

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ
DATIÉLLE BIANCA TEODORO

**TÍTULO: CARACTERIZAÇÃO DA FADIGA NA ASA
DO AVIÃO**

TAUBATÉ – SP
2017

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ
DATIÉLLE BIANCA TEODORO

**TÍTULO: CARACTERIZAÇÃO DA FADIGA NA ASA
DO AVIÃO**

Monografia apresentada para obtenção do Certificado do Departamento de Engenharia Mecânica de Universidade de Taubaté. Área de Concentração: Engenharia Aeronáutica
Orientador: Prof. Frederico Rodrigues Ferreira de Farias.

TAUBATÉ – SP
2017

**Ficha Catalográfica elaborada pelo SIBi – Sistema Integrado
de Bibliotecas / UNITAU - Biblioteca das Engenharias**

T314c Teodoro, Datiéle Bianca
Caracterização da fadiga na asa do avião. / Datiéle
Bianca Teodoro. - 2017.
63. : il; 30 cm.
Monografia (Especialização em Engenharia
Aeronáutica) – Universidade de Taubaté. Departamento de
Engenharia Mecânica e Elétrica, 2017
Orientador: Prof. Me. Frederico Rodrigues Ferreira de
Farias, Departamento de Engenharia Mecânica e Elétrica.
1. Construção. 2. Materiais. 3. Evolução. 4. Fadiga. 5.
Aviação. 6. Falhas. I. Título.

DATIÉLLE BIANCA TEODORO

TÍTULO: MONOGRAFIA

Monografia apresentada para obtenção do Certificado do Departamento de Engenharia Mecânica de Universidade de Taubaté. Área de Concentração: Engenharia Aeronáutica.

Data: _____.

Resultado: _____.

Banca Examinadora:

Prof. Me. Frederico Rodrigues Ferreira de Farias

Universidade de Taubaté.

Assinatura_____.

Prof. Me. Pedro Marcelo Ferreira Alves Pinto

Universidade de Taubaté.

Assinatura_____.

Folha Dedicatória.

Dedico este trabalho ao meu amigo Nivaldo Cristofani, por nortear a minha vida até este curso e por ser alguém que foi tudo no momento em que eu precisava de tudo.

AGRADECIMENTOS

A Deus,

Pela força espiritual para realização desse trabalho.

A minha mãe,

Pelo eterno orgulho de nossa caminhada.

A meu amigo Nivaldo Cristofani,

Pela ajuda, amparo, compreensão, amizade e, em especial, por todo carinho e cumplicidade ao longo deste percurso.

Ao Professor Frederico Farias, pela orientação deste Trabalho.

E uma vez descoberto o voo, estarás condenado a caminhar olhando para o céu, pois terás descoberto porque os pássaros cantam.

Leonardo da Vinci.

RESUMO

Teodoro, D. B. (2017) Caracterização da Fadiga na Asa do avião. Taubaté (2017). Trabalho de Conclusão de curso. Pós-Graduação em Engenharia Aeronáutica. Universidade de Taubaté.

Apesar de toda a evolução a ruptura progressiva de materiais ainda ocorre, as primeiras observações do fenômeno datam no ano de 1837. (NORTON, 2004). Para Suresh (1998), acidentes aéreos acontecem por falhas derivada de fadiga, é possível prever o tempo em que a fadiga das longarinas da asa vai aparecer, e os resultados podem ser catastróficos. Mesmo com a evolução da aviação e dos aprimoramentos de diversos tipos de materiais e ligas, infelizmente, o emprego dessas novas tecnologias não é suficiente para garantir que a estrutura não venha a falhas e em geral ocorre devido a carga excessiva, voo acima dos limites de velocidade, manobra de voo ou operação em condições não previstas pelos fabricantes, mas podem ocorrer em voo de cruzeiro, por erro dos projetistas ou por deficiências de material. É importante citar que a fadiga custa caro para a economia do país. E dar atenção a estrutura da asa do avião e seus componentes, bem como as ligas utilizadas na sua construção é de suma importância, não só pelo mercado altamente crescente e o mais importante que é a preservação da vida humana. (NORTON, 2004).

Palavras chaves: Construção, Materiais, Evolução, Fadiga, Aviação, Falhas.

ABSTRACT

Teodoro, D. B. (2017) Characterization of Fatigue on the Airplane Wing. Taubaté (2017). Completion of course work. Post-Graduation in Aeronautical Engineering. University of Taubaté.

Despite all evolution, the progressive breakdown of materials still occurs. The earliest observations of this phenomenon date from 1837. (NORTON, 2004). For Suresh (1998), air crashes occur due to faults due to fatigue, it is possible to predict the time in which wing fatigue will appear, and the results can be catastrophic. Even with the evolution of aviation and the enhancements of various types of materials and alloys, the work is not sufficient to ensure that the structure is not a general failure, speed, flight maneuver or operation in non-standard conditions, but can be used on a cruise flight, due to designers' errors or due to material deficiencies. It is important to mention that fatigue is expensive for a country's economy. The pay attention to the structure of the wing of the airplane and its components as well as alloys used in its construction is of paramount importance are not so important to the market and more important that it is a preservation of human life. (NORTON, 2004).

Keywords: Construction, Materials, Evolution, Fatigue, Aviation, Failures.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. - Avião e as Forças. Compendio de Aerodinâmica Básica, (2015).....	17
Figura 2. - Representação da Força de Tração. Dicionário Ilustrado de Estruturas – PRÉIC, (2012).....	18
Figura 3. - Representação da Força de Compressão. Dicionário Ilustrado de Estruturas – PRÉIC, (2012).....	19
Figura 4. - Representação da Força de Flexão. Dicionário Ilustrado de Estruturas – PRÉIC, (2012).....	20
Figura 5. - Representação da Força de Torção. Dicionário Ilustrado de Estruturas - PRÉIC, (2012).....	21
Figura 6. - Representação da Força de Flambagem. Dicionário Ilustrado de Estruturas – PRÉIC, (2012).....	22
Figura 7. - Representação da Força de Cisalhamento. EBAH, (2012).....	23
Figura 8. - Pássaros decoravam os mastros dos barcos egípcios. EPOCH TIMES, (2015). 24	
Figura 9. - Esboços de Maquinas voadoras desenvolvidas por Leonardo Da Vinci. Blog SONHAR VOAR, 2006).....	25
Figura 10. - 14 BIS. Primeiro Avião Construído por Alberto Santos Dumont, (2015).	26
Figura 11. - PHENOM 100EV – EMBRAER, (2016).....	26
Figura 12. - Forças Atuantes durante o voo. BLOG NG CANELA, (2015).	27
Figura 13. - Perfil do Aerofólio. COMPÊNDIO DE AERODINÂMICA BÁSICA, (2015).....	29
Figura 14. - Ângulo de Ataque e Ângulo de Incidência. COMPÊNDIO DE AERODINÂMICA BÁSICA, (2015).	30
Figura 15. - Nomenclatura da Asa do Avião. Blog HANGAR 33, (2006).....	31
Figura 16. - Alguns Exemplos de Geometria de Asa. WIKIPEDIA, (2012).....	32
Figura 17. - Asa do Avião e as suas Componentes. Blog rsbals.weebly, (2017).	33
Figura 18. - As Quatro Forças Atuantes Durante o Voo. COMPÊNDIO DE AERODINÂMICA BÁSICA, (2015).	37
Figura 19. - Foto de August Wohler e o Descarrilamento da Linha Ferroviária de Silésia-Mark. WIKIPEDIA, (2017).	38
Figura 20. - Curva S-N de Wholer. WIKIPEDIA, (2016).....	38
Figura 21. - Ensaio de Fadiga na Asa do Avião,	39
Figura 22. - Estrias de Fadiga Microscópica. EFI/SINDPETRO-LP, (2014).....	40
Figura 23. - Propagação de trinca sobe a força de Tração. EFI/SINDPETRO-LP, (2014). ...	41
Figura 24. - Ensaio com Aplicação de Flexão, (2017).	43
Figura 25. - Equipamento para ensaio de Fadiga Rotativa, (2017).	44
Figura 26. - Representação Esquemática de Fadiga. EFI/SINDPETRO-LP, (2014).....	44
Figura 27. - Fadiga na Asa do Avião STARLIFTER C-141. C141 HEAVEN, (2017).	45
Figura 28. - Ponte Tacoma Narrows Bridge, (1938).....	48
Figura 29. - Representação de Vórtices provocados pelo Efeito de Flutter. DIARIO DE BORDO, (2012).Mas mesmo em caso em que a asa não entra em ressonância, a exposição prolongada a carregamentos cíclicos induz está a acumular danos que com o tempo, leva a asa a apresentar falhas. (BATHIANS e PINEAU, 2011).....	48
Figura 30. - Representação de Flutter na Asa do Avião. ARCRAFT SAFTY SYSTEMS, (2017).....	49
Figura 31. - Efeito de Buffeting na Asa do Avião. ONERA - THE FRENCH AEROSPACE, (2006).....	49
Figura 32. - BOEING 737 com Fadiga na Asa e Fuselagem. (2017).....	52

Figura 33. - Sarlifter C141. Com fadiga na Asa.....	53
Figura 34. - Sarlifter C141. Com fadiga na Asa.....	53
Figura 35. Teste de Fadiga na Asa do CESSNA 180.	56
Figura 36. Teste de Fadiga na Asa do MIRAGE III.	56

SUMÁRIO

RESUMO.....	8
ABSTRACT	9
LISTA DE FIGURAS	10
INTRODUÇÃO	14
REVISÃO DA LITERATURA	17
Capítulo 1 – FORÇAS ATUANTES EM ENGENHARIA.....	17
1.1 Tração.....	17
1.3 Flexão.....	19
1.4 Torção.....	21
1.5 Flambagem.....	22
Capítulo 2 – AEROFÓLIO, ASAS FIXAS E AS FORÇAS ATUANTES	24
2.1. Uma Breve Introdução a Aerodinâmica	28
2.2. Definição de Aerofólio.....	28
2.3. Definição de Ângulo de ataque	29
2.4. Definição de Ângulo de incidência.....	31
2.5. Asa.....	31
2.6. Formas Geométricas da Asa	32
2.7. Aileron.....	33
2.8. Flaps	33
2.9. Força Atuante - Sustentação	34
2.10. Força atuante - Arrasto.....	35
2.11. Força Atuante - Tração.....	35
2.12. Força Atuante - Peso	36
Capítulo 3 – Fadiga	37
3.1. Propagação das Trincas.....	39
3.2. Tipos de força Atuantes em Fadiga.....	41
3.2.1. Aplicação de força Tensão.....	42
3.2.2. Aplicação de força Tração.....	42
3.2.3. Aplicação de força Compressão.....	42
3.2.4. Aplicação de força Flexão.....	43
3.2.5. Aplicação de força Flexão Rotativa.....	43
Capítulo 4 – Como age a fadiga nas asas de uma aeronave de asa fixa.....	45
4.1. Fluido-Estrutura.....	46
4.2. Flutter.....	47

4.3. Buffeting	49
4.4. Fadiga Sub zero.....	49
4.5. Geometria da Asa e a Fadiga.....	50
4.6. Longarina da Asa e a Fadiga.....	50
4.7. Perfil da Asa e a Fadiga.	51
4.8. Revestimento superficial e a Fadiga.	51
4.9. Miscelâneas e a Fadiga.....	51
Capítulo 5 – CASOS ENVOLVENDO FADIGA EM AVIÕES	52
5.1. Boeing 737-200 Voo 243.....	52
5.2. Starlifter C-141	53
Capítulo 6 – AÇÕES PARA CONTROLAR FADIGA NA ASA	54
Capítulo 7 – Teste de Fadiga na Asa de Aviões.....	55
7.1. Teste de Fadiga na Asa do Avião CESSNA 180.....	55
7.2. Teste de Fadiga na Asa do Avião Mirage III.	56
RESULTADOS E DISCUSÃO	57
CONCLUSÃO.....	58
REFERÊNCIAS.....	59
ANEXOS	61

INTRODUÇÃO

Para Timoshencko (1985), estudar quanto um material resiste ao ser exposto a um esforço é o principal fator a ser considerado ao projetar e construir uma asa de uma aeronave. Ao definir quais materiais serão utilizados na montagem da estrutura, é preciso considerar se eles são capazes de suportar a diversas solicitações impostas durante voo, ao clima e o tempo de vida útil de cada componente.

Os primeiros sinais deixados pelas antigas civilizações (ferramentas, utensílios, casas) são exemplos da evolução de técnicas de fabricação bem como a adaptação e substituição de materiais por outros cada vez mais resistentes. A pedra foi no ano 3000 antes de cristo, um material de grande destaque, percebemos isso pelo modelo de construção usado pelos povos egípcios em suas diferentes estruturas. Os arqueólogos e historiadores, os descrevem como carpinteiros com pouca habilidade, portanto essa deficiência os tornou hábeis no conhecimento adquirido por observar outros materiais, eles sabiam o quanto a madeira na região era fraca por isso evitavam usar andaimes nas suas construções. Dessa forma a pedra e a argila passaram a ser os materiais mais usados, passando a ser os tijolos o principal elemento construtivo das edificações. (CASSON, 1969).

Segundo Arruda e Piletti (2000), mesmo com o pouco conhecimento sobre as forças atuantes os engenheiros e arquitetos egípcios resolvia problemas de estabilidade e arqueamento de teto, faziam isso por utilizar tijolos de barro em construção de abóbadas de berço¹ desenvolvida anteriormente pelos romanos. Outro grande problema para eles era o esforço de tensão e flexão sobre as vigas feitas de pedra. Na construção, as pedras eram engastadas uma na outra assim a carga de tensão, compressão e flexão atuava de forma distribuída sobre as vigas, na direção vertical das paredes onde elas se apoiavam. Assim o engajamento reduzia as flechas provenientes da flexão, que ocorria devido a anulação dos momentos negativos sobre os apoios.

A arquitetura desse povo é inegavelmente única, obter conhecimento da resistência e testar novos materiais nos possibilitou enxergar como eles reagem e o quanto eles resistem. As construções do passado mantidas ainda na atualidade, e o

¹ Abóbada de Berço - É um elemento arquitetônico característico da arquitetura romana esse tipo de abóbada construída para se conseguir um arco contínuo perfeito.

conhecimento inicial sobre as forças atuantes nos permite hoje ter condições de gerar regras, padrões e procedimentos para determinar quais dimensões são ou não seguras para atuar como elementos em dispositivos e estruturas. O ponto principal é material, estrutura e componentes precisam estar adequadamente dimensionado para suportar esforços nas condições previstas de utilização. (CASSON, 1969).

O engenheiro independente da sua especialidade deve compreender as forças de (Tração, Compressão, Flexão, Torção, Flambagem e Cisalhamento), pois elas atuantes em todas as engenharias. E se tratando de aviação é o engenheiro aeronáutico que tem conhecimento da influência das forças sobre um determinado material, a ponto de modificar o seu estado de repouso, de movimento retilíneo e uniforme. O efeito produzido é diferente e depende da direção, do sentido e ponto de aplicação. (TIMOSHENKO, 1985).

Os fabricantes certificados têm por norma especificar o quanto cada material suporta ao ser exposto a diferentes esforços. Os ensaios são importantes, pois eles analisam o processo de produção, controlam a resistência mecânica e tomam todo o cuidado em observar como a peça reage diante da fadiga ou a outro tipo de desgaste. É interessante ressaltar que essas precauções ou utilização de materiais avançados não garantem que após algum tempo, o componente ou estrutura da asa simplesmente apresente falhas, também denominada como fadiga. (VAN VLACK, 1964).

Sobre este tema o presente trabalho tratará as asas do avião como uma das partes da estrutura mais sujeitas a apresentar falha por fadiga, o que é, e como ela age sobre a estrutura da asa bem como algumas formas de prevenção será considerado nos capítulos seguintes.

Objetivo Geral:

O objetivo geral deste trabalho é entender como as forças atuantes influenciam os materiais e avaliar a influência da fadiga sobre a estrutura da asa, bem como apresentar formas de prevenção e tratamentos para evitar possíveis acidentes.

Objetivo específico:

O objetivo específico é mostrar a importância da fadiga no sentido de que ela é a maior causa individual de falhas em metais, sendo estimado que ela compreenda aproximadamente 90% de todas as falhas metálicas. Mesmo com os avanços no desenvolvimento de polímeros e cerâmicos, será apresentado que os materiais avançados também são suscetíveis a esse tipo de falha.

Justificativa:

A indústria aeronáutica é um setor que se caracteriza por requisitos de segurança e confiabilidade bastante rigorosos. Por isso, o estudo dos materiais e como eles influenciam na fadiga têm inúmeras justificativas e finalidades. Considerando em especial os avanços tecnológicos e os novos materiais que vem sendo desenvolvidos, dedicar tempo a este estudo é muito importante visto que a fadiga do material é um problema que ainda persiste.

Os danos causados por fadiga apresentam múltiplos aspectos, o mais simples é o aspecto desagradável de se ver sobre a superfície do metal, e o mais grave que ela pode provocar a paralisação de um equipamento ou a ruptura de parte de uma estrutura em pleno voo.

O obrigatório conhecimento sobre a fadiga e o que ela pode causar pode proporcionar aos engenheiros a chance de preveni-la e proteger adequadamente seus equipamentos. A manutenção aeronáutica é um ramo que vem se aperfeiçoando afim de contribuir com o avanço da aviação.

REVISÃO DA LITERATURA

Capítulo 1 – FORÇAS ATUANTES EM ENGENHARIA.

Ao elaborar um projeto como a asa do avião, é preciso certificar de que as peças e as componentes tenham geometria adequada para que possa resistir às forças atuantes impostas sobre elas. Se no ensaio, os materiais não suportar às ações e romper, entende-se que ele trabalhou até seu limite e pode romper a qualquer sinal.



Figura 1. - Avião e as Forças. *Compendio de Aerodinâmica Básica*,² (2015).

A medida que se defini os materiais a serem utilizados na estrutura de uma asa é preciso conhecer como cada um deles se comportam ao serem submetidos a resistência, rigidez e estabilidade. Para isso um detalhamento sobre Tração, Compressão, Flexão, Torção, Flambagem e Cisalhamento, será iniciado. (TIMOSHENKO, 1985).

1.1 Tração

Para Callister (1999), Tração é a força atuante que ao ser aplicada sobre um corpo numa direção perpendicular à sua superfície de corte causa seu alongamento.

² - Disponível em: <http://asasdeferro-suplementos.blogspot.com.br/2015/09/nocoes-de-aerodinamica-de-voo.html>. Acesso em fevereiro de 2017.

Uma peça será tracionada no momento em que a força axial estiver atuando no sentido direcionado para seu exterior. A tração fará com que a peça fique mais alongada no e mais fina, mas o seu volume continuará constante.

“A propriedade dos corpos de voltarem à forma inicial, após a retirada da carga, é chamada de elasticidade. Diz-se que o corpo é perfeitamente elástico se recupera completamente sua forma original depois da retirada da carga”. (TIMOSHENKO, 1985, P. 23,24).

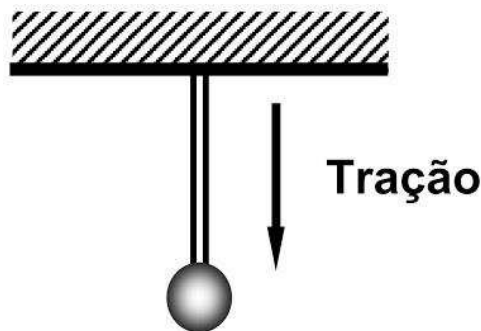


Figura 2. - Representação da Força de Tração. Dicionário Ilustrado de Estruturas – PRÉIC,³ (2012).

Sobre a estrutura molecular de uma peça o esforço de tração causa uma reorganização dos átomos, ou seja, quando aplicado esse esforço, os átomos se separa por um instante e logo se agrupam o máximo possível. Devido ao deslocamento as moléculas se alojam em imperfeições causadas pelo momento de solidificação. Estas imperfeições damos o nome de contorno de grão. Essa movimentação de moléculas precisa ser evitada, pois, a peça pode romper, neste caso trabalha-se no regime elástico do material. Dessa forma não existirá deformações permanentes, e ao encerrar a ação da força, a peça retorna à sua formação original. (VAN VLACK, 1970).

1.2 Compressão

Admitimos que um corpo é constituído de pequenas partículas ou moléculas, entre as quais estão atuando forças. Estas forças moleculares opõem-se a mudanças de forma que as forças exteriores tendem a produzir. (TIMOSHENKO, 1985, P. 23).

³ - Disponível em: <https://www.blogger.com/profile/05268021288604335266>

Segundo Soares (2009), Compressão é a força atuante que ao ser aplicada sobre uma peça apresenta a ação de comprimir o material, o resultado é a redução do seu volume. A compressão ocorre quando a força axial aplicada estiver atuando com o sentido inclinado para o dentro da peça, além de ser comprimida, e sofrerá deformações

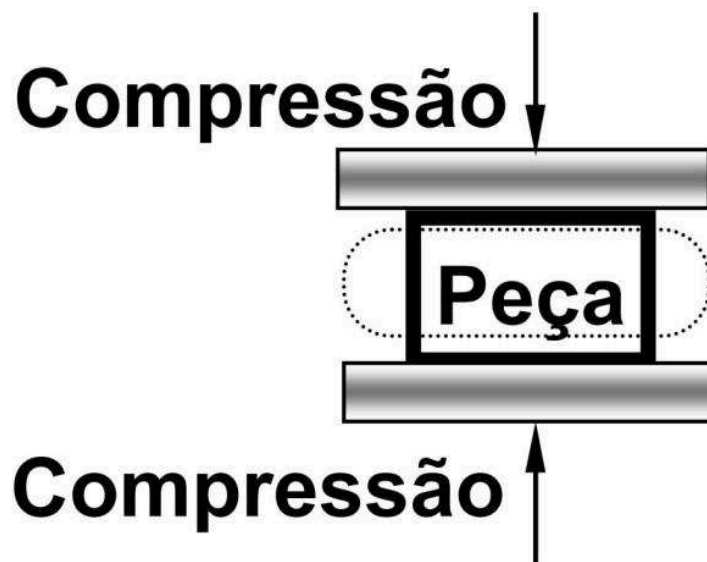


Figura 3. - Representação da Força de Compressão. Dicionário Ilustrado de Estruturas – PRÉIC,⁴ (2012).

Se estas forças exteriores são aplicadas no corpo, suas partículas deslocam-se e os deslocamentos mútuos continuam até que o equilíbrio entre as forças exteriores e interiores seja estabelecido. Diz que o corpo está num estado de deformação. (TIMOSHENKO, 1985, P. 23).

De início a peça sofre uma deformação elástica, porém, quando atinge sua tensão de escoamento, a peça passará a entrar em sua deformação plástica, na qual o material estará sendo deformado de modo permanente. CALLISTER, 1999).

1.3 Flexão

Para Gere (2003), Flexão é um esforço aplicado a um ponto da viga onde ocorre o alongamento da peça, a deformação ocorre perpendicular ao eixo Longitudinal da viga, em paralelo com lado onde a força atuante foi aplicada.

⁴ - Disponível em: <https://www.blogger.com/profile/05268021288604335266>

Em uma viga estão presentes uma linha do centro de gravidade e todas as seções transversais, nessa linha encontramos o eixo longitudinal da viga, e é nesse eixo em que surge o momento fletor, resultante de todas as forças. (SOARES, 2009).

Segundo Timoshenko, (1985), o momento fletor é representado pela soma algébrica dos momentos relativos a uma determinada parte da viga, ao se aplicar cargas transversais ao eixo longitudinal ocorre um esforço que levará a viga a curvar, provocando tensões normais de tração e compressão na estrutura.

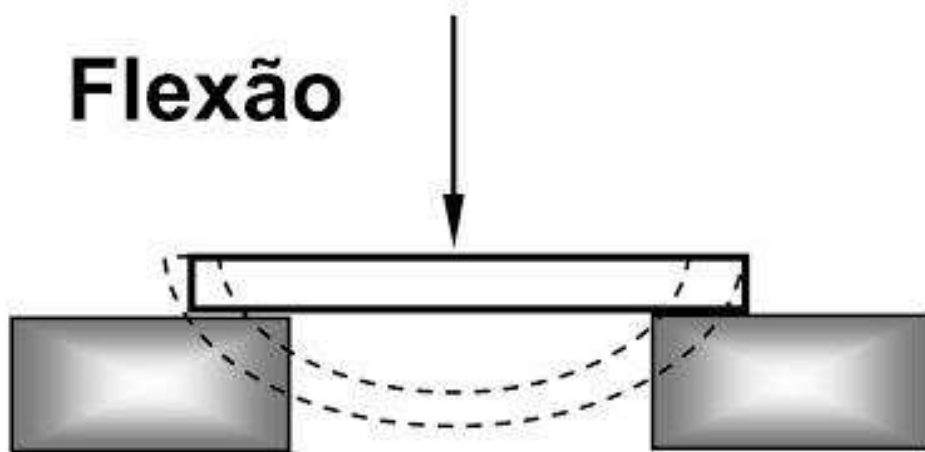


Figura 4. - Representação da Força de Flexão. Dicionário Ilustrado de Estruturas – PRÉIC, ⁵(2012).

Hoje em dia, para se construir edifícios e grandes estruturas, especificações, dimensões e propriedades de diversos tipos de vigas são facilmente encontradas manuais de engenharia para adequar-se a um incontável número de aplicações.

Na introdução deste trabalho lemos que os egípcios sabiam trabalhar os esforços de flexão a seu favor mesmo sem ter o conhecimento que temos. Do ponto de vista de resistência, podemos dizer que um projeto de asa de um avião apresenta muitos fatores a serem considerados, tais como tipo de estrutura, material a ser utilizado, cargas a serem utilizadas e condições ambientais, mas o esforço de flexão tem um papel considerável no que se refere a fadiga do material. (GERE, 2003).

⁵ - Disponível em: <https://www.blogger.com/profile/05268021288604335266>

1.4 Torção

Para Callister (1999), Torção é ação de torcer um eixo em forma helicoidal. O efeito é a deformação do eixo após ser submetido a dois pares de forças, atuantes em sentidos opostos e em planos paralelos, dessa forma que a cada seção do corpo experimenta uma rotação em sentido contrário a outra seção próxima.

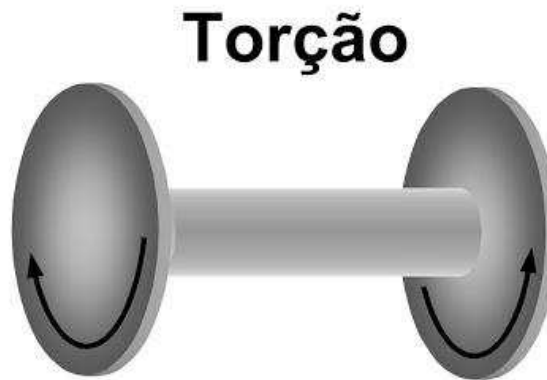


Figura 5. - Representação da Força de Torção. Dicionário Ilustrado de Estruturas - PRÉIC,6 (2012).

Torque é o momento torçor ou esforço torcional que tende a torcer uma peça ou corpo de prova. Seu efeito é de interesse principal no projeto de eixos. O torque é usado em mecânica dos materiais para medir o quanto pode se torcer o material até que ele quebre ou rache. Quando um eixo tem seção transversal circular é submetido a um torque, a seção transversal permanece plana enquanto as retas radiais giram. Isso provoca uma deformação por cisalhamento no interior do material que varia linearmente ao longo de qualquer reta radial, indo desde zero na linha de centro do eixo até o máximo no seu limite externo. (GERE, 2003).

O ensaio de torção não é utilizado para especificar o material, porém ele fornece dados importantes sobre as propriedades mecânicas dos materiais. Com o avanço industrial, e o fácil acesso a novas matérias primas escolher um material adequado reduz drasticamente a possibilidade de falha. (SOARES, 2009).

As falhas por torção são diferentes das falhas por tensão no sentido de que há pouca redução localizada de área ou alongamento. Os materiais dúcteis por exemplo podem romper por cisalhamento ao longo de um plano de máxima tensão

⁶ - Disponível em: <https://www.blogger.com/profile/05268021288604335266>

de cisalhamento, os materiais frágeis por sua vez podem falhar por torção no eixo perpendicular à direção de máxima tensão de tração. É importante ressaltar que o ensaio de torção é mais usado para assegurar qualidade do material que para procurar uma falha potencial. (SOUZA, 1982).

1.5 Flambagem

A flambagem é um evento de variação elástica capaz de mudar o estado de equilíbrio de uma peça. Se a estrutura for estável, assim que a força perturbadora for removida, a estrutura irá retornar a sua posição reta inicial. Mas se a estrutura for instável e a força axial for grande, a estrutura entrará em colapso. O efeito é uma curva ou dobra que ocorre no meio de um feixe ou uma parede devido à compressão. (FONSECA; OLIVEIRA e MELO, 2005).

Em engenharia estrutural, a estabilidade é de suma importância, pois esta, consegue captar a capacidade da estrutura de suportar uma carga, sem sofrer alterações imprevista em sua configuração. O evento ocorre principalmente em elementos longos e esbeltos, se este for submetido à um esforço axial relevante. Dependendo do valor da carga axial de compressão a instabilidade elástica pode aumentar as tensões adicionais que excederem a tensão de ruptura, causando a ruína do elemento estrutural. (REIS e CAMOTIN, 2000).

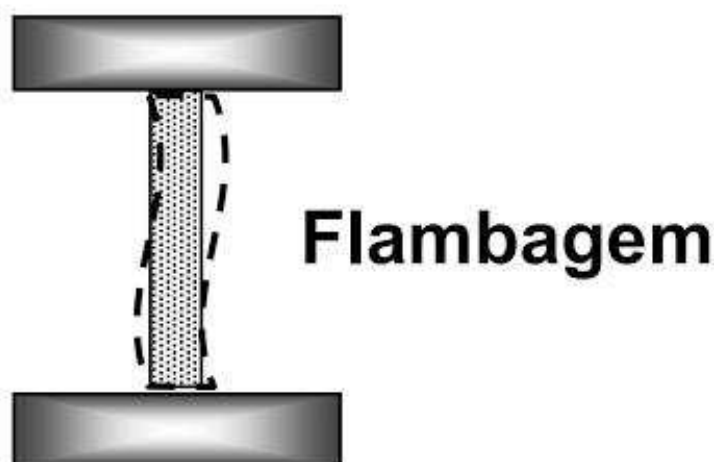


Figura 6. - Representação da Força de Flambagem. Dicionário Ilustrado de Estruturas – PRÉIC,⁷ (2012).

⁷ - Disponível em: <https://www.blogger.com/profile/05268021288604335266>

A Flambagem ocorre quando deformação lateral surge e se a carga de energia da peça apresentar valor muito próximo do valor crítico o resultado é o colapso da estrutura, ou seja, a estrutura flamba. (FONSECA; OLIVEIRA e MELO, 2005).

Para que não ocorra a flambagem em uma peça ou na barra, o valor de tensão desenvolvida pela força de compressão atuante, deve ser menor que o da tensão de flambagem. Vários fatores podem ocasionar a ocorrência da flambagem, por exemplo a instabilidade em que a peça é sujeita quando a carga compressiva atinge a um determinado valor, próprio de cada peça, a falta de retinidade perfeita do eixo da peça, no caso de peças que devam ser retas, a existência de uma, excentricidade na atuação da carga compressiva ou falta de homogeneidade perfeita do material de que se constitui a peça. (FONSECA; OLIVEIRA e MELO, 2005).

1.6 Cisalhamento.

A força de cisalhamento é um tipo de tensão gerado por forças aplicadas por diversos sentido e em direções semelhantes, porém com intensidade diferente. Um fluido é uma substância que se deforma continuamente se submetida a uma tensão de corte, não importando o quão pequeno possa ser essa tensão. Uma força de corte é a componente tangencial da força que age sobre a superfície. (CALLISTER, 1999).

Cisalhamento

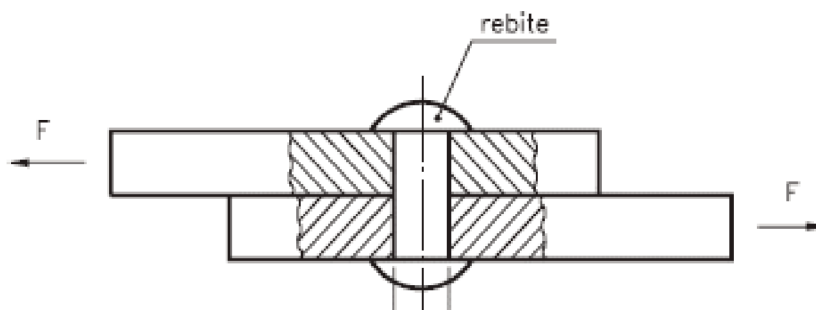


Figura 7. - Representação da Força de Cisalhamento. EBAH,⁸(2012).

⁸ - Disponível em: <http://www.ebah.com.br/content/ABAAAemeEAI/ensaios-destrutivos-nao-destrutivos-aula-06-ensaio-cisalhamento>

No contexto histórico, a tensão cisalhante foi muito questionada, por décadas foi tida como inexistente. Sua aceitação deve-se a Karl Von Terzaghi (pai da Mecânica dos solos) foi ele quem fez inúmeros ensaios com solos na década de 1930, onde correlacionou diversos aspectos solistas com as tensões cisalhantes. (TIMOSHENKO, 1985).

Capítulo 2 – AEROFÓLIO, ASAS FIXAS E AS FORÇAS ATUANTES

Para Abrantes, (2004), o avião sem dúvida é uma das criações mais revolucionárias feita pelo homem. Para Arruda, Piletti (2000), é fato que desde os tempos antigos, o homem desejou poder voar. Os egípcios esboçavam esse desejo por esculpir grandes figuras de pássaros que decoravam os mastros dos barcos no templo Khonsu, antigo deus egípcio. (CASSON, 1969). FIGURA 8.

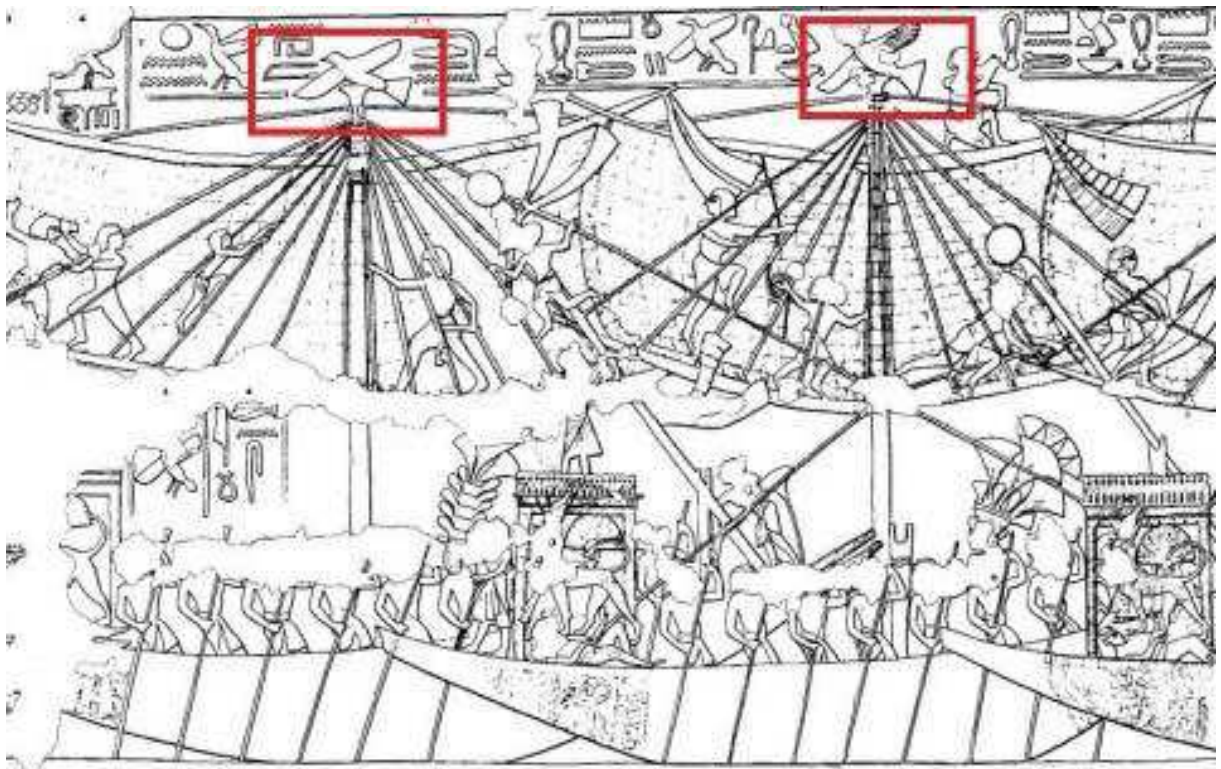


Figura 8. - Pássaros decoravam os mastros dos barcos egípcios. EPOCH TIMES,⁹ (2015).

Mais tarde os gregos vieram trazendo mitos envolvendo a aviação, Leonardo da Vinci contribui por desenvolver projetos de máquinas voadoras. (Arruda, Piletti,

⁹ Disponível em: <https://www.epochtimes.com.br/artefato-indica-antigos-egipcios-projetavam-aviacao-segundo-engenheiro-mecanico/#.WL2wGfKPrIU>

(2000). A teoria oficial de como surgiu o avião ainda é bastante polêmica, o mundo todo se divide quanto a quem seria de fato o pioneiro da aviação, se os irmãos Wright ou Alberto Santos Dumont. Mesmo permanecendo incerto, quem é o criador, é notável observar a evolução das aeronaves desde a criação do primeiro avião feito por Santos Dumont ao PHENOM 100EV fabricado pela Embraer. (BARBOSA, 2005).

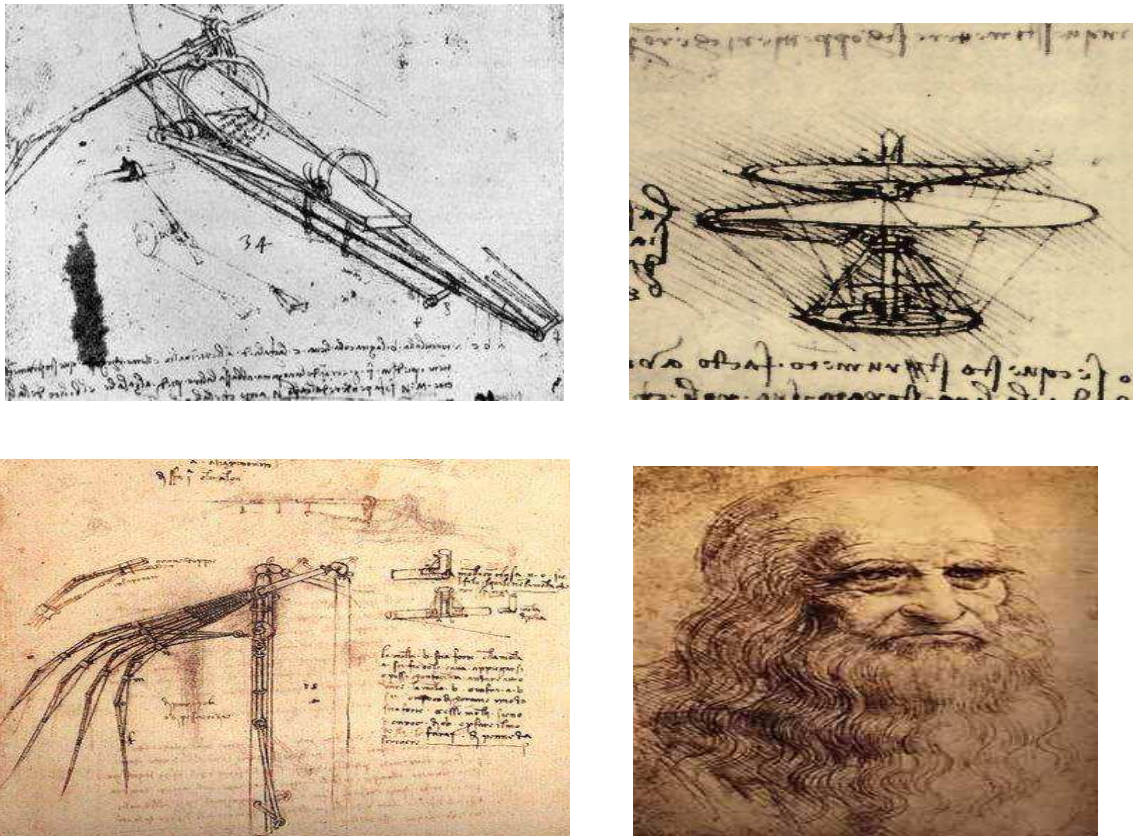


Figura 9. - Esboços de Maquinas voadoras desenvolvidas por Leonardo Da Vinci. Blog SONHAR VOAR,¹⁰ (2006).

Desde que o avião surgiu ele vem sendo aprimorado para apresentar o melhor desempenho e eficiência em consumo de combustível e capacidade de carga. Atualmente as grandes aeronaves podem realizar voos que cobrem mais de um terço da superfície da terra. Embora muitos fiquem impressionados com o design da aeronave, para outros o mais importante é entender quem é o responsável por fazer uma estrutura tão grande voar. (ABRANTES, 2004).

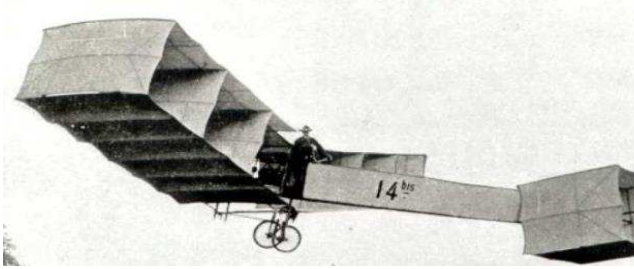


Figura 10. - 14 BIS. Primeiro Avião Construído por Alberto Santos Dumont, 11(2015).



Figura 11. - PHENOM 100EV – EMBRAER, 12(2016).

Para que um avião voe é necessário que forças de Guinada, atrito, sustentação propulsão, rolamento arfagem e gravidade atuem de forma equilibrar o peso da aeronave durante o voo.

- **Guinada**, é movimento realizado pelo avião quando o mesmo pretende girar em torno do seu eixo, o leme vertical é a componente que o auxilia nesse movimento. Ao virar o leme para a esquerda, o ar produz uma força capaz de empurra a cauda para a direita. Para que o avião vire com perfeição é necessário ajustar a guinada e o rolamento ao mesmo tempo.
- **Atrito**, quando o avião voa, as moléculas do ar que deslizam sobre ele criam uma resistência, contraria o seu deslocamento.
- **Sustentação**, é a força que o ar produz enquanto desliza sobre a asa. Durante o voo a velocidade do avião precisa ser compatível para que o ar que passa por baixo, gere uma força capaz de sustenta-la.
- **Propulsão**, os motores e hélices são também responsáveis pelo deslocamento do avião, a propulsão gerada por ele produz uma força contrária ao atrito fornecendo sustentação as asas.
- **Rolamento**, na asa do avião estão presentes superfícies articuladas chamadas de ailerons. A função dele é de tender a lateral do avião para a direita e baixar o lado esquerdo, essa manobra reduz a sustentação de um lado e aumenta a do outro fazendo o avião rolar ou se ajustar no espaço.
- **Arfagem**, é o movimento de inclinar o nariz do avião para cima para que voe, esse movimento é possível de ser realizado por meio do leme de

¹¹ - Disponível em: <http://blogdohomerix.blogspot.com.br/2015/07/20-de-julho-dois-passos.html>

¹² - Disponível em: <http://pt.embraerexecutivejets.com/en-us/jets/phenom-100/pages/evolution.aspx>

profundidade, ao ser inclinado para cima ele perde sustentação e a cauda é deslocada para baixo, o movimento ao contrario conduzira o avião para baixo.

- **Gravidade**, é a força de se opõem a sustentação gerada pelas asas. Está relacionada com o peso total da aeronave.

Nas primeiras tentativas de voo, um grande problema era como vencer o peso, depois verificou-se por estudar documentos e pesquisas de antigos cientistas, que o ar e os elementos presentes nele como nitrogênio, oxigênio e água, se tornaria o fluido responsável por sustentar a aeronave durante o voo. É importante saber que mudanças como densidade, temperatura e pressão na atmosfera bem como as várias massas de ar que circulam, dão início aos ventos, fenômeno gerado através do deslocamento do ar, e esses poderão ser úteis ou não ao voo. Se o vento for de cruzeiro, ocorre uma soma vetorial dando origem a todo tipo de forças vetoriais, pode ser elas verticais, como peso e sustentação ou horizontais, como a tração e a resistência do ar. (HOUGHTON, 2003).



Figura 12. - Forças Atuantes durante o voo. BLOG NG CANELA,¹³ (2015).

¹³ - Disponível em: <http://aerosngcanela.blogspot.com.br/2015/07/forcas-que-atuam-em-um-aviao-em-voo.html>

Quando o avião está em voo a uma velocidade constante, a soma de todas as forças se anulam. Para que a aeronave continue em voo é necessária uma força capaz empurrar o avião, esse efeito é empuxo é adquirido por meio de fluídos de ar, assim o princípio de ação irá deslocar o ar para trás quem irá causar uma força para frente é o princípio de reação, esse princípio mantém a aeronave em voo. Nos tópicos seguintes, abordaremos as quatro forças básicas presentes no voo, (Sustentação, Arrasto, Tração e Peso). (ANDERSON, 1999).

2.1. Uma Breve Introdução a Aerodinâmica

A ciência que estuda o escoamento do ar e das forças que atuam sobre um objeto em movimento denomina-se aerodinâmica. O escoamento de ar ao redor de um avião é a principal fonte na produção da força de sustentação, ela permite que aeronaves pesadas voem. As aeronaves são projetadas para facilitar o escoamento de ar ao seu redor de forma mais eficiente possível. As grandezas mais importantes para a aerodinâmica são: Pressão, densidade, Temperatura e velocidade. (HOUGHTON, 2003).

2.2. Definição de Aerofólio

Para Anderson, (1999) o aerofólio é uma superfície aerodinâmica desenvolvida para obter uma reação desejável do ar, tal reação permite que ele se mova através do ar ao seu redor. Podemos afirmar que qualquer peça de uma aeronave, que converta a resistência do ar em força útil no voo, é um aerofólio. As pás de uma hélice são projetadas para que quando elas girem, suas formas e posições criam uma alta pressão na parte traseira e menor na parte frontal, isso impulsionará a aeronave para frente.

Segundo Houghton, (2003) a linha de arqueamento média conhecida como linha de arqueamento, traduz a linha que define o ponto médio entre todos os pontos que formam as superfícies superior (extradorso) e inferior do perfil (intradorso). A linha da corda representa a linha que une os pontos inicial e final da linha de arqueamento média. A espessura representa o tamanho do perfil medida perpendicular à linha da

corda. A razão entre a espessura máxima do perfil aerodinâmico e o comprimento da corda é chamada de razão de espessura do perfil. O arqueamento representa a máxima distância entre a linha de arqueamento média e a linha da corda do perfil.



Figura 13. - Perfil do Aerofólio. COMPÊNDIO DE AERODINÂMICA BÁSICA,¹⁴ (2015).

Para um perfeito funcionamento o ar tem de fluir sobre a superfície superior da asa e alcançar o bordo de fuga da asa no mesmo instante em que o ar percorre na superfície inferior, as duas partículas precisam se encontrar ao mesmo. Isso é possível devido ao princípio de Bernoulli, ou seja, a diferença de comprimento entre o extradorso e intradorso força a subida da asa na direção da pressão mais baixa. (ANDERSON, 1999).

2.3. Definição de Ângulo de ataque

Em um aerofólio, corda é uma linha imaginária que passa da seção do bordo de ataque para o bordo de fuga, ou seja, ângulo de ataque é o ângulo formado entre a linha de corda do perfil e a direção do vento relativo. Além de representar um parâmetro que influi decisivamente na capacidade de geração de sustentação do perfil. (HOUGHTON, 2003). FIGURA 13.

¹⁴ - Disponível em: <http://asasdeferro-suplementos.blogspot.com.br/2015/09/nocoes-de-aerodinamica-de-voo.html>. Acesso em fevereiro de 2017.

É importante saber que em cada minúscula parte de uma superfície de aerofólio uma pequena força está presente. E essa força difere em amplitude e direção, de qualquer outra que esteja agindo sobre outras áreas, à frente ou para trás desse ponto. (ANDERSON, 1999).

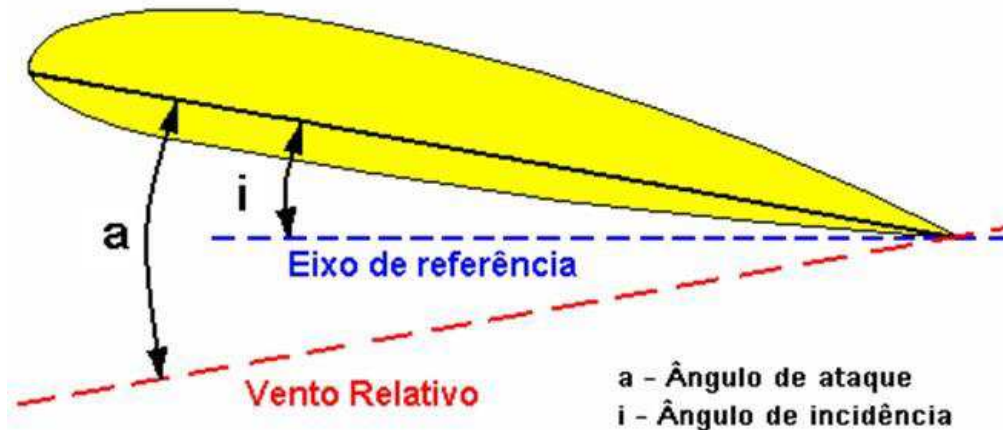


Figura 14. - Ângulo de Ataque e Ângulo de Incidência. COMPÊNDIO DE AERODINÂMICA BÁSICA,¹⁵ (2015).

É possível calcular todas essas pequenas forças matematicamente, e a força encontrada é chamada de força resultante sustentação e pode ser representado por um vetor. O ponto de interseção da força resultante com a corda do aerofólio é chamado de centro de pressão. Este se move ao longo da corda do aerofólio com a mudança no ângulo de ataque. (HOUGHTON, 2003).

Durante todo o voo, o centro de pressão se move para frente com o aumento do ângulo de ataque, e para trás quando esse ângulo diminui. Sabendo disso um aerofólio é projetado levando em conta, a sustentação pois ela aumenta na medida em que o ângulo de ataque aumenta e vice-versa. Com o aumento do ângulo de ataque para um ângulo positivo, a força de sustentação também aumenta de forma rápida porém até um certo ponto, de repente começa a diminuir. Nessa ação, o componente de arrasto aumenta e depois conforme a sustentação vai diminuindo. Quando o ângulo de ataque alcança o ângulo de máxima sustentação, o ponto crítico é atingido. (ANDERSON, 1999).

¹⁵ - Disponível em: <http://asasdeferro-suplementos.blogspot.com.br/2015/09/nocoes-de-aerodinamica-de-voo.html> Acesso em fevereiro de 2017.

E quando o ângulo crítico é atingido, o ar para de fluir lentamente sobre a superfície superior do aerofólio e começa a escoar de modo turbulento. Significando que o ar se desprende da superfície superior da asa. Quando esse fenômeno ocorre, a sustentação diminui aumentando o arrasto. A força de gravidade age por jogar o nariz da aeronave para baixo provocando o ângulo de estolagem. (HOUGHTON, 2003).

2.4. Definição de Ângulo de incidência

O ângulo agudo que a corda da asa forma com o eixo longitudinal é chamado de ângulo de incidência, ele é na maioria dos casos um ângulo fixo, porem quando o ângulo de ataque está mais alto que o bordo de fuga, o ângulo de incidência é positivo. O ângulo de incidência é negativo quando o bordo de ataque está mais baixo que o bordo de fuga da asa. (ANDERSON, 1999). FIGURA 13, 14.

2.5. Asa

Segundo HOUGHTON (2003), as asas de uma aeronave são componentes indispensáveis na sustentação do voo de uma aeronave. Elas estão fixas na fuselagem uma de cada lado e para melhor desempenho apresentam, tamanhos e formas diferentes para cada projeto.

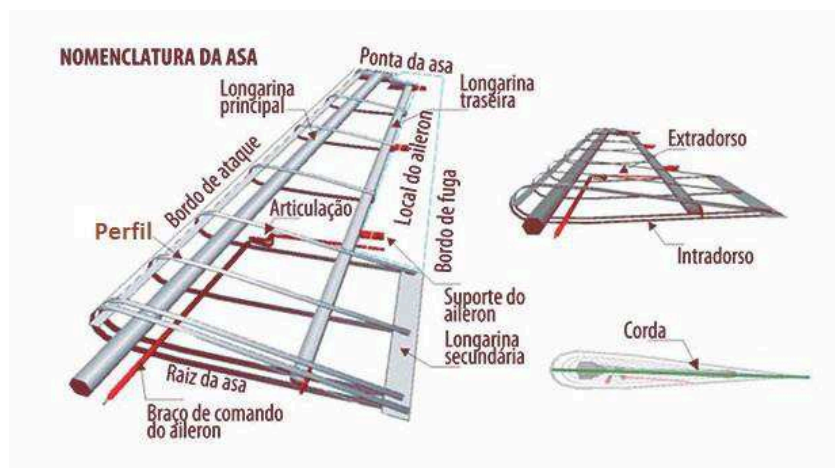


Figura 15. - Nomenclatura da Asa do Avião. Blog HANGAR 33,¹⁶(2006).

¹⁶ - Disponível em: <http://blog.hangar33.com.br/o-que-sao-para-que-servem-e-os-tipos-de-asas-de-uma-aeronave/>

A estrutura da asa é constituída por perfil, longarina, bordo de ataque e bordo de fuga. O perfil é responsável pela forma aerodinâmica da asa. A longarina é o principal componente da asa, pois é ela que é dimensionada para suportar os esforços de cisalhamento, flexão e torção. (SÓBERTERE e FORRESTER, 2014).

O bordo de ataque e o bordo de fuga representam a parte dianteira e a parte traseira da asa. Sobre o posicionamento da asa na fuselagem podemos classificar em alta, média e baixa. (ANDERSON, 1999).

2.6. Formas Geométricas da Asa

A geometria da asa influencia no desempenho do voo, vamos descrever a seguir os formatos de asas retangulares, trapezoidais e elípticas.

- As asas com geometria retangular, apresenta baixa eficácia aerodinâmica menor custo de fabricação e fácil construção.
- As asas com geometria trapezoidal, apresenta excelente eficiência aerodinâmica, sua fabricação não é facil porque cada perfil possui um tamanho diferente.
- As asas elípticas representam a melhor geometria de asa, pois é ela que fornece maior eficiência aerodinâmica, mas seu custo é muito elevado. (SÓBERTERE e FORRESTER, 2014).

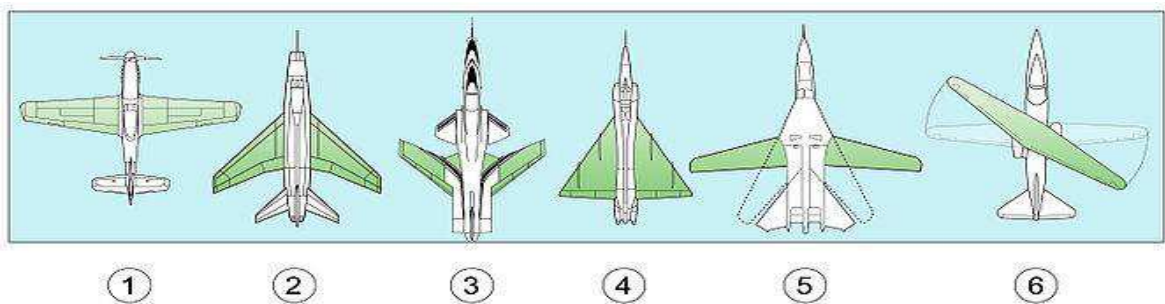


Figura 16. - Alguns Exemplos de Geometria de Asa. WIKIPEDIA,¹⁷ (2012).

1. Asa trapezoidal.
2. Asa enflechada.
3. Asa com enflechamento negativo.

¹⁷ - Disponível em: [https://pt.wikipedia.org/wiki/Asa_\(avia%C3%A7%C3%A3o\)](https://pt.wikipedia.org/wiki/Asa_(avia%C3%A7%C3%A3o))

4. Asa em delta.
5. Asa com geometria variável.
6. Asa oblíqua.

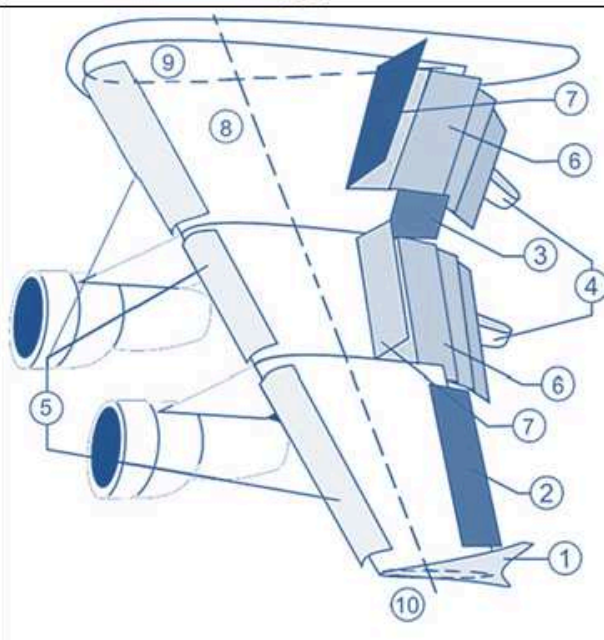
Asa	Item	Termo em port.	Termo em inglês
	1	Winglet	Winglet/ Wing Tip/ End Plate
	2	Aileron	Aileron
	3	Aileron de Alta Velocidade	High Speed Aileron
	4	Mecanismo do Flap	Flap Track Fairing
	5	Slat	Slat
	6	Flap	Flap
	7	Freio Aerodinâmico	Speed Brake
	8	Linha Média Aerodinâmica	Mean Aerodynamic Line
	9	Perfil da Raiz da Asa	Wing Root Rib
	10	Perfil de Ponta de Asa	Wing Tip Rib

Figura 17. - Asa do Avião e as suas Componentes. Blog *rsbals.weebly*,¹⁸ (2017).

2.7. Aileron

Os ailerons são dispositivos que se movimentam, eles estão localizados na asa no bordo de fuga. Seu princípio de comando é quando um comando é aplicado para a direita, por exemplo, o aileron localizado na asa direita é direcionado para cima e o aileron da asa esquerda é direcionado para baixo esse movimento induz a a aeronave executar manobra de rolamento para a direita, e vice-versa. (HOUGHTON, 2003). FIGURA 16. Item 2.

2.8. Flaps

Os flaps, localizados no bordo de fuga da asa, são acionados a se movimentar para baixo sua função é aumentar a área de superfície da asa. Os flaps auxiliam na sustentação, no arrasto e diminuindo a velocidade. Estes componentes são usados em velocidade mais baixa, dando origem ao chamado voo reduzido ou nos procedimentos de aproximação e pouso. (ANDERSON, 1999). FIGURA 16. Item 4.

¹⁸ - Disponível em: <http://rsbals.weebly.com/asas.html>

Todo perfil possui características aerodinâmicas próprias, que dependem exclusivamente da forma geométrica do perfil, de suas dimensões, do arqueamento, bem como da sua espessura e do raio do bordo de ataque. FIGURA 16.

2.9. Força Atuante - Sustentação

Para Houghton, (2003) o coeficiente de sustentação é usualmente determinado a partir de ensaios em túnel de vento ou por softwares específicos que simulam um túnel de vento e representa a eficiência do perfil em gerar a força de sustentação. Perfis com altos valores de coeficiente de sustentação são considerados como eficientes para a geração de sustentação.

A física explica que a crescente velocidade do ar ao sobre das paredes da asa denominada extradorso e intradorso, provoquem um aumento de pressão dinâmica devido ao movimento de ar e uma diminuição da pressão estática quando o ar encontrasse em repouso, esse encontro da origem a uma força. Dessa forma diferentes pressões estáticas serão responsáveis por criar uma força perpendicular à superfície da asa, chamada de resultante aerodinâmica. (ANDERSON, 1999).

Portanto sustentação é a força resultante aerodinâmica agindo no centro de pressão perpendicular ao vento relativo. É ela quem compensará o peso da aeronave sobre o aerofólio, o deslocamento das partículas de ar e a diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso irão produzir uma força que dará sustentação ao aerofólio empurrando para cima.

A força resultante aerodinâmica é representada por um vetor que, quando decomposto, darão origem a duas forças, são elas de sustentação e a força de arrasto. Forças responsáveis em fazer uma aeronave voar. (HOUGHTON, 2003).

O perfil da asa para produzir sustentação deve formar um ângulo imaginário relativo ao fluxo do ar com a direção horizontal, chamado ângulo de ataque, que poderá aumentar a força de sustentação e ao mesmo tempo, aumentar a força de resistência do ar, fazendo com que o avião tenha menor velocidade, portanto uma vez que a asa exerce uma força para mudar a direção do ar, o ar deve também exercer uma força na asa, em igual tamanho e em direção oposta, fazendo com que a asa confira sustentação ao resto do avião. (ANDERSON, 1999).

2.10. Força atuante - Arrasto

O coeficiente de arrasto representa a eficiência do perfil em gerar a força de arrasto. Um perfil como um todo somente será considerado aerodinamicamente eficiente quando produzir grandes coeficientes de sustentação aliados a pequenos coeficientes de arrasto. (ANDERSON, 1999).

O arrasto é uma força aerodinâmica que faz resistência ao movimento de um objeto sólido através de um fluido. O arrasto está diretamente relacionado com a área, na qual o ar colide de frente, e ocorre o desvio do ar pelo obstáculo deflexão. (HOUGHTON, 2003).

O que facilita o deslocamento de uma aeronave em fluido de ar chama-se aerodinâmica, deste modo as partes que compõe um avião devem ser arredondadas ou terem o efeito de flechas, isso possibilita uma menor resistência durante o percurso. (ANDERSON, 1999).

O arrasto também pode ser induzido, o ar que está no intradorso tende a fluir para o extradorso dando origem um turbilhonamento na ponta da asa, com isto uma resistência ao avanço do avião ocorre diminuindo a sustentação. Este evento está relacionado com diferença de pressão entre a parte superior e inferior da asa. (HOUGHTON, 2003).

Para corrigir este problema temos dispositivos conhecidos como Winglets, (FIGURA 16, Item 1), são facilmente localizados nas pontas das asas para impedir a passagem de ar de cima para baixo. (ANDERSON, 1999).

2.11. Força Atuante - Tração

A tração é uma força atuante responsável por impulsionar a aeronave para frente, sendo originada da conversão do torque fornecido pelo motor. A aviação atual conta com motores convencionais de quatro tempos e motores a reação. (HOUGHTON, 2003).

O motor convencional utiliza um sistema quatro tempos, onde um número variável de cilindros gerará uma energia necessária para movimentar a hélice que impulsionará o avião a frente.

A mistura de ar e combustível é utilizada, usa-se normalmente gasolina especial preparada no carburador e emitida para a câmara de combustão, dentro do cilindro, pela válvula de admissão, movimentando o pistão para baixo, e transferindo todo movimento para o eixo de manivelas ligados a hélice.

Em seguida o pistão sobe comprimindo a mistura, uma centelha é provocada por um dispositivo chamado vela, provocará uma combustão e um aumento da pressão da mistura em consequência sua expansão, forçando o pistão para baixo, após esses processos os gases finais são expelidos pela válvula de escapamento, e o ciclo continua, para que o avião mantenha a força de tração.

Já o motor a reação funciona de acordo com a terceira lei de Newton, ação e reação, onde a ação se inicia com a expulsão dos gases para trás, provocando a reação do deslocamento do avião para frente.

O sistema, conta com um conjunto de pás na parte da frente, formando três compressores, uma na parte de traz e outro na turbina, e no meio contendo uma câmara de combustão, onde se dará a queima da mistura de ar comprimido com o combustível, normalmente usa se querosene, pois eu uso aumentará ainda mais a pressão dos gases originando uma saída dos mesmos muito forte. Neste caso, está presente a força de empuxo devido ao deslocamento dos gases. (ANDERSON, 1999).

2.12. Força Atuante - Peso

O peso está diretamente relacionado a força da gravidade, esta força atrai todos os corpos que estão no campo gravitacional terrestre. Não existe nenhuma maneira de alterar esta força, por isso cada vez mais as aeronaves são aperfeiçoadas sempre respeitando as leis da natureza.



Figura 18. - As Quatro Forças Atuantes Durante o Voo. COMPÊNDIO DE AERODINÂMICA BÁSICA,¹⁹ (2015).

O peso influencia nas operações de pouso e decolagem, por exemplo um avião muito pesado irá precisar de maior comprimento de pista para decolar, para conseguir velocidade suficiente visando a sustentação para anular o peso, sendo assim, aviões maiores são impedidos de operar em certos aeroportos. O mesmo acontece na aterrissagem, pois deve-se respeitar a lei da inércia. (HOUGHTON, 2003).

Capítulo 3 – Fadigas

Segundo CALLISTER, (1999) fadiga é apenas uma de defeito em peças que podem se manifestar em materiais sujeitos a intervalos repetitivos sobre uma força de tensão ou deformação. Fadiga é a ruptura de uma peça devido a uma carga bem menor à carga máxima suportada pelo material, ao submeter um material solicitações cíclicas repetidas a diminuição da resistência irá ocorrer.

Muitos estudiosos contribuíram para o conhecimento sobre fadiga se torna se claro para nós, mas podemos destacar o engenheiro alemão August Wohler, que dedicou 12 anos da sua vida a esse estudo. Ele trabalhou como engenheiro-mestre das linhas ferroviárias da Baixa Silésia-Mark e observou que os eixos feitos de aço dúctil em um vagão ferroviário começaram a trincar após um pequeno tempo de serviço prestado. Ele também constatou que cada metade dos eixos quebrados por fraturas

¹⁹ - Disponível em: <http://asasdeferro-suplementos.blogspot.com.br/2015/09/nocoes-de-aerodinamica-de-voo.html>. Acesso em fevereiro de 2017.

rápidas e frágeis, quando submetido a ensaios de tração continuava com a mesma resistência.

Sua investigação, tornou possível afirmar que induzido o material ele pode falhar se exposto a retidas tensões, e que as mesmas tensões aplicadas de modo isolados são menores que a da resistência estática. (NORTON, 2004).

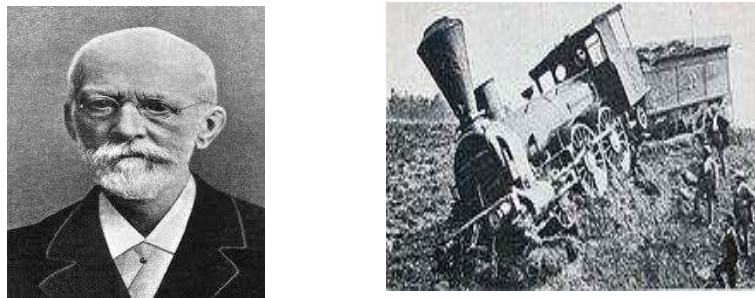


Figura 19. - Foto de August Wohler e o Descarrilamento da Linha Ferroviária de Silésia-Mark. WIKIPEDIA,²⁰ (2017).

Foi ele quem também desenvolveu a curva de S-N ou diagrama de Wohler ainda bastante utilizado em nossos dias. A curva é uma maneira simples de observar o comportamento dos materiais submetidos a solicitações alternadas a apresentar resultados de ensaios envolvendo fadiga, neste diagrama, S representa a amplitude de tensão aplicada, e N representa o número de ciclos que darão início a uma trinca. A amplitude de tensão é imprescindível quando o objetivo é a destruição da coesão do metal. (SOUZA, 1982).

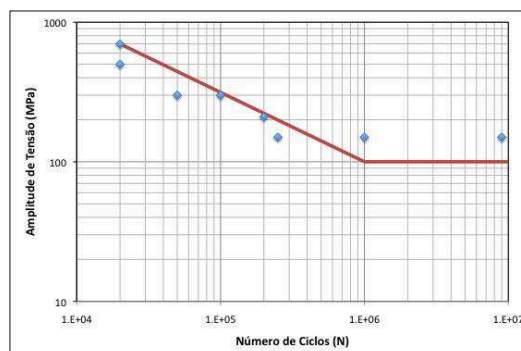


Figura 20. - Curva S-N de Wohler. WIKIPEDIA,²¹ (2016).

²⁰ - Disponível em: https://pt.wikipedia.org/wiki/August_W%C3%B6hler

²¹ - Disponível em: [https://pt.wikipedia.org/wiki/Fadiga_\(engenharia\)](https://pt.wikipedia.org/wiki/Fadiga_(engenharia))

As investigações feitas por Wohler comprovam que o número de ciclos de tensão variando no tempo como causadores da falha por fadiga. Mas se a peça a falha estaticamente é porque desenvolveu deflexão, significa que a tensão excedeu à resistência ao escoamento, nesse caso a peça deve ser trocada antes que ocorra a ruptura. As falhas estáticas dão aviso visível e antecipado sobre a diminuição da capacidade do material a falha por fadiga que é repentina e total. (NORTON, 2004).

3.1. Propagação das Trincas

O processo ocorre por submeter uma peça a um esforço repetitivo de tensão e deformação, a partir de um tempo ocorre a propagação de trincas, em geral aparência similar à de uma fratura frágil que se dá perpendicularmente à direção ao eixo de tensão de tração aplicada. (VAN VLACK, 1964).



Figura 21. - Ensaio de Fadiga na Asa do Avião,²².

Inicia se com uma micro trinca, invisível a olho nu dependendo do tempo de vida da peça essas micro trincas são causadas pela deformação plástica e propagação cristalográfica, isso se a peça apresenta pouco tempo de serviço. Mas se a peça apresentar maior tempo de vida passa a ser, um macro trinca, onde ocorre uma propagação, com a formação de fratura com platôs lisos porem com superfícies escuras e onduladas paralelas, separados por sulcos também paralelos. Os Platôs normalmente têm partes leves conhecidas como marcas de praia dependendo das

²² - Disponível em: <http://bloga350.blogspot.com.br/2013/08/ef2-fatigue-test-at-iabg-waits-for-wings.html>.

mudanças no nível e na frequência do carregamento, bem como da natureza corrosiva do meio. Se a peça continuar recebendo tensões o material pode não suportar as cargas haverá um rompimento repentino, pois, a trinca pode ser frágil, dúctil ou uma combinação de ambas. (SOUZA, 1982).

A trinca por fadiga inicia onde a tensão cíclica é máxima, o resultado é uma descontinuidade que pode surgir devido a mudanças no projeto na secção transversal tais como chavetas, furos elementos que rolam e deslizam como mancais, engrenagens, cames sob pressões de contato altas, desenvolvendo tensões de contato sub superficiais concentradas que podem causar formação de cavidades superficiais ou lascamente após vários ciclos de carga. Descuido com a localização de marcas de identificação, marcas de ferramentas, riscos e rebarbas; projeto de juntas malfeito; montagem inadequada e outras falhas de fabricação; Composição do material em si, independentemente do processo de fabricação: laminação, forjamento, fundição, extrusão, estiramento, tratamento térmico, etc. Neste caso surgem descontinuidades microscópicas e sub microscópicas, superficiais e sub superficiais tais como inclusões de material estranho, segregação de liga, vazios, partículas duras precipitadas e descontinuidades cristalinas. (NORTON, 2004).

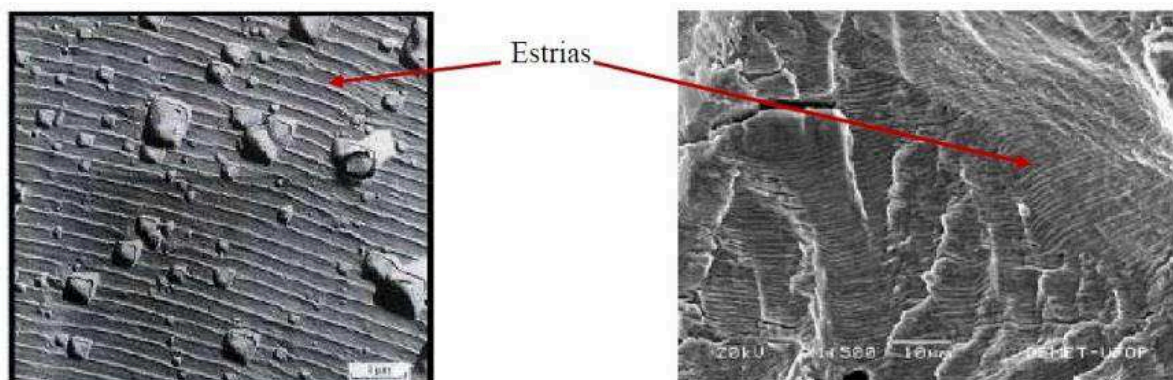


Figura 22. - *Estrias de Fadiga Microscópica. EFI/SINDPETRO-LP, ²³(2014).*

²³ - Disponível em: <http://inspecaoequipto.blogspot.com.br/2014/02/falha-por-fadiga.html>

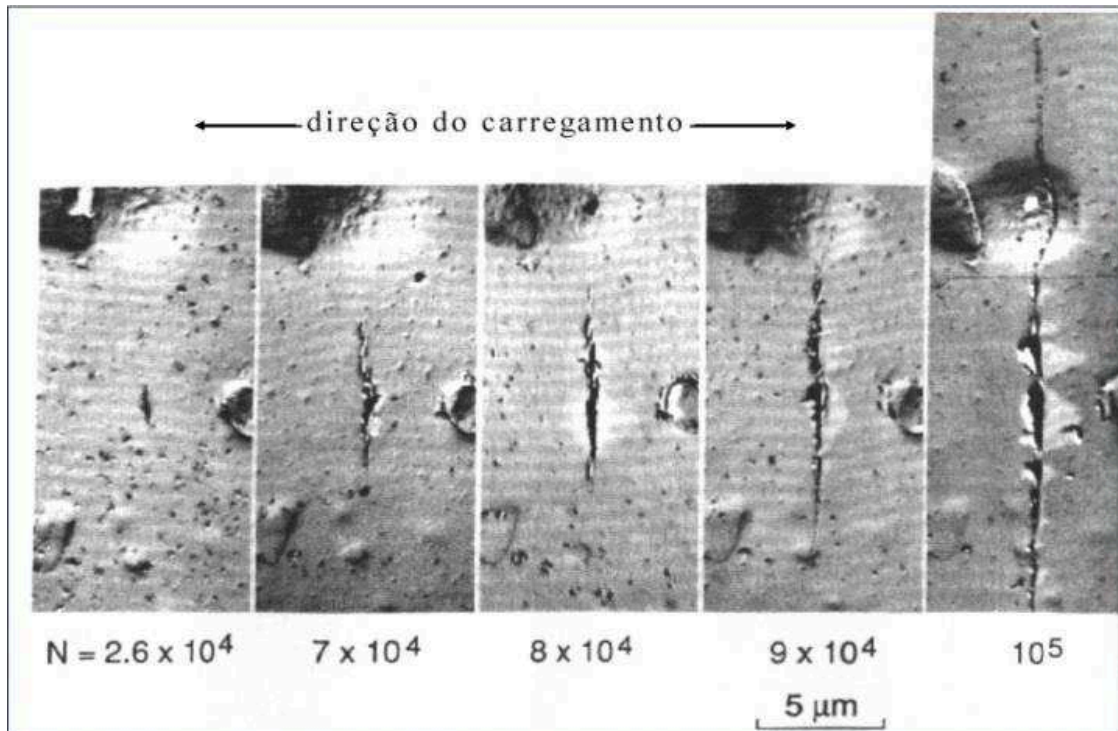


Figura 23. - Propagação de trinca sobe a força de Tração. EFI/SINDPETRO-LP, ²⁴(2014).

Os engenheiros de projeto devem especificar quais são os melhores acabamentos superficiais nos pontos mais suscetíveis à fadiga. (VAN VLACK, 1970).

3.2. Tipos de força Atuantes em Fadiga.

Para Gere, (2003) fadiga tornou-se uma preocupação que não pode ser deixada de lado. Uma das bases para este tipo de preocupação é o fato de grandes sobrecargas, tão comuns em aviões, causarem esta instabilidade de discordâncias mesmo em materiais que apresentem um limite de fadiga bem definido.

Para saber como as forças agem em uma estrutura completa da asa, realizam-se ensaios desde o mais pequeno componente. As forças aplicadas são torção; tração; compressão; flexão e flexão rotativa. (SOUZA, 1982).

Alguns materiais possuem reação em tração totalmente diferente do comportamento em compressão ou flexão existem alguns processos de conformação onde a peça será sujeita a diferentes de ensaios, assim será possível observar como ela reage em relação a fadiga. (CALLISTER, 1999).

²⁴ - Disponível em: <http://inspecaoequipto.blogspot.com.br/2014/02/falha-por-fadiga.html>

3.2.1. Aplicação de força Tensão.

Para Timoshenko, (1985) Aplicação da força Tensão é realizado por submeter a peça uma carga rotativa. Em seguida define-se o torque é o momento que tende a torcer a peça em torno de seu eixo longitudinal.

O ângulo de torção pode ser medido em função do momento torsor aplicado para limite de escoamento à torção, Módulo de ruptura à torção, Módulo de elasticidade transversal.

Nos ensaios de torção, uma das extremidades de um corpo de prova cilíndrica, com diâmetro menor na região central, é mantida fixa, enquanto a outra é submetida a um esforço de rotação. O contato entre as garras que segura e o material se dá nas extremidades do corpo de prova, que não sofrem alteração no instante do ensaio. Nesse caso o atrito é nulo. Durante o teste, a peça conserva a sua forma inicial. Isto possibilita observar grandes deformações, sendo que a deformação na região útil equivale a ação de rotação imposta. A potência que é dissipada peça é gerada por um motor, que pode ter a sua velocidade variada ou não, permitindo realizar ensaios em uma larga faixa de taxas de deformação. (GERE, 2003).

3.2.2. Aplicação de força Tração.

O ensaio de tração consiste em submeter uma peça de geometria definida a uma força que irá crescer na direção axial do corpo de prova, levando-o a ruptura da peça. Os esforços utilizados para realização do ensaio são medidos na própria máquina. (SOARES, 2009). FIGURA 23.

O ensaio de tração é feito em corpos de prova de dimensões padronizadas por normas nacionais e internacionais. Para a escolha da dimensão padronizada do corpo de prova também deve ser levada em consideração a capacidade da máquina de tração, disponível para a realização do ensaio. (SOUZA, 1982).

3.2.3. Aplicação de força Compressão.

O ensaio de compressão é realizado em produtos acabados, neste, verifica-se o comportamento do material sem levar em conta o valor da carga aplicada. Sob o

aspecto da aplicação das cargas, os ensaios de compressão e de tração são semelhantes, pois um é o oposto do outro, mas ambos utilizam o mesmo sistema (máquina) de ensaio além de verificarem, em geral, as mesmas propriedades. (SOARES, 2009). FIGURA 23.

Se analisarmos o ponto de vista físico a compressão é bem diferente da tração, os efeitos observados por uma carga são também verificados pelo outro. As propriedades do material podem ser descobertas tanto por um quanto por outro e como o de tração é mais prático, não é necessário realizar o de compressão. Por isso pode se optar por um dos dois ensaios. (SOUZA, 1982).

3.2.4. Aplicação de força Flexão.

No ensaio de flexão a informação que se procura é a indicação qualitativa da ductilidade do material. A flexão do material provoca um efeito de tração e compressão nas fibras superiores e inferiores conforme o tipo de aplicação da força. Quando essa força produz uma deformação elástica temos a flexão, quando for plástica, o dobramento. (SOARES, 1982).



Figura 24. - Ensaio com Aplicação de Flexão,²⁵(2017).

3.2.5. Aplicação de força Flexão Rotativa.

O ensaio mais comum, realizado em barras ou perfis metálicos, é o de flexão rotativa. Este ensaio consiste em submeter um perfil a solicitações de flexão,

²⁵ - Disponível em: <http://theatlasgroup.biz/structural-loads-wings-important-aspect-aircraft-testing/>

enquanto o mesmo é girado em torno de um eixo, por um sistema motriz com conta giros, numa rotação determinada e constante. (SOUZA, 1982).

A flexão rotativa conta com um motor que gira o perfil. Os rolamentos externos são fixos em apoios e os internos recebem uma determinada carga que irá produzir um esforço de flexão alternado devido á rotação do corpo de prova. Um ciclo completo de flexão alternada é aplicado a cada volta do eixo e o número de voltas é registrado pelo contador. (SOARES, 2009).

Quando o corpo se parte por fadiga, o contador deixa de ser acionado e sua indicação é o número de ciclos que o corpo suportou com a carga aplicada. (SOUZA, 1982).

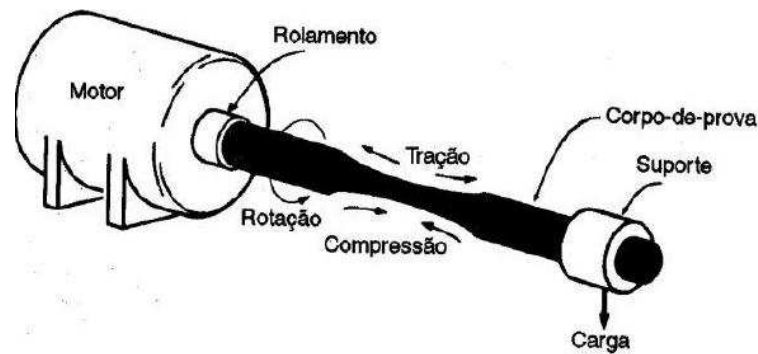


Figura 25. - Equipamento para ensaio de Fadiga Rotativa,²⁶ (2017).

Alta tensão nominal			Baixa tensão nominal		
Sem entalhe	Entalhe suave	Entalhe afiado	Sem Entalhe	Entalhe suave	Entalhe afiado
Tração e Tração-Compressão					
Flexão unidirecional					
Flexão reversa					
Flexão rotativa					

Figura 26. - Representação Esquemática de Fadiga. EFI/SINDPETRO-LP,²⁷ (2014).

²⁶ - Disponível em: <http://www.ebah.com.br/content/ABAAAAbFwAC/fadiga-materiais-marcas-praia>

²⁷ - Disponível em: <http://inspecaoequipto.blogspot.com.br/2014/02/falha-por-fadiga.html>

Capítulo 4 – Como age a fadiga nas asas de uma aeronave de asa fixa

Segundo Bathians e Pineau (2011), a fadiga na asa do avião é um problema muito sério, de acordo com o conhecimento adquirido através dos anos há razões para se esperar que ela apresente cada vez menos problemas com o passar dos anos. É importante destacar que fadiga na asa do avião tende a diminuir e não desaparecer completamente, isso porque os esforços a que elas são submetidas são também necessários para se manter um voo.



Figura 27. - Fadiga na Asa do Avião STARLIFTER C-141. C141 HEAVEN,²⁸(2017).

Antes de fabricar uma aeronave, o engenheiro projeta e analisa todas as fases do projeto, é ele quem faz os testes que onde é possível compreender o limite que a asa aguenta ao sofrer esforços em operação sobre turbulências, manobras em voo, rajadas de ventos severas, decolagem e aterrissagem. (DEPARTMENT OF ADMINISTRATION – FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 1973).

Para Callister, (1999), a fadiga é um fenômeno em que os materiais podem sofrer degradação significativa de suas propriedades mecânicas se submetidas a um carregamento cíclico. Por sua vez a perda de propriedades pode levar à ruptura da asa ou parte dela, e as consequências em sua maioria são desastrosas em termos de segurança.

Nos últimos anos, muito tempo tem sido dedicado ao estudo do aprimoramento de projeto e geometria da asa. A geometria da asa é projetada para suportar esforços,

²⁸ - Disponível em: http://www.c141heaven.info/dotcom/61/pic_61_2778.php

mas é importante atender que a asa não vai poder suportá-los para sempre, há um limite prático para isso. A fadiga pode ocorrer em peças metálicas e algumas não metálicas. (BATHIANS e PINEAU, 2011).

As partes mais sujeitas à fadiga são as longarinas das asas. As longarinas das asas são um ótimo exemplo do efeito de fadiga no material, já que, enquanto o avião está voando, as asas sustentam o peso do avião, e enquanto o avião está no solo, é o avião que sustenta o peso das suas asas. E nessa condição os esforços de flexão na longarina é submetida voluntariamente cada voo. Em aviação, os casos mais conhecidos estão relacionados a fadiga na asa, isso ocorre devido interação entre fluido-estrutura esse é um dos meios em que a fadiga age. (DEPARTAMENT OF ADMINISTRATION – FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 1973).

4.1. Fluido-Estrutura.

Collar (1946), as interações entre fluido-estrutura são consideradas um problema multi-físico, e três tipos de forças devem estar relacionados são elas,

- Aerodinâmica decorrente do escoamento do ar;
- Elástica, que se relaciona com a mecânica dos sólidos;
- Inercia com à dinâmica das estruturas.

As interações dessas forças configuram dois problemas, o estático e Dinâmico. O Problema estático se trata da ligação entre as forças aerodinâmicas e a força estática, a resposta desse evento se apresenta quando a estrutura da asa sofre deformações que impedem o seu funcionamento adequado. Podemos citar como exemplo o efeito de reversão e controle. (BATHIANS e PINEAU, 2011).

Neste caso, se o aileron presente na asa for inclinado, a aeronave age no sentido de aumentar a sua sustentação. Mas se a inclinação não for a suficiente, a estrutura pode perder sustentação dependendo da sua rigidez. (DOWLING, 2013).

A distribuição de carregamento, também pode ocasionar em deformação excessiva da estrutura da asa e pode levar a situações de carregamento não previstas em projeto, ocasionando seu colapso. (BATHIANS e PINEAU, 2011).

Para Dowling (2013) e Houghton (2003), o problema dinâmico se dá a partir da junção das três forças (Aerodinâmica, Estática e Inercia), neste caso o deslocamento da estrutura, pode provocar uma interferência no escoamento, acarretando num fenômeno acoplado de grande complexidade. Dessa forma a passagem de ar sobre a asa forma vórtices (na forma de esteiras de Von Karmann), excitando a estrutura ciclicamente. Esta excitação pode levar a asa a vibrar em frequências naturais que a leva a entrar em ressonância ocorrendo o fenômeno aeroelástico conhecido como flutter e buffeting que também tem uma forte contribuição para ocorrer a fadiga na asa.

4.2. Flutter

Flutter se trata de ondas de oscilação submetidas a um estado de agitação, neste caso a superfície sustentadora sofre deflexões devido às forças aerodinâmicas, assim ocorre uma redução da carga total aplicada, logo o carregamento aerodinâmico original é restaurado e o ciclo é reiniciando.

O flutter se manifesta a partir de uma velocidade crítica de escoamento do ar o amortecimento e a geometria da asa escolhida pouco influencia no que se refere a resistir a esse fenômeno. O efeito de flutter pode ser lembrado pelo evento ocorrido com a ponte de Tacoma Narrows. A ponte foi inaugurada e aberta ao público no dia 1 de julho de 1940. Em pouco tempo de uso a ponte começou a oscilar constantemente por três horas seguidas, as oscilações ultrapassavam três pés de altura, perto das dez horas da manhã no dia 7 de novembro de 1940 as oscilações ficaram tão fortes que a ponte subia e descia a 28 pés de altura. Os registros descrevem que as dez horas e trinta minutos da manhã a ponte começou a quebrar e as onze horas da manhã ela finalmente caiu. (HOUGHTON, 2003).



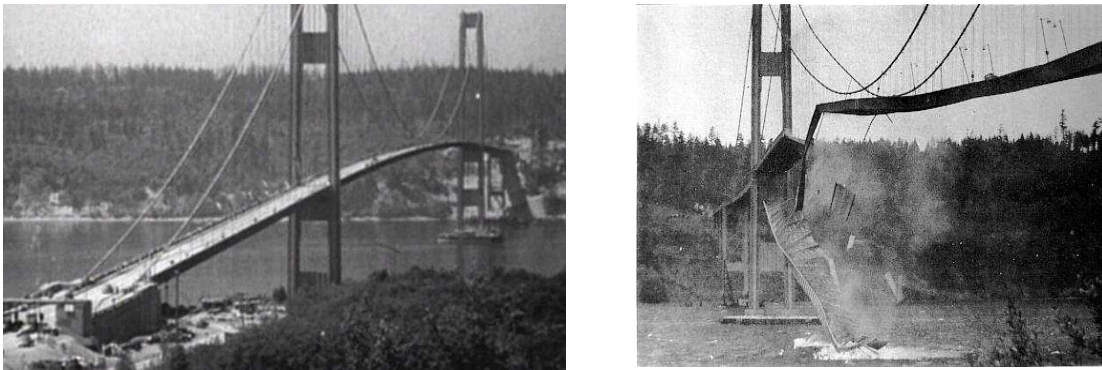


Figura 28. - Ponte Tacoma Narrows Bridge, ²⁹(1938).

O mesmo fenômeno atinge a asa do avião, uma vez instalada na fuselagem do avião, ela se torna como que um obstáculo ao fluxo de ar, assim um turbilhão de ar poderá se reproduzir em cima e embaixo da asa formando vórtices com certa frequência, dependendo da estrutura, geometria da asa e velocidade do fluido ela se rompe. (BATHIANS e PINEAU, 2011).

Os vórtices formados se alternam em cada lado da asa, produzindo uma força perpendicular à direção do fluxo formando vibrações, cada modelo de asa suporta uma determinada frequência natural, as duas frequências se encontram o fenômeno de ressonância ocorre e as oscilações são destrutivas. (DEPARTAMENT OF ADMINISTRATION – FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 1973).



Figura 29. - Representação de Vórtices provocados pelo Efeito de Flutter. DIARIO DE BORDO, ³⁰(2012). Mas mesmo em caso em que a asa não entra em ressonância, a exposição prolongada a

²⁹ - Disponível em: <http://pontodefugaarquitectura.blogspot.com.br/>

³⁰ - Disponível em: <http://diariodebordohofmann.blogspot.com.br/2012/05/vortices-ou-vortex-entenda-o-fenomeno.html>

carregamentos cíclicos induz está a acumular danos que com o tempo, leva a asa a apresentar falhas. (BATHIANS e PINEAU, 2011).

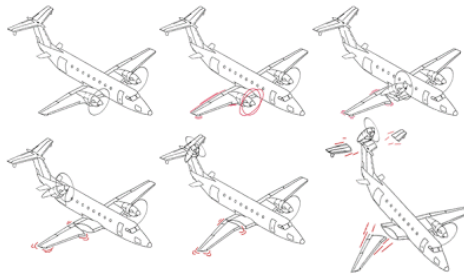


Figura 30. - Representação de Flutter na Asa do Avião. ARCRAFT SAFTY SYSTEMS,³¹ (2017).

4.3. Buffeting

Buffeting é uma vibração ou instabilidade da aeronave causada por uma frequência alta provocada pelo descolamento do fluxo aerodinâmico pode aparecer durante manobras voo, velocidade de cruzeiro ou por oscilações de ondas de choque, dependendo do ângulo de ataque. As turbulências são essas oscilações irregulares. O efeito é que a asa da aeronave treme, devido a esta excitação, além de pôr em perigo a estabilidade do voo, a asa entra em esforço cíclico o que poderá leva-la a apresentar fadiga. (HOUGHTON, 2003).

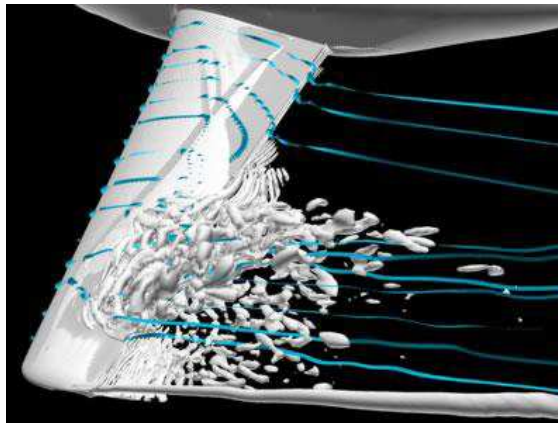


Figura 31. - Efeito de Buffeting na Asa do Avião. ONERA - THE FRENCH AEROSPACE,³² (2006).

4.4. Fadiga Sub zero

Outro caso que influenciou a forma como os projetistas selecionam os materiais é a fadiga sub zero, ou seja, as propriedades relativas à fadiga do material se

³¹ - Disponível em: <https://sites.google.com/site/aircraftsafetysystemstcmorley/avoiding>

³² - Disponível em: <http://www.onera.fr/en/actualites/image-du-mois/buffeting-in-the-air>

deterioram muito rapidamente conforme a temperatura é abaixada. O tratamento realizado abaixo de 0°C. Particularmente, resfriamento de um aço a uma temperatura abaixo de 0°C para transformação de austenita retida em martensita. Efetua-se este tratamento em peças cuja variação dimensional em serviço, deva restringir-se, exclusivamente, àquela determinada pelo coeficiente de dilatação térmica do aço, ou seja, sem a sobreposição de distorções dimensionais causadas por transformações cristalográficas da austenita em martensita. (BATHIANS e PINEAU, 2011).

4.5. Geometria da Asa e a Fadiga.

Segundo Dowling (2013), existem inúmeros projetos de asas com as mais diversas geometrias, o que classifica a utilização da cada uma é a características de voo, desempenho esperado, sustentação, balanceamento ou estabilidade para uma determinada aeronave, do contrário pouca tolerância a fadiga a asa pode apresentar.

Para melhorar a tolerância a fadiga, a asa necessita de um projeto estrutural bem equilibrado, a geometria deve proporcionar boas propriedades no que se refere a rigidez e distribuição de massa. Uma geometria bem planejada pode reduzir o risco a fadiga, por exemplo, asas que apresenta concentração de tensão em setores específicos como os famosos ("cantos vivos"), pois estes são iniciadores de trincas e aceleradores de colapso estrutural. (BATHIANS e PINEAU, 2011).

Portanto, conclui-se que regiões da asa com concentração de tensões são mais suscetíveis a falhas por fadiga. (DEPARTMENT OF ADMINISTRATION – FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 1973).

4.6. Longarina da Asa e a Fadiga.

Para Bathians e Pineau (2011), a longarina pode ser classificada como peça ou elemento essencial na montagem da asa de uma aeronave, a maioria delas é fabricada com misturas refinadas em altas temperaturas de dois ou mais metais diferentes encontrados na natureza, selecionados com cuidado e critério por oferecerem propriedades de se adaptar aos frequentes esforços de flexão a que são

submetidos durante o voo da aeronave e também nos pousos e decolagens. A longarina é responsável por transmitir à fuselagem da aeronave praticamente toda a força de sustentação gerada aerodinamicamente pelo intradorso e extradorso da asa. FIGURA 14.

As longarinas podem ser feitas de madeira ou metal, dependendo do critério de desenho de uma determinada aeronave. Neste caso a fadiga age pelo esforço submetidos a longarina, que é de sustentar o avião durante o voo. O regime de flexão submetido em quanto em pouso, Ciclo de temperatura e a resistência e propriedades dos materiais nela empregados. (DOWLING, 2013).

4.7. Perfil da Asa e a Fadiga.

Os perfis são partes utilizadas na montagem da asa de uma aeronave para lhes dar o formato desejado previsto no projeto com a finalidade de lhe dar maior resistência aos frequentes esforços de flexão a que são submetidas durante o voo da aeronave e também nos pousos e decolagens.

Os perfis compõem a estrutura da armação da asa e podem ser feitos de madeira, metal, plástico, e material composto. Elas geralmente estendem-se do bordo de ataque e bordo de fuga até a longarina traseira. No perfil a fadiga está diretamente ligada a resistência dos materiais nela empregada e nos esforços aplicados durante o voo. (DEPARTMENT OF ADMINISTRATION – FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 1973).

4.8. Revestimento superficial e a Fadiga.

No projeto estrutural da asa, o acabamento superficial precisa se cuidado, (materiais com rugosidade alta formam micro trincas, pois a rugosidade do ponto de vista microscópico se apresenta como picos e vales, sendo nos vales, a abertura de micro trincas). (DOWLING, 2013).

4.9. Miscelâneas e a Fadiga.

Miscelâneas é um conjunto peças fundamentais para se montar a asa do avião, tais como parafuso, porca e rebite. E estes materiais podem ter suas propriedades

afetadas pelos esforços e mudanças climáticas. A fadiga e corrosão são fenômenos comuns nessas pequenas peças. (BATHIANS e PINEAU 2011).

Capítulo 5 – CASOS ENVOLVENDO FADIGA EM AVIÕES

5.1. Boeing 737-200 Voo 243.

Quando citamos o problema de fadiga em aviões o exemplo do Boeing 737-200 da Aloha Airlines deve ser considerado. Durante o voo essa aeronave perdeu parte da sua fuselagem e asa. Apesar do grande dano, uma comissária foi sugada para fora do avião, ela foi a única vítima fatal já que os pilotos conseguiram realizar um pouso de emergência salvando os sessenta e cinco passageiros a bordo.

De acordo com as investigações a falha foi decorrente tanto da corrosão quanto da fadiga. O avião tinha cerca de 89 mil ciclos, a falha ocorreu devido a trincas causados por esforços e os furos decorrentes de rebites na fuselagem. O problema era conhecido pela Boeing e pela Aloha antes do acidente acontecer, porém o processo para executar uma inspeção e manutenção era custosa e demorada. Um procedimento comum era o de reforçar o revestimento da fuselagem, com chapas sobrepostas às chapas danificadas, o que resolve o problema por hora, mas torna o avião mais pesado. Nesse caso as trincas foram corrigidas com um processo de solda química mal executada. Essa liga foi piorando com o tempo e aumentando de tamanho com a corrosão do metal. Além do material danificado e voos a baixa altitudes, altura acima do oceano, uma atmosfera salina e corrosiva, tempo de operação da aeronave, e esforços, essas combinações se tornarão um problema sério.



Figura 32. - BOEING 737 com Fadiga na Asa e Fuselagem. (2017).

5.2. Starlifter C-141



Figura 33. - Sarlifter C141. Com fadiga na Asa.³³

De acordo com a CNN - Cable News Network, a asa do avião Starlifter C-141, entrou em colapso durante o reabastecimento para uma viagem à Alemanha. O que se sabem é que a asa apresentava pequenas fissuras causadas por fadiga e a medida que o avião era reabastecido as trincas não suportaram a pressão e o peso imposto e caiu, derramando aproximadamente nove mil litros de combustível pelo asfalto do aeroporto internacional de Memphis nos Estados Unidos. Logo após o acidente a aeronave foi posta para estudos sobre corrosão e fadiga.



Figura 34. - Sarlifter C141. Com fadiga na Asa.

³³ - Disponível em: http://www.c141heaven.info/dotcom/61/pic_61_2778.php

Capítulo 6 – AÇÕES PARA CONTROLAR FADIGA NA ASA

Investigações têm sido direcionadas para uma melhor compreensão fadiga na asa do avião com a finalidade de diminuir as ocorrências. (DEPARTMENT OF ADMINISTRATION – FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 1973).

O cuidado com a escolha de materiais deve ser levado muito a sério, para um determinado material, temos as curvas S-N (tensão - número de ciclos), que caracteriza seu desempenho em fadiga. Quando um material trabalha na zona em linha reta (a partir de 10^6 ciclos no exemplo abaixo), diz-se que este tem vida infinita em fadiga. (BATHIANS e PINEAU, 2011).

Um alto acabamento superficial, proporcionado por usinagem de precisão da asa, aumentam a vida útil no que se refere a fadiga. Entretanto, nem todos os tratamentos superficiais melhoram as propriedades de fadiga. Nesse caso inspeções e manutenções devem ser feitas, e se houver necessidade peças críticas devem ser retiradas e ser substituídas por outras devidamente certificadas. (DOWLING, 2013).

E se tratando de aviação segura, uma vez diagnosticada incertezas, qualquer material ou peça deve ser substituído. (DEPARTMENT OF ADMINISTRATION – FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 1973).

Hoje em dia em alguns projetos de asa, uma estrutura é projetada com uma segunda camada, pois se a primeira não suportar múltiplas cargas planejadas, nesse caso a segunda parte suportara as cargas necessárias até que a estrutura afetada seja reparada ou até que o voo seja concluído.

Mesmo em um projeto planejado o conceito de ser seguro contra falha de fadiga precisa ser analisado criteriosamente. Pequenas fendas ou rachaduras podem ser detectadas em uma inspeção. (BATHIANS e PINEAU, 2011).

Conforme é possível verificar o “Anexo A”. - Regulamento de Aviação Federal. Parte 25 NORMAS DE AERONAVEGABILIDADE: CATEGORIA DE TRANSPORTE AVIÕES. Subparte C - Avaliação da Fadiga da Estrutura. (No. 27358; 03/26/98).

Embora o engenheiro tenha toda a habilidade e conhecimento para julgamento aparente de fadiga, a prevenção provém de testes laboratoriais de fadiga em materiais, testes de fadiga em componentes de materiais bem como em miscelâneas tais como parafuso porca rebite entre outras peças metálicas ou não metálicas em contato com a asa.

Em termos de ensaio nas asas, temos os ensaios de teste de fadiga em escala total, onde as asas são excitadas com carregamentos típicos da aeronave, durante períodos que podem variar entre 1 a 3 períodos de vida da aeronave.

Outro tipo de testes é o realizado com corpos de prova com dimensões normalizadas. Em geral, estes ensaios obedecem às normas internacionais, como as da ASTM (American Society of Testing Materials). (DOWLING, 2013).

Nos ensaios de fadiga, procura-se precipitar falhas na estrutura de forma a prevenir sua ocorrência no produto em operação ou para realizar melhorias em futuros produtos, kits de retrabalho, checks de manutenções em estruturais. (BATHIANS e PINEAU, 2011).

Capítulo 7 – Teste de Fadiga na Asa de Aviões.

7.1. Teste de Fadiga na Asa do Avião CESSNA 180.

O Cessna 180 é um avião monomotor produzido nos Estados Unidos da América, pela indústria Cessna Aircraft Company. A aeronave possui uma asa de geometria trapezoidal de alta configuração. A FIGURA 33 mostra um teste de fadiga sendo realizado, pois uma série de trincas foi encontrada. Houve também registro de um acidente catastrófico envolvendo fadiga nesse mesma configuração na Nova Zelândia.

O ensaio de fadiga reproduz o estresse que a estrutural da asa vai sofrer no instante da decolagem, durante todo o tempo em que estiver em voo e no momento de pousar. Normalmente são reproduzidos cerca de 240 mil tipos voos diferentes para certificar o quanto a asa resiste.

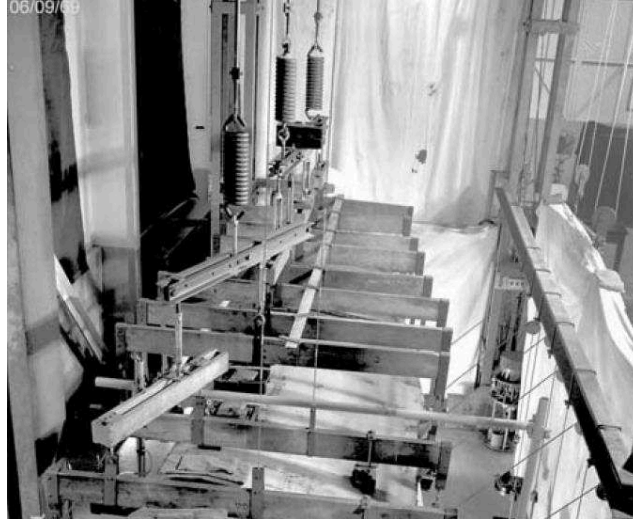


Figura 35. Teste de Fadiga na Asa do CESSNA 180.

7.2. Teste de Fadiga na Asa do Avião Mirage III.

O Dassault Mirage III é uma aeronave militar, um dos mais bem sucedidos caças supersônicos já construídos e desenvolvido pela Dassault Aviation da França.

Devido às atividades realizadas pela aeronave um programa de investigação envolvendo fadiga foi feito, os caças supersônicos sobrevoam em temperaturas e tensões inconstantes.

As primeiras observações foram de determinar o tempo de vida da fadiga sobre a asa, para isso a asa foi submetido a testes onde foram analisadas as cargas cíclicas para ver o quanto elas resistiam.

O teste de fadiga nessa aeronave incluiu a instalação de macacos hidráulicos conectados a 10.000 medidores onde foram registradas as alterações causadas na estrutura.



Figura 36. Teste de Fadiga na Asa do MIRAGE III.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

Alguns acidentes aéreos envolvendo fadiga aconteceram ao longo da história, embora estes casos nos tragam dor, pela perda de muitas vidas, temos de reconhecer que todas essas tragédias também nos deram oportunidade de aprender a lidar com a fadiga para que muito mais vidas possam ser preservadas.

Neste trabalho, compreendemos que as forças são fundamentais no voo de uma aeronave seja ela comercial ou militar. Entendemos também que as solicitações causadas pelo fluxo de ar junto ao tempo de vida do material em que a asa é feita, pode sim provocar fadiga na asa.

Com todo o conhecimento aqui apresentado pode-se dizer que a fadiga sempre irá existir, portanto ela precisa ser controlada. Isso pode ser feito por meio de:

1. Boa definição do projeto da asa do avião. Esta ainda inclui geometria a ser utilizada para o desempenho que se pretende.
2. Escolha minuciosa dos materiais utilizados na montagem. Podemos incluir testes relacionados à fadiga.
3. Programa de controle de manutenção eficiente.

Por seguir essas orientações podemos garantir a segurança no que se refere a fadiga e que acidentes aéreos como os que aconteceram no passado não mais se tornarão uma realidade.

CONCLUSÃO

A Fadiga na estrutura da asa do avião tem sido um problema desde o início do século XX. A aeronave em voo sofre muitas cargas cíclicas devido as forças necessárias para mantê-la voando, mesmo com um programa de pesquisa rigoroso o acúmulo de carga cíclica provoca grandes danos a estrutura da asa.

A indústria aeronáutica sem dúvida deve muito aos primeiros pesquisadores, o conhecimento adquirido sobre a natureza dos materiais e qual a responsabilidade deles associado a esforços, permite que engenheiros saibam qual é o melhor material e que condições eles devem ser empregados em aviões modernos.

Tomar essa ação só é possível devido ao conhecimento adquirido no por August em 1829, foi ele quem escreveu os primeiros registros com fadiga dos materiais, bem como Wohler em 1870, ele que dedicou parte de sua vida em pesquisas sobre falha em eixos, desenvolveu ensaios de flexão rotativa e o diagrama S-N que nos permite conhecer um limite de tempo para que a fadiga ocorra.

Hoje os requisitos operacionais e os programas de manutenção nos dão suporte no sentido de evitar danos relacionado a falha estrutural de fadiga. Os acidentes aéreos nos deixarão grandes lições, surpresas em voo relacionado a fadiga já não é mais possível, pois testes e ensaios de fadiga podem ser realizados seguindo inspeções bem planejadas, e mesmo que a asa não apresente nenhuma fissura visível se houver trincas microscópicas elas podem ser tratadas e controlada.

Segundo Norton, (2004) os custos relacionados à fadiga são altíssimos. E que o conceito de somente aviões velhos apresenta fadiga não deve ser seguido. E que inspecionar controlar e tratar pode salvar vidas.

REFERÊNCIAS

- ABRANTES, D. T. - Revista Aeronáutica - 14-BIS. O Centenário Vem Aí...Rio de Janeiro - RJ. Edição November/Dezembro 2004 – nº 247. (Artigo).
- ANDERSON, J. D. - Aircraft Performance and Design, McGraw-Hill, New York, 1999.
- ARRUDA, J.J. A e Piletti N. - Toda A História – História Geral e História do Brasil. 10ª edição. São Paulo. 2000.
- BARBOSA, C. L. A Vida de Santos Dumont – O Gênio Brasileiro Que deu Certo. BIP - Boletim dos Inativos e Pensionistas da Aeronáutica. Nº 49, janeiro, fevereiro e março de 2005. Diretoria de Intendência/Subdiretoria de Inativos e Pensionistas. Rio de Janeiro - RJ. (Artigo).
- BATHIANS C. e PINEAU A. - Fatigue of Materials and Structures, 2011.
- CASSON, L. - O Antigo Egito. Livraria José Olympio Editora. Rio de Janeiro. 1969.
- CARVALHO, B. - A História da Arquitetura. Edições de Ouro
- CALLISTER, W. D. - Ciência e Engenharia de Materiais - Uma Introdução, Utah. USA, 1999.
- COLLAR, A. R. - The Expanding Domain of Aeroelasticity. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1946.
- CNN – Cable News Network - December 23, 2001 - MEMPHIS, TN. - Entire C-141 Air Force Cargo Fleet Grounded Throughout Country.
- DEPARTAMENT of TRANSPORTATION, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Fatigue Evaluation of Wing and Associated Structure on Small Airplane, 1973).
- DOWLING, A. E. - Mechanical Behavior of Materials. Pearson Education Limited – Fourth Edition, 2013.

FONSECA, E. M. M.; OLIVEIRA, C. A. M.; MELO, F. Q. – Fenômenos de instabilidade em elementos tubulares submetidos à compressão. 2005 - Revista de Mecânica Experimental.

GERE, J. M. - Mecânica dos Materiais, Editora Thomson Learning, 2003.

HOUGHTON, E.L. - Aerodynamics for Engineering Students, Fifth Edition. 2003.

NORTON, R. L., Projeto de Máquinas - Uma Abordagem Integrada, Bookman, Massachusetts. USA, 2004.

REIS, A; CAMOTIN, D. – Estabilidade Estrutural. – McGraw-Hill de Portugal. 2000.

SOARES, M. A. - Ensaio de materiais I-30 – Ensaio de Fadiga. Disponível em:<<http://www.mspc.eng.br/ciemat/ensaio130.shtml>>Acesso em: 19 jun. 2009.

SÓBERTERE, A. e FORRESTER A. I. J. – Aircraft Aerodynamic Design Geometry and Optimization, 2014.

SOUZA, S. A. - Ensaio mecânicos de materiais metálicos. Fundamentos teóricos e práticos – 5. ed. São Paulo: Edgard Blucher, 1982.

SURESH, S. - Fatigue of Materials, Cambridge University, 1998.

TIMOSHENKO, S. P. - Resistência dos Materiais /S.P. traduzido por José Rodrigues de Carvalho Rio de Janeiro. 1985.

VAN VLACK, L. H. - Princípios de Ciência dos Materiais, Michigan. USA, 1964.

VAN VLACK, L. H. - Princípios de Ciência dos Materiais, traduzido pelo Eng. Luiz Paulo Camargo Ferrão. São Paulo: Edgard Bluncher, 1970.

ANEXOS

Federal Aviation Regulation

Part 25 AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES Subpart C—Structure Fatigue Evaluation

Sec. 25.571

Damage-tolerance and fatigue evaluation of structure.

(a) *General.* An evaluation of the strength, detail design, and fabrication must show that catastrophic failure due to fatigue, corrosion, manufacturing defects, or accidental damage, will be avoided throughout the operational life of the airplane. This evaluation must be conducted in accordance with the provisions of paragraphs (b) and (c) of this section, except as specified in paragraph (c) of this section, for each part of the structure that could contribute to a catastrophic failure (such as wing, empennage, control surfaces and their systems, the fuselage, engine mounting, landing gear, and their related primary attachments). For turbojet powered airplanes, those parts that could contribute to a catastrophic failure must also be evaluated under paragraph (d) of this section. In addition, the following apply:

- (1) Each evaluation required by this section must include—
 - (i) The typical loading spectra, temperatures, and humidities expected in service;
 - (ii) The identification of principal structural elements and detail design points, the failure of which could cause catastrophic failure of the airplane; and
 - (iii) An analysis, supported by test evidence, of the principal structural elements and detail design points identified in paragraph (a)(1)(ii) of this section.
- (2) The service history of airplanes of similar structural design, taking due account of differences in operating conditions and procedures, may be used in the evaluations required by this section.
- (3) Based on the evaluations required by this section, inspections or other procedures must be established, as necessary, to prevent catastrophic failure, and must be included in the Airworthiness Limitations Section of the Instructions for Continued Airworthiness required by Sec. 25.1529. Inspection thresholds for the following types of structure must be established based on crack growth analyses and/or tests, assuming the structure contains an initial flaw of the maximum probable size that could exist as a result of manufacturing or service-induced damage:

- (i) Single load path structure, and
- (ii) Multiple load path "fail-safe" structure and crack arrest "fail-safe" structure, where it cannot be demonstrated that load path failure, partial failure, or crack arrest will be detected and repaired during normal maintenance, inspection, or operation of an airplane prior to failure of the remaining structure.]

(b) *Damage-tolerance evaluation.* The evaluation must include a determination of the probable locations and modes of damage due to fatigue, corrosion, or accidental damage.

[Repeated load and static analyses supported by test evidence and (if available) service experience must also be incorporated in the evaluation. Special consideration for widespread fatigue damage must be included where the design is such that this type of damage could occur. It must be demonstrated with sufficient full-scale fatigue test evidence that widespread fatigue damage will not occur within the design service goal of the airplane. The type certificate may be issued prior to completion of full-scale fatigue testing, provided the Administrator has approved a plan for completing the required tests, and the airworthiness limitations section of the Instructions for continued airworthiness required by Sec. 25.1529 of this part specifies that no airplane may be operated beyond a number of cycles equal to ½ the number of cycles accumulated on the fatigue test article, until such testing is completed. The extent of damage for residual strength evaluation at any time within the operational life of the airplane must be consistent with the initial detectability and subsequent growth under repeated loads. The residual strength evaluation must show that the remaining structure is able to withstand loads (considered as static ultimate loads) corresponding to the following conditions:

- (1) The limit symmetrical maneuvering conditions specified in Sec. 25.337 at all speeds up to V_C and in Sec. 25.345.]
- (2) The limit gust conditions specified in Sec. 25.341 at the specified speeds up to V_C and in Sec. 25.345.
- (3) The limit rolling conditions specified in Sec. 25.349 and the limit unsymmetrical conditions specified in Secs. 25.367 and 25.427(a) through (c), at speeds up to V_C .
- (4) The limit yaw maneuvering conditions specified in Sec. 25.351(a) at the specified speeds up to V_C .
- (5) For pressurized cabins, the following conditions:
 - (i) The normal operating differential pressure combined with the expected external aerodynamic pressures applied simultaneously with the flight loading conditions specified in paragraphs (b)(1) through (4) of this section, if they have a significant effect.

[(ii) The maximum value of normal operating differential pressure (including the expected external aerodynamic pressures during 1g level flight) multiplied by a factor of 1.15, omitting other loads.]

(8) For landing gear and directly-affected airframe structure, the limit ground loading conditions specified in Secs. 25.473, 25.491, and 25.493.

If significant changes in structural stiffness of geometry, or both, follow from a structural failure, or partial failure, the effect on damage tolerance must be further investigated.

(c) *Fatigue (safe-life) evaluation.* Compliance with the damage-tolerance requirements of paragraph (b) of this section is not required if the applicant establishes that their application for particular structure is impractical. This structure must be shown by analysis, supported by test evidence, to be able to withstand the repeated loads of variable magnitude expected during its service life without detectable cracks. Appropriate safe-life scatter factors must be applied.

(d) *Sonic fatigue strength.* It must be shown by analysis, supported by test evidence, or by the service history of airplanes of similar structural design and sonic excitation environment, that—

(1) Sonic fatigue cracks are not probable in any part of the flight structure subject to sonic excitation; or

(2) Catastrophic failure caused by sonic cracks is not probable assuming that the loads prescribed in paragraph (b) of this section are applied to all areas affected by those cracks.

(e) *Damage-tolerance (discrete source) evaluation.* The airplane must be capable of successfully completing a flight during which likely structural damage occurs as a result of—

[(1) Impact with a 4-pound bird when the velocity of the airplane relative to the bird along the airplane's flight path is equal to V_C at sea level or $0.85 V_C$ at 8,000 feet, whichever is more critical.]

(2) Uncontained fan blade impact;

(3) Uncontained engine failure; or

(4) Uncontained high energy rotating machinery failure.

The damaged structure must be able to withstand the static loads (considered as ultimate loads) which are reasonably expected to occur on the flight. Dynamic effects on these static loads need not be considered. Corrective action to be taken by the pilot following the incident, such as limiting maneuvers, avoiding turbulence, and reducing speed, must be considered. If significant changes in structural stiffness or geometry, or both, follow from a structural failure or partial failure, the effect on damage tolerance must be further investigated.

Amdt. 25-96, Eff. 3/31/98

Notice of Proposed Rulemaking Actions:

Notice of Proposed Rulemaking. Notice No. 93-9; Issued on 07/07/93.

Final Rule Actions:

Final Rule. Docket No. 27358; Issued on 03/26/98.

