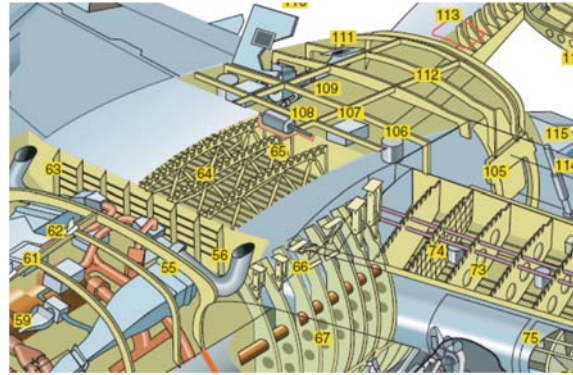


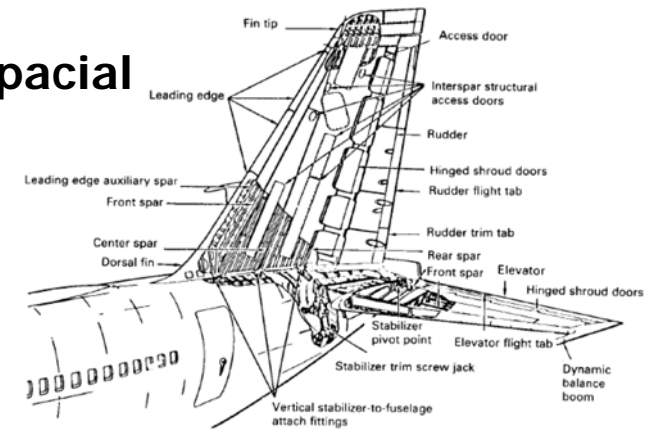
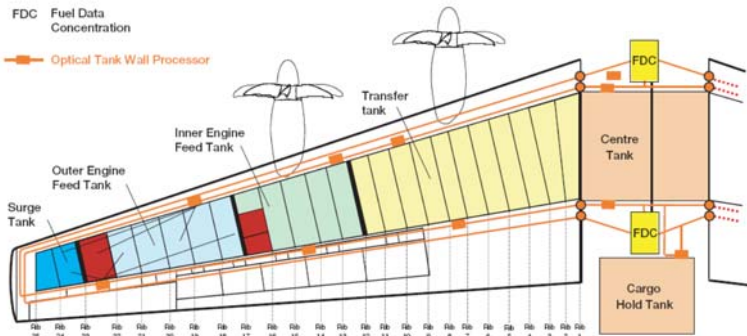
(a) Typical transport wing



# Estructuras Preliminares

## Tema 7

Sergio Esteban Roncero  
 Departamento de Ingeniería Aeroespacial  
 Y Mecánica de Fluidos



(a) Convair 880  
 (Courtesy of General Dynamics Corp. - Convair.)



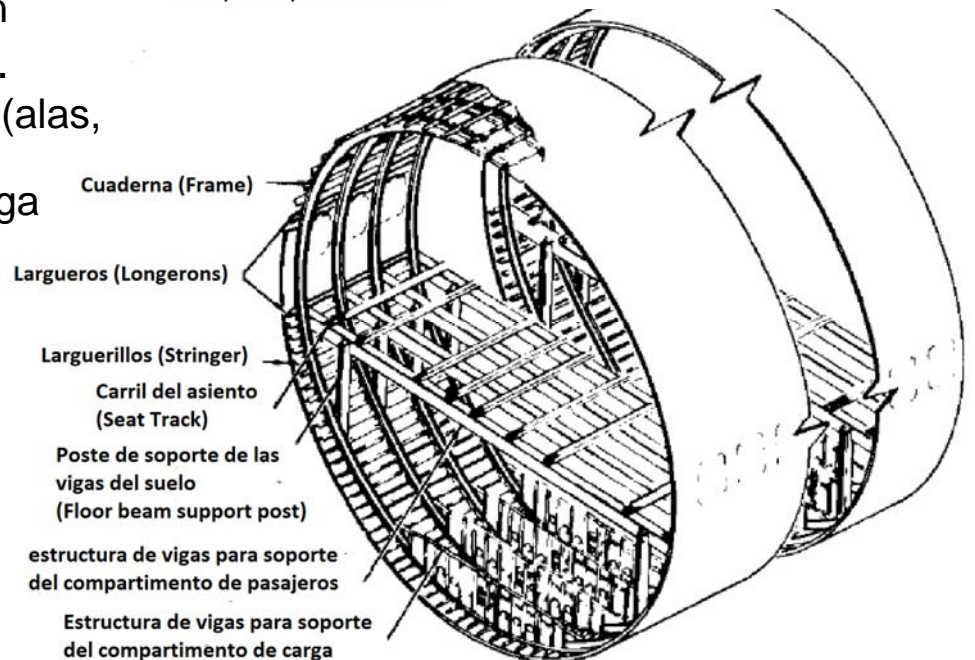
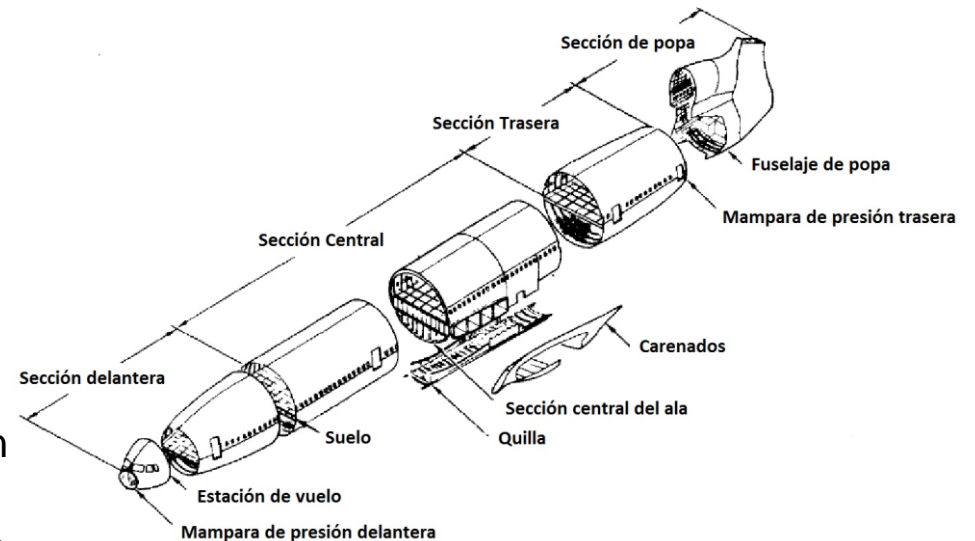
# Introducción

---

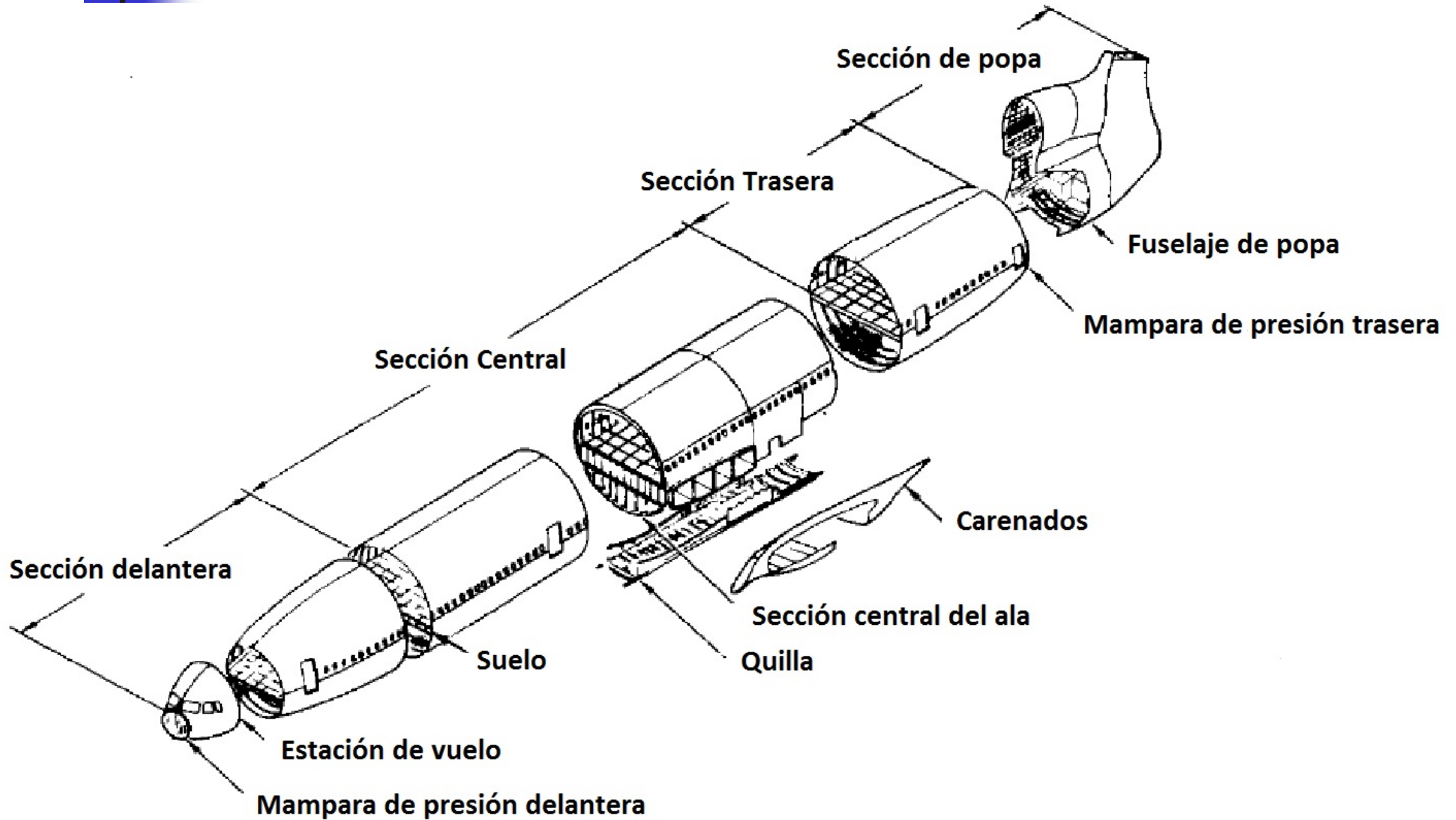
- Estructura (Diseño):
  - Fuselaje
  - Ala
  - Estabilizadores
- Estimación de Pesos:
  - Método simplificado
  - Métodos detallados

# Fuselaje: Estructura - I

- Estructura típica (**semimonocasco**):
  - Cuadernas - **frames**.
    - Soportan cargas de tracción (presurización)
  - Revestimiento - **skin**.
    - Fuerzas torsionales.
    - Mantener la presión de cabina.
  - Largueros del fuselaje – **longerons**.
    - Distribuir cargas axiales inducidas por flexión
  - Larguerillos del fuselaje - **stringers**
    - Distribuir cargas axiales inducidas por flexión
  - Mampara de presión – **pressure bulkhead**.
    - Ubicados en puntos de fuerza concentrados (alas, cola, tren de aterrizaje)
    - Estructura bastante grande – distribuir la carga aplicada en los revestimientos del fuselaje.
  - Zonas reforzadas.
    - Tren de aterrizaje
    - Unión con las superficies sustentadoras.
  - Vigas y paneles
    - División entre cabina y bodega



# Fuselaje: Estructura - II



# Fuselaje: Estructura - III

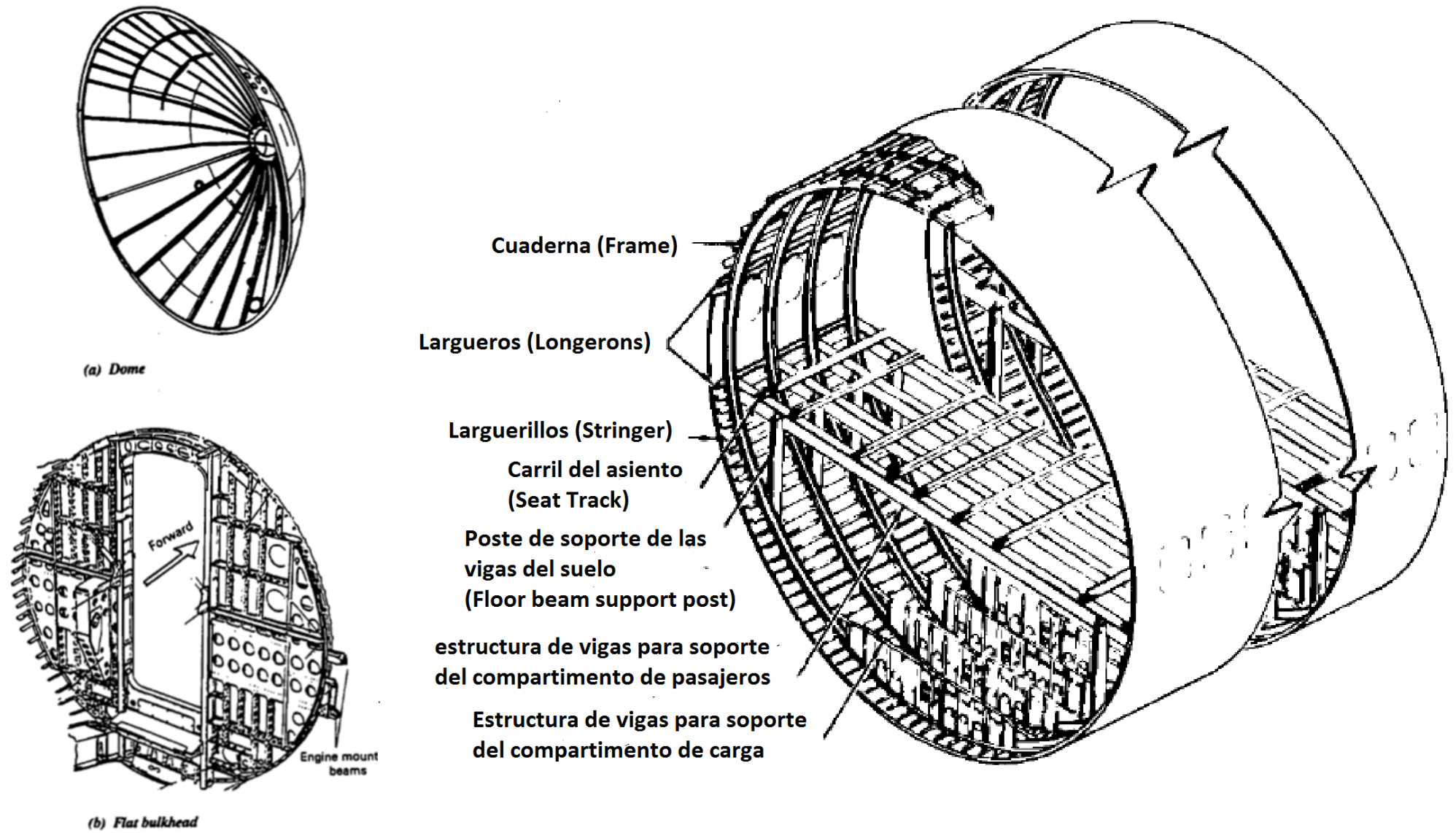
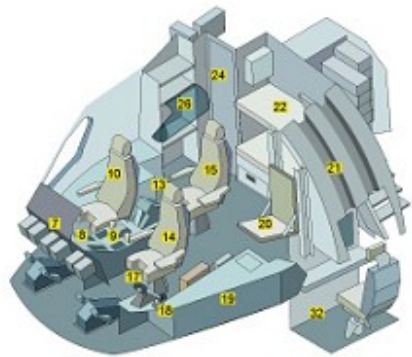
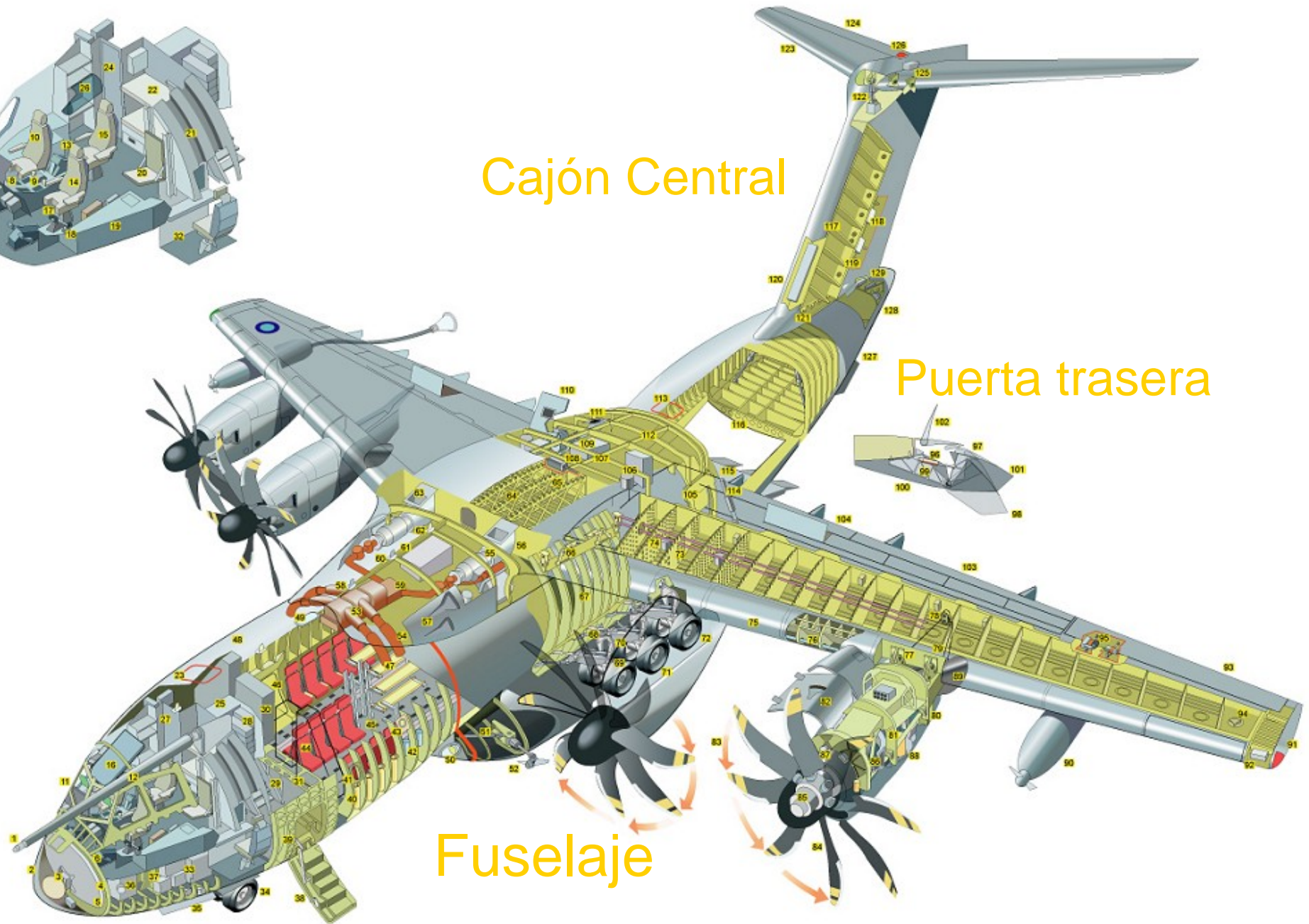


Fig. 11.3.28 Typical pressure bulkheads.



Cajón Central

Puerta trasera



Fuselaje

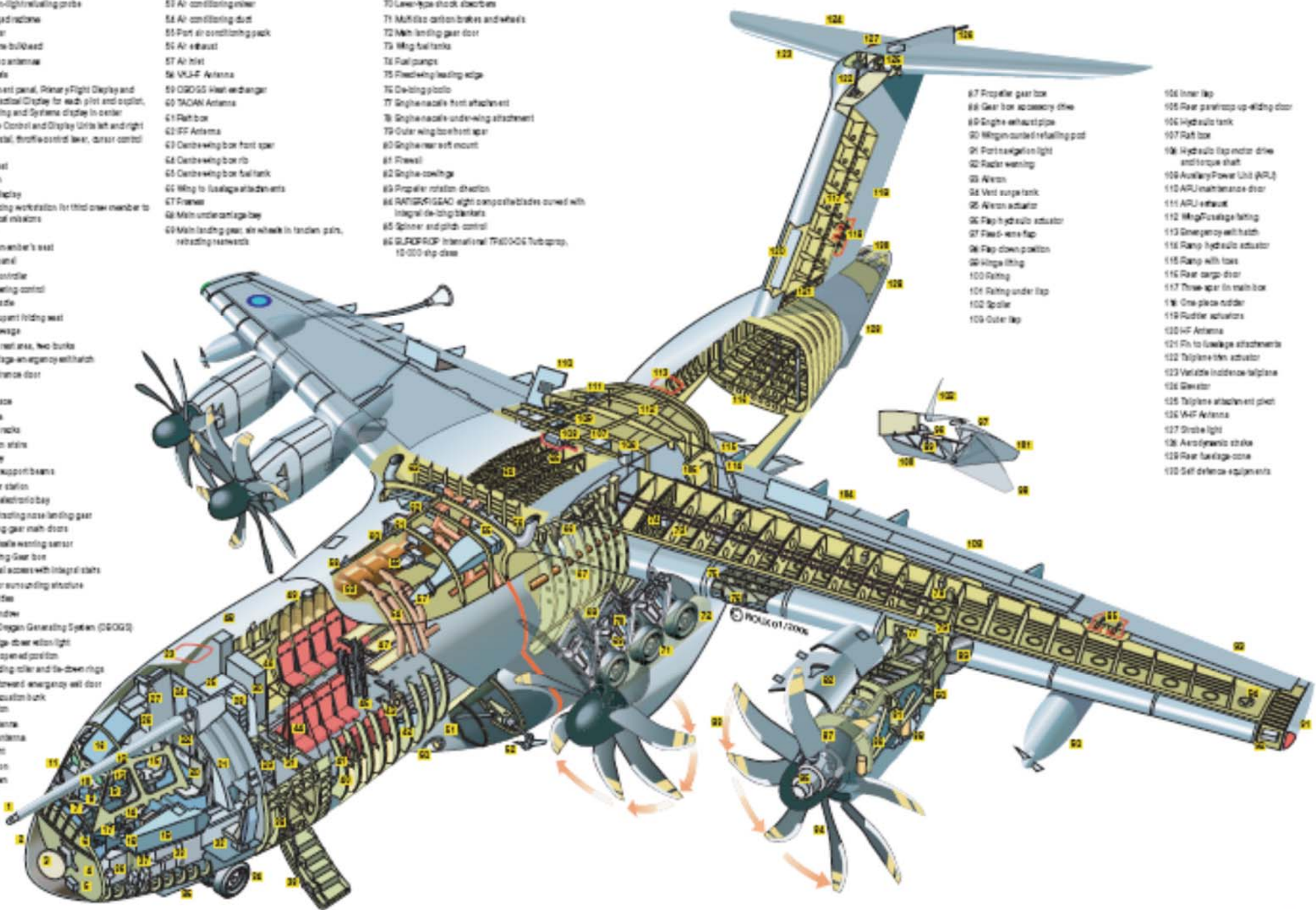
Copyright © Airbus Military S.L. 2006

# AIRBUS MILITARY A400M

- 1 Removable in-flight refueling probe
- 2 Upward hinged rations
- 3 Weather radar
- 4 Front pressure bulkhead
- 5 Glideslope antenna
- 6 Rudder pedals
- 7 Front instrument panel, Primary Flight Display and Navigation/Attitude Display for each pilot and copilot, Engine Warning and Systems display in center
- 8 Multipurpose Control and Display Units left and right
- 9 Center pedestal, throttle control levers, director control sticks
- 10 Copilot's seat
- 11 Midcabin
- 12 Head-Up Display
- 13 Forward facing workstation for third crew member to seek tactical missions
- 14 Pilot's seat
- 15 Third crew member's seat
- 16 Overhead panel
- 17 Stairlock controller
- 18 Ground steering control
- 19 Lateral console
- 20 Fourth occupant folding seat
- 21 Cockpit stowage
- 22 Flight crew rest area, two bunks
- 23 Upper fuselage emergency exit hatch
- 24 Cockpit entrance door
- 25 Galley
- 26 Storage space
- 27 IFF Antenna
- 28 Electronics racks
- 29 Right station stairs
- 30 Avionics bay
- 31 Machine support beams
- 32 Loadmaster station
- 33 Underfloor electronics bay
- 34 Forward retracting nose landing gear
- 35 Nose landing gear main doors
- 36 Forward intake warning sensor
- 37 Nose Landing Gear box
- 38 Crew removal access with integral stairs
- 39 Ramp, door surrounding structure
- 40 Oxygen bottles
- 41 Forward window
- 42 On Board Oxygen Generating System (OBOGS)
- 43 Leading edge door warning light
- 44 Troop seat opened position
- 45 Cargo handling roller and tie-down rings
- 46 Standard forward emergency exit door
- 47 Medical evacuation bunk accommodation
- 48 TACAN Antenna
- 49 SATCOM Antenna
- 50 Landing light
- 51 Post ignoison
- 52 Drop-out ram air turbine

- 53 Air conditioning mixer
- 54 Air conditioning duct
- 55 Port air conditioning pack
- 56 Air exhaust
- 57 Air hint
- 58 VLF Antenna
- 59 OBOGS Heat exchanger
- 60 TACAN Antenna
- 61 Ref box
- 62 IFF Antenna
- 63 Centre-wing box front spar
- 64 Centre-wing box rib
- 65 Centre-wing box fuel tank
- 66 Wing to fuselage attachment
- 67 Frames
- 68 Main undercarriage bay
- 69 Main landing gear, air wheel in tandem pair, retracting rearwards
- 70 Low-type shock absorber
- 71 Multi-disc carbon brakes and wheels
- 72 Main landing gear door
- 73 Wing fuel tanks
- 74 Fuel pumps
- 75 Fixed wing leading edge
- 76 De-icing photo
- 77 Engine nacelle front attachment
- 78 Engine nacelle under-wing attachment
- 79 Outer wing box front spar
- 80 Engine rear seat mount
- 81 Firewall
- 82 Engine cowling
- 83 Propeller rotation direction
- 84 RATIDEGRIDAD eight composite blades curved with integral de-icing blankets
- 85 Spinner and pitch control
- 86 GULFSTREAM International TR4000 Turboprop, 10,000 shp class

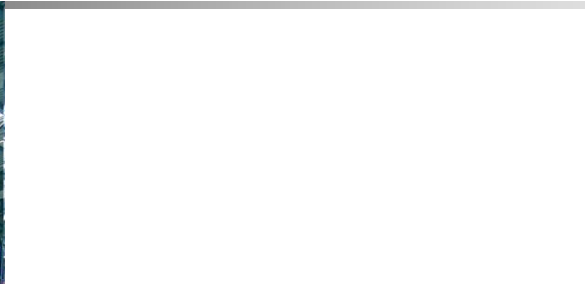
- 87 Propeller gear box
- 88 Gear box accessory drive
- 89 Engine exhaust pipe
- 90 Wing-mounted refueling pod
- 91 Port navigation light
- 92 Radar warning
- 93 Aleron
- 94 Vent surge tank
- 95 Aleron actuator
- 96 Flap hydraulic actuator
- 97 Flap-own flap
- 98 Flap down position
- 99 Wings fitting
- 100 Railing
- 101 Railing under flap
- 102 Spoiler
- 103 Outer flap
- 104 Inner flap
- 105 Rear paratroop up-riding door
- 106 Hydraulic tank
- 107 Fuel tank
- 108 Hydraulic flap motor drive and torque shaft
- 109 Auxiliary Power Unit (APU)
- 110 APU maintenance door
- 111 APU exhaust
- 112 Wing/Fuselage fitting
- 113 Emergency exit hatch
- 114 Ramp hydraulic actuator
- 115 Ramp with tows
- 116 Rear cargo door
- 117 Three spar in main box
- 118 One piece rudder
- 119 Rudder actuators
- 120 IFF Antenna
- 121 Pin to fuselage attachment
- 122 Tailplane rib actuator
- 123 Vertical incidence tailplane
- 124 Elevator
- 125 Tailplane attachment point
- 126 VLF Antenna
- 127 Drive light
- 128 Aerodynamic strike
- 129 Rear fuselage cone
- 130 Self defence equipment



# Fuselaje: Estructura - IV



**Sect. Central  
Delantera Fuselaje**



**Sect 17 Fuselaje trasero**



**Fuselaje**



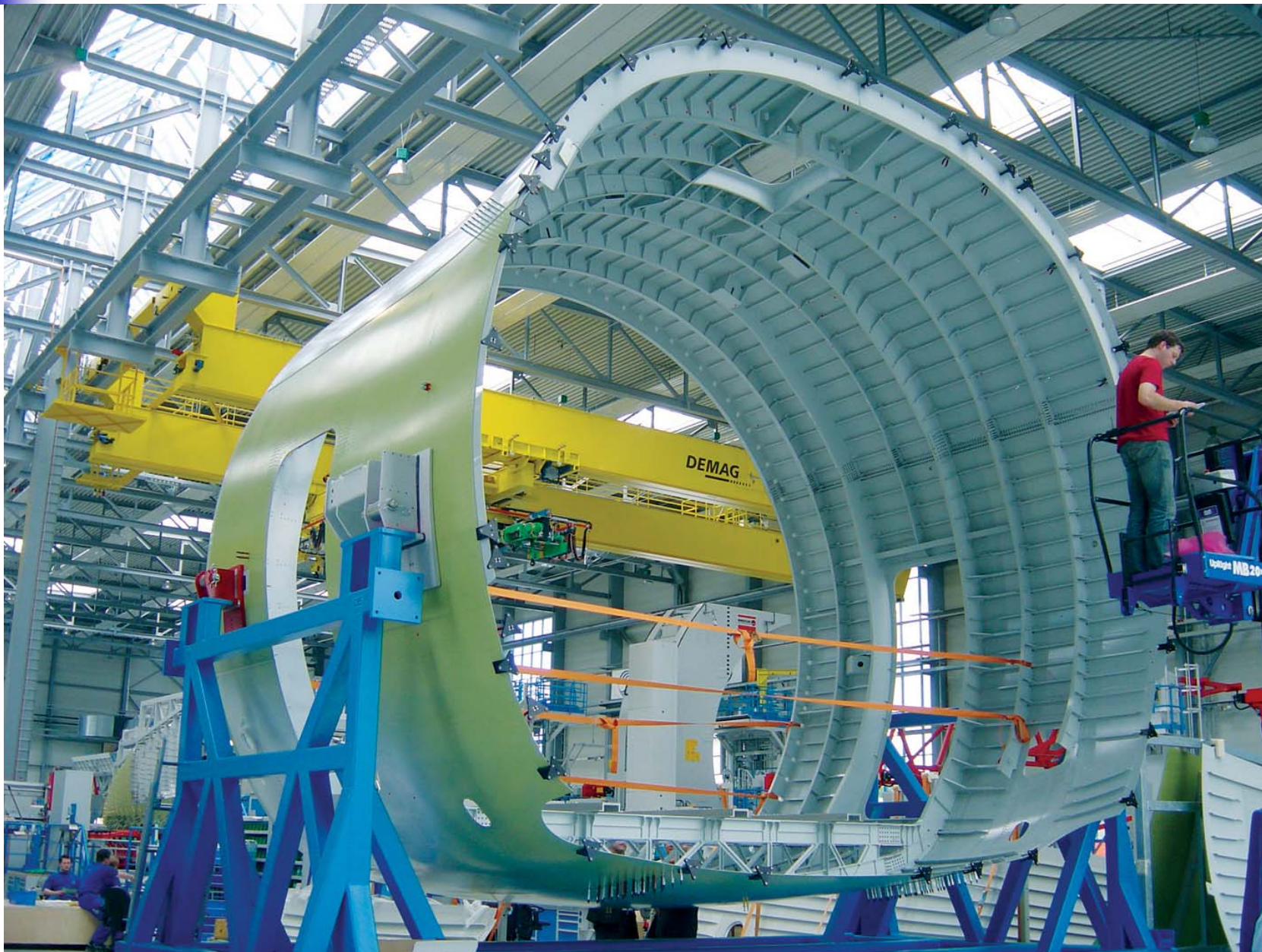
**Mampara de presión**



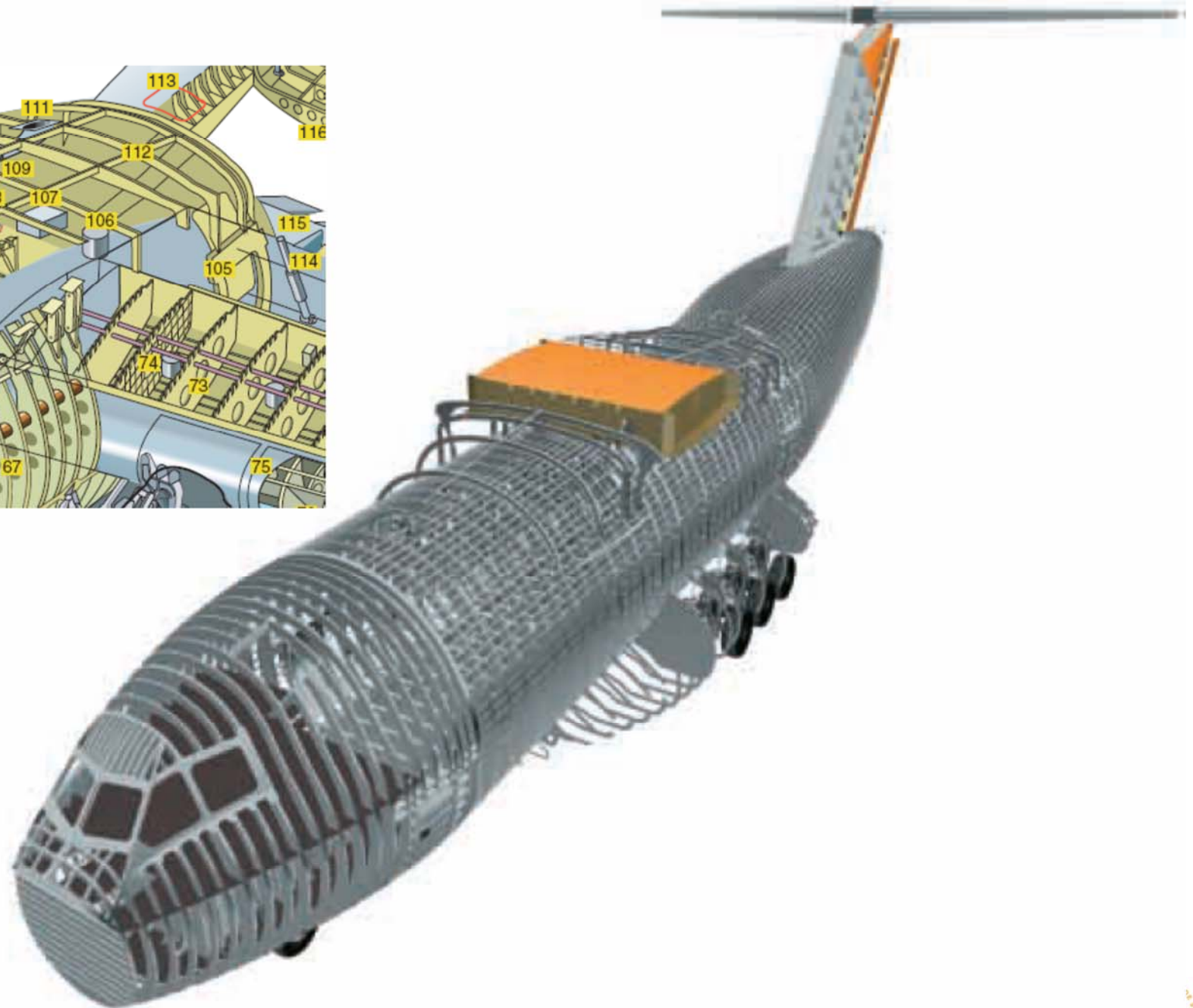
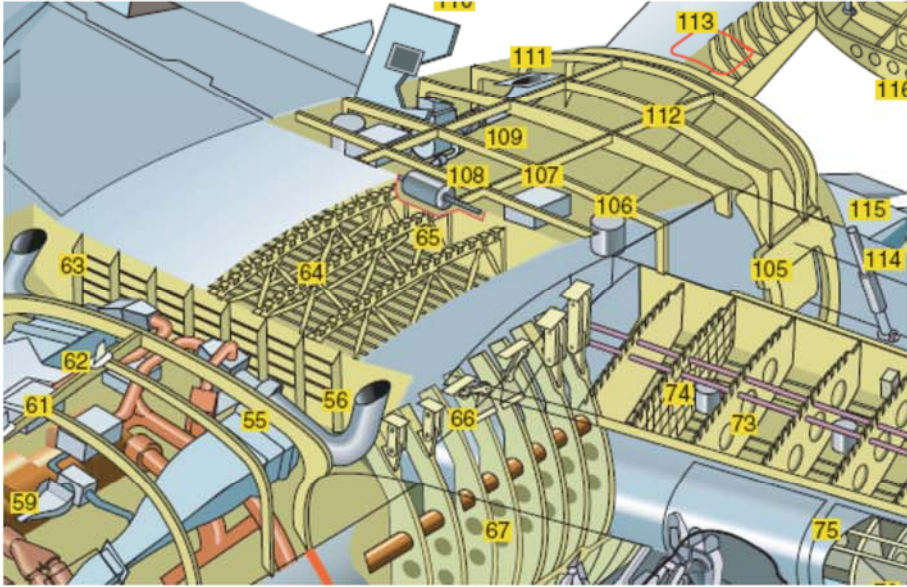
**Sect Cono de cola**



# Fuselaje: Estructura - IV



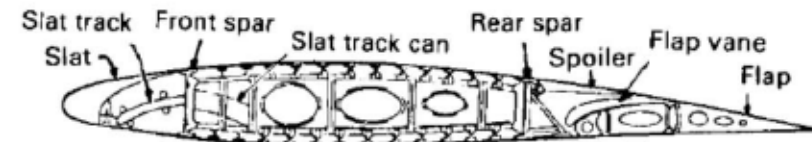
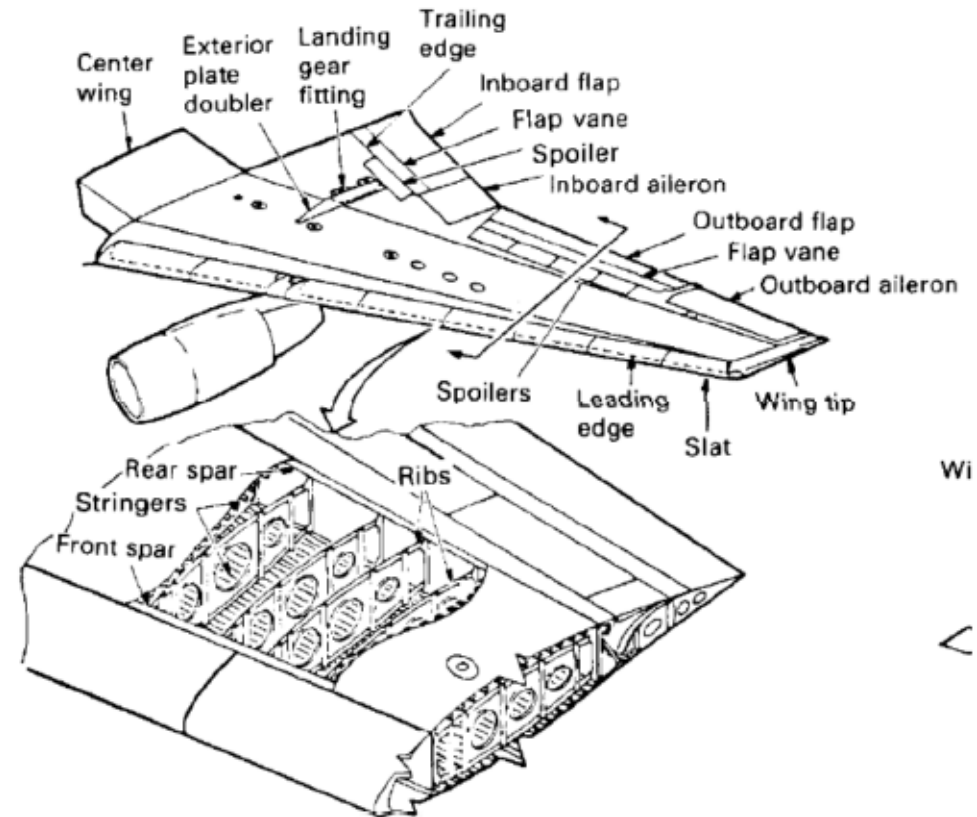
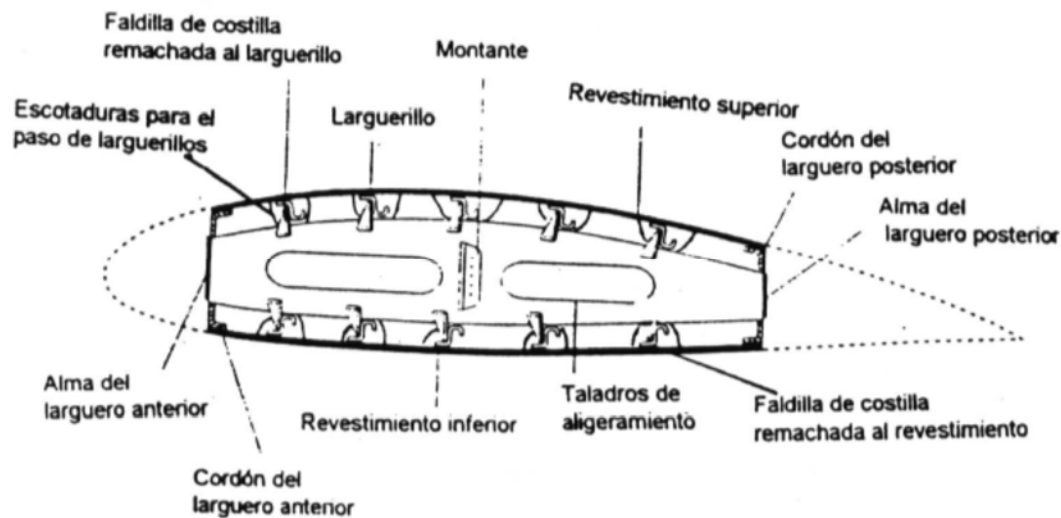
# A400M – Estructura del fuselaje



# Estructura: Ala - I

## ■ Elementos constitutivos:

- Largueros - *spar*.
- Costillas - *ribs*.
- Larguerillos - *Longitudinal stringer*.
- Revestimiento - *skin*.
- Cajón de torsión – *torsional box – D-box*.
- Borde de entrada – *leading edge*
- Borde de salida – *trailing edge*
- Extremo del ala - *wingtip*
- Puertas de acceso.
- Uniones entre elementos.
- Zonas reforzadas:
  - Tren de aterrizaje.
  - Motores.
- Unión ala-fuselaje.
- Alojamiento del tren.



(a) Typical transport wing

# Estructura: Ala - II

## ■ Costillas:

- Generalmente contruidos en **una pieza sólida** a la que se le practican **orificios de acceso**. También se pueden construir mediante **triangulación de perfiles**.
- Objetivo de los orificios
  - Pasar **cableado: hidráulico, eléctrico**.
  - **Reducción de peso**

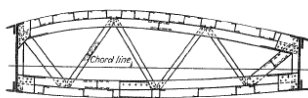


Fig. A21.4

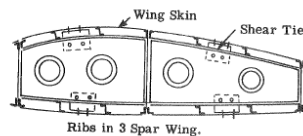


Fig. A21.5

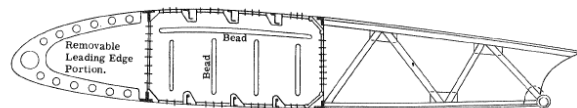


Fig. A21.6

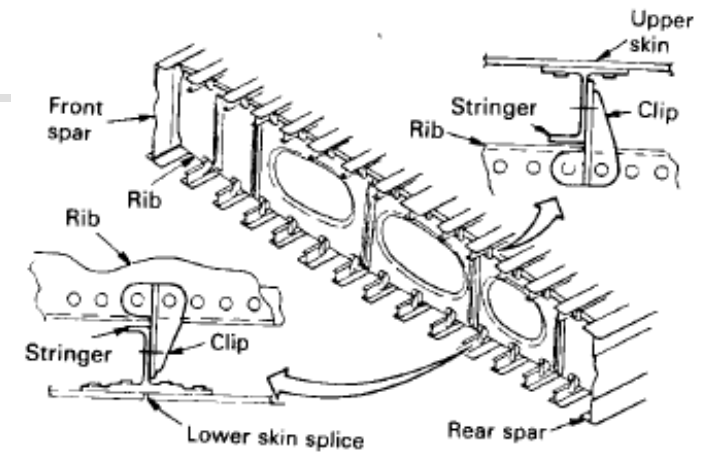


Fig. 8.5.2 Typical rib construction.

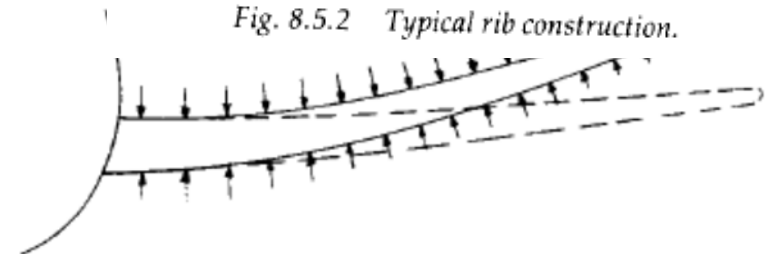


Fig. 8.5.4 Wing crushing loads due to flexure bending.

## ■ Misión estructural

- Transferir las **cargas aerodinámicas** externas a los largueros.
- Soportar las **cargas de aplastamiento**, manteniendo la geometría del perfil.
- **Redistribuir** las **cargas concentradas** (góndola motor y tren de aterrizaje) a los largueros y a los paneles de recubrimiento.
- **Soporte** para los **larguerillos**
- **Redistribución de cizalladura** en los lugares de cargas concentradas.



# Estructura: Ala - III

- Largueros:
  - **Elementos longitudinales** que recorren el ala de la **raíz** a la **punta**.
  - Se suelen usar dos **largueros paralelos**, formando el llamado cajón del ala (*wingbox*)
  - Se encargan principalmente de **soportar** los **esfuerzos de flexión**, debidos a las **cargas aerodinámicas**.
  - Pueden soportar **cargas concentradas** debidas al **tren de aterrizaje** y los **motores**.
  - Elementos:
    - Alma, alas, montantes

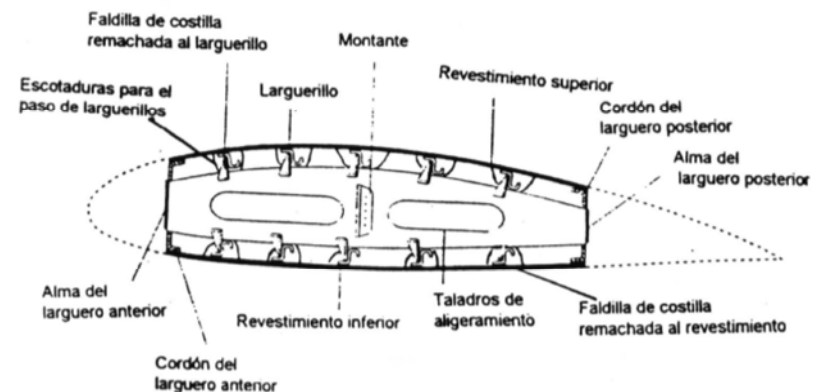
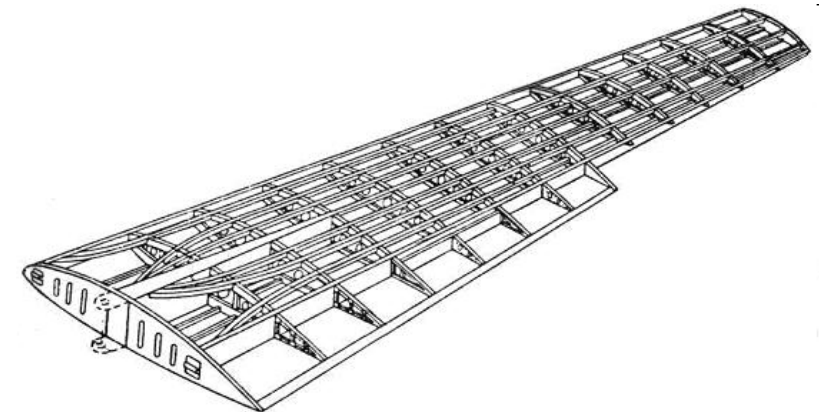
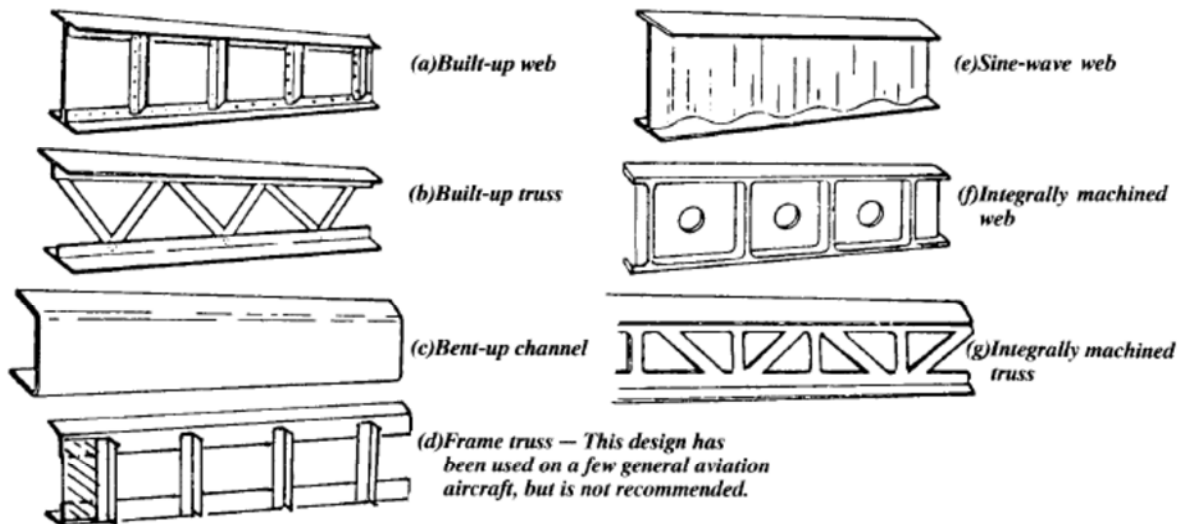
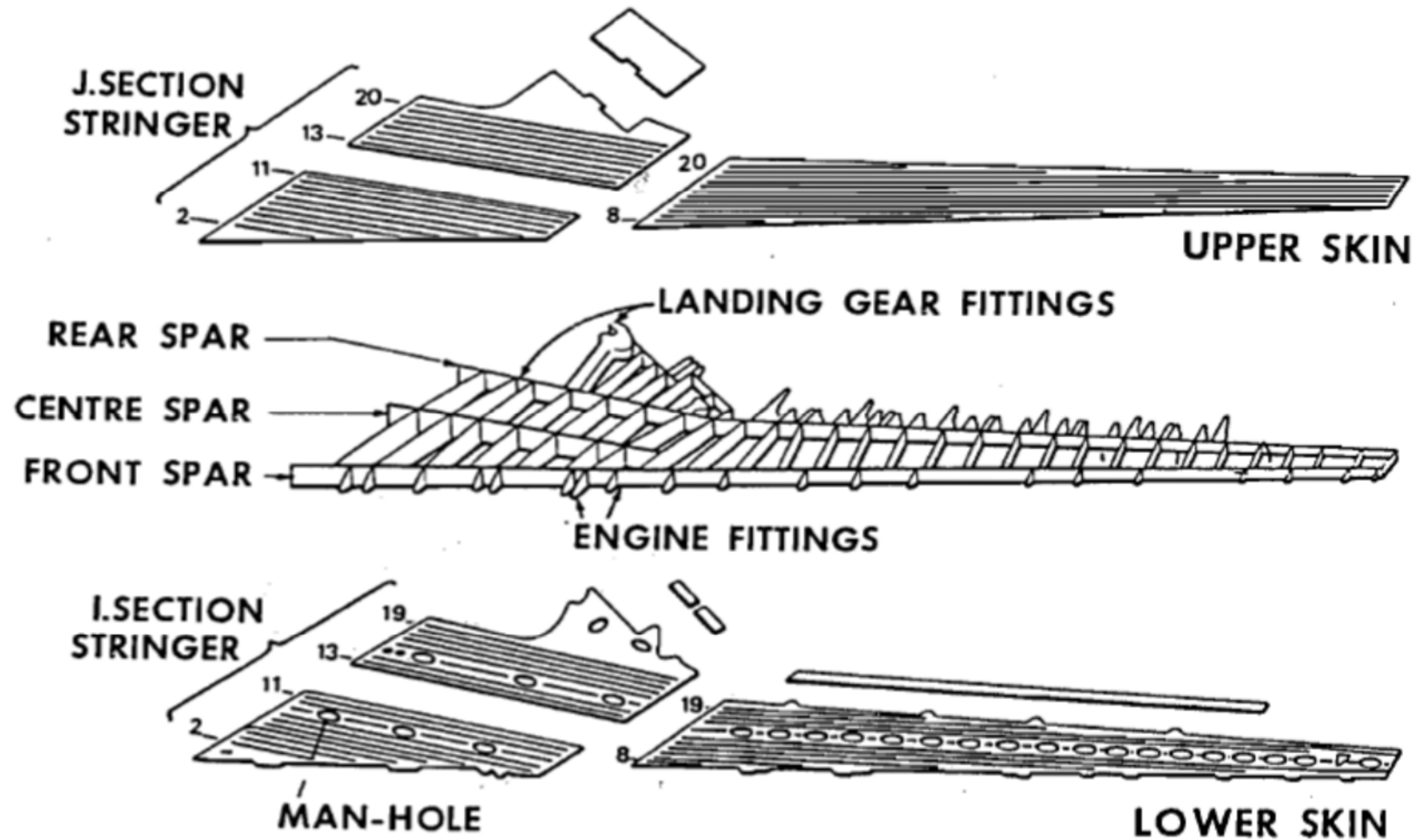


Fig. 8.4.3 Typical spar configurations.

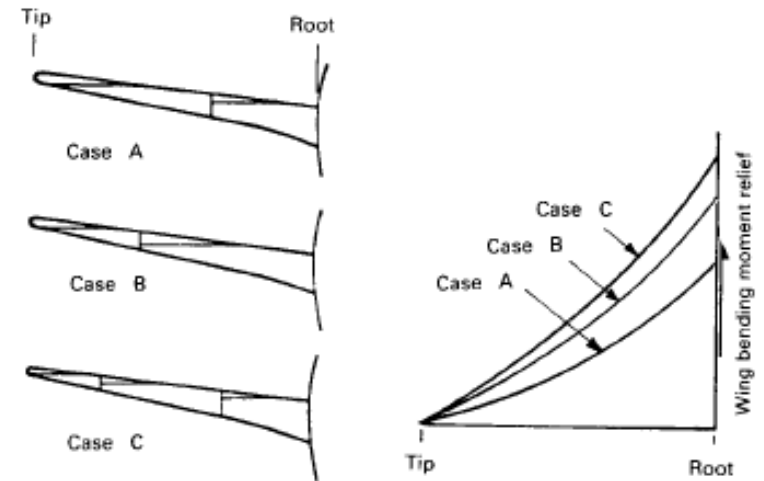
# Estructura: Ala - III

- Revestimientos:
  - Cuenta con larguerillos para evitar el **pandeo**.
  - Compuertas de servicio: *hand-hole, man-hole*



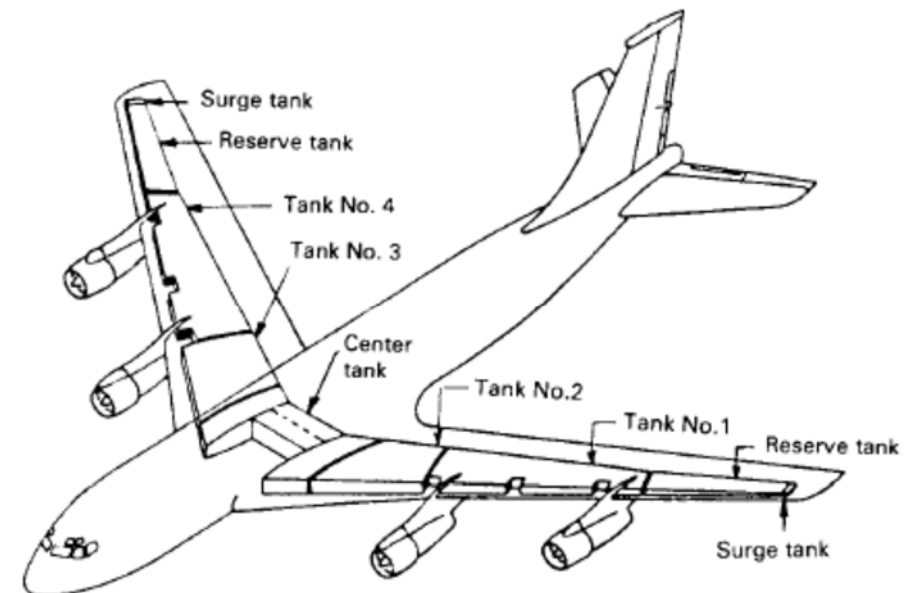
# Estructura: Ala - IV

- Tanques de combustible
  - Se **aprovecha** el cajón central del ala para ubicar el **combustible**.
  - Se consigue **aliviar esfuerzos** de flexión.
  - Se **libera espacio** en la cabina.
  - Se utilizan **tanques integrados**, sellando la estructura con compuestos resistentes al combustible.
  - Todas las paredes tienen que ser **accesibles**: detección y reparación de **fugas**.
  - Evitar cambios bruscos de forma y secciones afiladas donde se encuentren los sellados
  - **Administración** de tanques de combustible:
    - **Alivio del par** de flexión.
    - Sistemas complejos de administración no son bienvenidos por los pilotos.



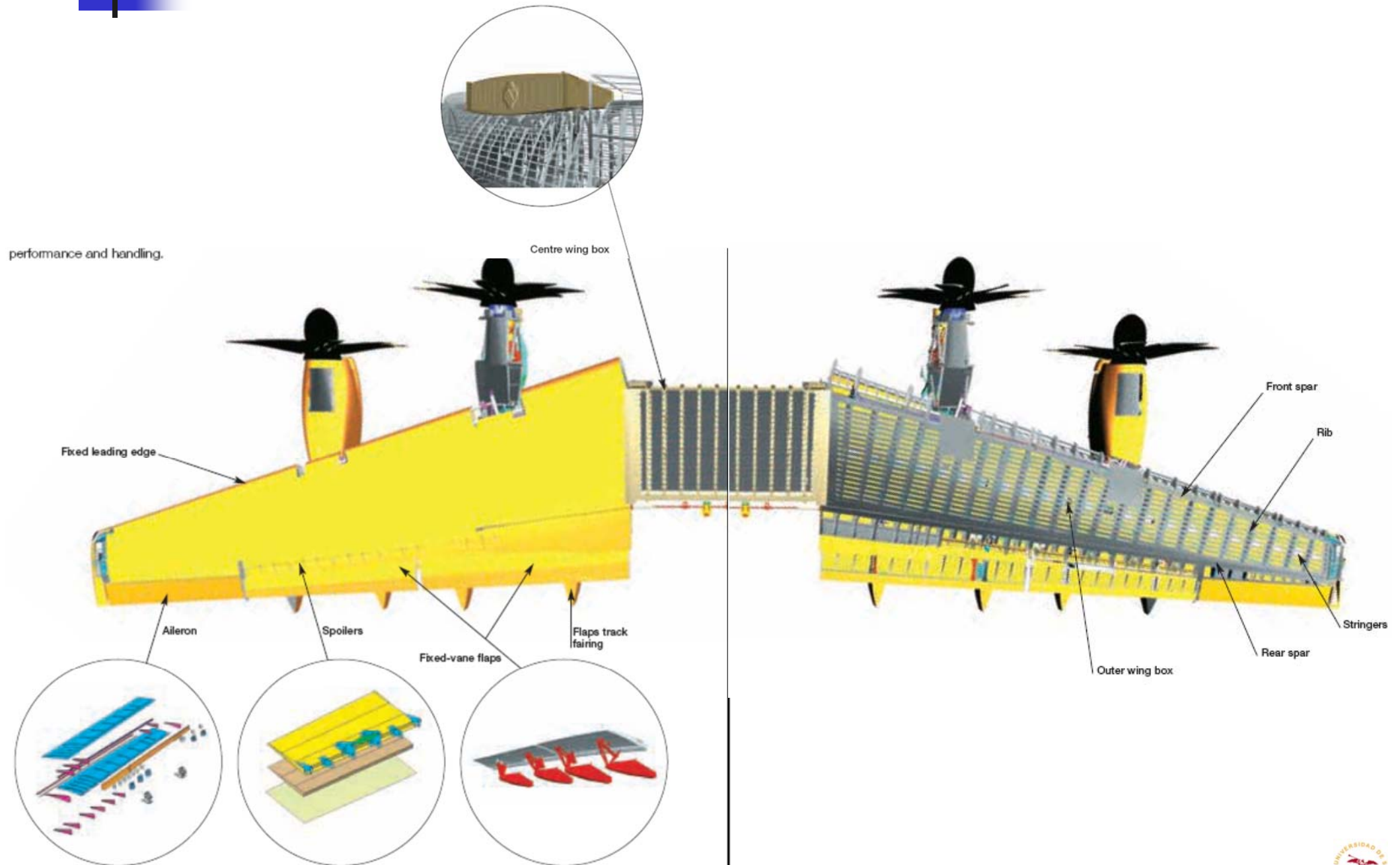
(b) Fuel tank geometry vs. wing relief

Fig. 8.8.4 Transport fuel tank geometry vs. wing load relief.



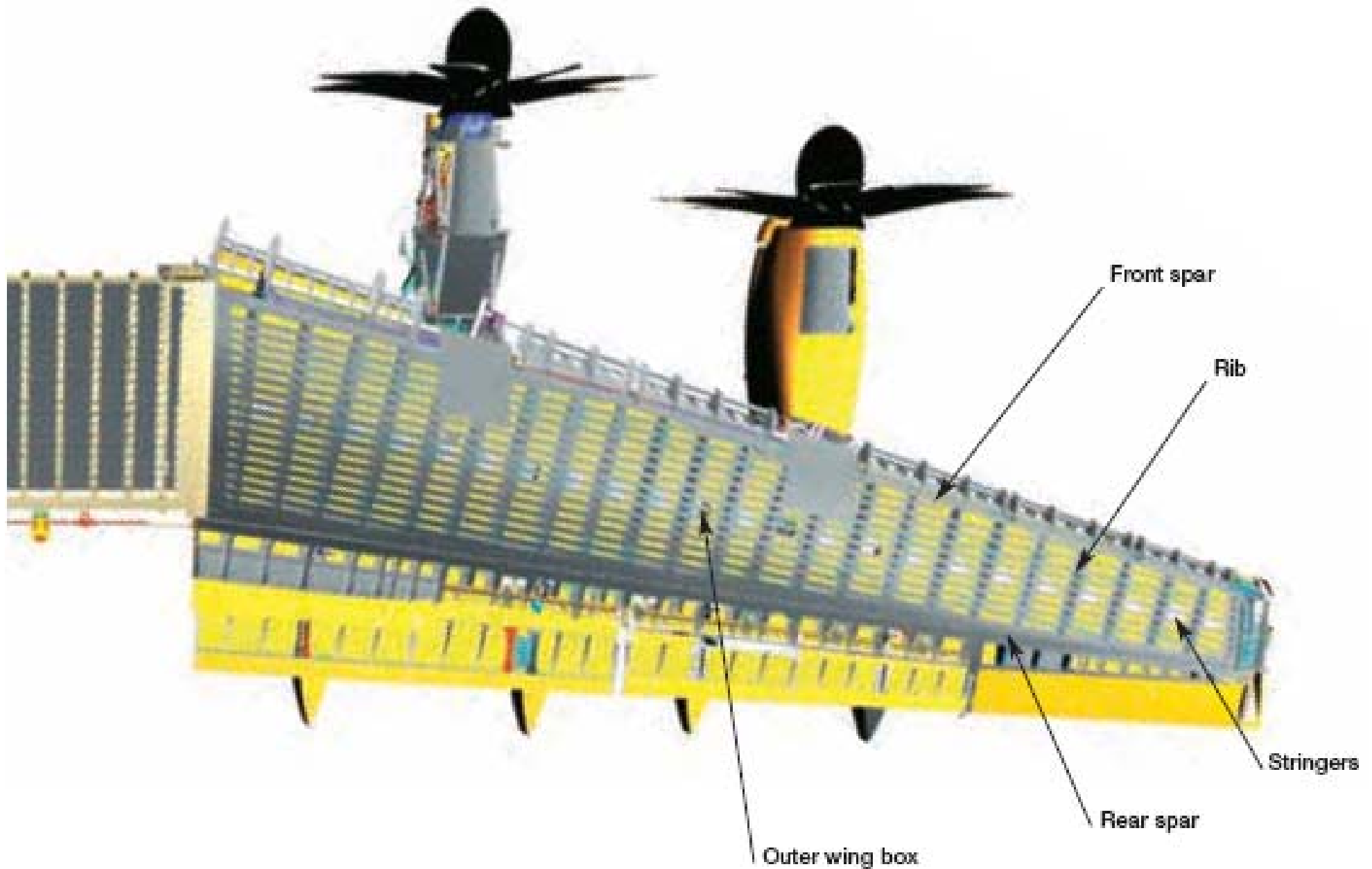
(a) Fuel tank installation

# A400M – Estructura del ala - I



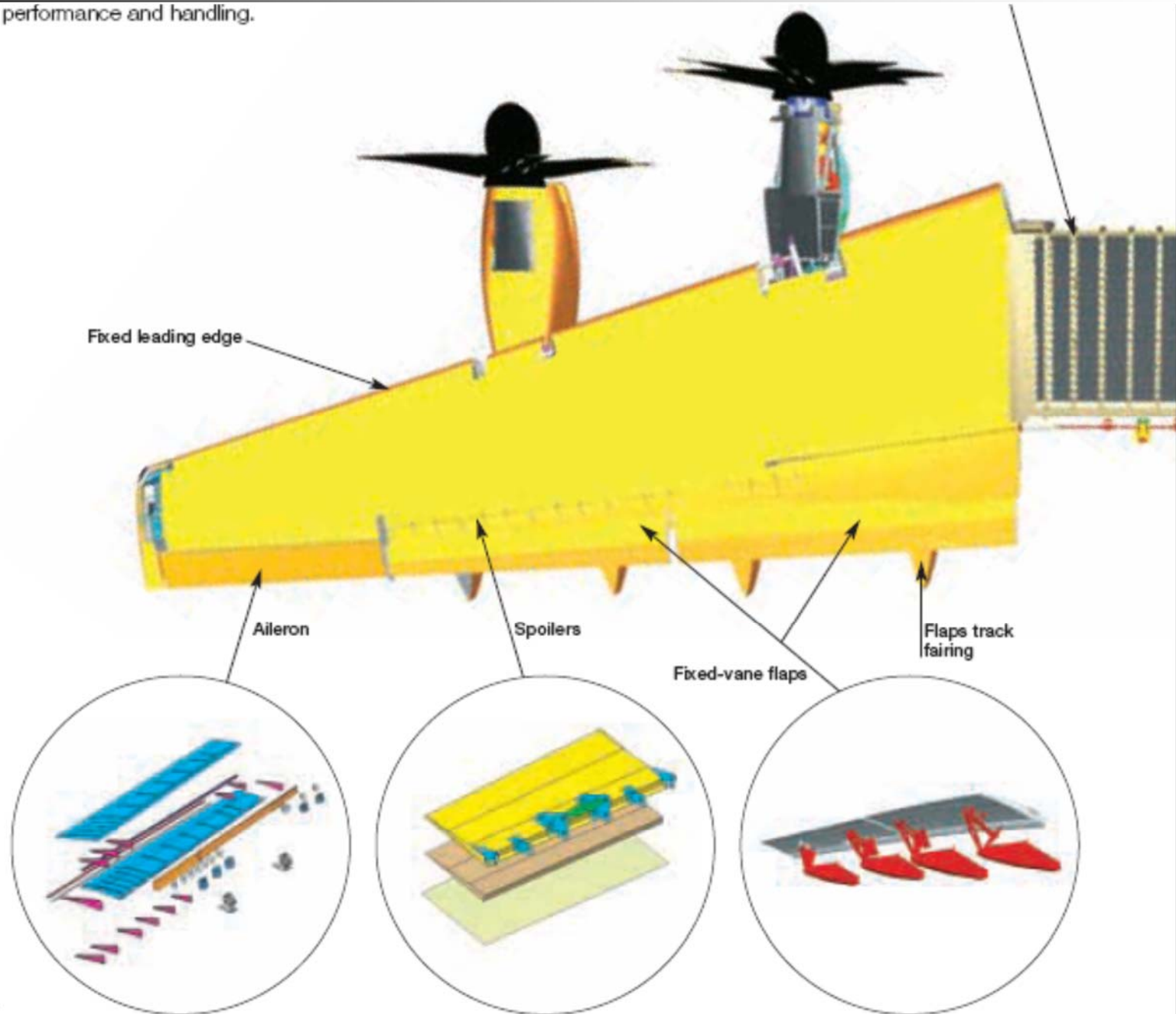


# A400M – Estructura del ala - I

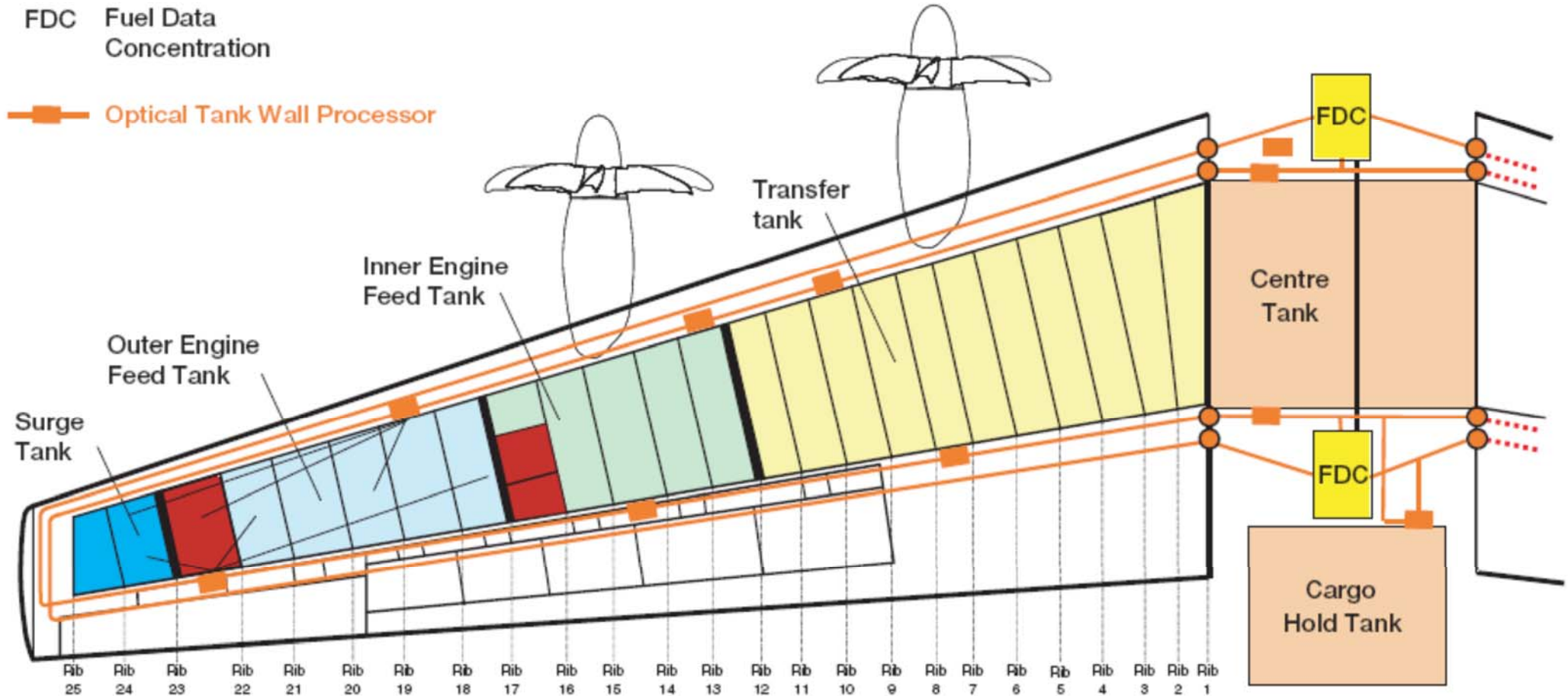


# A400M – Ala y superficies

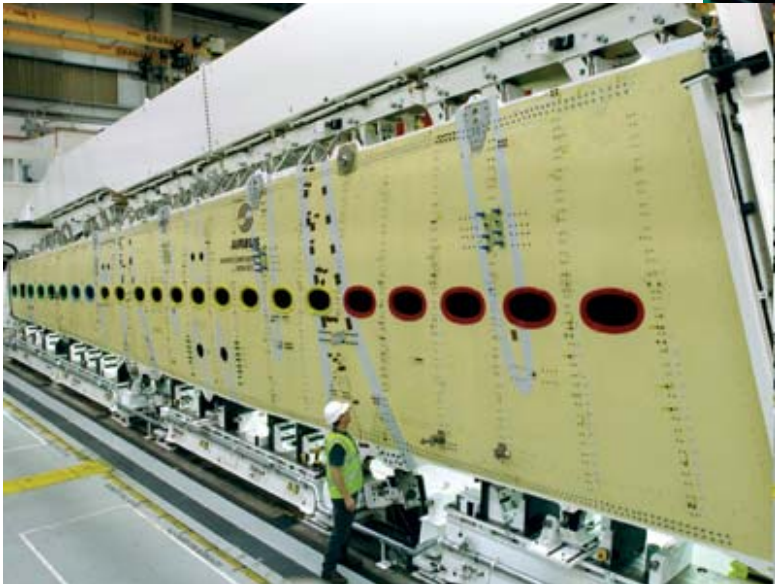
performance and handling.



# A400M - Almacenaje de Combustible

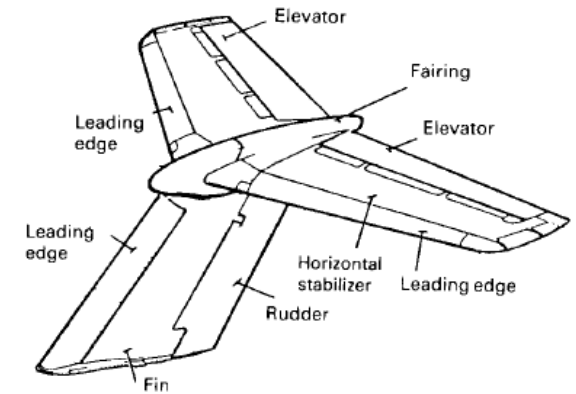


# Estructura: Ala - V

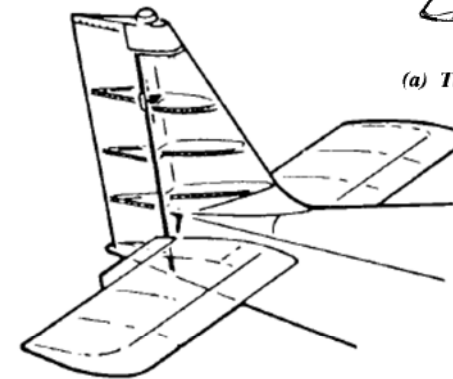


# Arquitectura de la cola - Cargas soportadas

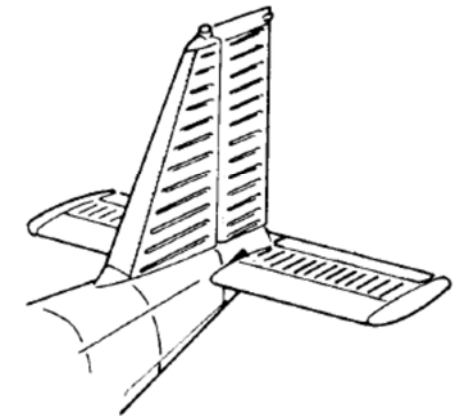
- Generales:
  - Fatiga debida a la zona sónica.
  - Carga de las bisagras debidas a flexión excesiva.
  - Inversión en el control de la superficie (*control surface reversal*)
    - Fallos de estructura.
  - Efectividad de la superficie de control.
  - Aplastamiento de las costillas.
  - Soporte de las superficies de control.
  - Soporte de los actuadores.
  - Redistribución de las cargas concentradas.
- Borde de entrada:
  - Golpe de granizo.
- Estabilizador horizontal:
  - Elevador instantáneo
  - Golpes de viento en T-tail.
  - Maniobras positivas y negativas.
  - Distribución asimétrica de la sustentación.
- Estabilizador vertical:
  - Timón de cola instantáneo.
  - Sobre-guiñada dinámica
  - Fallo de motor
  - Golpe de viento lateral
- Popa del fuselaje (parte trasera)
  - Redistribución de las cargas derivas horizontal y vertical



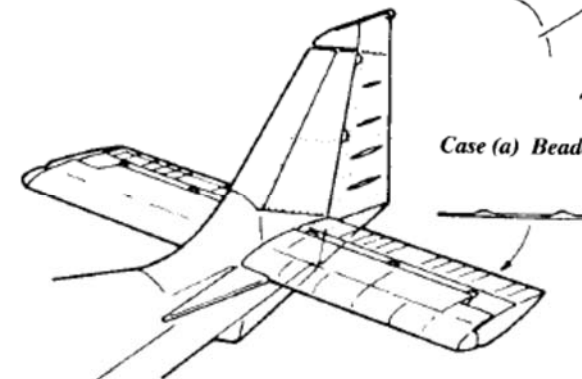
(a) Transport tail



Case (c) Spar and ribs design

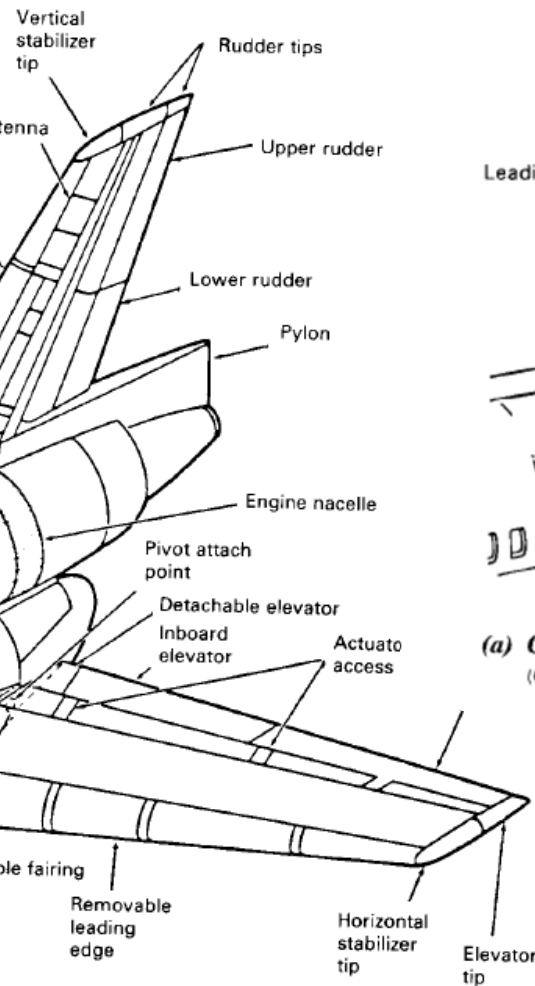


Case (a) Beaded skin or skin dimpling

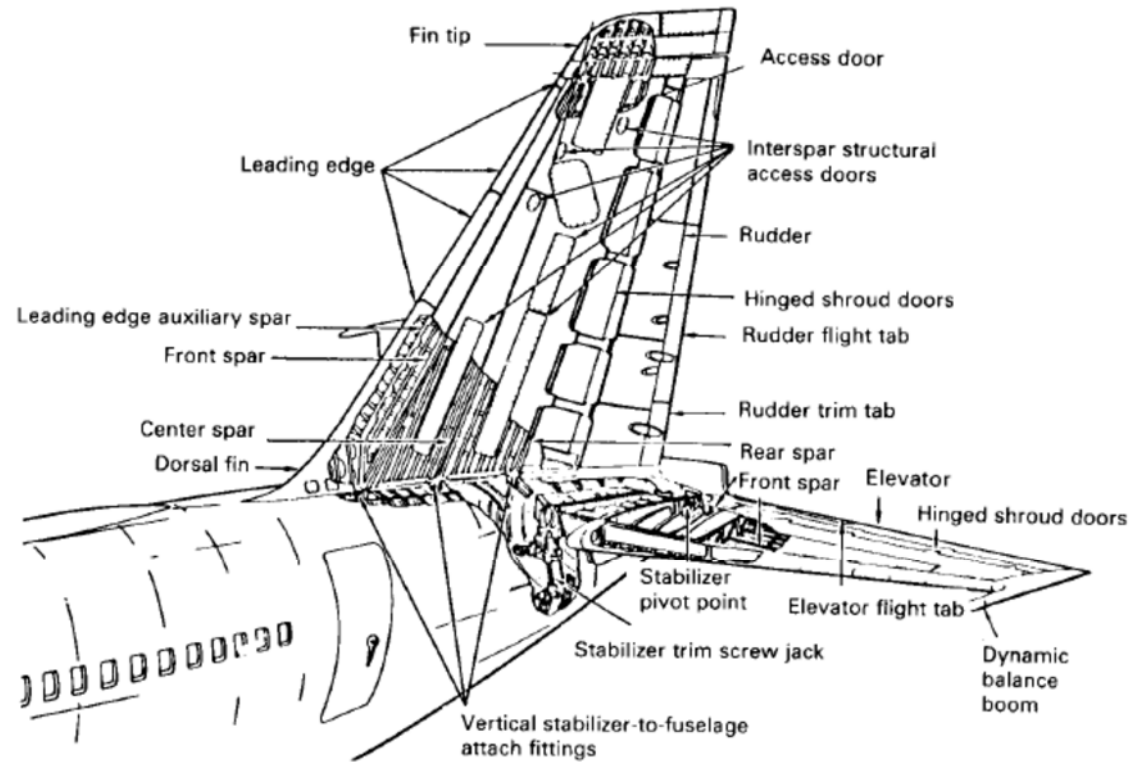


Case (b) Elevators and rudder-beaded skin or skin dimpling; main boxes — spar and ribs

# Estructura: Estabilizadores - I



(b) DC-10  
(Courtesy of Douglas Aircraft Co.)



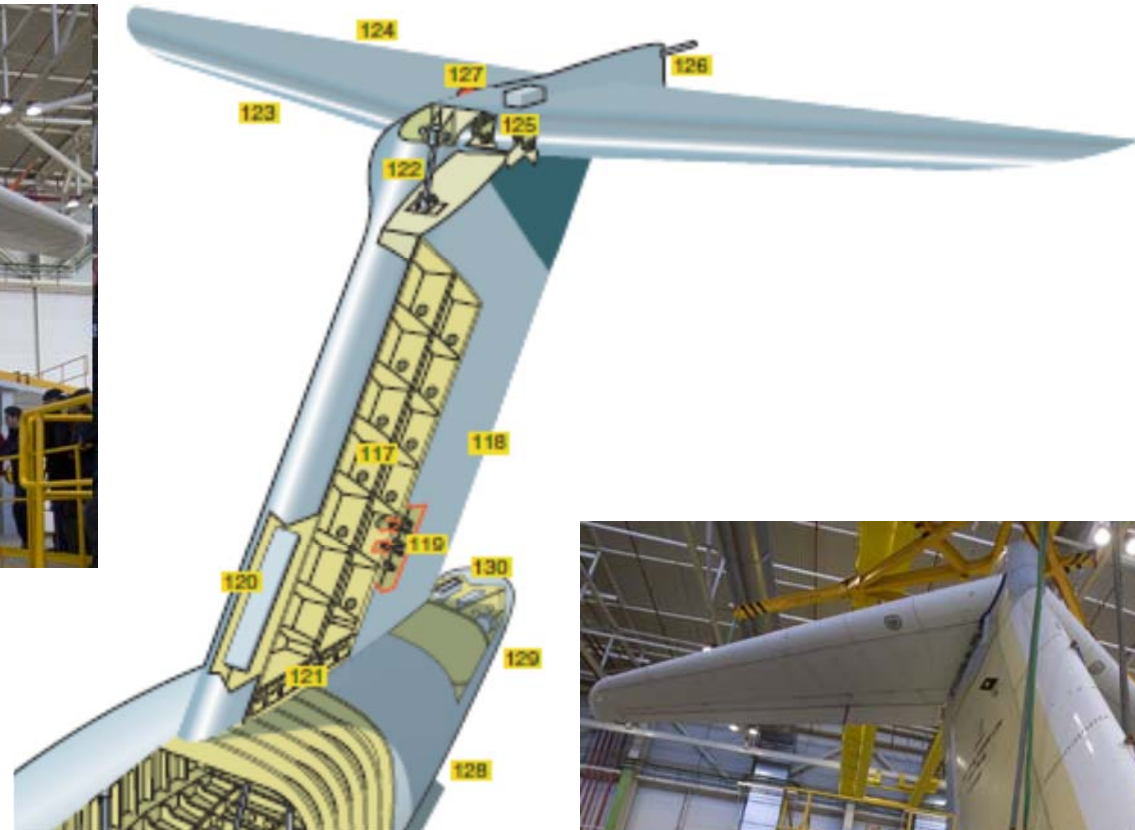
(a) Convair 880  
(Courtesy of General Dynamics Corp. - Convair.)



ConvairJet.com CV-880 c/n 1

Fig. 10.1.2 Structural arrangement of transport tails.

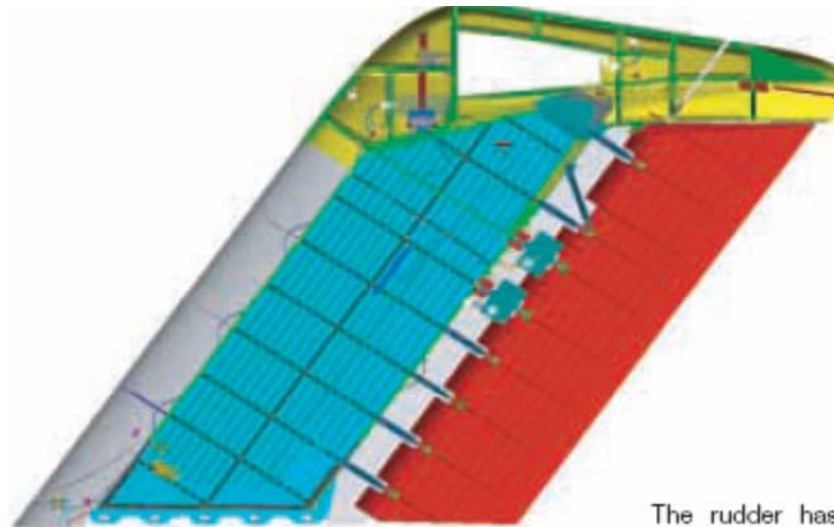
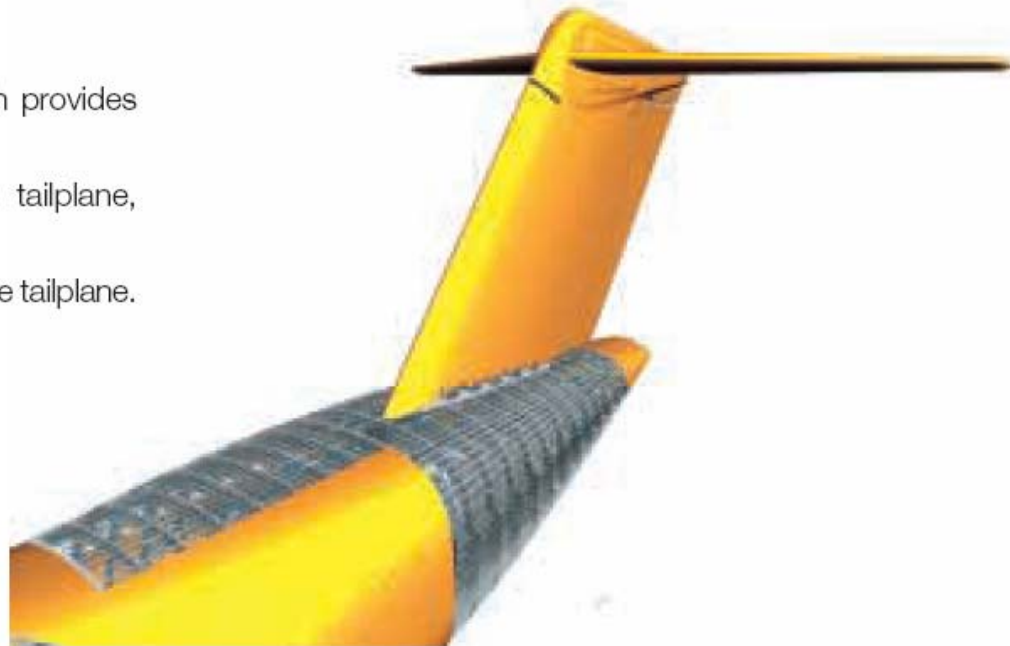
# Estructura: Estabilizadores - II



# A400M - Cola

The A400M has a T-tail configuration, which provides the following benefits:

- Improved aerodynamic efficiency of the tailplane, since it is outside of the wing's wake;
- Reduced risk of foreign object damage to the tailplane.

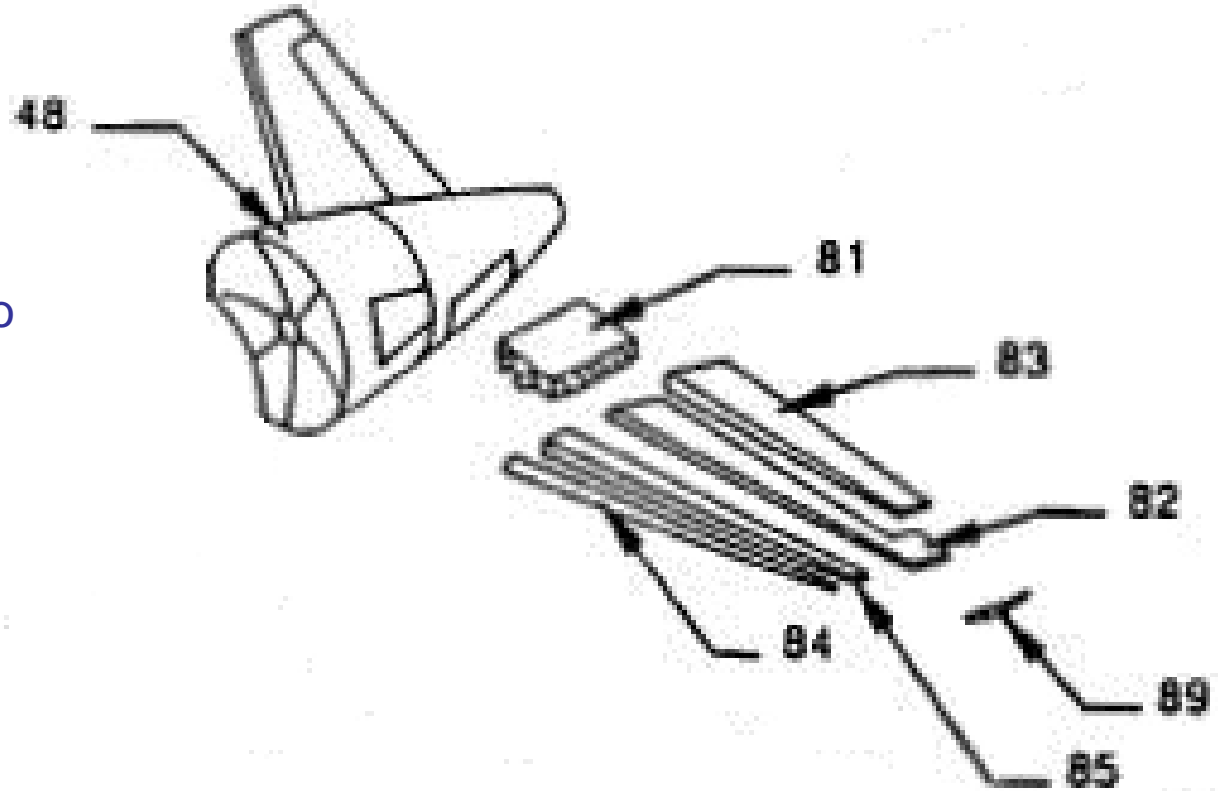
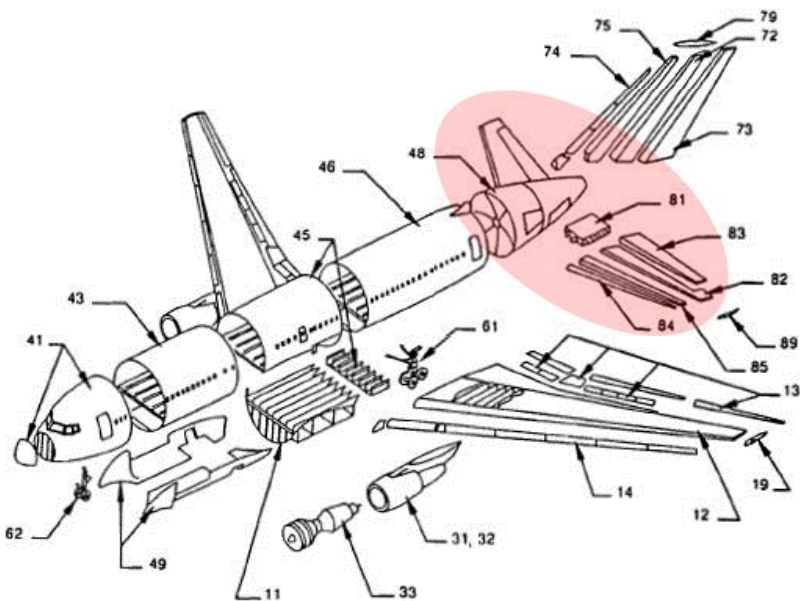


The rudder has a carbon-fibre reinforced plastic structure with aluminium being used in the rudder brackets. It is actuated by two electro-hydraulic servos.

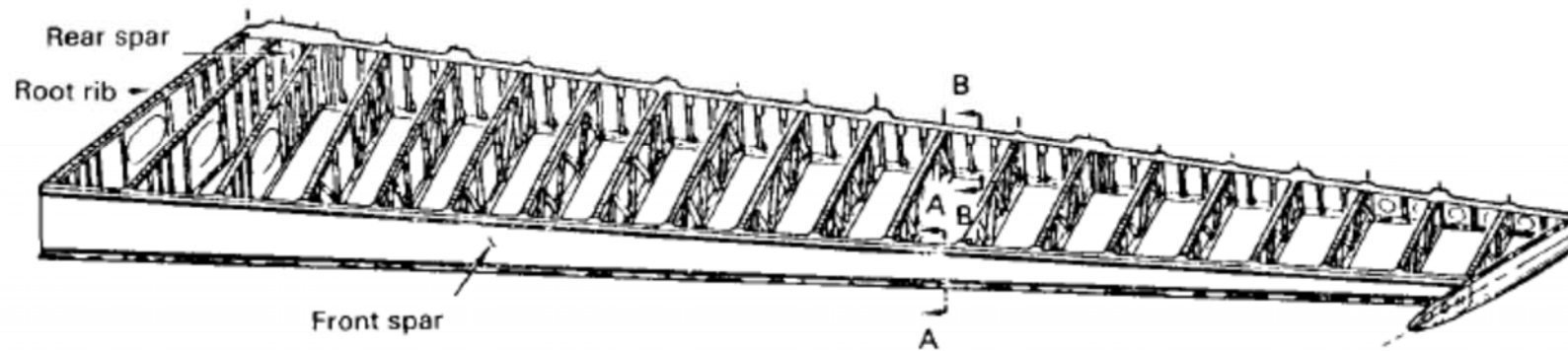


# Estabilizador Horizontal - I

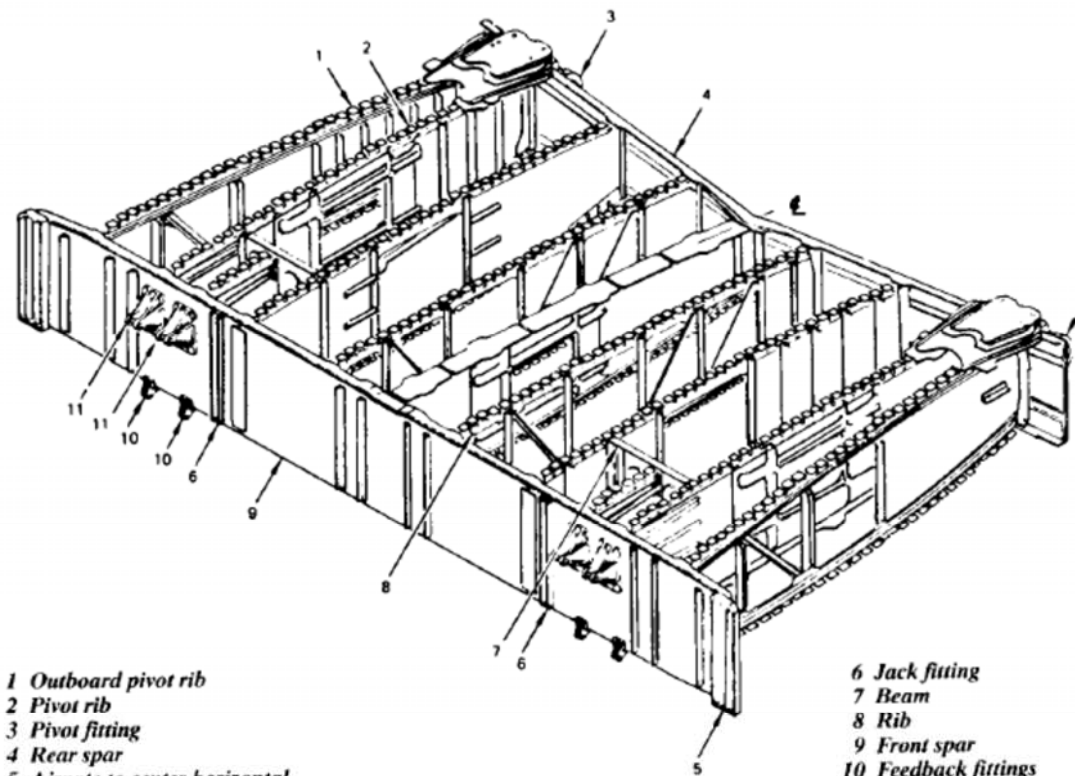
- 48 - Sección del cono de cola
- 81 - Sección central
- 82 - Cajón de torsión trasero
- 83 - Borde de salida
- 84 - Borde de ataque
- 85 - Cajón de torsión delantero
- 89 - Sección de punta



# Estabilizador Horizontal - II



(b) *Outboard section*



- 1 Outboard pivot rib
- 2 Pivot rib
- 3 Pivot fitting
- 4 Rear spar
- 5 Airgate to center horizontal stabilizer fitting

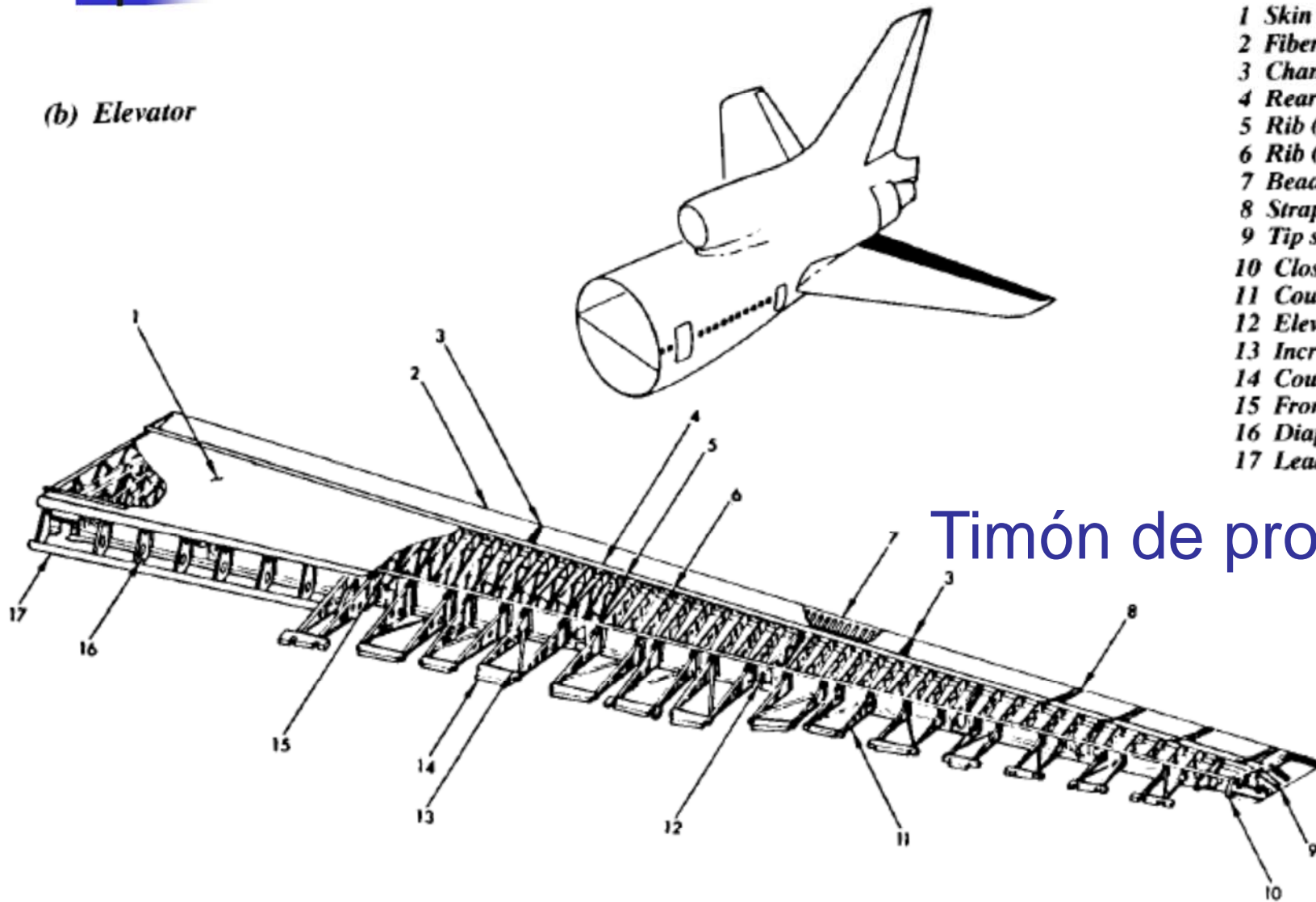
- 6 Jack fitting
- 7 Beam
- 8 Rib
- 9 Front spar
- 10 Feedback fittings
- 11 Actuator fittings



(a) *Center-section*

# Estabilizador Horizontal - III

(b) Elevator

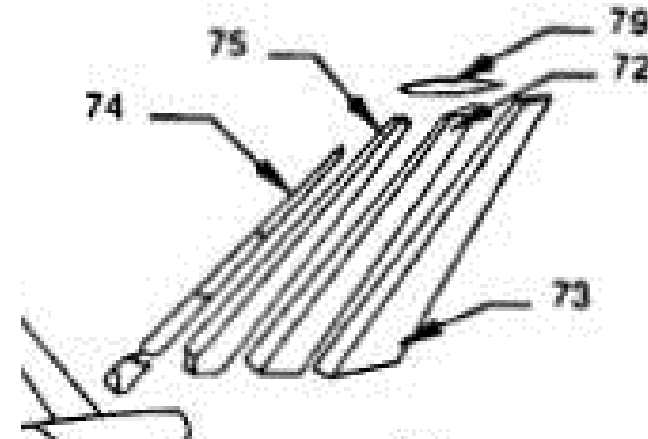
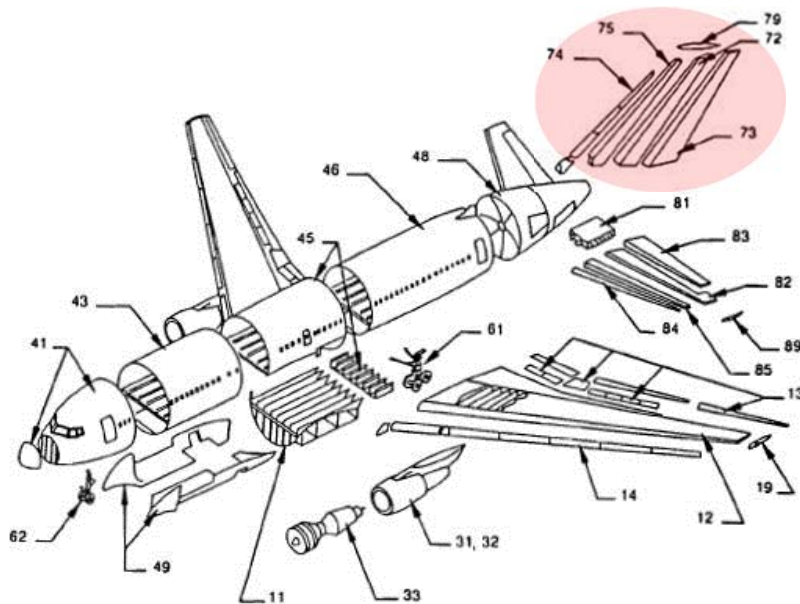


- 1 Skin
- 2 Fiberglass trailing edge
- 3 Channel
- 4 Rear spar
- 5 Rib (typical inboard)
- 6 Rib (typical outboard)
- 7 Beaded doubler inner skin
- 8 Strap and retainer
- 9 Tip structure
- 10 Closure rib
- 11 Counterbalance weight support arm
- 12 Elevator hinge fitting
- 13 Incremental weight
- 14 Counterbalance weight
- 15 Front spar
- 16 Diaphragm
- 17 Leading edge shroud

Timón de profundidad

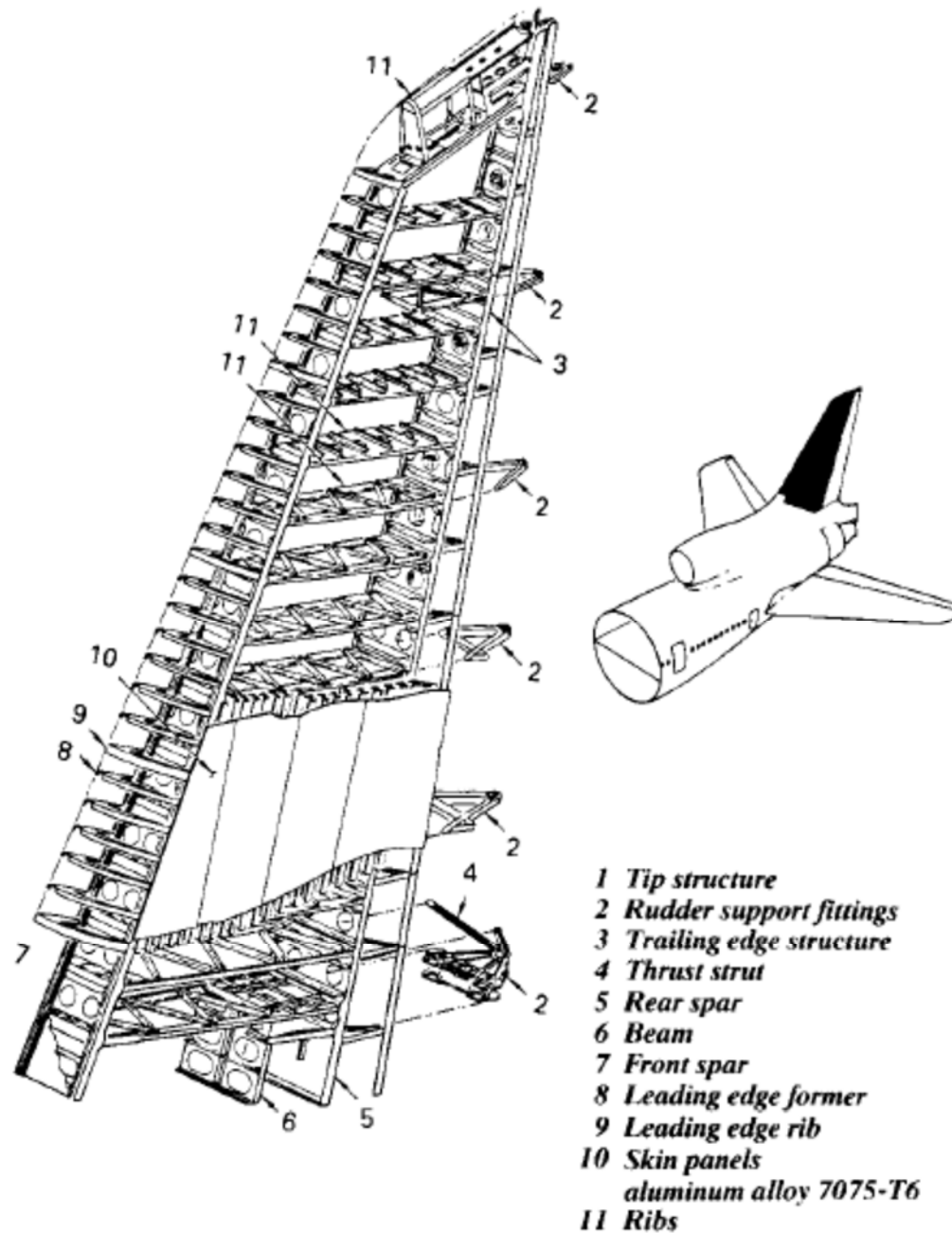
# Estabilizador Vertical - I

- 72 - Cajón de torsión trasero
- 73 - Borde de salida
- 74 - Borde de ataque
- 75 - Cajón de torsión delantero
- 79 - Sección de punta



# Estabilizador Vertical - II

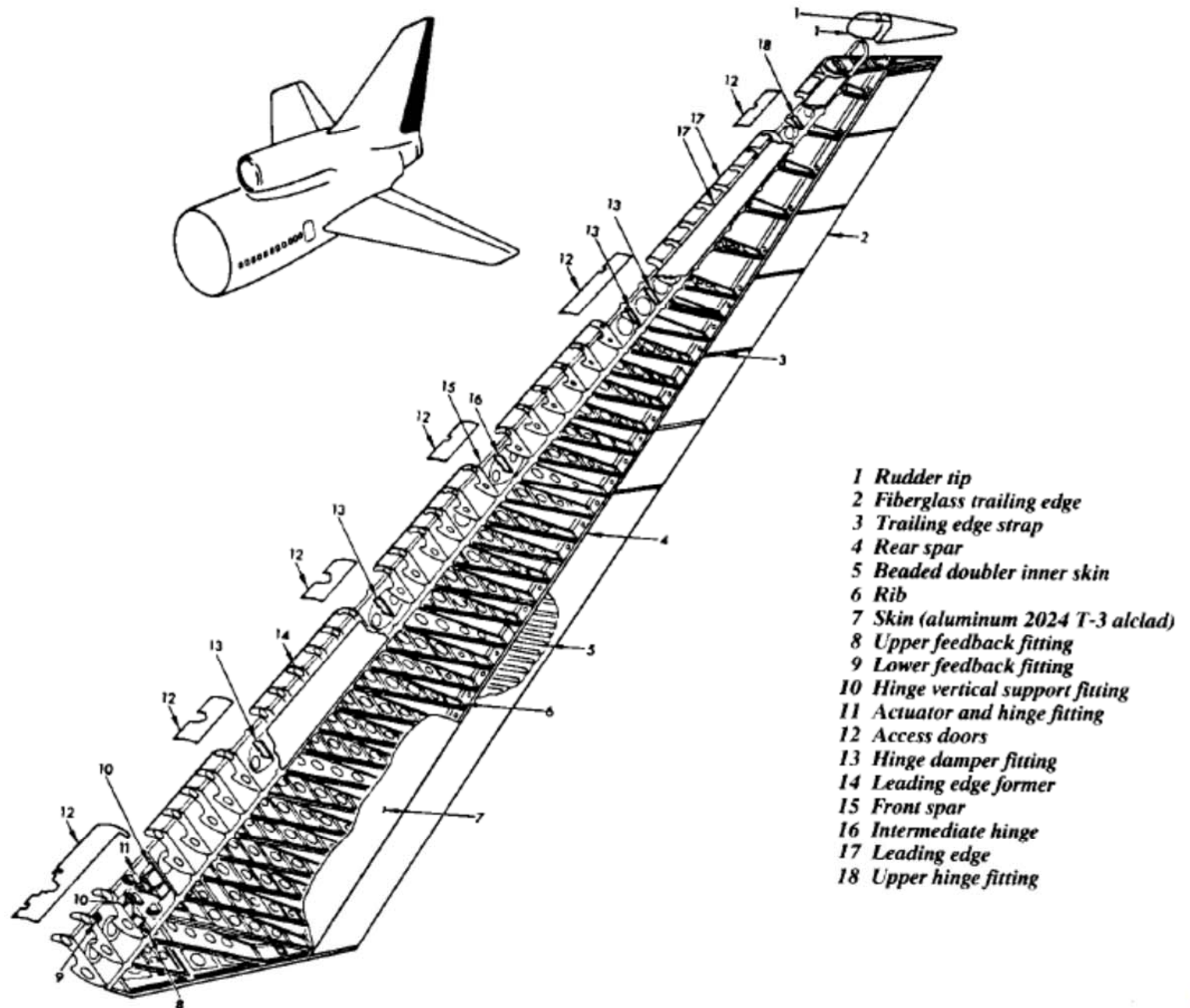
Deriva



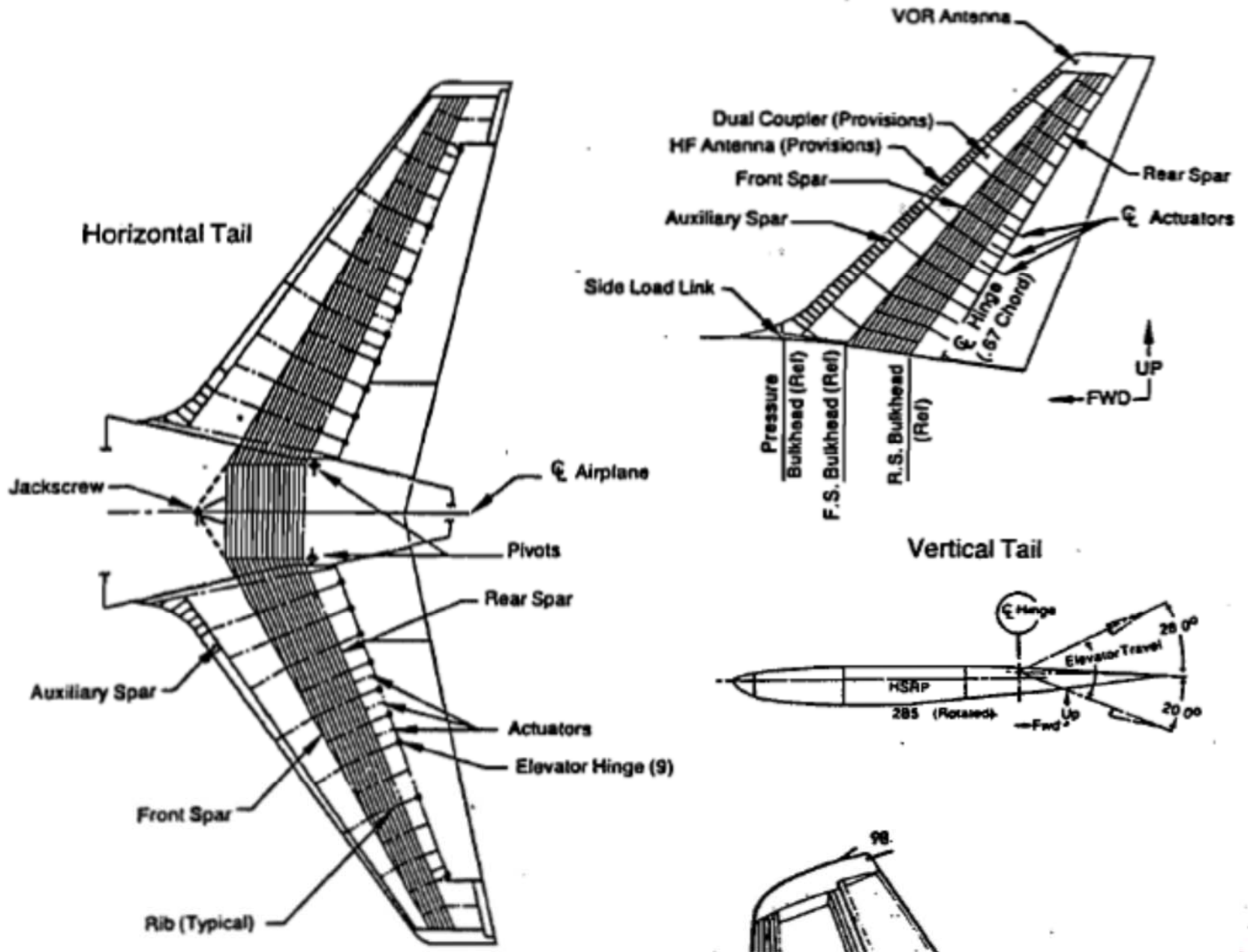
# Estabilizador Vertical - III

(a) Rudder

Timón de cola



# Arquitectura de la cola - Ejemplos

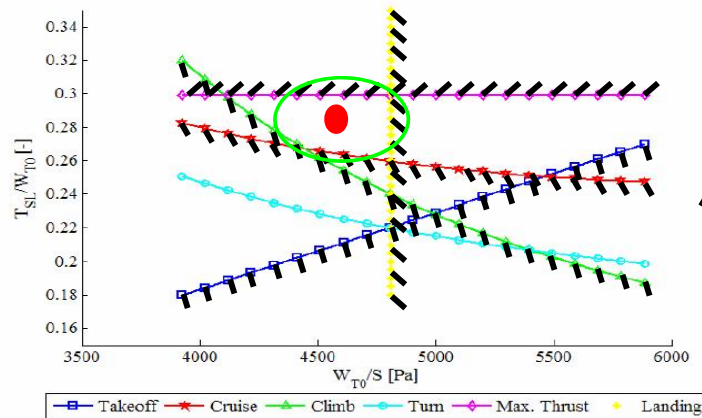


# Estimación de Pesos - I

- Determinación de forma estadística.
- Previo a tener valores más representativos obtenidos mediante modelado en CAD.
  - 1ª Fase: determinar el peso de las estructuras simplificadas
    - Uso de multiplicadores lineales
      - fuselaje, ala, estabilizadores horizontal, motor, tren de aterrizaje, % de misceláneos
  - 2ª Fase: ajustar los pesos de dichas estructuras simplificadas
    - Método literatura
  - 3ª Fase: incluir pesos de sistemas aplicables:
    - Flight Control System, Hydraulic and Pneumatic System, Instrumentation, Avionics and Electronics, Electrical System, Air-conditioning, Pressurization, Anti- and De-icing System, Oxygen System, Auxiliary Power Unit, Furnishings, Baggage and Cargo Handling Equipment, Operational Items
  - 4ª fase: determinar incremento de pesos asociados a refuerzos estructurales
    - Identificación de zonas de carga
  - 5ª Fase: reducción de peso estructural ateniendo a selección de materiales



# Estimación de Pesos - III



W/S & T/W

x  $W_0$

S & T

$W_w$  &  $W_e$

$$W_{w_{Torenb}} = 0.00125 W_{TO} n_{ult}^{0.55} \left( \frac{b_w}{\cos \Lambda_{c/2_w}} \right)^{0.75} \left\{ 1 + \left( \frac{6.3 \cos \Lambda_{c/2_w}}{b_w} \right)^{0.5} \right\} \left( \frac{b_w S_w}{t_{r_w} W_{TO} \cos \Lambda_{c/2_w}} \right)^{0.30}$$

# Estimación de Pesos - II

- Pautas 1ª Fase
- El procedimiento ha de seguir las siguientes pautas
  - A) Empleo de multiplicadores lineales para determinar el peso en vacío ( $W_e$ ) de las estructuras principales: ala ( $W_{wing}$ ), horizontal ( $W_{hor}$ ), vertical ( $W_{vert}$ ), canard ( $W_{can}$ ), fuselaje ( $W_{fus}$ ), tren de aterrizaje ( $W_{lg}$ ), motores ( $W_{eng}$ ), y miscelaneos ( $W_{misc}$ )

$$W_{empty} = W_{wing} + W_{hor} + W_{vert} + W_{can} + W_{fus} + W_{fuel} + W_{eng} + W_{misc} + W_{lg}$$

- B) Tener en cuenta que  $W_{lg}$  y  $W_{misc}$  dependen de  $W_0$  si se emplean multiplicadores lineales
- C) Estimación del peso total del avión atendiendo a la siguiente ecuación

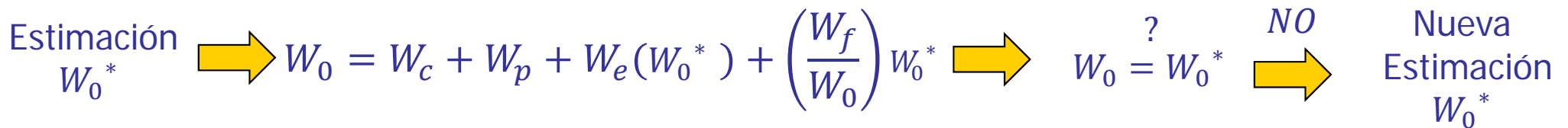
Reescribiendo la ecuación  $\Rightarrow$  
$$W_0 = W_c + W_p + W_e(W_0) + \left(\frac{W_f}{W_0}\right) W_0$$

- D) Se calcula el peso inicial asumiendo un  $W_0$  que permita calcular el peso en vacío y el peso de combustible definido por el departamento de actuaciones/propulsión mediante un proceso iterativo:

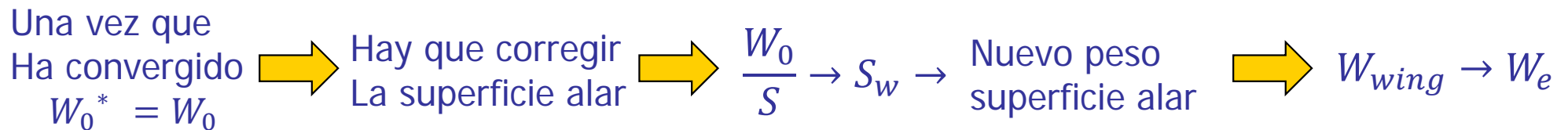
# Estimación de Pesos - III

## ■ Pautas 1ª Fase

- D) Se calcula el peso inicial asumiendo un  $W_0$  que permita calcular el peso en vacío y el peso de combustible definido por el departamento de actuaciones/propulsión mediante un proceso iterativo:
  - 1 - Estimar un  $W_0^*$
  - 2 - Resolver la ecuación de la estimación de  $W_0$  empleando  $W_0^*$
  - 3 - Comparar el valor resultante de  $W_0 = W_0^*$
  - 4 - Si no son iguales, hay que hacer una nueva estimación del  $W_0^*$  hasta que  $W_0 = W_0^*$

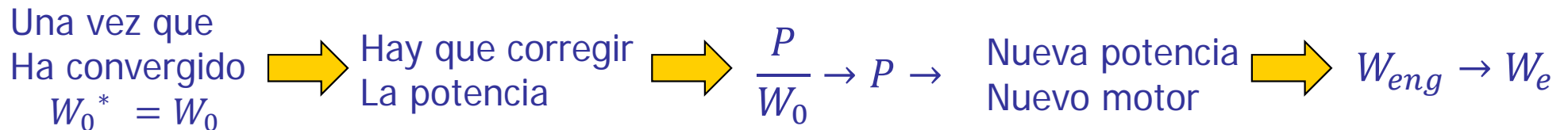


- 5 - Una vez que se ha determinado el  $W_0$ , hay que recalcular la nueva superficie alar asociada a la carga alar fija ( $W_0/S$ )
- 6 - Esto determina una nueva  $S_w$  lo que genera un nuevo  $W_{wing}$
- 7 - Volver al paso A) y repetir el proceso hasta que  $S_w$  no varíe



# Estimación de Pesos - IV

- Pautas de la 2ª Fase,
- El procedimiento ha de seguir las siguientes pautas
  - A) Se realiza el mismo procedimiento que en la 1ª Fase, pero utilizando las ecuaciones más avanzadas para determinar el peso en vacío de la estructura en vacío (fuselaje, ala, estabilizadores horizontal, motor, tren de aterrizaje, % de misceláneos)
  - B) Cabe la posibilidad de agregar los siguientes pasos
    - 8 - Con el nuevo cálculo de  $W_0$  determinar nuevo requisito de P, lo que a su vez determina nuevo peso del motor/es



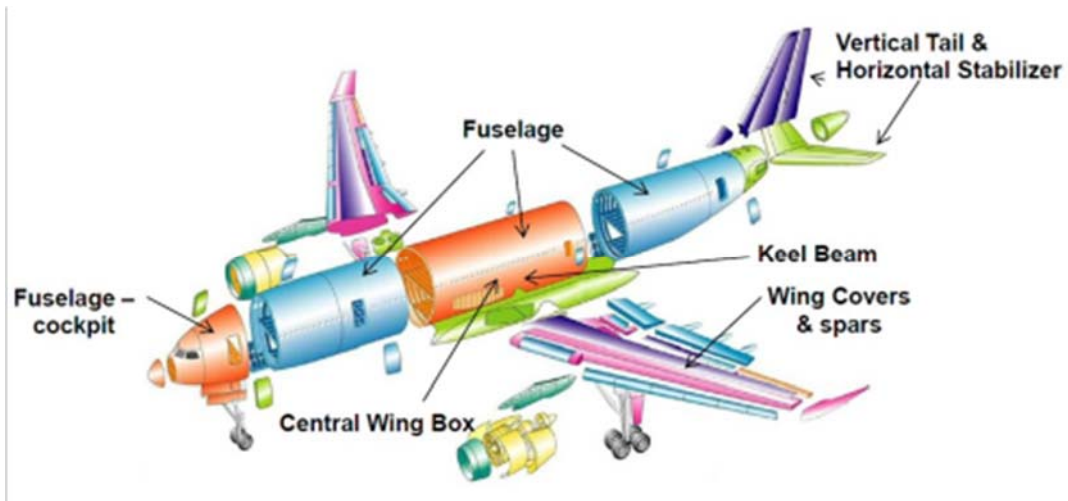
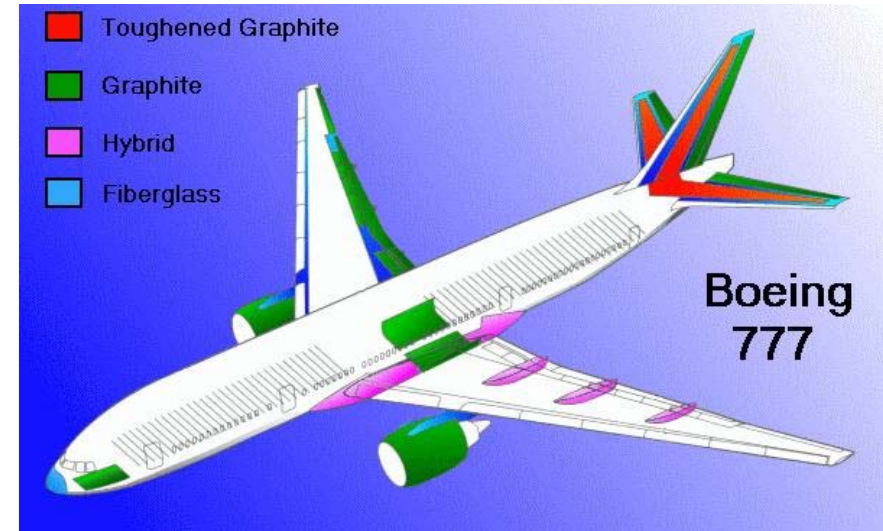
- C) Cabe la posibilidad que para el cálculo del combustible no se emplee la fracción de peso si el departamento de actuaciones/propulsión ha determinado el consumo real de combustible
- D) Dependiendo de las decisiones a tomar por cada grupo de diseño cuando se modifica el peso inicial ( $W_0$ ) se recalculará la superficie alar y la potencia

# Estimación de Pesos - V

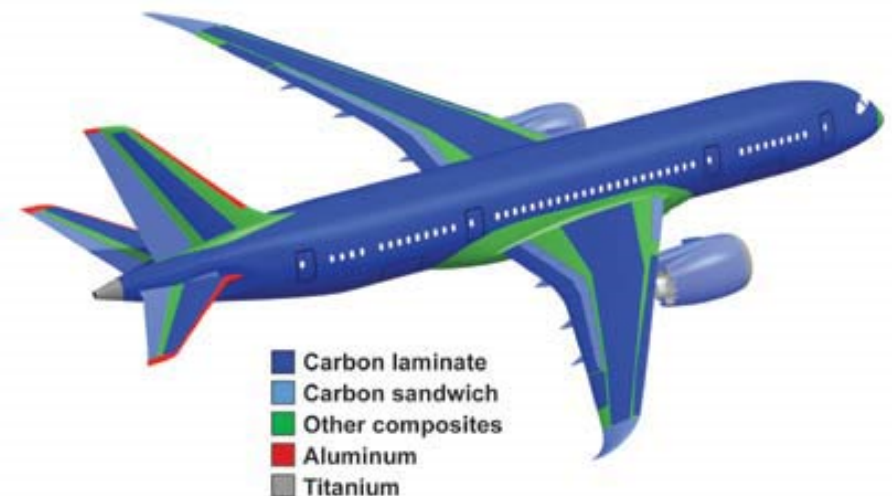
- Pautas de la 3ª Fase,
  - El procedimiento ha de seguir las siguientes pautas
    - A) Se realiza el mismo procedimiento que en la 2ª Fase, pero ajustando el peso en vacío incluyendo los sistemas aplicables.
    - B) Cabe la posibilidad que para el cálculo del combustible no se emplee la fracción de peso si el departamento de actuaciones/propulsión ha determinado el consumo real de combustible
    - C) Dependiendo de las decisiones a tomar por cada grupo de diseño cuando se modifica el peso inicial ( $W_0$ ) se recalculará la superficie alar y la potencia
- Pautas de la 4ª Fase,
  - El procedimiento ha de seguir las siguientes pautas
    - A) Se realiza el mismo procedimiento que en la 3ª Fase, pero ajustando el peso en vacío incluyendo la estimación de incremento de peso asociado a los refuerzos estructurales.
- Pautas de la 5ª Fase,
  - El procedimiento ha de seguir las siguientes pautas
    - A) Se realiza el mismo procedimiento que en la 4ª Fase, pero ajustando el peso en vacío incluyendo la reducción de pesos por empleo de materiales compuestos.
- Estas pautas pueden ser modificada con vista a optimizar el proceso de diseño de tal manera que se agilicen los cálculos

# Tendencias Composites

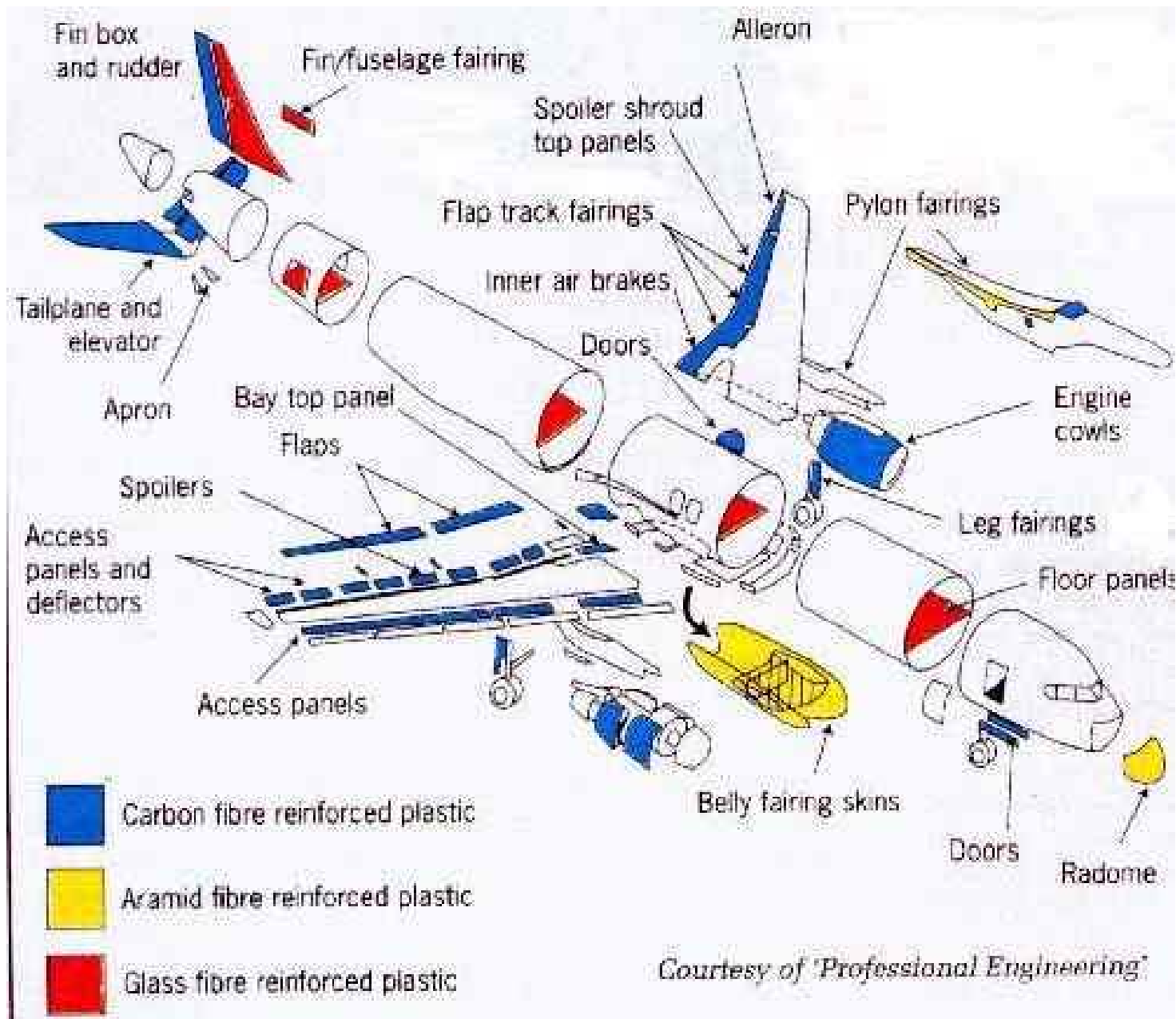
- El porcentaje de composites ha aumentado en los últimos años
- Ejemplos
  - B777
  - B787
  - A380
  - A350
  - Lockheed Martin X55



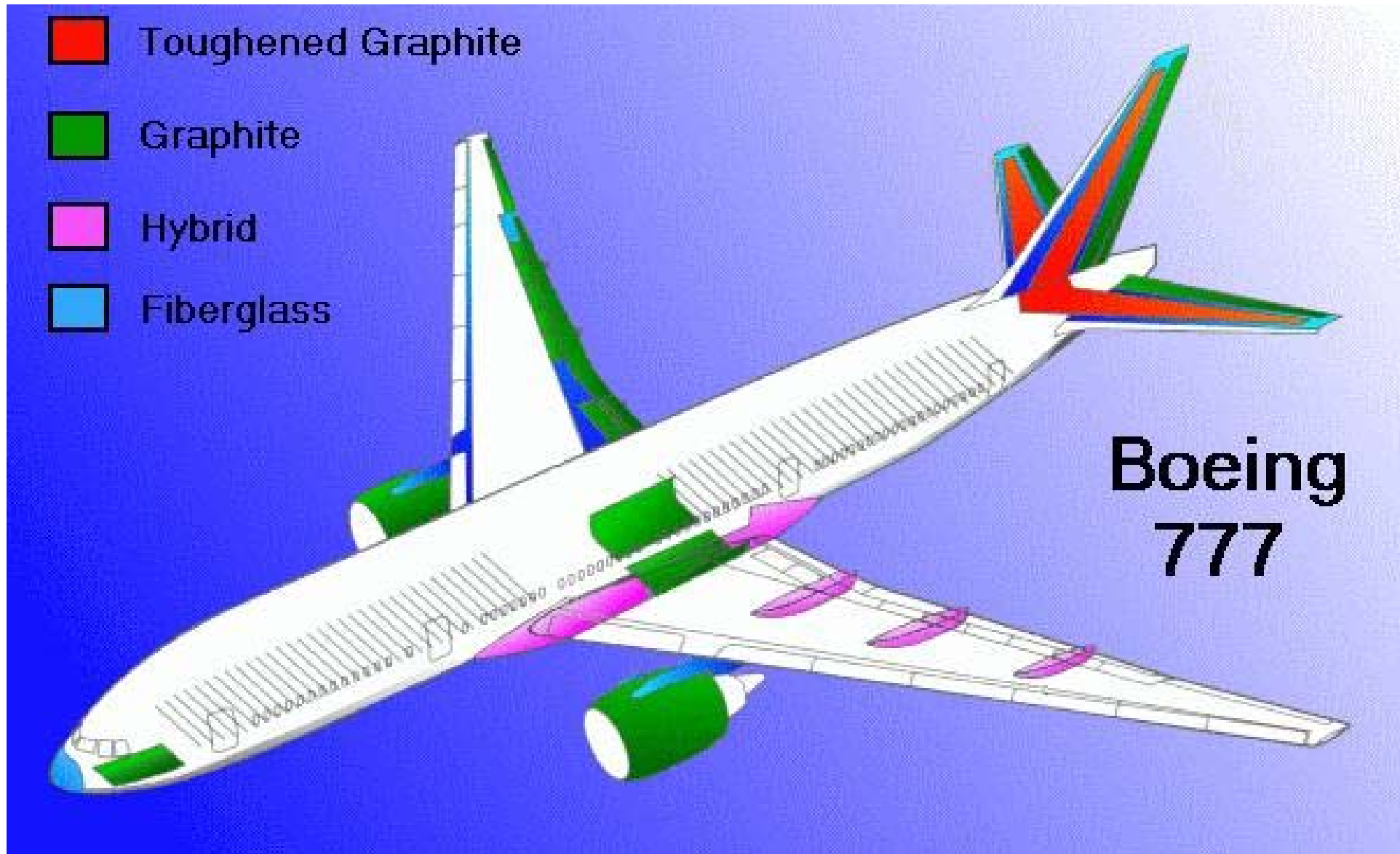
Composites Serve as Primary Structural Material



# Configuración Antigua Composites - I

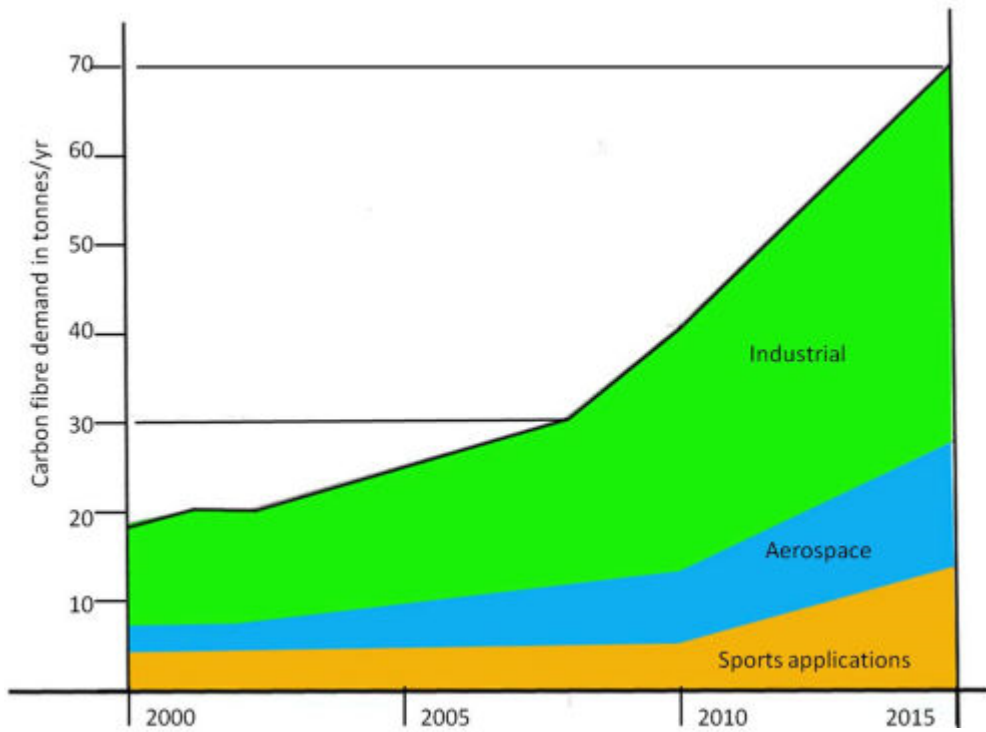


# Configuración Antigua Composites - II

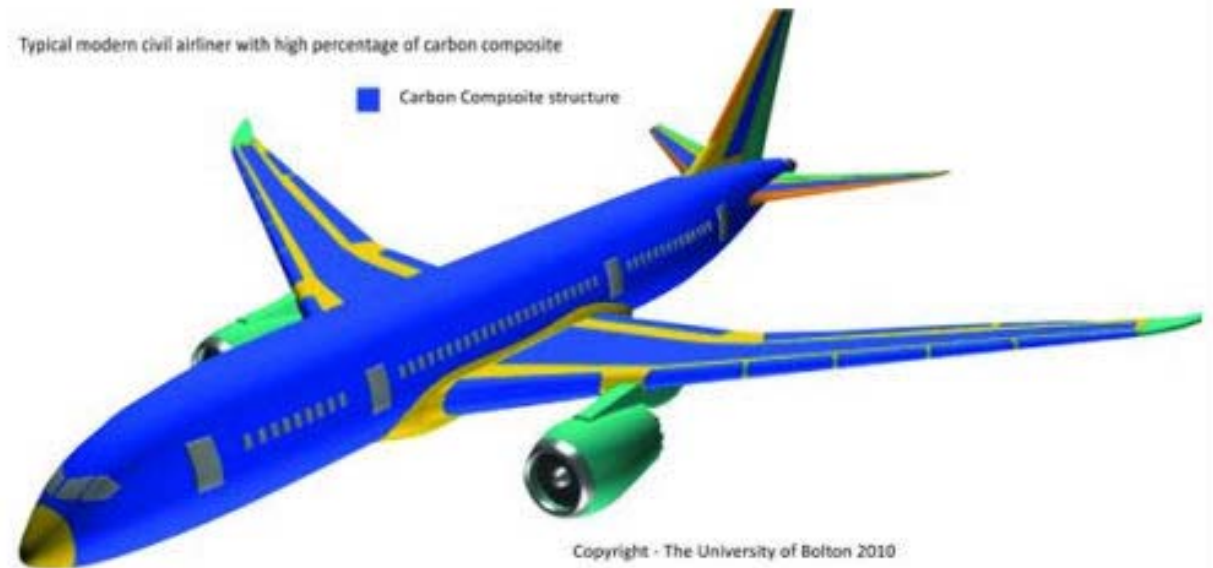




# Configuración Moderna Composites - I

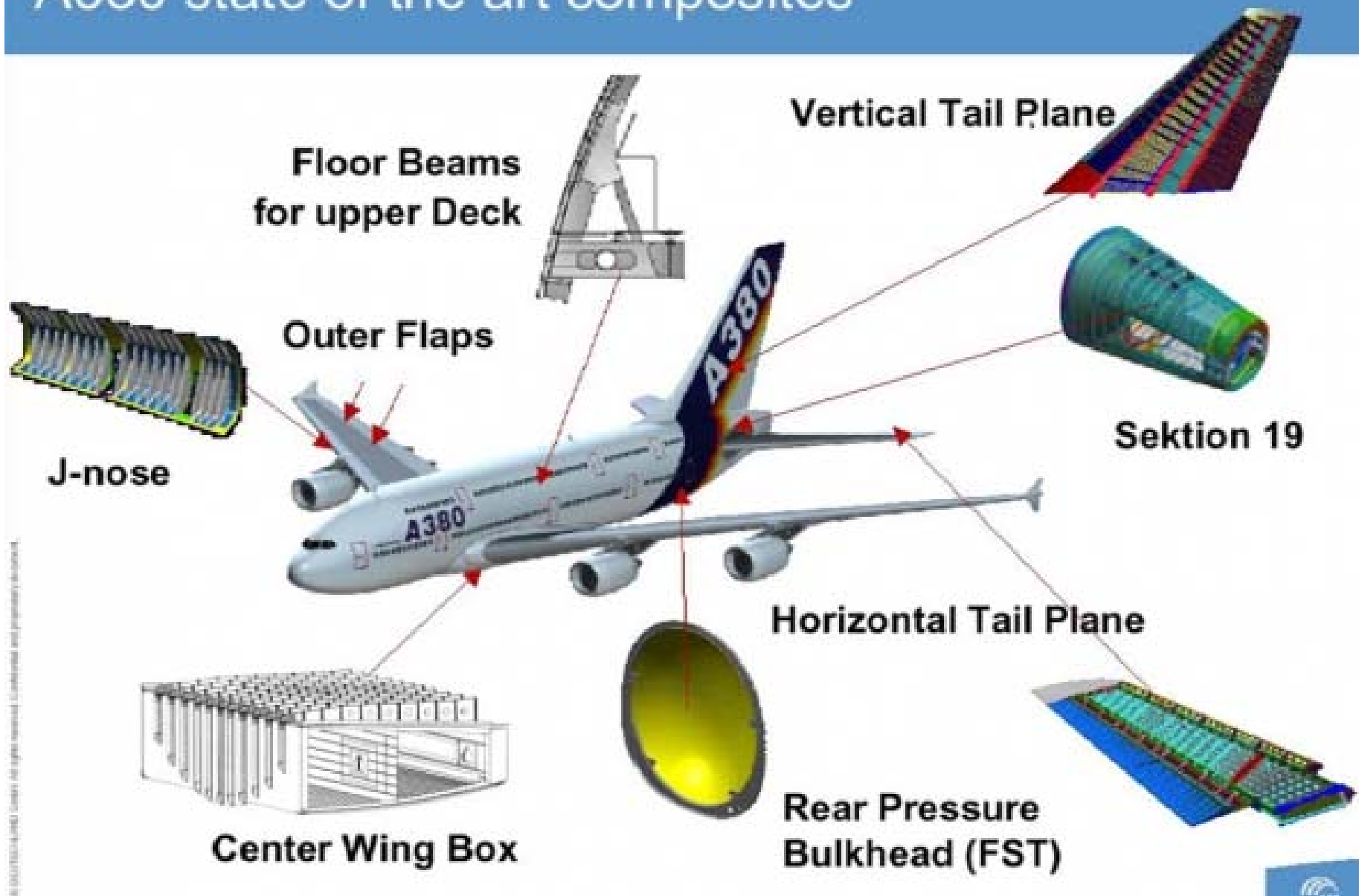


Typical modern civil airliner with high percentage of carbon composite

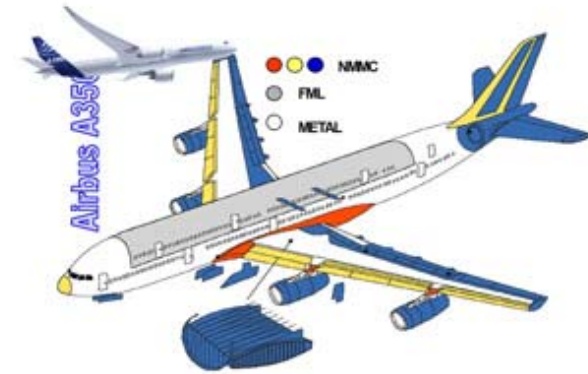


Copyright - The University of Bolton 2010

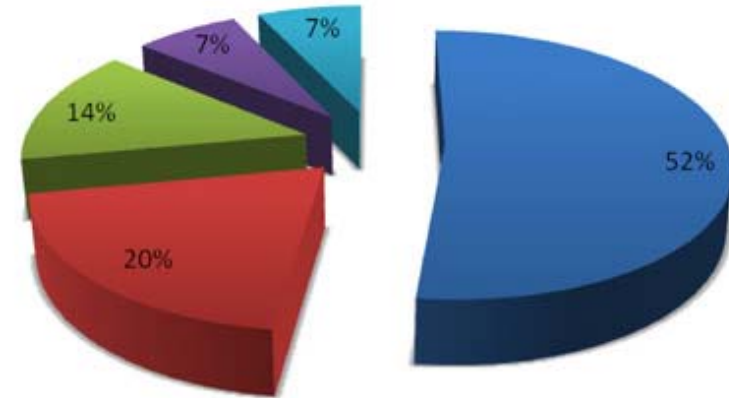
# A380 state of the art composites



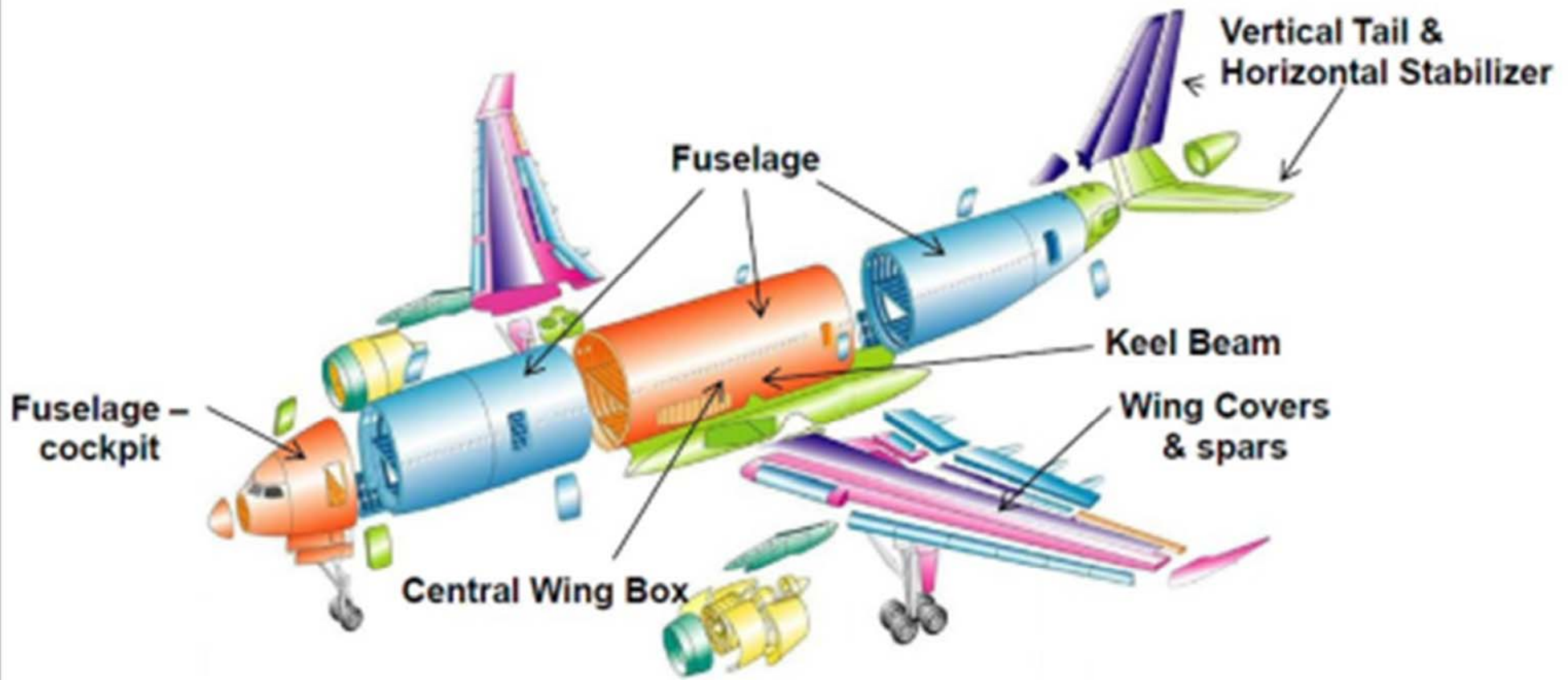
# A350 XWB



■ Material Compuesto ■ Aluminio ■ Titanio ■ Acero ■ Otros

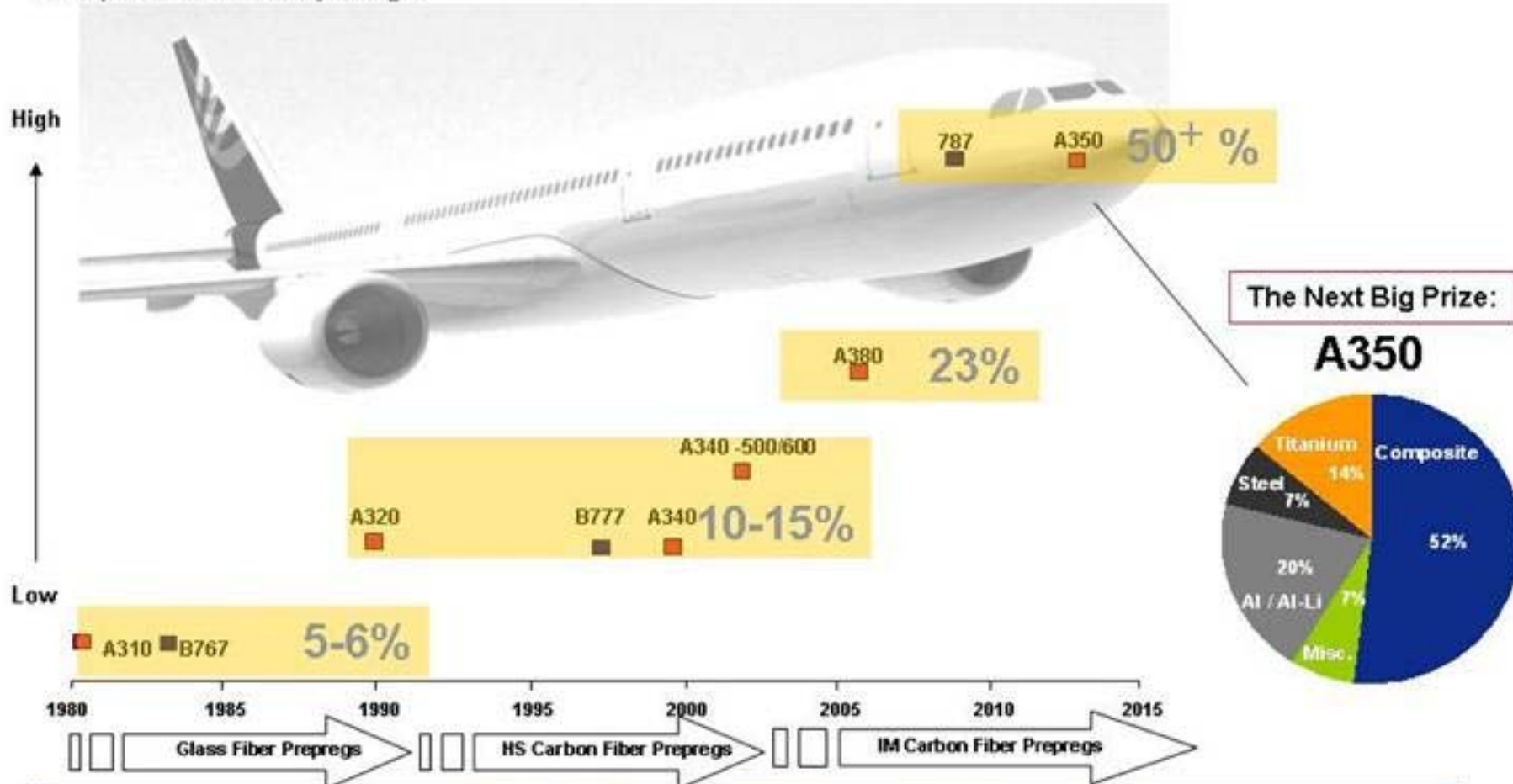


# A350 XWB



# Commercial Aerospace – Composites Penetration

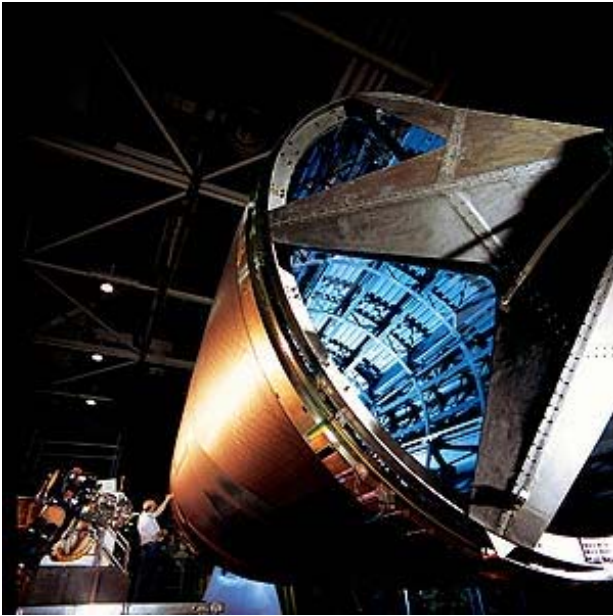
Composite Content by Weight



**Step Change Underway with Intermediate Modulus ("IM") Carbon Fiber Prepreg as the new standard... Hexcel's Specialty**



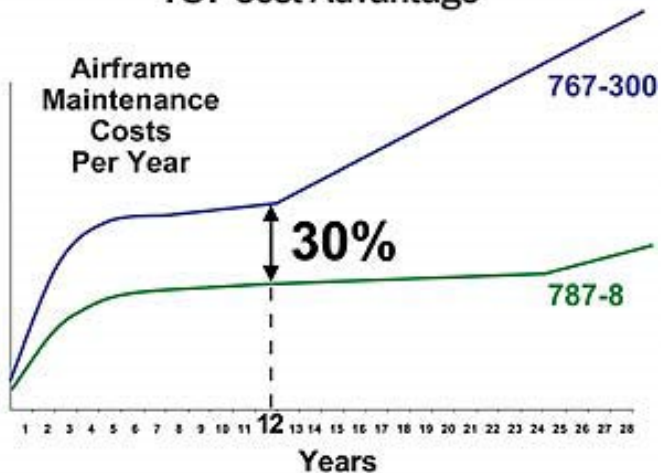
# Boeing 787



## Composites Serve as Primary Structural Material

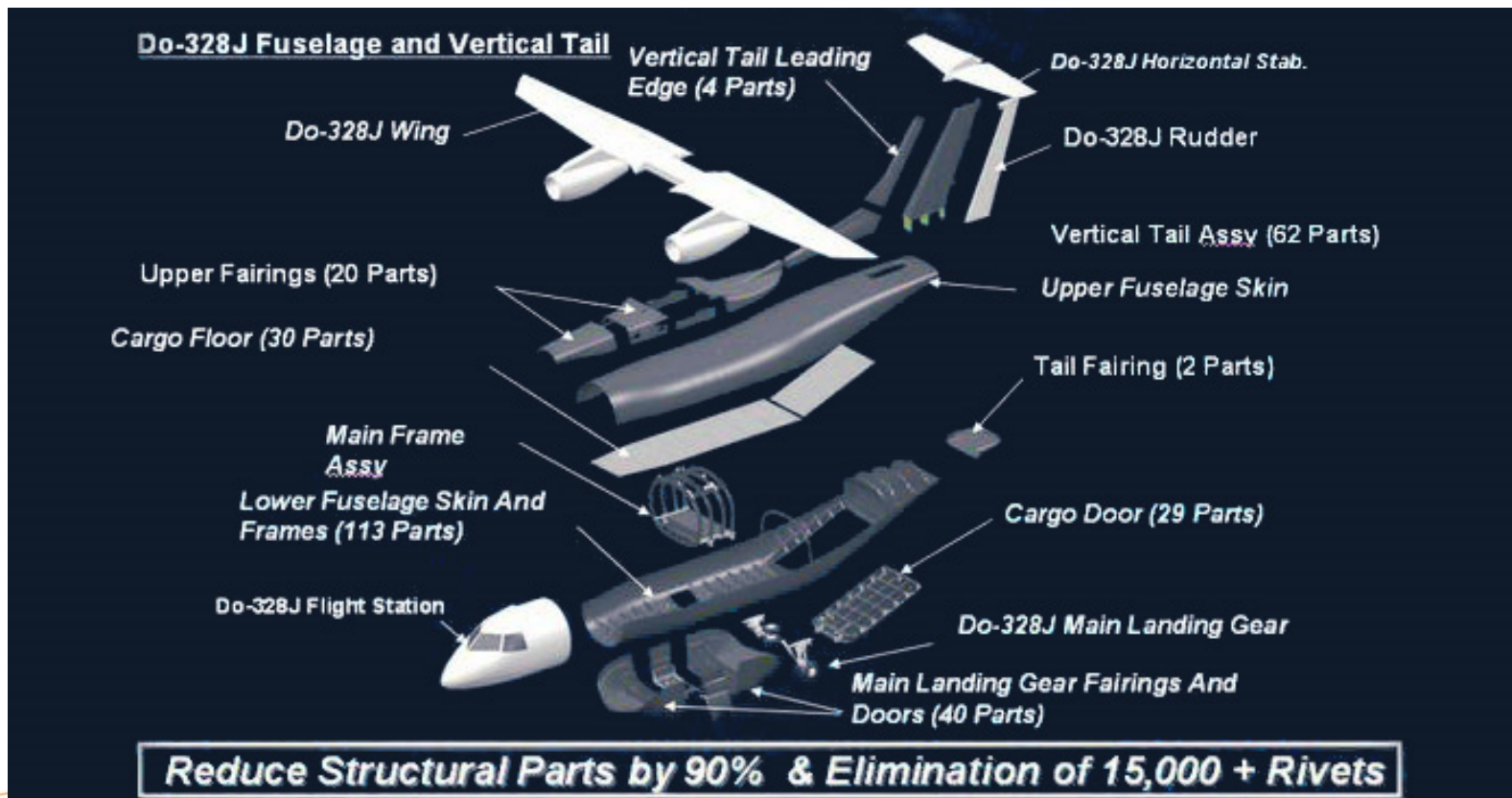


### 787 Cost Advantage



# Advanced Composite Cargo Aircraft (ACCA)

- The Lockheed Martin X-55 Advanced Composite Cargo Aircraft (ACCA)
  - <http://thelexicans.wordpress.com/2012/10/24/the-lockheed-martin-x-55-advanced-composite-cargo-aircraft/>
- Videos
  - <http://youtu.be/MRAtk7ILDpE>
  - <http://youtu.be/T0Fqxt87Qik>



# Estimación Pesos

- Se presentan varios métodos para la estimación de pesos estructurales y de sistemas
  - **Cada uno** de los **métodos** es **independiente** y **suficiente por si sólo**
  - Esto significa que las estimaciones de pesos son válidas siempre que estén **dentro** del **orden** de **magnitud** de **aviones similares**: **Necesaria Comparación (si datos disponibles)**
- **NO TODOS** los métodos producen **valores** que se encuentran dentro de rangos **razonables**:
  - Los diseñadores deben de ser capaces de **identificar** si los **valores** son **adecuados** mediante **métodos comparativos** (descritos abajo)
  - No se pueden utilizar ecuaciones de métodos distintos: En caso de querer utilizar ecuaciones de métodos distintos, es necesario hacer la **media** entre **todas** las **estructuras**
  - Por ejemplo, no se puede utilizar la ecuación de estimación del ala de Método I y la del Fuselaje del Método II, sino la media de todas las ecuaciones para ambos métodos
  - Se puede hacer la **media** con **tantos métodos** como se **dese**.
- Se recomienda **comparar** la **estimación** e los **distintos sistemas** y **pesos** con datos de **aviones similares**:
  - Datos de Volumen V de Airplane Design de Roskam
    - Se proporcionan estimaciones de pesos estructurales y sistemas como porcentaje del peso total
    - Comparar si está dentro del rango para aviones de características similares
  - Datos comparativos que aparecen en el Método II (Tema 12)
    - Se proporcionan estimaciones de pesos estructurales y sistemas como porcentaje del peso total
    - Comparar si está dentro del rango para aviones de características similares



# Estimación de Pesos - VI

- Diferentes métodos para estimar el peso de diferentes componentes:
  - Airplane Design – Part V : Component Weight Estimation
    - USAF Method
    - GM Method
    - Cessna Method
    - Torenbeek Method
  - Método estadístico
    - Raymer Method
  - DAR Corporation - Roskam
  - Grupos de pesos para diversas aeronaves
    - Airplane Design – Part V : Component Weight Estimation
    - Sirve para determinar mediante comparativas entre los diversos aviones el peso aproximado de algunas de las partes.
      - Técnicas de normalizados para extrapolar posibles líneas de tendencia

# Estimación de Pesos - VII

**Table 15.1 Group weight format**

	Weight, lb	Loc., ft	Moment, ft-lb		Weight, lb	Loc., ft	Moment, ft-lb
<b>Structures</b>	<b>4,526</b>		<b>106,879</b>	<b>Equipment</b>	<b>4,067</b>		<b>80,646</b>
Wing	1,459.4	23.3	34,004	Flight controls	655.7	21.7	14,229
Horizontal tail	280.4	39.2	10,992	APU		0	0
Vertical tail		0	0	Instruments	122.8	10.0	1,228
Ventral tail		0	0	Hydraulics	171.7	21.7	3,726
Fuselage	1,574	21.7	34,156	Pneumatics		21.7	0
Main landing gear	631.5	23.8	15,030	Electrical	713.2	21.7	15,476
Nose landing gear	171.1	13.0	2,224	Avionics	989.8	10.0	9,898
Other landing gear		0	0	Armament		0	0
Engine mounts	39.1	33.0	1,290	Furnishings	217.6	6.2	1,3497
Firewall	58.8	33.0	1,940	Air conditioning	190.7	15.0	2,860.5
Engine section	21	33.0	693	Anti-icing			0
Air induction	291.1	22.5	6,550	Photographic			0
			0	Load and handling	5.3	15.0	79.5
			0	Misc. equipment and We	1,000	31.8	31,800
			0	Empty weight allowance	547	23.6	12,9237
<b>Propulsion</b>	<b>2,354</b>		<b>70,931</b>	<b>Total weight empty</b>	<b>11,495</b>	<b>23.6</b>	<b>27,1379</b>
Engine(s)—installed	1,517	33.0	50,061	<b>Useful load</b>	<b>4,985</b>		
Accessory drive			0	Crew	220	15.0	3,300
Exhaust system			0	Fuel—usable	3,836	22.3	85,551
Engine cooling	172	33.0	5,676	Fuel—trapped	39	22.3	864
Oil cooling	37.8	33.0	1,247	Oil	50	33.0	1,650
Engine controls	20	33.0	660	Passengers			0
Starter	39.5	15.7	620	Cargo/payload	840	21.7	18,228
Fuel system/tanks	568	22.3	12,666	Guns			0
			0	Ammunition	0	21.7	0
			0	Misc. useful load			0
			0	<b>Takeoff gross weight</b>	<b>16,480</b>	<b>22.0</b>	<b>362,744</b>

# Estimación de Pesos - VIII

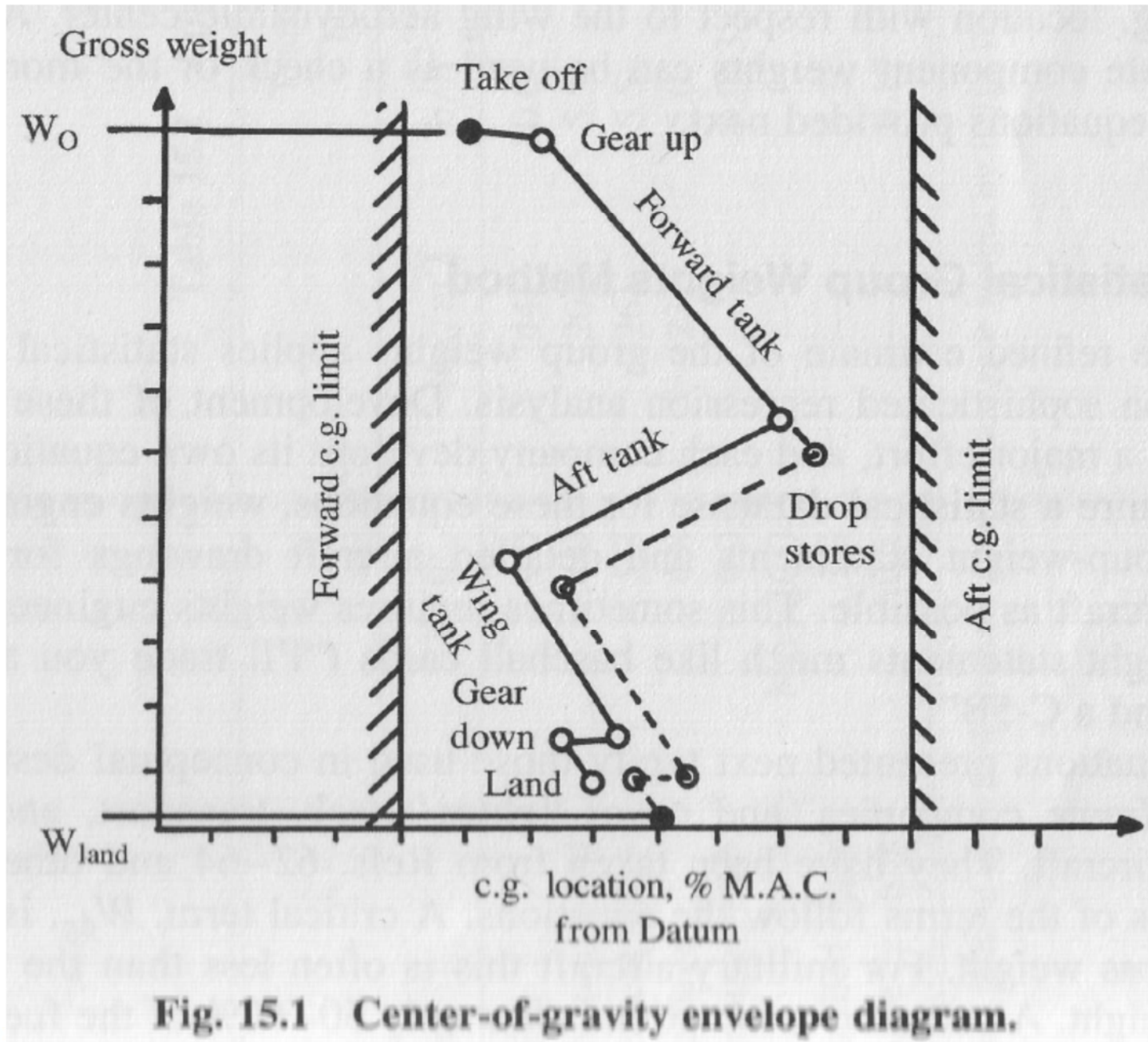


Fig. 15.1 Center-of-gravity envelope diagram.

# Estimación de Pesos - IX

Table 15.2 Approximate empty weight buildup

Item	Fighters		Transports and bombers		General aviation (metal)		Multiplier	Approximate location
	lb/ft <sup>2</sup>	{kg/m <sup>2</sup> }	lb/ft <sup>2</sup>	{kg/m <sup>2</sup> }	lb/ft <sup>2</sup>	{kg/m <sup>2</sup> }		
Wing	9.0	{44}	10.0	{49}	2.5	{12}	$S_{\text{exposed planform}}$	40% MAC
Horizontal tail	4.0	{20}	5.5	{27}	2.0	{10}	$S_{\text{exposed planform}}$	40% MAC
Vertical tail	5.3	{26}	5.5	{27}	2.0	{10}	$S_{\text{exposed planform}}$	40% MAC
Fuselage	4.8	{23}	5.0	{24}	1.4	{7}	$S_{\text{wetted area}}$	40–50% length
Landing gear <sup>a</sup>	0.033	—	0.043	—	0.057	—	TOGW	—
	Navy: 0.045	—						
Installed engine	1.3	—	1.3	—	1.4	—	Engine weight	—
“All-else empty”	0.17	—	0.17	—	0.10	—	TOGW	40–50% length

<sup>a</sup>15% to nose gear; 85% to main gear; reduce gear weight by 0.014  $W_0$  if fixed gear.



# Academic Structures - I



DatosFL

Modificando modelo SurfproFL

Superficies Aerodinamicas		
S	64.19	m <sup>2</sup>
Sw	186.22	m <sup>2</sup>
Cr	3.33	m
Ar	11	---
Shtp	17.01	m <sup>2</sup>
Svtp	11.17	m <sup>2</sup>

Fuselaje		
Longitud	32.8	m
Diametro	2.69	m

Factores lineales		
Ala	49	Definido
Htp	27	Tipo de cola
Vtp	27	
Fuselaje	24	<input checked="" type="radio"/> Vtp
tren	0.043	<input type="radio"/> Cola en V
Motores	1.3	<input checked="" type="checkbox"/> Htp
Miscelaneo	0.17	<input type="checkbox"/>

Pesos		
MTOW	30000	Kg
Wcrew	420.01	Kg
Wpayload	6629.8	Kg
Wengines	1521	Kg
W/S	458.84	Kg/m <sup>2</sup>
WfW0	0.209	---

Ayuda

Guardar Nuevo    Sobrescribir    Cancelar

ResultadosFL

## RESULTADOS

SurfproFL

Elementos				
Ala	2692.15	kg	16.6751	%
Htp	459.27	kg	2.84472	%
Vtp	301.59	kg	1.86805	%
Fuselaje	4469.28	kg	27.6827	%
Tren	1260.74	kg	7.80904	%
Motor	1977.3	kg	12.2474	%
Misce	4984.34	kg	30.873	%

Pesos globales				
We	16144.7	kg	55.0581	%
Payload	6629.8	kg	22.6096	%
Wcrew	420.01	kg	1.43236	%
Wfuel	6128.5	kg	20.9	%

Resultado Final		
Masa Total	29323	Kg
Superficie	63.8995	m <sup>2</sup>

Salir    Guardar

# Estimación de Pesos - X

Table 15.3 Miscellaneous weights (approximate)

Component	Weight	
	lb	kg <sup>a</sup>
<b>Missiles</b>		
Harpoon (AGM-84 A)	1200	544
Phoenix (AIM-54 A)	1000	454
Sparrow (AIM-7)	500	227
Sidewinder (AIM-9)	200	91
Pylon and launcher	0.12 $W_{\text{missile}}$	
<b>M61 Gun</b>		
Gun	250	113
940 rds ammunition	550	250
Commercial aircraft passenger (includes carry-on)	190	86
<b>Seats</b>		
Flight deck	60	27
Passenger	32	15
Troop	11	5
<b>Instruments</b>		
Altimeter, airspeed, accelerometer, rate of climb, clock, compass, turn & bank, Mach, tachometer, manifold pressure, etc.	1–2 each	0.5–1
Gyro horizon, directional gyro	4–6 each	2–3
Heads-up display	40	18
<b>Lavatories</b>		
Long-range aircraft	1.11 $N_{\text{pass}}^{1.33}$	0.5 $N_{\text{pass}}^{1.33}$
Short-range aircraft	0.31 $N_{\text{pass}}^{1.33}$	0.14 $N_{\text{pass}}^{1.33}$
Business/executive aircraft	3.90 $N_{\text{pass}}^{1.33}$	1.76 $N_{\text{pass}}^{1.33}$
<b>Arresting gear</b>		
Air Force-type	0.002 $W_{\text{dg}}$	
Navy-type	0.008 $W_{\text{dg}}$	
<b>Catapult gear</b>		
Navy carrier-based	0.003 $W_{\text{dg}}$	
<b>Folding wing</b>		
Navy carrier-based	0.06 $W_{\text{wing}}$	

<sup>a</sup>Mass equivalent of weight.

# Estimación de Pesos - XI

## Ejemplo1

- Component Weight Estimation – Airplane Design Par V – J. Roskam

- General Aviation Airplanes:

- Pesos de ala

- Cessna Method

$$W_w = 0.04674 (W_{TO})^{0.397} (S)^{0.360} (n_{ult})^{0.397} (A)^{1.712}$$

$$W_w = 0.002933 (S)^{1.018} (A)^{2.473} (n_{ult})^{0.611}$$

- USAF Method

$$W_w = 96.948 [(W_{TO} n_{ult} / 10^5)^{0.65} (A / \cos \Lambda_{1/4})^{0.57} (S/100)^{0.61} x$$

$$x \{ (1+\lambda) / 2 (t/c)_m \}^{0.36} (1 + V_H/500)^{0.5}]^{0.993} \quad (5.4)$$

- Torenbeek Method

$$W_w = 0.00125 W_{TO} (b / \cos \Lambda_{1/2})^{0.75} [1 + \{6.3 \cos(\Lambda_{1/2}) / b\}^{1/2}] x$$

$$x (n_{ult})^{0.55} (bS / t_r W_{TO} \cos \Lambda_{1/2})^{0.30} \quad (5.5)$$

- Pesos de cola

- Cessna Method

$$W_h = \frac{3.184 (W_{TO})^{0.887} (S_h)^{0.101} (A_h)^{0.138}}{57.5 (t_{r_h})^{0.223}}$$

- USAF Method

$$W_v = \frac{1.68 (W_{TO})^{0.567} (S_v)^{1.249} (A_v)^{0.482}}{15.6 (t_{r_v})^{0.747} (\cos \Lambda_{1/4_v})^{0.882}}$$

- Torenbeek Method

$$W_h = 127 [(W_{TO} n_{ult} / 10^5)^{0.87} (S_h / 100)^{1.2} x$$

$$x 0.289 (l_h / 10)^{0.483} (b_h / t_{r_h})^{0.5}]^{0.458}$$

$$W_v = 98.5 [(W_{TO} n_{ult} / 10^5)^{0.87} (S_v / 100)^{1.2} x$$

$$x 0.289 (b_v / t_{r_v})^{0.5}]^{0.458}$$

$$W_{emp} = 0.04 (n_{ult} (S_v + S_h)^2)^{0.75}$$

# Estimación de Pesos - XII

- General Aviation Airplanes:
  - Raymer Method

$$W_{\text{wing}} = 0.036 S_w^{0.758} W_{\text{fw}}^{0.0035} \left( \frac{A}{\cos^2 \Lambda} \right)^{0.6} q^{0.006} \lambda^{0.04} \left( \frac{100 t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.3} (N_z W_{\text{dg}})^{0.49}$$

$$W_{\text{horizontal tail}} = 0.016 (N_z W_{\text{dg}})^{0.414} q^{0.168} S_{\text{ht}}^{0.896} \left( \frac{100 t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.12} \left( \frac{A}{\cos^2 \Lambda_{\text{ht}}} \right)^{0.043} \lambda_h^{-0.02}$$

$$W_{\text{vertical tail}} = 0.073 \left( 1 + 0.2 \frac{H_t}{H_v} \right) (N_z W_{\text{dg}})^{0.376} q^{0.122} S_{\text{vt}}^{0.873} \left( \frac{100 t/c}{\cos \Lambda_{\text{vt}}} \right)^{-0.49} \left( \frac{A}{\cos^2 \Lambda_{\text{vt}}} \right)^{0.357} \lambda_{\text{vt}}^{0.039}$$

$$W_{\text{fuselage}} = 0.052 S_f^{1.086} (N_z W_{\text{dg}})^{0.177} L_f^{-0.051} (L/D)^{-0.072} q^{0.241} + W_{\text{press}}$$

$$W_{\text{main landing gear}} = 0.095 (N_l W_l)^{0.768} (L_m/12)^{0.409}$$

$$W_{\text{nose landing gear}} = 0.125 (N_l W_l)^{0.566} (L_n/12)^{0.845}$$

$$W_{\text{installed engine (total)}} = 2.575 W_{\text{en}}^{0.922} N_{\text{en}}$$

$$W_{\text{fuel system}} = 2.49 V_i^{0.726} \left( \frac{1}{1 + V_i/V_l} \right)^{0.363} N_i^{0.242} N_{\text{en}}^{0.157}$$

$$W_{\text{flight controls}} = 0.053 L^{1.536} B_w^{0.371} (N_z W_{\text{dg}} \times 10^{-4})^{0.80}$$

$$W_{\text{hydraulics}} = 0.001 W_{\text{dg}}$$

$$W_{\text{electrical}} = 12.57 (W_{\text{fuel system}} + W_{\text{avionics}})^{0.51}$$

$$W_{\text{avionics}} = 2.117 W_{\text{uav}}^{0.933}$$

$$W_{\text{air conditioning and anti-ice}} = 0.265 W_{\text{dg}}^{0.52} N_p^{0.68} W_{\text{avionics}}^{0.17} M^{0.08}$$

$$W_{\text{furnishings}} = 0.0582 W_{\text{dg}} - 65$$



# Estimación de Pesos - XIII

- Cargo Transport Airplanes:
  - Raymer Method

$$W_{\text{wing}} = 0.0051 (W_{\text{dg}} N_z)^{0.557} S_w^{0.649} A^{0.5} (t/c)_{\text{root}}^{-0.4} (1 + \lambda)^{0.1} (\cos \Lambda)^{-1.0} S_{\text{CSW}}^{0.1}$$

$$W_{\text{horizontal tail}} = 0.0379 K_{\text{uht}} (1 + F_w/B_h)^{-0.25} W_{\text{dg}}^{0.639} N_z^{0.10} S_{\text{ht}}^{0.75} L_t^{-1.0} \times K_y^{0.704} (\cos \Lambda_{\text{ht}})^{-1.0} A_h^{0.166} (1 + S_e/S_{\text{ht}})^{0.1}$$

$$W_{\text{vertical tail}} = 0.0026 (1 + H_t/H_v)^{0.225} W_{\text{dg}}^{0.556} N_z^{0.536} L_t^{-0.5} S_{\text{vt}}^{0.5} K_z^{0.875} (\cos \Lambda_{\text{vt}})^{-1} A_v^{0.35} (t/c)_{\text{root}}^{-0.5}$$

$$W_{\text{fuselage}} = 0.3280 K_{\text{door}} K_{\text{Lg}} (W_{\text{dg}} N_z)^{0.5} L^{0.25} S_f^{0.302} (1 + K_{\text{ws}})^{0.84} (L/D)^{0.10}$$

$$W_{\text{main landing gear}} = 0.0106 K_{\text{mp}} W_l^{0.888} N_l^{0.25} L_m^{0.4} N_{\text{mw}}^{0.321} N_{\text{mss}}^{-0.5} V_{\text{stall}}^{0.1}$$

$$W_{\text{nose landing gear}} = 0.032 K_{\text{np}} W_l^{0.646} N_l^{0.2} L_n^{0.5} N_{\text{nw}}^{0.45}$$

$$W_{\text{nacelle group}} = 0.6724 K_{\text{ng}} N_{\text{Lt}}^{0.10} N_w^{0.294} N_z^{0.119} W_{\text{ec}}^{0.611} N_{\text{en}}^{0.984} S_n^{0.224}$$

(includes air induction)

$$W_{\text{starter (pneumatic)}} = 49.19 \left( \frac{N_{\text{en}} W_{\text{en}}}{1000} \right)^{0.541}$$

$$W_{\text{engine controls}} = 5.0 N_{\text{en}} + 0.80 L_{\text{ec}}$$

$$W_{\text{fuel system}} = 2.405 V_t^{0.606} (1 + V_i/V_t)^{-1.0} (1 + V_p/V_t) N_t^{0.5}$$

$$W_{\text{flight controls}} = 145.9 N_f^{0.554} (1 + N_m/N_f)^{-1.0} S_{\text{CS}}^{0.20} (I_y \times 10^{-6})^{0.07}$$

$$W_{\text{avionics}} = 1.73 W_{\text{uav}}^{0.983}$$

$$W_{\text{APU installed}} = 2.2 W_{\text{APU uninstalled}}$$

$$W_{\text{furnishings}} = 0.0577 N_c^{0.1} W_c^{0.393} S_f^{0.75}$$

$$W_{\text{instruments}} = 4.509 K_r K_{\text{tp}} N_c^{0.541} N_{\text{en}} (L_f + B_w)^{0.5}$$

$$W_{\text{air conditioning}} = 62.36 N_p^{0.25} (V_{\text{pr}}/1000)^{0.604} W_{\text{uav}}^{0.10}$$

$$W_{\text{hydraulics}} = 0.2673 N_f (L_f + B_w)^{0.937}$$

$$W_{\text{anti-ice}} = 0.002 W_{\text{dg}} \quad W_{\text{handling gear}} = 3.0 \times 10^{-4} W_{\text{dg}}$$

$$W_{\text{electrical}} = 7.291 R_{\text{kva}}^{0.782} L_a^{0.346} N_{\text{gen}}^{0.10}$$

$$W_{\text{military cargo handling system}} = 2.4 \times (\text{cargo floor area, ft}^2)$$

# Academic Structures - II

Modificar\_modelo\_menu

MODIFICAR MODELO

Modificando Modelo : surfpro

Datos Generales

Superficies Aerodinámicas

Fuselaje y tren de aterrizaje

Motores

Sistemas

Materiales y Refuerzos

Guardar Nuevo    Sobrescribir

Cancelar

Datosdatosgenerales

DATOS GENERALES

Pesos		
MTOW	27615	Kg
Wfuel	5177.92	Kg
Wcrew	420.01	Kg
Wpayload	6692.87	Kg
W/S	448.67	Kg/m <sup>2</sup>
Wreserva/Wf	0.06	-

Datos misión		
n último land	3	-
n max	3.5	-
n ultimo	7.5	-
M h	0.64	-
v maxc	237	m/s
rhol	0.49	Kg/m <sup>3</sup>

Factores kundu		
Wala/MTOW	8	
Whtp/MTOW	1.35	
Wvtp/MTOW	0.7	
Wfus/MTOW	11	
Wlg/MTOW	5	
Wnaces/MTOW	3.5	
Wpylons/MTOW	0.5	
Woi/MTOW	0.25	
Wengcon/MTOW	1.5	
Wreversa/MTOW	0	
Wfuelsist/MTOW	0.9	

tipo de cola

Cola vertical

cola en V

Htp

Canard

Aceptar    Restaurar    Cancelar    Ayuda

Datosfuselajeytren

Fuselaje y Tren de aterrizaje

Fuselaje		
Longitud fus	31	m
Diametro fus	2.78	m
Densidad	1575	Kg/m <sup>3</sup>
	0.0028	-
K inlet	1	-

Tren de aterrizaje		
Altura Lg	1.36	m
Kl	1	-
Kret	1.07	-
KLg	0.315	-

Aceptar    Restaurar    Cancelar    Ayuda

# Academic Structures - III

Datossistemas

## SISTEMAS

Fly control sist       Oxigeno  
 sist. hidraulico       Apu  
 Insturmentación       Furnishing  
 sist. eléctrico       Bagage cargo  
 Aire, pres, anti-ice       Operational item

**Datos Sistemas**

Kcgctrl	1	-
Wfmax	6150	Kg
Wpaint/MTOW	0.008	-
nº Piloto	1	-
nº Copiloto	1	-
nº Ingenieros	0	-
Kapi	887	-
Vpress	107.344	m <sup>3</sup>
nº Tripulación	4	-
nº Pasajeros	76	-
Woxfixed	13.608	-
Kox	1.2	-
Klavatory	0.31	-
Kbuffer	1.02	-
P cabina	0.07584	lb/ft <sup>2</sup>
S suelo	42.588	m <sup>2</sup>
Kcabinesu	2	-
K safety eq	14	-
Ktoilet	1.5	-

Factores Kundu

Wfc/MTOW	1.1	%
Whid/MTOW	0.5	%
Winst/MTOW	2.65	%
Welec/MTOW	2	%
Wapi/MTOW	1.8	%
Wox/MTOW	0.4	%
	0.05	%
Wfur/MTOW	6	%
Wbc/MTOW	0.05	%
Wop/MTOW	0.75	%

# Estimación de Pesos - XIV

- Se utilizan factores de corrección sobre las ecuaciones anteriores en función de los materiales empleados y del tipo de estructura

**Table 15.4** Weights estimation “fudge factors”

Category	Weight group	Fudge factor (multiplier)
Advanced composites	Wing	0.85–0.90
	Tails	0.83–0.88
	Fuselage/nacelle	0.90–0.95
	Landing gear	0.95–1.0
	Air induction system	0.85–0.90
Braced wing	Wing	0.82
Braced biplane	Wing	0.6
Wood fuselage	Fuselage	1.60
Steel tube fuselage	Fuselage	1.80
Flying boat hull	Fuselage	1.25
Carrier-based aircraft	Fuselage and landing gear	1.2–1.3

# Academic Structures - IV

Datos\_reduc\_mat

## MATERIAL Y REFUERZOS

Activar reducción material

Activar incremento por refuerzos

Reducción por material

	% de reducción	
Ala	<input type="text" value="7"/>	
Htp	<input type="text" value="7"/>	%
Vtp	<input type="text" value="7"/>	%
Fuselaje	<input type="text" value="7"/>	%
Tren de aterrizaje	<input type="text" value="0"/>	%
Motores	<input type="text" value="0"/>	%

incremento por refuerzos

	factor de incremento	% reforzado	
Ala	<input type="text" value="1.2"/>	<input type="text" value="25"/>	%
Htp	<input type="text" value="1.2"/>	<input type="text" value="15"/>	%
Vtp	<input type="text" value="1.2"/>	<input type="text" value="15"/>	%
Fuselaje	<input type="text" value="1.2"/>	<input type="text" value="20"/>	%
Tren de aterrizaje	<input type="text" value="1.2"/>	<input type="text" value="25"/>	%
Motores	<input type="text" value="1.2"/>	<input type="text" value="20"/>	%

Aceptar Restaurar Cancelar Ayuda

# Comparativa de pesos – Aviones similares - I

- Comparativa de pesos por grupos para aviones similares:
  - Airplane Design – Part V
    - Turbo/propeller Driven Military Transports (pp 176-177)

Table A10.2a Group Weight Data for Turbo/Propeller

Driven Military Transports

	A.W. (HS) Argosy	Douglas C-133A	Lockheed C-130H	Breguet 941*
Number of engines:	4	4	4	4
Weight Item, lbs				
Wing Group	10,800	27,403	13,950	4,096
Empennage Group	1,300	6,011	3,480	1,387
Fuselage Group	11,100**	30,940	14,695	6,481
Nacelle Group	1,200	3,512	2,756	in wing
Land. Gear Group	3,180	10,635	5,309	2,626
Nose Gear			730	
Main Gear			4,579	
<b>Structure Total</b>	<b>27,580</b>	<b>78,501</b>	<b>40,190</b>	<b>14,590</b>



# Comparativa de pesos – Aviones similares II

	A.W. (HS) Argosy	Douglas C-133A	Lockheed C-130H	Breguet 941*
Number of engines:	4	4	4	4
Weight Item, lbs				
Wing Group	10,800	27,403	13,950	4,096
Empennage Group	1,300	6,011	3,480	1,387
Fuselage Group	11,100**	30,940	14,695	6,481
Nacelle Group	1,200	3,512	2,756	in wing
Land. Gear Group	3,180	10,635	5,309	2,626
Nose Gear			730	
Main Gear			4,579	
Structure Total	27,580	78,501	40,190	14,590
Engines		10,470	13,746	
Air Induct. System				
Fuel System		1,338	3,105	
Propeller Inst.		5,403	in eng.	
Propulsion System		2,081	in eng.	
Power Plant Total		19,292	16,851	
Avionics + Instrum.		578	3,582	
Surface Controls	in struct.	1,804	1,673	1,056
Hydraulic System		2,678	664	
Pneumatic System				
Electrical System		2,004	2,459	
Electronics		2,047	in avionics	
APU		188	651	
Oxygen System			231	
Air Cond. System***		2,973	1,684	
Anti-icing System			797	
Furnishings		3,632	4,472	
Auxiliary Gear		117	6	
Operating items			532	
Fixed Equipm't Total		16,021	16,219	
W <sub>oil</sub> + W <sub>tfo</sub>		1,693	1,089	
Max. Fuel Capacity		60,000	45,240	
Payload (Max.)		97,162	33,461	

Type	A.W. (HS) Argosy	Douglas C-133A	Lockheed C-130H	Breguet 941
Flight Design Gross Weight, GW, lbs	82,000	275,000	155,000	58,421
Structure/GW	0.336	0.285	0.259	0.250
Power Plant/GW		0.070	0.109	
Fixed Equipm't/GW		0.058	0.105	
Empty Weight/GW	0.561	0.414	0.473	0.508
Wing Group/GW	0.132	0.100	0.090	0.070
Empenn. Group/GW	0.016	0.022	0.022	0.024
Fuselage Group/GW	0.135	0.113	0.095	0.111
Nacelle Group/GW	0.015	0.013	0.018	in wing
Land. Gear Group/GW	0.039	0.039	0.034	0.045
Take-off Gross Wht, W <sub>TO</sub> , lbs	82,000	275,000	155,000	58,421
Empty Weight, W <sub>E</sub> , lbs	46,000	113,814	73,260	29,675
Wing Group/S, psf	7.4	10.3	8.0	4.5
Emp. Grp/S <sub>emp</sub> , psf	2.3	4.2	4.2	2.6
Ultimate Load Factor, g's	3.75*	2.50	3.75*	3.75*
Surface Areas, ft <sup>2</sup>				
Wing, S	1,458	2,673	1,745	902
Horiz. Tail, S <sub>h</sub>	327	801	536	320
Vert. Tail, S <sub>v</sub>	250	641	300	223
Empenn. Area, S <sub>emp</sub>	577	1,442	836	543

\*Assumed

# Comparativa de pesos – Aviones similares

## Ejemplo – más información carpeta de material extra

**Table I.1** Jet Transport Aircraft Weights Summary (Weights in Pounds)

Aircraft	McDonnell Douglas		Boeing			Airbus
	MD-80	DC-10-30	737-200	727-100	747-100	A-300
Wing	15,560	58,859	10,613	17,764	86,402	44,131
Empennage	3,320	14,676	2,718	4,133	11,850	5,941
Fuselage	16,150	47,270	12,108	17,681	71,845	35,820
Nacelle	5,340	9,127	1,392	3,870	10,031	7,039
Landing gear	5,340	25,761	4,354	7,211	31,427	13,611
Nose gear	550	1,832	—	—	—	—
Main gear	4,790	23,929	—	—	—	—
Structure total	42,490	155,693	31,185	50,659	211,555	106,542
Engine	8,820	26,163	6,217	9,325	34,120	16,825
Nozzle system and $T_{reversor}$	1,540	6,916	1,007	1,744	6,452	4,001
Air induction system <sup>a</sup>	0	0	0	0	0	0
Fuel system	640	4,308	575	1,143	2,322	1,257
Propulsion install	—	—	378	250	802	814
Propulsion total	11,000	37,387	8,177	12,462	43,696	22,897
Avionics and instruments	2,130	4,274	625	756	1,909	377
Surface controls	2,540	6,010	2,348	2,996	6,982	5,808
Hydraulic system	540	2,587	873	1,418	4,471	3,701

<sup>a</sup>Engines in pods, weight included in nacelle.



# Comparativa de pesos – Aviones similares

Aircraft	McDonnell Douglas		Boeing			Airbus
	MD-80	DC-10-30	737-200	727-100	747-100	A-300
Pneumatic system	1,720	5,912	—	—	—	—
Electrical system	—	—	1,066	2,142	3,348	4,923
Electronics	—	—	956	2,142	3,348	4,923
Auxiliary power units (APU)	840	1,643	836	1,591	4,429	1,726
Oxygen system	220	256	—	—	—	—
Environmental control system (ECS)	1,580	2,723	1,416	1,976	3,969	3,642
Anti-icing system	550	471	—	—	—	—
Furnishings	8,450	34,124	6,643	10,257	37,245	13,161
Miscellaneous	3,650	16,274	124	85	421	732
Equipment total	25,460	76,194	14,887	21,281	63,062	35,053
Empty weight (lb)	78,950	269,274	60,210	88,300	353,398	168,805
Fuel	39,362	247,034	34,718	48,353	331,675	76,512
Oil	—	—	—	—	—	—
Payload (lb)	43,950	98,726	34,790	29,700	140,000	69,865
TOGW (lb)	140,000	555,000	115,500	160,000	710,000	302,000
Wing span (ft)	107.7	165.3	94.0	108.0	195.7	147.3
Wing area, $S$ (ft <sup>2</sup> )	1,270	3958	980	1,700	5,500	2,799
Horizontal tail area, $S_H$ (ft <sup>2</sup> )	314	1,338	321	376	1,470	748
Vertical tail area, $S_V$ (ft <sup>2</sup> )	168	605	233	356	830	487

# Academic Structures - V

**RESULTADOS**

Modelo      B747

**Peso en vacio**

Media+Refuerzos ▼

Media ▼

Estructura			Sistemas		
Peso ala	49273	Kg	Fly control s.	34317.2	Kg
Peso HTP	3952.35	Kg	Sist hidraulico	5815.83	Kg
Peso VTP	6453.65	Kg	Instrumentación	2963.95	Kg
Peso fuselaje	36671.6	Kg	electricidad	3032.03	Kg
Peso Tren	10294.6	Kg	api	2113.21	Kg
Peso motores	32932.2	Kg	oxigeno	857.969	Kg
Peso Canard	0	Kg	Apu	2093.7	Kg
Westructura	139577	Kg	Furnishing	20361	Kg
W Sistemas	91563.9	Kg	baggage	12762.1	Kg
Wempty	231141	Kg	Opitem	7246.92	Kg

**Peso total**

Resultado ▼

Westructura	136841	Kg
W refuerzos	2736.81	Kg
W sistemas	91563.9	Kg
W crew	720	Kg
W payload	74405.2	Kg
Wfuel	159000	Kg

MTOW	465266	Kg
S	540.241	m <sup>2</sup>
W/S	861.22	Kg/m <sup>2</sup>

Superficie y peso en funcion de W/S

861.22	540.241	m <sup>2</sup>	465266	Kg
--------	---------	----------------	--------	----

# Estimación de Pesos (DAR Corp)

- Method for estimating the components of the airplane empty weight (DAR Corporation - Roskam).
- Las ecuaciones para la estimación de los pesos del ala se diferencian en función del tipo de avión al que se hace referencia siendo estos:
  - General Aviation Airplanes
  - Commercial Transport Airplanes
  - Military Patrol, Bomb and Transport Airplanes
  - Fighter and Attack Airplanes



# Structure Weight - II

The General Aviation Airplanes category contains the following airplane types:

Homebuilts

Single engine props

Multi-engine props

Agricultural

Regional turboprops below 12,500 pounds

Low speed military trainers

Small, low speed flying boats, amphibious airplanes, and float airplanes



The Military Patrol, Bomb and Transport Airplanes category contains the following types of airplanes:

Military patrol airplanes

Bombers

Military transports

Supersonic military patrol airplanes

Supersonic bombers

Supersonic military transports



The Commercial Transport Airplanes category contains the following types of airplanes:

Business jets

Regional turboprops above 12500 pounds

Jet transports

Large, high speed flying boats, amphibious airplanes, and float airplanes

Commercial supersonic cruise airplanes (use Fighter inlet data)



The fighter and attack airplanes category contains the following airplane types:

High speed military trainers

Fighters

Supersonic fighters and attack airplanes



# Weight Estimation - Class II Method

- Class II Method for estimating the components of the airplane empty weight (DAR Corporation - Roskam).

$$W_E = W_{structure} + W_{pp} + W_{fix}$$

where:

$W_{structure}$  is the Class II airplane structure weight.

$W_{pp}$  is the Class II airplane powerplant weight.

$W_{fix}$  is the Class II airplane fixed equipment weight.

$$W_{TO} = \frac{W_E + W_{PL} + W_{crew} + W_{PLexp} - W_{Frefuel}}{M_{ff} (1 + M_{Fres}) - M_{Fres} - M_{tfo}}$$

- Divididos en:
  - Class II Structure Weight
  - Class II Powerplant Weight
  - Class II Fixed Equipment Weight

where:

$W_E$  is the airplane empty weight.

$W_{PL}$  is the payload weight.

$W_{crew}$  is the crew weight.

$W_{PLexp}$  is the total expenditure payload weight.

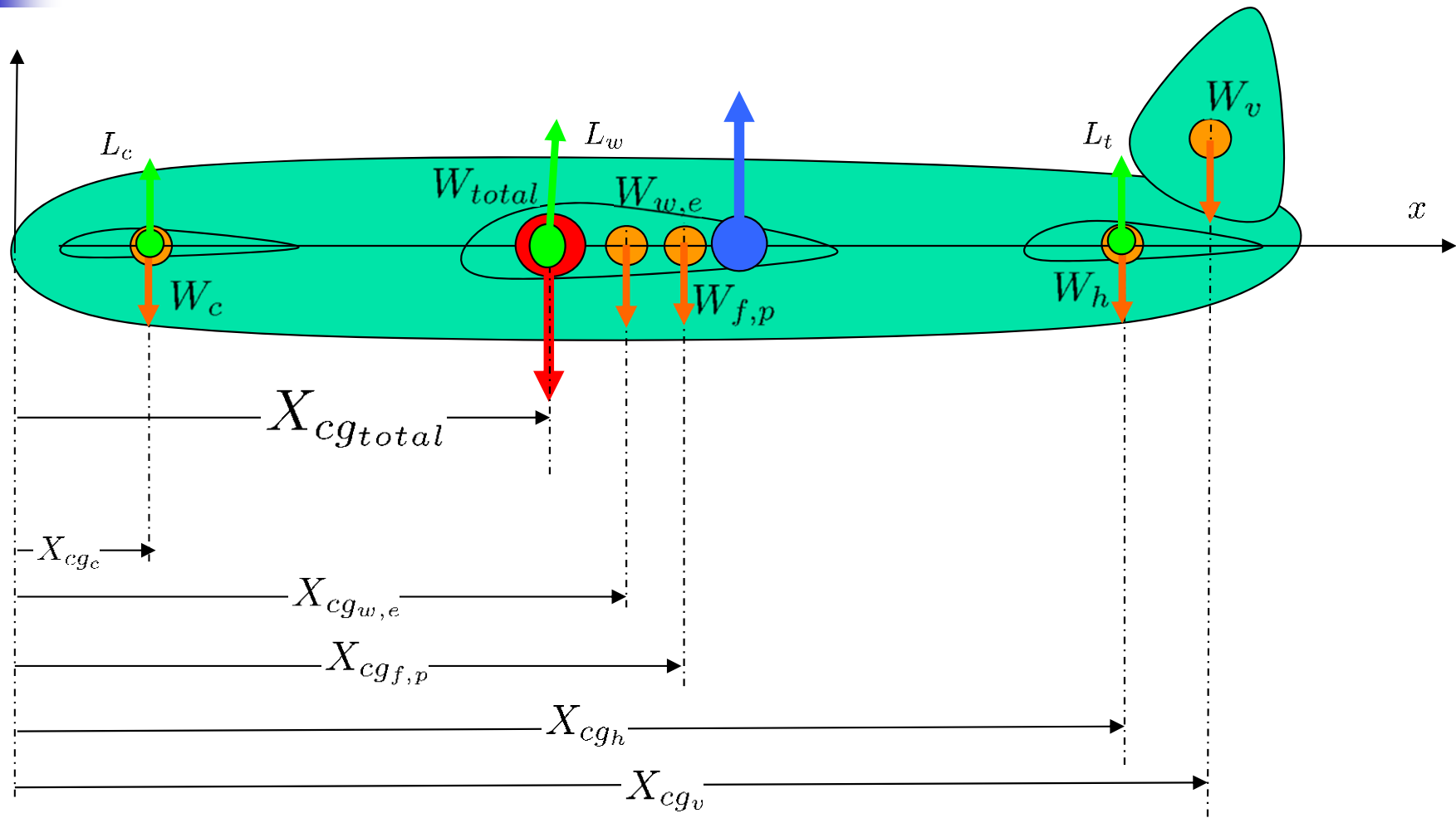
$W_{Frefuel}$  is the total refueled fuel weight.

$M_{ff}$  is the mission fuel fraction.

$M_{Fres}$  is the reserved fuel weight as a fraction of fuel weight used in the mission.

$M_{tfo}$  is the trapped fuel and oil weight as a fraction of airplane take-off weight.

# Equilibrado de Fuerzas Aerodinámicas y Gravitatorias



canard                      Fuselage -payload                      wing -engines                      tail

$$X_{cg} = \frac{\sum (W_i \times X_{cgi})}{\sum W_i} = \frac{W_c \times X_{cgc} + W_{f,p} \times X_{cgf,p} + W_{w,e} \times X_{cgw,e} + W_t \times X_{cgt}}{W_c + W_{f,p} + W_{w,e} + W_t}$$

# Class II – Structure Weight

- Organizado según:

- Wing
- Horizontal Tail
- Vertical Tail
- V-tail
- Canard
- Fuselage
- Landing gear
- Nacelles
- Tailboom

$$W_{structure} = W_w + W_h + W_v + W_{vee} + W_c + W_f + W_{tboom} + W_n + W_{gear}$$

where:

- $W_w$  is the wing weight.
- $W_h$  is the horizontal tail weight.
- $W_v$  is the vertical tail weight.
- $W_{vee}$  is the V-Tail weight.
- $W_c$  is the canard weight.
- $W_f$  is the fuselage weight.
- $W_{tboom}$  is the tail boom weight.
- $W_n$  is the nacelle weight.
- $W_{gear}$  is the landing gear weight.

- Las ecuaciones para la estimación de los pesos de los diferentes elementos se diferencian en función del tipo de avión al que se hace referencia:

- General Aviation Airplanes
- Commercial Transport Airplanes
- Military Patrol, Bomb and Transport Airplanes
- Fighter and Attack Airplanes

- Para el diseño de aviones de patrulla y transporte militar se utilizan los métodos GD y Torenbeek

- Military Patrol, Bomb and Transport Airplanes**

- Los métodos GD y Torenbeek methods empleados para la estimación de los pesos del Commercial Transport Airplanes son los utilizados para determinar los pesos para los aviones de patrulla militar y de transporte con la salvedad de que el factor de carga último empleado es de 4.5.
- Mientras que el peso de diseño para tanto aviones de transporte comerciales como de aviones ligeros se emplea el peso en despegue,
- Para aviones militares, el peso empleado para el diseño del ala se emplea el peso de diseño para la misión (flight design gross).

# General Aviation Airplane

- Unidades Imperiales en todos los parámetros
- Tres métodos:
  - Cessna Method
    - Ecuaciones válidas para aviones pequeños, de actuaciones moderadas y con velocidades por debajo de los 200 knots
    - El peso de los carenados de punta de ala y las superficies de controestá incluido
  - USAF Method
    - Ecuaciones válidas para pequeños aviones utilitarios con actuaciones de hasta 300 knots.
  - Torenbeek Method
    - Ecuaciones válidas para aviones de transporte ligero con pesos al despegue por debajo de 12,500 lbs (55,603 N).

where:

$W_w$	is the wing weight.
$W_h$	is the horizontal tail weight.
$W_v$	is the vertical tail weight.
$W_{vee}$	is the V-Tail weight.
$W_c$	is the canard weight.
$W_f$	is the fuselage weight.
$W_{tboom}$	is the tail boom weight.
$W_n$	is the nacelle weight.
$W_{gear}$	is the landing gear weight.

The General Aviation Airplanes category contains the following airplane types:

Homebuilts

Single engine props

Multi-engine props

Agricultural

Regional turboprops below 12,500 pounds

Low speed military trainers

Small, low speed flying boats, amphibious airplanes, and float airplanes



# Structure Weight – Wing – I (ejemplo)

- Unidades Imperiales en todos los parámetros
- El peso del ala se determina mediante la media entre los métodos empleados.
- Cessna Method

- Para alas en voladizo (cantilever wing)

$$W_{wCessna} = 0.04674 W_{TO}^{0.397} S_w^{0.360} n_{ult}^{0.397} AR_w^{1.712}$$

- Para alas enriestrada (braced wing)

$$W_{wCessna} = 0.002933 S_w^{1.018} n_{ult}^{0.611} AR_w^{2.473}$$

where:

$W_{TO}$  is the airplane take-off weight.

$S_w$  is the wing area.

$n_{ult}$  is the airplane ultimate load factor.

$AR_w$  is the wing aspect ratio.

- USAF Method

$$W_{wUSAF} = 96.948 \left\{ \left( \frac{W_{TO} n_{ult}}{10^5} \right)^{0.65} \left( \frac{AR_w}{\cos \Lambda_{c/4_w}} \right)^{0.57} \left( \frac{S_w}{100} \right)^{0.61} \left( \frac{1 + \lambda_w}{2 \left( \frac{t}{c} \right)_{r_w}} \right)^{0.36} \left( 1 + \frac{V_{Heas}}{500} \right)^{0.5} \right\}^{0.993}$$

where:

$W_{TO}$  is the airplane take-off weight.

$n_{ult}$  is the airplane ultimate load factor.

$AR_w$  is the wing aspect ratio.

$\Lambda_{c/4_w}$  is the wing quarter chord sweep angle.

$S_w$  is the wing area.

$\lambda_w$  is the wing taper ratio.

$\left( \frac{t}{c} \right)_{r_w}$  is the wing root thickness ratio.

$V_{Heas}$  is the equivalent maximum level speed.

# Structure Weight – Wing – II (ejemplo)

- Torenbeek Method:

$$W_{wTorenbeek} = 0.00125W_{TO}n_{ult}^{0.55} \left( \frac{b_w}{\cos \Lambda_{c/2_w}} \right)^{0.75} \left\{ 1 + \left( \frac{6.3 \cos \Lambda_{c/2_w}}{b_w} \right)^{0.5} \right\} \left( \frac{b_w S_w}{t_{r_w} W_{TO} \cos \Lambda_{c/2_w}} \right)^{0.30}$$

The wing span is calculated from:

$$b_w = \sqrt{S_w AR_w}$$

where:

$S_w$  is the wing area.

$AR_w$  is the wing aspect ratio.

The wing root maximum thickness

$$t_{r_w} = \left( \frac{t}{c} \right)_{r_w} \left( \frac{2S_w}{b_w(1 + \lambda_w)} \right)$$

where:

$\left( \frac{t}{c} \right)_{r_w}$  is the wing root thickness ratio.

$S_w$  is the wing area.

$b_w$  is the wing span.

$\lambda_w$  is the wing taper ratio.

Peso del ala determinado por la media entre los pesos de todos los métodos

# Bibliografía

- Aircraft Design: a conceptual approach, D.P. Raymer, AIAA Education Series, 2006.
- Synthesis of subsonic airplane design, E. Torenbeek, Springer, 1982
- Airplane Design, J. Roskam, DAR Corporation, 1989
- A400M The Versatile Airlifter, Technical Review Brochure, © Airbus Military.
- Nicolai, L.M. Carichner, G.E. Fundamentals of Aircraft and Airship Design: Vol 1, 2010