

Bienvenid@s

WEBINAR



AIRBUS

Sigue el Webinar

2



#WebinarsAEMAC

30 de Enero, 16 h (Madrid, GMT+2)

WebinarsAEMAC N°62

Pandeo de placas de compuesto. Best practices in Airbus
Commercial.



ALBERTO MONTES

Responsable Dpto. de métodos
de cálculo de estructuras y
valores de diseño
AIRBUS

WEBINAR

AEMAC
ASOCIACIÓN ESPAÑOLA DE MATERIALES COMPOSTOS

- **Introducción. Metodología en Airbus**
- **Solución al problema de estabilidad**
 - Métodos energéticos
 - Evolución
 - Validación
- **Ventajas sobre soluciones cerradas**
- **Aplicación práctica**
- **Conclusiones**

- **Introducción. Metodología en Airbus**
- Solución al problema de estabilidad
 - Métodos energéticos
 - Evolución
 - Validación
- Ventajas sobre soluciones cerradas
- Aplicación práctica
- Conclusiones

Principios de cálculo estructural:

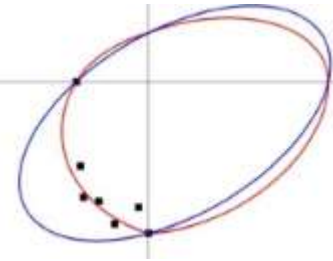
Valores de diseño



Criterio de fallo

$$\left(\frac{\sigma_{yy}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{yz}}{S_{yz}}\right)^2 = 1$$

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2S_T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_T}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_C}$$



Métodos

Bolted joint



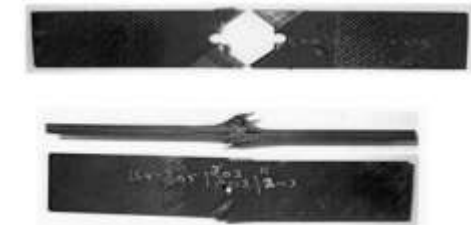
Damage Tolerance



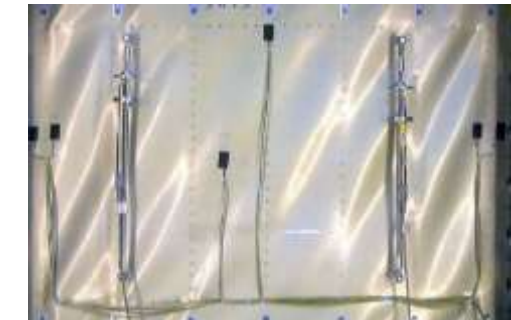
Unfolding



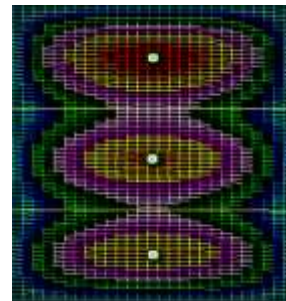
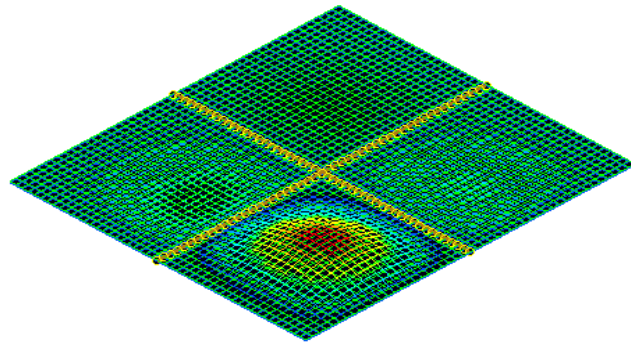
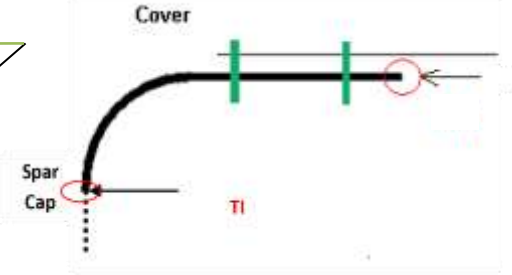
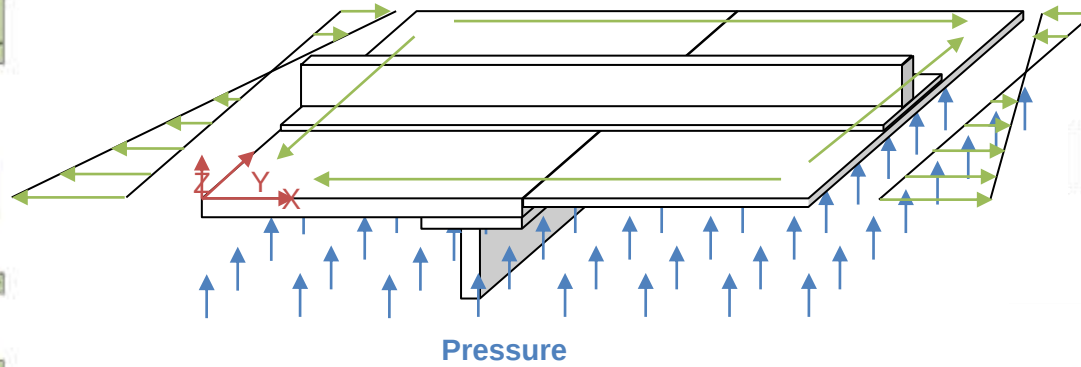
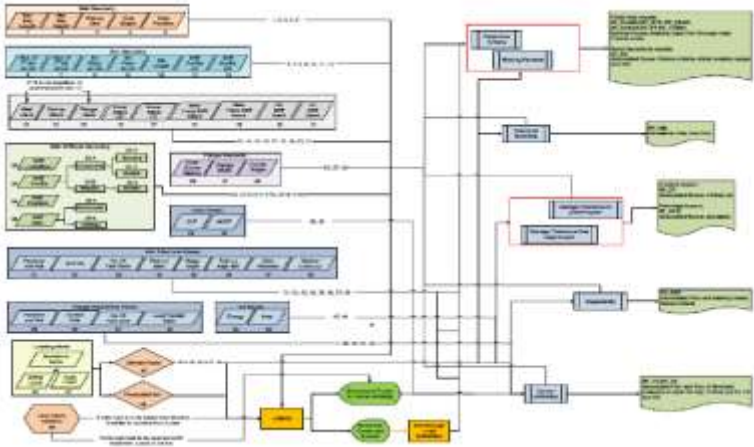
Open hole



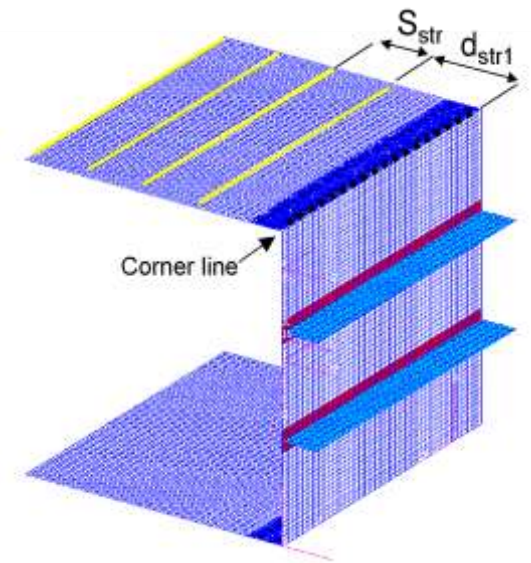
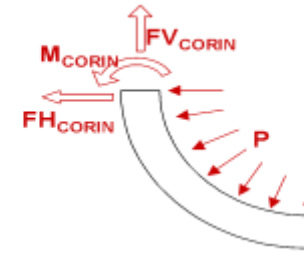
Stability



Procesos de cálculo estructural



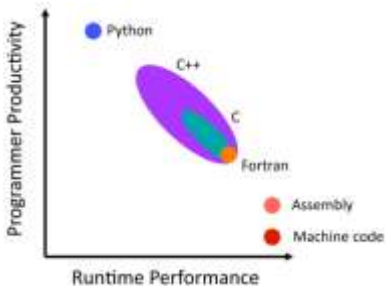
INPUTS FOR CORIN: M_{CORIN} , FH_{CORIN} , FV_{CORIN} , P





Preciso (y fiable)

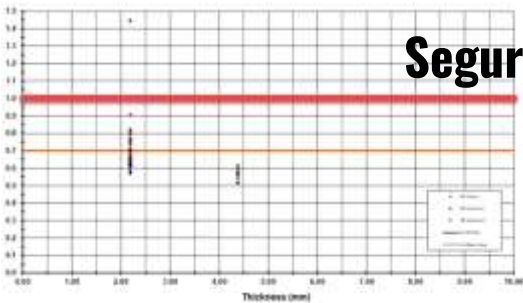
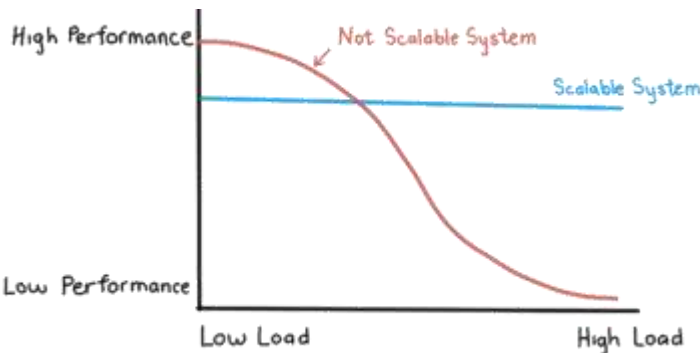
Rápido y Robusto



Estable (repetitivo)

**Características
Métodos**

Escalable



Seguros

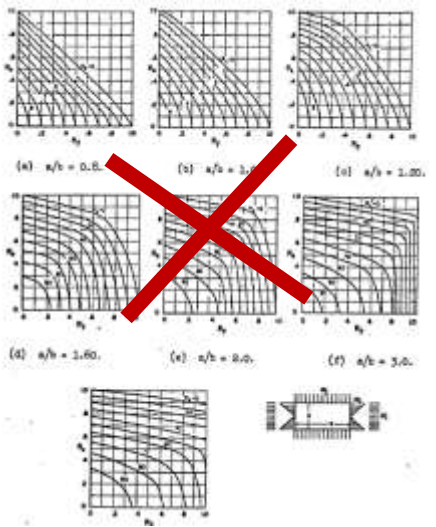
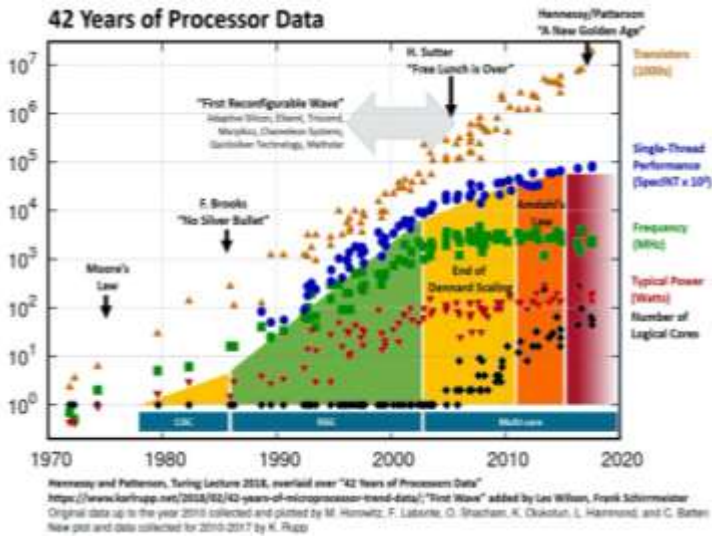
Linkable

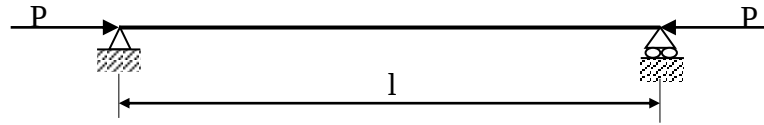
```
34 self.logger.info('...')
35 self.debug = debug
36 self.logger = logging.getLogger(__name__)
37 path =
38 self.file = os.path.join(path, 'request_fingerprint.json')
39 self.file.write('')
40 self.fingerprints.update(request)
41
42 @classmethod
43 def from_settings(cls, settings):
44     debug = settings.getbool('debug', False)
45     return cls(settings, debug)
46
47 def request_seen(self, request):
48     fp = self.request_fingerprint(request)
49     if fp in self.fingerprints:
50         return True
51     self.fingerprints.add(fp)
52     if self.file:
53         self.file.write(fp + os.linesep)
54
55 def request_fingerprint(self, request):
56     return request_fingerprint(request)
```

- Introducción. Metodología en Airbus
- **Solución al problema de estabilidad**
 - Métodos energéticos
 - Evolución
 - Validación
- Ventajas sobre soluciones cerradas
- Aplicación práctica
- Conclusiones

La estabilidad es un elemento clave para que una estructura trabaje de manera óptima

Elementos Finitos (FE)	Soluciones cerradas	Métodos energéticos (EM)
Precisa	Conservadoras. Rápidas	Precisa, Rápidas
Tiempo de calculo costoso	Aplicabilidad limitada	Aplicabilidad más extendida





Viga simplemente apoyada

⇒ Ecuación diferencial básica de viga-columna en flexión

$$EI \frac{d^2 y}{dx^2} = -M \quad \text{or} \quad EI \frac{d^4 y}{dx^4} + P \frac{d^2 y}{dx^2} = q \Rightarrow \frac{d^4 y}{dx^4} + k^2 \frac{d^2 y}{dx^2} = \frac{q}{EI} \quad \text{being} \quad k^2 = \frac{P}{EI} \quad ; \quad M = 0; \quad q = 0$$

⇒ Solución general:

$$y = A \sin kx + B \cos kx + Cx + D$$

⇒ Condiciones de contorno:

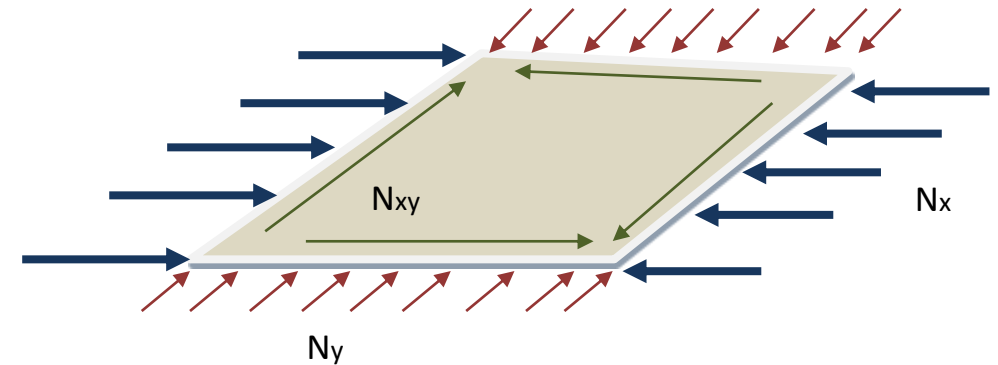
$$y = \frac{d^2 y}{dx^2} = 0 \quad \text{at} \quad x = 0, l \Rightarrow \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 1 \\ \sin kl & \cos kl & l & 1 \\ 0 & -k^2 & 0 & 0 \\ -k^2 \sin kl & -k^2 \cos kl & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} A \\ B \\ C \\ D \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

⇒ Solución no trivial:

$$\sin kl = 0 \Rightarrow kl = n\pi$$

⇒ Lo que nos lleva, $P_{cr} = \frac{n^2 \pi^2 EI}{l^2} \Big|_{n=1} = \frac{\pi^2 EI}{l^2}$

Placa:

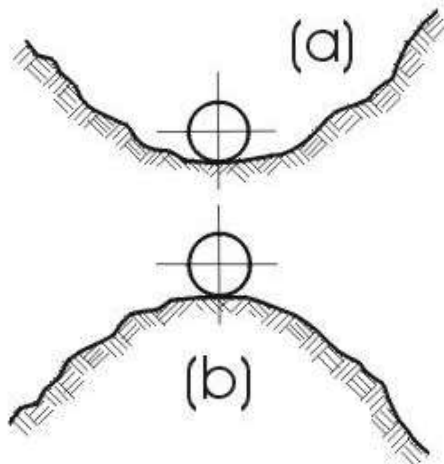


$$\frac{\partial^4 \omega}{\partial x^4} + 2 \frac{\partial^4 \omega}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4 \omega}{\partial y^4} = \frac{1}{D} \left(q + N_x \frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} + N_y \frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2} + 2 N_{xy} \frac{\partial^2 \omega}{\partial x \partial y} \right)$$

Teorema general de equilibrio de sistemas mecánicos: La energía potencial alcanza un valor extremo en su posición de equilibrio

Entre 2 estados: I y II:

$$\Pi_{II} = \Pi_I + \delta\Pi$$



$$\Delta T \uparrow$$

$$\Delta U \uparrow$$

Equilibrio estable

$$\Pi_I < \Pi_{II} \quad (\delta\Pi > 0)$$

$$\Delta T \uparrow$$

$$\Delta U \downarrow$$

Equilibrio inestable

$$\Pi_I > \Pi_{II} \quad (\delta\Pi < 0)$$

Cargas críticas son aquellas que hacen que el estado I no sea estable al aplicarlas

$$\delta\Pi = 0$$

Desplazamientos como serie Fourier

$$w = \sum_{i=1}^{n_x} \sum_{j=1}^{n_y} A_{ij} \sin \alpha_i x \sin \beta_j y$$

Cálculo de la energía de deformación y potencial:

$$\delta U = \int \{\varepsilon\} \{\sigma\}^T dV = \frac{1}{2} \int_0^a \int_0^b \{\varepsilon_x^0\}^T \{A\} \{\varepsilon_x^0\} + 2\{\varepsilon_x^0\}^T \{B\} \{\varepsilon_y^0\} + \{\kappa\}^T \{D\} \{\kappa\} dx dy$$

$$\delta V = \int \lambda N_i \cdot \delta \varepsilon \cdot dV = \frac{1}{2} \int_0^a \int_0^b \left[\lambda N_x \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 + \lambda N_y \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 + 2\lambda N_{xy} \frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial y} \right] dx dy$$

Derivamos para obtener el equilibrio

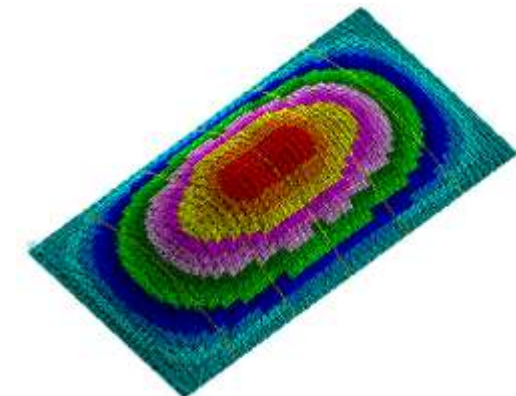
$$\frac{\partial(\delta \Pi)}{\partial A_{ij}} = 0$$

Sistema obtenido nos permite extraer autovalores

$$[[Q] + \lambda[T]]\{A\} = \{0\}$$

Importante determinar como varían las deformaciones

$$\left. \begin{aligned} \delta \varepsilon_x &= \delta \varepsilon_x^0 + z \kappa_x \\ \delta \varepsilon_y &= \delta \varepsilon_y^0 + z \kappa_y \\ \delta \gamma &= \delta \gamma^0 + z \kappa_s \end{aligned} \right\}$$



Descripción del procedimiento en los elementos finitos

Estructura continua representada como una colección de puntos unidos por elementos discretos

Matriz de rigidez de los elementos formulada a partir de geometría, propiedades elementos y and material

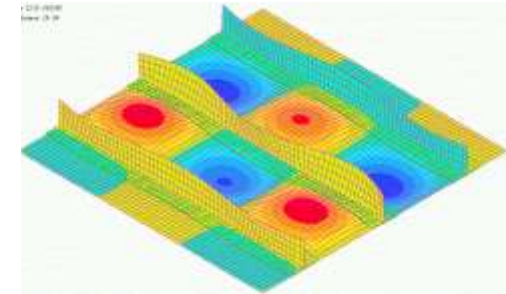
Todas las matrices de rigidez se ensamblan en una matriz de rigidez

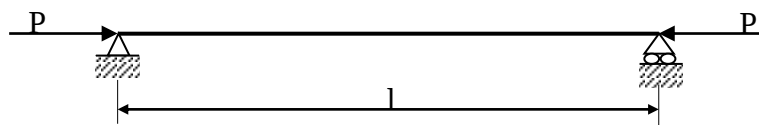
Aplicar condiciones de contorno al problema

Aplicar cargas

Calculo de la matriz de rigidez $\{F\}=[K]\{u\}$

Extracción de los autovalores del problema





Viga simplemente apoyada

- Energía de deformación

$$U = \frac{1}{2} \int \sigma \varepsilon dV = \frac{1}{2} E \int \varepsilon_x^2 dV = \frac{1}{2} E \int z^2 dS \int \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right)^2 dx = \frac{1}{2} EI \int_0^l \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right)^2 dx$$

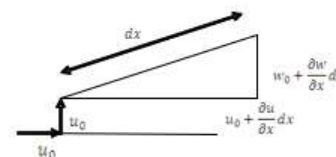
- Trabajo de las fuerzas externas

$$V = P \cdot u(0) + P \cdot u(l)$$

$$dx^2 = \left(u_0 + \frac{\partial u}{\partial x} dx - u_0 \right)^2 + \left(w_0 + \frac{\partial w}{\partial x} dx - w_0 \right)^2$$

$$\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 = 1 - \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \rightarrow \frac{\partial u}{\partial x} = 1 - \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \rightarrow u(x) = \int_0^x \frac{\partial u}{\partial x} dx = x - \frac{1}{2} \int_0^x \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 dx$$

$$V = P \cdot l - P \frac{1}{2} \int_0^l \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 dx$$

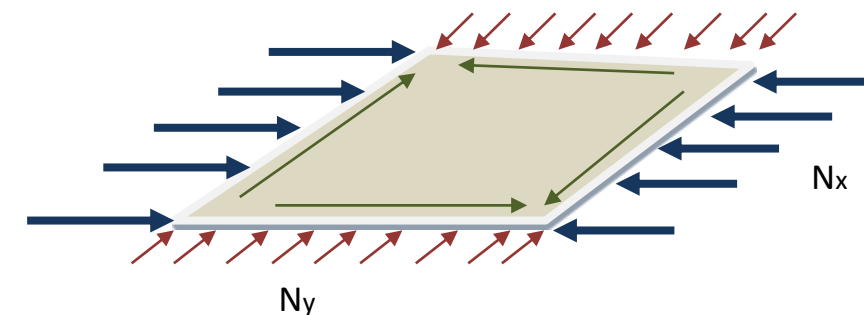


- Funcion que reproduce forma pandeo: $w = A \cdot \sin \frac{\pi x}{l}$

- Minimo de la energía potencial (U-V):

$$\frac{\partial(U - V)}{\partial A} = \left(\frac{EI\pi^4}{2l^3} - \frac{P\pi^2}{2l} \right) A = 0 \xrightarrow{\text{Non trivial solution}} P_{cr} = \frac{EI\pi^2}{l^2}$$

Placa:



$$\delta U = \int \{\varepsilon\} \{\sigma\}^T dV = \frac{1}{2} \int_0^a \int_0^b \{ \varepsilon_x^0 \}^T \{ A \} \{ \varepsilon_x^0 \} + 2 \{ \varepsilon_x^0 \}^T \{ B \} \{ \varepsilon_y^0 \} + \{ \kappa \}^T \{ D \} \{ \kappa \} dx dy$$

$$\delta V = \int \lambda N_i \cdot \delta \varepsilon \cdot dV = \frac{1}{2} \int_0^a \int_0^b \left[\lambda N_x \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 + \lambda N_y \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 + 2 \lambda N_{xy} \frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial y} \right] dx dy$$

- Condiciones de contorno
 - Dependiendo de la función de forma elegida, cumplan con las ellas o no

$$w = \sum_{i=1}^{n_x} \sum_{j=1}^{n_y} W_{ij} \sin \alpha_i x \sin \beta_j y$$

Series de Fourier cumplen automáticamente con las condiciones simplemente apoyadas

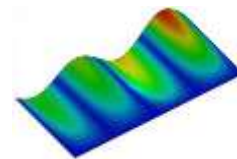
$$w = 0 \text{ at edges}$$

$$M \approx \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} = 0 \text{ at edges}$$

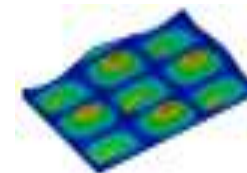
- Para cualquier otra condición, funciones de forma deben adaptarse (i.e: polinómicas) y las condiciones impuestas al problema

$$e_i(c_1, c_2, \dots, c_N) = d_i \text{ for } i = 1 \dots n_c$$

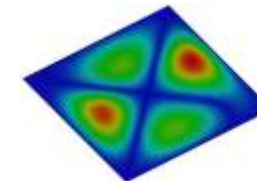
$$\Pi_2 = \Pi + \sum \lambda_i \cdot e_i(c_1, c_2, \dots, c_N)$$



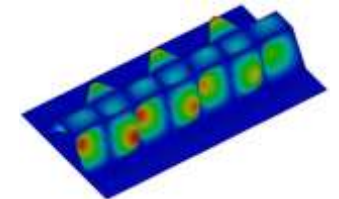
Borde libre



Ortogrid



Isogrid



Formas complejas

- **Curvatura**
 - **Clave para evitar conservadurismo adicional**

Plano:

Solo depende de los desplazamientos fuera del plano (w)

$$\{\varepsilon\}_k = \{\varepsilon^0\} + z_k \{\kappa\}$$

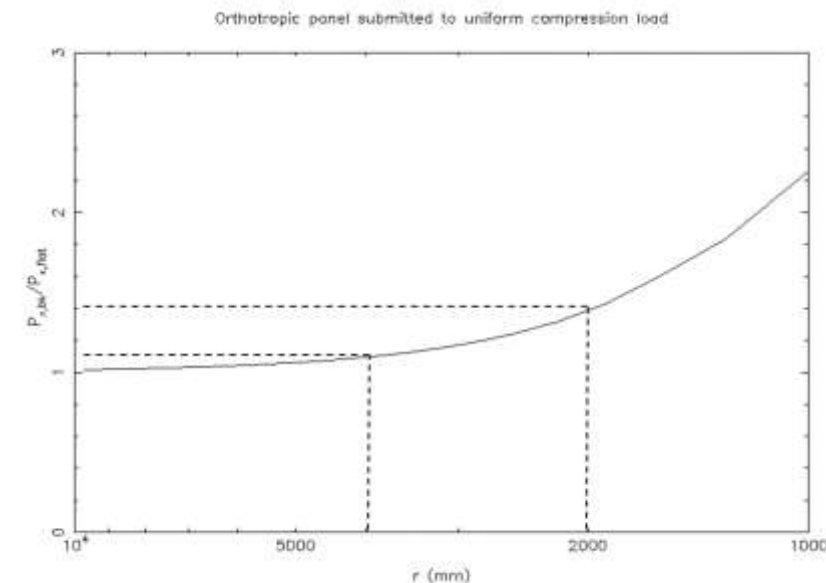
$$\left. \begin{aligned} \delta\varepsilon_x &= \delta\varepsilon_x^0 + z\kappa_x \\ \delta\varepsilon_y &= \delta\varepsilon_y^0 + z\kappa_y \\ \delta\gamma &= \delta\gamma^0 + z\kappa_s \end{aligned} \right\} \quad \{\kappa\} = \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_s \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \\ -\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \\ -2\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix}$$

Curvo:

Acoplados entre desplazamientos en el plano (u,v) y fuera de ellos (w)

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u}{\partial x} \\ \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{w}{R} \\ \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \end{Bmatrix}$$

$$\begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \\ -\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} - f(w, R) \\ -2\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} - f(\frac{\partial u}{\partial y}, \frac{\partial u}{\partial y}, R) \end{Bmatrix}$$

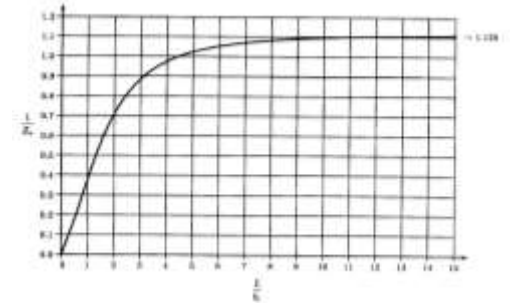


- **Nuevas funciones de forma necesitadas para u y v**

- Rigidizadores** $\delta U = \frac{1}{2} \int_0^L \sigma \varepsilon_x \cdot dv = \frac{1}{2} E \int_0^L \varepsilon_x^2 \cdot dv = \frac{1}{2} \int_0^L \left[u_x^0 - z \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right]^2 dv = \frac{1}{2} EI \int_0^L \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right)^2 dx$

Clave para
determiner pandeo
Local/Global

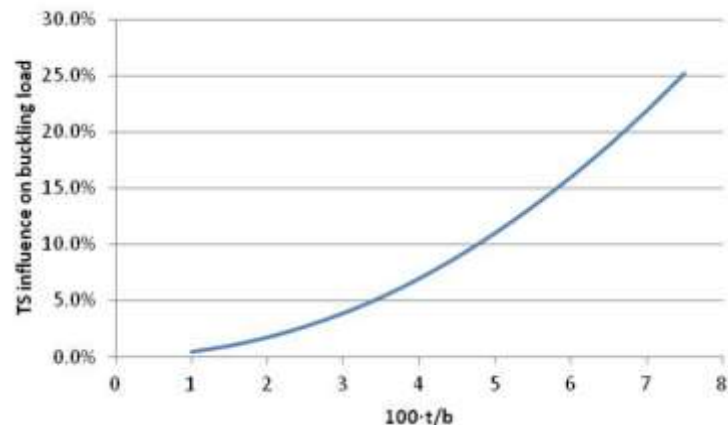
Si solo se cosideran desplazamientos 1D, la inercia se debe adaptar para capturar el comportamiento a flexión



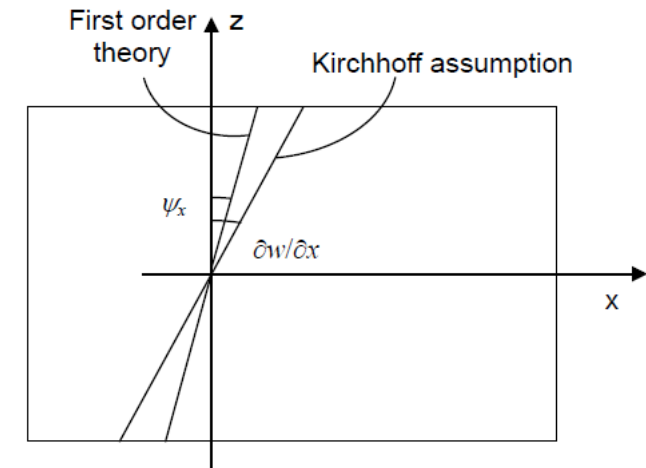
$$I_{le} = I_o + \frac{1}{2} \left[\frac{A_0 \cdot \left(e_0 + t_s - \frac{t_1}{2} \right)^2}{1 + Z_n \frac{A_0}{b_1 t_1}} + \frac{A_0 \cdot \left(e_0 + t_s - \frac{t_2}{2} \right)^2}{1 + Z_n \frac{A_0}{b_2 t_2}} \right]$$

Cortadura transversal

- No considerarlo resulta en resultados no conservadores en compuesto



$$\{\varepsilon\} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} = \{\varepsilon^0\} + z\{\Gamma\} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u^0}{\partial x} \\ \frac{\partial v^0}{\partial y} \\ \frac{\partial u^0}{\partial y} + \frac{\partial v^0}{\partial x} \\ \psi_y + \frac{\partial w}{\partial y} \\ \psi_x + \frac{\partial w}{\partial x} \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \frac{\partial \psi_x}{\partial x} \\ \frac{\partial \psi_y}{\partial y} \\ \frac{\partial \psi_x}{\partial y} + \frac{\partial \psi_y}{\partial x} \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}$$



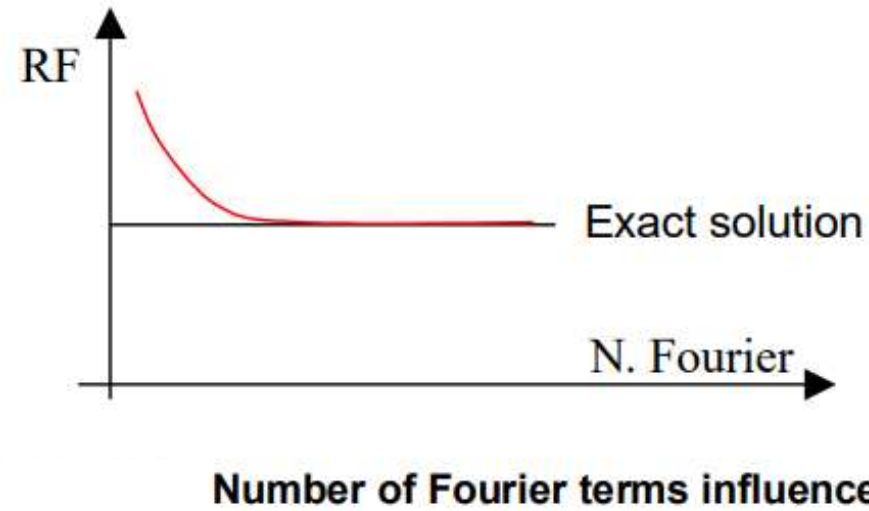
Nuevas funciones de
forma necesarias φ_x, φ_y

Finalmente, tendremos...

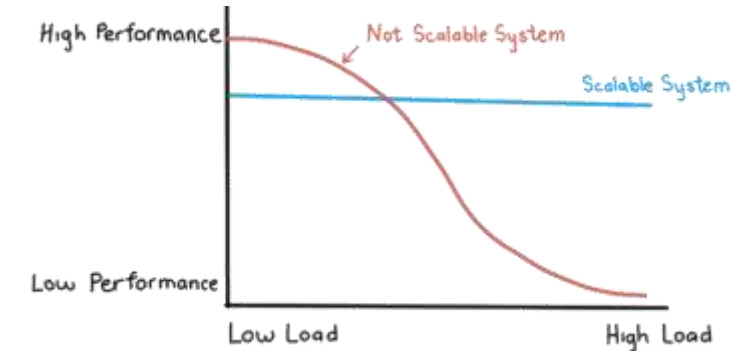
$$\begin{aligned} \frac{\partial(\delta U_1)}{\partial A_{ij}} = & \sum_{k=1}^{n_x} \sum_{l=1}^{n_y} \left[(K_{ry}^2 A_{22}(j,l) + [K_{ry}(\beta_i^2 + \beta_j^2) - 2K_{ry}^3] B_{22}(j,l) + K_{ry}(\alpha_k^2 + \alpha_i^2) B_{12}(j,l) + \alpha_i^2 \alpha_k^2 D_{11}(j,l) + \right. \\ & + [\beta_j^2 \beta_i^2 + \\ & + (4\alpha_i \alpha_k \beta_j \\ & + (-2K_{ry} \alpha_i \\ & + (-2K_{ry} \alpha_i \\ \frac{\partial(\delta U_2)}{\partial A_{ij}} = & \sum_{k=1}^{n_x} \sum_{l=1}^{n_y} \left[(-K_{ry} \alpha_i \beta_j \beta_l A_{23}(j,l) + (-2\alpha_i \beta_j \beta_l A_{23}(j,l) + (K_{ry} \beta_l A_{23}(j,l) - K_{ry} \alpha_i^2 A_{23}(j,l) + (2\alpha_i \alpha_k \beta_j A_{23}(j,l) + (-2\alpha_i \alpha_k \beta_j A_{23}(j,l) + (K_{ry} \alpha_k A_{23}(j,l) + K_{ry} \alpha_i^2 \alpha_k D_{13}(j,l) + K_{ry} \alpha_k (\beta_j^2 - K_{ry}^2) D_{23}(j,l)) F_{sc}(i,k) + (2\alpha_i \beta_j \beta_l B_{23}(l,j)) F_{sc}(k,i) \right] C_{kl} \end{aligned}$$



Tamaño matrices
 $N_x \cdot N_y$



CPU time goes $\sim ((N. \text{ Fourier in X direction}) \cdot (N. \text{ Fourier in Y direction}))^2$.



Cuatro matrices A, B, C, y D, existen cinco opciones posibles:
 $((AB)C)D = (A(BC))D = (AB)(CD) = A((BC)D) = A(B(CD))$.

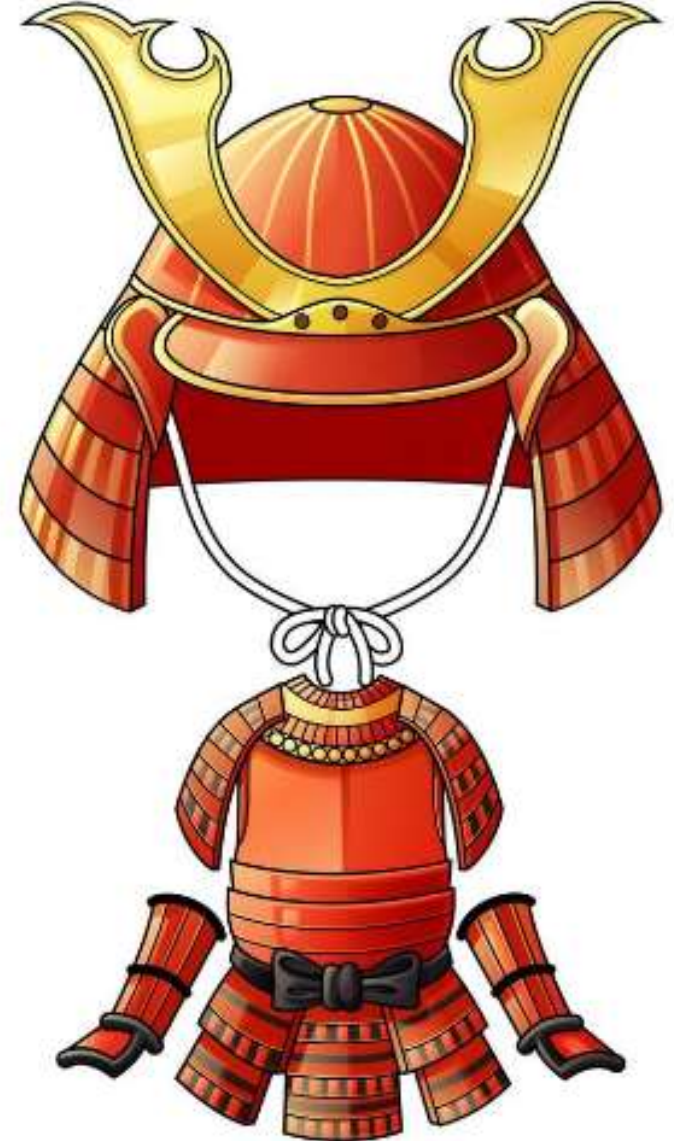
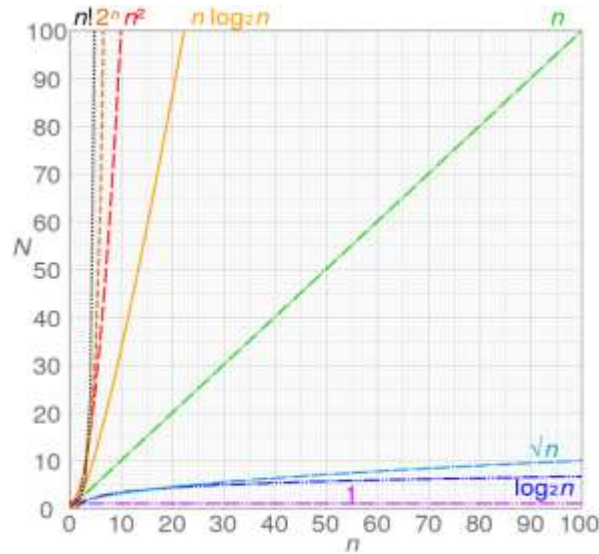
Si A es una matriz de 10×30 , B es 30×5 , y C es una matriz de 5×60 , entonces
 computo $(AB)C$ necesita $(10 \times 30 \times 5) + (10 \times 5 \times 60) = 1500 + 3000 = 4500$ operaciones, mientras
 computo $A(BC)$ necesita $(30 \times 5 \times 60) + (10 \times 30 \times 60) = 9000 + 18000 = 27000$ operaciones.



VS

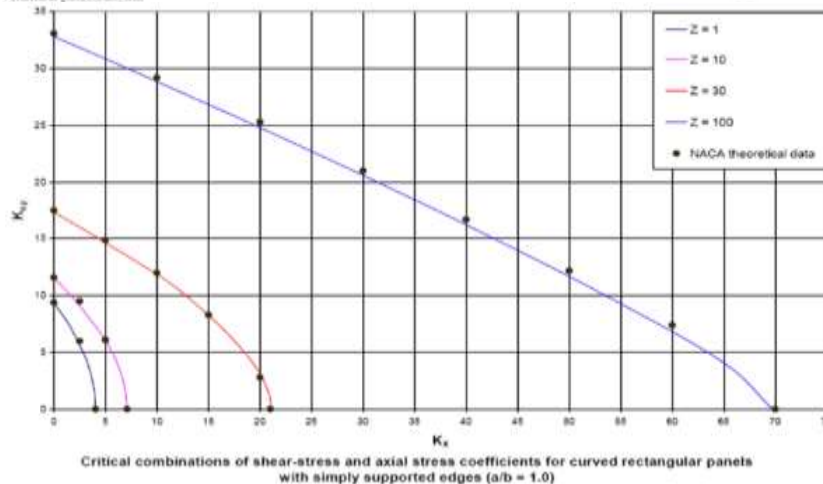
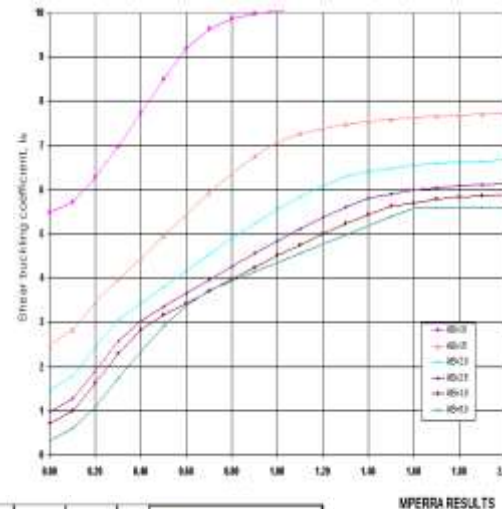
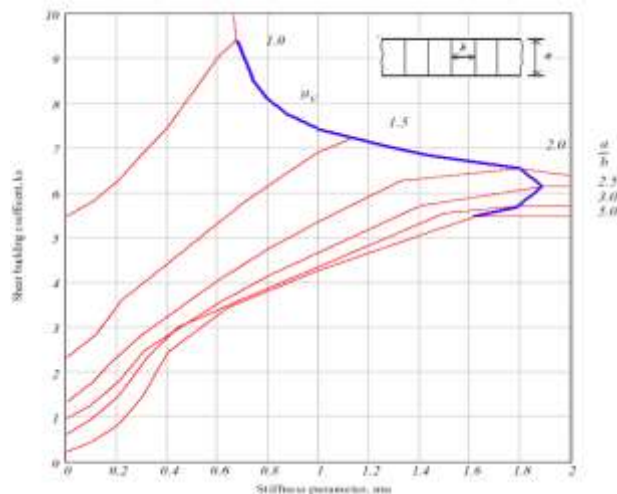


Una mala
implementación puede
arruinar un desarrollo
teórico excelente

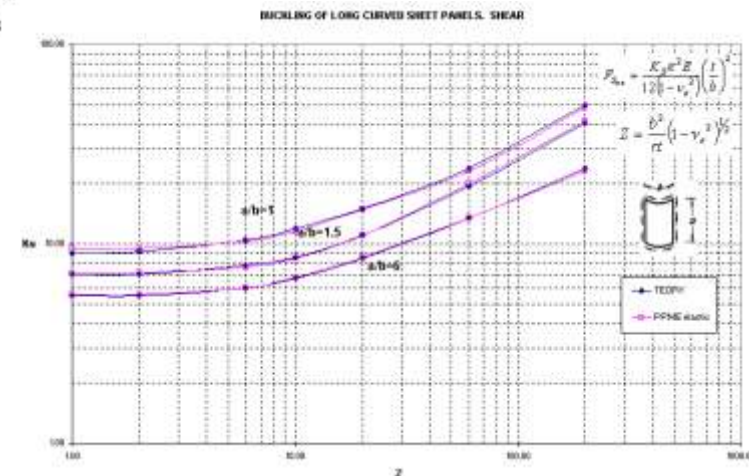
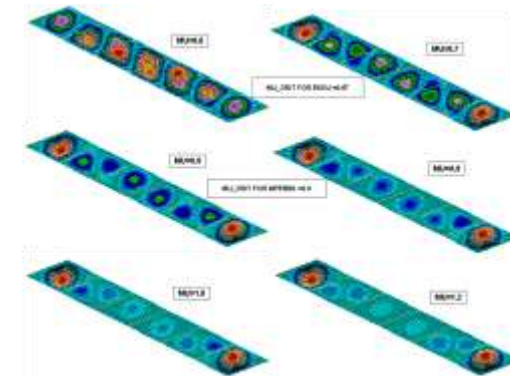


3 fuentes:

- Soluciones cerradas (en el mismo dominio de aplicación)

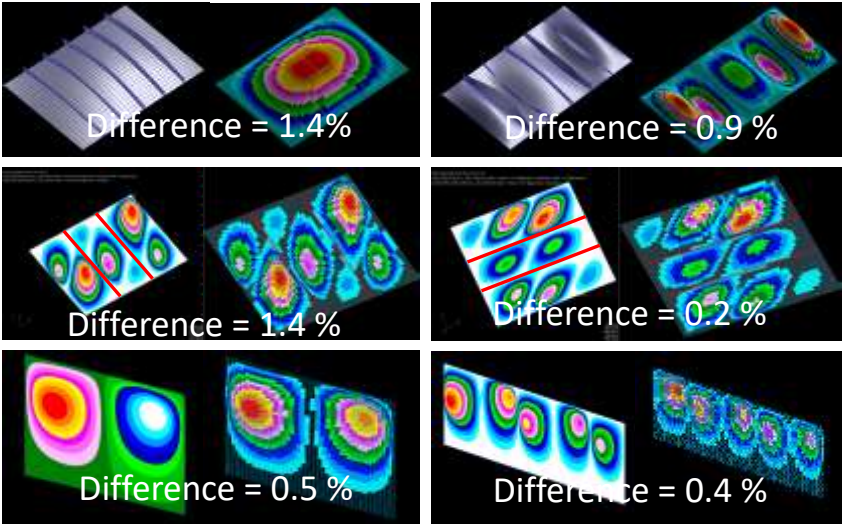


MPERRA RESULTS



Validación. El ultimo y más importante paso

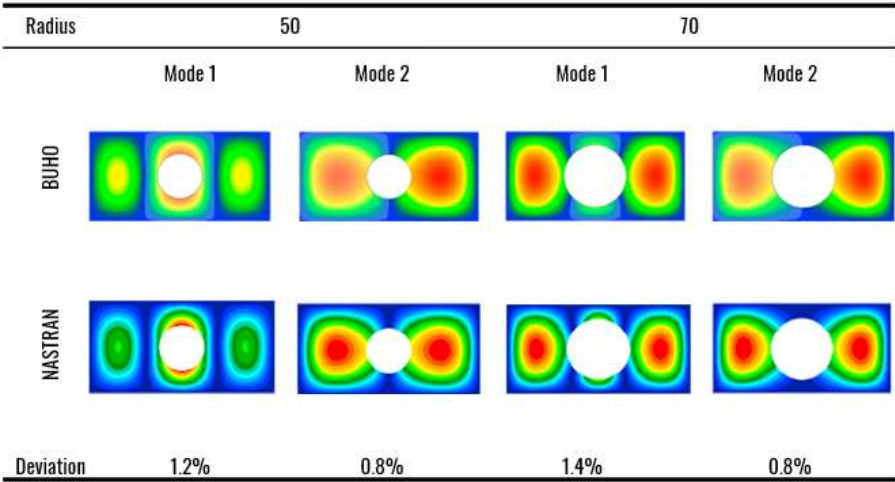
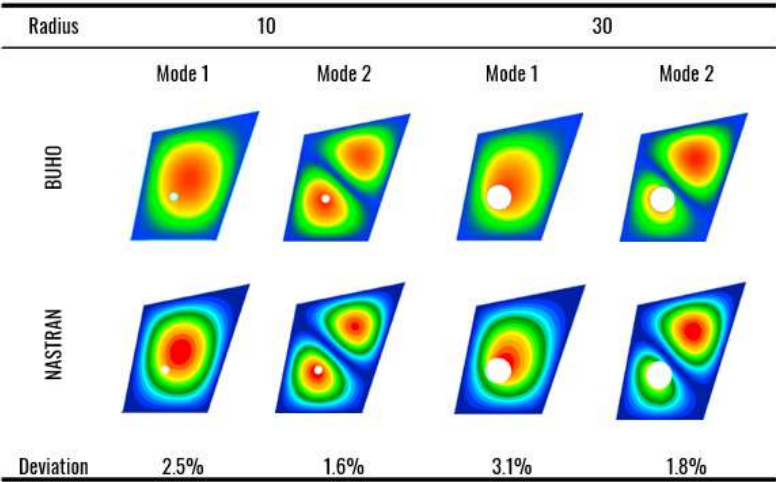
- FE comparaciones

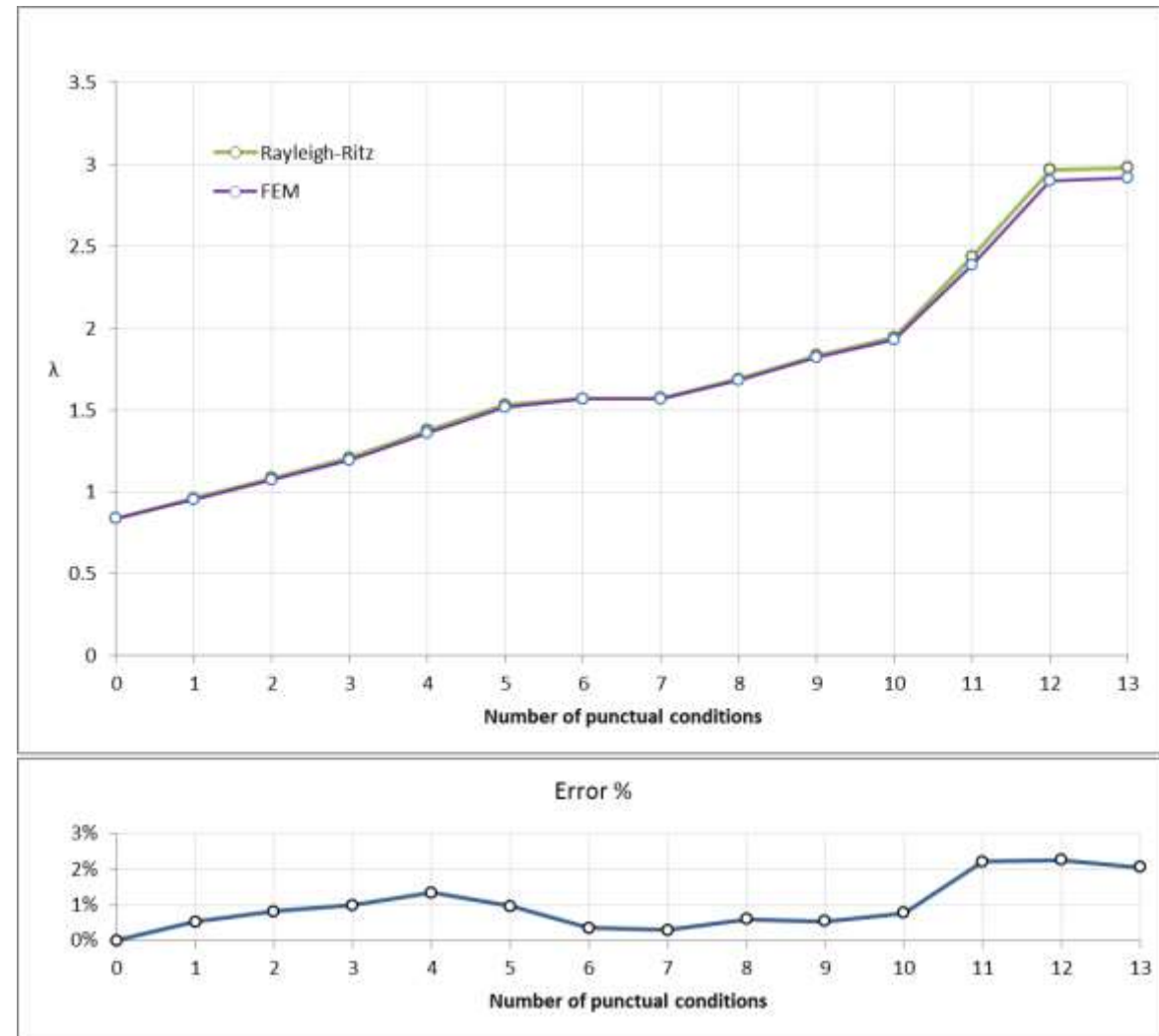
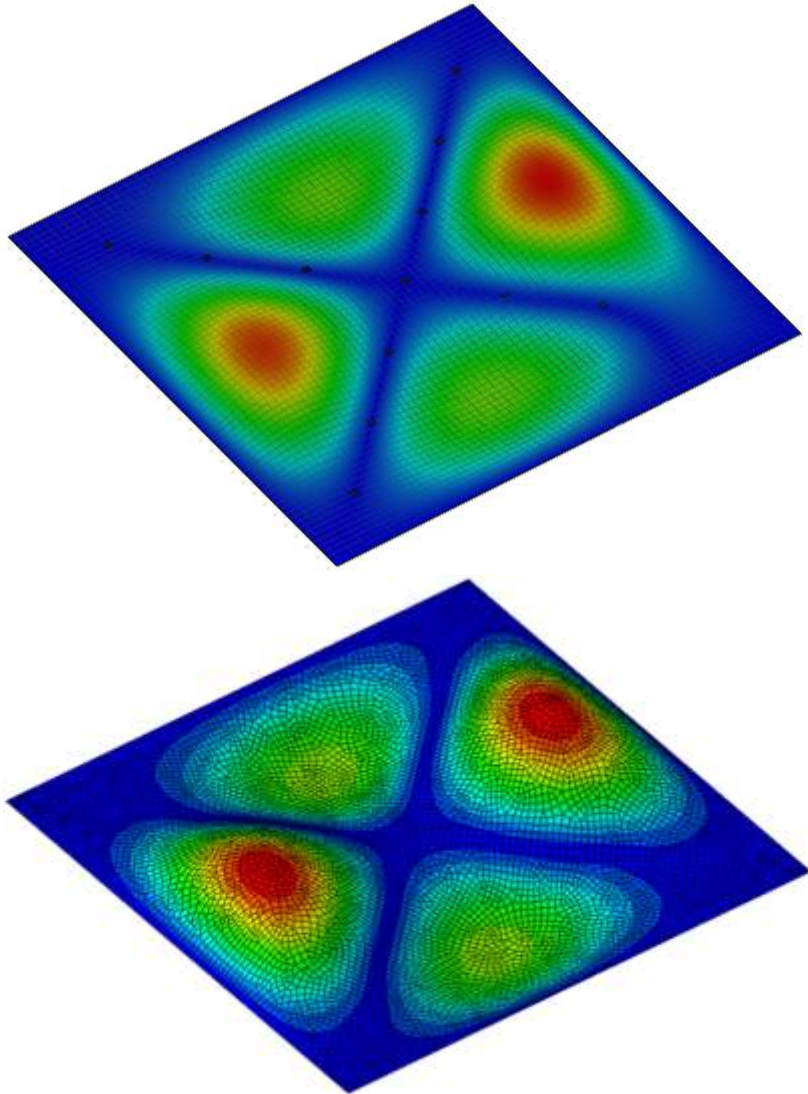


Rayleigh-Ritz

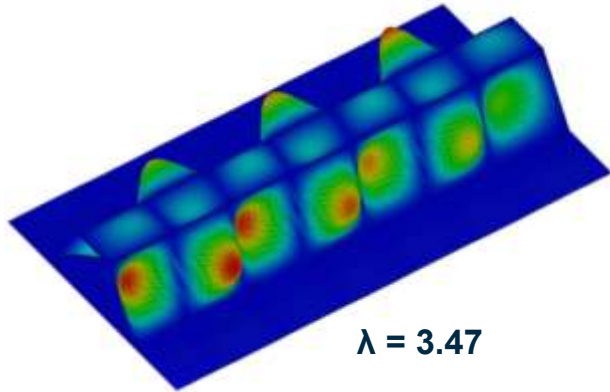
NASTRAN

T section	I section	C section	Omega section
$N_{x,cr} = 5770$	$N_{x,cr} = 4735$	$N_{x,cr} = 5041$	$\lambda_{,cr} = 3.62$
$N_{x,cr} = 5781$	$N_{x,cr} = 4736$	$N_{x,cr} = 5094$	$\lambda_{,cr} = 3.64$
-0.19 %	-0.02 %	-1.04 %	-0.55 %

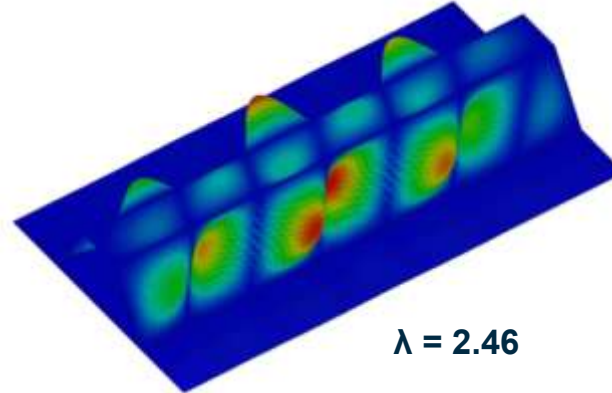




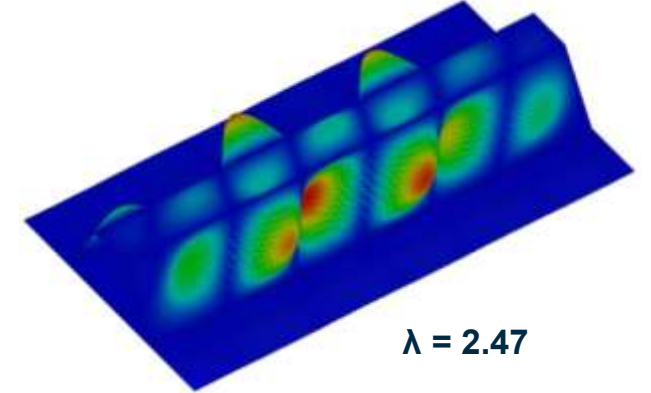
Rayleigh-Ritz



$\lambda = 3.47$

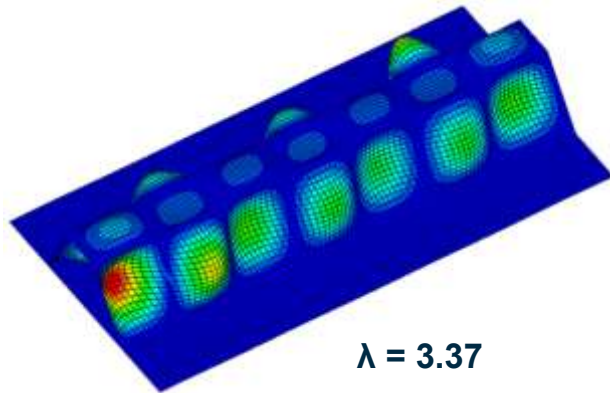


$\lambda = 2.46$



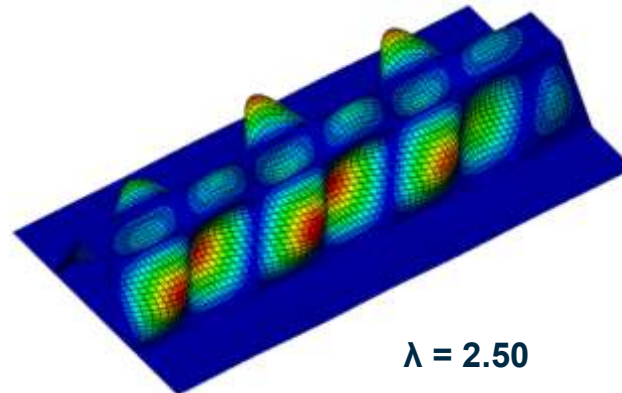
$\lambda = 2.47$

FEM



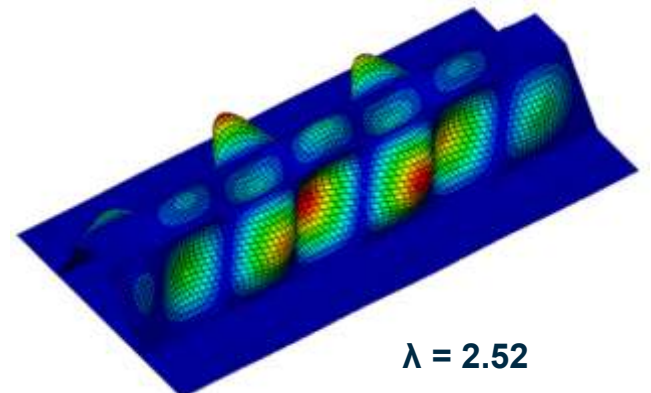
$\lambda = 3.37$

Diff. = 2.9%



$\lambda = 2.50$

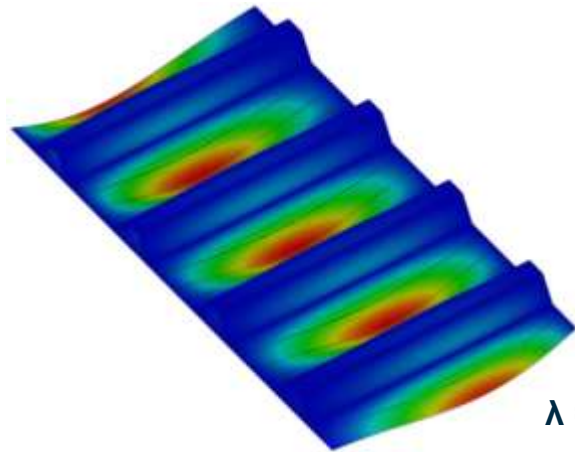
Diff. = -1.6%



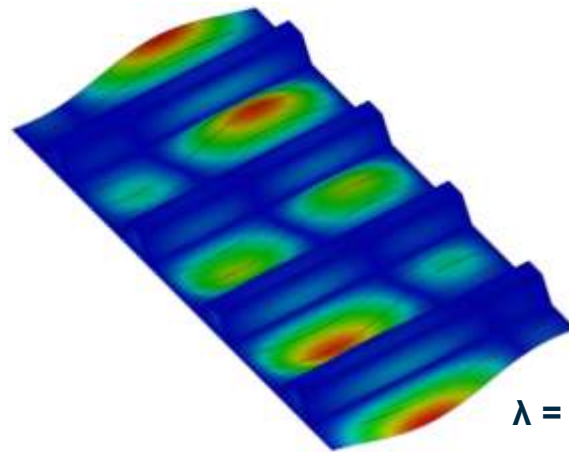
$\lambda = 2.52$

Diff. = -2%

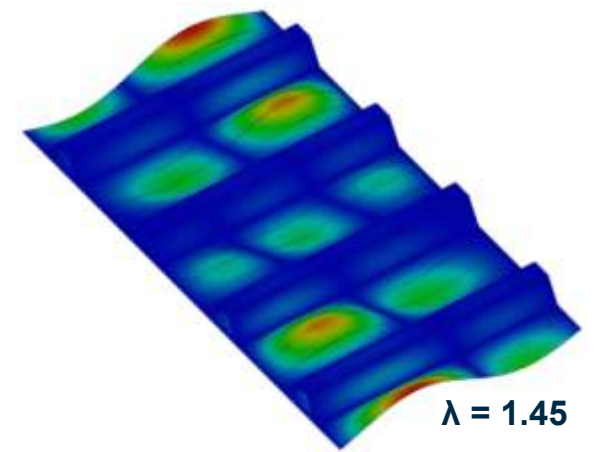
Rayleigh-Ritz



$\lambda = 1.66$

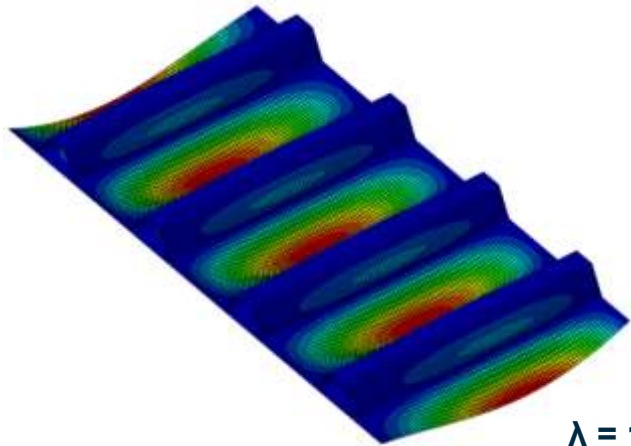


$\lambda = 1.74$



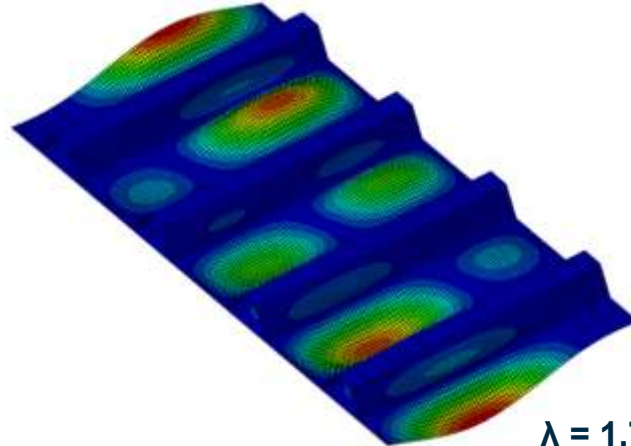
$\lambda = 1.45$

FEM



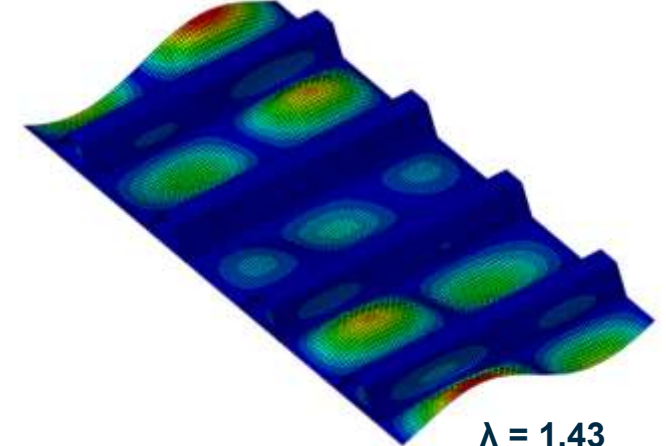
$\lambda = 1.64$

Diff. = 1.1%



$\lambda = 1.72$

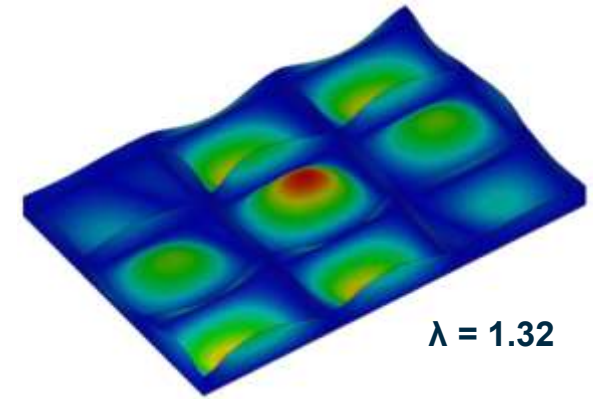
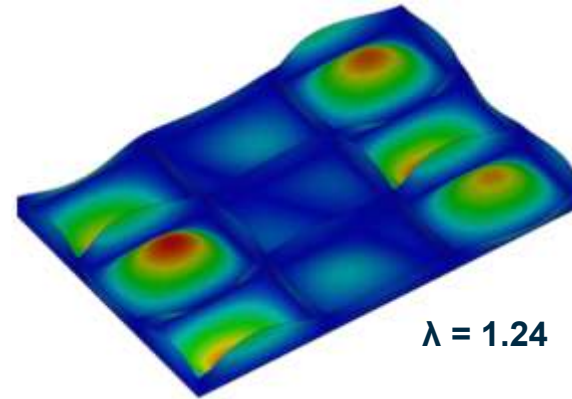
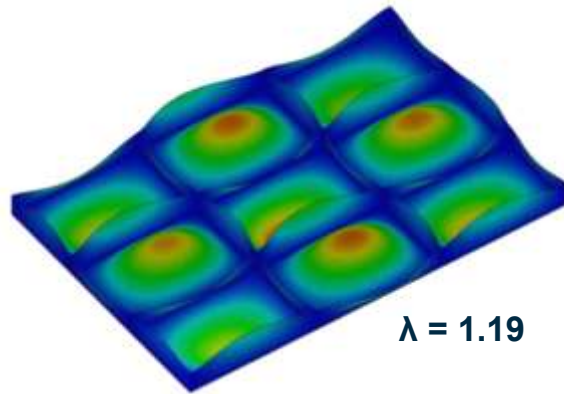
Diff. = 1.2%



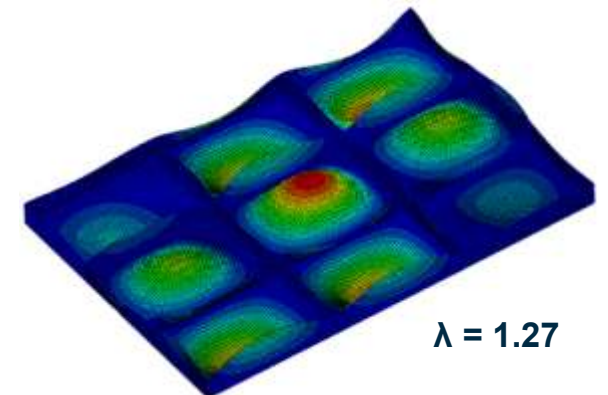
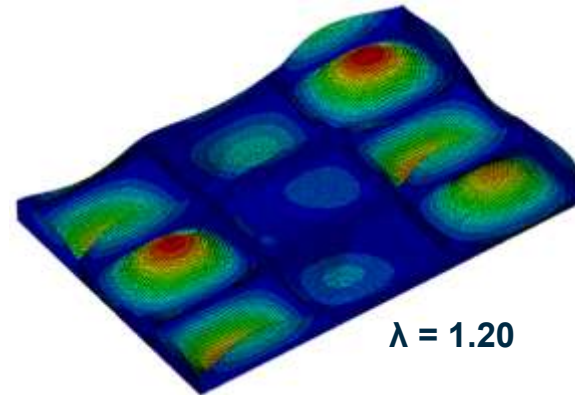
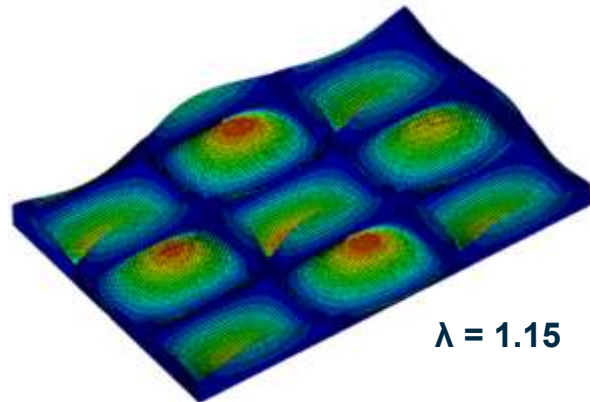
$\lambda = 1.43$

Diff. = 1.4%

Rayleigh-Ritz



FEM

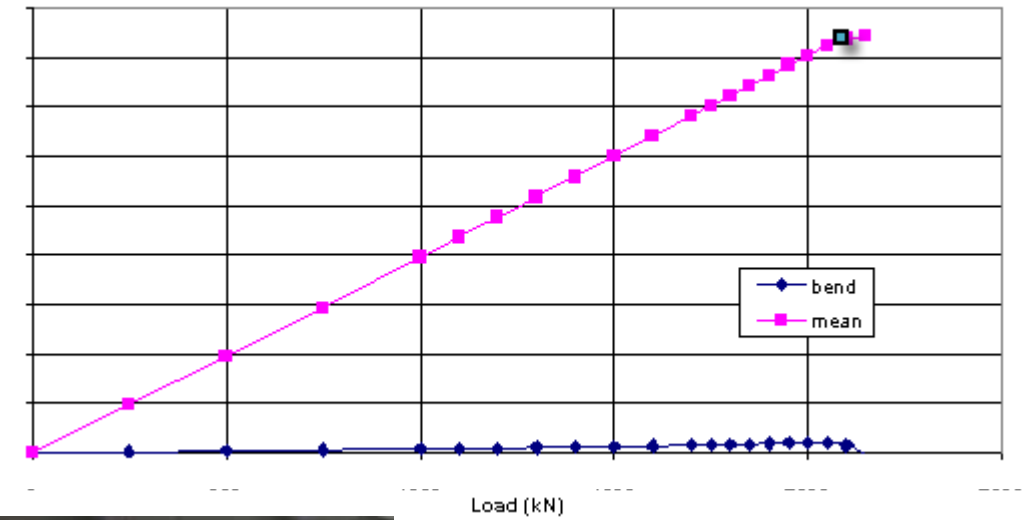
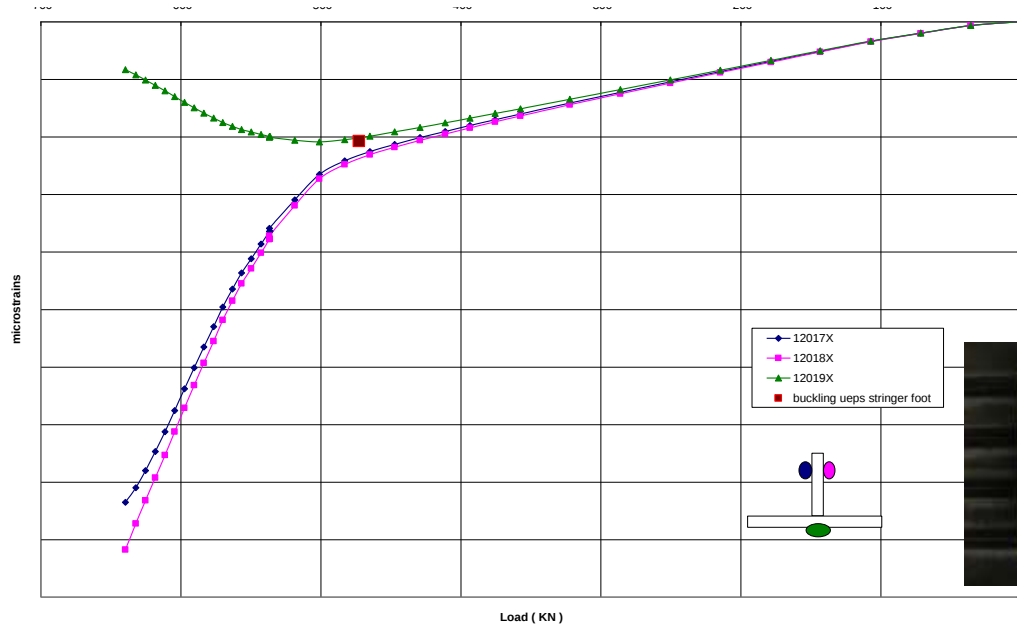
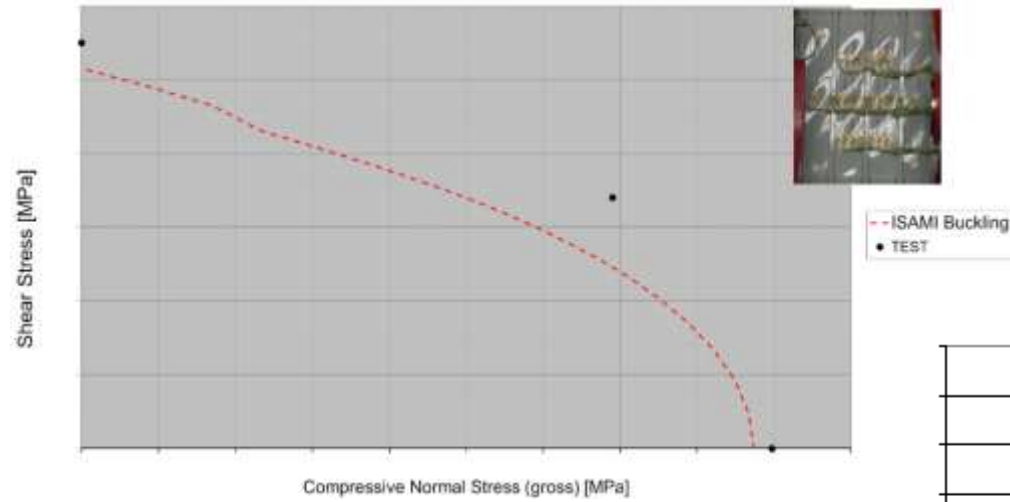


Diff. = 3.5%

Diff. = 3.3%

Diff. = 3.9%

- Ensayos



- Ecuaciones diferenciales: Soluciones exactas sólo en algunos casos
- El método energético es la mejor aproximación general al problema
- La exactitud del resultado depende de la función de forma elegida. Algunas reglas a seguir:
 - The función elegida tiene que ser próxima a la final real.
 - La deformada tiene que cumplir las condiciones de contorno del problema, desplazamientos y rotaciones
- Los métodos energéticos siempre se aproximan al problema por “arriba”, luego dan valores un poco más altos que los reales, a menos que la función de forma reproduzca exactamente la deformada real → Número de terminos necesarios

- Introducción. Metodología en Airbus
- Solución al problema de estabilidad
 - Métodos energéticos
 - Evolución
 - Validación
- **Ventajas sobre soluciones cerradas**
- Aplicación práctica
- Conclusiones

Soluciones cerradas

- Pandeo a compression y cortadura de paneles planos **ortotrópicos** con infinita rigidez transvesal
- Compression loads:** MIL-HDBK-17-3F

$$N_{x,crit} = \frac{-\pi^2 \left[D_{11} \left(\frac{m}{a} \right)^2 + 2(D_{12} + 2D_{66}) \left(\frac{n}{b} \right)^2 + D_{22} \left(\frac{n}{b} \right)^4 \left(\frac{a}{m} \right)^2 \right]}{1 + \left(\frac{N_y}{N_x} \right) \left(\frac{a}{b} \right)^2 \left(\frac{n}{m} \right)^2} \quad (5.2)$$

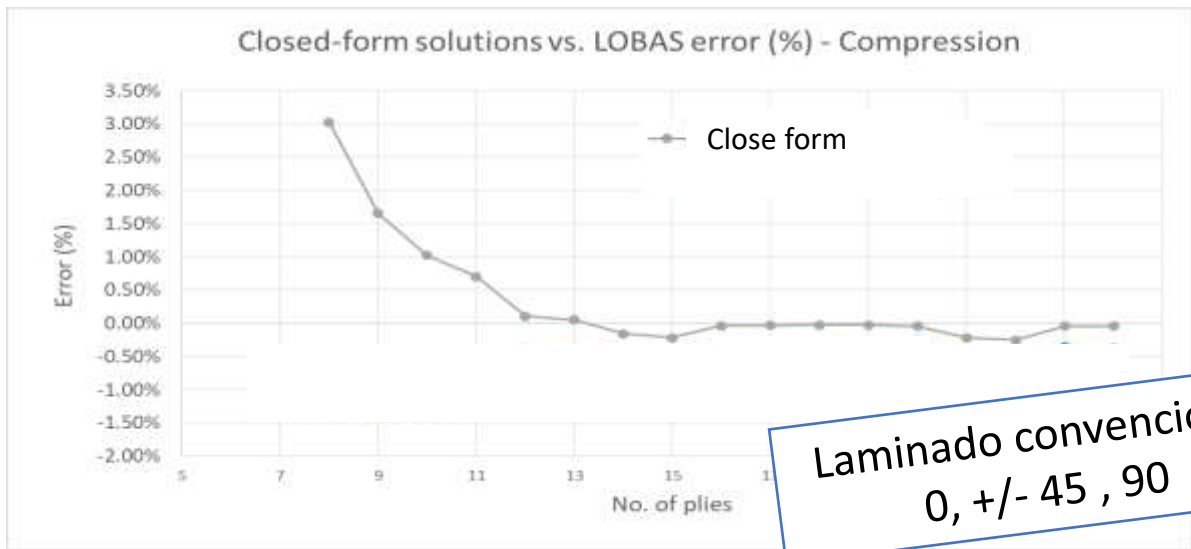
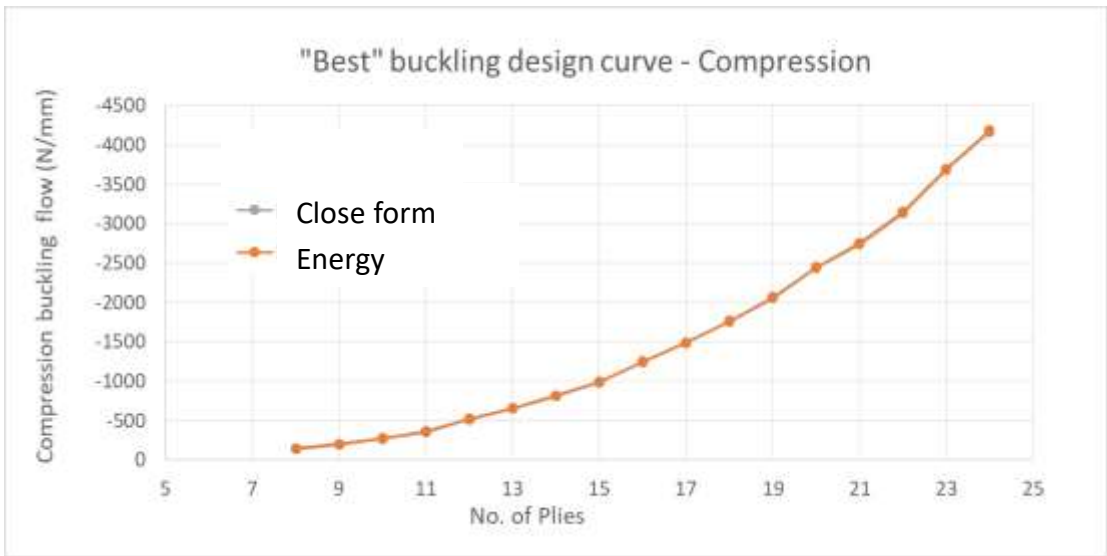
- Shear loads:** NASA TN D-8257

$$\theta = \frac{\sqrt{D_{11}D_{22}}}{D_{12} + 2D_{33}} \quad \beta = \frac{b}{a} \sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}} \quad aa = 0.185\theta - 0.27 \quad bb = 0.82 + 0.46\theta - 0.2\theta^2$$

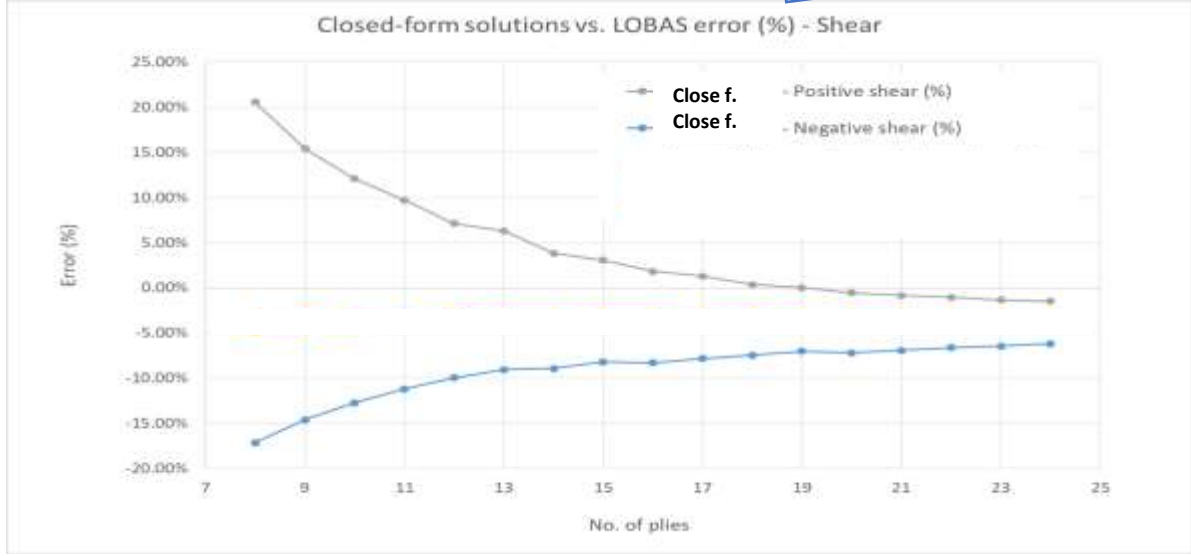
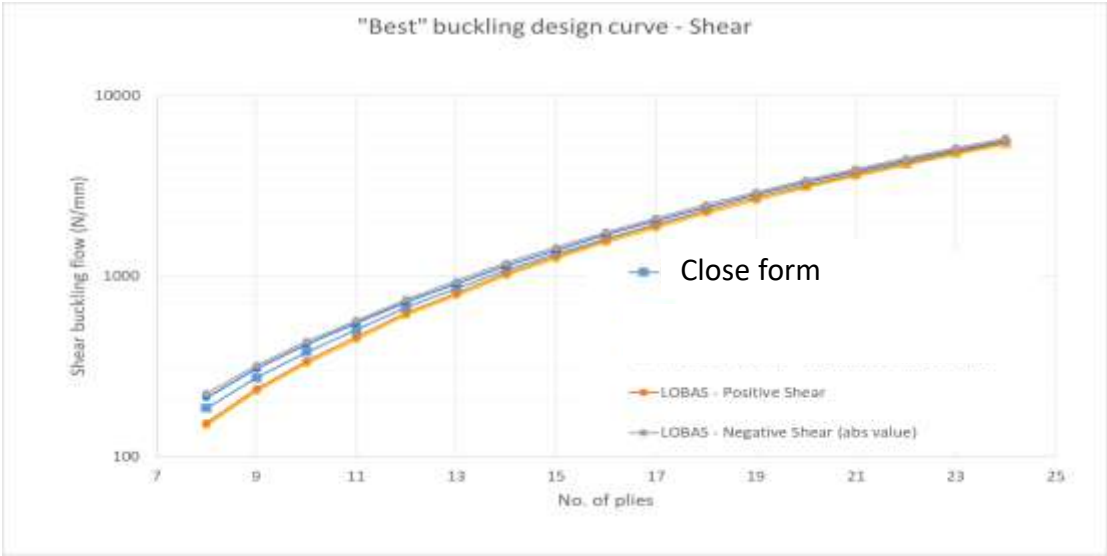
If $\theta \geq 1$ and $\beta < 1$: $N_{xy,cr} = \frac{4}{b^2} \sqrt{D_{11}D_{22}^3} \left[8.125 + \frac{5.05}{\theta} + 10^{\left(\frac{aa}{\beta} + bb\beta \right)} \right]$ If $\theta \geq 1$ and $\beta \geq 1$: $N_{xy,cr} = \frac{4}{a^2} \sqrt{D_{11}D_{22}^3} \left[8.125 + \frac{5.05}{\theta} + 10^{\left(\frac{aa}{\beta} + bb\beta \right)} \right]$	If $\theta < 1$ and $\beta < 1$: $N_{xy,cr} = \frac{4}{b^2} \sqrt{D_{22}(D_{12} + 2D_{66})} \left[11.7 + 0.532\theta + 0.938\theta^2 + 10^{\left(\frac{aa}{\beta} + bb\beta \right)} \right]$ If $\theta < 1$ and $\beta \geq 1$: $N_{xy,cr} = \frac{4}{a^2} \sqrt{D_{22}(D_{12} + 2D_{66})} \left[11.7 + 0.532\theta + 0.938\theta^2 + 10^{\left(\frac{aa}{\beta} + bb\beta \right)} \right]$
---	---

Métodos energéticos. Ventajas frente a soluciones cerradas

- Error importante cuando pocas laminas para cortadura y no consideración del signo de cortadura

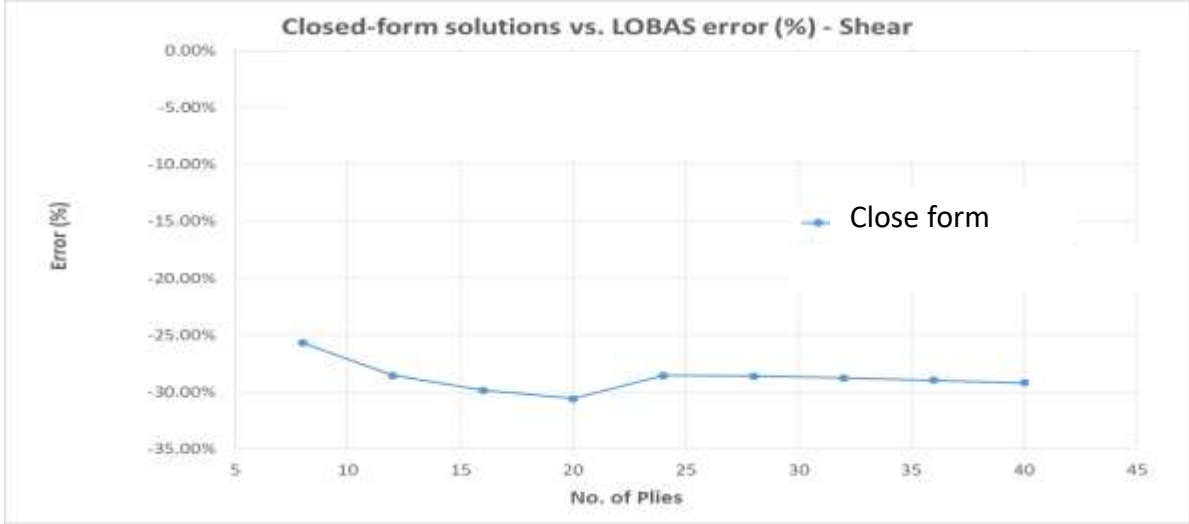
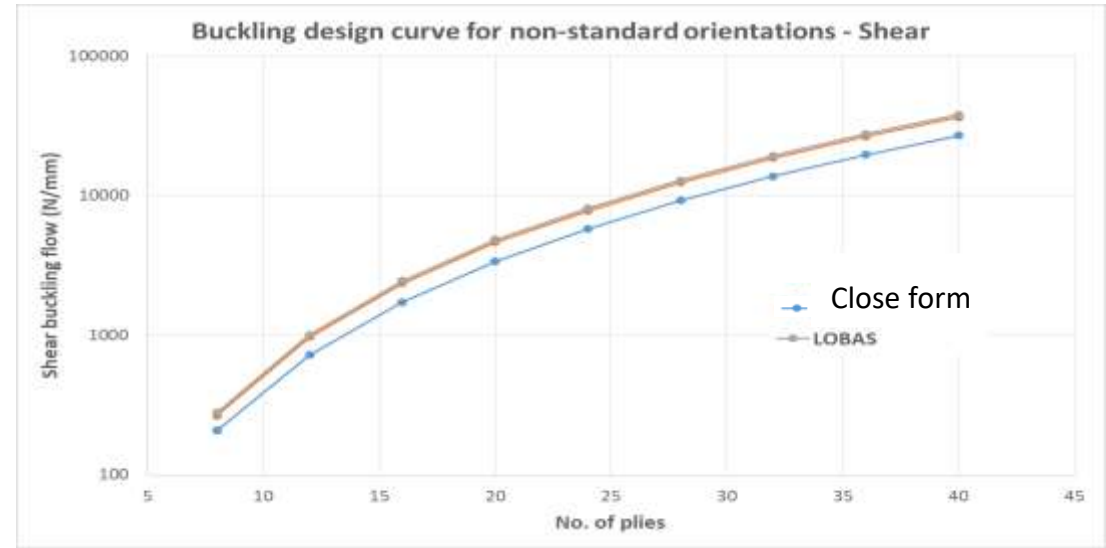
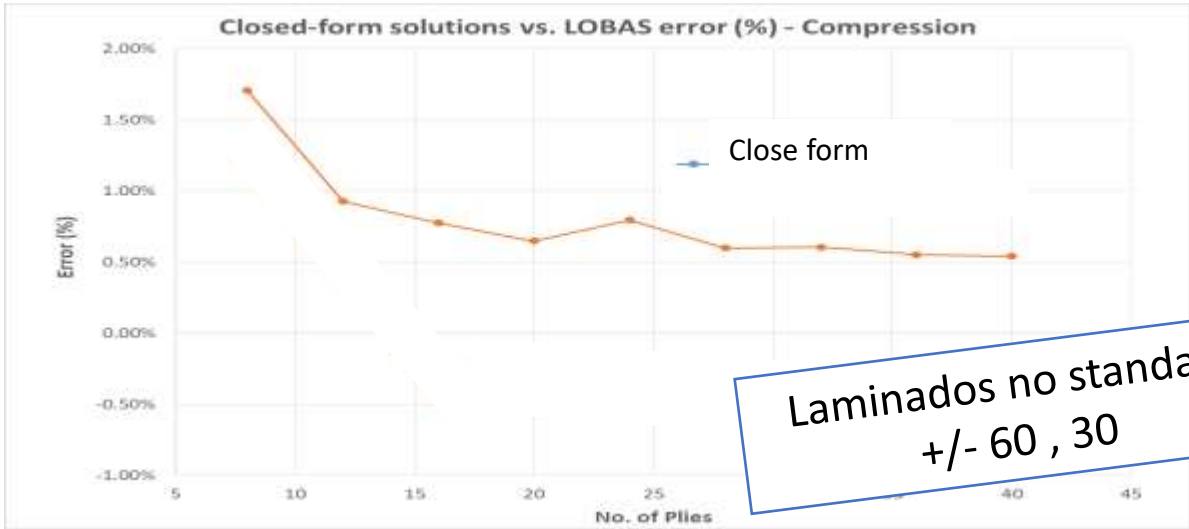
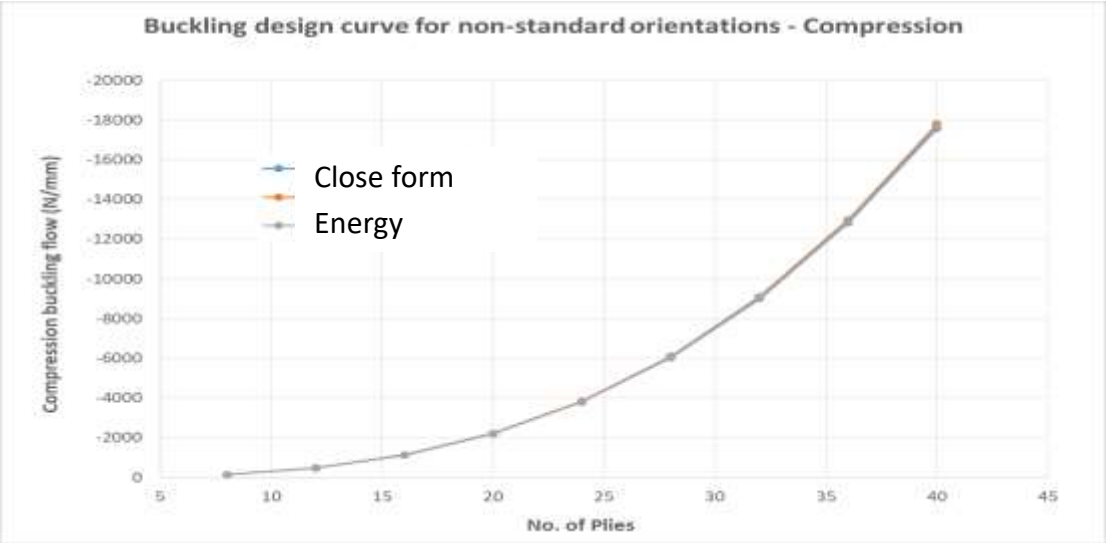


Laminado convencional
0, +/- 45 , 90



Métodos energéticos. Ventajas frente a soluciones cerradas

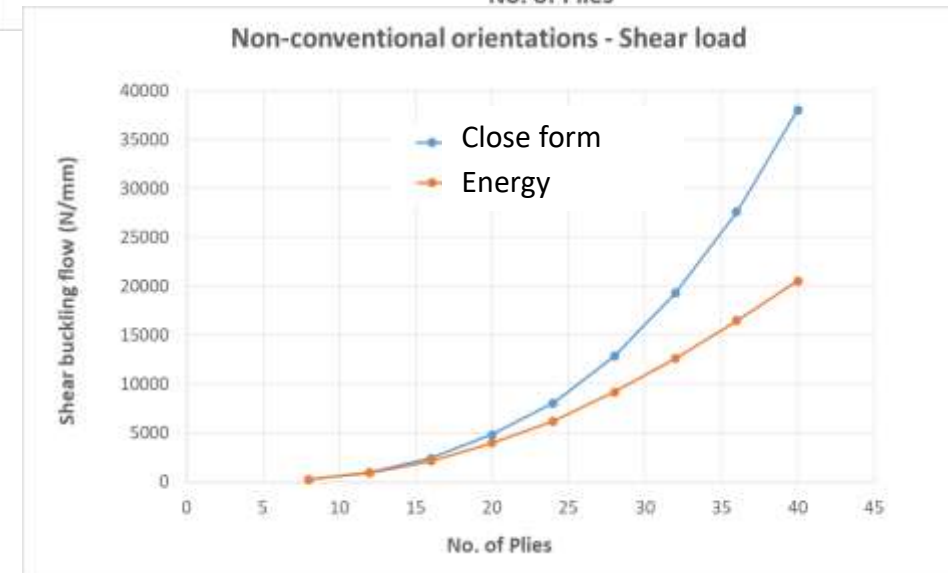
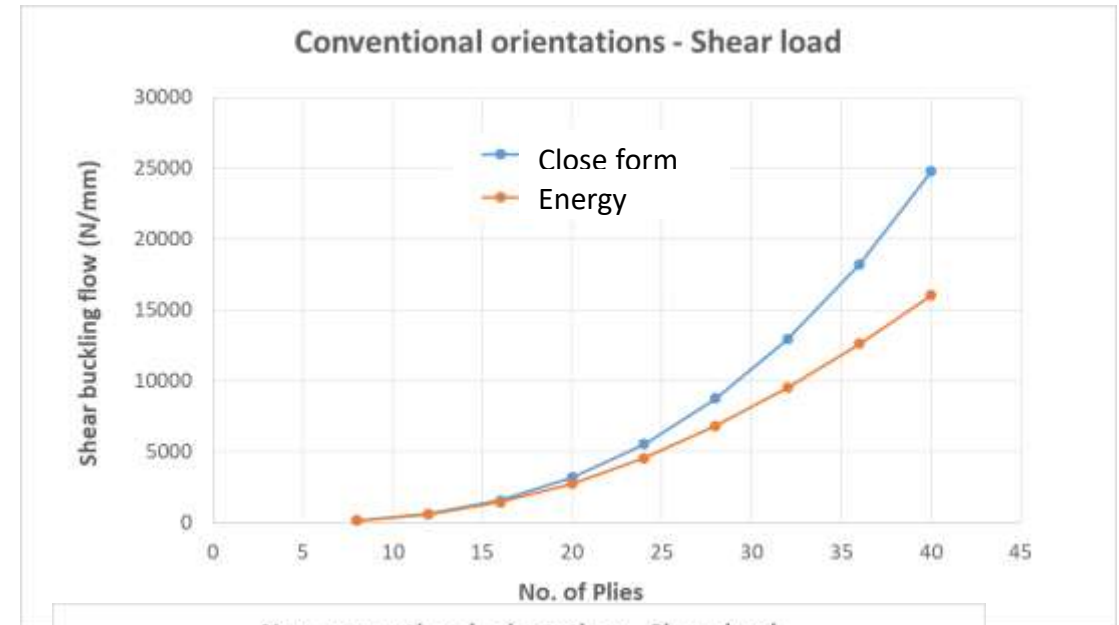
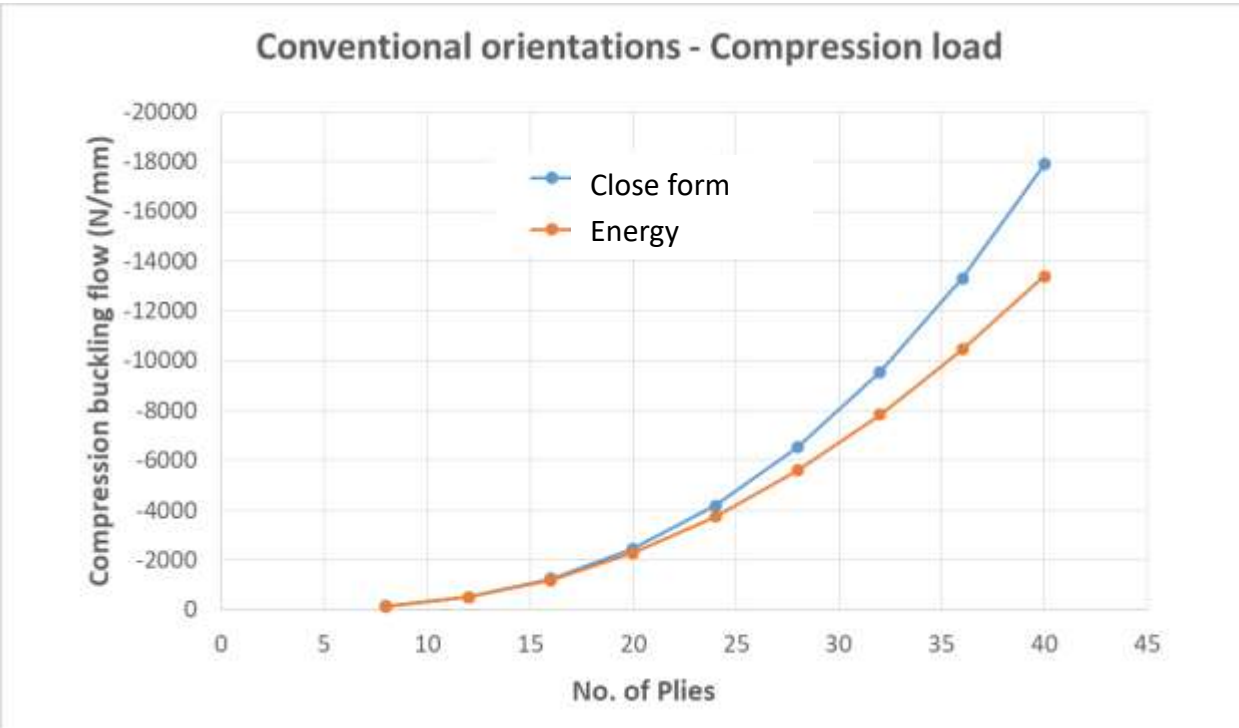
- Error significativo en la predicción a cortadura



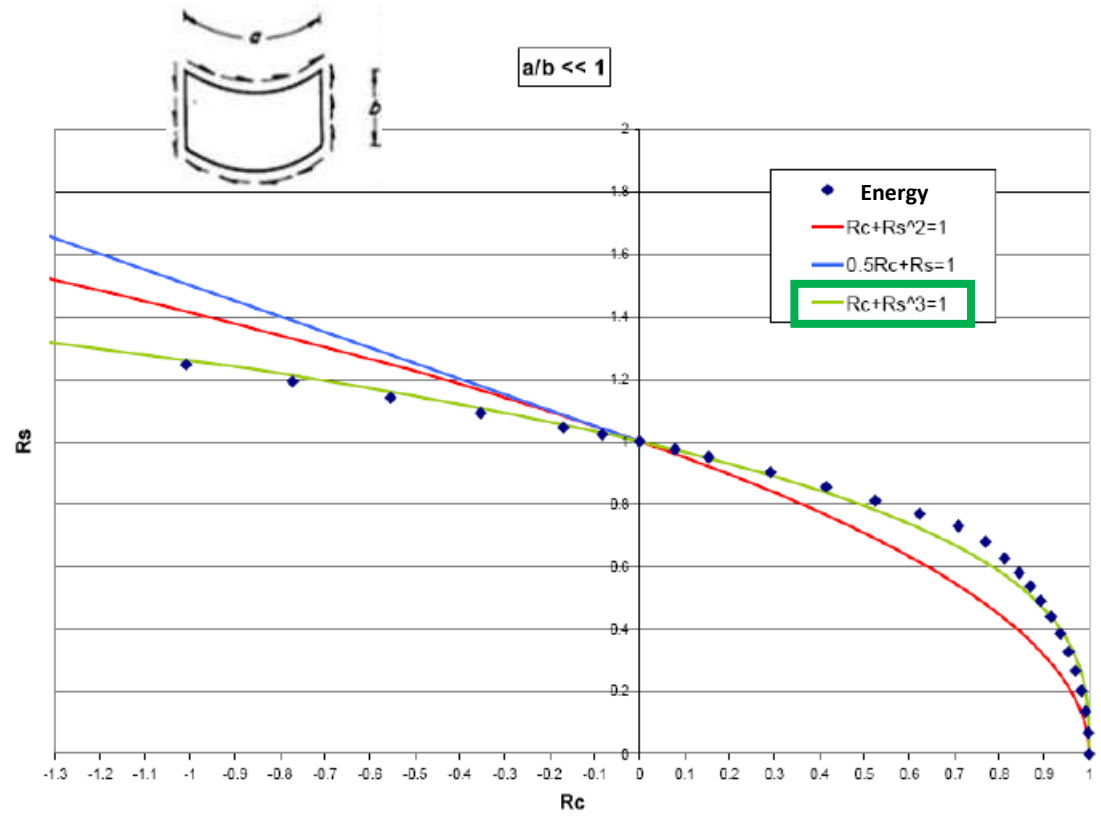
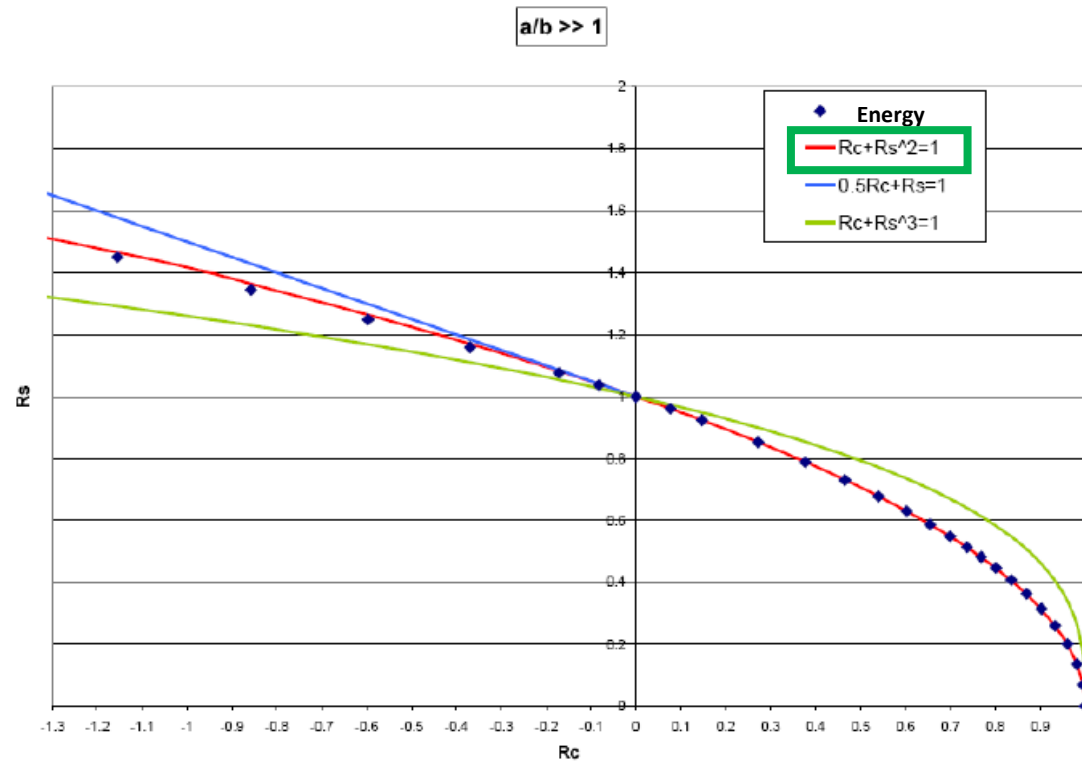
Soluciones cerradas. Cortadura transversal

- Error significativo cuando el espesor aumenta

En ambos estados de carga pero much más en cortadura



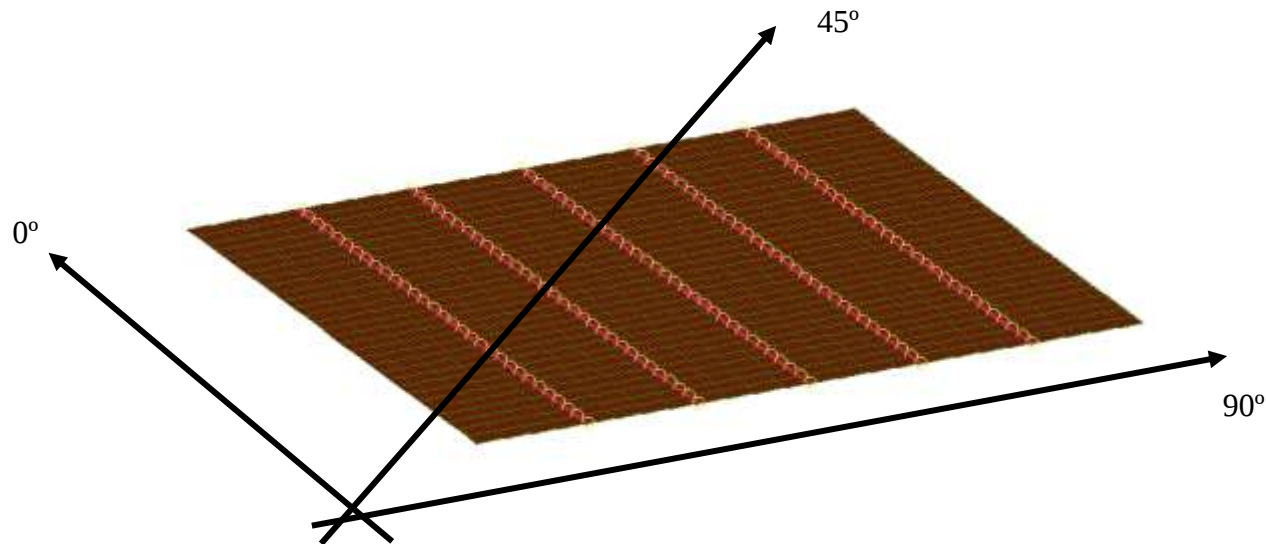
- La combinación de cargas se considera automáticamente sin necesidad de hipótesis de interacción ni rangos de aplicabilidad limitados



- Introducción. Metodología en Airbus
- Solución al problema de estabilidad
 - Métodos energéticos
 - Evolución
 - Validación
- Ventajas sobre soluciones cerradas
- **Aplicación práctica**
- Conclusiones

Dimensiones aleatorias elegidas:

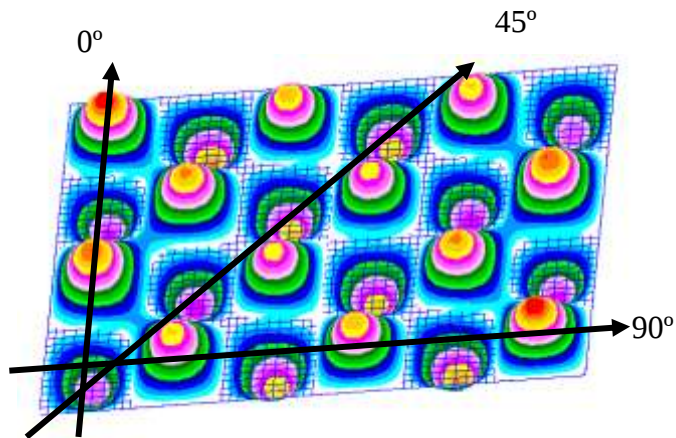
- Panel con condiciones de apoyo simple
- Longitud : 600 mm
- Anchura : 900 mm
- Distancia larguerillos 150 mm. Rigidizadores con suficiente inercia para garantizar pandeo local



¿Cuál es el laminado óptimo?

Efecto laminado en cargas de compression

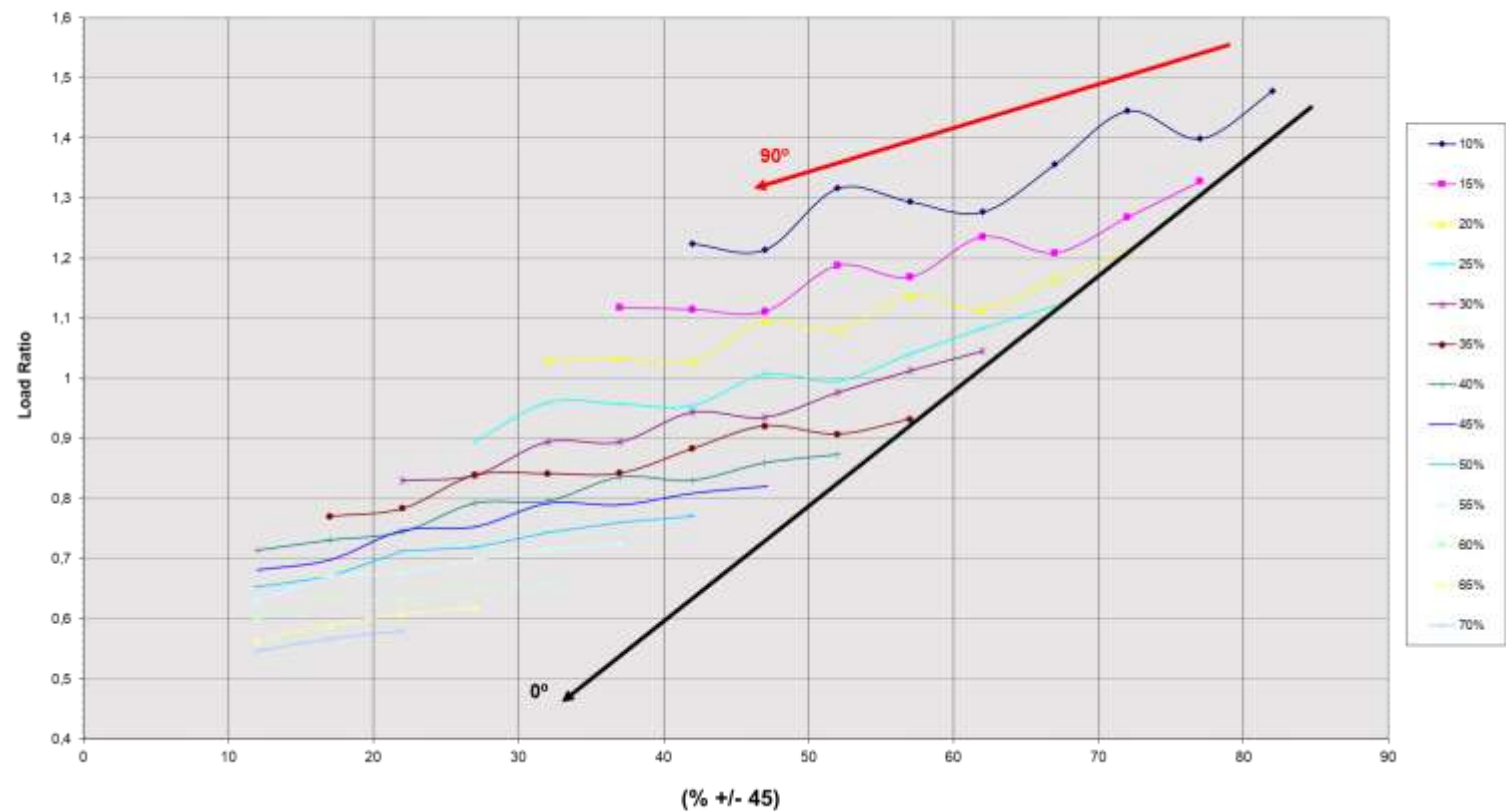
- Optimum lay-up:
 - 50%-70% of $\pm 45^\circ$ plies



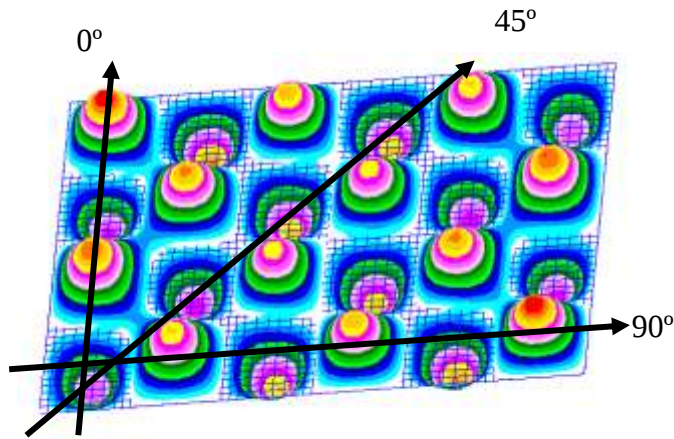
Influence of Lay-up:

(%) $\pm 45^\circ$ $\uparrow$
 (%) 0° $\downarrow$
 (%) 90° $\downarrow$

Skin Local Buckling. Compression X



Efecto laminado en cargas de compression



$$N_{xcrit} = 2 \left(\frac{\pi}{b} \right)^2 \sqrt{D_{11} D_{22}} \left(1 + \frac{D_{12} + 2D_{33}}{\sqrt{D_{11} D_{22}}} \right)$$

0° telas producen crecimiento de términos D11, pero también reducción D22

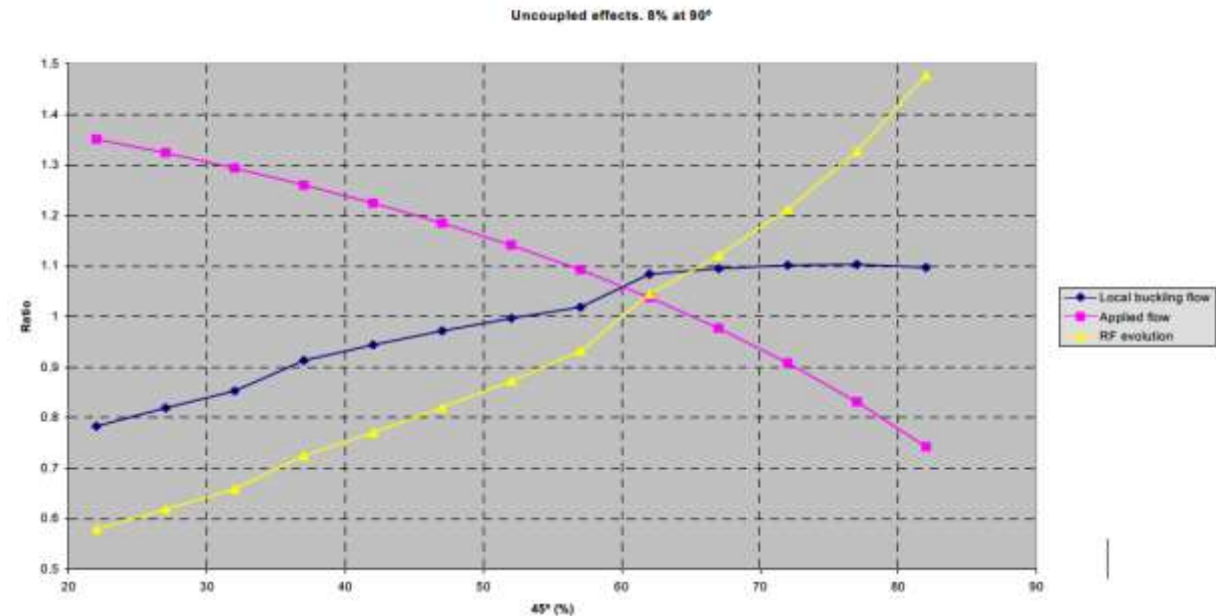
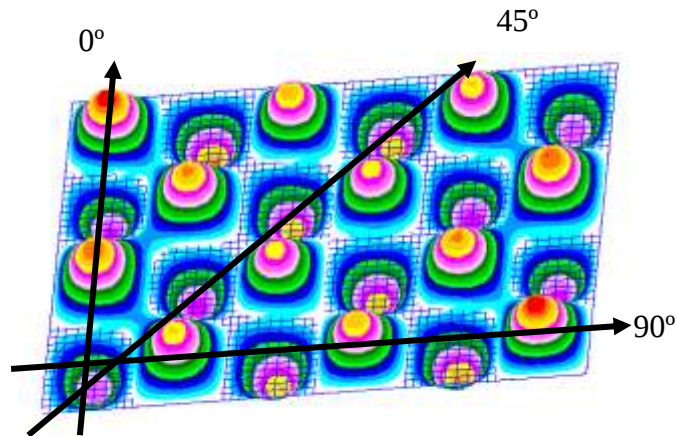
D12 y D33 son beneficios en order de incrementar el admissible de pandeo. Ambos términos se incrementan con el porcentaje de telas $\pm 45^\circ$

Por tanto, un incremento de telas de $\pm 45^\circ$ incrementa el pandeo local, y un incremento de telas a 0° no tiene practicamente efecto.

Efecto laminado en cargas de compression

Carga aplicada: el contenido en telas $\pm 45^\circ$ tiene muy poca influencia en la rigidez axial.

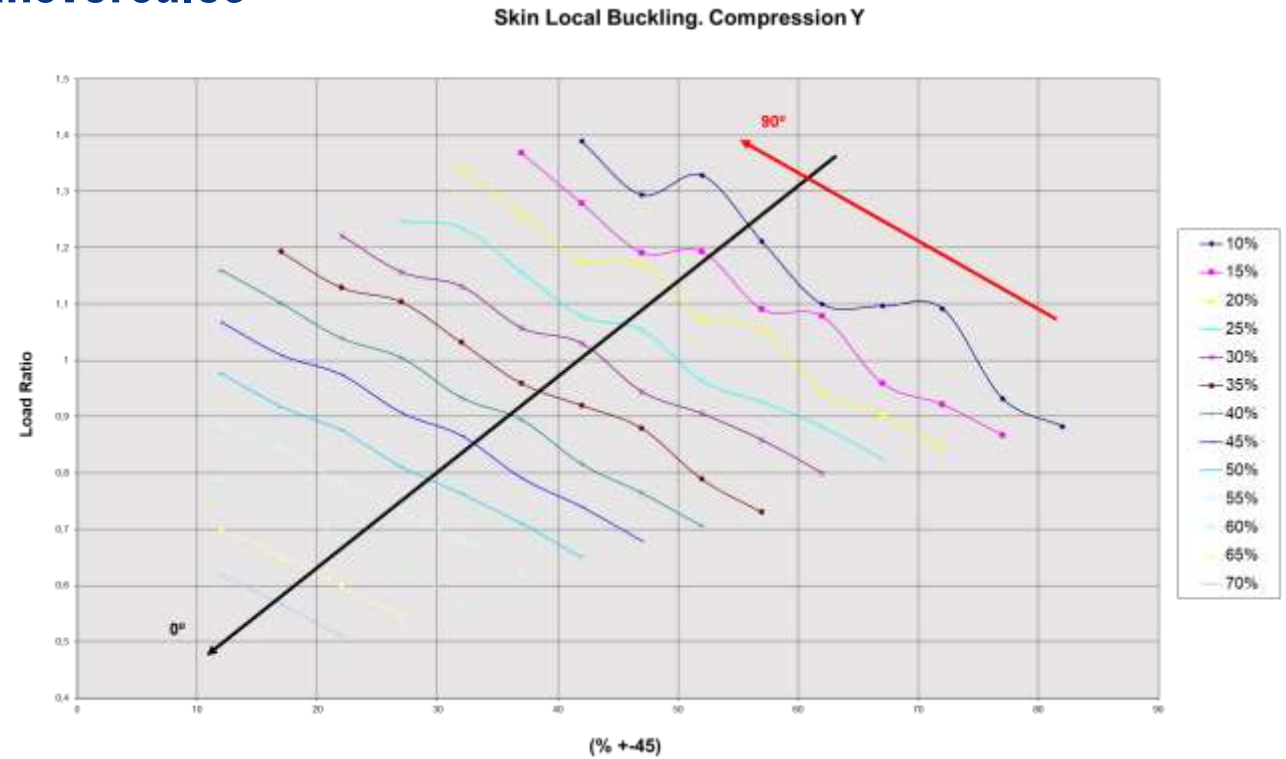
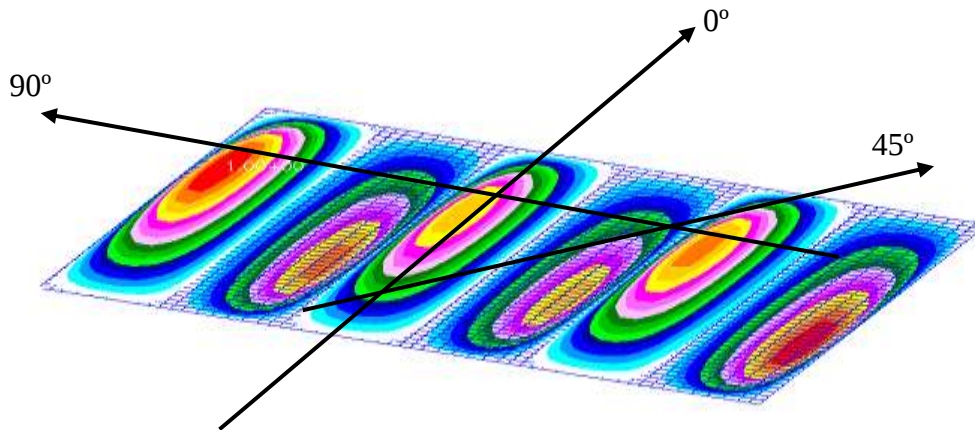
Por el contrario, telas $0^\circ/90^\circ$ tienen gran influencia en la rigidez axial. Entonces, aunque las telas a $0^\circ/90^\circ$ tienen poco efecto en el admisible a pandeo, como la rigidez axial se ve incrementada sustancialmente con su contenido, la carga aplicada también se incrementa con el contenido de telas a 0° (decrece con el de 90°)



Efecto laminado en cargas de compression transversales

Influencia telas:

(%) 90° ↑
(%) 0° ↓
(%) +/-45 ↓

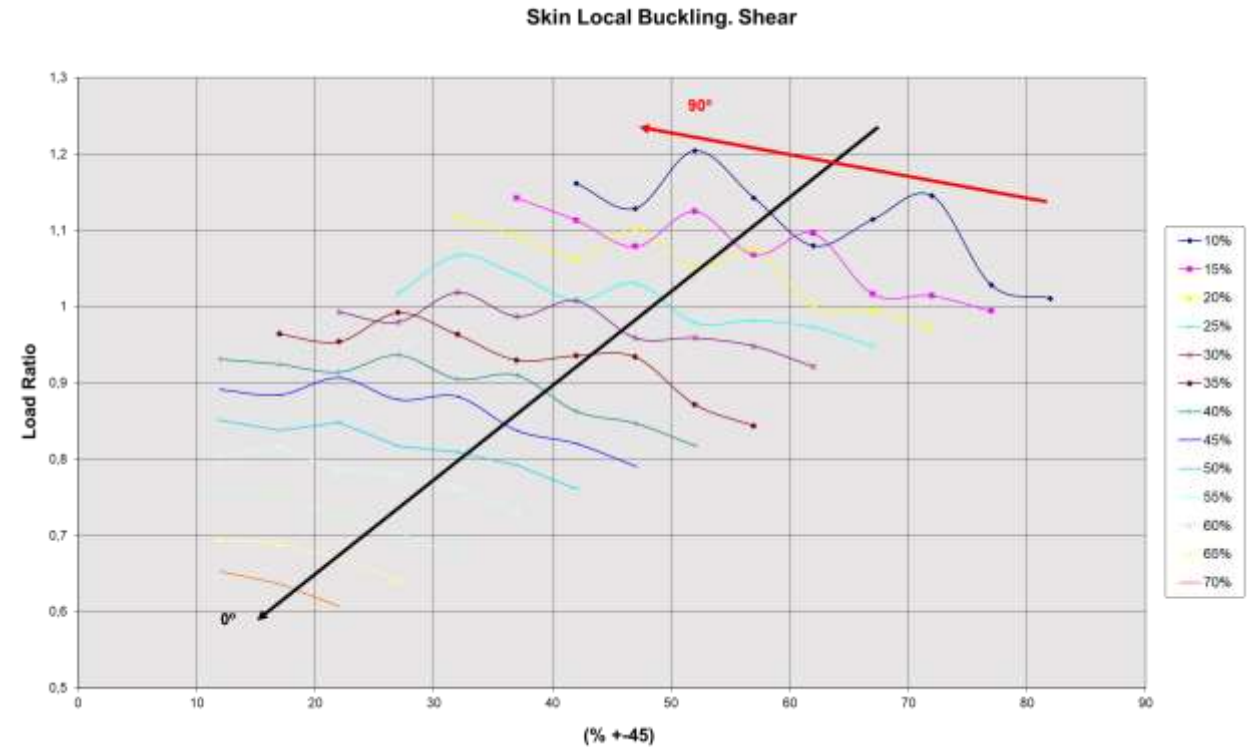
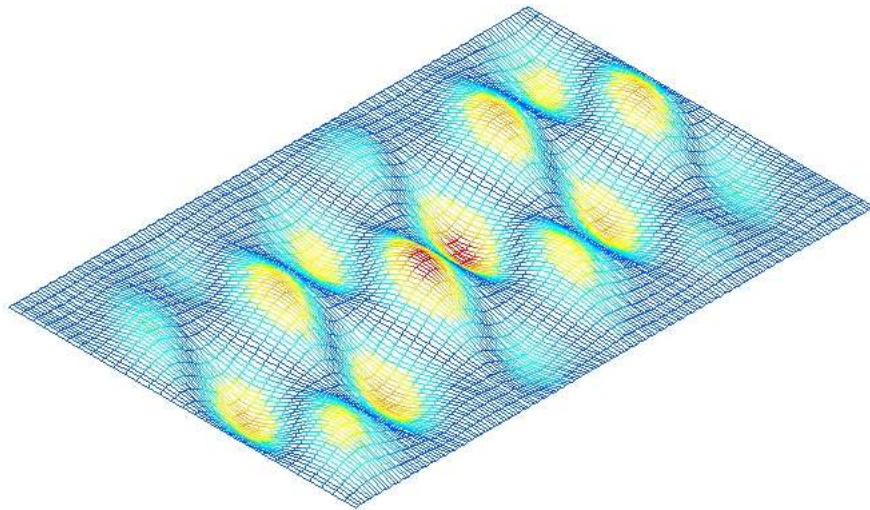


- Incremento de telas a 90° es lo más beneficios

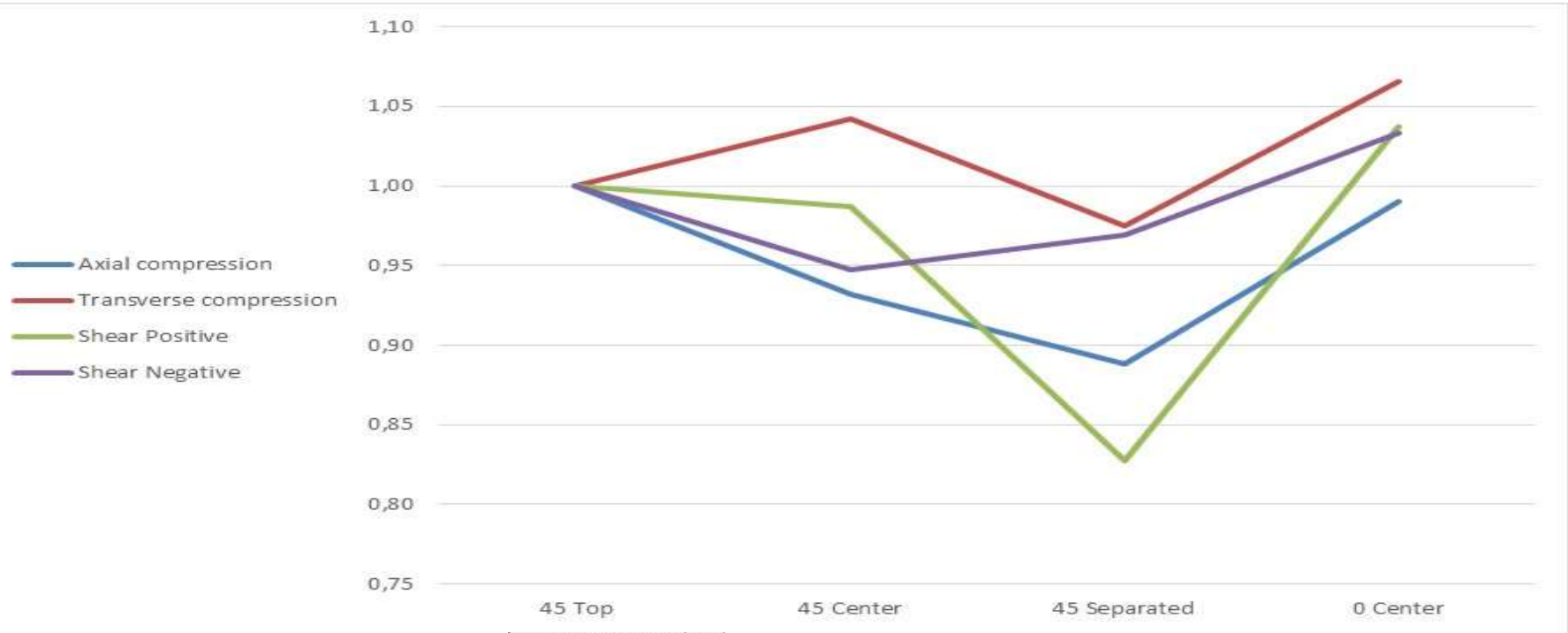
Efecto laminado en cargas de cortadura

Influencia telas:

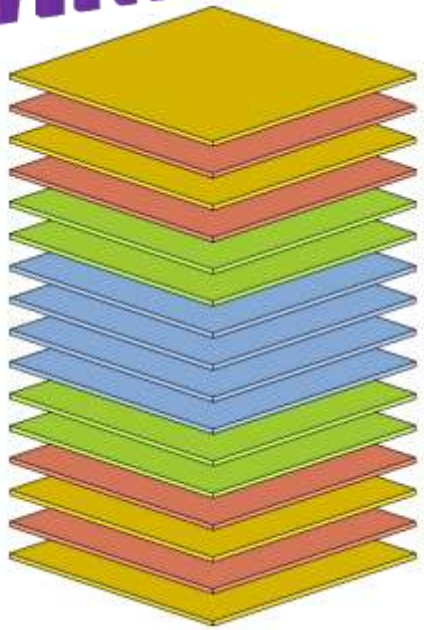
(%) 90° ↑
(%) 0° ↓
(%) +/-45 ~



- Mínimo % de telas a 0° es óptimo
- Máximo % de telas a 90°
- Optimo depende del signo de cortadura



WINNER!!!



Efecto de la
secuencia de
laminado en el
pandeo local

	orientationAngle	deg
1	45	
2	-45	
3	45	
4	-45	
5	90	
6	0	
7	0	
8	90	
9	90	
10	0	
11	0	
12	90	
13	-45	
14	45	
15	-45	
16	45	

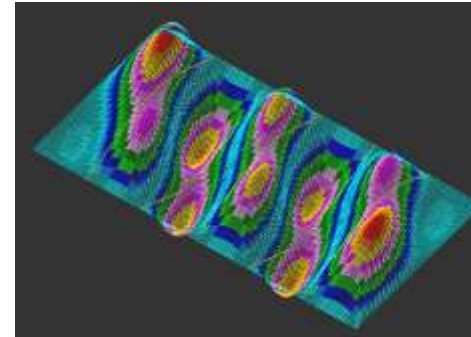
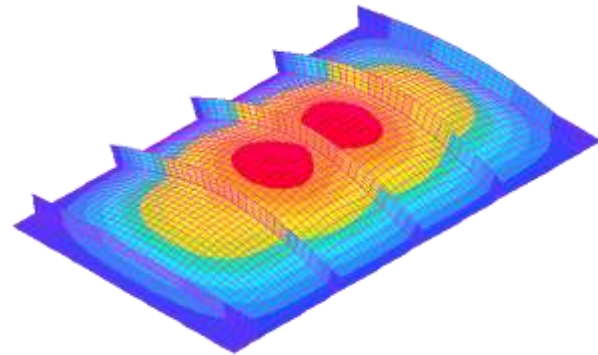
1	45
2	-45
3	0
4	90
5	90
6	0
7	45
8	-45
9	-45
10	45
11	0
12	90
13	90
14	0
15	-45
16	45

1	45
2	0
3	90
4	-45
5	0
6	45
7	90
8	-45
9	-45
10	90
11	45
12	0
13	-45
14	90
15	0
16	45

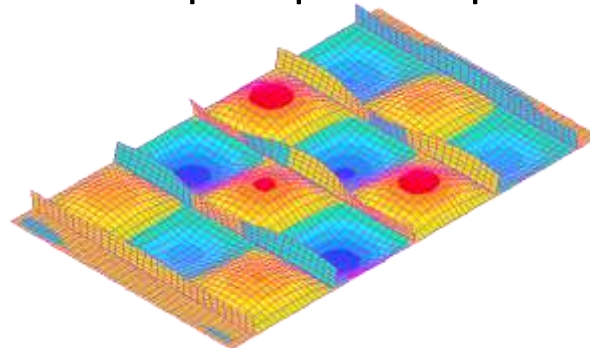
1	45
2	-45
3	45
4	-45
5	90
6	90
7	0
8	0
9	0
10	0
11	90
12	90
13	-45
14	45
15	-45
16	45

- $\pm 45^\circ$ telas en la parte externa
- $\pm 45^\circ$ telas juntas
- 0° telas en el centro del espesor

- Los métodos energéticos también ayudan a diferenciar el modo de pandeo cuando se incluyen rigidizadores:
- El modo de pandeo es llamado global cuando el larguerillo se desliza con el panel:



- Un modo es llamando local cuando el rigidizador permanece en su posición después de pandear → Este es el comportamiento buscado ya que de esta manera puede distribuir carga al elemento adyacente y el comportamiento a post pandeo puede existir.



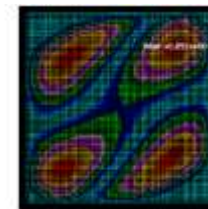
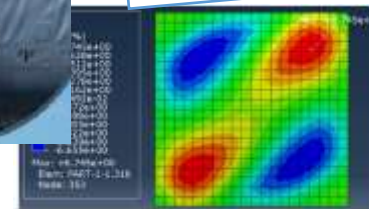
Principal parámetro es la inercia del larguerillo. A partir de un valor dado el efecto es nulo (pandeo local alcanzado)

- Introducción. Metodología en Airbus
- Solución al problema de estabilidad
 - Métodos energéticos
 - Evolución
 - Validación
- Ventajas sobre soluciones cerradas
- Aplicación práctica
- Conclusiones

- **Métodos energéticos** han sido ampliamente desarrollados en Airbus en los últimos 20 años para cubrir un amplio grado de aplicación
 - Son soluciones muy exactas y rápidas
 - Eliminan algunas de las limitaciones con las soluciones cerradas
 - Muy útiles para motores de optimización e incluso en procesos de cálculo más amplios
- Si embargo, todavía hay margen de **mejora**:



Comportamiento a post-pandeo



GRACIAS!!!!

© Copyright Airbus (Airbus Operations SL 2023) / Composite plate buckling. Best practices in Airbus Commercial

This document and all information contained herein is the sole property of Airbus. No intellectual property rights are granted by the delivery of this document or the disclosure of its content. This document shall not be reproduced or disclosed to a third party without the expressed written consent of Airbus. This document and its content shall not be used for any purpose other than that for which it is supplied.
Airbus, its logo and product names are registered trademarks.