

Fadiga em Caças de Combate

**EBOOK
EXCLUSIVO**

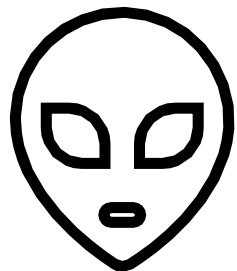
Por Carlos E. Chaves



Engenharia
Aeronáutica

Sumário

- **Sobre o instrutor, o Portal e o curso**
- **Histórico de fadiga em caças (do F-89 ao F-15)**
- **Evolução das filosofias de projeto**
- **Como assegurar a integridade da estrutura?**
- **Análise de missões, cargas, configurações**
- **Análise estrutural**
- **Ensaio estruturais**
- **Monitoramento da frota**
- **Considerações finais**



EMBORA POSSA NÃO PARECER, TODA A
INFORMAÇÃO A SER APRESENTADA
DURANTE ESSA LIVE É DE DOMÍNIO PÚBLICO
E ESTÁ DISPONÍVEL (EM ALGUM LUGAR) NA
INTERNET...

- Engenheiro naval (USP), graduado em 1990
- MsC (USP) em 1994, PhD (Universidade de Tóquio) em 1998
- Trabalha na Embraer desde 1999
- Professor (ITA) em disciplinas de fadiga e mecânica da fratura (2000-2011)
- Outros...



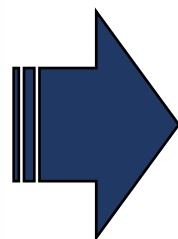
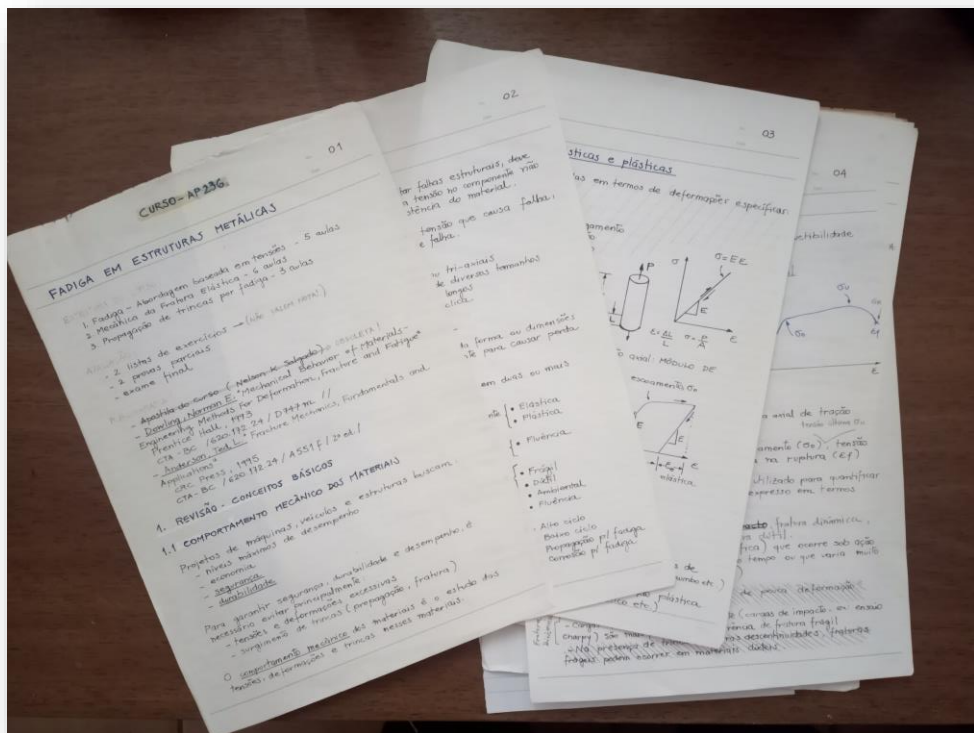


Curso de Fadiga em Estruturas Aeronáuticas

Faça já sua matrícula no curso “Fadiga em Estruturas Aeronáuticas”. Curso desenvolvido por uma das maiores autoridades do Brasil nessa área e que traz um conteúdo completo sobre a disciplina, incluindo um histórico de problemas de fadiga, a consequente evolução nas filosofias de projeto e requisitos, uma série de conceitos e fundamentos referentes às metodologias de cálculo de fadiga que são as mais aplicadas hoje e, finalmente, um exemplo de aplicação que foi especialmente elaborado para o curso. Nesse exemplo, partindo-se das condições de carregamento, geometria, materiais e outras informações necessárias sobre as regiões a serem analisadas, você vai aprender a realizar uma análise de fadiga para uma aeronave! Aprenda com um dos maiores nomes do Brasil na área, com mais de 30 anos de experiência! As vagas são limitadas!


QUERO FAZER MINHA MATRÍCULA






FADIGA


Fluência (Creep)




Dúctil



Frágil



Propagação por Fadiga

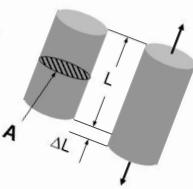


DEFORMAÇÕES ELÁSTICAS E PLÁSTICAS

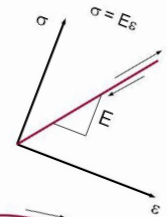
- Recuperação imediatamente após a remoção do carregamento
- Tensões e deformações proporcionais
- Constante de proporcionalidade para tensão axial: MÓDULO DE ELASTICIDADE (E)

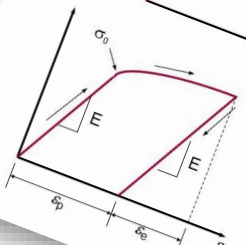
DEFORMAÇÕES PLÁSTICAS

- Não são recuperadas durante o descarregamento
- → são deformações permanentes
- Início das deformações plásticas (ESCOAMENTO)
- → pequenos acréscimos de tensões resultam em grandes aumentos de deformações
- Tensão de escoamento (notação): σ_0



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

$$\epsilon = \frac{\Delta L}{L}$$


$$\sigma = E\epsilon$$


Inclui:

- Teoria
- Exemplos de aplicação
- Análise por Elementos Finitos



SLIDES DESTA LIVE COM ASSUNTOS QUE
TAMBÉM SÃO EXPLICADOS (COM MAIS
DETALHE) NO CURSO DE FADIGA
AERONÁUTICA ESTARÃO INDICADOS
COM O SÍMBOLO



- Caças são aeronaves militares de asa fixa projetadas primordialmente para combate aéreo. Têm como características chave não apenas o poder de fogo mas também sua alta velocidade e manobrabilidade



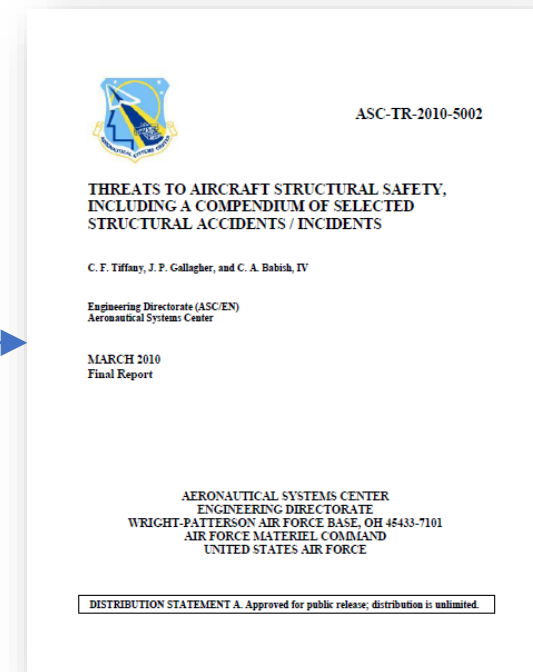
- Normalmente caças são sujeitos a condições de carregamento extremas
- No passado, fadiga não era considerado um problema para caças, dimensionados por critérios estáticos
- Entretanto, com o aumento da complexidade e custo das aeronaves e vários acidentes ao longo do tempo (discutidos a seguir), esse assunto vem ganhando importância
- **Evitar problemas com fadiga não é uma tarefa necessariamente simples**
- Considerar aspectos desde o projeto preliminar até o fim da vida da aeronave



USAF

- F-89C – Scorpion
- F-84 – Thunderjet
- F-86 – Sabre
- F-4C e F-4E – Phantom II
- F-111 – Aadvark
- F-15 - Eagle

Referência:
ASC-TR-2010-5002





- 1050 aeronaves fabricadas
- Pelo menos 6 quedas de aeronaves em 1952, devido a fadiga nas asas
- Frota “no chão” em Setembro de 1952
- Ensaio full-scale: vida muito curta na raiz das asas, asas tendiam a torcer nas pontas para G's elevados
- Tanques de combustível



- 7524 aeronaves fabricadas
- Falhas catastróficas nas asas a partir de 1948
- Após 9 quedas por separação de asas, reduziu-se o limite de G's de pull-up
- Após 12 acidentes fatais, foi feita uma inspeção na frota → 70% com trincas



Pictured: 1950's vintage F-84 Thunderbirds
(photograph from Southwest Research Institute brochure)

- Ensaio full-scale
- Reparos e modificações na frota
- Vida em fadiga (safe-life) de 3000 FH



- 9860 aeronaves fabricadas
- Várias perdas de asas durante o voo → suspeita de fadiga na fixação das asas
- Ensaio de fadiga na asa → trincas após 600 horas
- Após correções, as aeronaves passaram a atingir 2.500 a 3.000 horas de voo

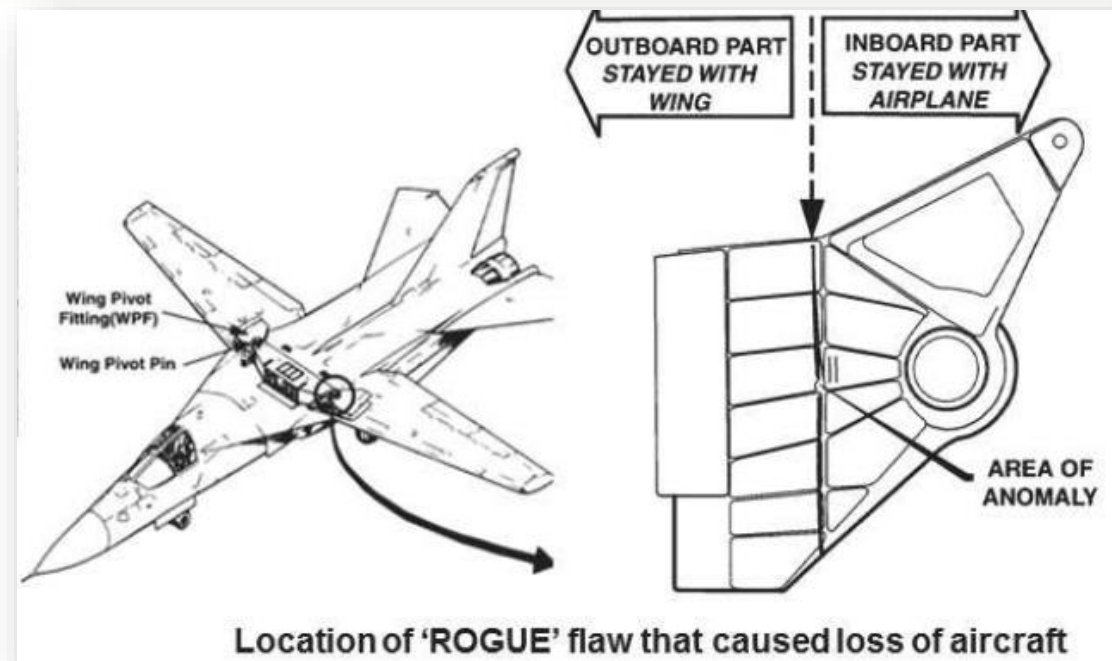
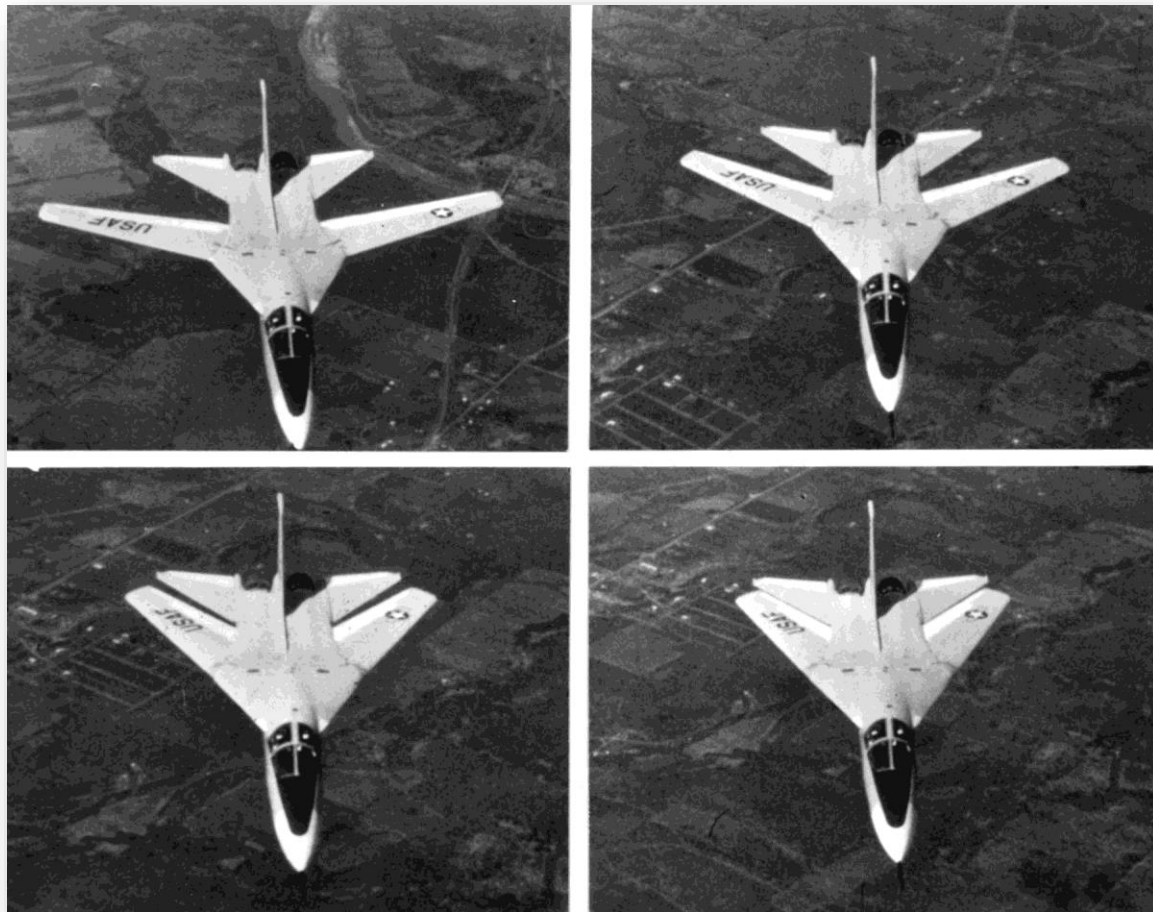


- 5195 aeronaves fabricadas
- Inúmeras quedas
- Inúmeras modificações na frota
- Inúmeros ensaios de fadiga
- Problemas de fadiga na raiz da asa, corrosão sob tensão nas longarinas, fuselagem, tanques, estabilizadores



- 563 aeronaves fabricadas
- Projetado para 4000 FH
- Acidente emblemático, aeronave #94, perdeu a asa numa manobra de pull-up a 4G's
- Carga limite de projeto: 7.33 G's

- Falha ocorreu após 105 horas de voo
- Defeito de manufatura na raiz da asa (fixação do pivot de articulação)





- Inúmeras inovações resultantes dessa falha (“a trinca mais infame da história da aviação”):
 - Novos requisitos (MIL)
 - Nova filosofia de projeto
→ Projeto Tolerante a Dano



- 2 de Novembro, 2007 – uma aeronave F-15 voando pela Guarda Nacional do Missouri teve a fuselagem partida em pleno ar durante um exercício de treinamento.
- O piloto se ejetou da aeronave após a separação das partes.

DESTROÇOS DA AERONAVE - FUSELAGEM TRASEIRA



FUSELAGEM DIANTEIRA

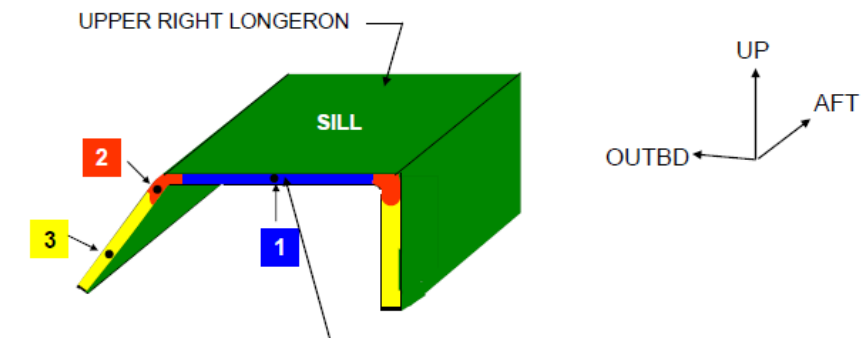
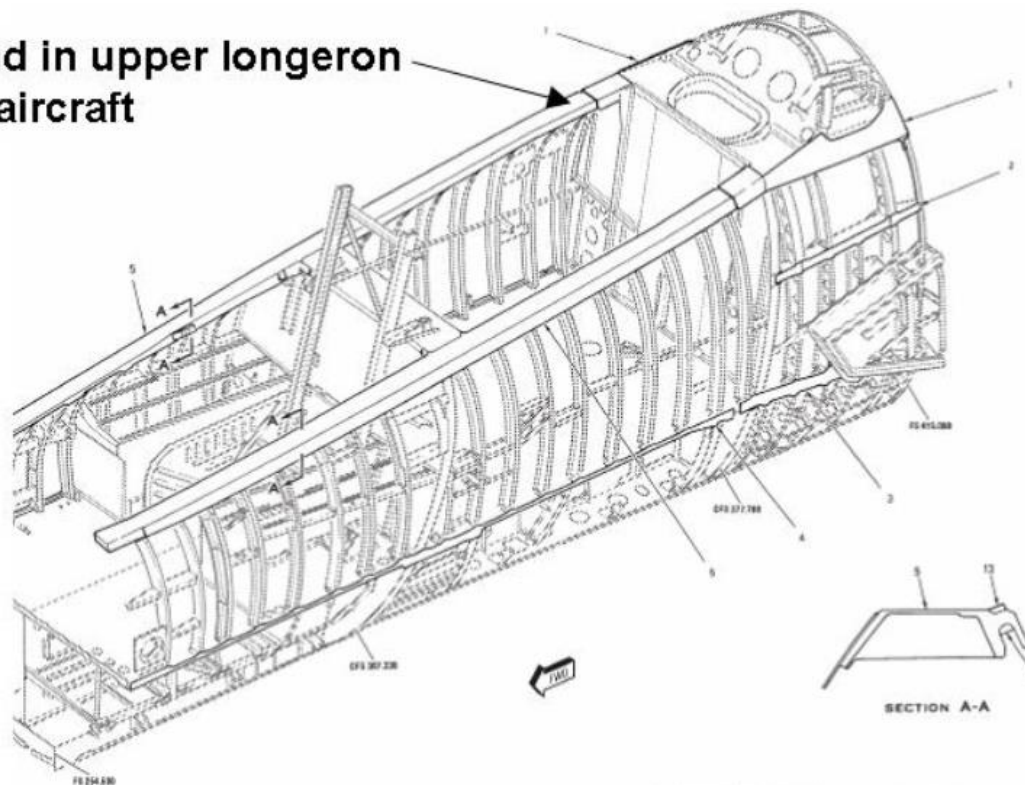


Reconstituição baseada no testemunho do piloto



- A reconstituição do acidente indicou falha no longeron superior da cabine.
- O longeron é uma estrutura single load path, não fail-safe.

Crack found in upper longeron of mishap aircraft

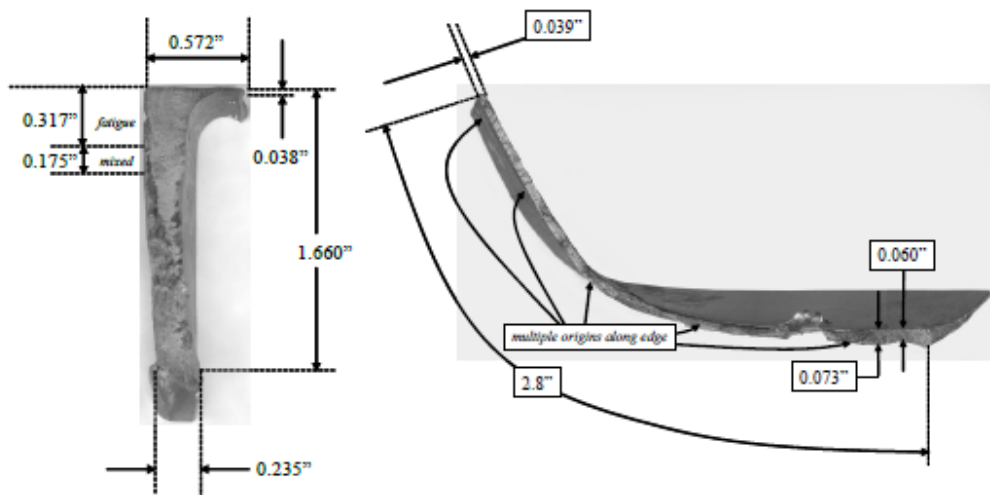


Cracks found in right upper longeron of mishap aircraft:

- Cracks started in area 1, grew thru sill thickness from bottom side of sill
- Crack continued to area 2 and reached critical size (bottom of area 2)
- High Speed running crack thru area 3 resulted in failure of the longeron

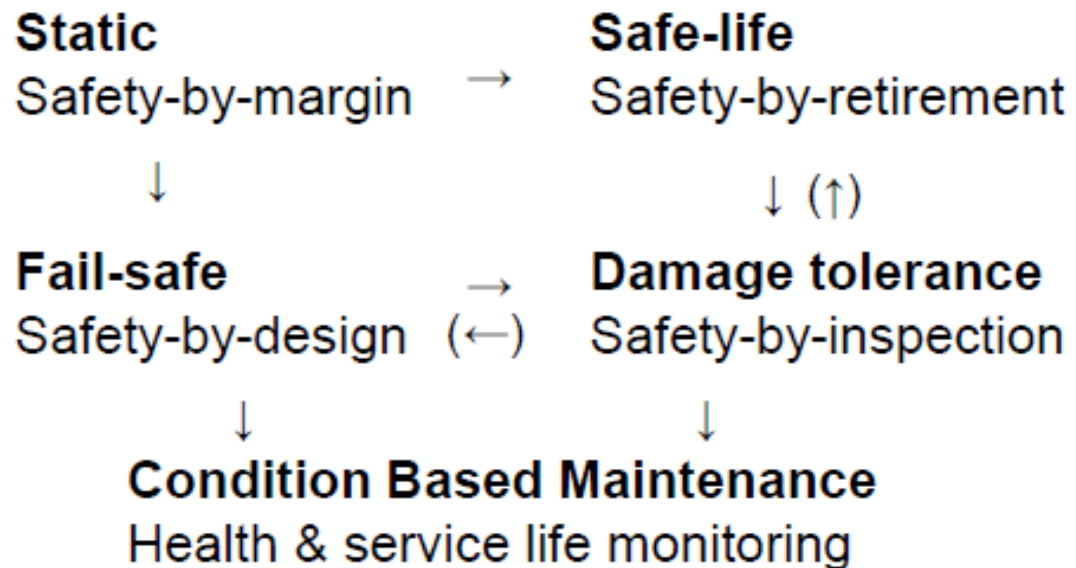
- A análise da seção do longeron indicou uma espessura de 0.039" a 0.076" na região da iniciação das trincas, quando deveria ter uma espessura mínima de 0.09".
- Além disso, a rugosidade superficial era muito maior do que o especificado.
- CAUSA: manufatura com falta de controle de qualidade e sem inspeções (do subcontratado), o que é inaceitável para um projeto single-load path.

Longeron well below blueprint dimensions on crack face

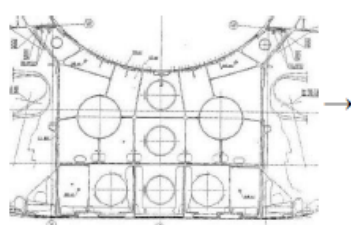
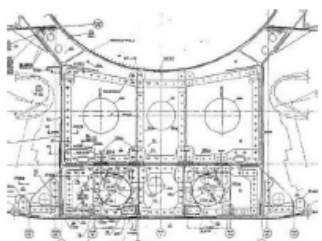




Evolution of Design Principles



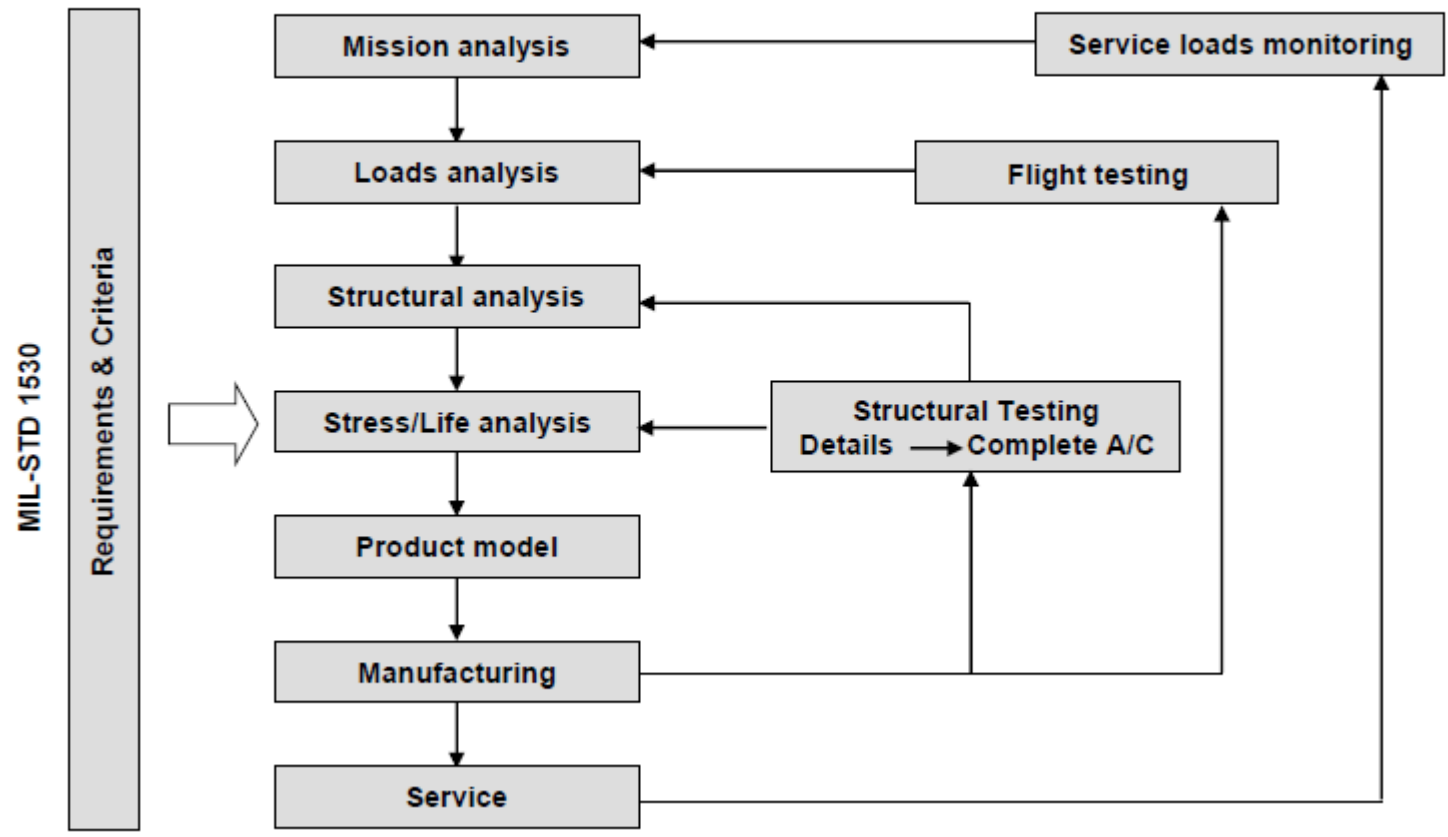
Parts count reduction → integral design solutions

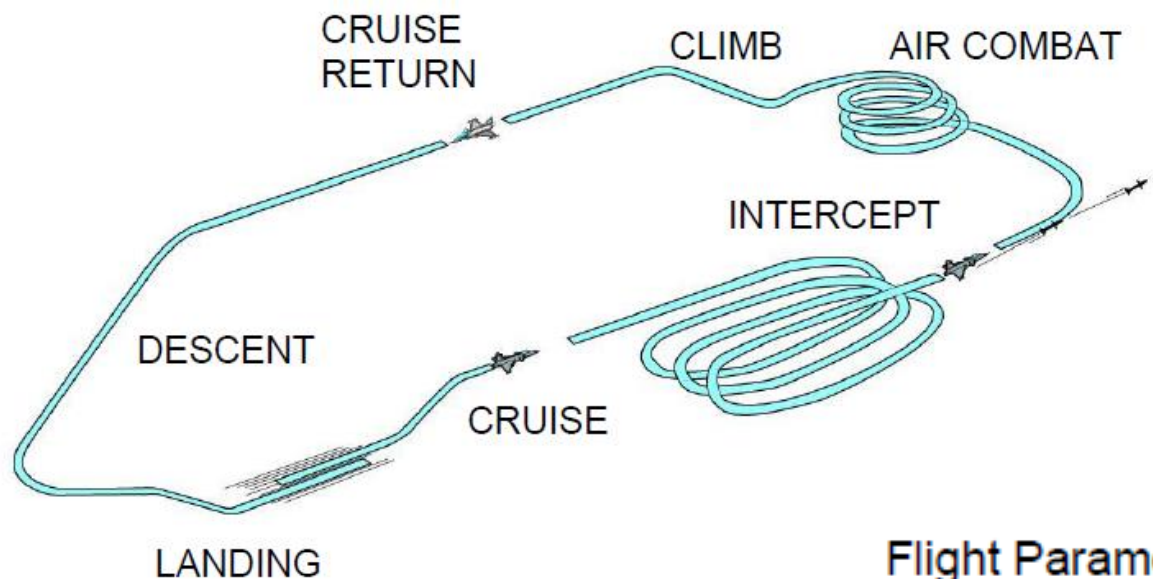


- Design for inspectability
- Attention to robustness and fail safe
- Lessen the inspection burden
- Keep track on actual structural conditions - CBM
- Design for reparability

- Como assegurar a integridade da estrutura?

Structural integrity management





Mission Types

- basic training
- air-to-air
- air-to-surface
- reconnaissance

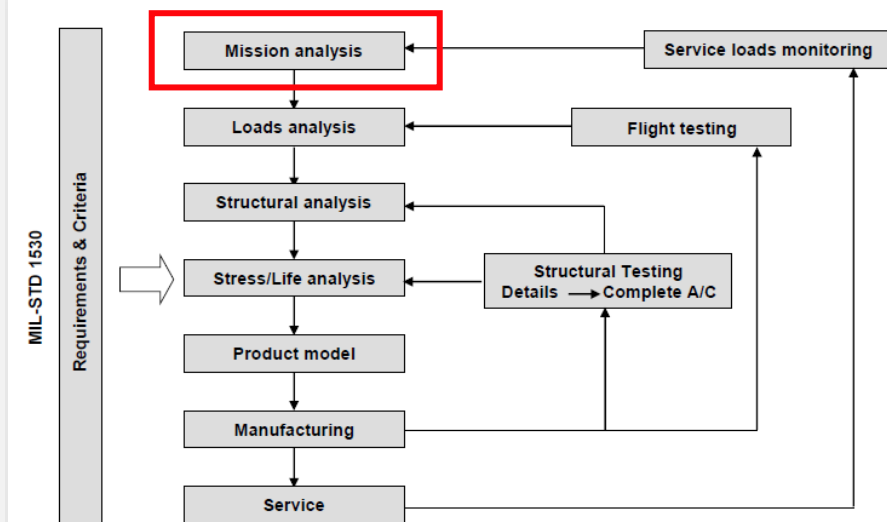
Mission Segments

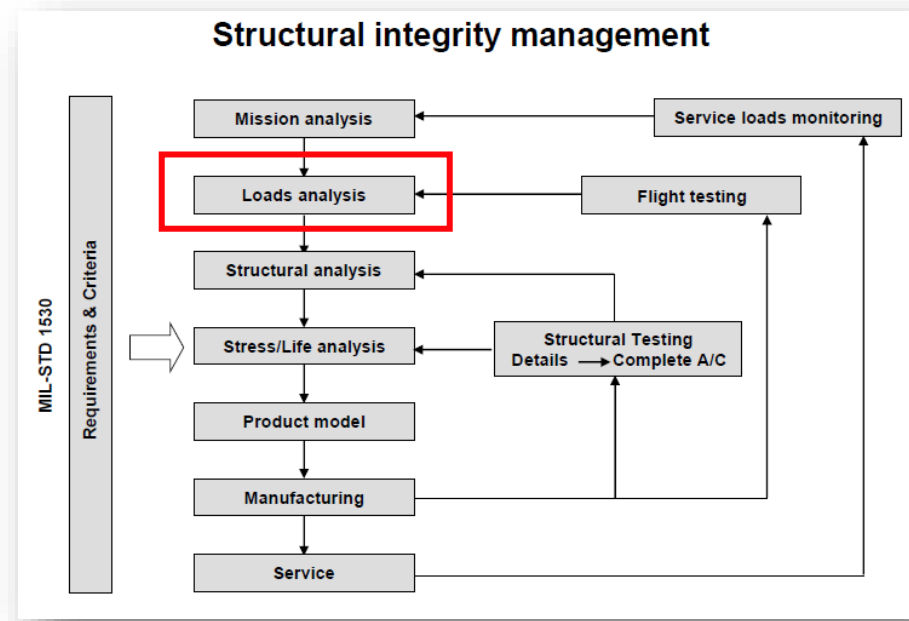
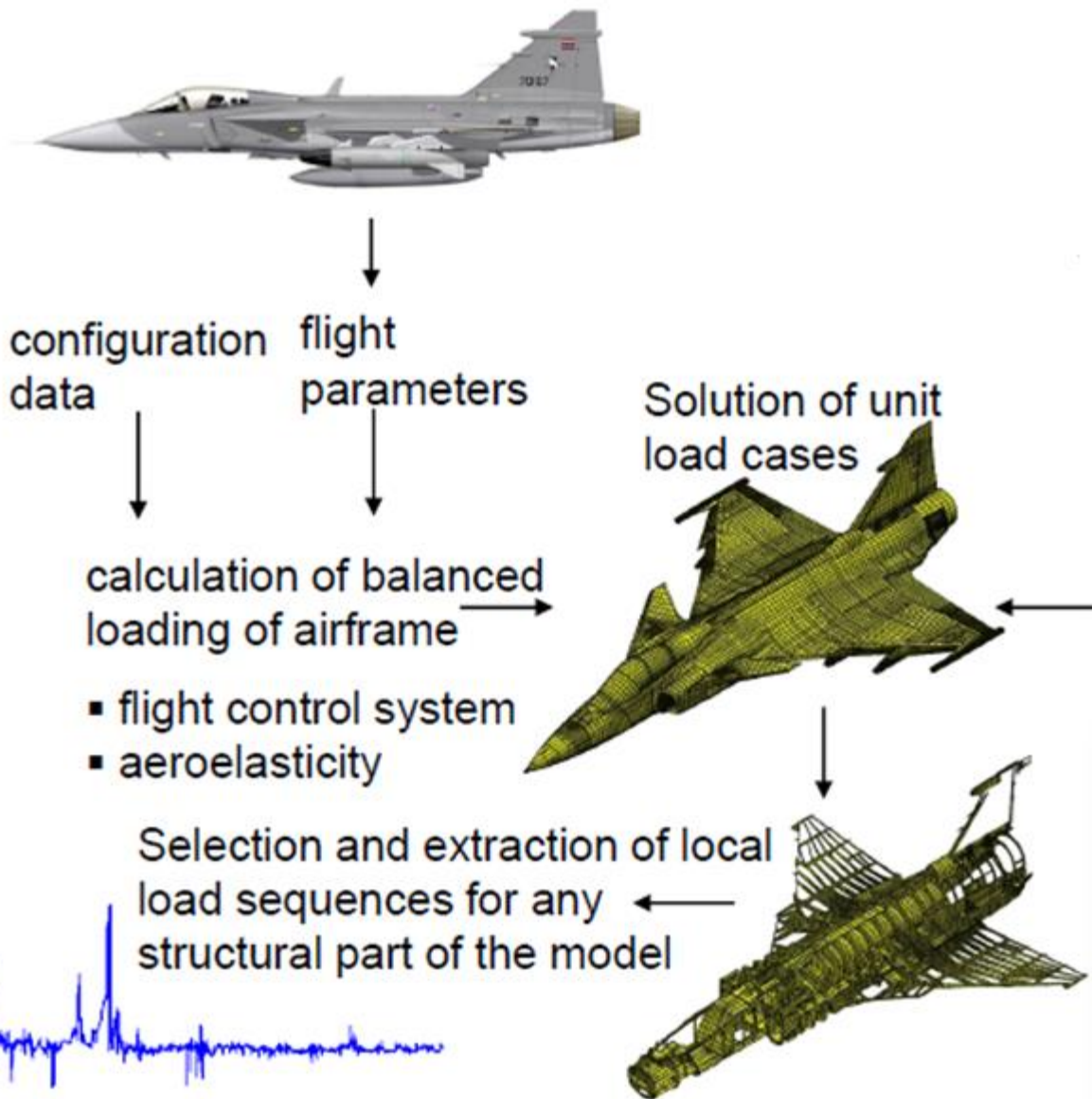
- safety and function tests
- ground manoeuvring
- combat manoeuvring
- store separation
- gun firing
- landing

Flight Parameters

- accelerations
- angular velocities
- speed
- altitude
- control surface deflections
- thrust
- fuel consumption
- store configurations

Structural integrity management



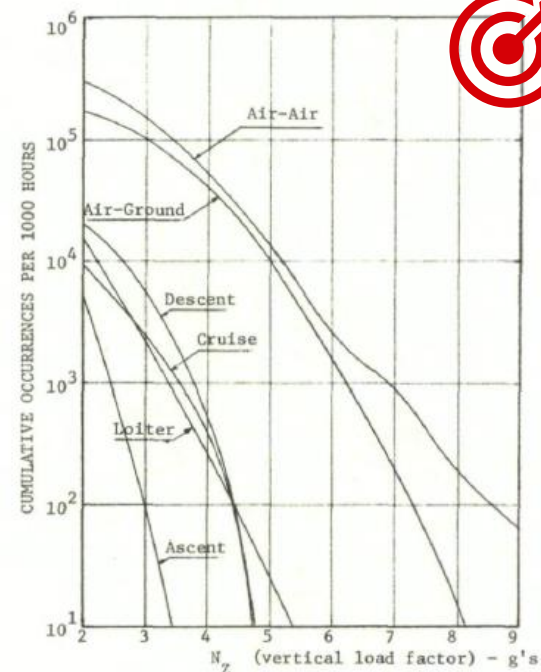
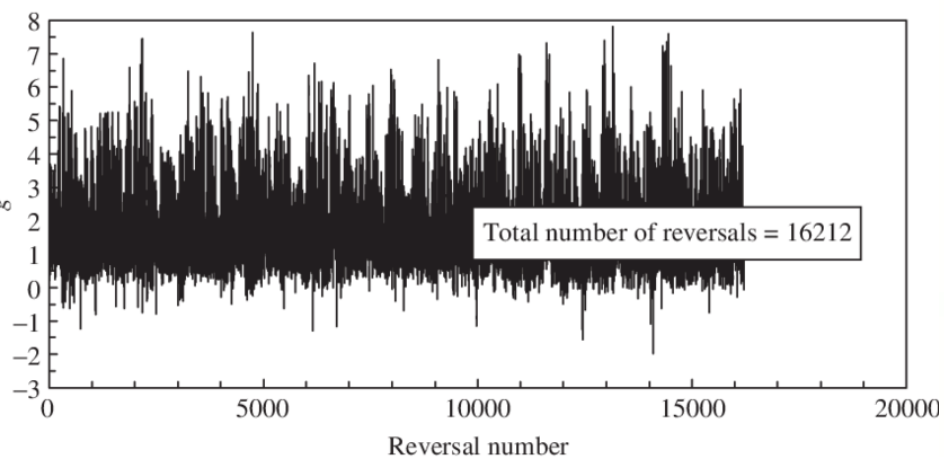


Referência:
ICAS 2018

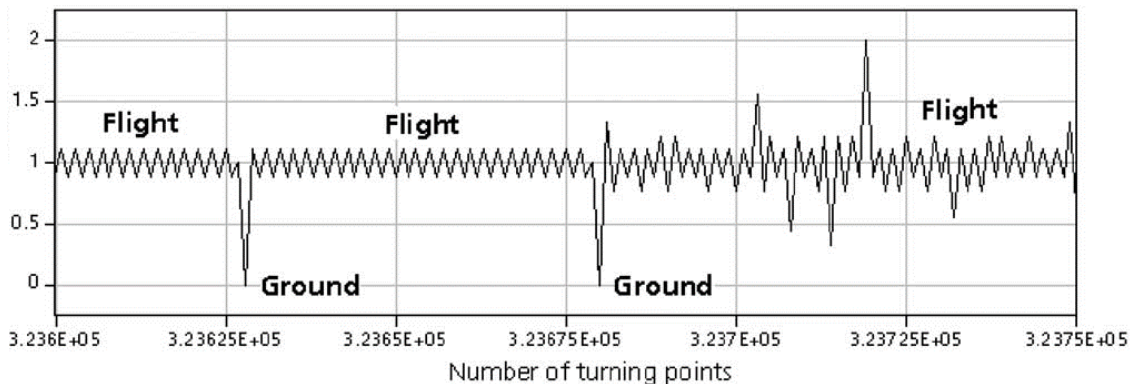
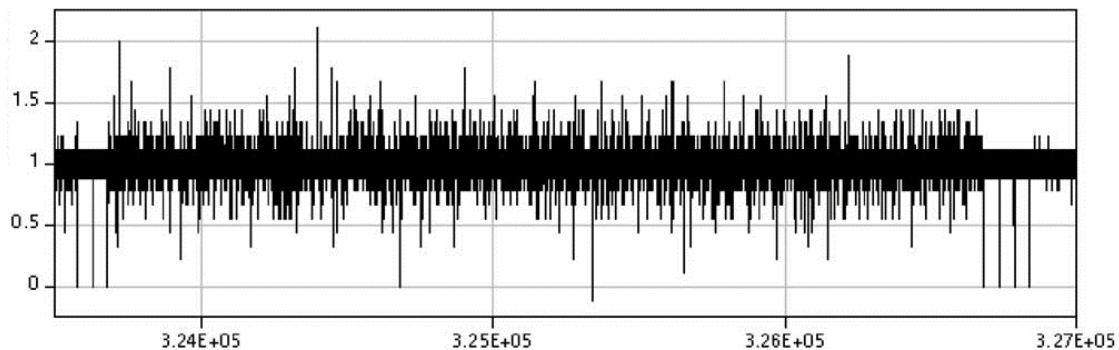




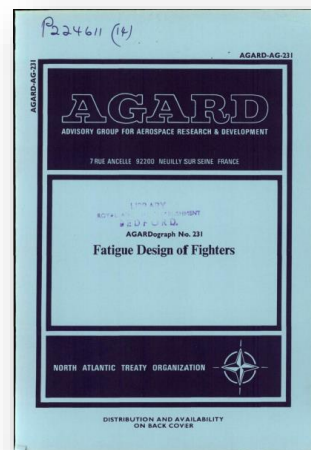
- Fatores de carga em operação para um avião comercial (abaixo) e de um caça (ao lado)



Espectros de manobras →

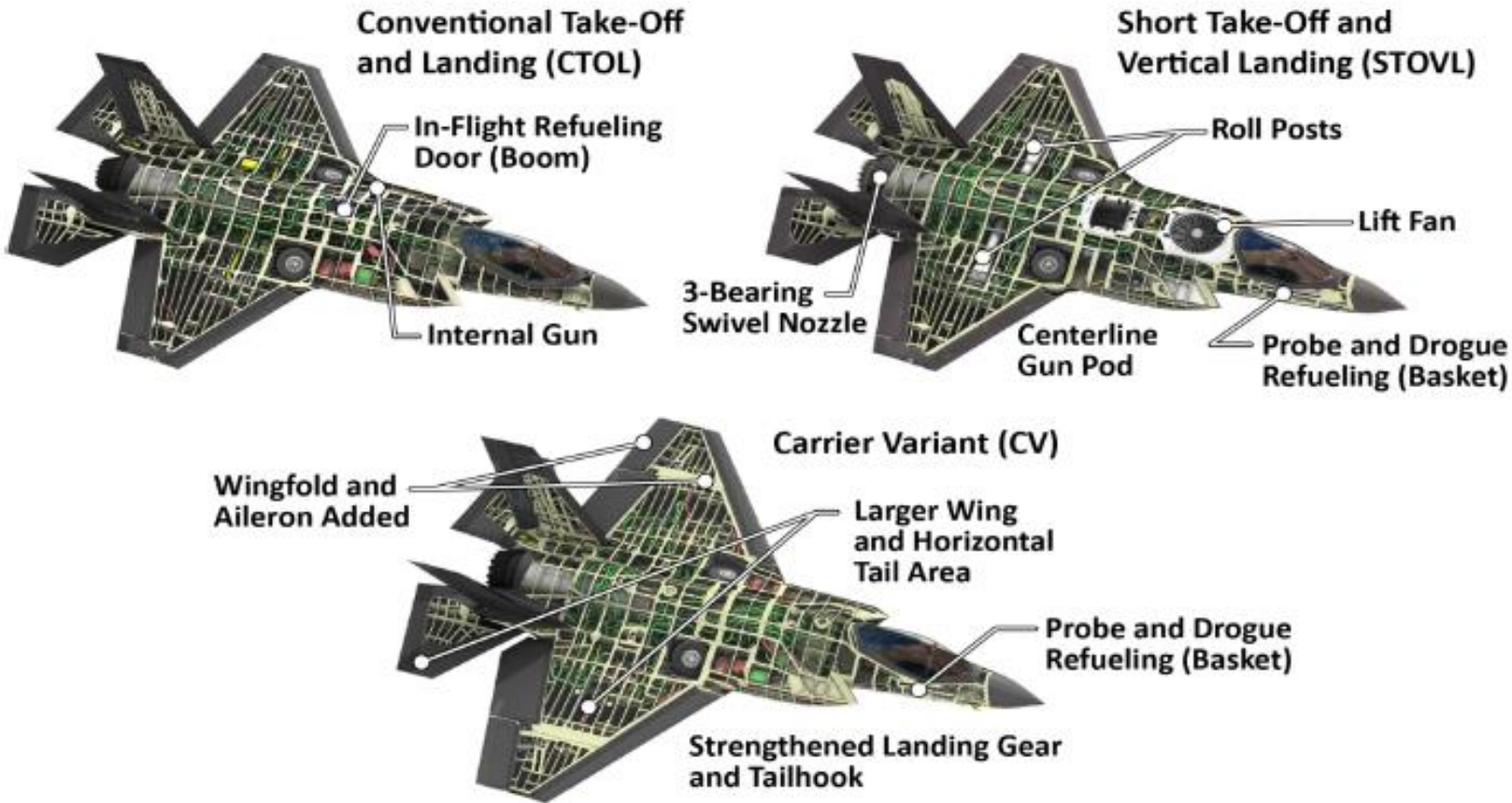


Referência:
AGARD AG-231

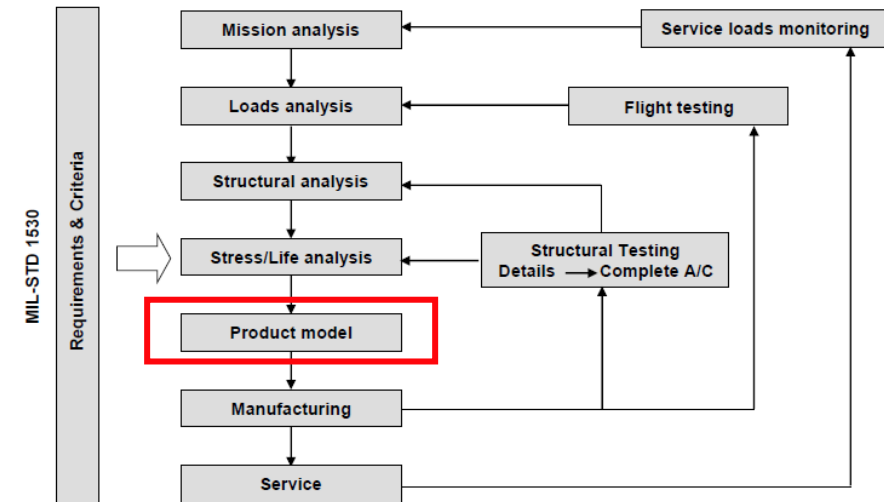


CONFIGURAÇÕES ESTRUTURAIS - F-35

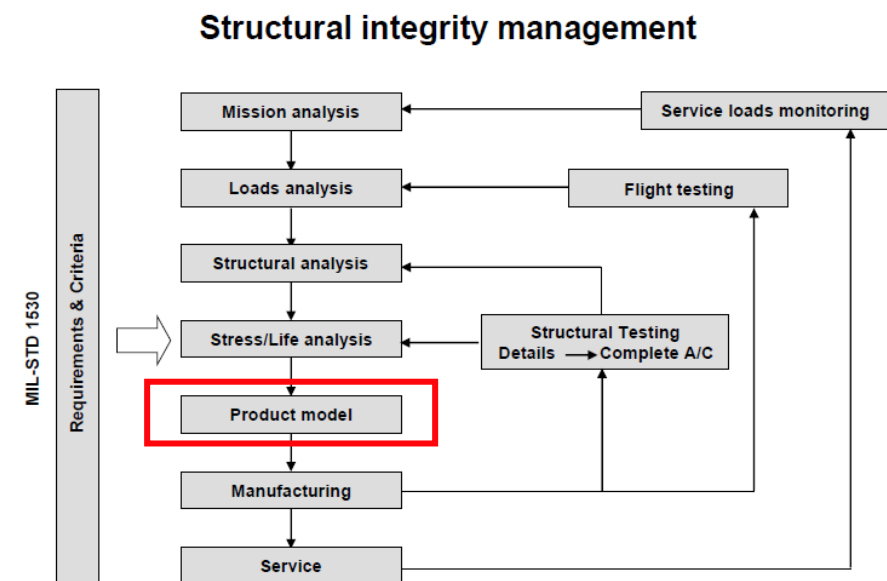
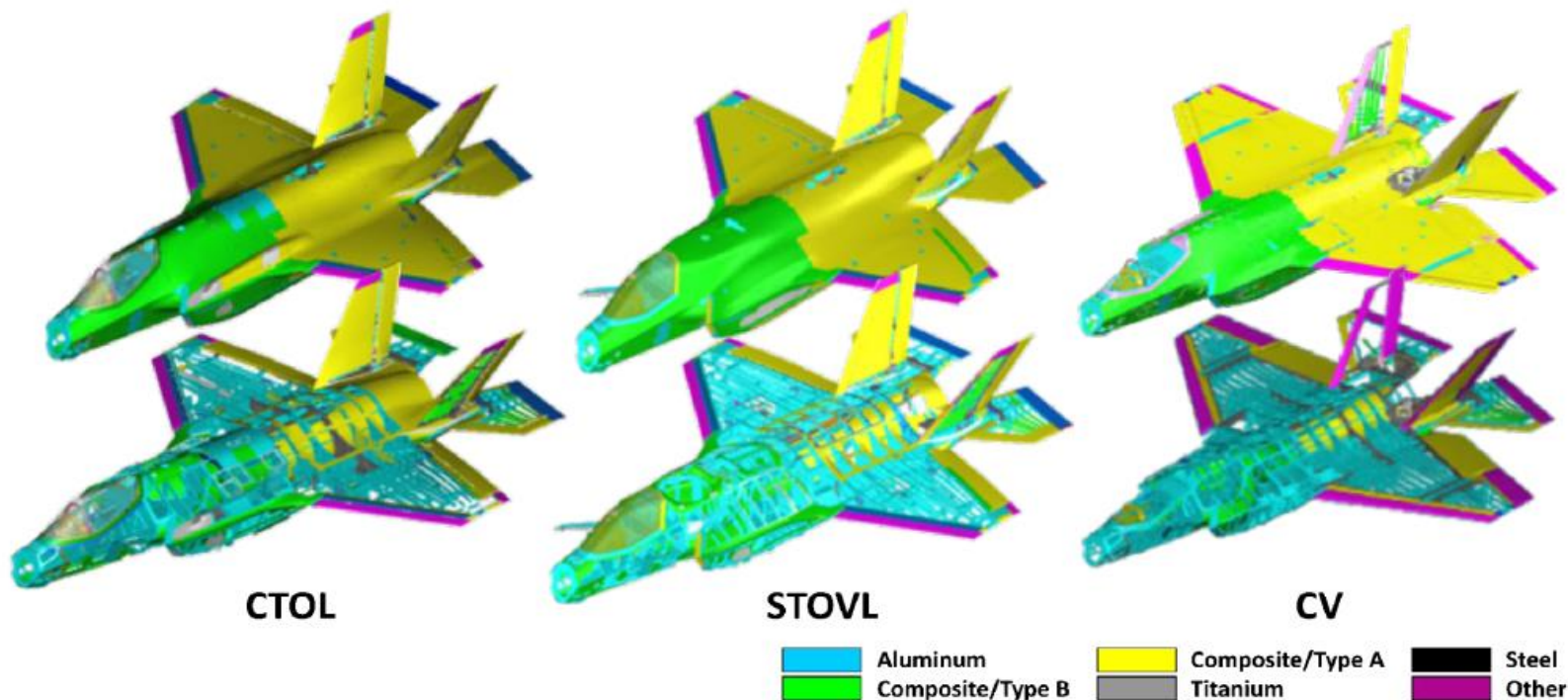
F-35 MULTI SERVICE STRUCTURES DESIGN



Structural integrity management

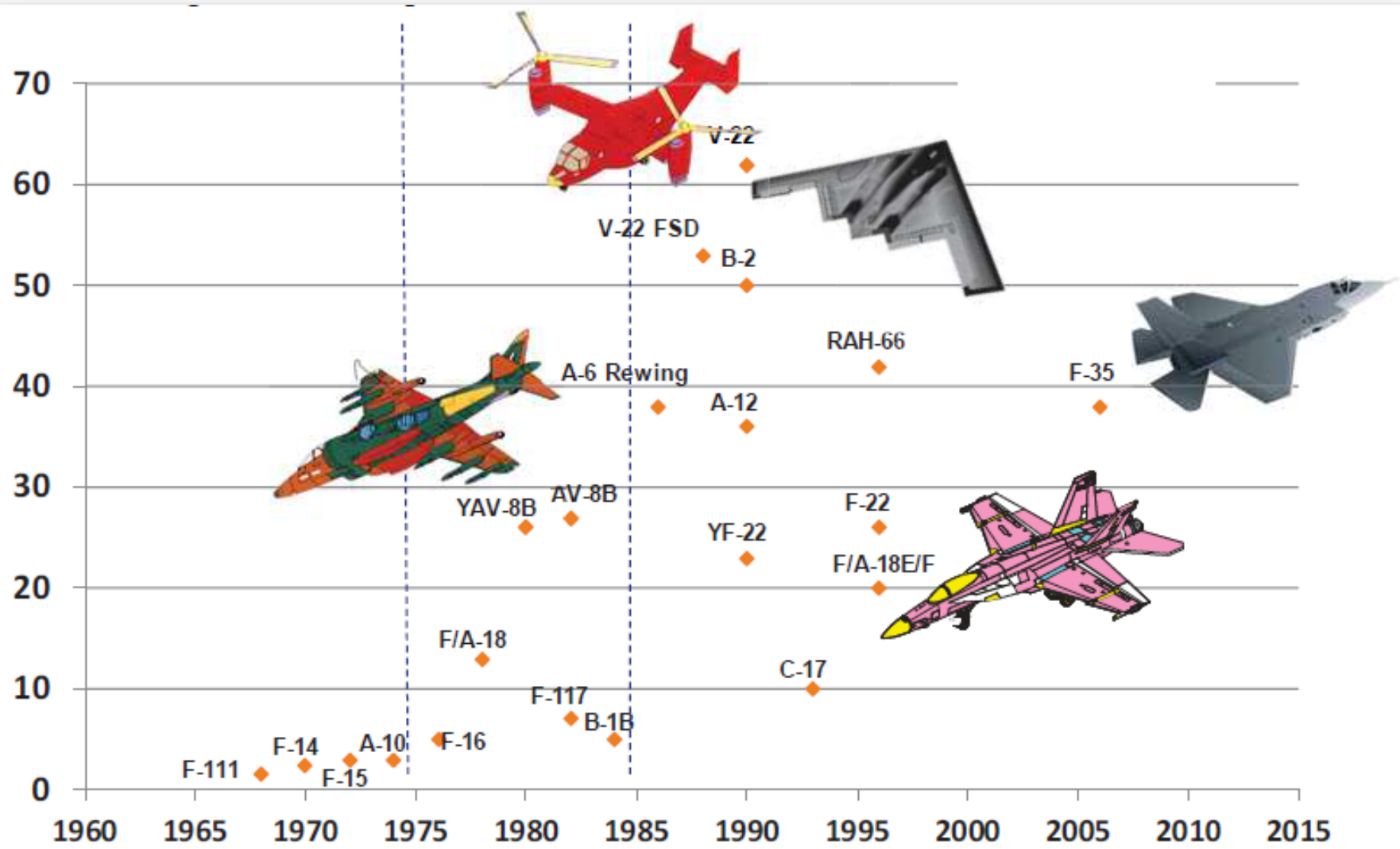


MATERIAIS UTILIZADOS PARA DIFERENTES CONFIGURAÇÕES ESTRUTURAIS - F-35

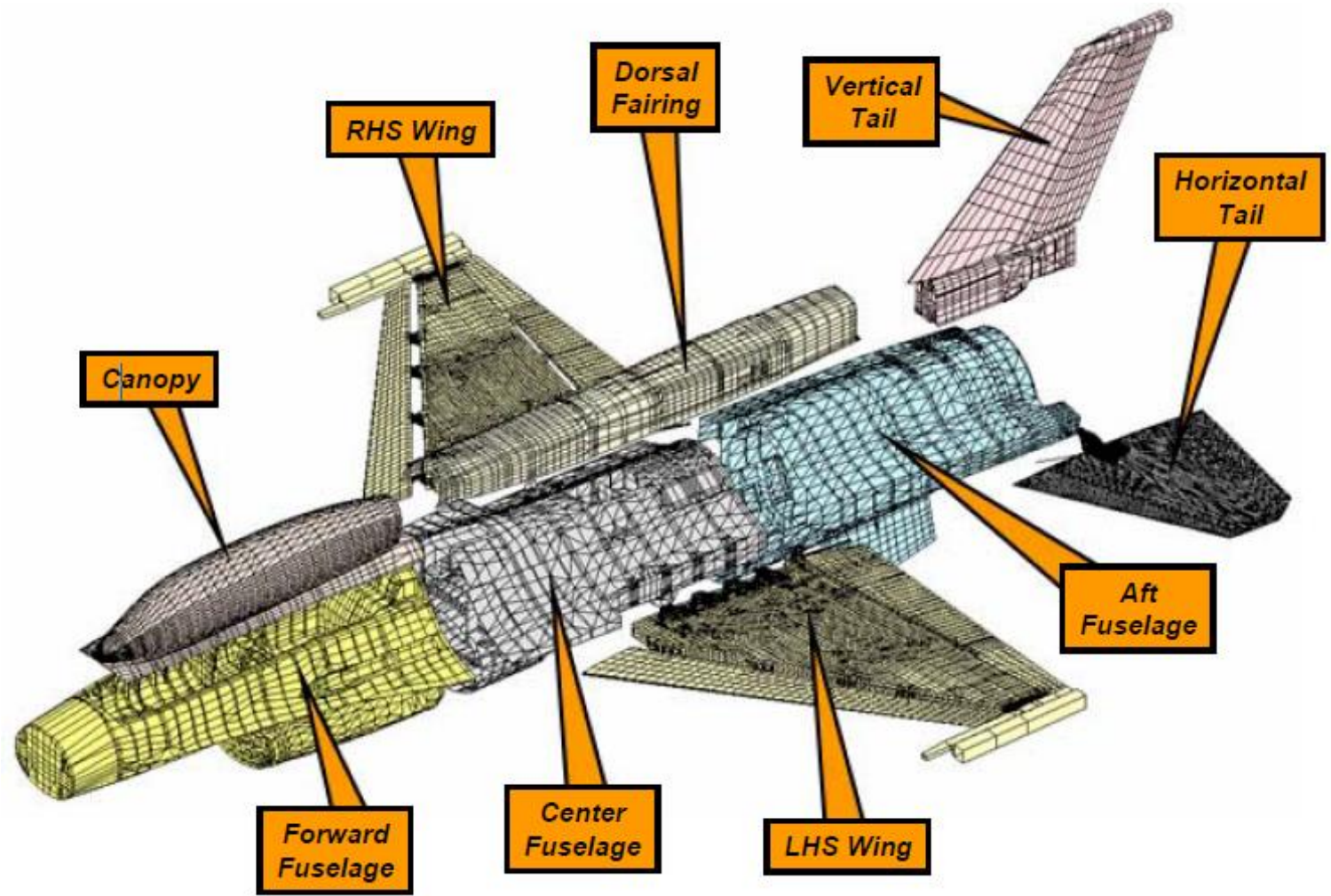


- Seleção de materiais leva em conta o peso, o custo e a performance.

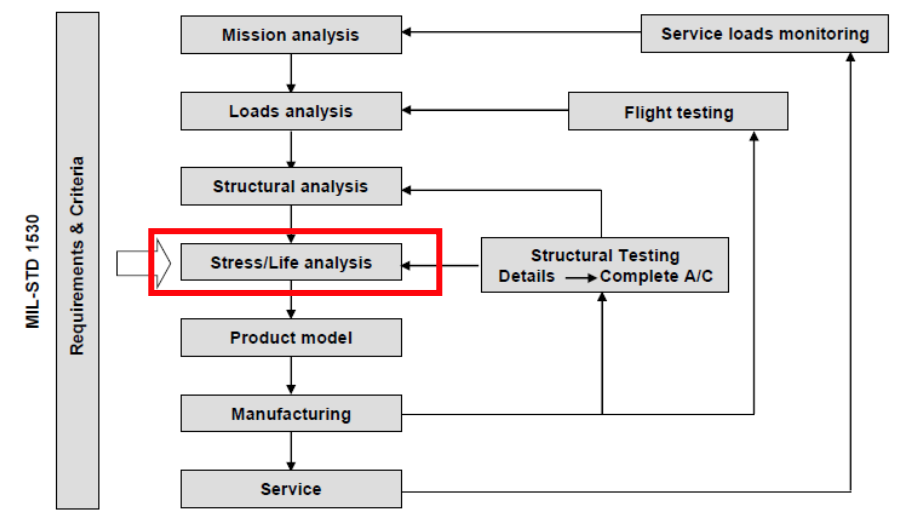
COMPÓSITOS EM CAÇAS (%) – LINHA DO TEMPO



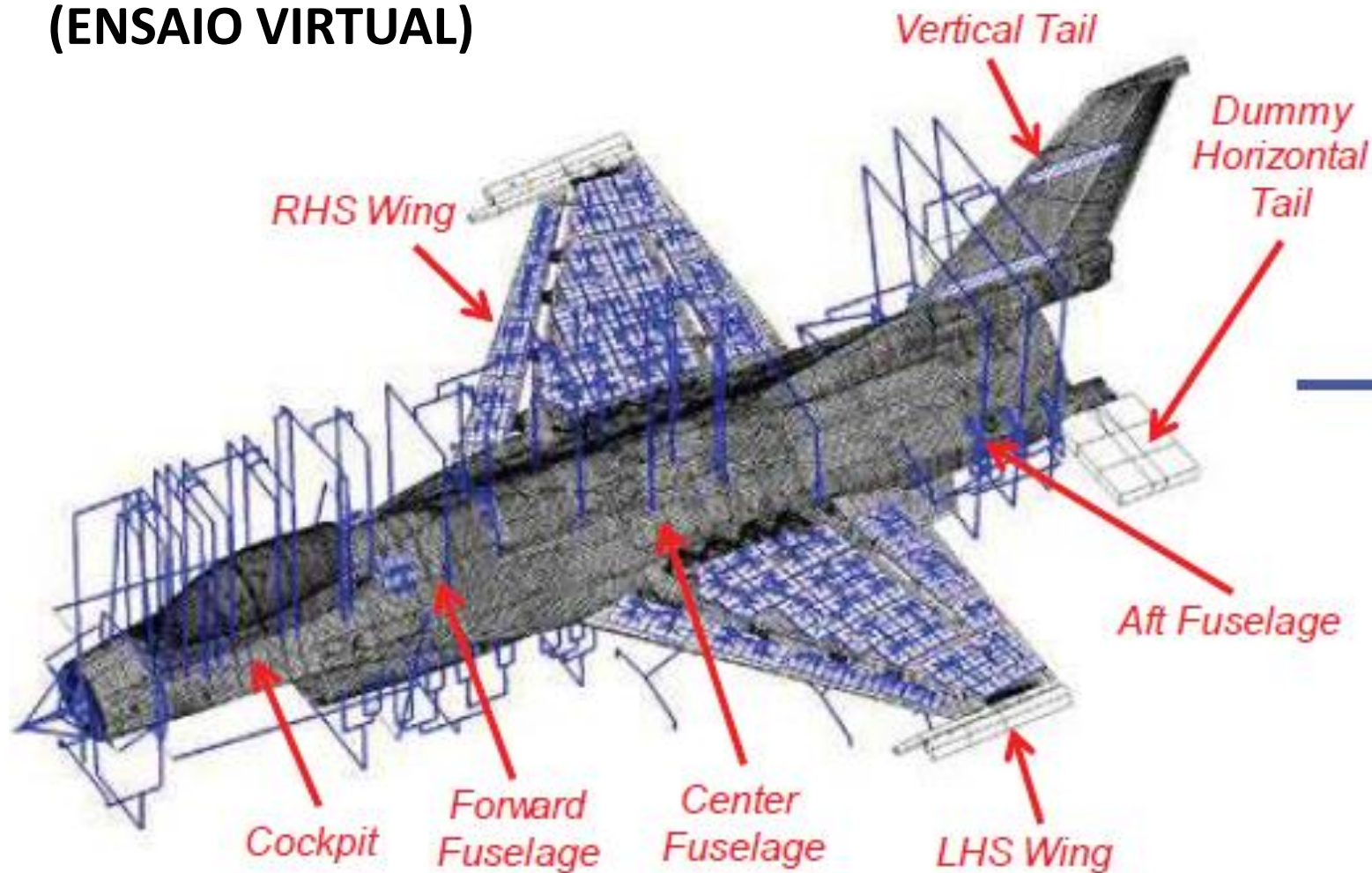
F-16 – MODELO GLOBAL DE ELEMENTOS FINITOS



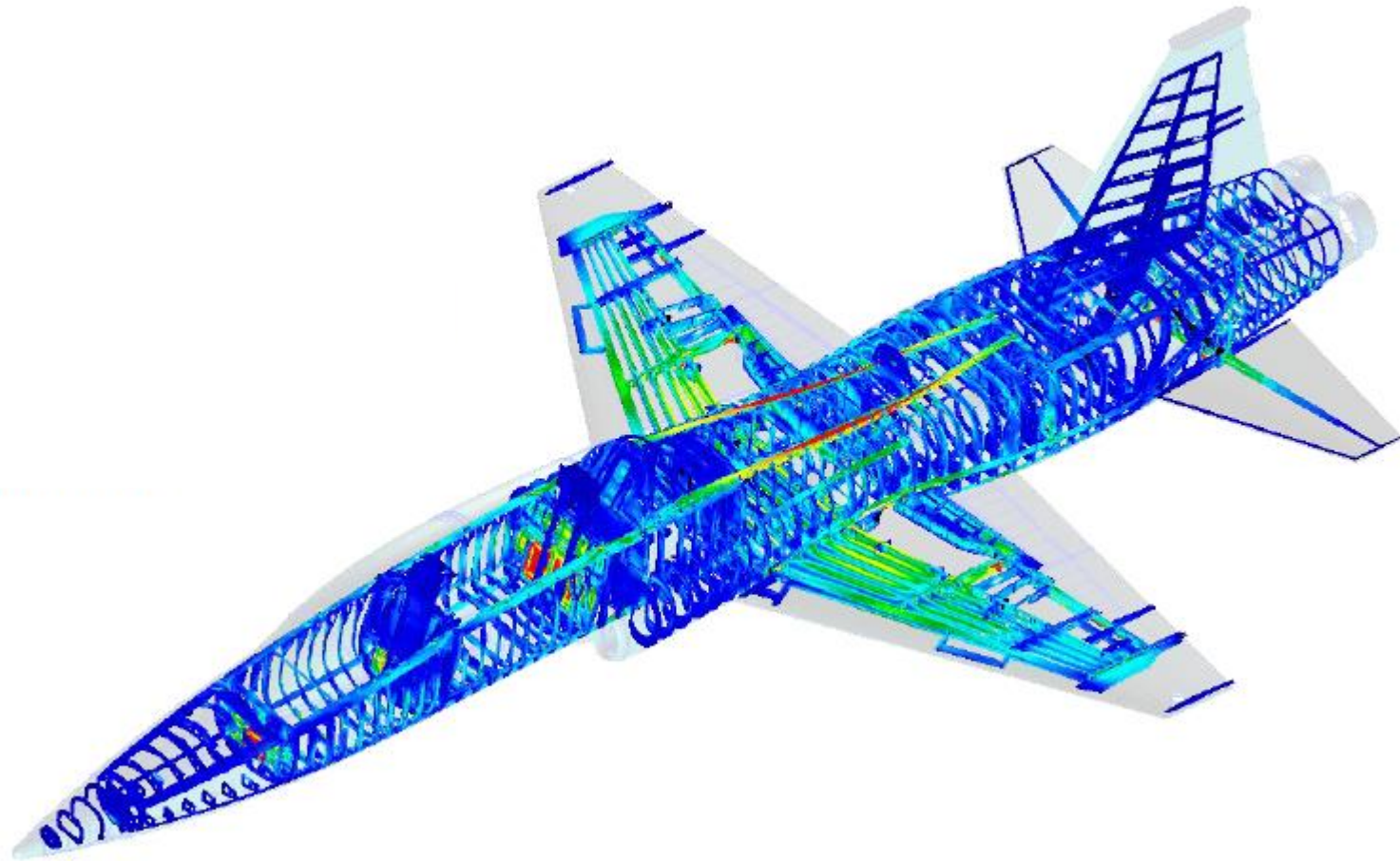
Structural integrity management



F-16 – MODELO NUMÉRICO DO ENSAIO DE FADIGA (ENSAIO VIRTUAL)

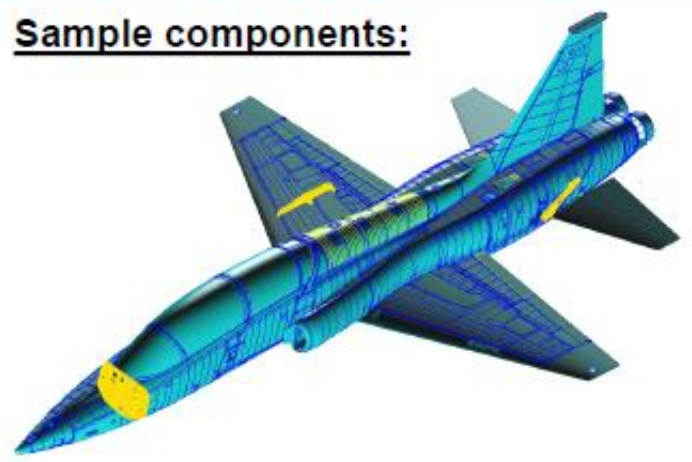


T-38 TALON – MODELO DE ELEMENTOS FINITOS (NORTHROP GRUMMAN)

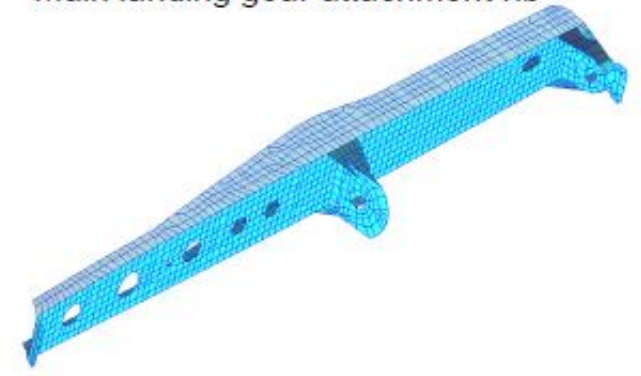


T-38 TALON – MODELOS DE ELEMENTOS FINITOS (NORTHROP GRUMMAN)

Sample components:

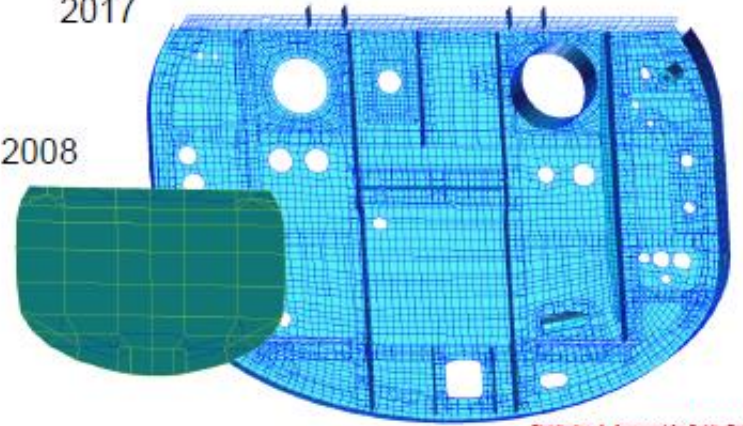


Main landing gear attachment rib

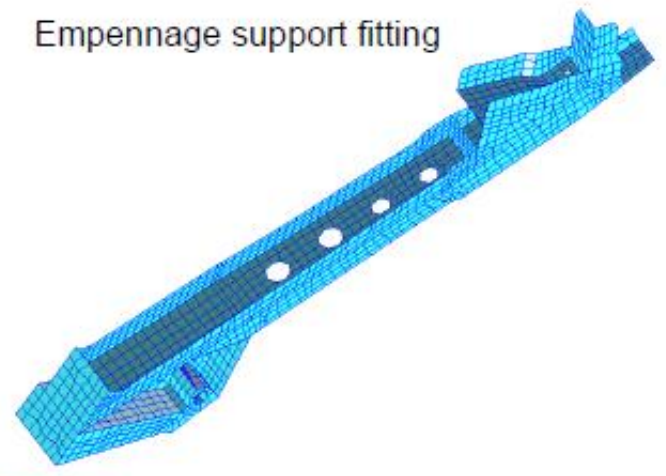


Forward bulkhead assembly
2017

2008



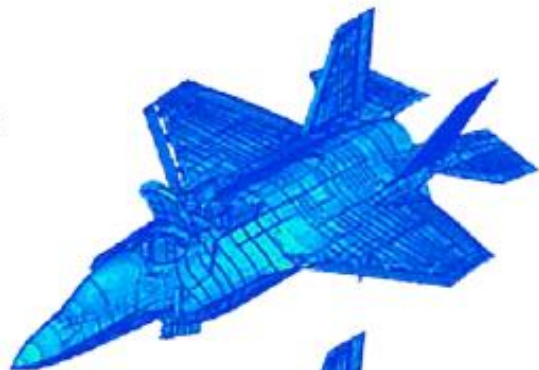
Empennage support fitting



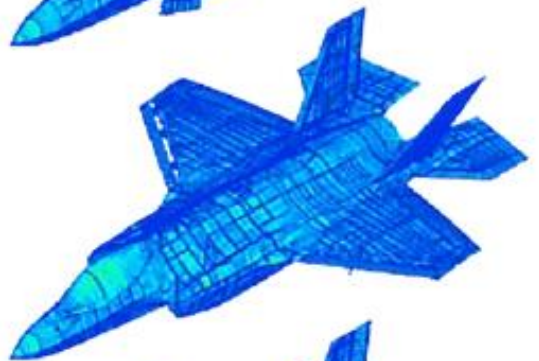
F-35 – MODELOS DE ELEMENTOS FINITOS

**STOVL BTP FEM:**

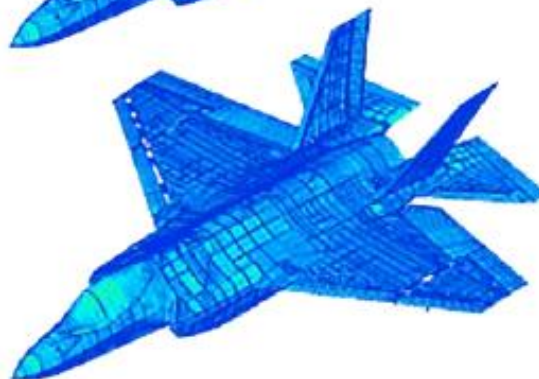
- 162K Nodes
- 221K Elements
- 21,329 Load Combinations

**CTOL BTP FEM:**

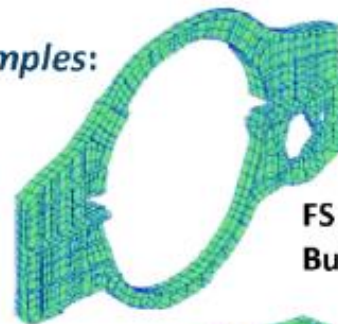
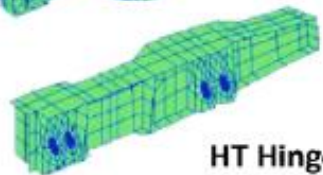
- 158K Nodes
- 213K Elements
- 14,555 Load Combinations

**CV BTP FEM:**

- 117K Nodes
- 240K Elements
- 25,363 Load Combinations

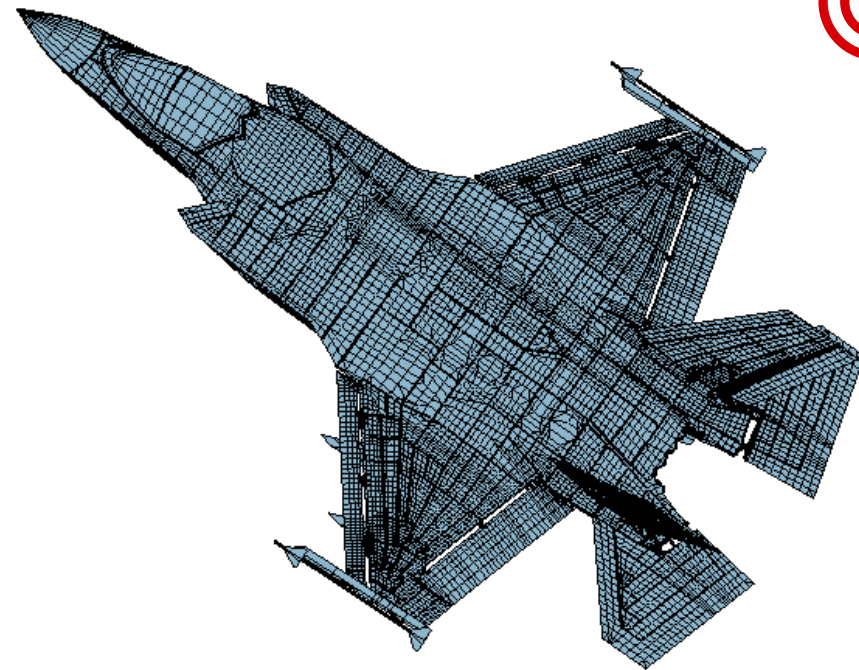
**High Fidelity Models Include:**

- 2.5D Mesh in Key Areas
- Mesh Density Established To Facilitate Future Test Correlation

Examples:FS 556
Bulkhead

HT Hinge Spar

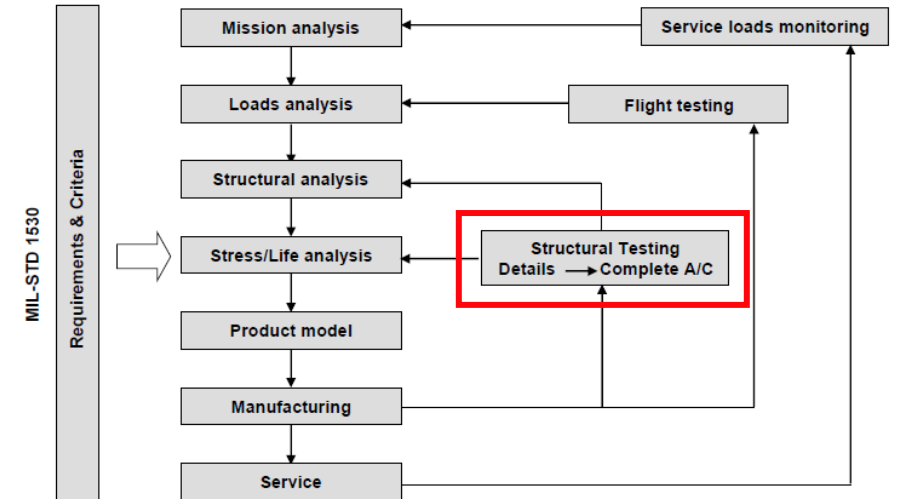
- Complete Air Vehicle Structural Representations
- Moveable Control Surfaces and Major In-Flight Opening Doors
- Overlapping Assumptions for Removable Panel Effectivity
- Structural Sizing Provided By Stress Analysts



ENSAIO DE FADIGA FULL-SCALE - F-16



Structural integrity management

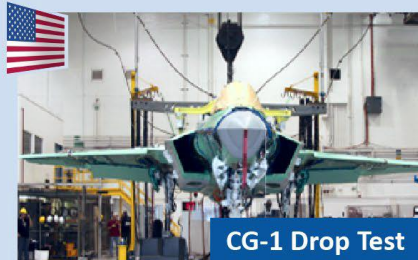


ENSAIOS FULL-SCALE – F-15



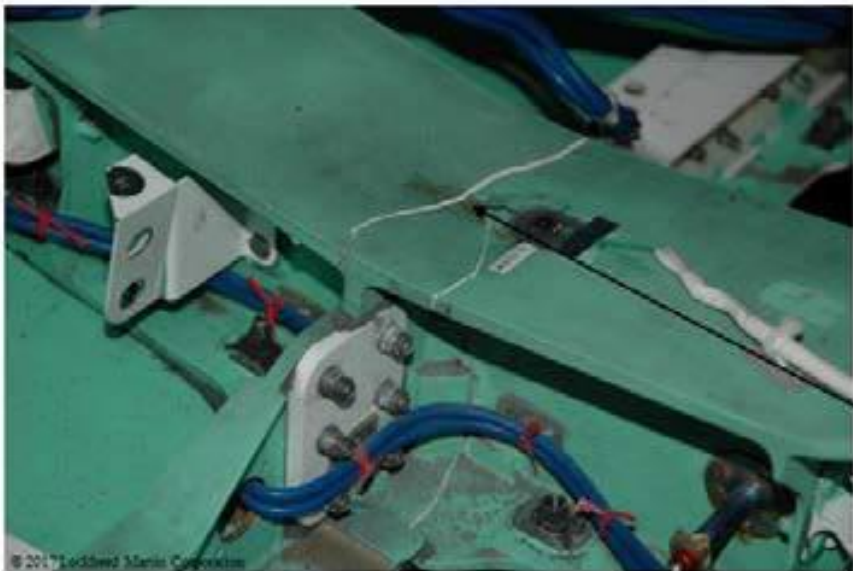


**F-35 –
ENSAIOS
FULL-SCALE**

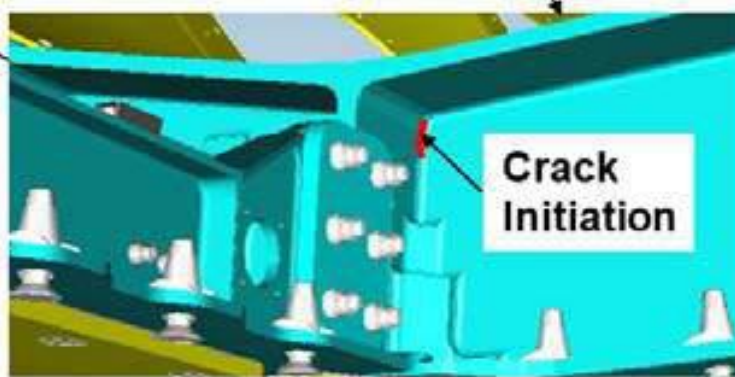
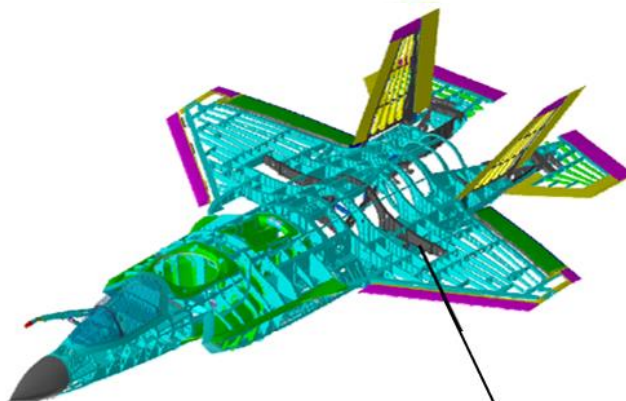


F-35 – ENSAIOS FULL-SCALE

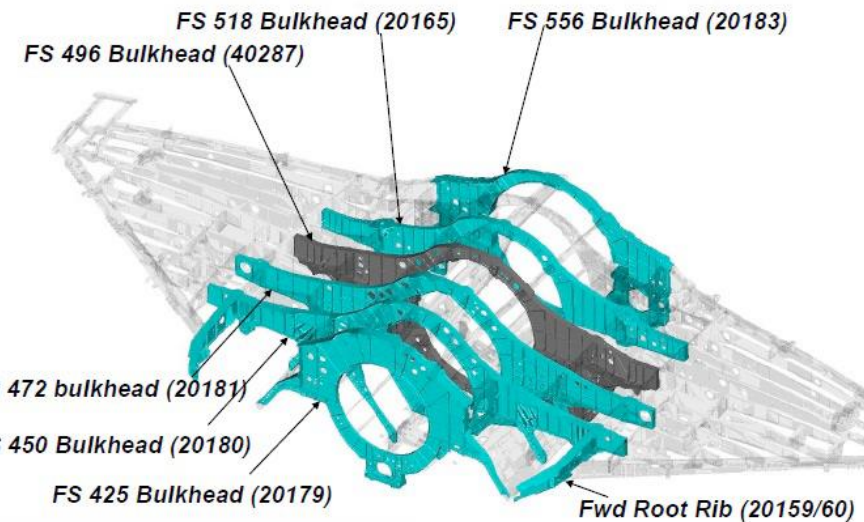
- Bulkhead A, 7085-T7452 Forging
Crack Location



Final Crack Path



Crack Location



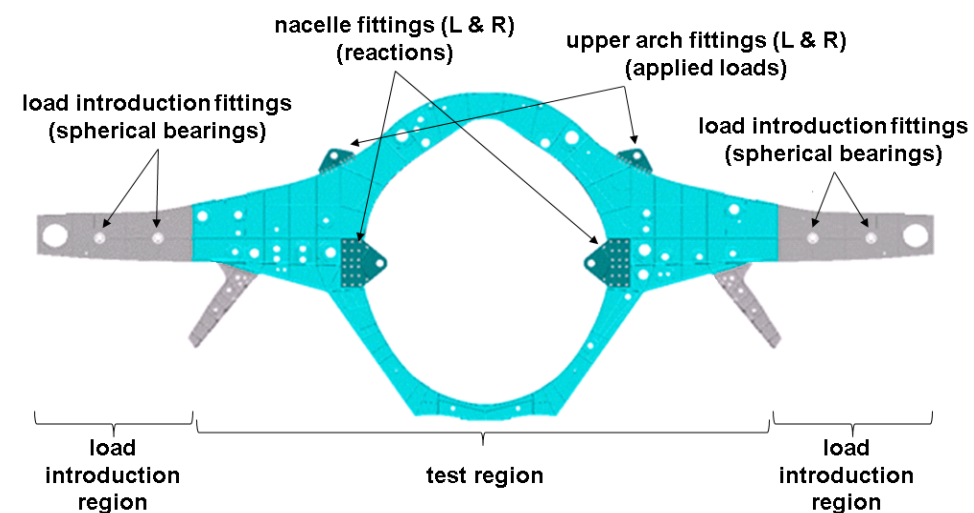
F-35 – ENSAIOS FULL-SCALE - TEARDOWN



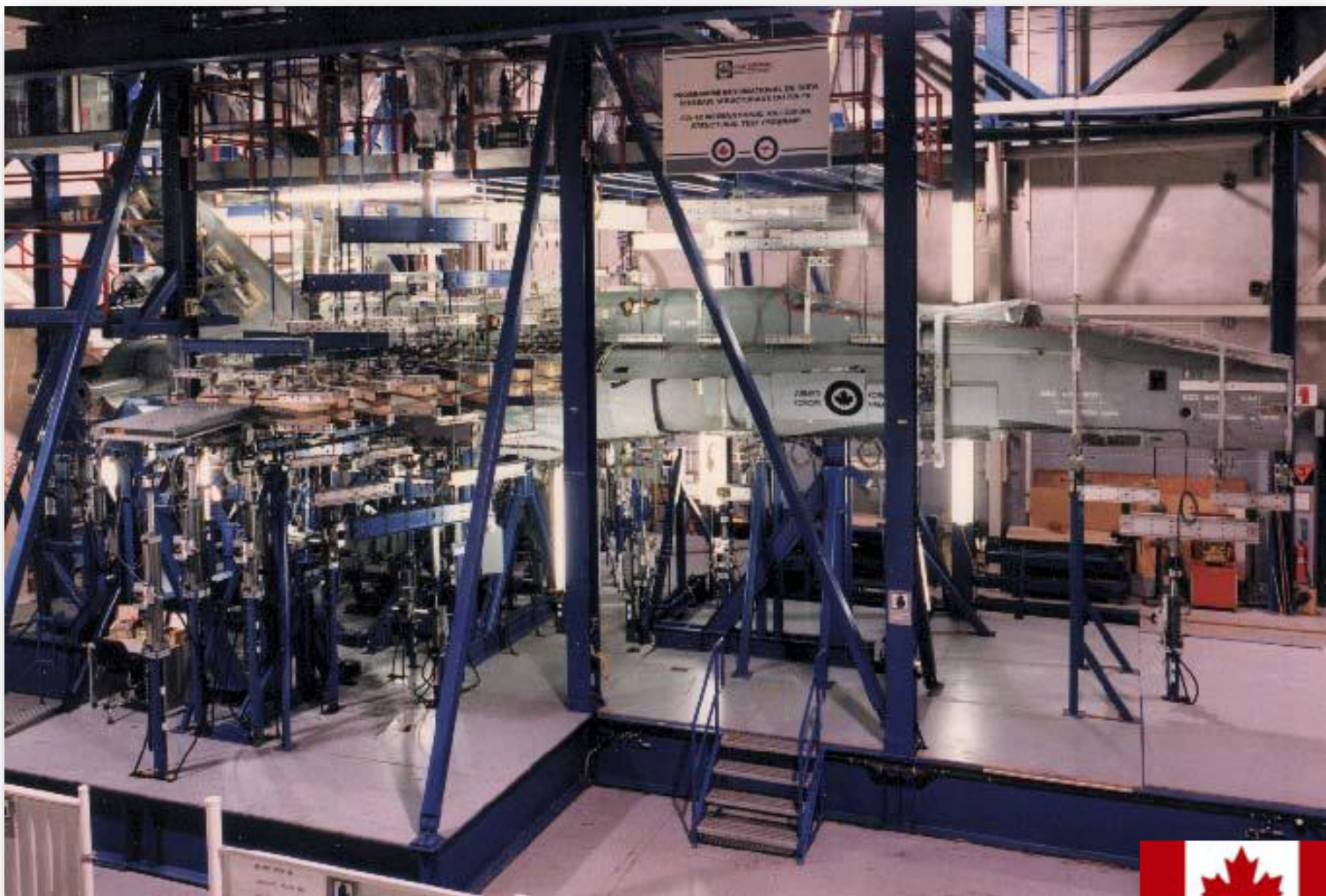
F-35 – ENSAIOS DE COMPONENTES



ENSAIOS DE FADIGA EM CAVERNA DO F-35

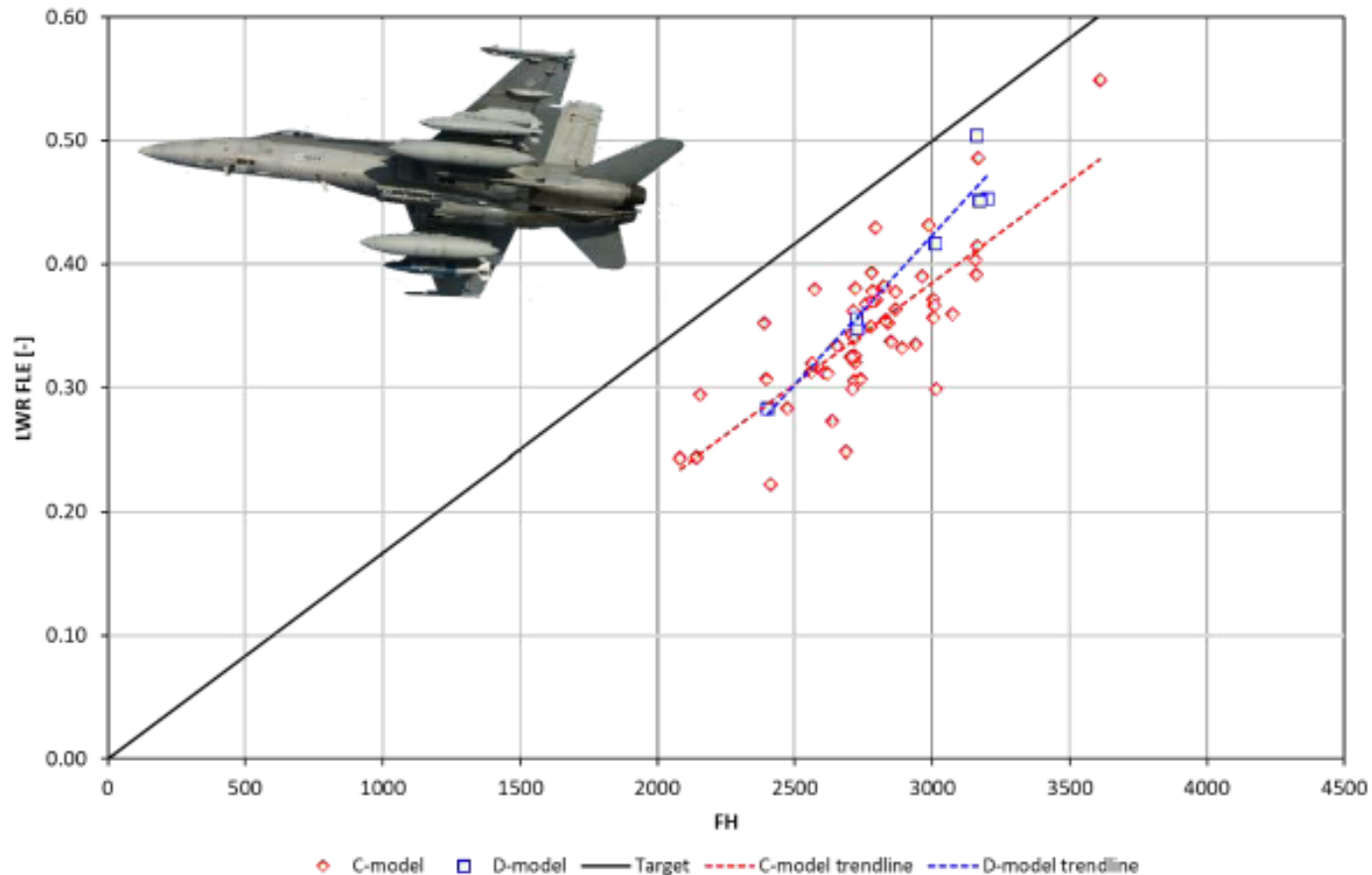


F-18 “INTERNACIONAL” – ENSAIO FULL-SCALE



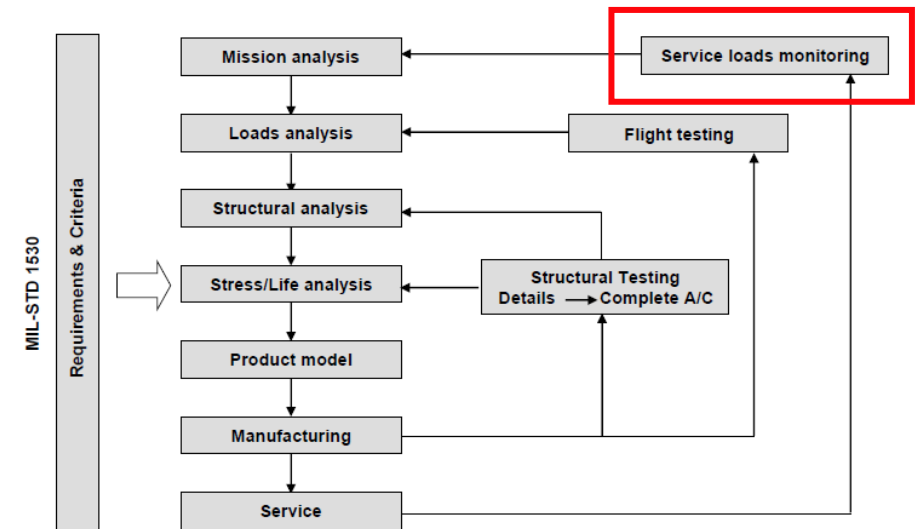
F-18 “INTERNACIONAL” – ENSAIO FULL-SCALE





Summary of the left wing root fatigue life expended (LWR FLE) of the FINAF F/A-18C/D fleet at the end of 2018. The data is from all 62 aircraft included [74]. The target is 4500 FH and 0.75 WR FLE simultaneously. Figure courtesy of the Joint Systems Centre.

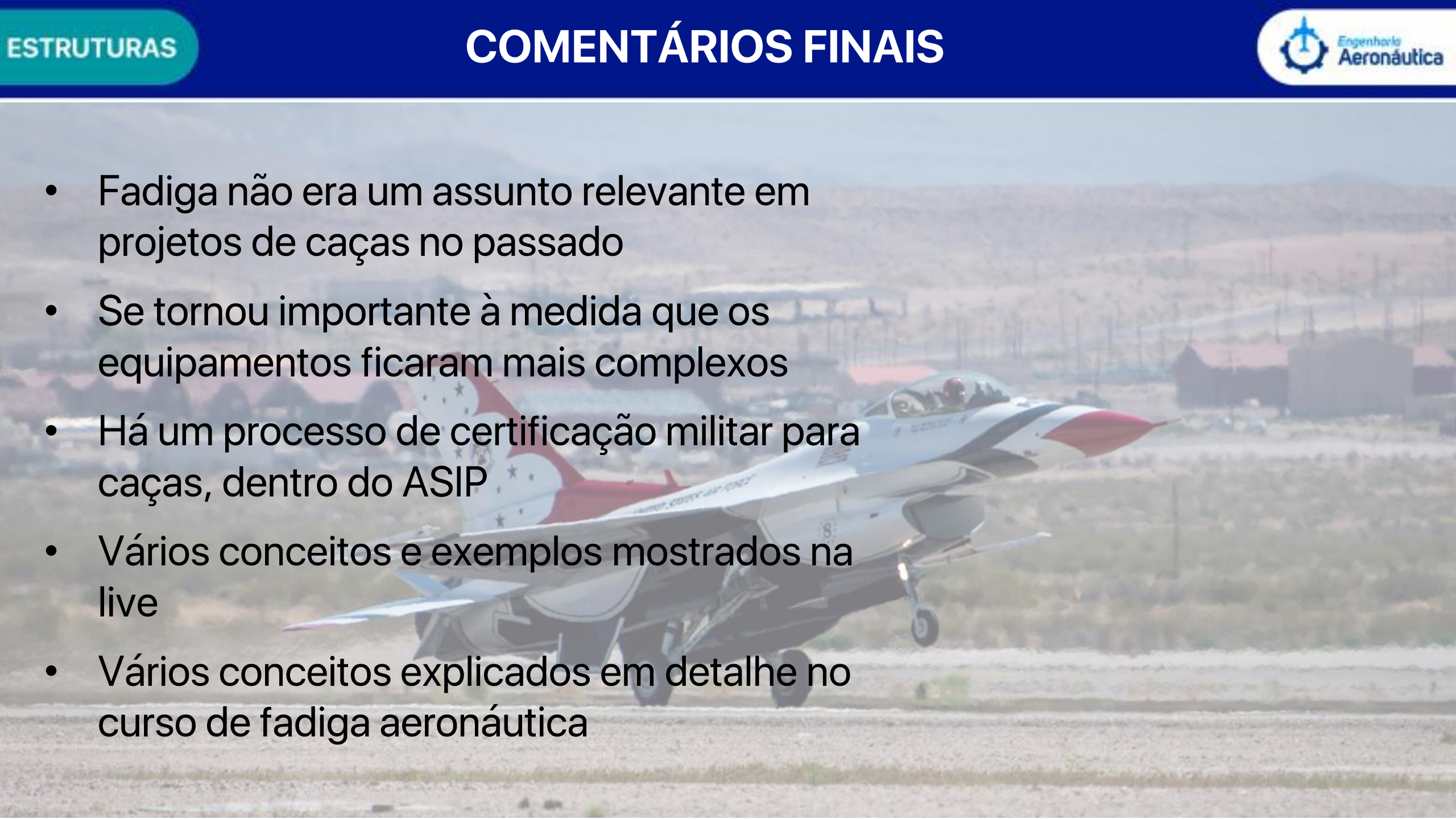
Structural integrity management



- Caças, assim como outras aeronaves militares, tem seu projeto definido por uma série de requisitos militares:
 - Requisitos de certificação
 - Requisitos de aeronavegabilidade

- Requisitos de fadiga e DT – ASIP (Aircraft Structural Integrity Program)
 - MIL STD 1530



- Fadiga não era um assunto relevante em projetos de caças no passado
 - Se tornou importante à medida que os equipamentos ficaram mais complexos
 - Há um processo de certificação militar para caças, dentro do ASIP
 - Vários conceitos e exemplos mostrados na live
 - Vários conceitos explicados em detalhe no curso de fadiga aeronáutica
- 

OBRIGADO!



Engenharia
Aeronáutica





Engenharia
Aeronáutica



www.engenhariaaeronautica.com.br