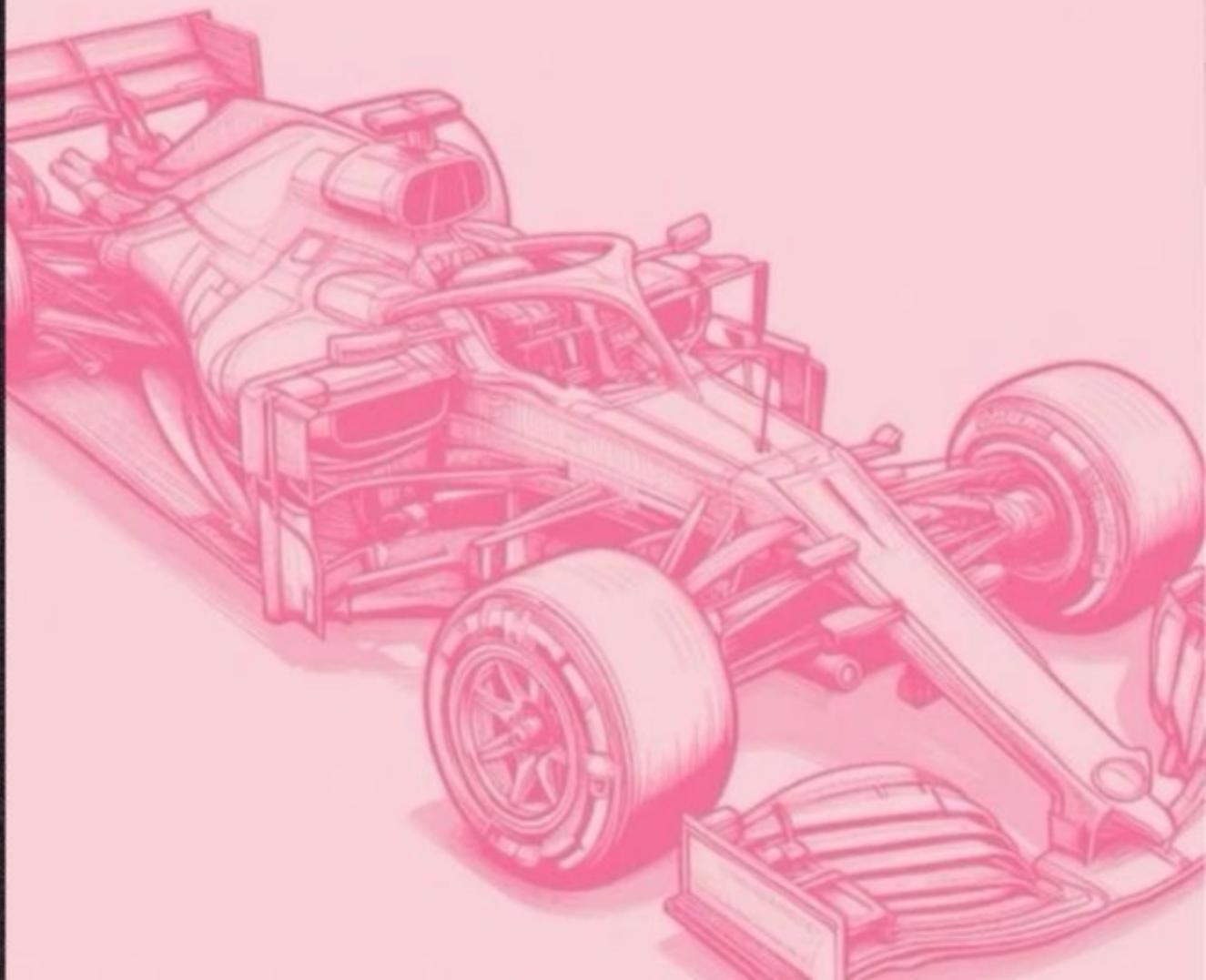


**COMPOSITION BOOK**  
**Estructuras**  
**aeronáuticas**

100 Sheets • 200 Pages  
9 $\frac{3}{4}$  in x 7 $\frac{1}{2}$  in (24.7 cm x 19 cm)  
Wide Ruled



# Información discusión

## F-16: Usados

Bimotor Desde USA → problemas geopolíticos  
2400 Km/h → debes formar personal  
Potencia 28 596 lbf  
+ más cargar paga

→ 14000 → 35000 USD  
Por hora vuelo  
223 millones USD unidad

} la oferta de USA  
se debe tomar  
con pinzas

## Rafale Francia + Carga paga

1912 Km/h → 14 millones euros  
Unidad 40000 euros  
Por hora vuelo

} Muy top pero caro

## Euro fighter 2400 Km/h

X 111 precio entre 100-170 \$ se descartado

En conclusión → SUECO

El SAAB NG Gripen

es la mejor opción

pues ofrece nueva

tecnología, base operativa

en Brasil, transferencia

tecnológica y un

menor costo de hora de

vuelo

## NG Gripen: ↓ costo operativo

monomotor Transferencia tecnológica

Nuevos Neutralidad política

↓ menor potencia

→ Al detall

+ tipo canard Base operativa en Brasil  
con embraer

No es totalmente furtivo

4700 - 5000 \$ hora vuelo

85 millones \$ unidad

Mach 1.1 → Mach 2

super quemador

↓ Ahorra fuel

Despegue de cualquier

lado

# Estructuras Primarias

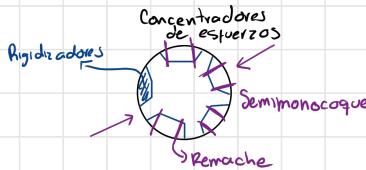
Janes all the world's aircraft 2011 - 2012

Cohetes: Isogrid

Far 23 y Far 25

separar de que se tratan

Piel bajo esfuerzos  
Stressed skin

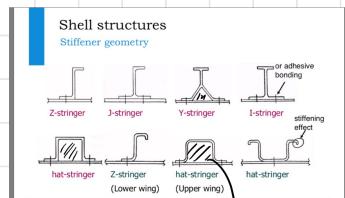


## Semi-monocoque

Largueros: Vigas que une varias secciones a la vez

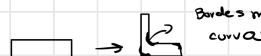
Larguillo: una sola sección o dos

Secciones en L en T en J en I



→ más difícil encontrar fallas

Laminadas

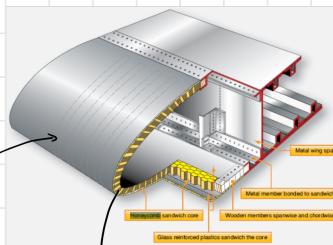


Extruidos



¿Con qué se refuerza la unión del tren de aterrizaje?

Prevención  
a impactos



↓ P ↑ Resistencia

Monocouche

↳ La piel recibe  
muchos ⚡  
y cohetes



Fuselaje es una  
estructura única

→ Una estructura con una piel T-menos  
que lo cubre todo.

uniones  
- Puede ser  
una opción  
(+) liviana

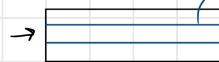
- manufactura aditiva
- maquinado
- soldadura
- adhesivos

Semimonocouche → muchos componentes que soportan de manera distribuida los esfuerzos

→ Remaches

→ Tornillos

↳ encastre alas (wing box: espacio interno de los ala)



→ Refuerzos para soportar los  
direcciones de carga

Piel más delgada que el  
monocouche pero alcanza la  
misma resistencia gracias a  
los largueros y larguillos.

↳ MARCOS  
Cualquier componente de las semimonocouche  
no puede soportar todos los ⚡ por si solo

Ventajas: facilidad de manufactura  
y mantenimiento

cargas uniformemente distribuidas

→ (+) Vigas = mayor rigidez } avión  
militar

## Accidentes fallas ESTRUCTURALES

1. Cómo?

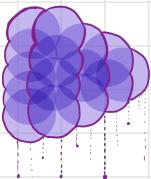
10min ± 2min

2. Daños

Jueves 5

3. Soluciones al futuro

y aportes



Fuerzas  $\ddot{Q}$  → inertial loads / external

$\ddot{Q} \approx 10g$

4-6  $g$  para un avión cuál lo max que puede soportar, en turbulencias alcanza 2 $g$

Nacelle: todo lo que me cubre el motor

Cowlings: elementos secundarios agregados a la nacela/ cargas → no soporta Da forma y soporta el aire que corre

Pylons: conecta el engine al airframe of an aircraft

→ Motor adelante del ala para evitar vibraciones

Pylon Box → acero → soporta altas cargas

Landing gear → amortiguación por flexión } aeronaives pequeñas

## Estructuras

Primaria: carrying flight, ground, and pressurization loads }

- ↓
- carreteras
- ↓
- taxis

} largueros  
Tren  
Pylon box  
Bordes de ataque

Secundaria only car or inertial loads → no soportan esfuerzos mecánicos.

✓ fairings

Radome

Nacells

✓ extra crítica || smoothness → Puentes estéticos → Borde de ataque

Blacket  
↳ remachado  
quejoso: uniones

Acabados superficiales / piel:

✓ Crítica

↳ No-crítica

Construcción ↗ wire

↳ rod → sólidos para transmitir movimiento

Aircraft control

→ fly by wire

fly by optics → fibra óptica

|| " wireless

Power by wire

Foil: menos de 0.15 mm / no tiene influencia estructural → Cinta de Ø: reparaciones temporales

Sheet: lámina 0.15 < t < 0.35 mm } mayoría

Plate t > 0.35

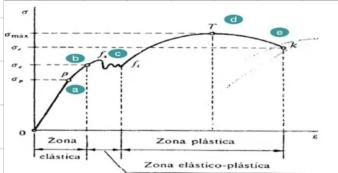
Construction shape

↳ foja

↳ dados

↳ extrusión (frames)

# Materiales - Stress - Strain



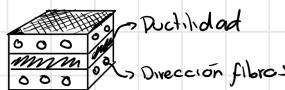
DIAGRAMAS ESFUERZO-DEFORMACIÓN UNITARIA PARA OTROS MATERIALES



C: zona de endurecimiento previo al encuelamiento

Compuestos → no solubles entre sí

$$\text{Fiber} + \text{Matrix} = \text{Composite}$$



$$\begin{aligned} \text{Specific modulus} &= \frac{E}{P} \\ \text{Specific weight} &= \frac{\text{Ourt}}{P} \end{aligned}$$

Aluminio → Corrosión

↓ bajo efectos ambientales

Alas Motores (tubería)

Tanques Bahía de carga

humedad

ambientes salinos

fuel exposure

Cleaning agents

CPCP

↳ manual de niveles de corrosión  
→ debe ser low or null

MMPDS: metallic material properties development and standardization

**Base A** is the lower of either the statistically calculated number

↳ lower than B-Basis

↳ It's required when there is no redundant load path to transfer the load in case of a primary failure

↳ at least 99% of the population values is expected to equal or exceed the A-basis

↳ Lug S of a fitting at the critical joint

**B-Basis** means at least 90% of the population of values is expected to equal or exceed B-basis

↳ tiene un redundant load path

**Base S**, specification minimum

↳ aleaciones nuevas ↳ No tantas muestras para que sean estadísticamente viables

## SIGLAS

FTU → ultimate tensile strength

F<sub>y</sub> → yield strength

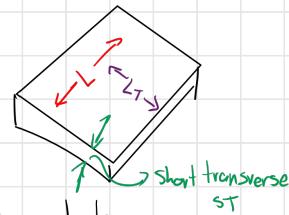
F<sub>c</sub>y → compressive yield strength

F<sub>su</sub> → ultimate shear strength

F<sub>bru</sub> → ultimate bearing strength values

F<sub>bry</sub> → yield      "      "      "

e<sub>v</sub> → v. elongación



G: modulo cortante

$\mu$ :泊松

## Aluminum sheet materials

↳ series 2000 + 7000

Heat treated (tempering) → T<sub>xxx</sub> → Varía según el procedimiento

Clad layer: Capa de revestimiento o lámina que se forma al unir capas delgadas de metal de diferentes aleaciones

Avacación  
compuestos  
termoestables  
fusion ~ 250°C  
aprox

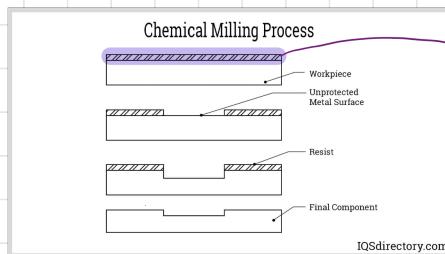


Lámina de protección  
para hacer cortes con  
ácidos

## Sheet materials

→ Titanium

→ lightweight, strong, corrosion resistant



→ (+) ligas para  
soportar mayores  
fuerza G

→ Aluminio (Alloys) → Baja densidad  
→ Resistente a la corrosión

→ Steel → limitaciones de peso / great strength  
→ CRES (corrosion resistant steel)

↳ INCONEL: superalación de níquel  
 ↗ alloy G25  
 ↗ alloy 718  
 nickel/cromo → resiste corrosión

## STRUCTURAL JOINTS

- ① Remaches (riveting) → nivel superficie  
cabeza en relieve  
Saldadora: muy rígido, mayor concentrador de esfuerzos
- ② Pernos (bolt)

→ El tipo de unión y su acabado depende si es una zona crítica o no.

## Falla por tensión neta

$$\sigma_{bu} = \frac{P_{bu}}{A_{net}}$$

↓  
Ultimate  
allowable  
tensile stress

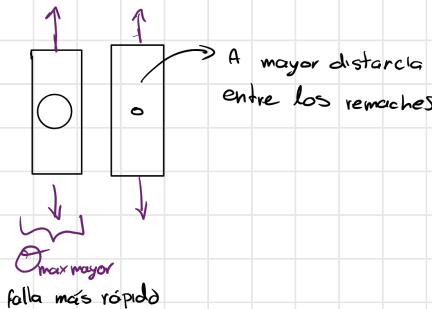
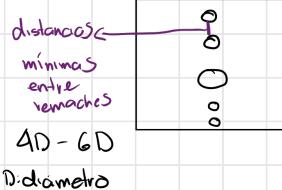
$\hookrightarrow (w-nD)\times$

$$\tau_{bu} = \frac{P_{bu}}{2Lt}$$

L: edge margin  
minus radium

Falta  
reparar  
fallas

## Bearing



$$\sigma_{bru} = \frac{P_{bru}}{tnD}$$

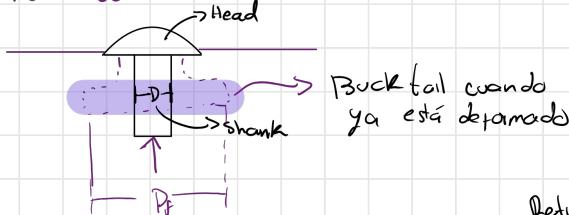
n: # rivets

D: hole diameter

t: thickness

## Fasteners

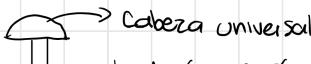
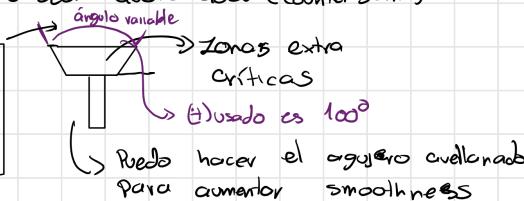
### Rivets sólidos



→ Debo lubricar para evitar que que ocurran micro fisuras

### Cabeza cuillanada (countersunk)

60°
82°
90°
100°
110°
120°



$$\text{head } \phi = 2 \phi_{\text{shank}}$$

AD : hueco

D : bullo

)

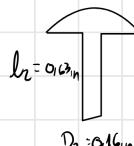
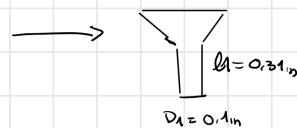
## Nomenclatura

AN 926 AD 4 4  
 Airforce  
 military  
 standard  
 AN  
 MS  
 Head style  
 926: flush head  
 470: universal  
 alloy type  
 length in 1/16  
 Diameter in 1/32

AD 2117 → dura aluminio (++) resistente

A 1100 → aluminio puro

9 AN 926 AD 4 5

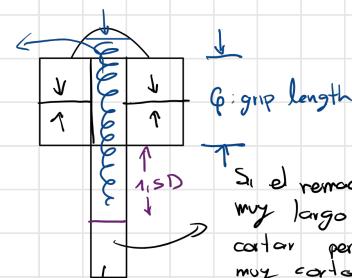


AN 490 A 510

Rivets en  
 Titánio, inconel  
 Acero / aluminio

## Tornillos

- con amortiguamiento
- tuercas no convencionales



Debería ser de la misma aleación que la lámina para evitar corrosión y diferencias de resistencia

→ Nunca buscar un remache más débil al que se tiene originalmente

→ Los remaches elegidos nunca en uniones primarias

## Rivets

BAC 15

head

$\phi$

Material

Grip length

## vs

## Bolts

BAC 30

head style

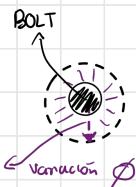
$\phi$

finish

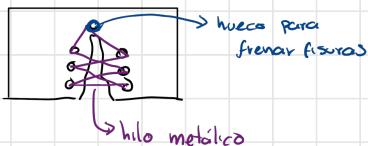
Grip length

Oversize → Que tan grande puedo hacer

el zero timing hole para reparar



## g) Fisuras parabrisas



→ Para soltar un tornillo con calentamiento

detrás calentar el tornillo

Annealed: recocido

CRES: corrosion resistant steel

## Lock bolts

→ Tuerca tipo collar

→ Aplicaciones de alto nivel de esfuerzo ej. pylon motor

- Unión vigas principales
- fuselaje con vigas piso
- Vigas con struts

## Blind fasteners

Ranurado con visítago que saco para  
bloquear

→ Aplicaciones que no requieran esfuerzos estructurales

→ No en estructuras primarias

→ Nunca parte de una reparación fija!  
son solo reparación temporal



## g) Cherry max

→ No se pueden sustituir por  
los sólidos

## Herrachos

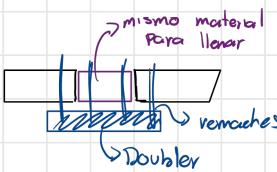
En aplicaciones a constante  
y muy poco en aplicaciones  
a tensión

## FITTINGS

↳ Zonas de unión con un PIN

Clecos: sujetan láminas para evitar que se mueva la lámina

## SPLICE AND DOUBLERS



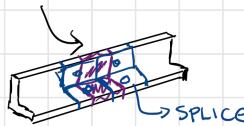
Splice  
reforzantes largos

Doublers  
vías  
reparaciones de piel

↳ A todas las láminas se les redondean los bordes

Rellenan pedazo faltante y transmiten esfuerzos

↳ Se vuelve a la condición original de resistencia mecánica



SPICE → láminas más pequeñas para reparación

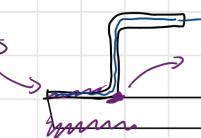
## Shear tie

↳ Transfieren cargas de una pieza a otra → aprenderse los puntos de los elementos

## Lap joint

↳ Una sección sobre otra unidas por adhesivos o fasteners.

↳ sellantes



Stringer  
lleno de sellante para proteger la reparación o el ensamble para proteger de corrosión y darle mayor vida útil.

biblioteca UPB

## Sub - ensamblajes

Clips son elementos (+) largos que los shear ties

Brackets → forja

Clips and cleats

Descargar ASTM F 3116

(Generalizado) ↑ ↩

Ley normativa FAR 23

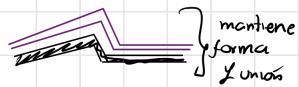
FAR 25

Subparte C ↩

25 301 - 25 353

## Stringer Joggling

Cambio de sección → reparación debe seguir la misma forma



Web: alma o sección vertical de una viga

## Filosofías de diseño

Fail safe — Redundancia → más que todo en semimonocoque

Un diseño que permite que el avión sobreviva a la falla de uno o más elementos de un sistema (incluso el sistema completo) sin consecuencias catastróficas.

↳ Antes de la américa 2S+1S significaba la falla completa del elemento o la falla obvia de paneles largos, por lo cual podría ser detectada en una inspección general (*high fracture toughness*)

↳ Asumo que el diseño fallará eventualmente pero lo hará de manera segura y → redundancias (evitan single point de falla) → multiple load paths back up systems  
→ conexiones débiles como fusibles

→ analizo la fuerza residual en mi estructura posterior al daño

Damage tolerance — tiene en cuenta las fallas para el diseño

Inspection program tailored to the crack progression characteristics to detect cracks before they progress unsafe limits, whereas fail-safe allows cracks to grow to obvious and easily detected dimensions.

Incluye una mejora de la pieza /allowables

diseño más usado en estructuras

Safe-life → vida útil

Una filosofía de diseño que se refiere a que el componente o sistema no fallará en un tiempo determinado

↳ Por medio de análisis y pruebas puedo calcular la vida útil del componente o sistema para que al finalizar ese tiempo la remueva de servicio

↳ Landing gear, pylons

↳ Ejemplo: análisis por fatiga

↳ No incluyen in-service inspections, por lo que debes incluir un alto factor de seguridad

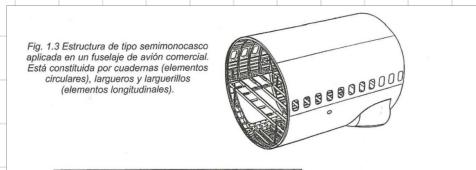
# Fuselaje

→ Peso max de despegue > de aterrizaje

Proof load < ultimate load

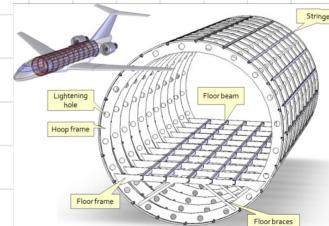
↳ Semimonocoque construction

huecos: → aligeradores  
→ paso de sistemas



→ frames  
→ Bulkheads  
→ Stringers  
→ Longerons

Soporta → cortantes  
→ lift  
→ fuerza q  
→ presurización  
→ drag



## Datum line DL

marca la posición cero

Cada miembro estructural es una estación

## Water line WL

estaciones a nivel de altura / piso

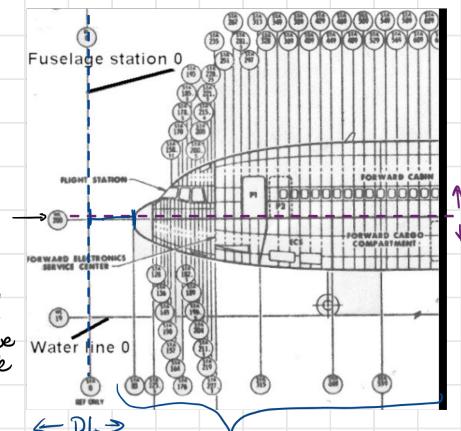
## Crack stoppers

fail safe



crea la fisura  
y evita que  
se propague  
por fuerza de  
un raro

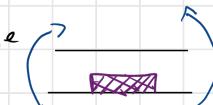
WL



## Keel beam

bending integrity en la  
parte central del fuselaje

↳ viga robusta



## SKIN

Soporta pandeo, tensión, cortante y compresión

↳ pandeo localizado (buckling)



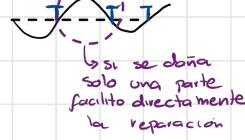
secciones o estaciones  
de cada elemento para  
realizar la reparación

## [1] Pandeo global



Varios  
remaches  
se deforman

## [2] Pandeo local



↳ si se abroga  
solo una parte  
facilita directamente  
la reparación

**Autoclave:** horno de alta presión y temp

- ↳ Primer } color verde de líneas
- Inhibidores de corrosión } de ensamblaje
- Pintura

**Norma ASTM F3116**  $\rightarrow$  small planes

$\rightarrow$  flight load factor,  $\eta$ : radio entre fuerza aerodinámica (normal al eje longitudinal del avión) y el peso.  
(+) significa fuerza que actúa hacia arriba.

$V_e$ : design dive speed at zero or negative  $\eta$

positive maneuvering load factor at speeds up to  $V_b$

$\rightarrow$  Debo establecer un max zero wing fuel weight: max peso del avión sin combustible en las alas  
↳ La estructura se diseña para soportar cargas limitadas a este peso

$V_d$ : design dive speed

$V_f$ : flaps velocity

↳ cuando tengo flaps los estandar dependen si tengo flap normal o uno con control de carga

$V_c$ : Design cruising spee

Puedo tener cargas asimétricas por condiciones de vuelo o falta de motores

↳ debo tomar en cuenta yawing and slip-stream effects

multimotor

$V_a$ : design maneuvering speed

Tengo 3 maneuvering loads

gust loads

combined loads

$V_b$ : design speed for max gust intensity  $< V_c$

Engine mount loads

Level 4 engines?

1. Torque
2. Side load
3. Gyroscopic and aerodynamic load

## FAR 23

Continued safe flight and landing  $\rightarrow$  puedo seguir con el aterrizaje sin requerir habilidades excepcionales del piloto

Aplicable para:

$\rightarrow$  passenger-seating config

$\rightarrow$  19 o menos pasajeros

$\rightarrow$  take off weight of 19000 lbs o menos

Tengo 4 niveles de certificación

① 0 a 1 passengers

② 2 - 6 "

③ 7 - 9 "

④ 10 - 19 "

low speed airplanes :  $V_{10} \leq 250$  kt KCAS  
 $M_{10} \leq 0.6$

high speed :  $V_{10} > 250$  KCAS  
 $M_{10} > 0.6$

$\rightarrow$  Subparte C  $\rightarrow$  structures

$\rightarrow$  Structural design airspeeds must be consider

$\hookrightarrow$  mayores a la de stall

$\hookrightarrow$  Debo considerar los factores de carga, la distribución de peso, rango de movimiento y superficies móviles

Load conditions:

$\rightarrow$  gusts: ráfagas

$\rightarrow$  Maniobras simétricas y asimétricas

$\rightarrow$  empuje asimétrico

$\rightarrow$  Fuerzas externas e internas  $\leftarrow$  en vuelo  $\leftarrow$  en tierra (handling, takeoff / landing, taxi)

### 23.2225 Component loading conditions

$\rightarrow$  Cada motor y su estructura

$\rightarrow$  Superficies hiperestensionables

$\rightarrow$  Presurización cabina  $\rightarrow$  Pq múltiple por 1.33 y las cargas últimas por 1.5

Por el aplicante debe determinar los valores del factor de seguridad

## FAR 25

Aprobación para

$\rightarrow$  extended twin-engine operation performance standard

$\hookrightarrow$  special ETOPS approval  $\hookrightarrow$  bimotores en una ruta que contenga a más de una hora de vuelo a  $V_c$  cruce. Aprobada con un motor inoperativo

$\rightarrow$  Certification maintenance requirement  $\rightarrow$  que debo hacer mante. periódicos

$\rightarrow$  Significant latent failure  $\rightarrow$  una falla latente que si ocurre con otra puede terminar en tragedia

$\rightarrow$  Major failure condition  $\rightarrow$  que se reduce la habilidad de gestionar adverse operations

su evolución más grave  $\rightarrow$  Hazardous failure condition

$\hookrightarrow$  Catastrophic " " : multiple fatalities

Failure conditions may be:

① Probable

② Remota

③ Extremamente remota

④ " improbable

→ Capacidad pasajeros no mayor a 60, si pongo más sillas las debo marcar

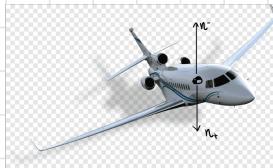
→ Muy parecido al 23 F.S. m de 15  
debe soportar 3.8 sin deformación a esa carga

↳ Aunque para los load factors de maniobra difiere de 2.5 a 3.8

FAR 23	
load factor $\rightarrow 9$	
safety factor $\rightarrow 1.33 \rightarrow 1.5$	
Categoría normal	
VLA	↓
Vertical light aircraft	Acrobáticos $\rightarrow n=60$
	normal $\rightarrow n=38$
	utilitario
	Commuter
M <sub>TOW</sub> 19000 lb	

$$n_t = 3.8 \rightarrow 6.0$$

$$n_{-} = \frac{0.4n_t}{1.52} \rightarrow \frac{0.5n_t}{3}$$



→ El FAR 23 se juntó con la ASTM pero la autorización se cambió (+) a que la grande y la FAA no da para actualizarse tan rápido.

FAR 25	
Transport	Operación
load factor	normal (1.2) $\rightarrow 4.75$
	anormal (1.5) $\rightarrow 5.7$
↳ 2.5	
↳ 3.8	
$n_U = 2.1 + \frac{24000}{W + 10000}$	W: M <sub>TOW</sub> en lb
↳ load factor	

↳ A mayores M<sub>TOW</sub> baja el  $n_U$  para controlar las maniobras que puede hacer mi aeronave

$$n_{-} = -1.0$$

## EXTERNAL LOADS

b) Cuando el avión hace maniobras → aceleración → cambio de dirección

Cargas inertiales debido a los cambios de aceleración

### External loads

- weight
- lift
- drag
- thrust

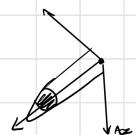
El aumento o reducción de cargas se determina a partir del factor de carga  $n$

→ En steady flight las alas soportan toda la carga estructural

↳ vuelo nivelado

$$n = 1$$

$$n = \frac{L}{W} = 1 + \frac{A_2}{g}$$



El factor de carga me afecta directamente la velocidad de pérdida, pues al hacer maniobras y el aumento de fuerzas  $g$  requiero de aumentar la velocidad para no entrar en pérdida.

→ Mi límite estructural también se da por las fuerzas que soportan los pilotos

aviones más pesados → (+) inercia

→ (+) rápido llego a otras fuerzas  $g$

Load factor

maneuvering

gust

vientos de cola  
vientos corrientes  
(ráfagas)

## Condiciones de pérdida

$$V_s = \sqrt{\frac{ew}{PS_{C_{L_{max}}}}}$$

$$\left. \right\} V_{sm} = V_{sL} \sqrt{n}$$

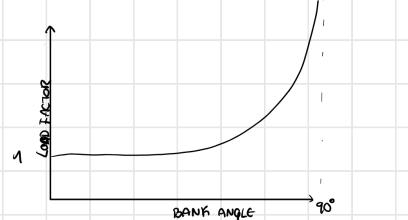
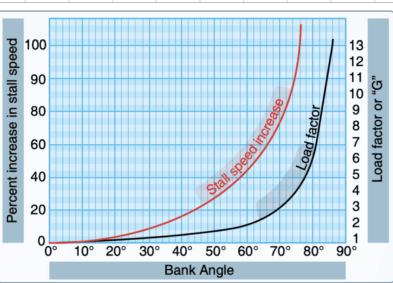
$$V_{sm} = \alpha'_{stall} \text{ in maneuvering}$$

$$V_{sL} = \alpha'_{stall} \text{ in level flight}$$

$n = \text{load factor}$

$$y: V_s = 40 \text{ kt.}$$

$$n = 4 \text{ g}$$



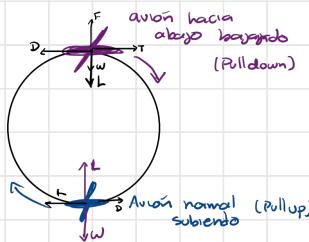
$$\hookrightarrow V_{sm} = 40 \sqrt{q}$$

$$= 80 \text{ kt}$$

↳ No option  
Pues a este grado no hay componente de lift

## Unsymmetrical loads

1. level turn
2. pull up
3. pull down



## Vuelo nivelado

### Level turn

$\hookrightarrow \phi$ : ángulo de banqueo

$$\tan \phi = \sqrt{n^2 - 1}$$

$$w = \frac{g \tan \phi}{v_\infty}$$

Busco tener: Necesito:

smallest possible radius  $R \rightarrow$  highest  $n$

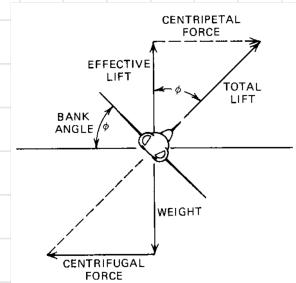
largest  $w \rightarrow$  turn rate  $w \rightarrow$  lowest velocity  $v_{stall}$

$$R = \frac{v^2}{2\sqrt{n^2 - 1}} = \frac{v^2}{2\tan \phi}$$

$r$ : turn radius

$$v_{stall\_turn} = \sqrt{\frac{2w}{\rho S C_{lmax} \cos \phi}}$$

La  $v_{stall}$  aumenta a proporción de la raíz cuadrada del  $n$



CT  $\rightarrow$  para bajar clima

### Ejemplo

- ① Determine  $v_{stall}$  para un aircraft de 4500kg,  $S = 19.5 \text{ m}^2$ ,  $C_{lmax} = 2.5$  at sea level en condiciones de crucero o  $\phi = 30^\circ$

$$\sqrt{s} = \sqrt{\frac{2w}{S C_{lmax} \rho \cos \phi}} = \sqrt{\frac{2(4500 \text{ kg} \cdot 9.81 \text{ m/s}^2)}{(19.5 \text{ m}^2)(2.5)(1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3})(\cos 30^\circ)}} = 38.45 \text{ m/s}$$

$$\rho_{\text{sea level}} = 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

A medida que aumenta  $\phi$  aumenta la velocidad

$$\sqrt{\frac{2(4500 \text{ kg} \cdot 9.81 \text{ m/s}^2)}{(19.5 \text{ m}^2)(2.5)(1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3})(\cos 30^\circ)}} = 41.32 \text{ m/s}$$

(2)

### Example 2

Consider a very light aircraft (VLA) with a mass of 750 kg and an airspeed of 100 knots.

- a. If the maximum permissible load factor is 3.8, what is the equivalent maximum bank angle?
- b. Determine the corresponding turn-radius for a coordinated turn with such a bank angle.
- c. If the aircraft is turning coordinateally with a radius of 300 m and a bank angle of 30°, calculate the airspeed and load factor.

$$a) n_{max} = 3.8$$

$$\Rightarrow \phi = \tan^{-1} \sqrt{n^2 - 1} = 74.74^\circ$$

$$b) 300 \text{ m} = \frac{v^2}{9.81(\tan 30)} \Rightarrow v = 41.2 \text{ m/s} = v$$

$$c) R = \frac{100^2}{9.81(\tan 74.74)} = 73.6 \text{ m}$$

$$d) 30^\circ = \tan^{-1} \sqrt{n^2 - 1} \Rightarrow n = 1.155$$

$$e) 1 \text{ kt} = 0.814 \text{ m/s}$$

③  $V = 315 \text{ mph}$ . It completes  $360^\circ$  in 27s.

1 mph = 1.6 km

$$\rightarrow \omega = \frac{g \tan \phi}{V} \quad \left\{ \frac{2\pi}{27s} \rightarrow 0.23 \text{ rad/s} = \omega \right.$$

$$0.23 \text{ rad/s} = \frac{9.81 \tan \phi}{140.18 \text{ m/s}} \Rightarrow \phi = 73.33^\circ$$

$$R = \frac{140.18^2}{9.81 \tan(73.33)} = 605.123 \text{ m}$$

$$\tan(73.33) = \sqrt{n^2 - 1} \Rightarrow n = 3.487$$

Pull up: puede alcanzar hasta  $2g$ 's

Pull out: cuando estoy en  $0^\circ$  (cuando el avión va a la que el avión puede volar sin despedirse)

↳ limitada por dive speed

$$R_{\text{min}} = \frac{g^2}{g(n_{\text{max}} - 1)} \quad \left\{ n = \frac{v^2}{Rg} + 1 \right.$$

En condiciones de pull out  
tengo el mayor factor de  
carga y mayor  $v$

Ejemplo

$$1 \text{ knot} = 0.514 \text{ m/s}$$

Consider an acrobatic aircraft with a mass of 1,500 kg diving with a velocity of 100 knots (1 knot = 0.514 m/s)  
a. If the aircraft pulls out of the dive with a radius of 150 m, determine the load factor.  
b. If the maximum allowable load factor is 6, determine the minimum radius or a pull-out of this dive.

$$a) n = \frac{(100)(0.514 \text{ m/s})^2}{150 \text{ m} (9.81 \text{ m/s}^2)} + 1 = 2.8$$

$$b) R = \frac{(100)(0.514 \text{ m/s})^2}{(9.81 \text{ m/s}^2) (6 - 1)} = 53.86$$

Aircraft performance

Entrahistoria o cálculos de esfuerzos?

Los refuerzos o los splice los hago sheet o plate o depende?

Solo con mirar el remache puedo saber si es Airforce o Military o siempre me dicen?



## Propiedades atmosféricas

### Airspeeds

1. IAS
2. CAS
3. EAS  $\rightarrow$  la de referencia para los diagramas
4. TAS

### Relación tabla ISA

$$g = \frac{P}{P_0}$$

$$\Theta = \frac{T}{T_0}$$

$$\sigma = \frac{P}{P_0}$$

$$M = \frac{U}{C} \rightarrow \sigma_{sonido}$$

$\int_{0.9312}^{1.325} K EAS = 167.19 \text{ m/s}$   
 $0.9312 \rightarrow 10000 \text{ ft}$

$$TAS = 338.2 \text{ kt}$$

$$M = 0.892$$

$$\bar{D} = \frac{1}{2} \rho g^2$$

utilizo la velocidad verdadera para todos los cálculos

### Ejemplo

$$n_{max,max} = \frac{T_{max}}{2W\sqrt{KC_{D0}}}$$

$\Rightarrow$  max del max

$$MTOW = 347.819 \text{ kg} (766800 \text{ lb})$$

$$T = 343 \text{ kN} (77000 \text{ lb})$$

$$\rightarrow n_{max} = \frac{343 \times 10^3 \text{ N}}{2(343815)(9.81) \sqrt{(0.0396)(0.053)}}$$

} siempre menor pq tiene en cuenta empuje y peso

$= 1.09$  } menor pues es un avión más grande

$$\rightarrow n = 2.1 + \frac{24000}{766800 + 10000} = 2.13 \quad (2.5)$$

↓  
Faro 25  
lo llevo hasta el rango más cercano

### Ejemplo 2

JET

#### Example

$$K = \frac{1}{\pi e AR} \quad AR = \frac{b^2}{S}$$

The single-engine Lockheed Martin F-16 Fighting Falcon fighter jet aircraft has the following characteristics:

$$m=12000 \text{ kg} \quad S=27.87 \text{ m}^2 \quad b=9.96 \text{ m} \quad T_{max}=127 \text{ kN}$$

Assume:  $e = 0.85$ ,  $C_{D0} = 0.017$  (low subsonic),  $C_{D0} = 0.032$  (transonic),  $C_{D0} = 0.04$  (supersonic),  $CL_{max} = 2$ .

Note, the given value for the mass is for the aircraft loaded mass, and the given value for engine thrust is for the thrust with an afterburner.

For sea level determine:

- Corresponding velocity to the maximum producible load factor
- Maximum producible load factor

$$341 \text{ m/s}$$

$$1). V_{n,max} = \sqrt{\frac{T_{max}}{\rho S C_{D0}}}$$

$$= \sqrt{\frac{127 \times 10^3 \text{ N}}{1.225 \times \frac{27.87}{9.81} \text{ m}^2 \times 0.017}}$$

imposible en subsonico

$$C_{D0} = 0.017$$

$$C_{D0} = 0.032$$

$$C_{D0} = 0.04$$

$$= 467.77 \text{ m/s}$$

$$= 340.9 \text{ m/s}$$

$$= 304.9 \text{ m/s}$$

el único valor real entre los rangos

Los otros valores de velocidad se descartan pues no son coherentes a los regímenes donde se utilizan los coeficientes.

$$n_{\text{max}} = \frac{T_{\text{max}}}{2w \sqrt{K C_D}} = \frac{127 \times 10^3 \text{ N}}{2 \times 12 \times 10^3 \text{ kg} \times 0.81 \text{ m/s}^2 \sqrt{0.032} \cdot 0.105}$$

el que  
corresponde  
a la G  
a usar

$$K = \frac{1}{\pi e A R} \Rightarrow K = \frac{1}{\pi (0.85) \frac{(9.96)^2}{29.83}} = 0.105$$

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Airframe structural design leer cap 3 → ejemplo 2

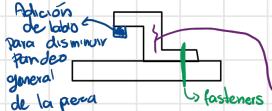
### → fuerzos miscelaneos

- Ground handling
- Control surface
- Door loads → presurización en cabinas
- Pressure loads → (cabin, fuel tank, local surface)
- Nose radome
- Fluid system requirements
- seat and floor loads
- APU
- ECS: environmental control system loads (aire acondicionado)
- Jacking and mooring (anclaje)
- Fixed leading edge loads
- Antenna loads
- Engine breakaway
- Ram air turbine

# Cargas Internas

↳ thin, load bearing, skins, frames and stiffeners

Open section beams to stiff the thin skin of cellular components



En caso de reparación debo garantizar la misma resistencia



Closed section beams

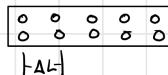
## STRUCTURAL INSTABILITY

↳ columnas: soportan esfuerzos de compresión

y frenarizar

Piel también soporta compresión

Puedo establecer el #mín de remaches para una reparación también puedo anclar el pandeo



Punto min donde por acciones de compresión No haya pandeo localizado



Estabilidad: la habilidad de una estructura

a soportar una carga sin deformarse

plásticamente [ Si sobrepasa el módulo elástico hasta ahí llega la resistencia ]

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{(L_{cr})^2} \quad \bar{O}_{cr} =$$

$L/r$ : relación de esbeltez

Critical load } de ahí para arriba  
puedo tener pandeo

$$\bar{R} = \frac{\text{effective length (le)}}{\text{least lateral dimension}}$$

$$S = \frac{L}{r} \quad r = \sqrt{\frac{I}{A}}$$

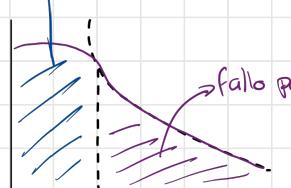
Fall by buckling



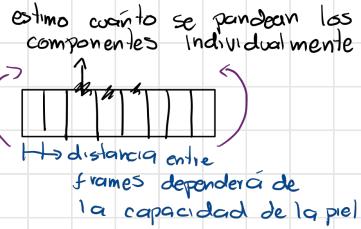
A mayor radio de giro menor tendencia de pandeo

↳ Depende de: longitudes  
módulo material  
inercia  
tipo de uniones

fallo aplastamiento

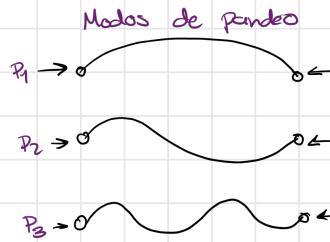
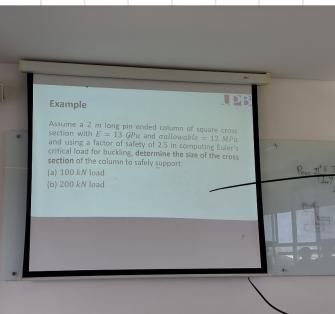


fallo pandeo



## ↳ Euler formulation columns

$$P_{cr} = \frac{n^2 \pi^2 EI}{L^2}$$



Para aeroespaciales  
hay un  $n$  de  
1.2 - 1.3

factor de carga divide el  $P_{cr}$

$$\text{Inercia sección } \square \quad I_{\square} = \frac{1}{12} L^4$$

Support 100 kN load  
200 kN load

Recordar factor de seguridad

$$n = \frac{P_{cr}}{P_{app}}$$

$$L = 2m$$

$$n = 2.5$$

$$E = 13 \text{ GPa} = 13 \times 10^9 \text{ Pa}$$

$$\sigma_{allowable} = 12 \text{ MPa} = 12 \times 10^6 \text{ Pa}$$

$$I_{\square} = \frac{1}{12} L^4$$

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 E I}{L^2}$$

según el factor de seguridad

$$\Rightarrow P_{cr,real_1} = 100 \times 10^3 \text{ N} (2,5) = 250 \text{ kN} \Rightarrow \frac{250 \times 10^3 \text{ N} (2 \text{ m})^2}{\pi^2 (13 \times 10^9) \text{ Pa}} = I$$

$$P_{cr,real_2} = 200 \times 10^3 \text{ N} (2,5) = 500 \text{ kN}$$

$$I_1 = 7,7939 \times 10^{-6} \text{ m}^4$$

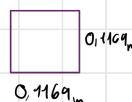
$$7,7939 \times 10^{-6} \text{ m}^4 = \frac{1}{12} L^4$$

$$I_2 = \frac{(500 \text{ N}) (2 \text{ m})^2}{\pi^2 (13 \times 10^9)} = 1,55878 \times 10^{-3} \text{ m}^4$$

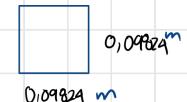
$$1,55878 \times 10^{-3} \text{ m}^4 = \frac{1}{12} (L_2^4)$$

Size column for 200kN

$$\begin{cases} L_2 = 0,11694 \text{ m} \\ A_{\square 2} = 0,0137 \text{ m}^2 \end{cases}$$



size for 100kN



$$0,09824 \text{ m}$$

$$0,09824 \text{ m}$$

Si se busca que cumpla  $\sigma_{max} = 12$

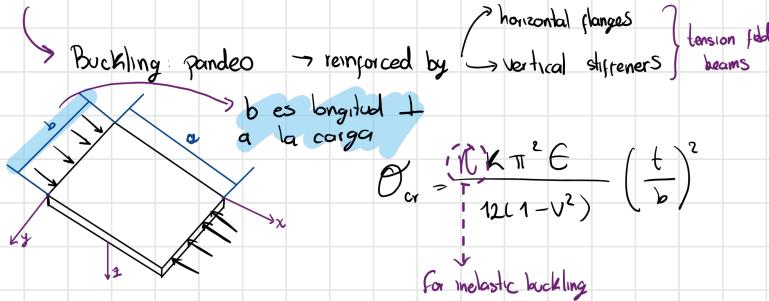
$$A = \frac{200 \times 10^3 \text{ N}}{12 \times 10^6 \text{ Pa}} = 0,0166 \text{ m}^2$$

$$l = 0,12 \text{ m} > 0,11694 \text{ m}$$

$$\sigma = \frac{F}{A} \Rightarrow \frac{200 \times 10^3 \text{ N}}{(0,11694 \text{ m})^2} = 14,63 \text{ MPa} > 12 \text{ MPa}$$

# Lectura

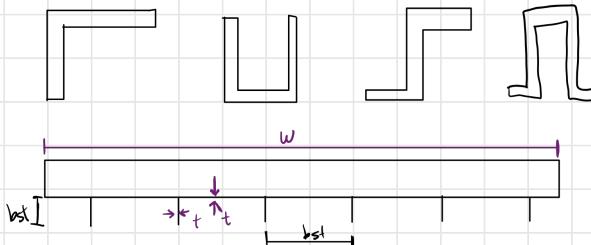
## THIN PLATES



✓ Poisson ratio

E: Young modulus

$\eta$ : Plasticity correction factor



→ Plates with large values of b/t buckle at low values of critical stress

↳ Reduzco con stiffners

↳ Llevar a que ocurra al mismo tiempo que la piel

Ocurrencia:  $\sigma_y$

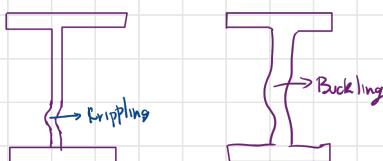
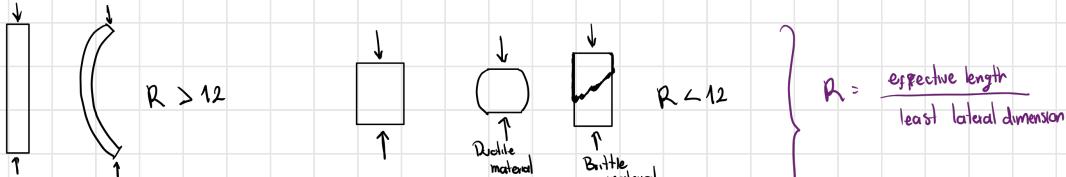
↳ esfuerzo max que un material puede soportar sin deformarse permanentemente

Crippling stress:  $\sigma_{aplastamiento}$

↳ esfuerzo que causa la falla por pandeo local en una sección delgada } independiente de la length

Sección formada:

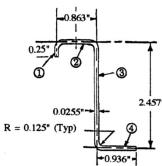
↳ sección transversal con forma No estándar, sino por varias partes



$$\sigma_{cc} = \frac{\sum b_n t_n \sigma_{ccn}}{\sum b_n t_n} \rightarrow \text{Valor computado permitido}$$

## Example

Find crippling stress of the following formed section and material  
2024-T3 clad ( $\sigma_y = 38 \text{ ksi}$ )



- ① Identificar geometría
- ② Calcular área
- ③ Momento inercia
- ④ radio de giro
- ⑤ relación de estabilidad
- ⑥ Capacidad

$$\textcircled{1} \quad \Omega_{cr} = K \cdot \Omega_y$$

Relación  $b/t$  cada elemento:

$$\begin{aligned} \textcircled{1} \quad b_1 &= 0.25, \quad t = 0.0255 \quad \Rightarrow \frac{b_1}{t} = \frac{0.25}{0.0255} = 9.8 \quad f_{cc} = 36 \text{ ksi} \\ \textcircled{2} \quad \frac{b_2}{t} &= 33.84 \\ \textcircled{3} \quad \frac{b_3}{t} &= 96.37 \\ \textcircled{4} \quad \frac{b_4}{t} &= 36.71 \end{aligned}$$

Valores  $K$  según gráfica

36 " "

33 " "

16 " "

13 " "

Gráfica lip flange stability  
 $b_L/b_F$        $b_L$  correcto

0.175      0.151

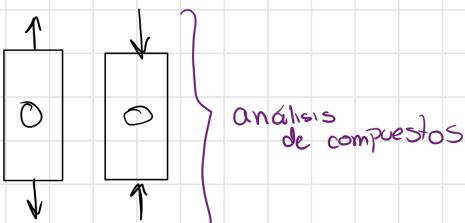
Segment	Free edges	$b_n$	$t_n$	$\frac{b_n}{t_n}$	$b_n t_n$	$\sigma_{cen}$ (ksi)	$b_n t_n \sigma_{cen}$
1	1	0.25	0.0255	9.8	$6,325 \times 10^{-3}$	31	0.1916
2	0	0.863	"	33.84	0.022	33	0.7261
3	0	2.457	"	96.37	0.062	16	0.992
4	1	0.936	"	36.71	0.023	13	0.299
					0.113		2.23

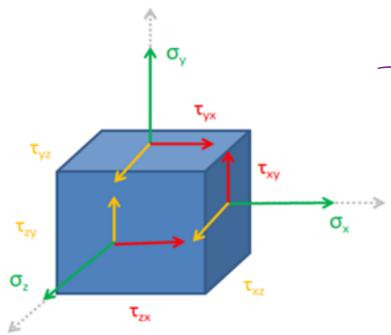
$$\Omega_{cc} = \frac{\sum b_n t_n \Omega_{ccn}}{\sum b_n t_n} = \frac{2.23}{0.113} = 19.76 \text{ ksi}$$

$$\Omega_{cr} = K \cdot \Omega_y$$

$$K = \frac{19.76 \text{ ksi}}{38 \text{ ksi}} = 0.52$$

factor crippling global?

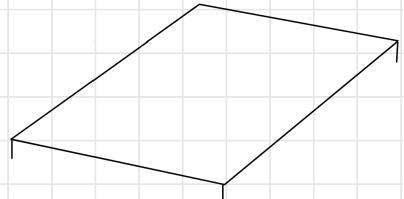
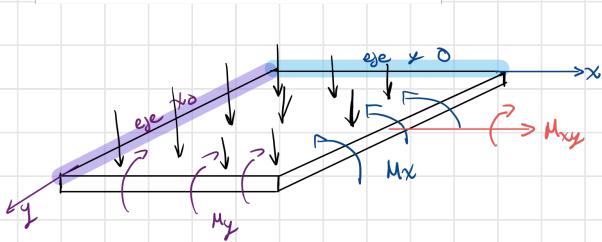




→ Cubo de  $\sigma$

$\tau$   $\rightarrow$  dirección  
Plano  $\perp$  al eje

$\rho$ : deformación uniaxial  
(+)  $\theta$  (+) deformación



## Example

The deflection function

$$w = x^2y^2 - bx^2y - axy^2 + abxy$$

is valid for a rectangular plate of sides  $a$  and  $b$ , built in on all four edges and subjected to a uniformly distributed load of intensity  $q$ . If the material of the plate has a Young's modulus  $E$  and is of thickness  $t$ , determine the distributions of bending moment along the edges of the plate. (Matlab)

$$M_x = -D \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \nu \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right)$$

$$D = \frac{E t^3}{12(1-\nu^2)}$$

$$M_y = -D \left( \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \nu \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right)$$

$$w = x^2y^2 - bx^2y - axy^2 + abxy$$

$$\frac{\partial w}{\partial x} = 2xy^2 - 2bx^2y - ay^2 + abx$$

$$\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} = 2y^2 - 2by$$

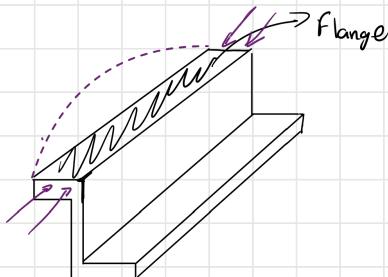
$$\frac{\partial w}{\partial y} = 2x^2y^2 - b^2x^2 - 2ax^2y + abx^2$$

$$\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} = 2x^2 - 2ax$$

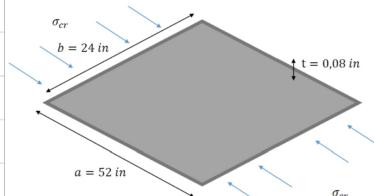
$$M_x = -D(2y^2 - 2by + \nu(2x^2 - 2ax))$$

$$My = -D(2x^2 - 2ax + V(2y^2 - 2by))$$

Soporte simple → puede rotar pero no trasladarse



Find  $\sigma_{CR}$  of the following simply supported plate



$$\nu = 0.33$$

$$E = 10e10^6 \text{ PSI}$$

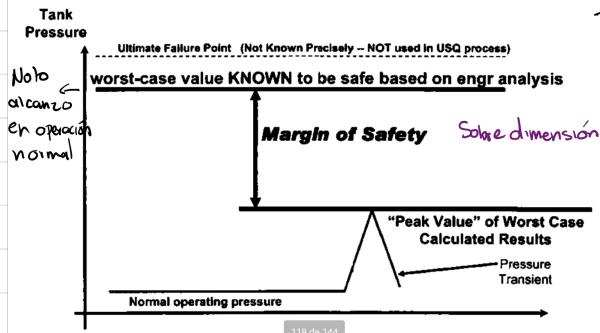
$$\sigma_{CR} = 410.21 \text{ PSI}$$

$$\frac{a}{b} = \frac{52}{24} = 2.16 \rightarrow \begin{matrix} & \text{ss} \\ \text{ss} & \text{C} & \text{ss} \\ & \text{ss} \end{matrix} \quad \left. \begin{array}{l} \text{linea continua pq} \\ \text{son simples} \end{array} \right\}$$

$$\sigma_{Cr} = \frac{K \pi^2 f}{12(1-\nu^2)} \left( \frac{t}{b} \right)^2 = \frac{4 \pi^2 (10 \times 10^6 \text{ PSI})}{12 - (1 - 0.33^2)} \left( \frac{0.08}{24} \right)^2 = 410.21 \text{ PSI}$$

$$\Theta = \frac{F}{A} \rightarrow \frac{(410.21 \text{ PSI})(24 \text{ in} \cdot 0.08 \text{ in})}{\text{área transversal}} = 787 \text{ lbf} \quad \left. \begin{array}{l} F \text{ para poder} \\ \text{balancearlo} \end{array} \right\}$$

## Definition of Margin of Safety



→ Estimar el caso más extremo al que me puedo enfrentar

## Inter-rivet buckling (plate method)

$$\sigma_{CR} = \frac{\pi^2 \eta \bar{\eta} E}{12(1-\nu^2)} \left(\frac{t}{p}\right)^2$$

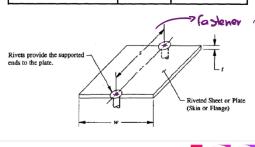
$\epsilon$  End-fixity coefficient

$\eta$  Plastic reduction factor

$\bar{\eta}$  Cladding reduction factor

$p$  Fastener pitch

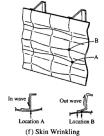
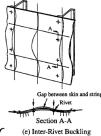
END-FIXITY COEFFICIENTS FOR INTER-RIVET BUCKLING		
Pastener type	$\epsilon$	Reference
Fastened rivets	1	8
Bolted rivets	3,5	10
Brazier-head rivets	3	10
Countersunk rivets	1	11



$\epsilon$ : varia según el tipo de remache

cabeza plana no cambia el  $\epsilon$  con los demás si cambia el valor

Failure Modes of a Skin-Stringer Panel



### Example

- Assume a skin-stringer panel made up of AL 2024 T3 for both universal rivets and plates.

- The plate is  $t = 2 \text{ mm}$ ,  $E = 70 \text{ GPa}$  and  $\nu = 0.3$

- Find the maximum stiffener pitch  $p_{max}$  if  $\sigma_{CR} < 100 \text{ MPa}$

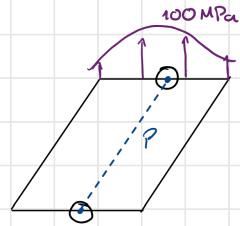
$\rightarrow \sigma_{tension}$

[caso especial para remaches pues normalmente es solo a cortante]

$$\sigma_{CR} \Rightarrow 100 \times 10^6 = \frac{70 \times 10^9}{12(1-0.3^2)} \left( \frac{2 \times 10^{-3}}{P} \right)^2 \quad P_1 = 0,0503 \text{ m}$$

$$100 \times 10^6 = \frac{\pi^2 (70 \times 10^9)}{\left( 2\sqrt{3} \cdot \frac{P}{2 \times 10^{-3}} \right)^2}$$

$$P_2 = 0,0479 \text{ m}$$



$\rightarrow$  Piel reforzada con stringers adhesivos puede considerarse monocoque

Hacer lámina



### Example

- A plate 10 mm thick is subjected to bending moments  $M_x = 10 \text{ Nm/mm}$  and  $M_y = 5 \text{ Nm/mm}$ . Calculate the maximum direct strain stresses in the plate.

- Find the maximum twisting moment per unit length in the plate  $\alpha = 45^\circ$

- If  $M_{xy} = 5 \text{ Nm/mm}$  find the principal moments in the plate, the planes on which they act and the corresponding principal stresses.

$$\textcircled{1} \quad t = 10 \text{ mm}$$

$$M_x = 10 \text{ Nm/mm}$$

$$M_y = 5 \text{ Nm/mm}$$

$$\sigma = \frac{12 M z}{h^3} \quad \text{Max} \rightarrow z = h/2$$

$$\text{Min} \rightarrow z = -h/2$$

$$\sigma = \frac{6 M}{h^2} \quad \text{dependiendo de la superficie}$$

$$\sigma_{x(\max)} = \pm \frac{6 \times 10 \times 10^3}{10^2} = \pm 600 \text{ N/mm}^2 = 600 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{y(\max)} = \pm \frac{6 \times 5 \times 10^3}{10^2} = \pm 300 \text{ N/mm}^2 = 300 \text{ MPa}$$



$$\textcircled{2} \quad M_{xy} = 0$$

$$M_t = \frac{M_x - M_y}{2} \sin(2\alpha) + M_{xy} \cos 2\alpha \quad \left. \right\} M_t \text{ will be max when } 2\alpha = \frac{\pi}{2}$$

$$M_t(\max) = \frac{10 - 5}{2} \sin(2(45^\circ)) = 2,5 \frac{\text{Nm}}{\text{mm}}$$

$$\textcircled{3} \quad M_{1,2} = \frac{M_x + M_y}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{M_x - M_y}{2}\right)^2 + M_{xy}^2}$$

$$\hookrightarrow M_1 = \frac{\frac{10 \text{ Nm}}{\text{mm}} + 5 \frac{\text{Nm}}{\text{mm}}}{2} + \sqrt{\left(\frac{10 - 5}{2}\right)^2 + 5^2} = 13,09 \frac{\text{Nm}}{\text{mm}}$$

$$M_2 = \frac{\frac{10 \text{ Nm}}{\text{mm}} + 5 \frac{\text{Nm}}{\text{mm}}}{2} - \sqrt{\left(\frac{10 - 5}{2}\right)^2 + 5^2} = 1,909 \frac{\text{Nm}}{\text{mm}}$$

$$\rightarrow \tan 2\alpha = - \frac{2 M_{xy}}{M_x - M_y}$$

despejando (  
y reemplazando)  $\theta = \frac{1}{2} \tan^{-1} \left( \frac{2 \cdot 5}{10 - 5} \right)$

$$\theta_1 = -51,7^\circ$$

+90° complemento da negativo

$$\theta_2 = 58,28^\circ$$



$$\sigma_1 = \frac{6 \cdot 13,1 \frac{\text{Nm}}{\text{mm}}}{(10 \text{ mm})^2} = 785,4 \text{ N/mm}^2 [\text{MPa}]$$

$$\sigma_2 = \frac{6 \cdot 1,9 \text{ Nm/mm}}{(10 \text{ mm})^2} = 114,54 \text{ N/mm}^2 [\text{MPa}]$$

# Shear, bending and torsion loads in thin-walled beams

## Symmetrical bending

$$\tan \delta = \frac{M_y I_{xx}}{M_x I_{yy}}$$

$\delta = \frac{M \cdot c}{I}$  → distancia hasta el eje neutro

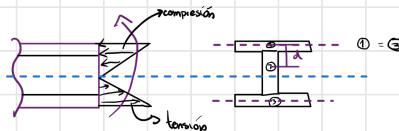


Para  $\sigma$  no simétricos

$$\sigma_z = \frac{M_x y}{I_{xx}} + \frac{M_y x}{I_{yy}}$$

$$\sigma_z = \frac{M_x y}{I_{xx}} \text{ or } \frac{M_y x}{I_{yy}}$$

} el más débil es el que tendrá la lámina por completo



$$I_{\text{eff}} = I_1 + I_2 + I_3$$

$$I_1 = \frac{1}{12} (200)(20^3) = 133333,3 \text{ mm}^4$$

↳ inercia en función del centroide específico del rectángulo

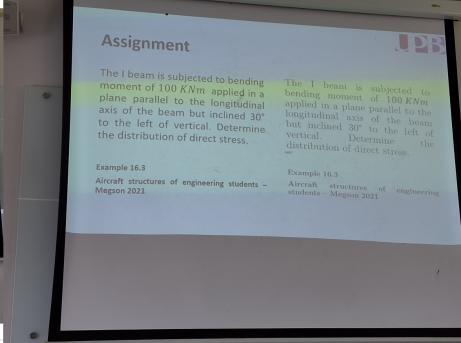
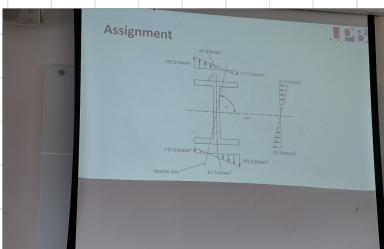
Teorema Steiner

$$\begin{aligned} I &= I_1 + A \cdot d^2 \\ &= 1333333 \text{ mm}^4 + (200 \cdot 20) \cdot 190^2 \end{aligned}$$

$$= 366166666,67 \text{ mm}^4 = 78833333,3 \text{ mm}^4 = I_3 = I_{\text{eff}}$$

$$\begin{aligned} I_{\text{eff}} &= 193683333,3 \text{ mm}^4 & C &= 180 \text{ mm} \\ &= 193 \times 10^6 \text{ mm}^4 & &= 1,937 \times 10^{-4} \text{ m}^4 \end{aligned}$$

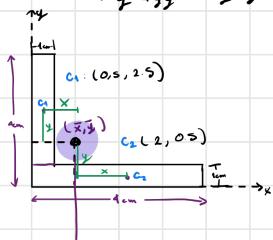
$$\sigma = \frac{100 \times 10^3 \text{ Nm} \left( 180 \times 10^{-3} \text{ m} \right)}{1,937 \times 10^{-4} \text{ m}^4} = 77,44 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$



$$\Theta_Z = \left( \frac{M_y I_{xx} - M_x I_{yy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) x + \left( \frac{M_x I_{yy} - M_y I_{xx}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) y$$

Posición eje neutro

$$\tan \alpha = \frac{M_y I_{xx} - M_x I_{yy}}{M_y I_{yy} - M_x I_{xx}}$$



Centroide para calcular las inercias

Productos de inercia = cero si es una sección simétrica

que tan balanceada esté la masa de una geometría, puede ser (+) o (-)

$$C_x = \frac{\sum A \bar{x}_i}{\sum A} = \frac{(0.5 \cdot 3) + 2.9}{7} = 1.357 = \bar{x}$$

$$C_y = \frac{\sum A \bar{y}_i}{\sum A} = \frac{(2.5 \cdot 3) + (0.5 \cdot 4)}{7} = 1.357 = \bar{y}$$

$$I_{xy} = xyA \quad \left. \begin{array}{l} I_{xy1} = (1.357 - 0.5)(2.5 - 1.357)(3 - 1) = 2.93 \\ I_{xy2} = (2 - 1.357)(1.357 - 0.5)(4 - 1) = 2.204 \end{array} \right\}$$

→ aircraft structures for eng Chapter 17 604

$\Theta$  (+) tensión

$\Theta$  (-) compresión

$$I_{xy} = (2 - 1.357)(1.357 - 0.5)(4 - 1) = 2.204$$

$$I_{xy\text{ total}} = I_{xy1} + I_{xy2} = 5.14 \text{ cm}^4 \quad \left. \begin{array}{l} \text{como dio (+)} \\ \text{la masa está} \\ \text{muy centrada} \\ \text{en el Segundo cuadrante} \end{array} \right\}$$

T

tensión viga S

Cap 20 → idealizar structures

### Example 16.3

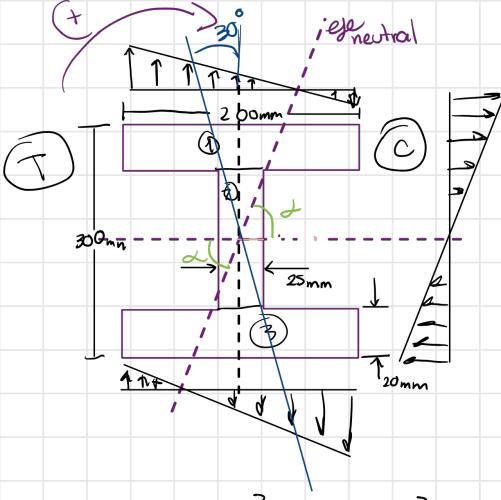
The beam section of Example 16.1 is subjected to a bending moment of 100 kN m applied in a plane parallel to the longitudinal axis of the beam but inclined at 30° to the left of vertical. The sense of the bending moment is clockwise when viewed from the left-hand edge of the beam section. Determine the distribution of direct stress.

The bending moment is first resolved into two components,  $M_x$  in a vertical plane and  $M_y$  in a horizontal plane. Equation (16.9) may then be written in two forms

$$\sigma_z = \frac{M_x}{I_{xx}}y \quad \sigma_z = \frac{M_y}{I_{yy}}x \quad (\text{i})$$

The separate distributions can then be determined and superimposed. A more direct method is to combine the two equations (i) to give the total direct stress at any point  $(x, y)$  in the section. Thus

$$\sigma_z = \frac{M_x}{I_{xx}}y + \frac{M_y}{I_{yy}}x \quad (\text{ii})$$



$$I_{xx} = \frac{200 \times 200^3}{12} - \frac{175 \times 260^3}{12} = 193.7 \times 10^6 \text{ mm}^4$$

$$I_{yy} = 2 \times \frac{20 \times 200^3}{12} + \frac{260 \times 25^3}{12} = 27 \times 10^6 \text{ mm}^4$$

$$\rightarrow \sigma_z = \frac{86.6 \text{ GNNm}_y}{I_{xx}} - \frac{50 \text{ KNm}_x}{I_{yy}} = \frac{86.6 \times 10^6}{193.7 \times 10^6} y - \frac{50 \times 10^6}{27 \times 10^6} x$$

$$\sigma_z = 0.447y - 1.85x = 0 \quad \left\{ \frac{y}{x} = \frac{1.85}{0.447} = 4.11 = \tan \angle \right.$$

$$\tan \angle = \frac{M_y I_{xx}}{M_x I_{yy}}$$

$$M_x = 100 \cos 30^\circ = 86.6 \text{ KNm}$$

$$M_y = 100 \sin 30^\circ = 50 \text{ KNm}$$

negativo pq se encuentra en dirección  $\angle$

$$\rightarrow \sigma_z = \frac{86.6 \text{ GNNm}_y}{I_{xx}} - \frac{50 \text{ KNm}_x}{I_{yy}}$$

$$I_{xx} = \frac{1}{12} b h^3$$

$$I_{yy} = \frac{1}{12} b^3 h$$

$$\rightarrow I_{xy} = 0 \quad \begin{array}{l} \text{sección simétrica} \\ \text{ejes referencia principales} \end{array}$$

$$\sigma_z = \sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3$$

factor  $\text{KNm} \rightarrow \text{Nmm}$

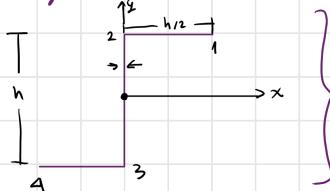
$$\angle = 76.30^\circ$$

Posición eje neutro

## Aproximación paredes delgadas

cte  
depreciar espesura  
muy delgados para el cálculo  
de inertias

### Ejemplo sección en L



Determinar distribución

$$\Theta_2 = \frac{M_x(I_{yy}y - I_{xy}M)}{I_{xx}I_{yy} - I_{xy}^2} - \frac{M_y(I_{xx}x - I_{xy}M)}{I_{xx}I_{yy} - I_{xy}^2}$$

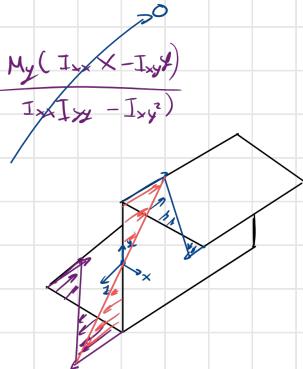
$$\hookrightarrow \Theta_2 = \frac{M_x y}{I_{xx}}$$

1. Hallar inercia

$$I_{xx} = \frac{1}{12} (h/2)(t)^3 + \frac{1}{2} t \frac{h}{2} \frac{h}{2} = \frac{h^2 t}{4}$$

por parejas de  $t^3$

cancelo potencias de  $t$  no  $t$  sola



$$\rightarrow \Theta_2 = \frac{M_x y}{I_{xx}}$$

$$\Theta_2 = \frac{M_x y}{I_{xx}}$$

$$I_{xx\text{ web}} = \frac{1}{12} t h^3$$

$$I_{xx\text{ total}} = \frac{h^3 t}{4} + \frac{1}{12} t h^3 = \frac{h^3 t}{3}$$

$$I_{xy} = \left( -\frac{h}{4} \right) \left( -\frac{h}{2} \right) \left( \frac{h}{2} t \right) + \left( \frac{h}{4} \right) \left( \frac{h}{2} \right) \left( \frac{h}{2} t \right)$$

Producto almas

$$I_{xy} = \frac{h^3 t}{8}$$

$$I_{yy} = \frac{1}{12} t \left( \frac{h}{2} \right)^3 + \frac{h}{2} t \left( \frac{h}{2} \right)^2 = \frac{1}{12} h^3 t$$

$$I_{yy} = \left( \frac{h^3 t}{24} + \frac{h^3 t}{32} \right) 2 - \frac{h^3 t}{12}$$

$$\hookrightarrow \Theta_2 = \frac{M_{xy} \cdot \left( \frac{h^3 t}{12} \right) - \left( \frac{h^3 t}{8} \right) x}{h^3 t \left( \frac{1}{24} - \frac{1}{8} \right)} = \frac{\frac{M_{xy} y}{12} - \frac{x}{8}}{\frac{h^3 t}{24}}$$

$$= \frac{M_{xy} y}{h^3 t} \left( -\frac{28}{12} + \frac{3}{8} \right)$$

$$x = \frac{-h}{2}$$

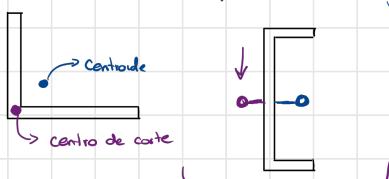
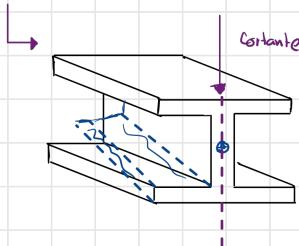
$$y = -\frac{h}{2}$$

$$\Theta_z = \frac{M_{xy}}{h^3 t} \left( -6.86 \left( \frac{-h}{2} \right) + 10.28 \left( -\frac{h}{2} \right) \right)$$

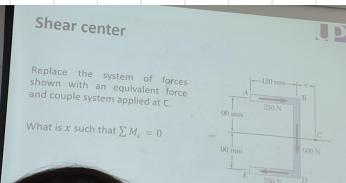
$$\Theta_z = \frac{M_{xy}}{h^3 t} (-1.71)$$

$$= 3.43$$

## SHEAR FLOW



Si aplico fuerza solo en el centro de corte solo habrá pandeo y no se torsiona debido a la fuerza vertical



$$\sum M_c = 0$$

$$2(250 \cdot (90 \times 10^3)) - 900x = 0$$

$$x = 50 \text{ mm} = 5 \text{ cm}$$

## Thin-walled closed sections

$$q_s = q_b + q_{s,0}$$

variable adicional para el equilibrio

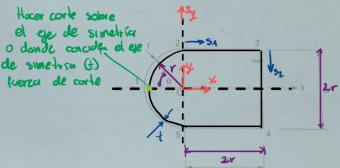


cuando la fuerza de cortante coincide con el centro de corte se me hace cero ( $q_s = 0$ ) y si es simétrica

$$q_{s,0} = 0$$

**Example**

Determine the shear flow distribution in the walls of the thin-walled closed section beam. The wall thickness,  $t$ , is constant throughout.



$$q_s = -\frac{S_x}{I_{yy}} \int_0^S t_x ds - \frac{S_y}{I_{xx}} \int_0^S t_y ds$$

No tengo cortante en x  
(dibujó sin  $S_x$ )

$$\rightarrow I_{xx} = \frac{\pi r^3 t}{2}$$

$$\rightarrow I_{xx, \text{plano}} = 2 \left[ \frac{1}{12} 2r t^3 + 2rt(r^2) \right] = 4rt^3$$

$$\rightarrow I_{xx, \text{web}} = \frac{1}{12} t (2r)^3 = \frac{2}{3} r^3 t$$

$$T_{xx} = r^3 t \left( \frac{1}{2} + \frac{4+2}{3} \right) = 6.24r^3 t$$

1. Ver simplificaciones posibles

2. Calcular inercias y productos de inercia

3. Hacer corte sobre eje simetría

$$\Rightarrow I_{xy} = 0 \quad \left. \begin{array}{l} \text{Porque el eje } x \text{ es simétrico} \\ \text{Skyciv.com} \end{array} \right\}$$

**Integrales**

$$q_s = -\frac{S_y}{G \cdot 24rt} \left[ \int_0^{\theta} tr \sin \theta d\theta + \int_0^{s_1} tr ds + \int_0^{s_2} t(r-s) ds \right] + q_{s0}$$

$$\begin{aligned} r^2 &= x^2 + y^2 \quad \left. \begin{array}{l} a = \int_0^{\theta} tr \sin \theta d\theta \\ = -r^2 t \cos \theta \Big|_0^{\theta} \\ = -r^2 t (\cos \theta - 1) \end{array} \right. \\ b &= rt \int_0^{s_1} ds \\ c &= t \int_0^{s_2} (r-s) ds \end{aligned}$$

$$= t \left[ rs_2 - \frac{s_2^2}{2} \right]$$

**Flujo a/cd**

$$\hookrightarrow q_{s_{-1,2}} = -\frac{S_y}{G \cdot 24rt} - r^2 t (\cos \theta + 1) = -0.16 \frac{S_y}{r} (\cos \theta + 1)$$

$$\hookrightarrow q_{s_{2,3}} = -\frac{S_y}{G \cdot 24rt} rt s_1 - 0.16 \frac{S_y}{r} (\cos \theta + 1) = -0.16 \frac{S_y}{r} (s_1 + \cos \theta + 1) = -0.16 \frac{S_y}{r^2} (s_1 + r)$$

$$\hookrightarrow q_{3,4} = \frac{-S_y}{G \cdot 24rt} \left( tr s_2 - \frac{s_2^2}{2} \right) - 0.16 \frac{S_y}{r^2} (s_1 + r)$$

$$= -0.16 \frac{S_y}{r^2} s_2 + \frac{0.16 S_y s_2^2}{2r^3} - 0.16 \frac{S_y}{r^2} s_1 - 0.16 \frac{S_y}{r^2}$$

$$= 0.16 \frac{S_y}{r} \left( -\frac{s_2}{r} + \frac{s_2^2}{2r^2} - \frac{s_1}{r} - 1 \right)$$



Simetría y fuerza colineal al eje de simetría  $\rightarrow$  por lo tanto no hay q<sub>5,0</sub>

↳ séptima edición [m]

### Centroides:

	$y_i$	$A_i$	$y_i A_i$
EA	$6 \times 10^{-3} m$	$2 \times 10^{-3} m^3 = 0.029$	$1.44 \times 10^{-4} m$
AB	$0.43 m$	$1 m \times 10^{-3} m^3 = 0.01$	$4.3 \times 10^{-3} m$
BP	$0.866$	$3 \times 8 \times 10^{-3} m^3 = 0.024$	$0.0208 m$
DE	$0.43$	$1 \times 10^{-3} m^3 = 0.01$	$4.3 \times 10^{-3} m$
		<b>0,068</b>	<b>0,0295</b>

$$\bar{y} = \frac{\sum y_i A_i}{\sum A_i}$$

$$\bar{y} = \frac{0,0295}{0,068}$$

$$= 0,14338 m$$

$$I_{xx, EA} = \frac{1}{12} (2m) (12 \times 10^{-3})^3 + 2(12 \times 10^{-3}) (-0.43)^2 = 4,43 \times 10^{-3} m^4$$

$$I_{xx, AB} = \frac{1}{12} (10 \times 10^{-3}) \sin^2(60) = 6.25 \times 10^{-4} m^4 = I_{xx, DE}$$

$$I_{xx, BD} = \frac{1}{12} 3 (10^3) + 3(8 \times 10^{-3}) (0.43)^2 = 4.43 \times 10^{-3} m^4$$

$$I_{xx, \text{Total}} = 0,0101 m^4$$

$$q_S = \frac{-500}{0,0101} \int_0^S t (-0.43) dt$$

$$q_{0A} = -49504950,5 + (-0.43) S$$

$$q_{0A} = 255445,5446 Sa$$

$$S_A = 1m \quad q_{0A} = 255445,54 N/m$$

$$q_{AB} = -4.95 \times 10^3 \int_0^S (10 \times 10^{-3}) (-0.43 + S \cos(30)) ds + 255.445 \times 10^3$$

$$q_{AB} = (-4.95 \times 10^3) (10 \times 10^{-3}) (-0.43 S_B + \frac{S^2 \cos 30}{2}) + 255.445 \times 10^3$$

↓  
máx diagonales  
=  $253,953 \times 10^3 N/m$

$$q_{bc} = -4.95 \times 10^7 \int_0^s (8 \times 10^{-3}) (0.43) ds + 253.953 \times 10^3$$

$$q_{bc} = -4.95 \times 10^7 \left[ 8 \times 10^{-3} (0.43) (s_c) \right] + = -1467 \approx 0$$

hay pandeo y no torsión

## Torsión

$$\tau_{\max} = \frac{T}{Gab^2}$$

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)}$$

$$\tau = G \gamma$$

$\nu$ : poisson

$$\theta = E \phi$$

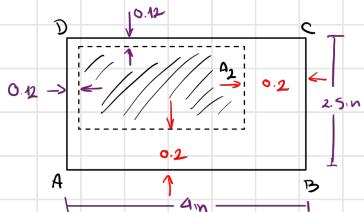
### Example

Structural aluminum tubing of  $2.5 \times 4$  in. rectangular cross section was fabricated by extrusion.

Determine the shearing stress in each of the four walls of a portion of such tubing when it is subjected to a torque of 24 kip in. (1 kip = 1000 lbf)

Assume a uniform thickness  $t = 0.16$  in

What if by a defective fabrication,  $t = 0.12$  in for the sections AB and AC, and  $t = 0.2$  in for the sections BD and CD



$$\gamma = \frac{24000 \text{ lbf in}}{2(0.16 \text{ in}) A_1}$$

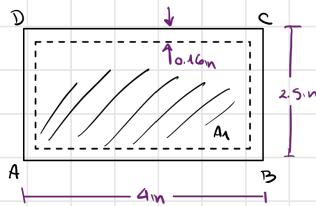
$$\gamma = 9348 \text{ psi}$$

Lo encuentro primero con el 0.12 y luego con el 0.2 y elijo el valor min

$$\gamma_1 = \frac{24000}{2 \times 0.12 (4 - 0.12 \cdot 2)(2.5 - 0.12 \cdot 2)} = 11768.039 \text{ psi}$$

$$\gamma_2 = \frac{24000}{2 \times 0.2 \times (4 - 0.2 \cdot 2)(2.5 - 0.2 \cdot 2)} = 7936.51 \text{ psi}$$

$$A_1 = (3.68 \text{ in}) \times (2.18) \\ = 8.0224 \text{ in}^2$$

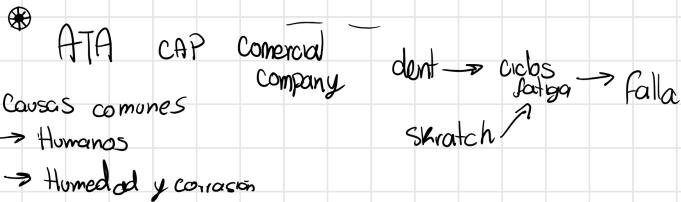


$\gamma$  que debo seleccionar

Hacer ejercicios cap 17

## ↳ SPM - Structural repair manual

→ metal structure and repair mechanically fastened joints



Abrasion → fricción

Corrosion protection

Primer  
anodic protection

cromados

material de sacrificio

Plásticos → Se danan  
y compuestos con los rayos  
UV

## Inspección de corrosión

1. Evaluación del daño

NDT (non destructive testing)

SHM (structural health monitoring)

↳ muy caro y no viene de fábrica

Inspecciones

Provenir fallas estructurales

Tap testing

Visual inspection

walk around  
general (qv)  
detallada  
special detailed

↳ la puede hacer personal no calificado  
directa o remota

Dye penetrant

Magnetic and Eddy current

Ultrasonic ^ radiografía }  
↳ genera sonidos  
termografía

} en emisión acústica genera ondas para ver después como suena

Si el defecto es (+)  
Pequeño la probabilidad  
de detección es (+) pequeña



→ No se ha implementado en un avión comercial

- Deformación
- Esfuerzos

Repair design guideline 51-70-10

# MANUAL

- ↳ Estaciones para encontrar reparaciones
- ↳ Usa el NDT como inspecciones para detectar y prevenir daños

- ↳ Siempre revisar notas para entender
- ↳ No holes → significa que si la cago se daña la pieza completa
- ↳ Suele referir al manual de mantenimiento

1. NDT descubre el daño
2. Clasificación
3. Permisible o no permisible
4. Manual reparación

PSG → toda la estructura primaria

↳ Principal structural element



SSI → un elemento que cuando se dañe influya directamente en la integridad estructural

↳ structural significant item

Alteración mayor → cuando me afecta diversas variables del avión

↳ No puedo resolver con una tarea mínima

Peso y balance  
performance  
características de vuelo

→ Alteración menor → toda aquella que no es mayor

Fatigue critical baseline structure

↳ Reglas sobre la vejez de los aviones

Tipos de reparaciones

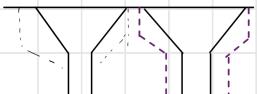
A: permanente / no inspección adicional

B: " / inspecciones adicionales (Threshold)

C: reparación temporal que luego debe ser reparada → remaches ciegos

## Granallado:

Para mejorar resistencia superficial



$$T_{su} = \frac{P_{su}}{2Lt}$$

L: margen borde 2D

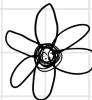
t: thickness

$T_{su}$ : plate shear ultimate stress

→ debo sobredimensionar la pieza final

① Base A → elementos de trayectoria única

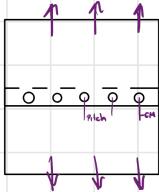
② Base B → puede ser distribuida la carga



M: margen

$$T_{su} = \frac{P_{su}}{2t(M - \text{radio})}$$

## Rivet Pitch



Puede variar entre el fabricante

Pitch puede ir entre 4 - 6 rivet diameters

# filas remache

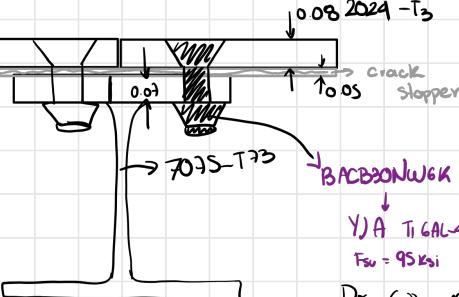
→ depende de la carga a soportar

→ Configuración diagonal soporta menos

→ Sin contar el crackstopper

espesor completo  
para hallar  
un permisible

Busco el permisible  
con el material (+)  
débil



①  $W_{net}$

$$f_{tu} = 62 \text{ ksi}$$

$$f_{ty} = 42 \text{ ksi}$$

$$1.5 \times f_{ty} = 63 \text{ ksi}$$

$$f_{dw} = 62 \text{ ksi}$$

$$Pitch = 0.95 \text{ in}$$

$$D_{sh} = \frac{6}{32} \times 0.1875$$

$$t = 0.08 \text{ in } \{ (+) \text{ débil} \}$$

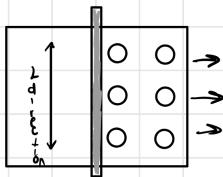
$$D_{avg} = 0.238 \text{ in}$$

↓  
de la tabla al  
sumar todos los  
espesores para  
que quede debajo de  
la escalerilla.

$$W_{net} = (F_{dw} \times (pitch - D_{avg}) \times t) / \text{pitch}$$

$$= 3317.4 \text{ in}^3$$

La dirección perpendicular a la  
carga me da el # de filas por lámina



(2)  $W_{joint}$   
 $\downarrow$   
 BACBONWCK  
 $\downarrow$   
 $Y(A) = Ti\text{ GAL-4V}$   
 $F_u = 95 \text{ ksi}$   
 $D_p = \frac{G}{2} = 0.1875$

$n_{rows} = 2$   
 material 2024-T<sub>3</sub> clad  
 $t = 0.08 \text{ in}$

$P_{allowable} = 1380 \text{ lbs}$

Fig 5 tabla I

→ el real sería  
2330 con el t=0.2

$W_{joint} = (n_{rows} \times P_{allowable}) / P_{ad}$

$W_{joint} = 2905.26 \text{ lb/in}$

Critical failure mode = Bearing → Pq el  $W_{joint}$  What } no falla la lámina por completo  
 Critical running load = 2905.26 lb/in

What <  $W_{joint}$  se va a fallar por net tension

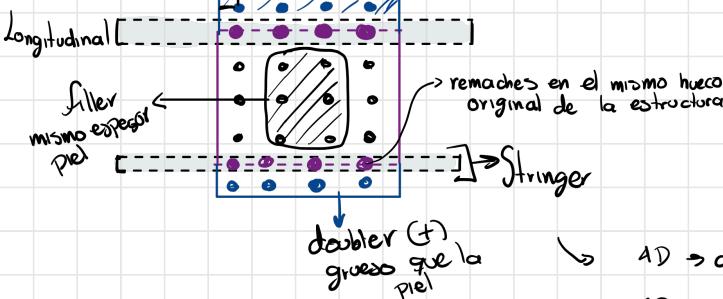
## Reparaciones

Pivot spacing : 4D - 6D      } Stringer → longitudinal  
 Edge margin : 2D                  } Frames → Circunferencial

Lab Jueves  
remachado

Si los remaches caen sobre un miembro estructural debo tener una linea extra de remaches que distribuya los esfuerzos

El distanciamiento a  
esquinas depende del material



NAS1097DDS



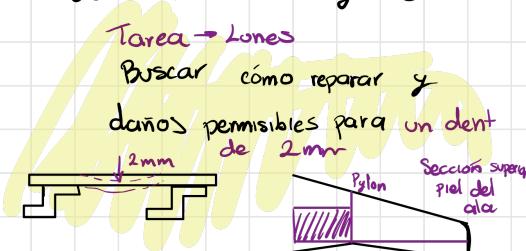
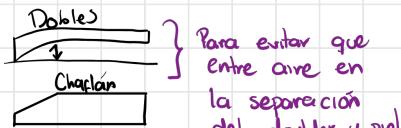
Busco el remache  
en el ATA 21

1D → approximo al valor (+) pequeño  
6D → al valor (+) grande

Tarea → Lunes

Buscar cómo reparar y

daños permisibles para un dent de 2mm



Constante → flujo de cortante total

Pandeo → columnas, placas, leves → que factor K a utilizar

Inercias

Torsión

lección 6<sup>ta</sup>

Megson

Mecánica beer

## Pandeo

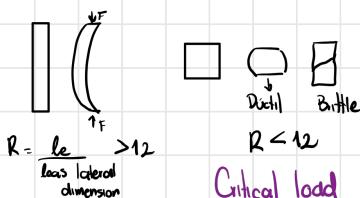
$P_{cr}$  - Critical load

$L/r$  → slenderness ratio

$$\hookrightarrow S = \frac{L}{r}$$

$$r = \sqrt{\frac{I}{A}} \rightarrow \text{momento inercial}$$

$\rightarrow$  cross sectional area

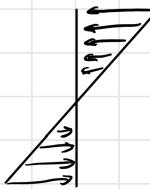
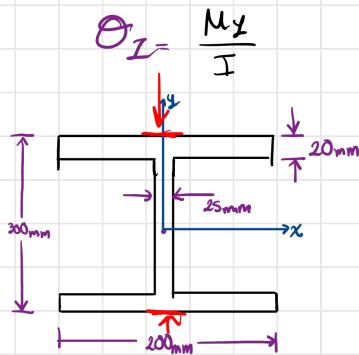


Critical load

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 E I}{L^2 e}$$

Critical stress

$$\sigma_{cr} = \frac{\pi^2 E}{(l_e/r)^2}$$



Inercia

$$J_x = \frac{bh^3}{12}$$

momento negativo



Se ve a doblar alrededor de x

y como el centroide del alma coincide con el eje neutro este no se ve afectado por el momento y solo toma los rectángulos externos

↪ momento (-) compresión

↪ momento (+) tensión

$$J_{xx} = \frac{(200)(300)^3}{12} - \frac{(200-25)(300-40)^3}{12}$$

$$J_{xx} = 193,7 \times 10^6 \text{ mm}^4$$

$$\Theta_I = \frac{Nz}{I} = -\frac{100 \times 10^6}{193,7 \times 10^6 \text{ mm}^4} = -0,516 \text{ "}$$

y: distancia hasta donde aplico el momento

Parte superior

$$-0,516 \text{ "(}-150\text{)} = -77,43 \text{ N/mm}^2$$

Parte inferior

$$-0,516 \text{ "(}-150\text{)} = 77,43 \text{ N/mm}^2$$

Debo poner el momento en

Mega Newton para que se cancele con los mm

