



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Covilhã | Portugal

Introdução às Estruturas de Aeronaves

Estruturas Aeroespaciais I (10362/15089)

2023

Pedro V. Gamboa

Departamento de Ciências Aeroespaciais

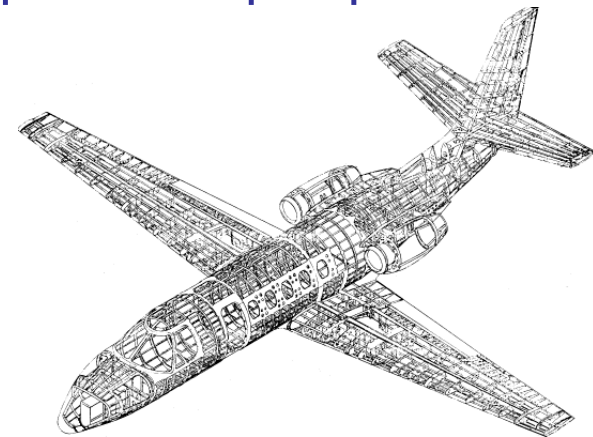
Tópicos

- Conceitos gerais.
- Evolução histórica.
- Tipos de componentes estruturais e sua função.
- Tipos de cargas impostas à aeronave.
- Definição de envelope de voo.
- Requisitos de aeronavegabilidade.

1. Conceitos gerais

Requisitos da estrutura de uma aeronave

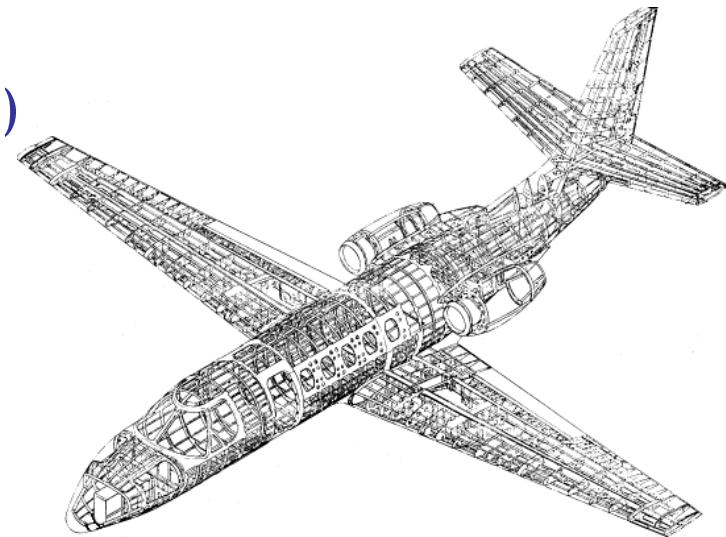
- Deve ser suficientemente resistente para fazer face às cargas impostas resultantes da operação da aeronave
- Possuir um baixo peso
- Ter uma elevada tolerância ao dano a longo prazo
- Por outro lado, deve-se atender a que a falha catastrófica de um qualquer componente não conduza à perda de qualquer outro ou mesmo da própria aeronave



1. Conceitos gerais

Outros aspetos de projeto a considerar

- Filosofia de projeto (*safe-life* vs *fail-safe*)
- Corrosão
- Manutenção e Inspeção
- Produção
- Custo
- Segurança passiva (*crashworthiness*)



1. Conceitos gerais

Para que serve a **estrutura** de uma aeronave?

- Suportar e transmitir as cargas geradas durante a sua operação (quando a aeronave está em voo ou no solo)
- Providenciar uma forma adequada (por exemplo, com boas características aerodinâmicas)
- Deve proteger passageiros, carga e sistemas



1. Conceitos gerais

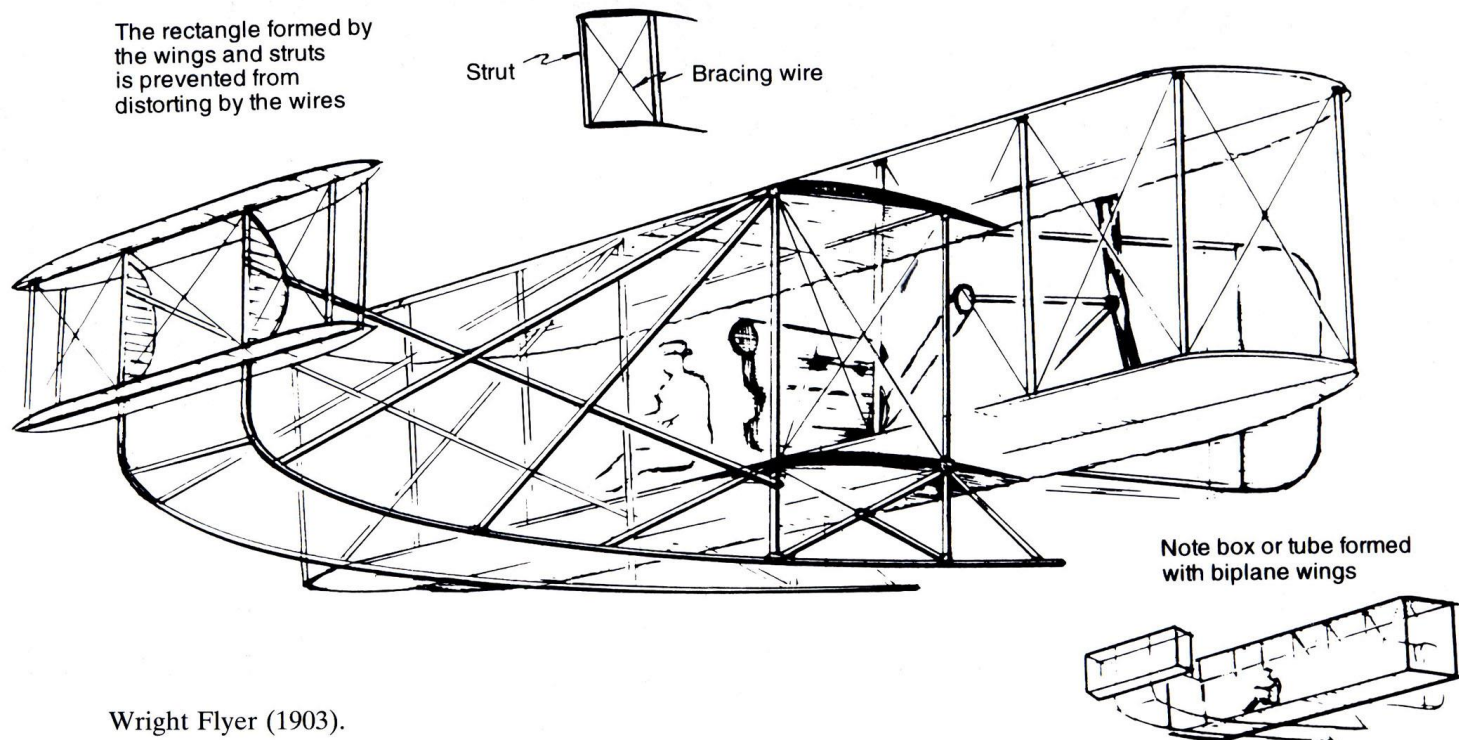
Tipos de estruturas aeronáuticas

- **Primárias:** aquelas que contribuem significativamente para a resistência às cargas de voo, solo e pressurização. São estruturas críticas para a segurança da aeronave, i.e., a sua falha compromete a integridade estrutural do veículo (Exemplos: asas, fuselagem, trem de aterragem...)
- **Secundárias:** a sua falha afeta a operação da aeronave mas não a sua integridade estrutural. São estruturas tipicamente tolerantes ao dano que transferem as cargas para as estruturas primárias
- **Terciárias:** são estruturas/componentes não relevantes em termos de aeronavegabilidade, não obrigando a operações de reparação imediata (por exemplo, portas internas)

2. Evolução histórica

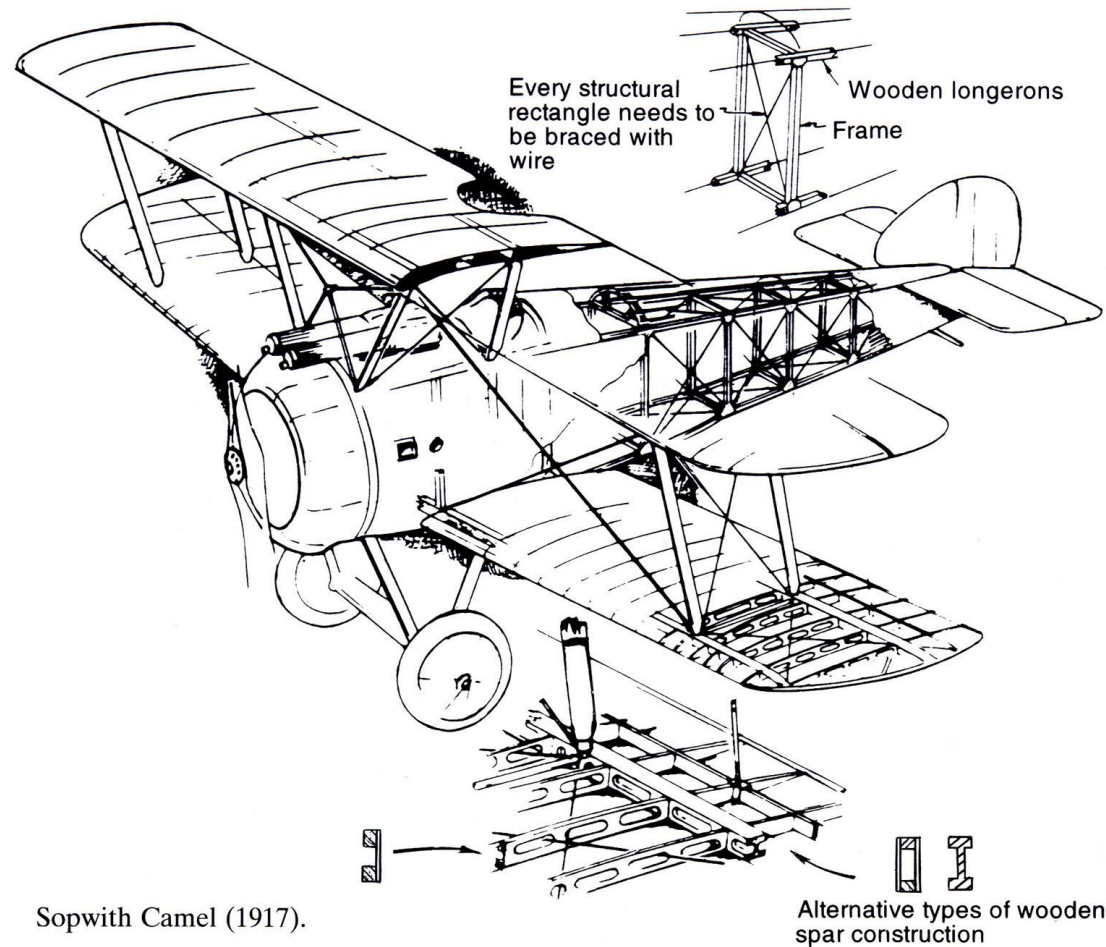
Estruturas tipo “wire-braced”

- Biplanos e construção em madeira (até 1930)
- Monoplanos e construção metálica (depois de 1930)

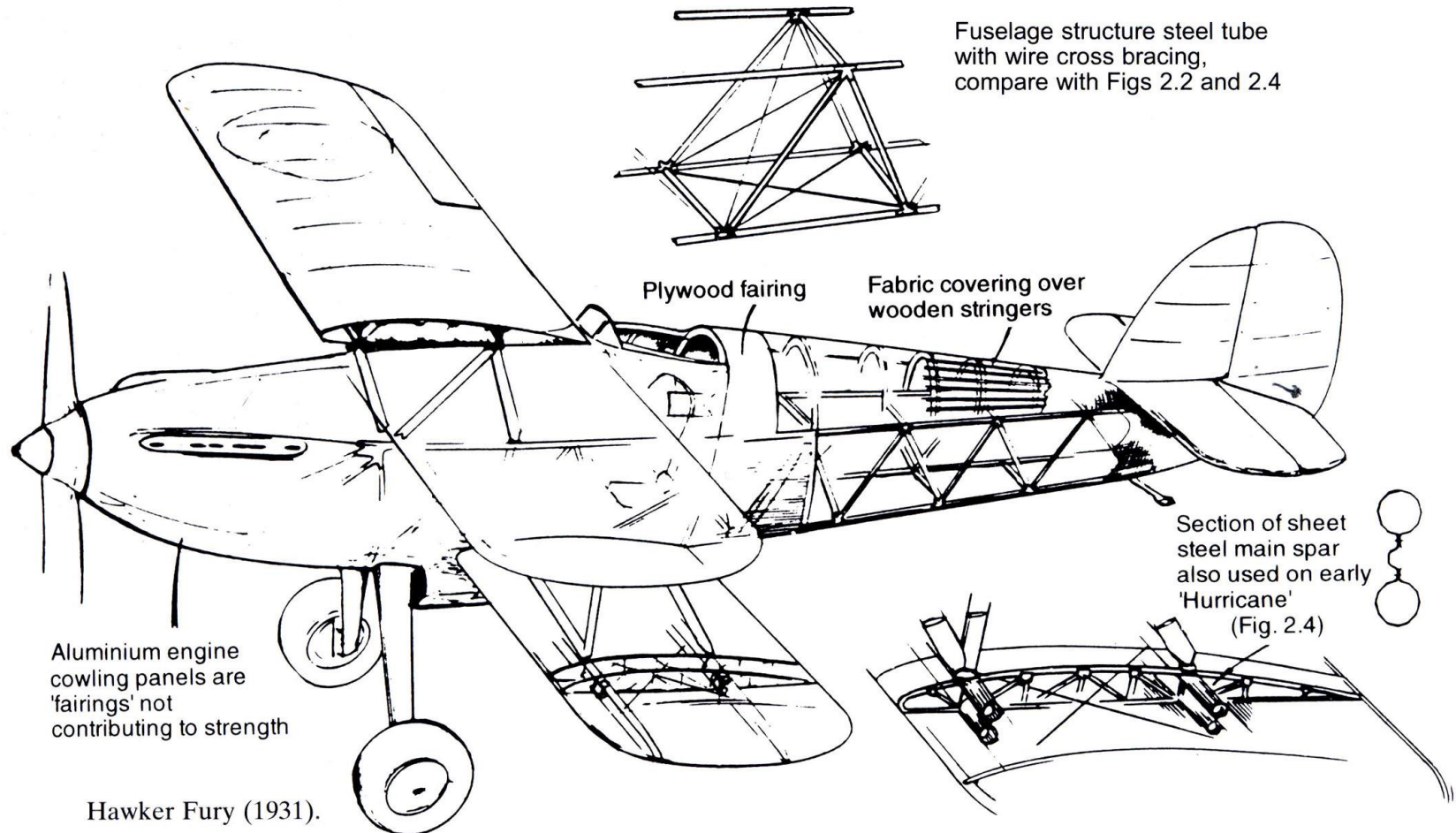


Wright Flyer (1903).

2. Evolução histórica

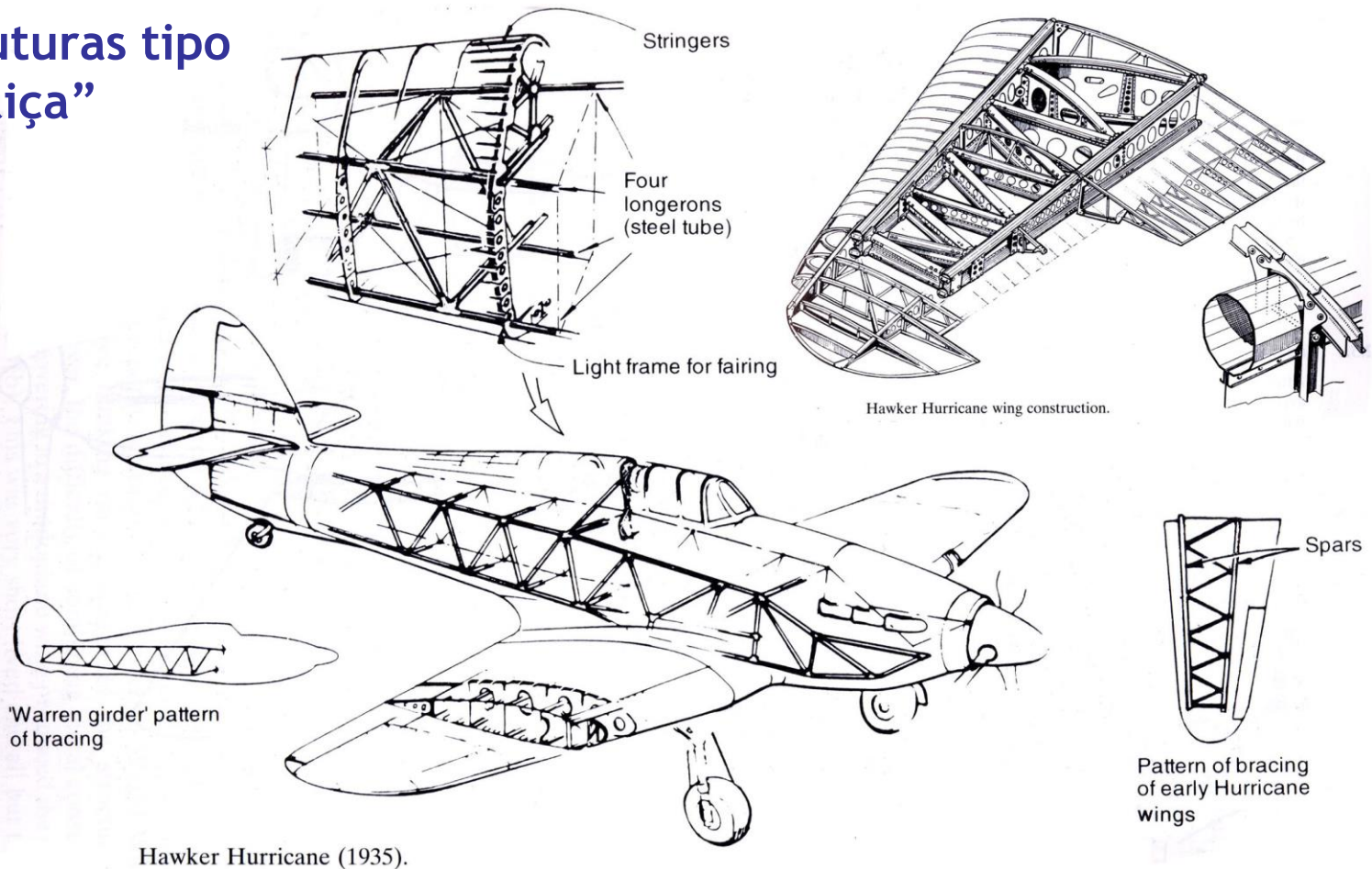


2. Evolução histórica



2. Evolução histórica

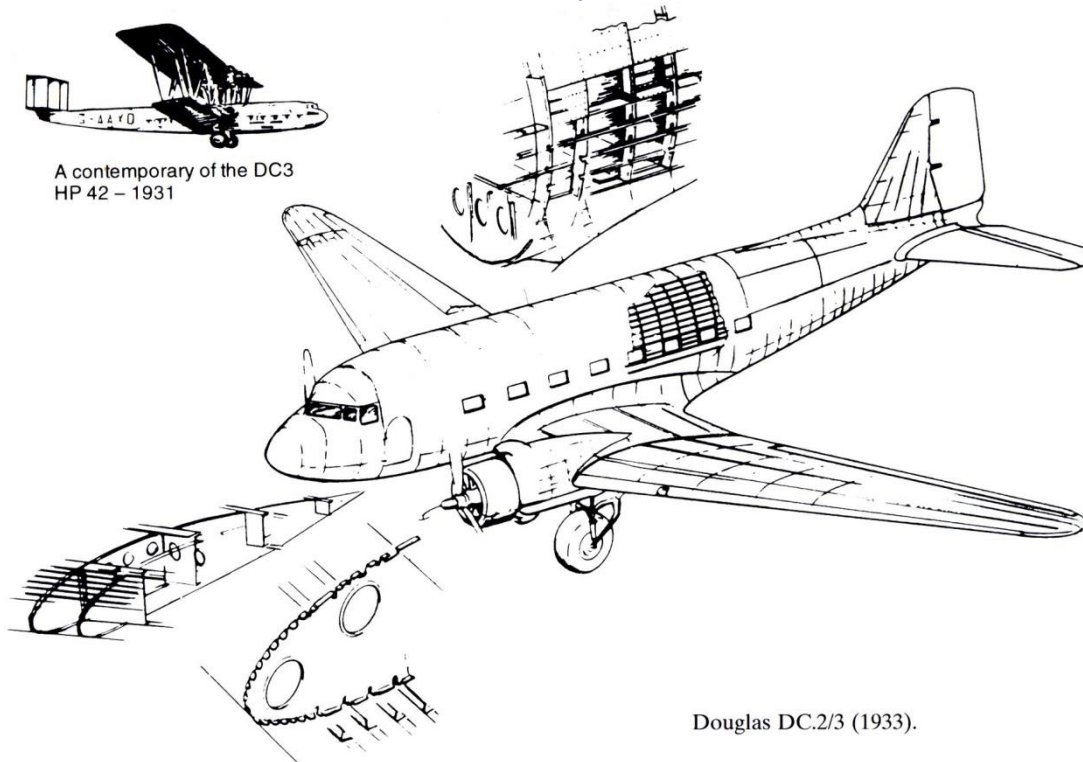
Estruturas tipo “treliça”



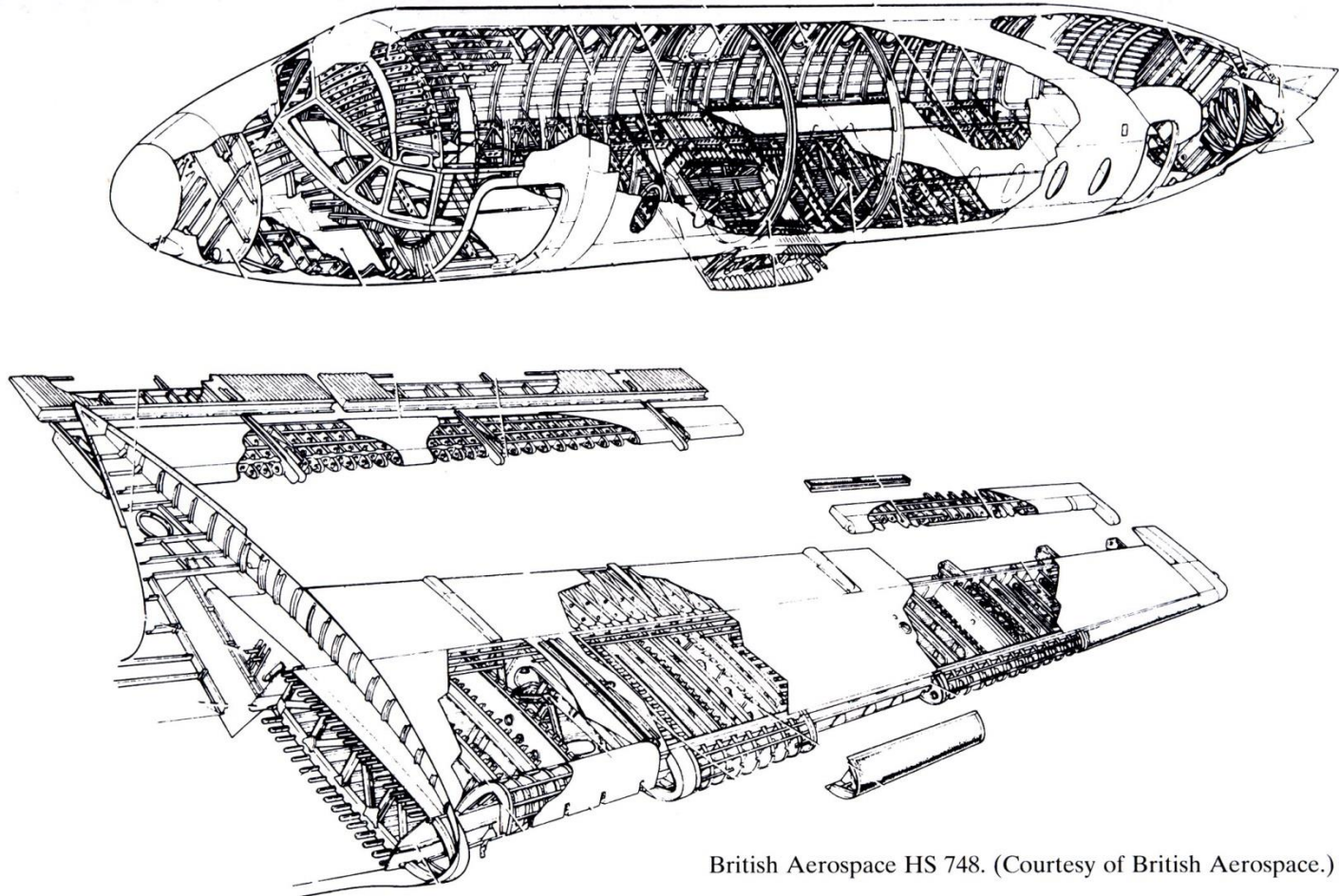
2. Evolução histórica

Estruturas semi-monocoque

- Revestimento trabalhante permite abdicar dos cabos/arames metálicos esticadores → maior espaço disponível



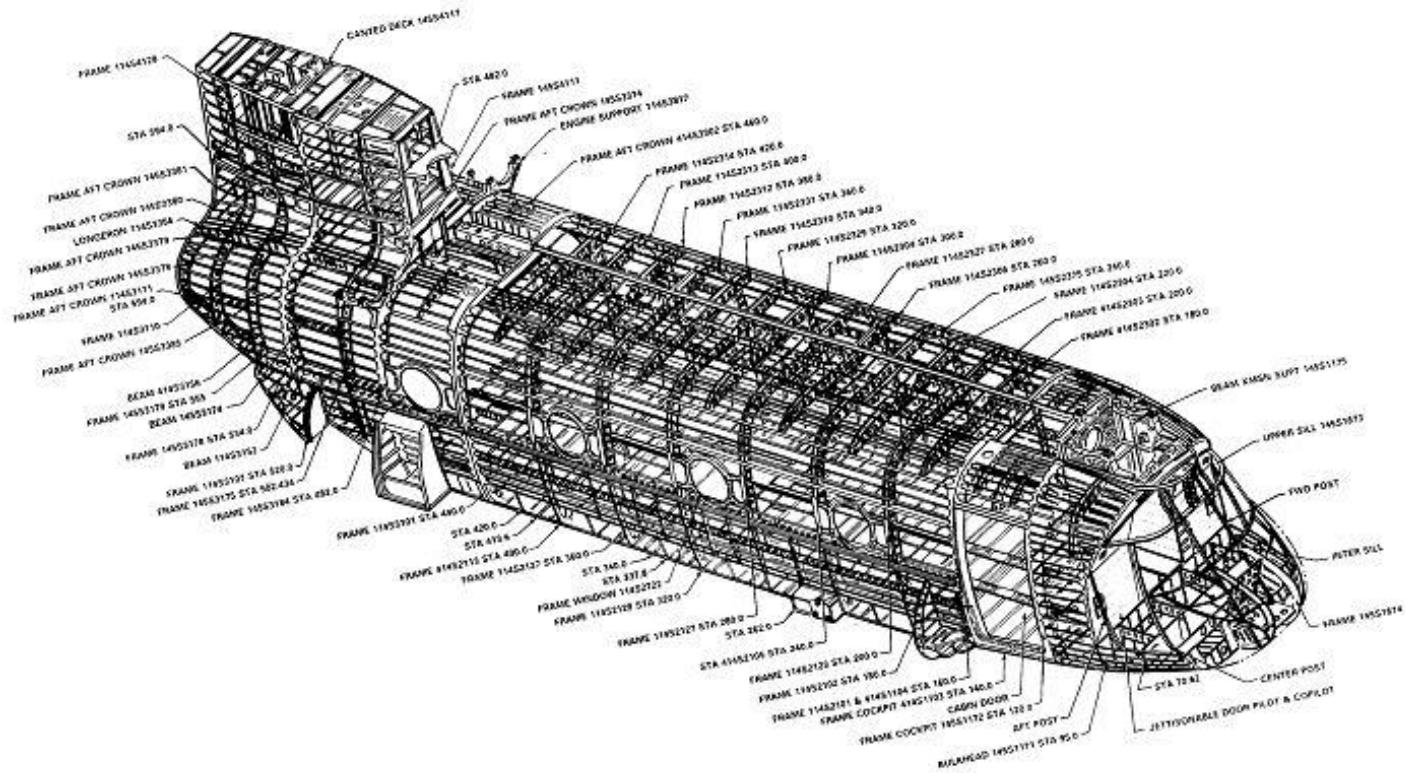
2. Evolução histórica



British Aerospace HS 748. (Courtesy of British Aerospace.)

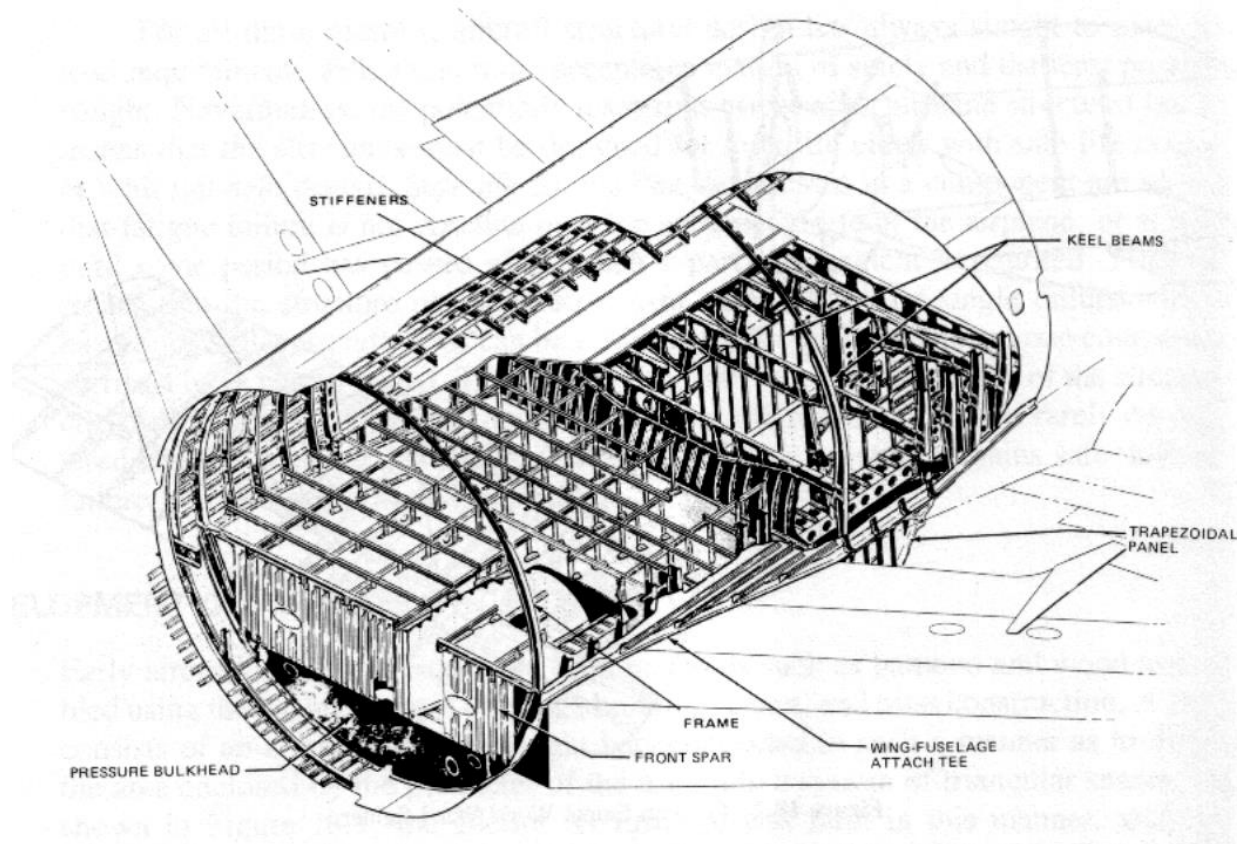
2. Evolução histórica

Alguns exemplos de estruturas



2. Evolução histórica

Alguns exemplos de estruturas



2. Evolução histórica

Estruturas avançadas

- Monocoque
- Sandwich

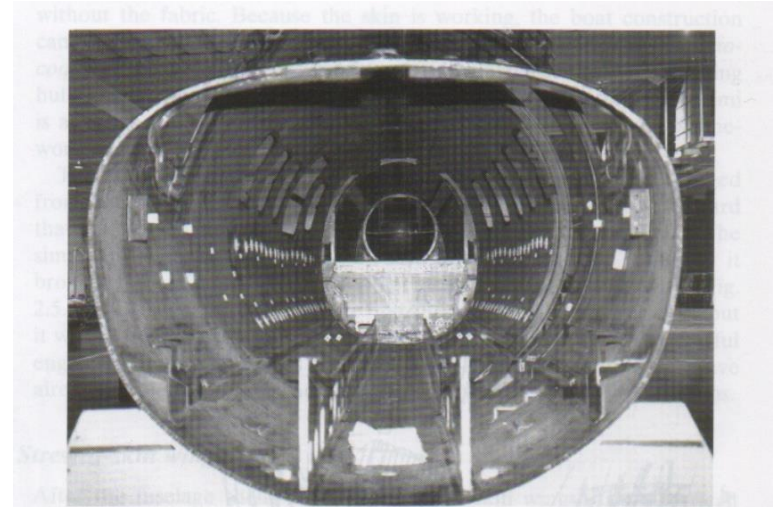
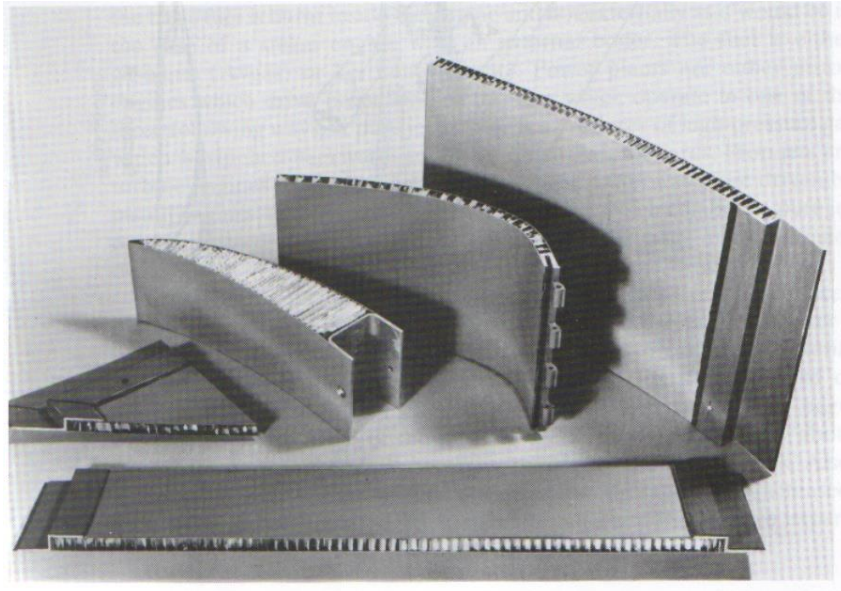


Fig. 2.6(a) Starship fuselage structure. (Courtesy of Beech Aircraft Corporation.)

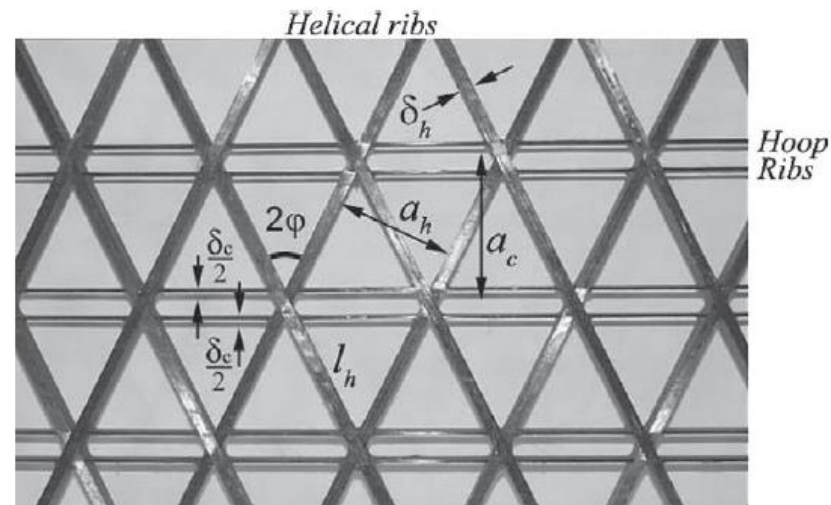
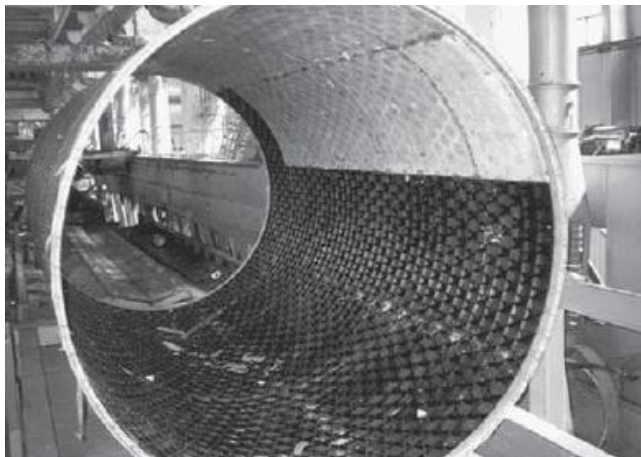


Fig. 2.6(b) Beech Starship. (Courtesy of Beech Aircraft Corporation.)

2. Evolução histórica

Estruturas isogrid

- São estruturas compostas por elementos de reforço dispostos espacialmente em padrões regulares ao longo da estrutura (“grid”) de tal forma a garantir-lhe propriedades idênticas em todas as direções (“iso”)
- A configuração mais utilizada para os elementos de reforço é a triangular devido ao facto das estruturas em treliça serem bastante eficientes



2. Evolução histórica

Estruturas isogrid

- O conceito *isogrid* baseia-se na configuração *geodética* proposta por Sir Barnes Wallis na década de 1930-40.



Pormenor da fuselagem de um bombardeiro Vickers Wellington

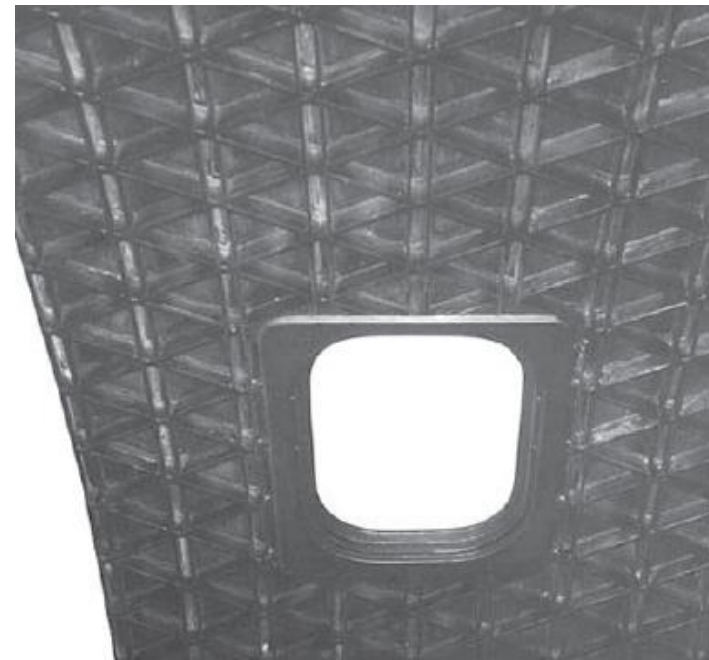
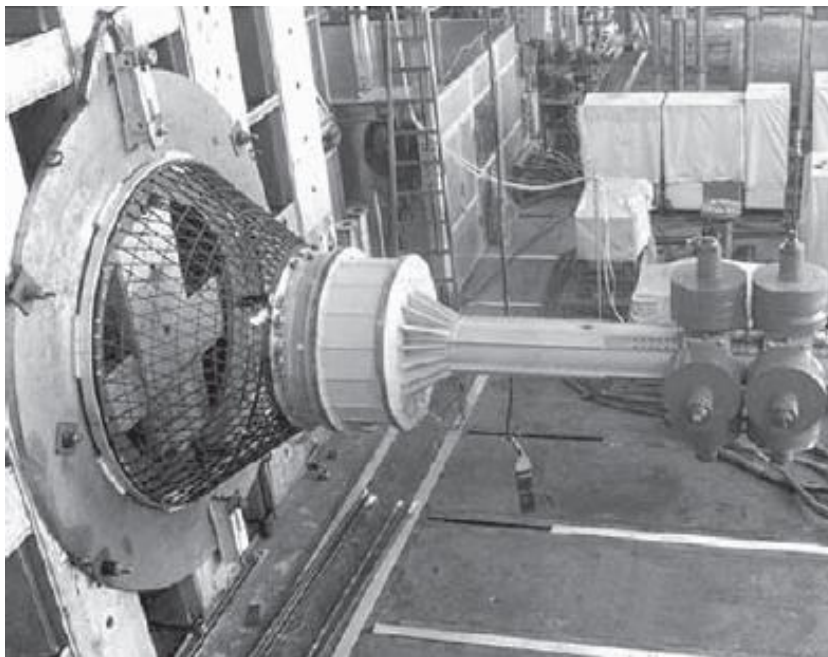
Principais vantagens:

- excelente resistência específica;
- excelente tolerância ao dano / integridade estrutural
- enorme potencial para aplicação com materiais compósitos

2. Evolução histórica

Estruturas isogrid

- Existe um significativo número de estruturas *isogrid* em materiais compósitos para aplicações espaciais, perspetivando-se a transposição do conceito para estruturas de aeronaves



2. Evolução histórica

Configuração estrutural convencional de uma aeronave moderna

- Conceito de estrutura *semi-monocoque*
 - Revestimento fino da fuselagem (embora “trabalhante”) reforçado por cavernas e tensores longitudinais (stringers)
 - Superfícies sustentadoras suportadas por longarinas associadas a nervuras



3. Componentes estruturais e sua função

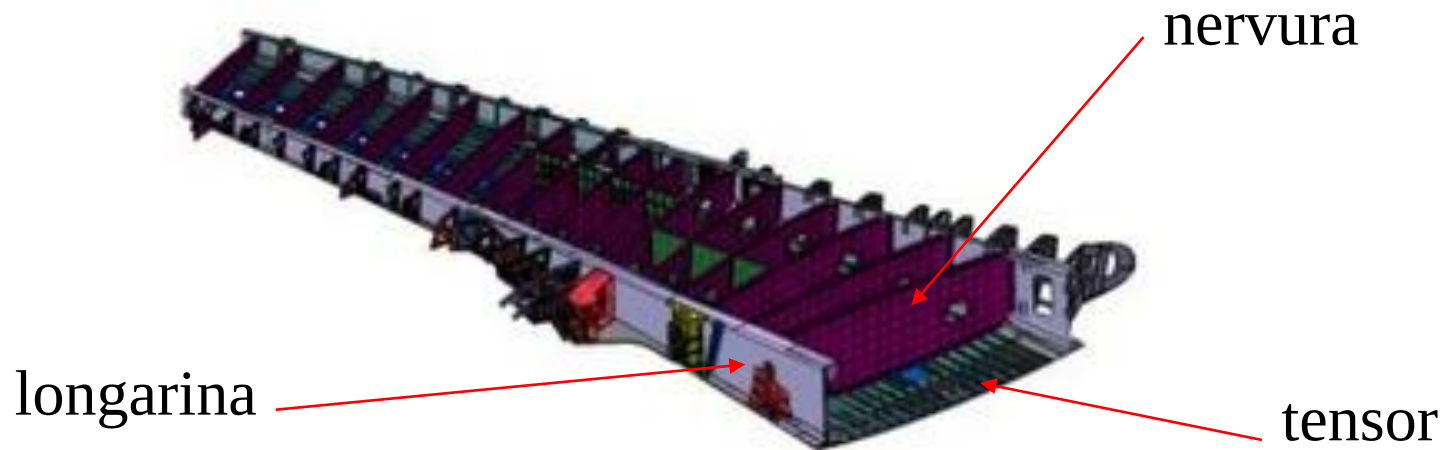
Partes principais da estrutura

- Asa $\Rightarrow$ deve ser resistente e flexível, de modo a suportar as grandes cargas aerodinâmicas geradas e com intensidades variáveis no tempo; atender à colocação de outras cargas relevantes (combustível, trens, motores, armamento, etc.)
- Fuselagem (corpo) $\Rightarrow$ sendo o elemento de ligação entre a asa e as empenagens, deve suportar os esforços associados a estes componentes; atender à pressurização e outras cargas relevantes (trens, motores, carga útil e sistemas)
- Superfícies sustentadoras secundárias (empenagens) $\Rightarrow$ geram forças e momentos consideráveis devido à ação das superfícies de controlo associadas;
- Componentes auxiliares (trens de aterragem, suportes de motores, etc.) $\Rightarrow$ devem suportar carregamentos específicos e muito severos

3. Componentes estruturais e sua função

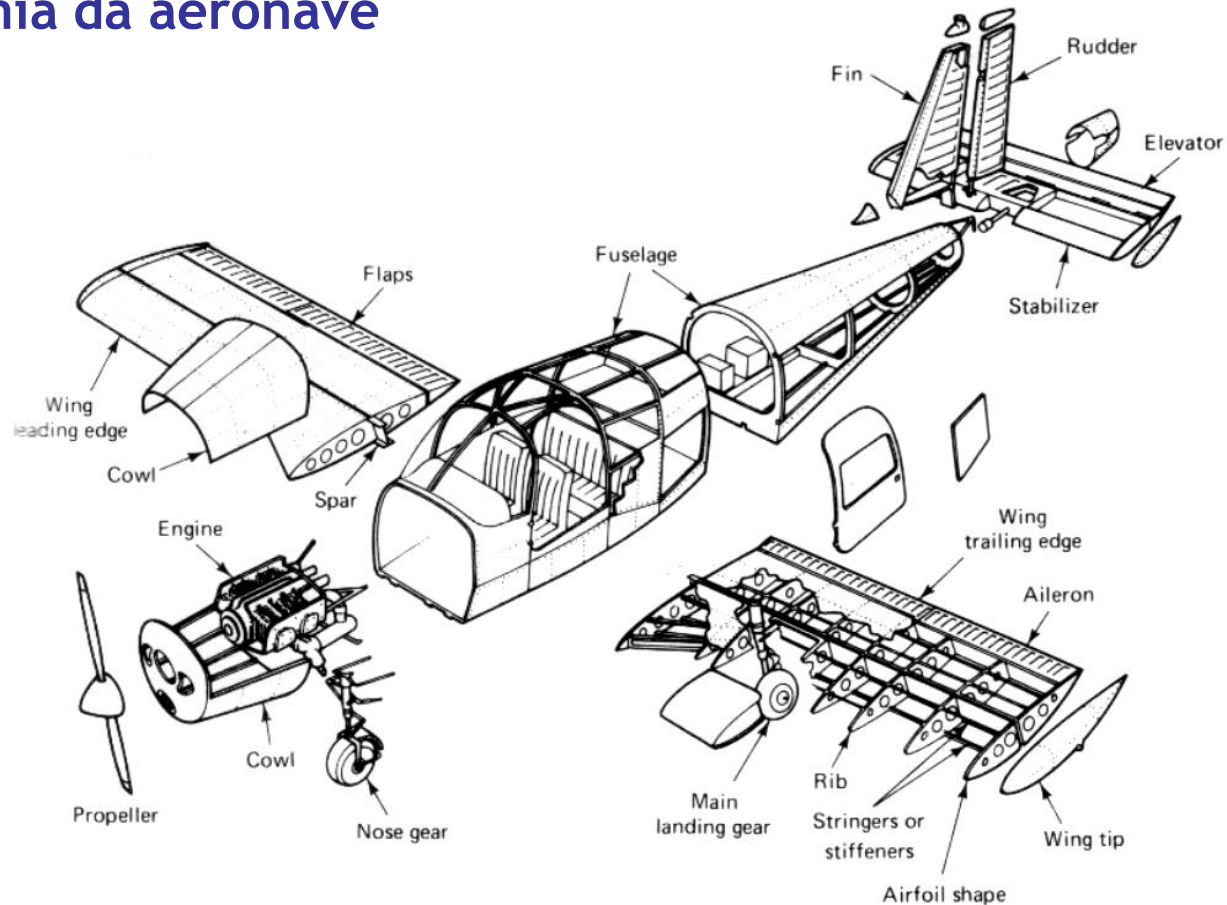
Componentes estruturais principais

- longarinas (transversinas)
- nervuras
- cavernas (e anteparas de pressurização)
- tensores longitudinais (stringers e stiffeners)



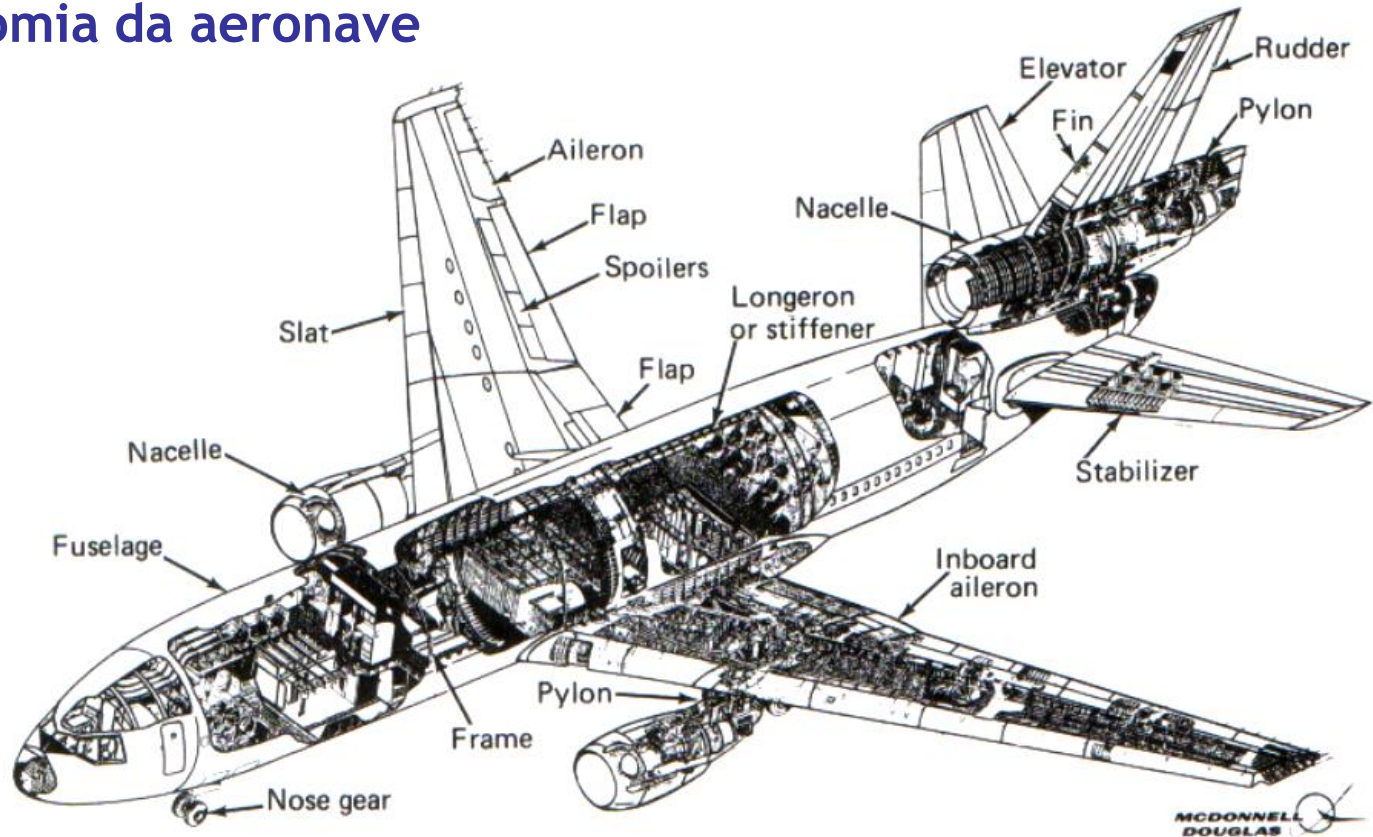
3. Componentes estruturais e sua função

Anatomia da aeronave



3. Componentes estruturais e sua função

Anatomia da aeronave



Airplane components: transport airplane. (Courtesy of McDonnell Douglas Corporation.)

4. Cargas impostas à aeronave

As aeronaves estão sujeitas a diferentes tipos de cargas, as quais se podem dividir, essencialmente, em dois grandes grupos:

- Cargas no solo: manobras no solo (taxi, reboque, etc.) ou durante a aterragem; especial atenção ao trem de aterragem!
- Cargas em voo:
 - Cargas de manobra
 - Cargas de rajada
 - Pressurização da cabina
 - Induzidas por vibrações (ex: *buffeting*, *flutter*)

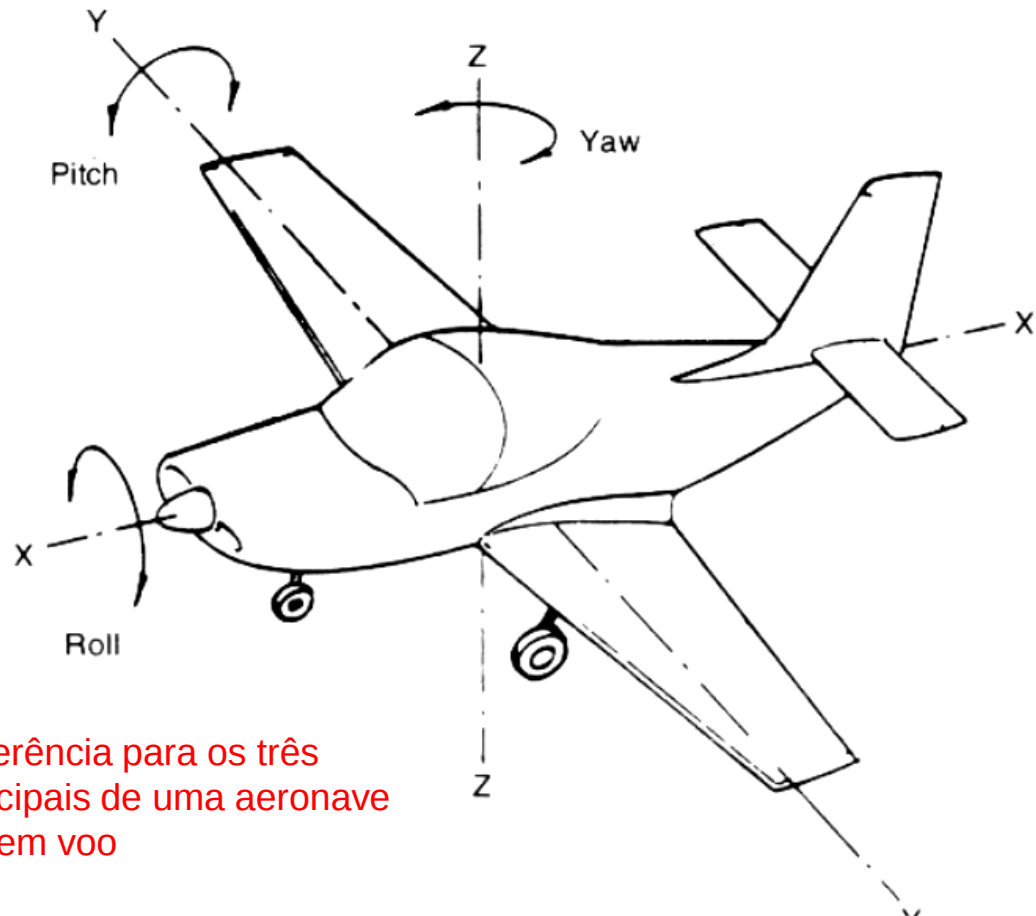
As cargas de manobra, do trem de aterragem e da pressurização são conhecidas na fase de projeto.

4. Cargas impostas à aeronave

No entanto, as restantes cargas são de difícil previsão, estando dependentes, por exemplo, de fenómenos meteorológicos de carácter aleatório.

Existem, por isso, algumas incertezas no projeto da estrutura que obrigam à utilização de fatores de segurança.

4. Cargas impostas à aeronave



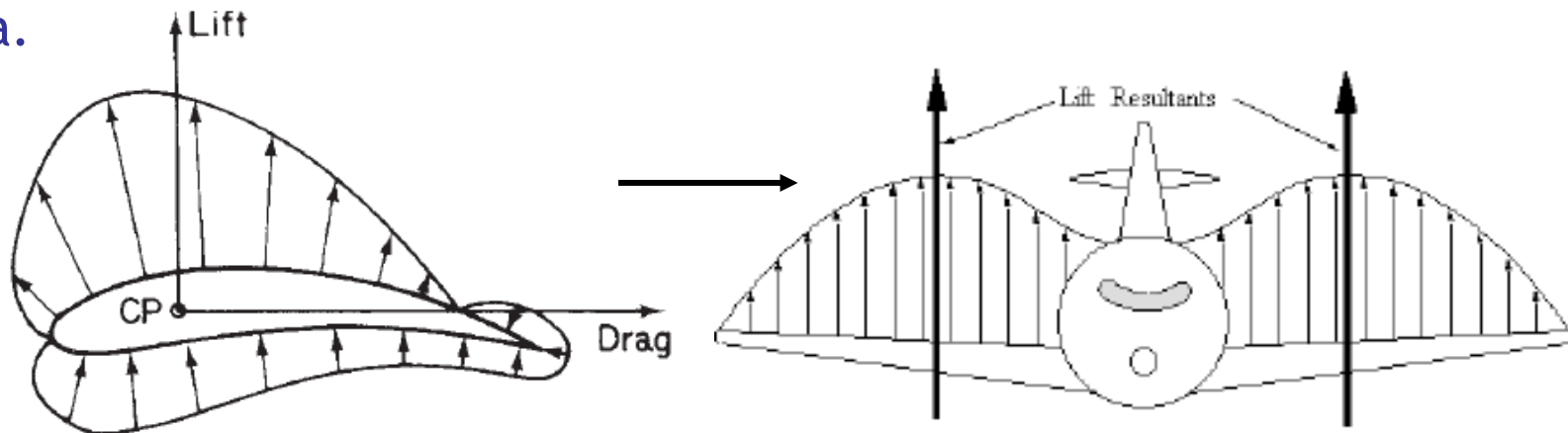
Eixos de referência para os três
movimentos principais de uma aeronave
em voo

4. Cargas impostas à aeronave

Tipos de cargas

A sustentação aerodinâmica, força responsável pela manutenção de um avião no ar, está associada a uma distribuição de pressões em torno da asa e/ou outras superfícies sustentadoras.

Esta distribuição de pressões resulta, por sua vez, numa força distribuída de padrão não uniforme ao longo da envergadura da asa.



4. Cargas impostas à aeronave

Tipos de cargas

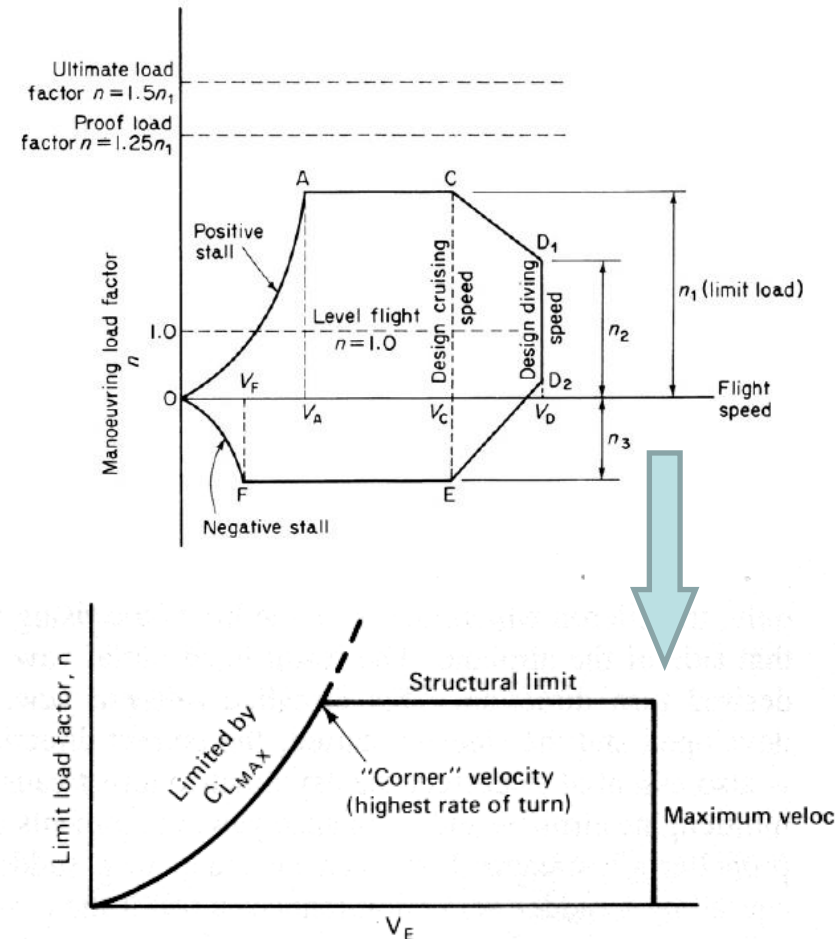
De uma forma geral, as cargas aerodinâmicas induzem esforços nos componentes estruturais que se refletem em cargas diretas, de flexão, torção e/ou corte, podendo a sua ação ser combinada.

Para além do carregamento aerodinâmico, importa considerar outras possíveis origens de solicitação estrutural; por exemplo: motores, carga útil (no interior ou exterior da aeronave, incluindo sistemas), combustível, condições operacionais específicas (catapultas dos porta-aviões, hidroaviões, etc.).

4. Cargas impostas à aeronave

Diagrama V-n

O projeto estrutural de uma aeronave deve assegurar que todos os requisitos de segurança impostos pelas normas de aeronavegabilidade (*airworthiness*) são cumpridos. Assim, existem alguns condicionalismos que, do ponto de vista da resistência da estrutura, impõem limites operacionais, sendo necessário garantir a existência de um **envelope de voo** (ou diagrama V-n)



4. Cargas impostas à aeronave

Fatores de carga

Relativamente ao diagrama V-n, importa referir que as normas que regulamentam o projeto estrutural dão particular atenção à observância de 3 limites estruturais:

- **Limit load (carga limite)** - carga máxima atingível numa operação normal da aeronave
- **Proof load** - resulta do produto da carga limite (*limit load*) por um “*proof factor*” (que varia entre 1,0 e 1,33)
- **Ultimate load (carga final)** - resulta do produto da carga limite (*limit load*) por um “*ultimate factor*” (habitualmente igual a 1,5)

4. Cargas impostas à aeronave

Fatores de carga

A estrutura do avião deve suportar o limite imposto pelo “proof load” sem ocorrência de distorções ou falhas significativas que impeçam a operação da aeronave.

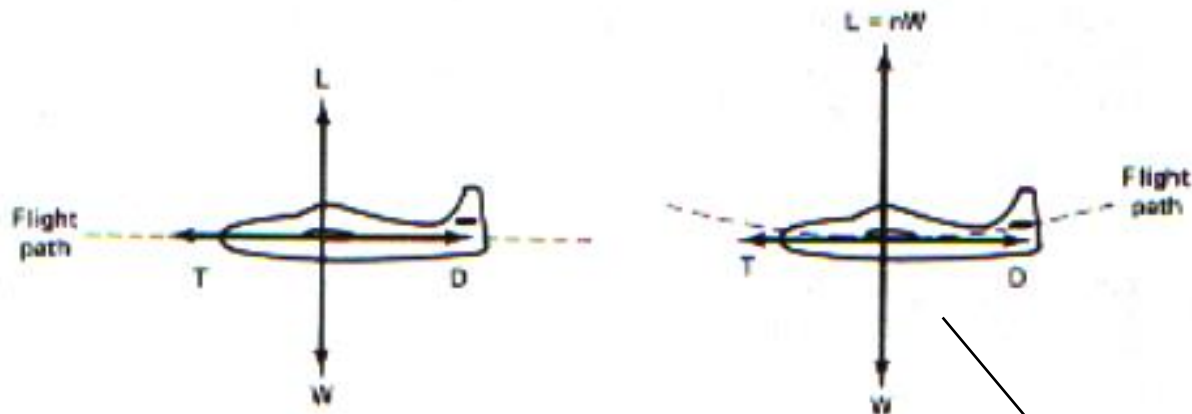
A falha estrutural ocorrerá uma vez ultrapassada a carga final.

Estes limites podem ser considerados como *fatores de segurança* que tentam minorar o efeito de incertezas de natureza diversa associadas ao projeto da aeronave.

4. Cargas impostas à aeronave

Cargas de manobra

No dimensionamento da estrutura é fundamental considerar as cargas impostas pelas manobras resultantes da operação da aeronave.

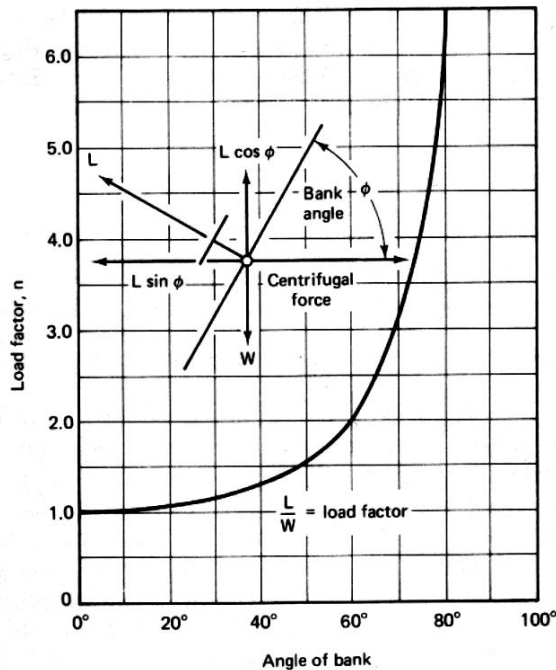


$$\frac{L}{W} = n, \quad n \equiv \text{fator de carga}$$

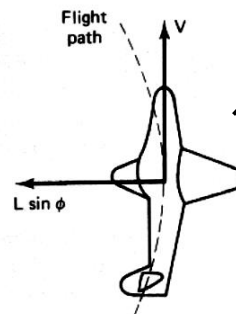
$$n = \frac{V^2}{gR} + \cos \theta$$

4. Cargas impostas à aeronave

Cargas de manobra



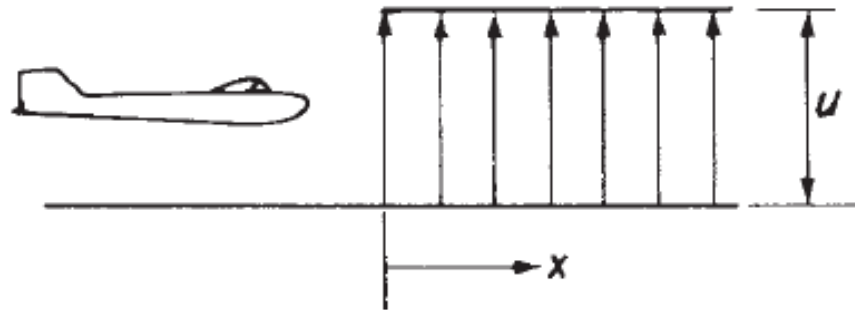
$$\frac{L}{W} = \frac{1}{\cos \phi} = n \quad (\phi \equiv \text{ângulo de pranchamento})$$



4. Cargas impostas à aeronave

Cargas de rajada

É, ainda, necessário considerar possíveis carregamentos resultantes de rajadas de vento que possam ocorrer durante o voo da aeronave e que poderão comprometer a sua integridade estrutural.



$$\Delta L = \frac{1}{2} \rho V^2 S \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \frac{u}{V} = \frac{1}{2} \rho V S \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} u \longrightarrow \Delta n = \frac{\frac{1}{2} \rho V S (\partial C_L / \partial \alpha) u}{W}$$

4. Cargas impostas à aeronave

Cargas de rajada

Note-se que o fator de carga total imposto à aeronave resulta do contributo adicional da rajada em relação às condições de voo nivelado ($n=1$), pelo que

$$n = 1 + \frac{\frac{1}{2}\rho V(\partial C_L/\partial \alpha)u}{w}$$

sendo w a carga alar ($w=W/S$).

5. Requisitos de aeronavegabilidade

EASA Certification Specifications

- CS-22 (Sailplanes and Powered Sailplanes)
- CS-23 (Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Aeroplanes)
- CS-25 (Large Aeroplanes) - ver exemplo em aula
- CS-27 (Small Rotorcraft)
- CS-29 (Large Rotorcraft)
- CS-31GB (Gas Balloons)
- CS-31HB (Hot Air Balloons)
- CS-31TGB (Tethered Gas Balloons)
- CS-34 (Aircraft Engine Emissions and Fuel Venting)
- CS-36 (Aircraft Noise)

5. Requisitos de aeronavegabilidade

EASA Certification Specifications

- **CS-APU** (Auxiliary Power Units)
- **CS-AWO** (All Weather Operations)
- **CS-E** (Engines)
- **CS-ETSO** (European Technical Standard Orders)
- **CS-FSTD(A)** (Aeroplane Flight Simulation Training Devices)
- **CS-FSTD(H)** (Helicopter Flight Simulation Training Devices)
- **CS-Definitions** (Definitions and Abbreviations)
- **CS-LSA** (Light Sport Aeroplanes)
- **CS-P** (Propellers)
- **CS-VLA** (Very Light Aeroplanes)
- **CS-VLR** (Very Light Rotorcraft)

5. Requisitos de aeronavegabilidade

Normas de projeto

O dimensionamento estrutural inicial deve começar por respeitar as normas existentes:

Por exemplo FAR $\equiv$ Federal Aviation Regulations (emanadas pela FAA):

- FAR 23 $\Rightarrow$ aviação geral;
- FAR 25 $\Rightarrow$ aeronaves de transporte comercial

$$n = 2.1 + \frac{24000}{W + 10000} \quad (W \equiv \text{peso em libras})$$

$$\searrow n \in [2.5; 3.8]$$

5. Requisitos de aeronavegabilidade

Normas de projeto

Toda a estrutura deve ser dimensionada de modo a suportar os fatores de carga limite sem ocorrência de deformações permanentes, i.e., abaixo da tensão de cedência dos materiais utilizados.

Este limite é definido como sendo o “proof factor” vezes superior às cargas esperadas para a aeronave na sua operação normal.

Load factor n	Category		
	Normal	Semi-aerobatic	Aerobatic
n_1	$2.1 + 24\,000/(W + 10\,000)$	4.5	6.0
n_2	$0.75n_1$ but $n_2 \nlessgtr 2.0$	3.1	4.5
n_3	1.0	1.8	3.0