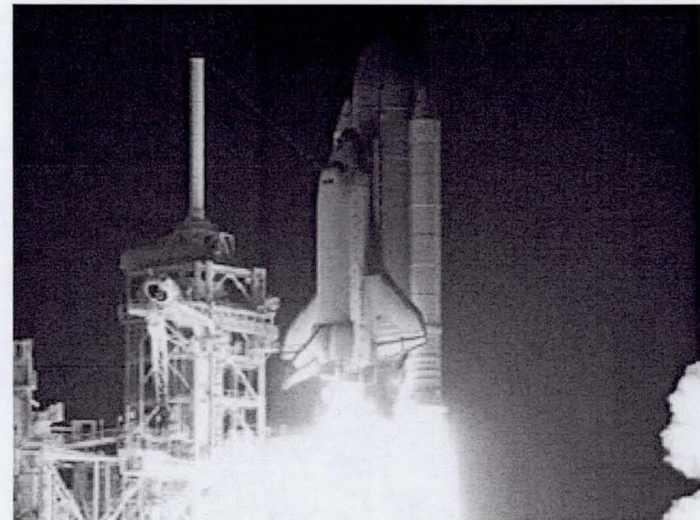
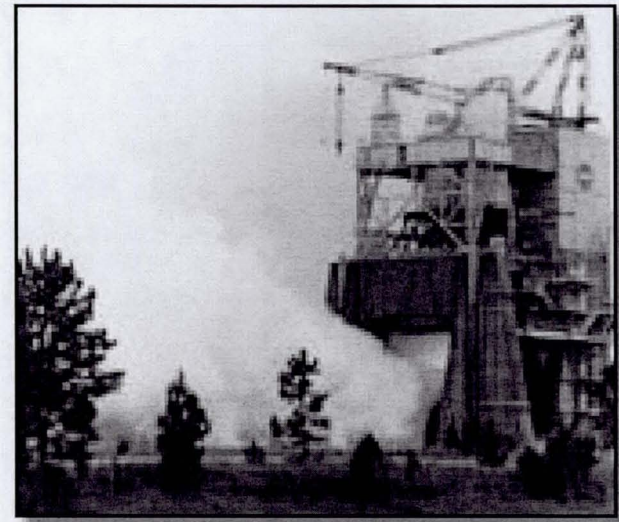
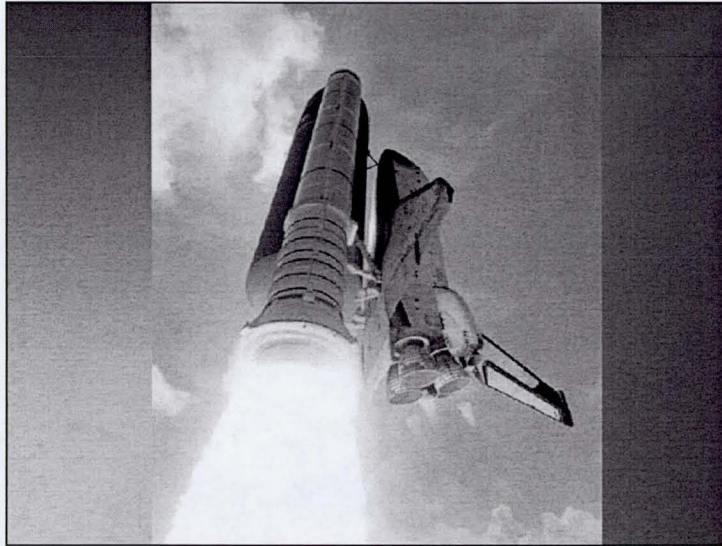
**Límites estructurales**

**Dirección y control**

**Límites de calor**

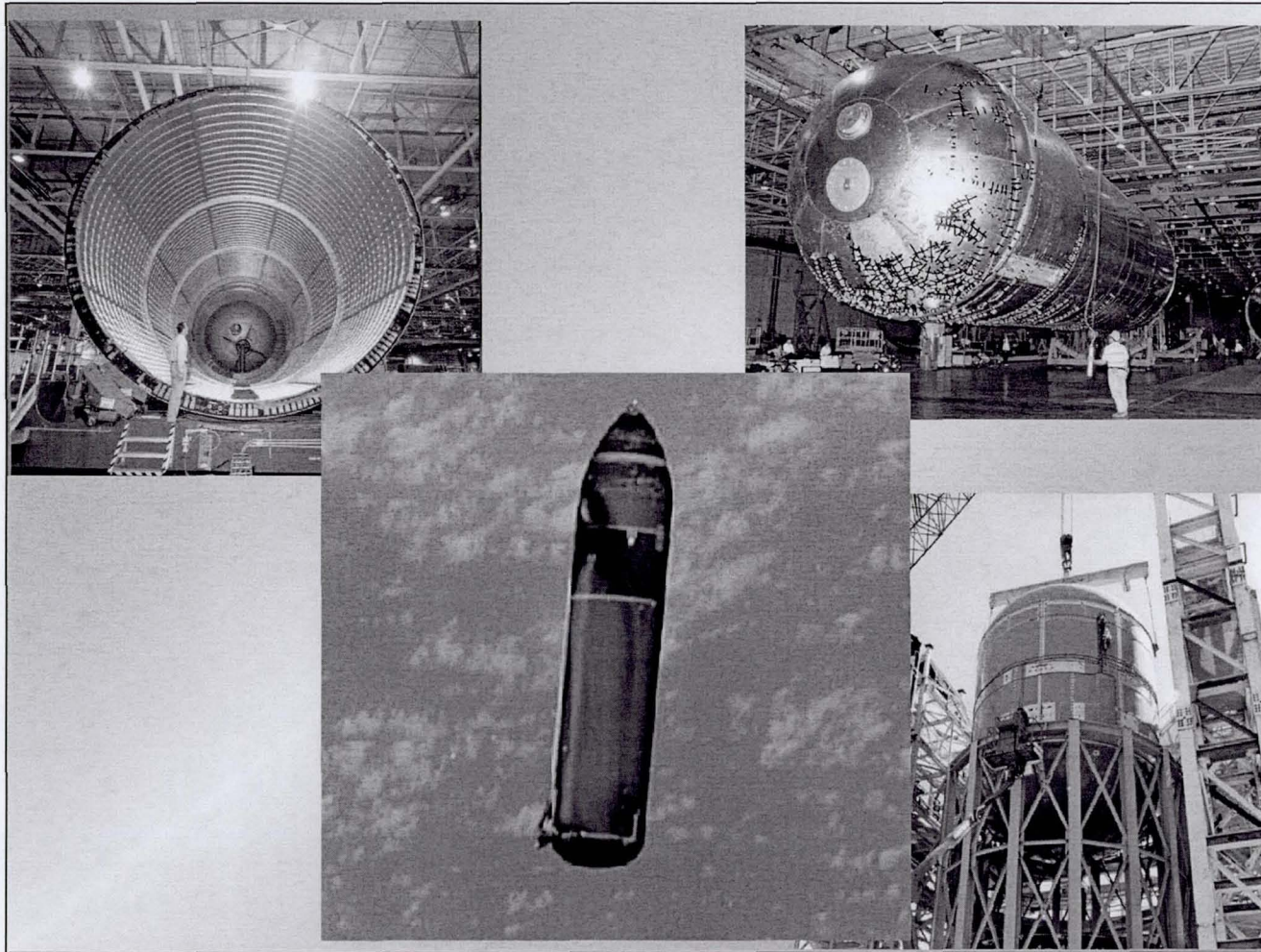


# *Transbordador Espacial: Motores Principales*





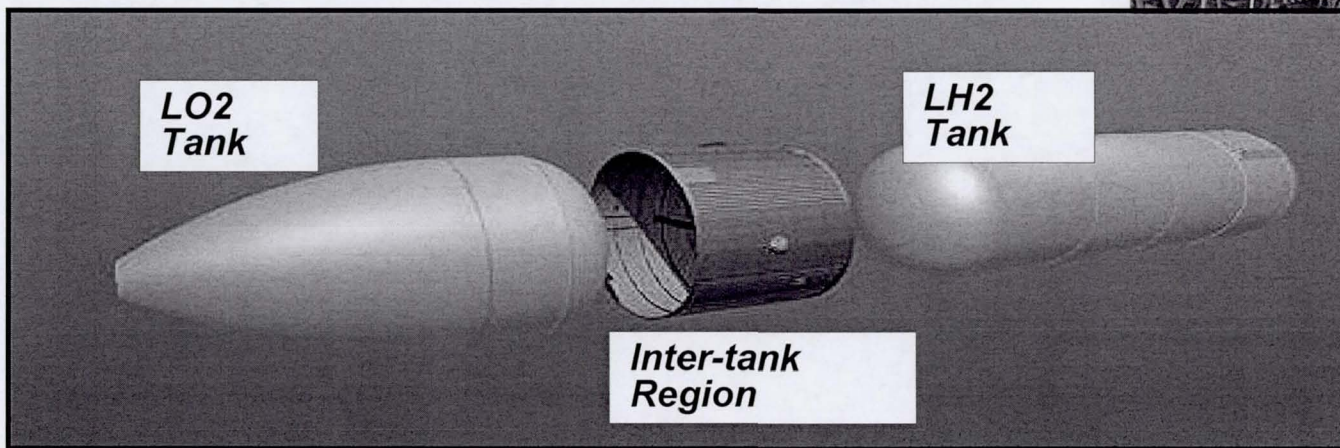
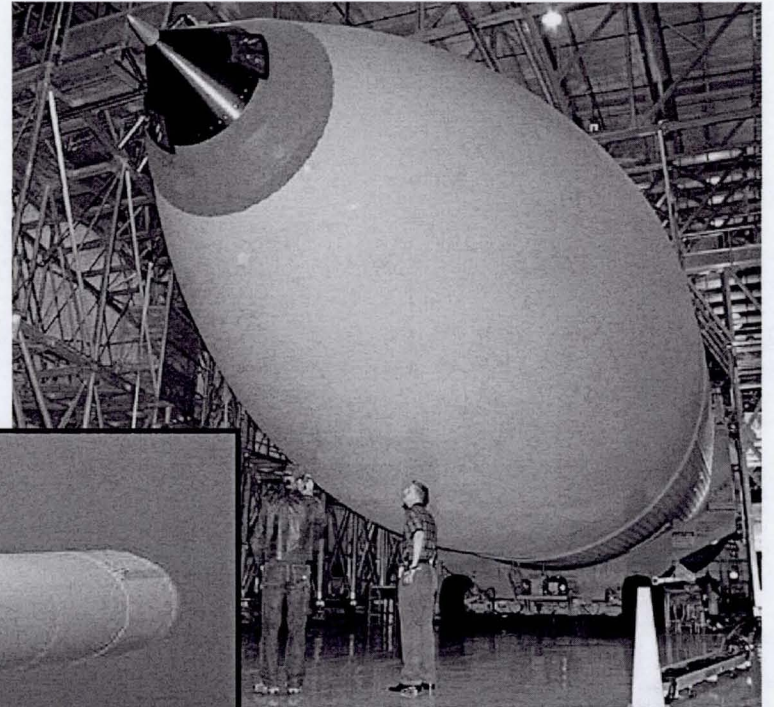
# *Tanque externo: Fabricado en las instalaciones de ensamblaje Michoud en Nueva Orleans*





# *Tanque externo*

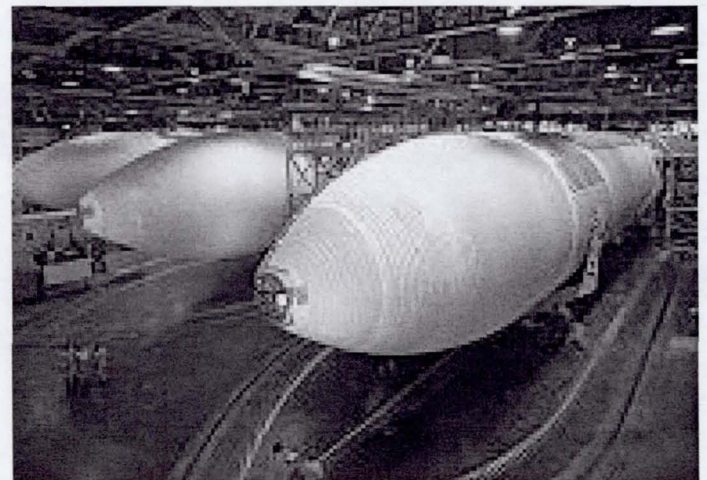
- 47 m de largo y 8.41 m de diámetro
- 2,027,650 litros de cyro propulsores (720,000 kg)
- Quilla estructural 3,150,000 kg impulso
- 3,923 lt/sec a través de  
43cm de líneas de alimentación  
a SSMEs





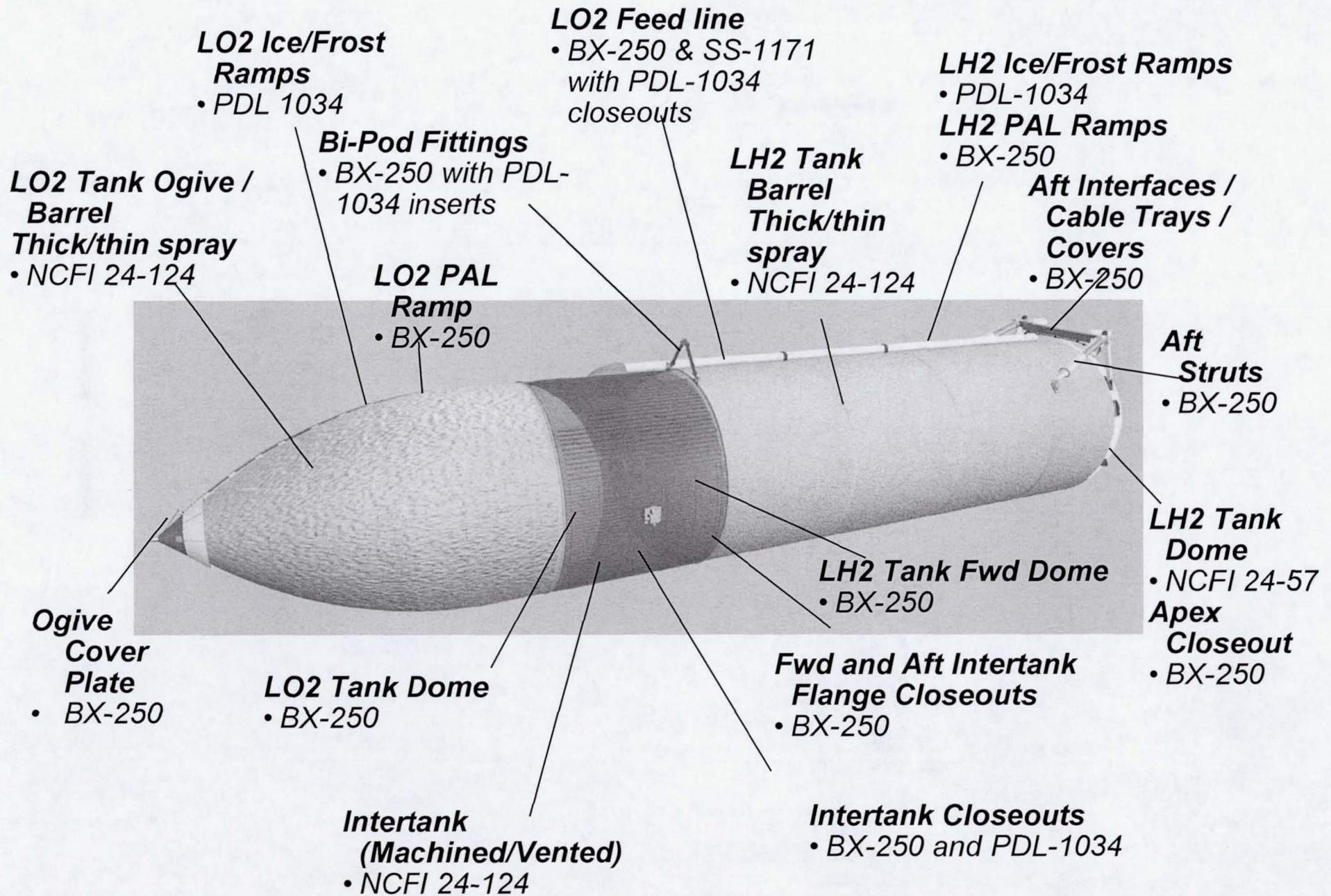
## *Tanque externo*

- LO2 almacenado a  $-183$  grad C
- LH2 almacenado a  $-253$  grad C
- Espuma aislante regularmente 2.54cm de grosor
- Fresco al tacto por la espuma
- Fricción aerodinámica de 982 grad C en el ascenso
- Se han construido 3 versiones del tanque
  - 2219 Al
  - 2219 Al con titanio (10000 lbs)
  - 2195 Al-Li super/aleación (7500 lbs)





# ET Foam Insulation



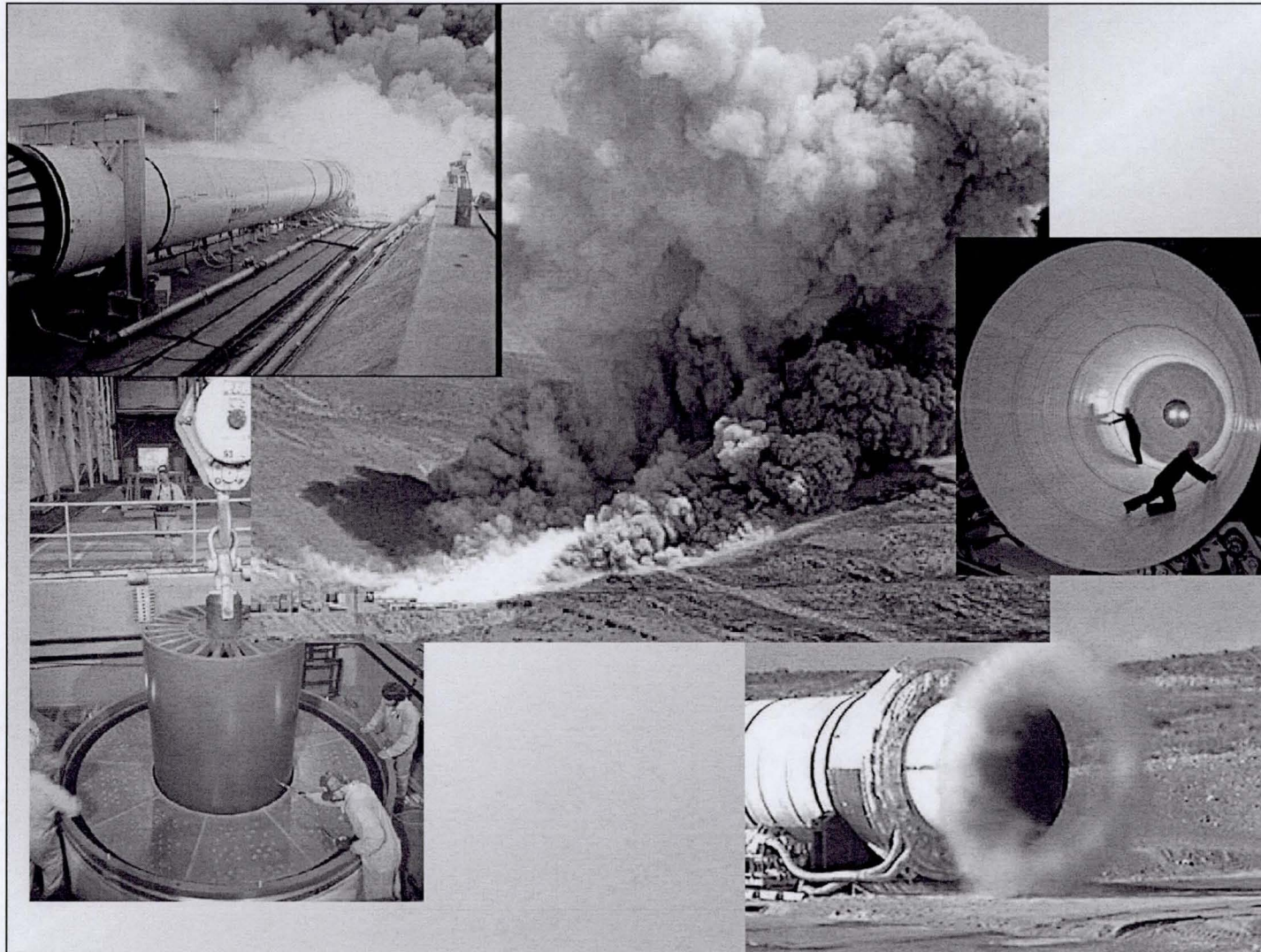


## *ET Foam Insulation*

- Four low density polyurethane and polyurethane modified isocyanurate foams
  - Blowing agent provides insulation and cell structures
  - BX-250, PDL 1034, NCFI 24-124, NCFI 25-57
- Blowing agent change from a CFC to an HFC
- Application
  - Polyurethane foam with chlorofluorocarbon applied by hand in some areas
  - Spray on then machined to a thickness of one inch
- Al substrate heated to get good curing and max adhesive strength
- Foam variability has been seen (voids and pockets) seen at the layers when sprayed on.

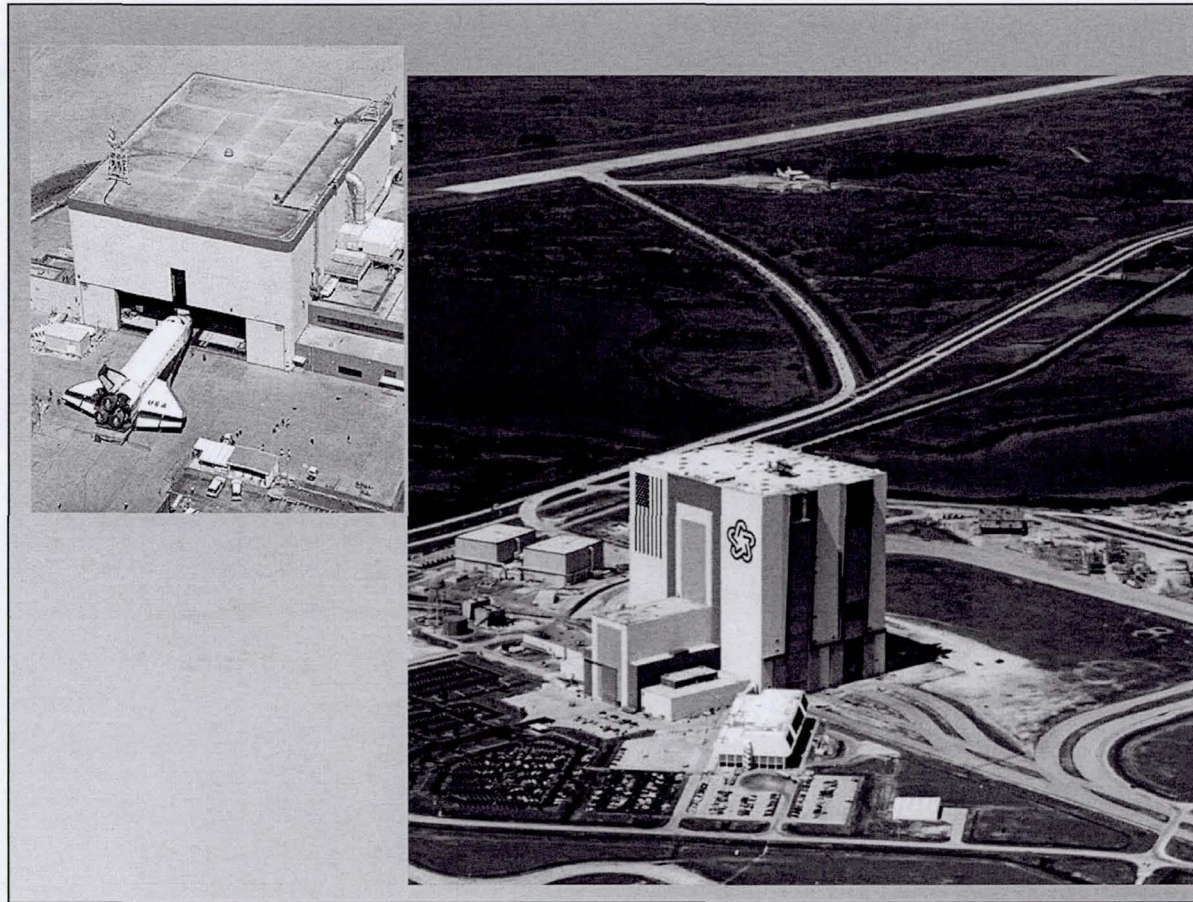


# *Motores Sólidos Reutilizables del Cohete*



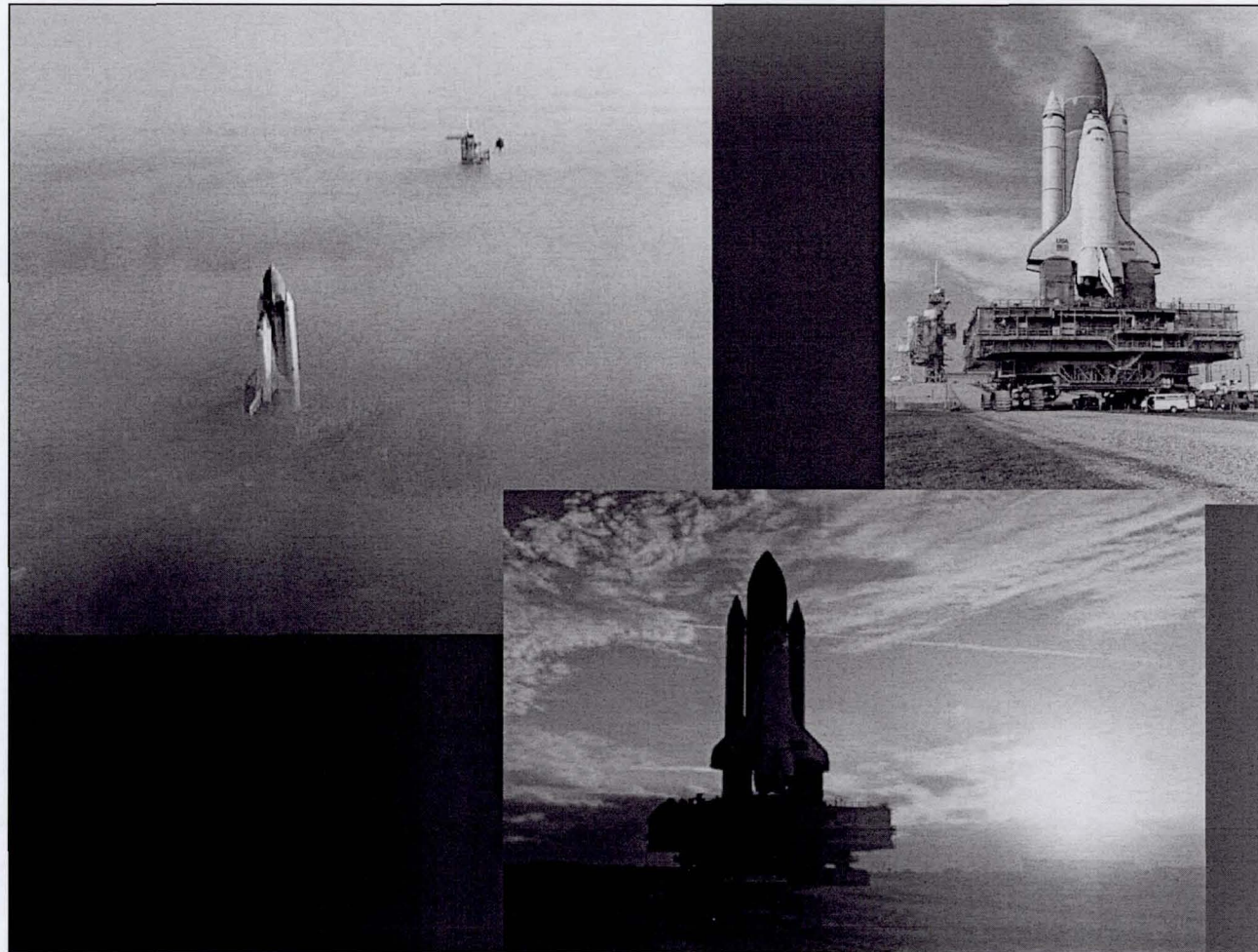


# *Edificios de procesamiento y ensamblaje del transbordador*





# *Transportador y plataforma móvil del lanzamiento*



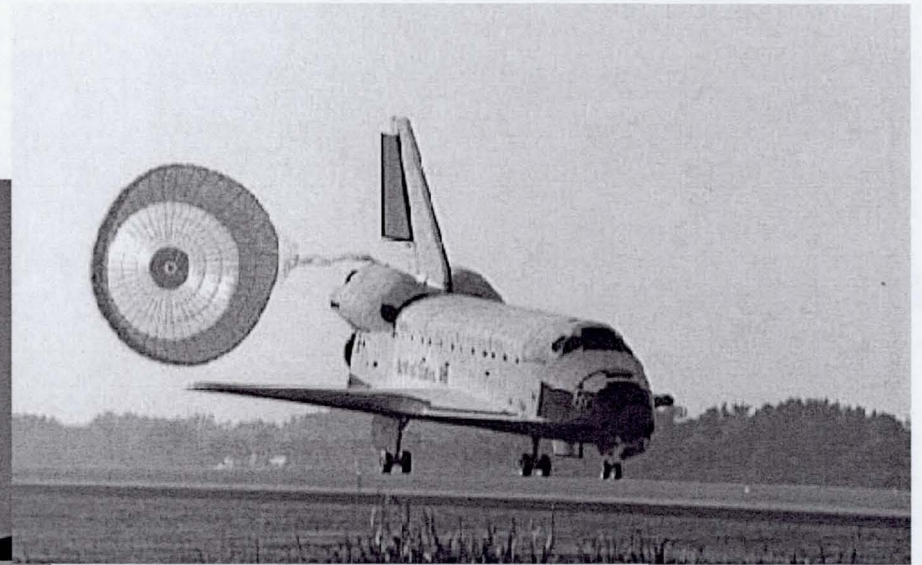
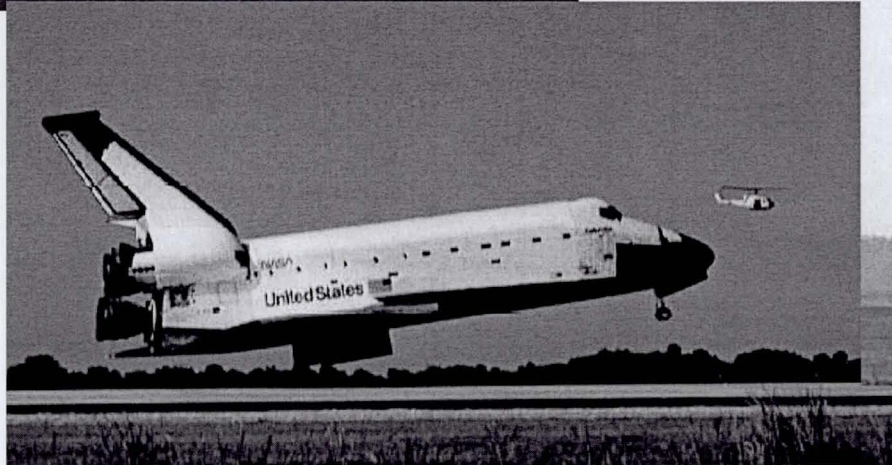
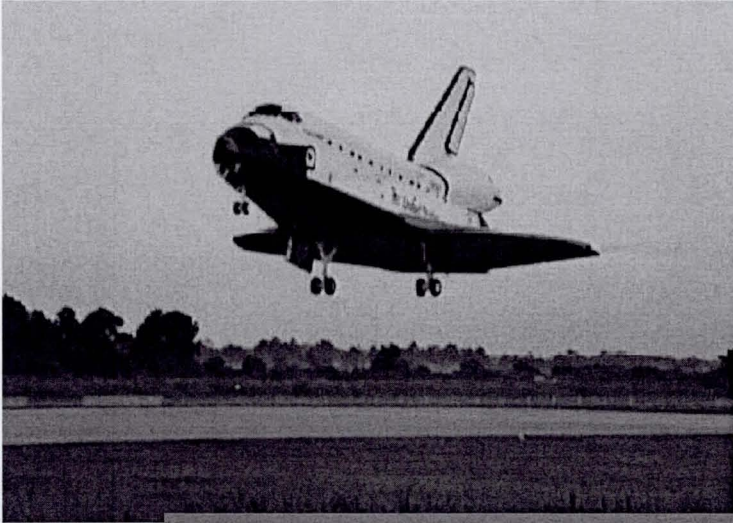


# *Centro de control de misión en JSC*





# *Instalaciones de aterrizaje en KSC, Edwards AFB, White Sands y otros*



**Planeo**

**Re-entrada**

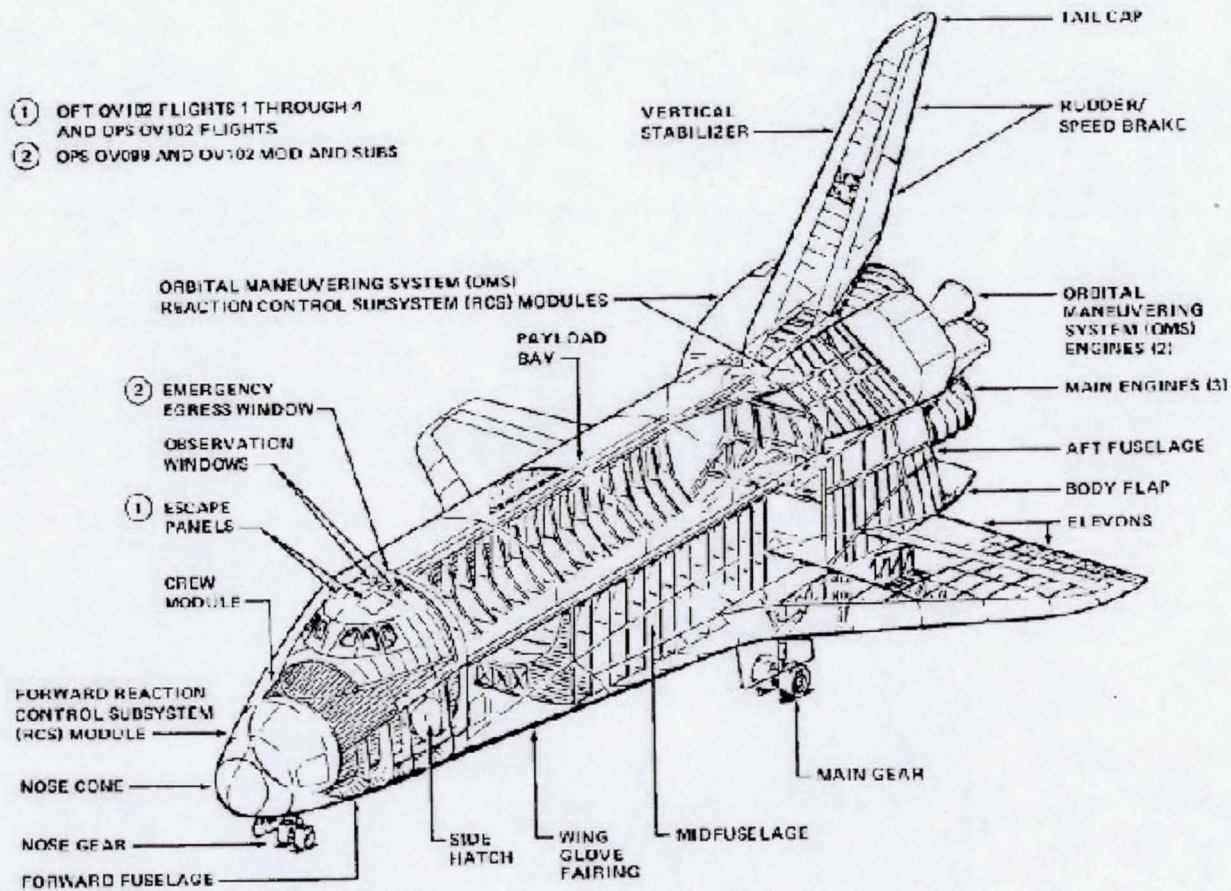
**Características de vuelo**

**Redundancia del diseño**

**Dirección y Control**



# *Estructura del Vehículo*

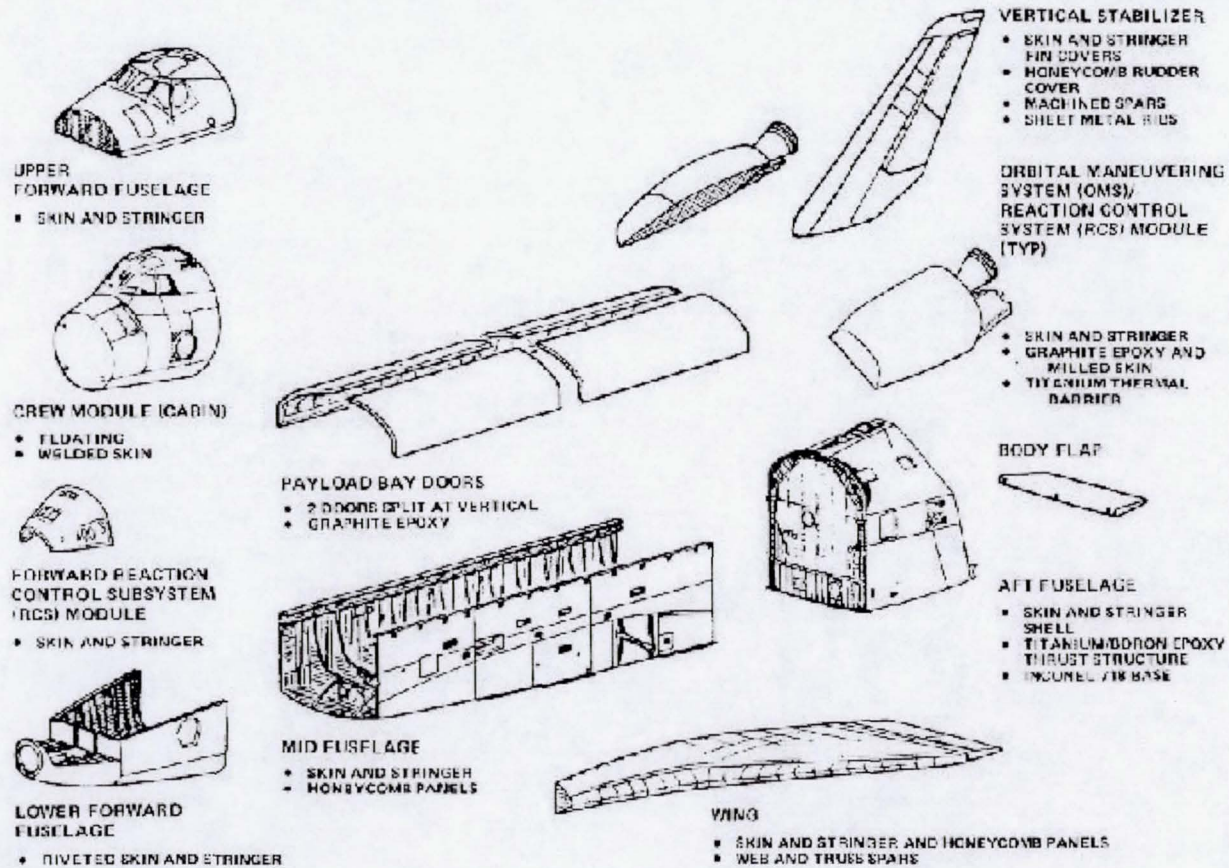


(a) Cutaway view.

Figure 1-3 — Orbiter structures.



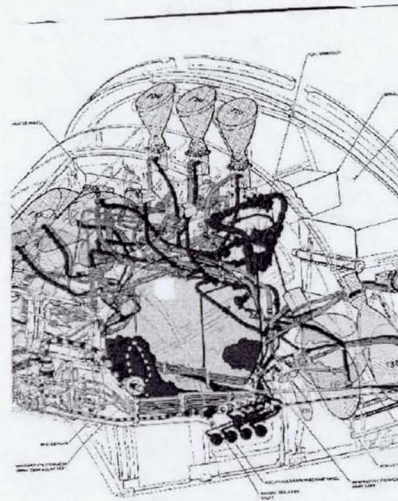
# *Estructura del Vehículo: Vista "expandida"*



(b) Exploded view.

Figure 1-5. CG70 U030.

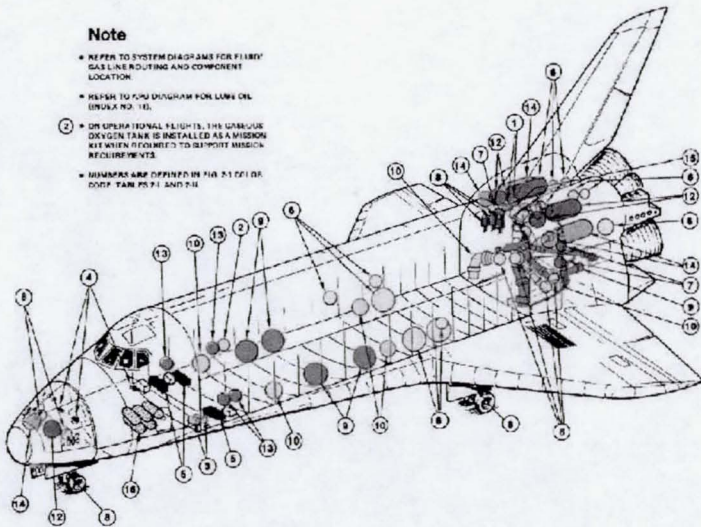




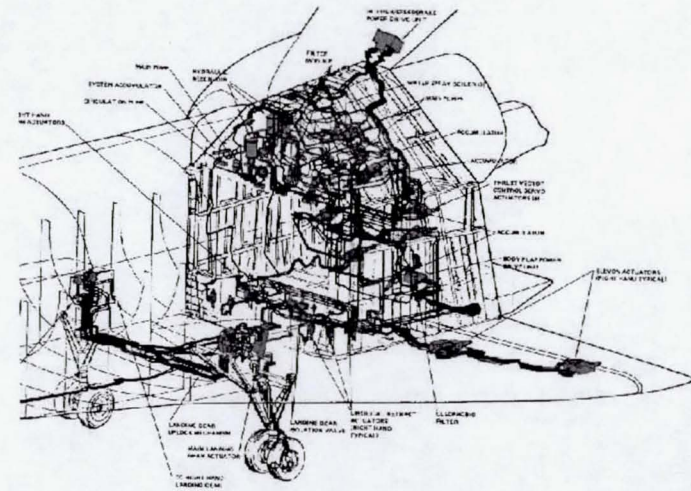
## *Sistema delantero del control de reacción*

### Note

- REFER TO SYSTEM DIAGRAMS FOR FLUID GAS LINE ROUTING AND COMPONENT LOCATION.
- REFER TO FIG DUNHAM FOR LINK OR INDEX NO. 11.
- ② ON OPERATIONAL FLIGHTS, THE GABAGOR OXYGEN TANK IS INSTALLED AS A MISSION KIT WHEN REQUIRED TO SUPPORT MISSION REQUIREMENTS.
- REMARKS ARE OFFPRINTS IN FIG 51 OF OR DOTX TAN 70 71 AND 72.



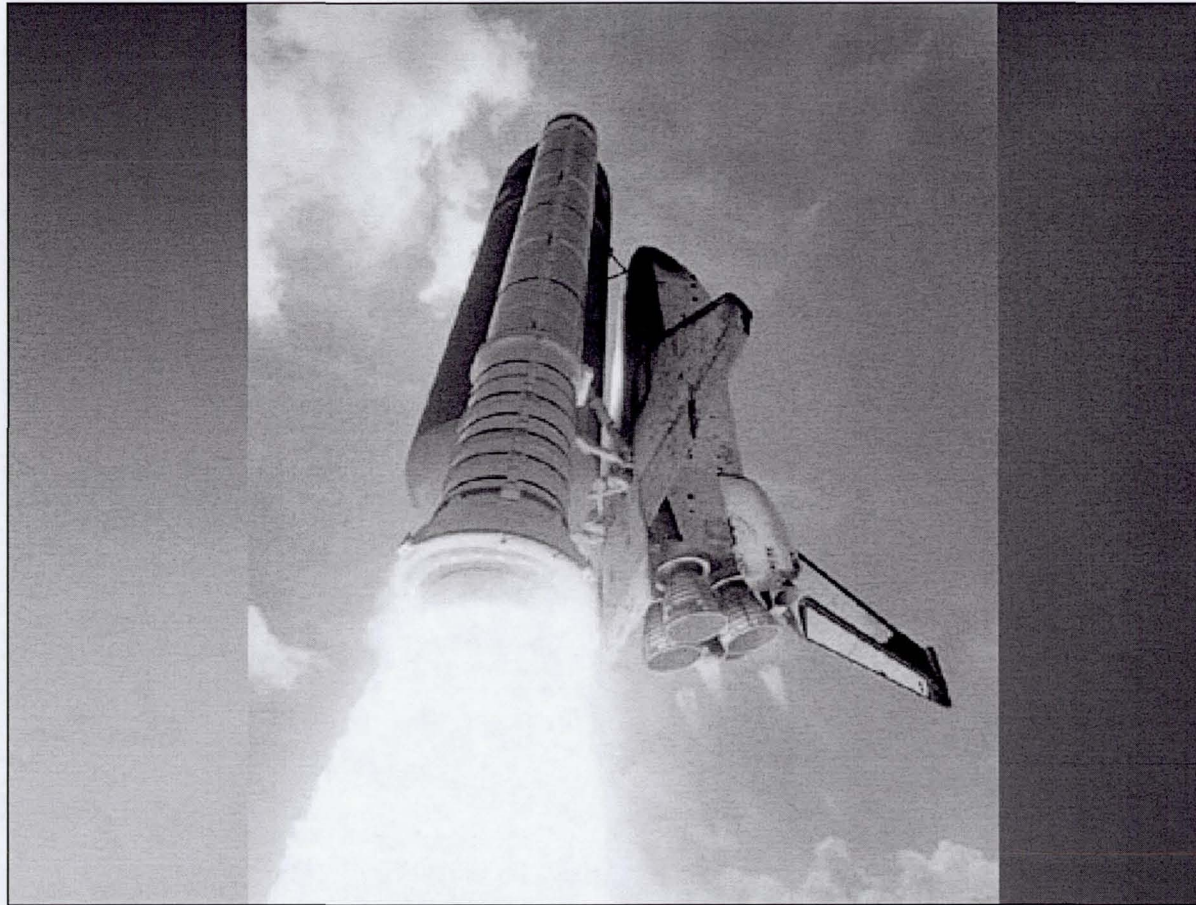
## *Líneas del tanque de fluidos y gases*



## *Hidráulica*

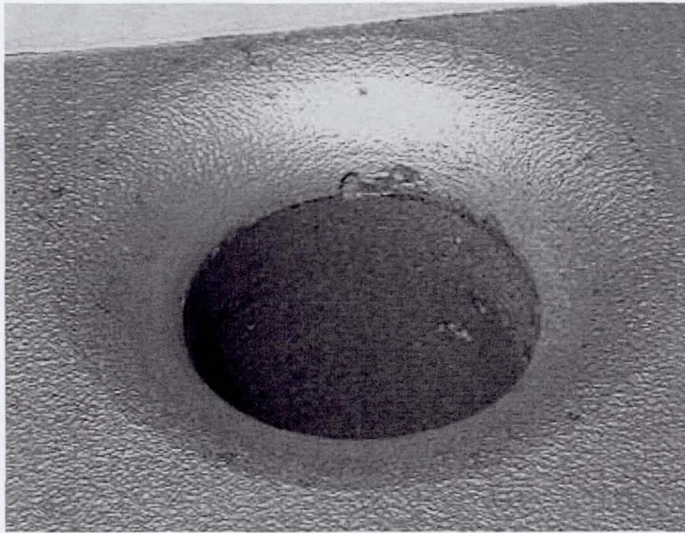


# *Anomalías Recientes del Transbordador*





# *Corrosión*



Tren de aterrizaje principal  
- corrosión intergranular  
peor caso de picaduras  
0.9779 mm

Guías de los birlos

Cuerpo del alerón – marcado con  
hoyos debido a una cuenta  
superficial





# *Grietas en las líneas de flujo*

## Problema principal:

Grietas encontradas en las líneas de flujo de LH2 del SSME (Space Shuttle Main Engine) Motor principal del transbordador

## Preocupaciones

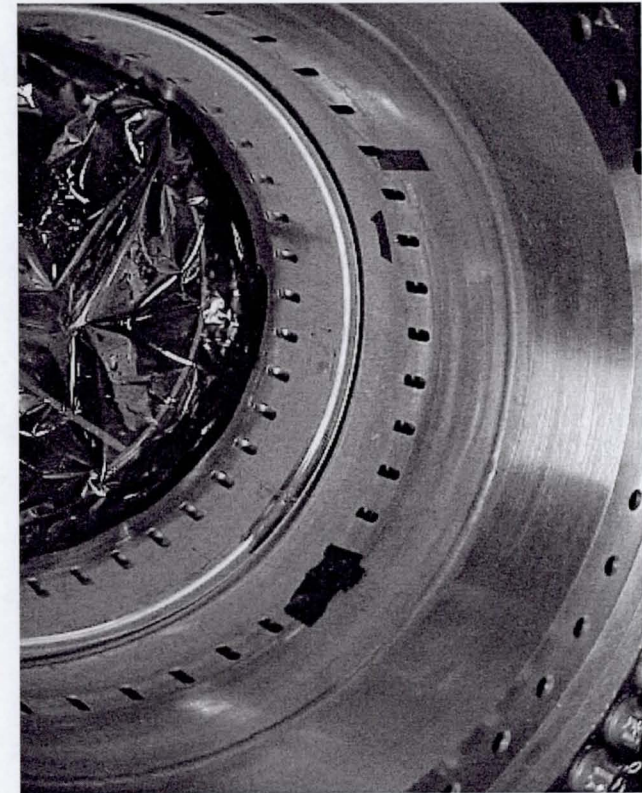
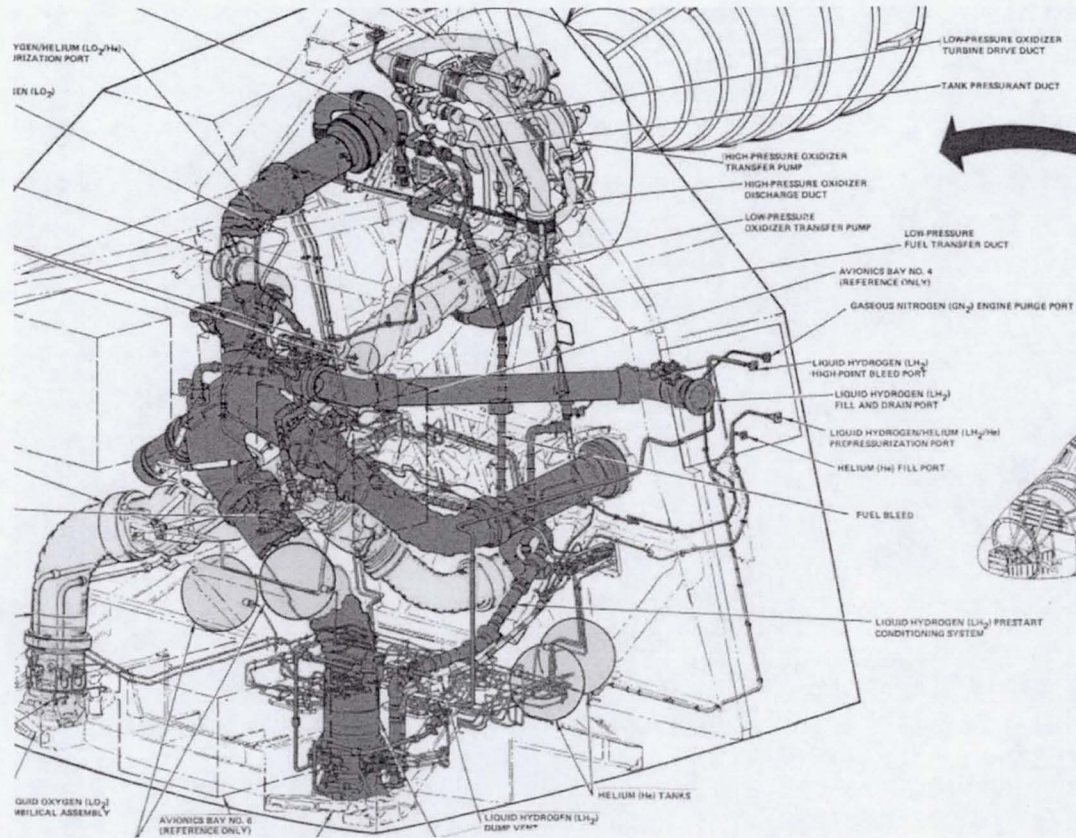
Ingestión metálica de FOD en los motores

Pérdida de integridad en las líneas de flujo

Interrupción del campo de flujo que conduce a las cavidades de la turbo-bomba

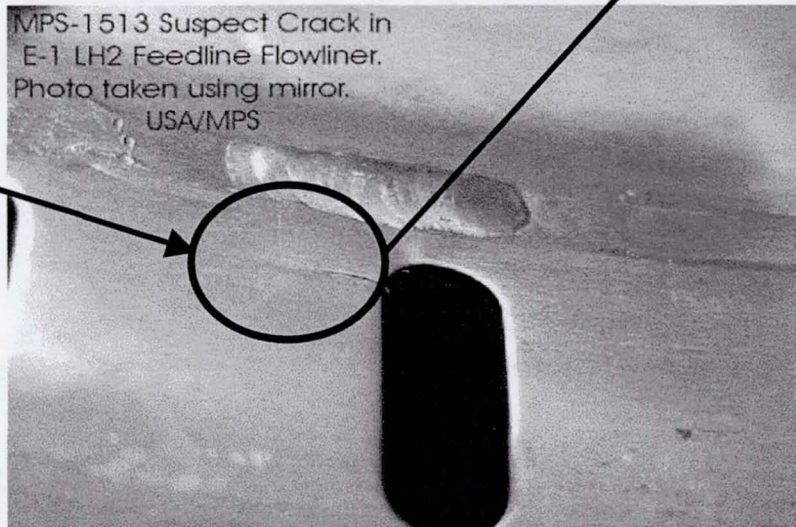
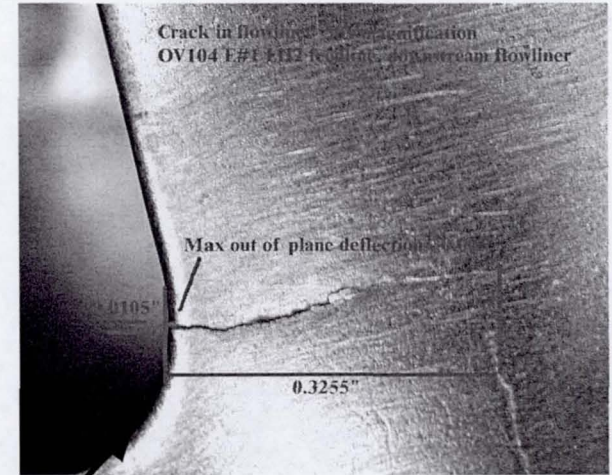
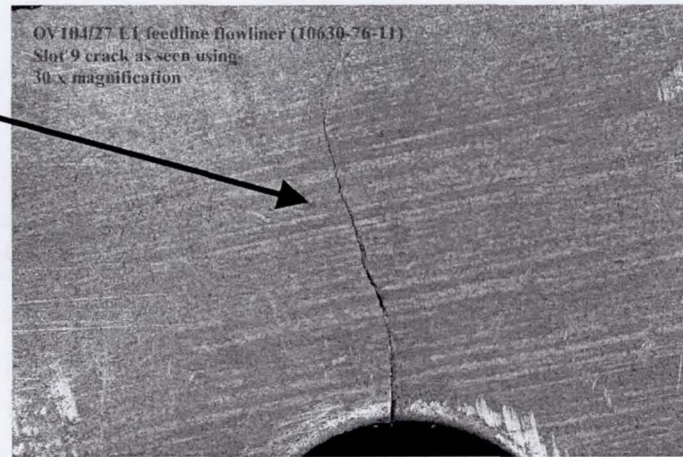
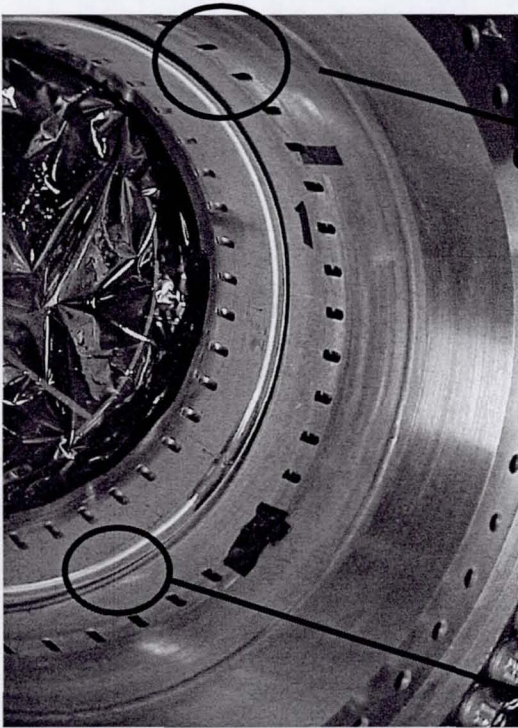


# Grietas en las líneas de flujo





# *Grietas en las líneas de flujo*





# *Grietas en las líneas de flujo*

- La causa más probable determinada fué la alta fatiga del ciclo
  - Presión/termal/vibración/tensión residual
  - Mecanismo de baja tensión
  - No productos corrosivos presentes
  - SEM (Microscopio Electrónico de Exploración) las micrográficas demostraron estrias similares a las vistas por la alta fatiga del ciclo
  - Las pruebas de laboratorio no dieron ninguna indicación de fragilidad a causa de H<sub>2</sub>



# *Grietas en las líneas de flujo*

Reparación: La soldadura fue seleccionada

Regresar a la geometría como fue diseñada

Técnica comprobable con NDE (Non-Destructive Evaluation)

Bajo daño ancilar posible

Puede utilizarse en todas las grietas en todos los vehículos

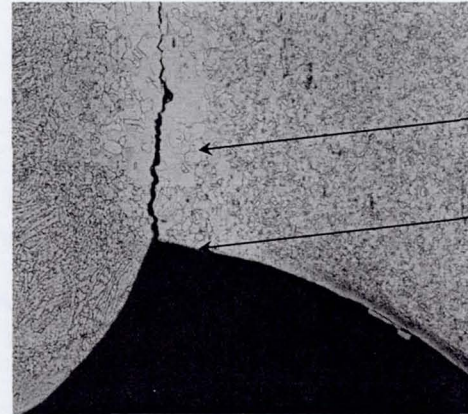
Se consideraron 7 técnicas de soldadura

Decidida una soldadura, se pasa calor, corona rasante, se restaura el radio de la ranura, paso de calor sobre el borde, se pule



# Técnica de soldadura *Grietas en las líneas de flujo*

Como se ilustra

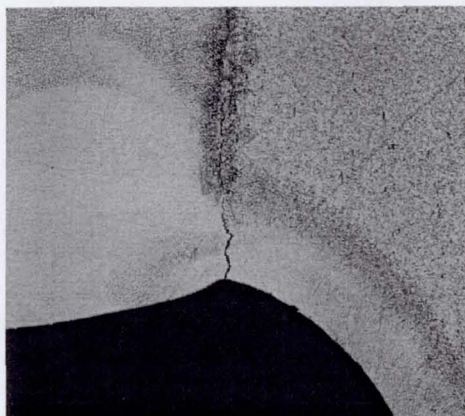


Crecimiento del granulado

Recristalización

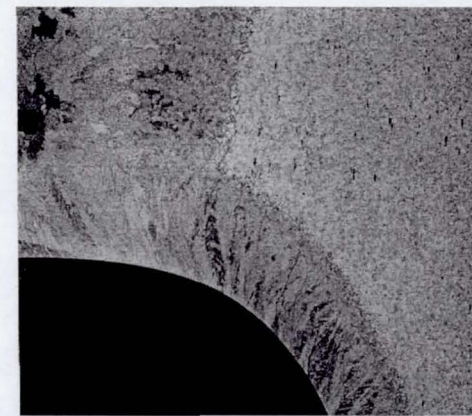
Deformación remanente  
como se ilustra

25x



25x

Paso de calor  
con autógena



25x

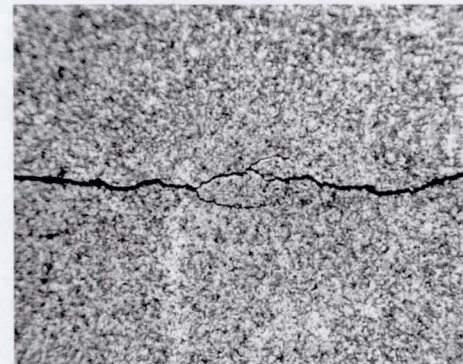
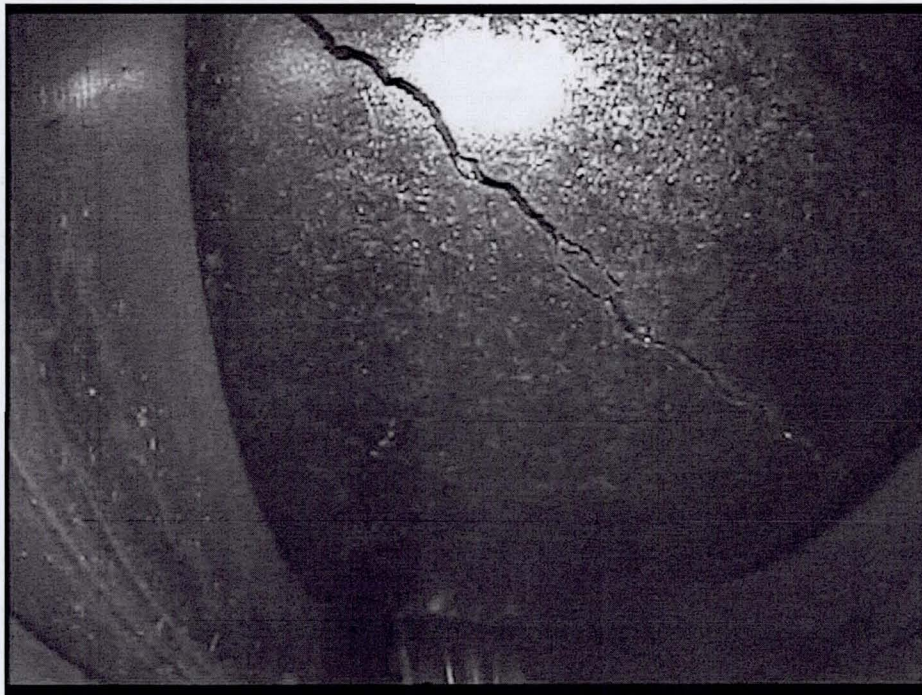
Paso de calor con autógena  
con corona "emplumada"



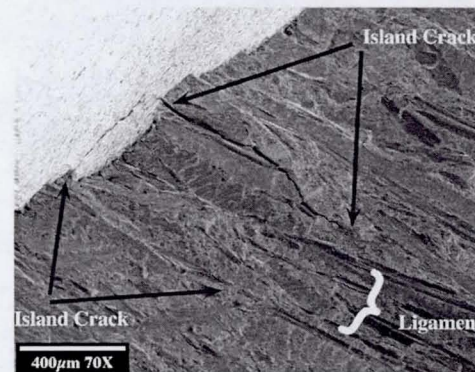
# *Grieta de la bola BSTRA*

OMRSD [Operation and Maintenance Requirements and Specifications Document]

Inspección de una línea de alimentación de 43.18 cm de LO2 del OV-103 reveló una grieta en la bola del (BSTRA) [Ball Strut Tie Rod Assembly] cerca del múltiple de LO2



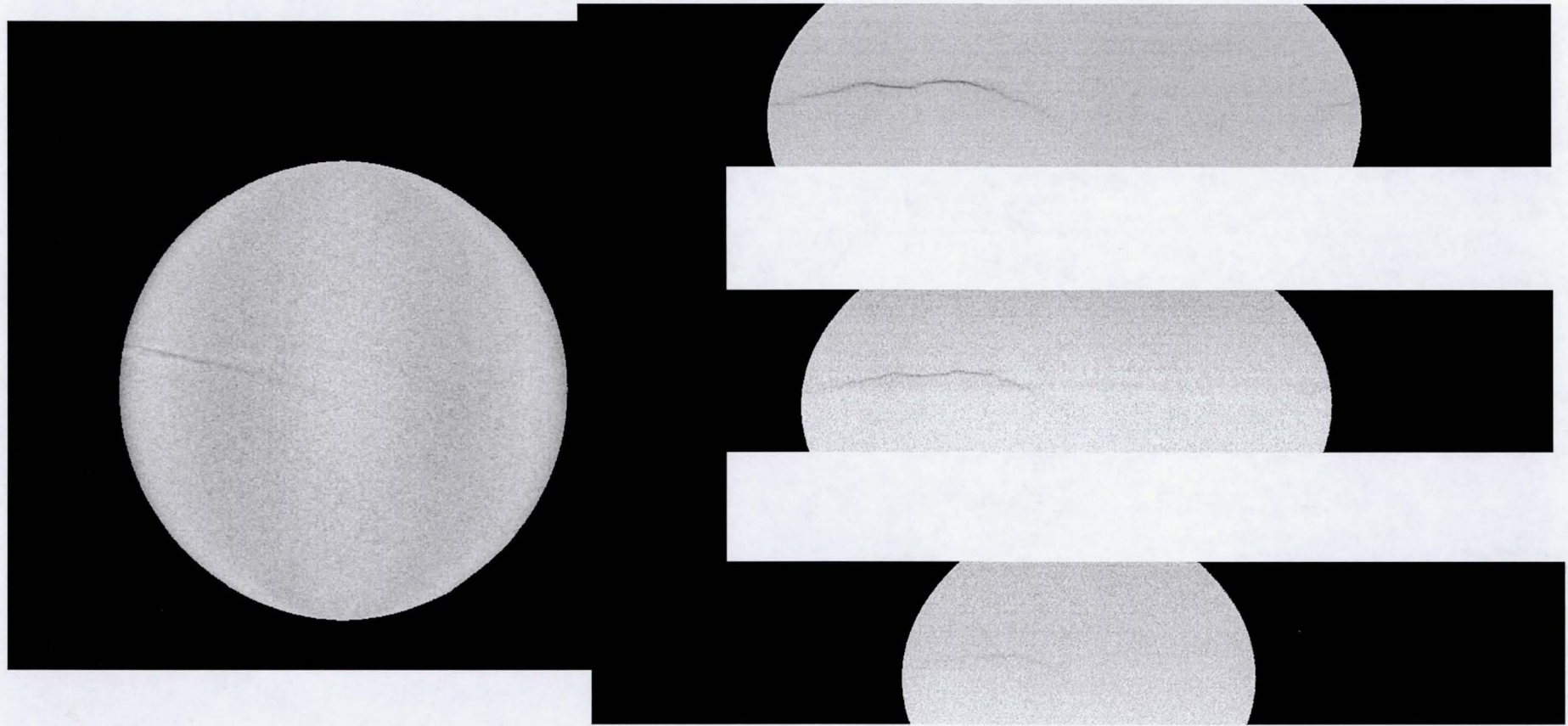
Optical Observation of Potential FOD Island During 1.75 Inch Diameter Ball Compression Testing



SEM Observation of Potential FOD Island After Opening the Main Crack



# *Grieta de la bola BSTRA*



Radiografía digital mejorada  
mostrando una vista de  
profundidad de la grieta

Diagramas de la extracción de la coraza  
en diversas profundidades de la bola



# *Sistema de protección termal*

- Protección para temperaturas sobre 177 C
  - Mantener temperaturas de la coraza de la nave (Al y grafito pegado)
- Sistema pasivo
- La meta de diseño fueron 100 misiones
- Operar de  $-157$  a  $1648$  C
- Aplicada una piel externa
  - Forma aerodinámica determinada
  - Debe sostener las fuerzas inducidas por desviaciones en la armadura de la nave

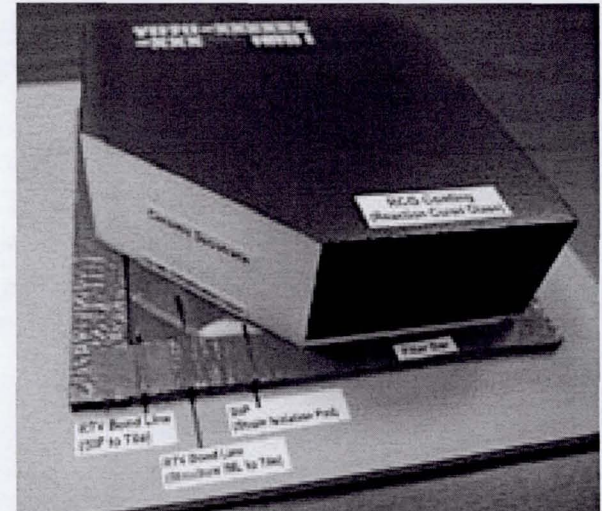
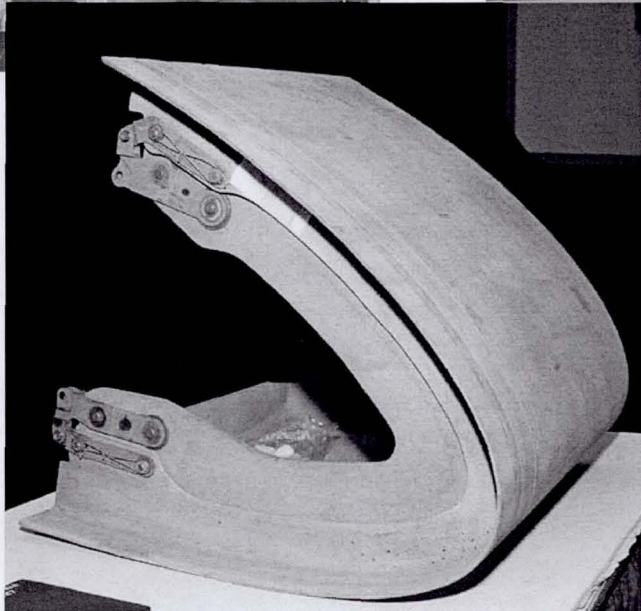
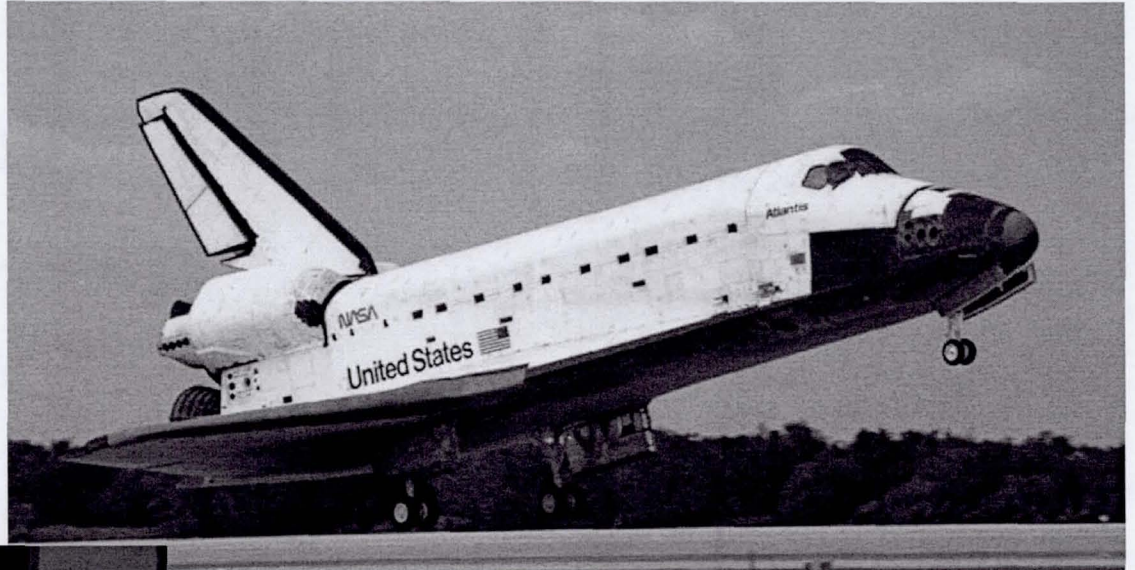
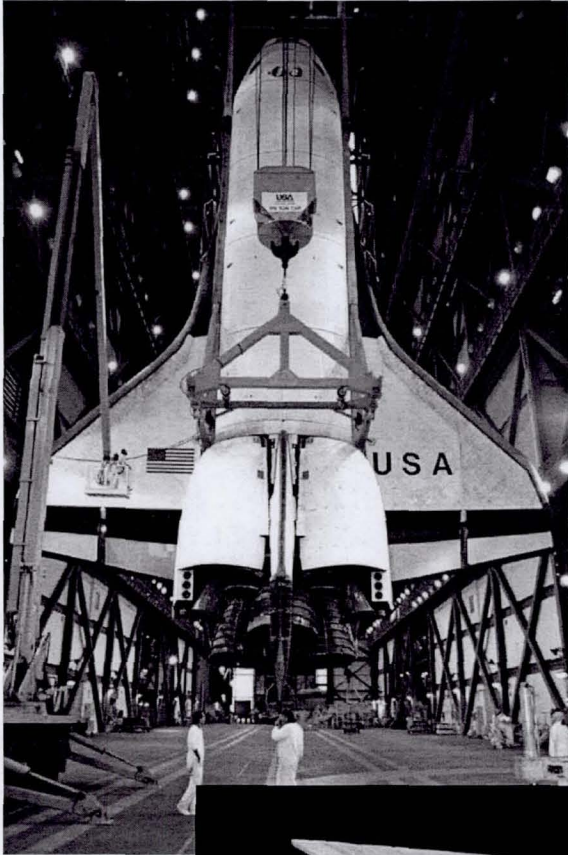


# *Sistema de protección termal*

- Reinforced Carbon-Carbon (RCC) [Carbón-Carbón reforzado]
  - Temperaturas entre 1538-1649 C
  - 22 paneles únicos del borde de la ala, casquillo de la nariz, y sellos-T
- Losetas negras
  - Temperaturas debajo de 1260 C
  - Ultimamente actualizado a un un compuesto refractario
- Losetas blancas
  - Temperaturas debajo de 649 C
  - Sustituído más adelante por un compuesto flexible “manta”
- Mantas blancas
  - Temperaturas debajo de 371 C
  - Filtro revestido de Nomex



# *Sistema de protección termal*





# *Sistema de Protección Termal : RCC*

## *Situación Actual: Reparación en órbita*

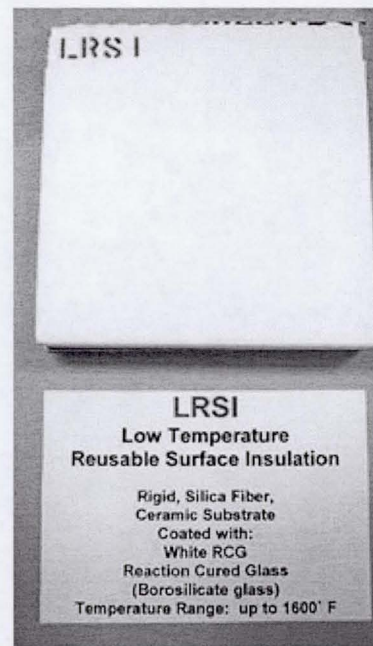
- Cada sección que conduce a los bordes/nariz tienen una geometría única
- Los materials deben de ser capaces de pre-almacenarse y estar listos para usarse
- Miembros de la tripulación [EVA] realizan la reparación
- Ambiente de trabajo inestable
- Cargas aerotermales
- Tamaño del agujero a proteger.





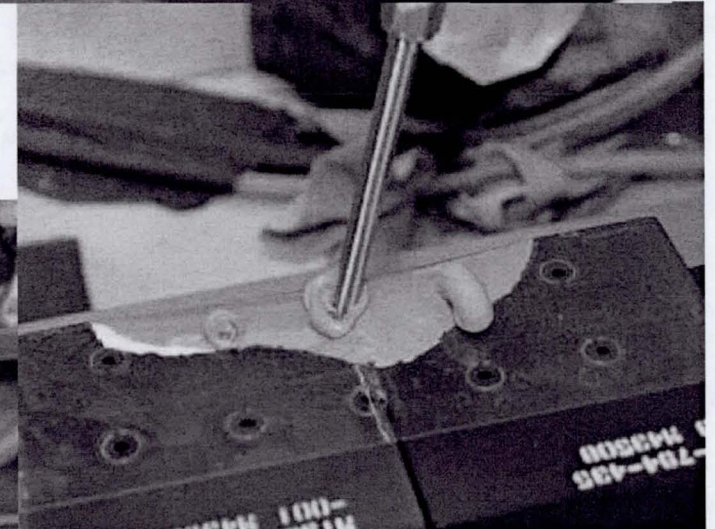
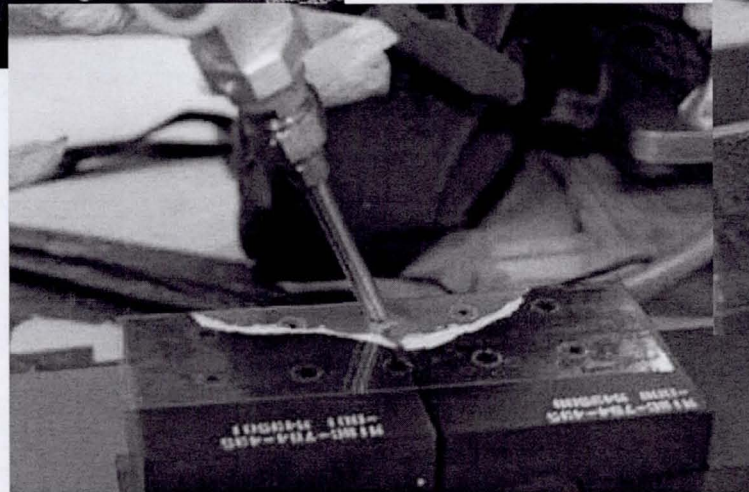
# *Sistema de protección termal: Losetas*

- FRCI: 20 % Nextel (AB312-Alumina Borosilicate) y 80% fibras de silicona
- LI-900: pura silicona
- LI-2200: Silicona con 3% SiC
- Marco maquinado a la medida
- Nomex: llena el boquete y aísla la tensión
- Diversos revestimientos usados para controlar emisividad/absorción





# *Sistema de Protección Termal. Reparación de Losetas*

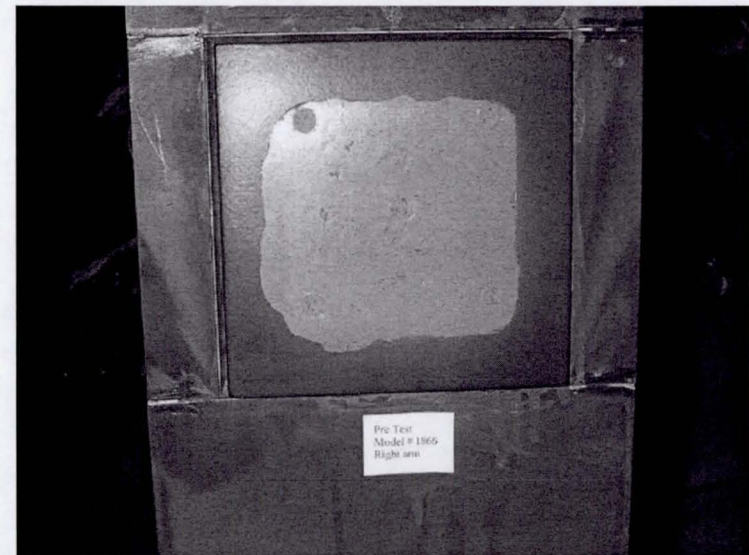
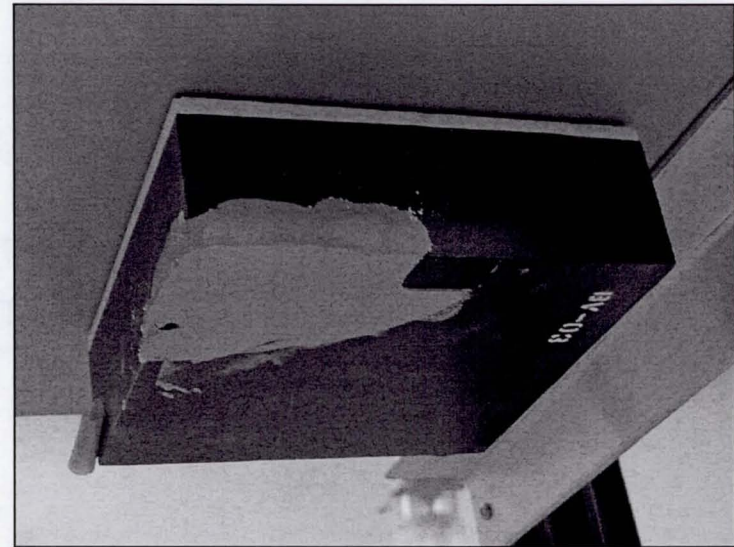




# *Sistema de Protección Termal.*

## *Reparación de Losetas*

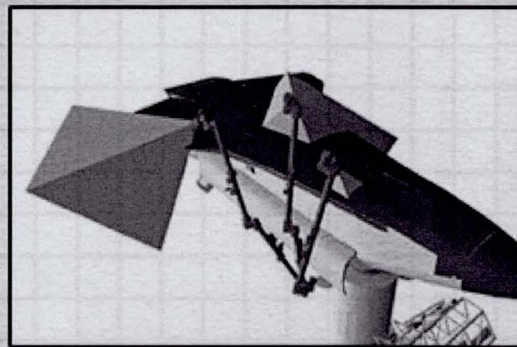
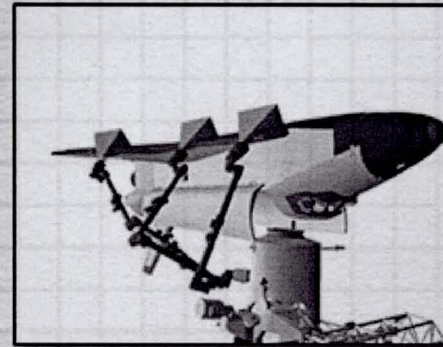
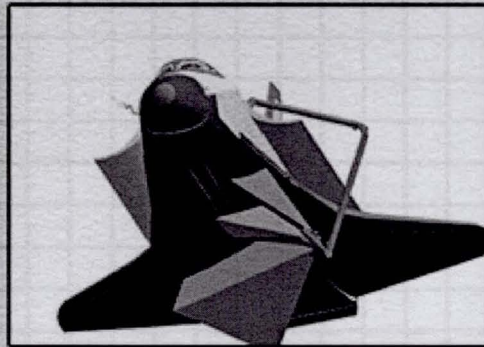
- Material base es RTV 511
  - Microglobos y fibras de silicona
  - Cab-o-sil
  - Diluyentes de silicón
- Ambiente
  - Tiempo de secado
  - Viscosidad
  - Vida en contenedor
  - Carga a la entrada
- Técnicas de aplicación
  - “Pistola”
  - Ninguna tensión permitida





# *Inspecciones en órbita*

## SRMS and SSRMS Inspection



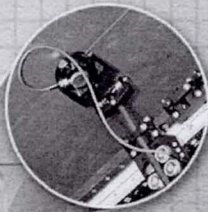
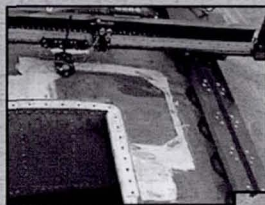


# *Desarrollando técnicas de inspección del ala en tierra*

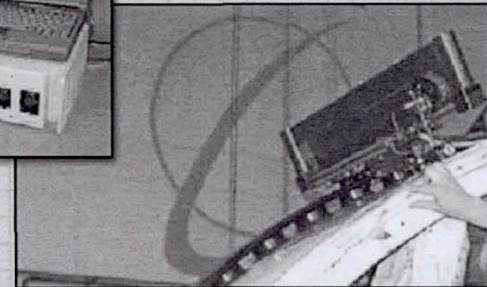
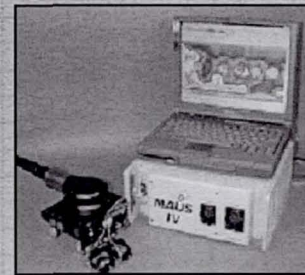
## Ultrasonic Scanning Systems

### MAUS System

Resonance  
MIA  
Pulse-echo  
Pitch-catch  
Eddy current



## MAUS IV Flexible Track

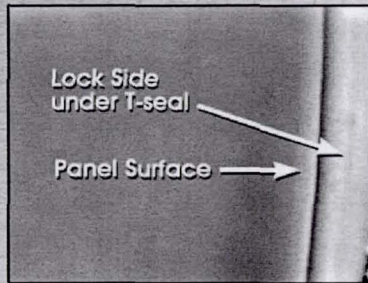




# *Los resultados preliminares parecen prometedores*

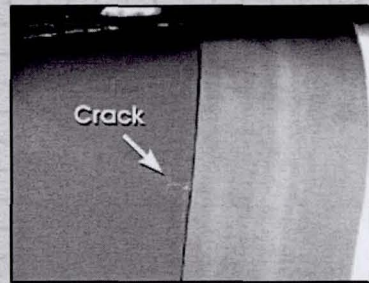
## Thermography Inspections

OV-103 6L Pre Impact



Outboard (W/out T-seal)

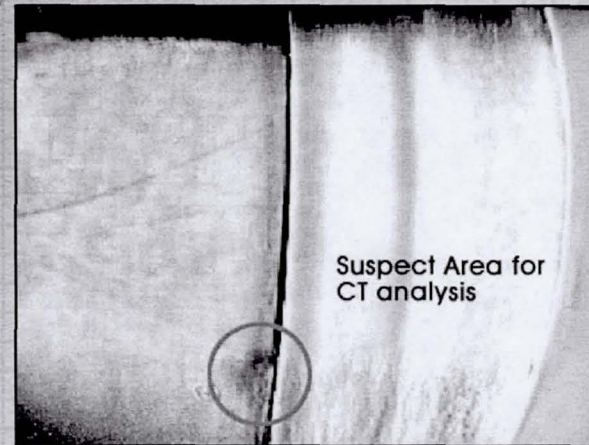
OV-103 6L Post Impact



Outboard (W/ T-seal)

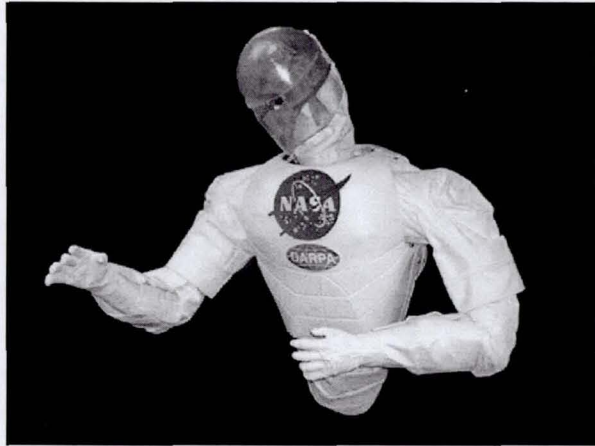
OV-103 6L Post Impact

PCA Analysis of thermal data

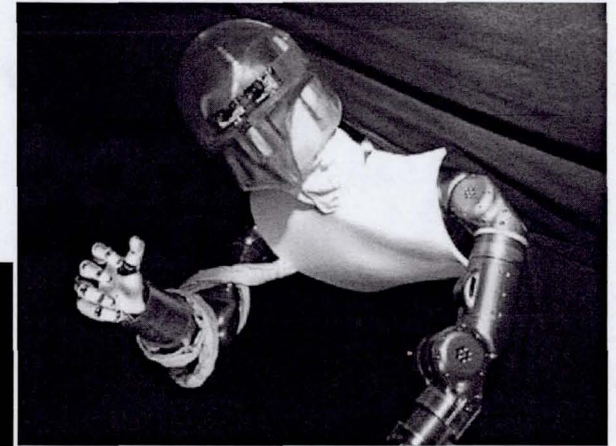




# ***Research & Development***

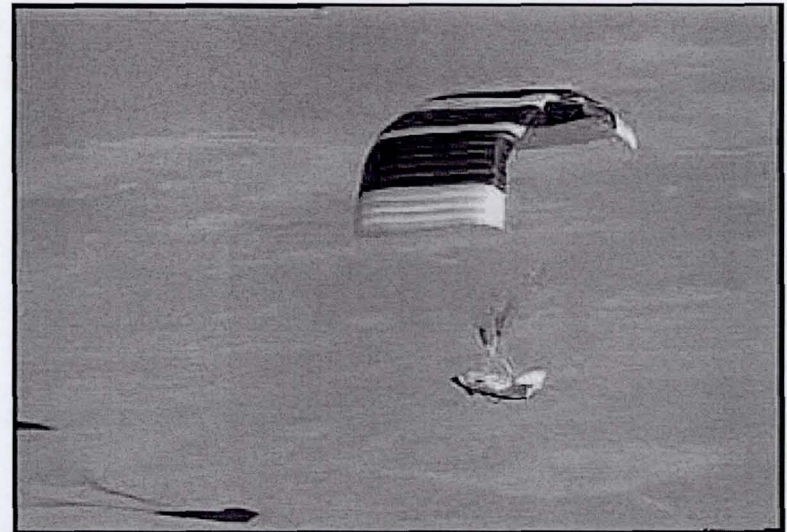
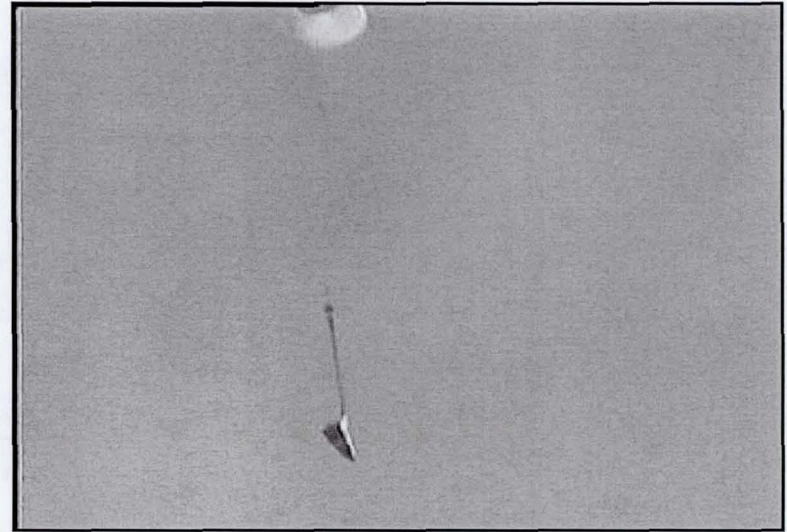


## ***Robonaut***





# ***X-38 Drop Test***





## *Resumen*

El sistema de transporte STS tiene más de 20 años y aún seguimos aprendiendo de él.

Tenemos un desafío para re-certificar los vehículos para vuelo en un futuro próximo.

Seguirá siendo la preocupación del área de materiales.