



UNIVERSIDADE FEDERAL DE OURO PRETO
ESCOLA DE MINAS
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA CIVIL
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA CIVIL



O USO DO AÇO INOX NAS ESTRUTURAS DA FUSELAGEM DE AERONAVES

AUTOR:FÁBIO RODRIGO DE SOUZA SANTOS

ORIENTADOR:Prof. Dr. Ernani Carlos de Araújo

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação do Departamento de Engenharia Civil da Escola de Minas da Universidade Federal de Ouro Preto, como parte integrante dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Ciências da Engenharia Civil, área de concentração: Construção Metálica.

Ouro Preto, março de 2009..

S237u Santos, Fábio Rodrigo de Souza.
O uso do aço inox nas estruturas da fuselagem de aeronaves
[manuscrito] / Fábio Rodrigo de Souza Santos - 2009.

vii, 73f.: il., color.; grafs.; tabs.

Orientador: Prof. Dr. Ernani Carlos de Araújo.

Dissertação (Mestrado) - Universidade Federal de Ouro Preto. Escola de Minas. Departamento de Engenharia Civil. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil.

Área de concentração: Construção Metálica.

1. Aço - Estruturas - Teses. 2. Aço inoxidável - Teses.

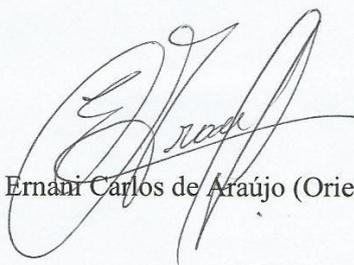
3. Aeronaves - Estrutura - Teses. 4. Chapas de aço - Chapa dobrada - Teses.

5. Tubos - Teses. I. Universidade Federal de Ouro Preto. II. Título.

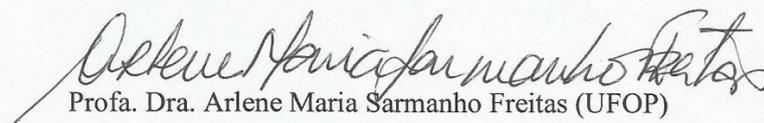
O USO DO AÇO INOX EM ESTRUTURAS DA FUSELAGEM DE AERONAVES

AUTOR: FÁBIO RODRIGO DE SOUZA SANTOS

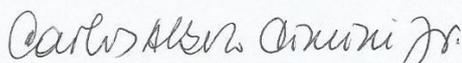
Esta dissertação foi apresentada em sessão pública e aprovada em 13 de março de 2009, pela Banca Examinadora composta pelos seguintes membros:



Prof. Dr. Ernani Carlos de Araújo (Orientador / UFOP)



Profa. Dra. Arlene Maria Sarmanho Freitas (UFOP)



Prof. Dr. Carlos Alberto Cimini Jr. (UFMG)

DEDICATÓRIA

A minha mãe Marli, com amor, admiração e gratidão pela incansável atenção e incentivo ao estudo, por todo apoio e por sempre estar presente quando necessário.

As minhas irmãs Aline e Gabriele pelo grande carinho e amor.

A Juliana, com o incondicional apoio e amor, por toda a minha vida.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Deus, pois sem a presença Dele esse trabalho seria impossível.

A minha avó Dona Conceição pelas orações, a meus tios Carlos e Zeli pela ajuda constante e moradia, aos meus primos Carlos, Hellen, Kelly e a pequena Júlia, pela amizade.

Ao meu tio Maurício pelo apoio crescente ao estudo e a todos os outros tios, tias e primos pelo carinho, amizade e amor.

Ao Prof. Dr. Ernani Carlos de Araújo, pela atenção e apoio durante o processo de definição e orientação, além da colaboração sempre construtiva e incentivadora desse trabalho.

A empresa FABE e, especial ao Sr. Érick Nilson Rodrigues da Cunha, pela atenção e por estar sempre disponível para esclarecimentos e detalhes de seus projetos.

A UFOP. E a seus professores pela oportunidade de realização do curso de mestrado.

A fundação Gorceix pela bolsa pesquisa.

E por fim a todos os amigos que direta ou indiretamente sempre mentalizaram essa conquista.

RESUMO

Neste trabalho faz-se um estudo dos parâmetros de projetos, principalmente relativos às ações atuantes em estruturas de aeronaves de pequeno porte cujo sistema estrutural da fuselagem é executado com tubos circulares de aço inoxidável. Material este usado em alguns tipos de aeronaves de pequeno porte por possuir características peculiares de alta resistência à corrosão e alta resistência mecânica.

Usa-se o software de Elementos Finitos (EF) ANSYS para a modelagem geométrica e lançamento das ações e conseqüente determinações dos esforços nos elementos estruturais. A partir das informações dos elementos mais solicitados, avalia-se as resistências das barras mais solicitadas usando-se como referência a Norma Americana (SPECIFICATION FOR THE DESIGN OF COLD-FORMED STAINLESS STEEL STRUCTURAL MEMBER) para tal fim, já que em nosso país ainda carece de norma específica com este objetivo. Desta forma, este trabalho objetiva também fornecer subsídios para viabilizar a publicação de uma futura norma brasileira específica para a área.

Conforme avaliação feita nas barras mais solicitadas da estrutura da fuselagem da aeronave FALCÃO AG-21, tanto com relação à tração como para a compressão pela flambagem global e local foram satisfeitas. Verificando-se ainda a possibilidade de diminuição dos diâmetros dos tubos utilizados na estrutura da fuselagem, reduzindo o consumo de combustível e conseqüentemente minimizando o custo para a produção do mesmo.

PALAVRAS CHAVE: Aço inox, estruturas, aeronave, fuselagem, chapa dobrada, tubo.

ABSTRACT

In this work, it was accomplished a study on the projects parameters, specially the ones related to the actions used in small aircrafts structures where the structural system is made with stainless steel circular tubes. This material is used in some aircrafts because of its peculiar properties, corrosion and mechanic high resistances.

The “Software de ElementosFinitos” (Finite Elements Software) ANSYS is used in the geometric modeling and actions launch, consequently, it’s used to determinate the strength spent in the structural elements. Based on the information about the most requested elements, the most consumed inoxidable steel bar resistances are evaluated, and are pointed the positions where it should be verified the discretization tensions’ concentrations in finite elements and by the Von Mises criteria about the resistance in ductile material. The American norm of “specification for the design of cold-formed stainless steel structural member” is used to verify the most used bar’s resistances, because our country (Brazil) still needs to have its own norms for this end, then, this work still aims to provide subsidies for the publication of a future possible Brazilian norm for this area.

With the structural analysis if the bars, the most requested bars at the “FALCÃO AG-21’ airplane fuselage are verified about the compression (global and local buckling) and traction, if the original sizing adopted was appropriated. The bars evaluated past slackly, what can permit the diminution of their dimensions, consequently reducing their weight, operational and production costs.

Keywords: Stainless steel, structures, aircrafts, cold-formed, tube, software, finite elements.

Índice

1. INTRODUÇÃO	1
1.1. Objetivos	3
1.2-Justificativa	3
1.3. Revisão	3
2. AÇO INOXIDÁVEL	4
2.1. Histórico	5
2.2. Classificação dos Aços Inoxidáveis	5
2.2.1. Aços Inoxidáveis Ferríticos	6
2.2.2. Aços Inoxidáveis Martensíticos	7
2.2.3. Aços Inoxidáveis Austeníticos	8
2.3. Comportamento mecânico dos aços inoxidáveis	10
3. PRINCÍPIOS DE FUNCIONAMENTO DE AERONAVES	13
3.1. Aerodinâmica	13
3.2. Princípios da aerodinâmica	14
3.3. Equação da continuidade	16
3.4. Equação de Bernoulli	18
3.5. Elementos Aerodinâmicos	21
4. DEFINIÇÃO DA ESTRUTURA PORTANTE DAS AERONAVES	24
4.1. Partes Fixas	24
4.1.1. Asa	24
4.1.2. Fuselagem	25
4.1.3. Motor	26
4.2. Partes Móveis	27
4.2.1. Ailerons	27
4.2.2. Leme	28
4.2.3. Profundores	28
4.2.4. Compensadores	28
4.2.5. Estabilizador Vertical	29
4.2.6. Estabilizador Horizontal	29
4.2.7. Flapes	29
5. CARGAS EM AERONAVE	30
5.1. Cargas na empenagem horizontal	30
5.2. Cargas na empenagem vertical	31
5.3. Cargas no solo	31
6. FABRICAÇÃO AERONAUTICA	32
6.1. Fases do processo produtivo	33
7. CARGAS DE INÉRCIA DE VÔO (Gs)	33
7.1. Fatores de carga para aceleração translacional	38
8. DESCRIÇÃO DA AERONAVE E GERAÇÃO DO MODELO GEOMÉTRICO	43

8.1.	Descrição da aeronave	43
8.2.	Modelo Geométrico	44
9.	APRESENTAÇÃO DO PROBLEMA	47
10.	RESULTADOS.....	50
11.	CONCLUSÕES	62
12.	REFERÊNCIAS BIBLIOGRAFICAS	63
13.	ANEXOS.....	65
13.1.	Tabelas Norma American	65
13.2.	Listagem de coordenadas lançadas no software ANSYS, para modelagem da estrutura da aeronave.	68

1. INTRODUÇÃO

O desejo de voar está presente na humanidade provavelmente desde o dia em que o homem pré-histórico passou a observar o voo dos pássaros. Ao longo da história houve várias tentativas mal sucedidas de voos. Alguns até tentaram voar imitando os pássaros: usar um par de asas (que não passavam de um esqueleto de madeiras e penas, imitando as asas dos pássaros), colocando-os nos braços e balançando-os.

Acreditava-se que voar era impossível, algo além da capacidade humana, porém o desejo existia, e várias civilizações contavam histórias de pessoas dotadas de poderes divinos que podiam voar, ou pessoas que foram carregadas ao ar por animais voadores. O exemplo mais bem conhecido é a lenda de Dédalo e Ícaro. Dédalo, aprisionado na ilha de Minos, construiu asas feitas com pena e cera, para si próprio e seu filho. Porém Ícaro aproximou-se demais do sol e a cera das asas derreteu, fazendo-o cair no mar e morrer. A lenda era um aviso sobre as tentativas de alcançar os céus, semelhante à história da Torre de Babel na Bíblia, e exemplifica o desejo milenar do homem de voar. Por volta de 300 a. C., os chineses inventaram a pipa bem como as técnicas de fazê-la “voar” no ar. Uma pipa é um tipo de planador.

Em torno de 200 a. C., o matemático e inventor grego Arquimedes descobriu como os objetos flutuavam em líquidos. O primeiro estudo de aviação publicado foi *Sketch of a Machine for Flying in the Air* (Rascunho de uma Máquina para Voar), de Emanuel Swedenborg, publicado em 1716. Essa máquina voadora consistia de uma fuselagem e duas grandes asas que se movimentariam no eixo horizontal da aeronave, gerando assim o empuxo necessário para a sustentação da aeronave. Swedenborg sabia que tal aeronave jamais voaria, mas disse que problemas existentes no desenho seriam futuramente resolvidos.

Roger Bacon, um monge inglês, escreveu que o ar, como a água tinha algumas características de sólidos. Bacon estudou as ideias de Arquimedes e chegou à conclusão de que as pessoas pudessem construir uma máquina que tivesse as características adequadas, o ar iria suportar a máquina, assim como a água suporta o navio.

Já no século XVI surgiram aparelhos “aeronaves” mais leves que o ar. O primeiro voo de que se tem notícia foi realizado em Paris, em 1783. Foi um voo livre de uma máquina criada pelo homem, voo este de oito quilômetros em um bailão de ar

quente, inventado pelos irmãos Montgolfier. O ar dentro da câmara de ar do balão era aquecido por uma fogueira de madeira.

Outros inventores passaram a substituir o ar quente por hidrogênio, que é um gás mais leve que o ar. Mesmo assim, o curso de tais balões não podia ser controlado, e somente a altitude era controlada pelos aviadores.

No século XIX, em 1852, o dirigível foi inventado. O dirigível é uma máquina mais leve que o ar, com a diferença de que, ao contrário do balão, seu curso podia ser controlado através do uso de lemes e motores.

Com a invenção do balão e do dirigível, os inventores passaram a tentar criar uma máquina mais pesada do que o ar e que fosse capaz de voar por meios próprios.

No final do século XIX algumas tentativas foram feitas para produzir um avião que decolasse por meios próprios. Porém, a maioria deles era de péssima qualidade, construídos por pessoas interessadas em aviação, mas que não tinham os conhecimentos necessários.

Em 23 de outubro de 1906, Alberto Santos Dumont voou cerca de 60 metros e a uma altura de dois a três metros com seu 14-Bis, no Campo de Bagatelle em Paris. Menos de um mês depois, em 12 de novembro, repetiu o feito e, diante de uma multidão de testemunhas, percorreu 220 metros a uma altura de 6 metros, figura (1.1). O voo do 14-Bis foi o primeiro verificado pelo Aeroclube da França de um aparelho mais pesado que o ar na Europa, e possivelmente a primeira demonstração pública de um veículo levantando voo por seus próprios meios, sem a necessidade de uma rampa para lançamento. O 14-Bis teve uma decolagem autopropelida, e por isso Santos Dumont é considerado por parte da comunidade científica e aeronáutica e principalmente em seu país de origem, o Brasil, como o Pai da Aviação.



Figura 1.1 – O 14 Bis de Alberto Santos Dumont (Fonte: site centenário do 14 bis, www.14bis.mil.br)

No Brasil a aviação iniciou-se com um voo de Edmond Plauchut em 1911. O aviador decolou da Praça de Mauá, voou sobre a Avenida Central e caiu no mar, de uma altura de 80 metros, ao chegar à Ilha do Governador.

A história moderna da aviação é complexa. Desenhistas de aeronaves esforçam-se para melhorar continuamente suas capacidades e características tais como alcance, velocidade, capacidade de carga, facilidade de manobra, dirigibilidade, segurança, autonomia e custos operacionais entre outros.

1.1. Objetivos

Estudar os parâmetros de projeto e aplica-los via software de elementos finitos (ANSYS) para o dimensionamento dos sistemas estruturais que constituem o esqueleto estrutural da fuselagem do Falcão AG-21.

Fazer as devidas verificações de resistência dos elementos estruturais de aço inoxidável através das normas disponíveis e específicas para aço inox.

1.2-Justificativa

O aço inox está ampliando sua utilização no mercado e não é mais somente um material nobre de ornamentações arquitetônicas. Outros campos de aplicações são as estruturas tensegrity, tanques de armazenamento, estruturas de aeronaves, etc. Torna-se necessário abrir a discussão para viabilizar uma futura norma de dimensionamento de elementos estruturais de aço inox.

Neste trabalho será utilizado o aço inox SAE 304 pelo fato do esqueleto da fuselagem do Falcão AG-21 ser todo constituído por este material. A estrutura do mesmo é constituída por aço inox devido à aeronave ser de pulverização agrícola minimizando o risco de corrosão em suas peças estruturais.

1.3. Revisão

Estruturas tubulares circulares são comumente encontradas em plataformas *offshore* , torres em geral, pontes, bem como em aeronaves de pequeno porte, em função

de sua boa rigidez (módulos de resistência à flexão e à tração); boa aparência, superfície mínima para ataque corrosivo (comparativamente às superfícies planas); baixa relação peso/resistência mecânica; baixo coeficiente de arraste; menores forças hidrodinâmicas (estruturas submersas) (NASCIMENTO, 2004).

Foram encontrados estudos referentes a aplicação tubular em “berços de motores” levados a fadiga. Porém com relação à estrutura em si da fuselagem de aeronaves agrícolas não foram encontrados estudos.

2. AÇO INOXIDÁVEL

Os aços inoxidáveis são ligas basicamente de ferro, carbono, cromo e certos elementos de liga como níquel, molibdênio, nióbio, titânio e outros, que são adicionados com propósito de melhorar as propriedades mecânicas e conferir sua principal característica, que é a resistência à corrosão em diversos meios, associados ao efeito da temperatura, daí advém o termo “inoxidável” (PAULA, 2000).

Os aços inoxidáveis geralmente apresentam um teor de cromo no mínimo de 11% a 12% (em peso), para garantir a resistência à corrosão, e no máximo de 30%, segundo (MARIANO, 1997).

Nos aços inoxidáveis, a formação da película superficial de óxido de cromo (30 a 50 Å) é espontânea, através da reação de oxidação entre o oxigênio do ambiente e o cromo da liga. A camada de óxido de cromo é bastante aderente à superfície metálica e resistente, devido a forças atômicas, além disso, o filme de Cr_2O_3 pode se regenerar rapidamente, caso seja danificado por arranhões, cortes ou amassados. Isto porque o oxigênio do ar combina-se imediatamente com o cromo, restabelecendo novamente o filme (CHIAVERINI, 1990).

As utilizações dos aços inoxidáveis são diversas e nos mais variados setores, tais como indústrias químicas, petroquímica, alimentícia, na fabricação de moedas, talheres, materiais cirúrgicos e móveis. Esses aços são oferecidos com várias composições químicas, acabamentos superficiais e dimensões, propriedades mecânicas e custos, de modo que é importante especificar o aço inoxidável desejado para cada aplicação.

2.1. Histórico

Uma notável quantidade de estudos foi realizada sobre ligas de ferro contendo alto teor de cromo. Por exemplo, Guillet (1902-1906) e Portevin (1909-1911), na França e Giesen (1907-1909), na Inglaterra. Na Alemanha, Monnartz, entre 1908 e 1909, forneceu considerações detalhadas a respeito da passividade das ligas de ferro-cromo e sua relação com a oxidação, o papel do conteúdo do cromo na resistência ao ácido nítrico e o efeito do carbono. Ele discutiu ainda a estabilização de carbonetos pelo cromo e o uso de adições de molibdênio para melhorar a resistência à corrosão (TRUMAN, 1994).

Em 1912, o inglês Harry Brearley, em seus experimentos, testou uma liga ferro-cromo com cerca de 13% de cromo e constatou, após ataque com reagentes químicos, normalmente usados em metalografia, que a liga resistia à maioria dos ataques químicos.

Na mesma ocasião, o alemão Eduard Maurer anunciou que uma liga ferro-cromo, elaborada por Breno Strauss, resistiu por muitos meses à atmosfera de vapores agressivos do laboratório em que trabalhavam. Os aços estudados por Brearley e Strauss são dos tipos AISI 420 e AISI 302, respectivamente, e são fabricados comercialmente.

A partir dos estudos de outros pesquisadores e de seus experimentos, Brearley pode visualizar as possibilidades práticas dos aços inoxidáveis, dando uma combinação ótima de composição, tratamento térmico e acabamento superficial.

Brearley ficou sendo considerado o “inventor” do aço inoxidável por ter introduzido o aço inoxidável martensítico 12-13% de cromo no mercado na forma de aço de cutelaria, no período entre 1912 e 1915. A definição de “stainlessstall” dada por Brearley significa literalmente, “aço sem manchas” (TRUMAN, 1994).

2.2. Classificação dos Aços Inoxidáveis

Os três principais grupos de aços inoxidáveis baseiam-se na microestrutura das ligas à temperatura ambiente. São eles os aços inoxidáveis ferríticos, martensíticos e austeníticos (CHIAVERINI, 1990).

Segundo denominações do *American Iron and Steel Institute*. AISI, os aços inoxidáveis austeníticos classificam-se nas séries AISI 300, que são as ligas contendo altos teores de cromo e níquel, e AISI 200, cuja composição contém manganês e nitrogênio como substitutos do níquel. Os aços ferríticos os martensíticos são designados pela série AISI 400 (CÂNDIDO, 2000). Existem ainda as classes dos aços nitrogenados.

O comportamento de corrosão dos aços inoxidáveis depende do tipo e da quantidade dos elementos de liga. Todos os elementos podem afetar propriedades mecânicas e físicas de uma liga metálica, sendo que, às vezes, a obtenção de boa resistência à corrosão pode significar propriedades mecânicas menores que o desejável.

2.2.1. Aços Inoxidáveis Ferríticos

Estes aços possuem cromo (11 a 17%) como o principal constituinte da liga, juntamente com o ferro, e o teor de carbono de 0,20%, no máximo. O cromo é um estabilizador da ferrita e mantém as ligas na estrutura cristalina cúbica de corpo centrado. Carbono e nitrogênio intersticiais têm baixa solubilidade na ferrita, e por isso estas ligas têm aplicação limitada, por causa da sensitização. A sensitização é um fenômeno térmico que resulta na corrosão intergranular dos aços ferríticos (JONES, 1992).

A ferrita é mais macia que a martensita, mas também é usualmente frágil. Por esta razão, esta classe de aço tem sido mais usada na forma de pequenas seções. Esta e outras desvantagens são compensadas pela atrativa resistência à corrosão e propriedades físicas (TRUMAN, 1994).

Como estes aços não são endurecíveis no tratamento térmico, devido à estrutura ferrítica, o tratamento térmico recomendado é o recozimento para alívio de tensões que possam ser originadas na conformação a frio e para obtenção de maior ductilidade. A faixa de temperatura de tratamento está entre 800 e 850 °C, durante uma ou duas horas, seguindo-se resfriamento ao ar ou a água ou mesmo óleo (CHIAVERINI, 1990).

Suas características mais notáveis são conformação fácil; possibilita a fabricação de perfis por dobragem ou perfilagem, elevada resistência á corrosão sobtensão,quando em contado com cloretos; adequados para temperaturas moderadamente elevadas; além

de serem econômicos e magnéticos. No entanto, apresentam baixa soldabilidade (dificulta a solda por costura).

Os aços ferríticos têm bastante aplicação em tubulações de trocadores de calor, onde corrosão sob tensão é uma preocupação constante, por exemplo, nas indústrias químicas, petroquímicas e de processamento de gás natural (JONES, 1992).

PROPRIEDADES E UNIDADES	Tipo 405	Tipo 430	Tipo 430F
Condut. Termica a 100°C(W/m°C)	26.9	26.0	26.0
Coef. de Expansão Linear (1°Cx10⁻⁶)	11.0	10.4	10.4
Limite de Resistência MPa	415	520	550
	650	770	-
Limite de Resistência MPa	240	310	380
	630	760	-
Módulo de Elasticidade MPa	19.3x10 ⁴	20.0x10 ⁴	20.0x10 ⁴
% de Alongamento	30	25	25
Dureza Brinell	160	165	170
	210	215	-

Tabela 2.1 – Propriedades mecânicas e físicas médias de alguns aços inoxidáveis ferríticos, conforme CHAWLA & GUPTA (1995)

2.2.2. Aços Inoxidáveis Martensíticos

Estas são ligadas compostas basicamente de ferro e cromo (12 a 18%) e com os teores de carbono entre 0,10% e 1,20%. A função do carbono nos aços martensíticos é promover a resistência mecânica (CHIAVERINI, 1990). Quanto maior o teor de carbono, maior a resistência mecânica, dentro dos valores específicos.

Os aços inoxidáveis martensíticos, apresentam estrutura tetragonal e são magnéticos. Apresentam resistência à corrosão muito inferior aos aços inoxidáveis austeníticos e, na maioria dos casos, inferior aos aços inoxidáveis ferríticos. Ao contrário dos aços inoxidáveis ferríticos, estes aços podem ser endurecidos por tratamento térmico elevando a sua resistência mecânica e dureza, pela formação da estrutura, martensítica, além de melhorar a resistência à corrosão, pois o tratamento

térmico contribui para evitar a precipitação de carbonetos de cromo, que poderia causar corrosão intergranular (LUZ, 2002).

Os tratamentos térmicos normalmente aplicados aos aços inoxidáveis martensíticos são a têmpera e o revenimento para alívio de tensões. Todavia, a faixa de temperatura entre 480 e 600 °C, no revenimento, deve ser evitada, porque tanto a tenacidade como a resistência à corrosão são afetadas, pela precipitação de carbonetos ricos em cromo da martensita (CHIAVERINI, 1990).

Aços inoxidáveis martensíticos, por causa da sua resistência á oxidação inferior à dos outros aços inoxidáveis, são usados em condições menos onerosas, e certas limitações na fabricação impedem seu uso para grandes estruturas e recipientes (TRUMAN 1994). Esta classe de aço é especificada quando a aplicação requer elevada resistência à tração, à fluência e à fadiga, com moderada resistência à corrosão.

Esses aços têm sido usados em discos e pás de turbinas, parafusos e partes similares, reaquecedores de geradores e vapor e tubulações superaquecidas em refinarias de combustíveis fósseis, instrumentos cirúrgicos e odontológicos, molas, cutelaria, dentre outras aplicações.

2.2.3. Aços Inoxidáveis Austeníticos

Estes materiais possuem estrutura cúbica de face centrada, não são magnéticos e podem ser endurecidos por tratamento térmico.

Esta classe de aço possui em sua composição, além do cromo (17 a 25%), altos níveis de níquel (7 a 20%), como elementos principais. A associação do níquel ao cromo aumenta a resistência à corrosão e à oxidação a temperaturas elevadas, pois o níquel estabiliza a fase austenítica. Os tipos mais conhecidos e populares são os 18%Cr – 8%Ni que são utilizados desde a década de 20 do século passado.

O níquel melhora a ductilidade, a resistência mecânica a quente e a soldabilidade do aço, através de mudanças na sua estrutura (COLOMBIER e HOCHMANN, 1968), sozinho o níquel tem pouco efeito sobre a resistência á oxidação das ligas de ferro. O papel mais importante do níquel é que ele estabiliza a fase austenítica, a qual é mais resistente que a ferrita em temperatura elevada e, caso a película protetora desse tipo de

aço inoxidável seja danificada por algum motivo, a sua restauração é mais rápida que num aço inoxidável somente com alto teor de cromo (JONES, 1992).

AISI	Limite de Escoamento MPa	Limite de Resistência MPa	% de Along. Em 50 mm	Dureza Brinell	Condut. Térmica a 100 °C W/m°C	Coef. de Expansão Linear (1%Cx10⁴)	Módulo de Elastic. MPa
201	380	700	50	180	-	-	-
202		750					
301	275	760	60	165	16.2	17.0	19.3x10 ⁴
302		620	65	155			
303	240	620	55	160	16.3	17.0-17.2	20.0x10 ⁴
304		585					
304L							
309	275	640-650	60	165	14.7	15.7	20.0x10 ⁴
310				170			
316L	275	620	55	160	16.3	16.6	19.3x10 ⁴

Tabela 2.2 – Propriedades mecânicas e físicas médias de alguns aços inoxidáveis austeníticos das séries AISI 200 e 300, conforme CHAWLA & GUPTA (1995)

As características mais marcantes dos aços inoxidáveis austeníticos são: excelente tenacidade, mesmo em temperatura muito baixa; não apresenta magnetismo; não são endurecíveis no tratamento térmico devido à estrutura austenítica; quando encruados, o aumento de dureza é maior do que de um outro aço submetido ao mesmo tipo de deformação. Isso acontece porque a estrutura austenítica inicial transforma-se pouco a pouco e parcialmente em ferrita, sob efeito de tensões de encruamento, pois a ferrita saturada em carbono contribui para o endurecimento do aço.

O tratamento térmico dos aços inoxidáveis austeníticos é a austenização, que consiste no aquecimento a temperatura entre 1000 e 1120 °C, seguida de resfriamento rápido até a temperatura ambiente. Este procedimento garante a fase austenítica e melhora a ductilidade e a tenacidade do aço. A formação da austenítica é favorecida pela presença de carbono na composição da liga (CHIAVERINI, 1990).

Por combinar boa resistência à oxidação com a facilidade de fabricação essa classe de aços é muito usada. Na faixa de temperaturas de serviço de 550 a 750 °C, os aços inoxidáveis austeníticos estão entre os materiais mais resistentes. As aplicações típicas são como partes de fornos, trocadores de calor, superaquecedores de vapor de água e encanamentos, além de equipamentos de plantas químicas, para contenção de produtos em temperaturas elevadas (TRUMAN, 1994).

2.3. Comportamento mecânico dos aços inoxidáveis

Os processos de conformação dos diversos metais são realizados a partir de suas respectivas características mecânicas. Particularidades relativas ao comportamento estrutural de cada liga metálica definem os esforços mínimos necessários para o dimensionamento dos equipamentos e ferramentas a serem utilizados (MESQUITA E RUGANI, 1997).

Com o aço inox não é diferente: os processos de sua conformação mecânica são semelhantes aos dos aços carbono, cuja tecnologia é de domínio geral. As diferenças de comportamento mecânico existentes entre as duas ligas, aço carbono e aço inox, definem diferentes parâmetros de utilização de equipamentos em cada caso (MESQUITA E RUGANI, 1997).

O comportamento estrutural dos aços inoxidáveis, a exemplo dos aços carbono, é definido pela curva a tensão-deformação. [Um campo de prova do material com dimensões padronizadas é submetido a um esforço de tração crescente até a sua ruptura (MESQUITA E RUGANI, 1997).]

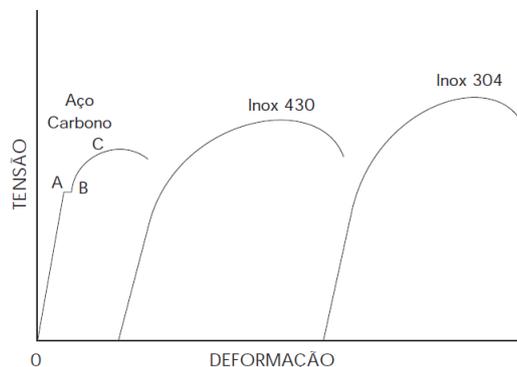


Figura 2.1 – Curva tensão deformação dos aços carbono e aços inoxidáveis, conforme MESQUITA & RUGANI (1997)

Podemos verificar dois domínios bem definidos

- O domínio elástico (O-A) onde as deformações não são permanentes. Cada tensão correspondente a uma deformação própria de cada aço. Cessado o esforço, o corpo de prova retorna às dimensões iniciais;
- O domínio (B-C) onde cada tensão correspondente a uma deformação permanente. Uma vez cessado o esforço, em qualquer momento deste domínio, o corpo de prova não retorna às dimensões iniciais;
- Na transição entre dois domínios (A-B), existe um ponto para o qual o corpo de prova sofre deformação sem nenhum acréscimo de tensão. Diz-se que o material “escoa” neste ponto. Nos aços inoxidáveis, esta transição não é tão visível e define-se o limite de escoamento (L.E) como o ponto na curva determinado pela interseção de uma paralela à reta que define o domínio elástico (O-A) a 0,2% de deformação permanente.

O ponto C determina o fim do ramo plástico e é definido como limite de resistência (LR).

A curva tensão-deformação é típica para cada aço. O LE dos aços carbono (1008) são ligeiramente mais elevados do que os aços inox (tipos 430 e 304) para a condição de aços recozidos. Porém, o LR dos aços inoxidáveis são superiores aos dos aços carbono (MESQUITA E RUGANI, 1997).

Ai reside uma diferença básica que vai influir em todos os processos de conformação onde ocorrem deformações permanentes: o ramo plástico B-C para os aços inoxidáveis é muito superior do que para os aços carbono. Isto significa que eles suportam deformações maiores sem ocorrer falha do componente. Dentre os aços inoxidáveis, os aços austeníticos (por exemplo, o 304) apresentam este ramo plástico maior do que os aços ferríticos (por exemplo, o 430) sendo especificados para conformações profundas (MESQUITA E RUGANI, 1997).

Nas operações de conformação onde ocorrem corte e, no caso de dimensionamento de parafusos, rebites e pinos de fixação, que são submetidos a esforços cortantes, a tensão para a qual ocorre a ruptura é chamada de tensão de

cisalhamento. Esta tensão é cerca de 65 a 70% do I.R. para os aços inox e de 55 a 60% para os aços carbono (MESQUITA E RUGANI, 1997).

Uma das diferenças marcantes de comportamento às solicitações entre os vários tipos de aço é o encruamento – aumento das características (dureza, limites de escoamento, de resistência e de cisalhamento) pelo efeito de trabalho mecânico (MESQUITA E RUGANI, 1997).

Veja no gráfico abaixo comparação dos encruamentos de aços austenítico (301), Ferríticos (430 e 409) e baixo carbono (1008).

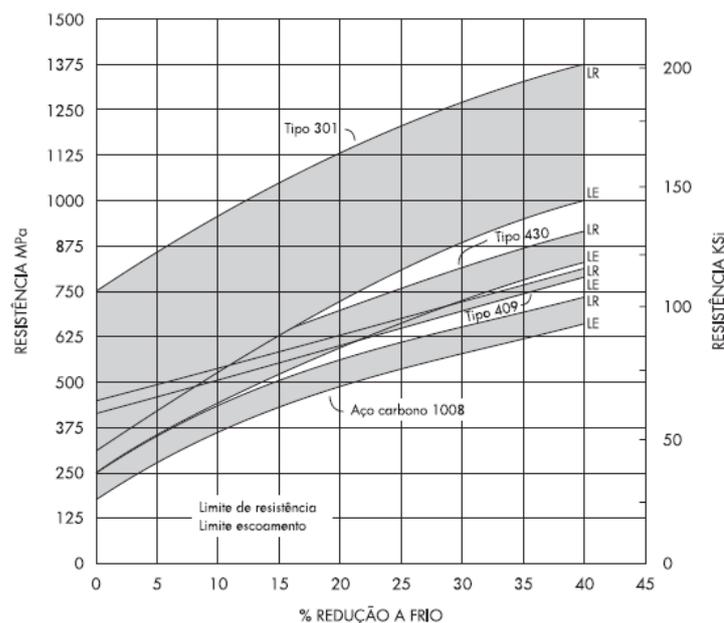


Figura 2.2 – Comparação do encruamento dos aços carbono e aços inoxidáveis, conforme MESQUITA & RUGANI (1997)

Essa diferença de comportamento ao trabalho mecânico a frio, figura (2.2), demonstram que os esforços necessários para a conformação dos aços inoxidáveis são consideravelmente maiores que os exigidos para os aços carbono. Além dos aços inox apresentam o LR superior aos dos aços carbono em condições equivalentes, tanto o LE quanto seu LR crescem a uma taxa maior que o crescimento dos aços baixo carbono (MESQUITA E RUGANI, 1997).

3. PRINCÍPIOS DE FUNCIONAMENTO DE AERONAVES

Toda aeronave mais pesada que o ar, seja um planador ou um avião a jato, depende da aplicação da energia mecânica ao ar circundante, de forma a receber um impulso para cima, sustentando-a contra as forças de gravidade. Para que a nave se mantenha no alto, é necessária uma entrada contínua de energia, que proporcione o movimento para frente, contra a resistência do ar. As hélices, jatos ou foguetes, acionados por motor, fornecem o impulso necessário não só à permanência no ar, como também à subida do aparelho ou decolagem.

3.1. Aerodinâmica

É o estudo das forças que atuam sobre um objeto em movimento no ar que o envolve. As forças aerodinâmicas agem sobre aeronaves, barcos a vela, automóveis, ou qualquer outro objeto que se desloque no ar.

O estudo da aerodinâmica foi à condição necessária para a construção dos primeiros aviões. Atualmente, a indústria aeronáutica usa os princípios aerodinâmicos ao projetar qualquer tipo de avião. Mas estes princípios também se aplicam à força do ar que passa por edifícios ou pontes. Da mesma forma, a aerodinâmica ajuda os desenhistas a melhorarem o desempenho dos automóveis.

A aerodinâmica é parte de um ramo da engenharia e da física que estuda a dinâmica dos fluidos.

No campo da aerodinâmica está presente um princípio físico desenvolvido por Daniel Bernoulli (1738) que é de caráter geral e se aplica a todas as espécies de movimento de fluídos.

Este princípio diz: “que todo fluido, seja vapor ou líquido, estando dentro de um tubo que tem uma seção mais larga e uma mais estreita, em movimento sobre aumento de velocidade na seção mais estreita. Ao mesmo tempo perde pressão uma vez que o fluido tem sua velocidade aumentada. O contrário ocorre na parte mais larga do tubo em que o fluido tem a sua velocidade diminuída e sua pressão aumentada.” (DANIEL BERNOULLI, 1738).

3.2. Princípios da aerodinâmica.

A maioria dos princípios de aerodinâmica está ligada a duas componentes da força aerodinâmica resultante – sustentação e arrasto.

Sustentação é uma força aerodinâmica produzida pelo movimento de um aerofólio (asa) através do ar. A sustentação dá a um aeroplano a capacidade de subir no ar e aí se manter durante o voo. Um aerofólio que se move no ar produz a sustentação porque exerce em sua superfície inferior uma pressão maior do que na superfície superior. Um aerofólio cria essa diferença de pressão por causa de sua forma especial, chamada curvatura, e da deflexão (desvio) do ar. A quantidade de sustentação produzida por uma asa depende em parte de seu ângulo de ataque e de seus dispositivos de alta sustentação.

A maioria dos aerofólios tem uma superfície superior curvada (curvatura), e uma superfície inferior plana ou menos curva. Sua forma é arqueada ou abaulada. O ar que passa sobre a parte superior de uma asa arqueada tem de percorrer um caminho maior que o ar que flui por baixo da mesma. Pelo fato de o ar que passa por cima deslocar-se, no mesmo período de tempo, mais que o ar na parte inferior, o ar de cima flui mais depressa, ver figura (3.1). Conforme princípio de Daniel Bernoulli, assim sendo, a pressão do ar acima de uma asa arqueada é menor que a pressão abaixo dela. O resultado é a força de sustentação que impele as asas para cima e conseqüentemente provoca a subida da aeronave.

Um aerofólio também pode produzir sustentação pela deflexão do ar. Ele deflete o ar quando o encontra ângulo. Portanto, de acordo com a terceira lei de Newton, que diz que toda reação corresponde a uma reação igual e contrária, se um aerofólio deflete o ar para baixo, a reação a esse movimento força a asa para cima, e produz sustentação.

Alguns aviões usam tanto a curvatura como a deflexão para produzir sustentação.

O ângulo que uma asa forma com o ar que passa ao longo dela chama-se ângulo de ataque. Um piloto pode mudar esse ângulo, ao alterar a altitude do avião (posição em que este se encontra no espaço). Até certo ponto, o aumento de ângulo de ataque acresce a força de sustentação produzida pela asa. Um aumento da sustentação significa que o aeroplano pode subir mais rapidamente ou voar com menor velocidade.



Figura 3.1 – Fluido (elementos vermelhos) com uma maior velocidade na parte superior da asa, faz com que sua pressão diminua, provocando o voo da aeronave

O arrasto é uma força aerodinâmica que opõe resistência ao movimento de um objeto para diante. A forma do objeto aumenta a força de arrasto. Aos objetos fabricados com formas destinadas a produzir o mínimo possível de arrasto damos o nome de aerodinâmicos. Os aviões construídos segundo esses princípios precisam de motores menos potentes para voar, e a redução do arrasto também melhora o desempenho do avião.

Dois tipos de arrasto, arrasto de atrito e arrasto de forma agem sobre todos os objetos em movimento. Um terceiro tipo, arrasto induzido, só afeta os aviões.

Arrasto de atrito é o que ocorre junto à superfície de um objeto. É produzido numa fina camada de ar, chamada limite. O atrito resulta do deslizamento de uma camada de fluido sobre outra camada. As moléculas de ar da camada limite movem-se em vias regulares paralelas à superfície ou em vias irregulares.

Arrasto de forma é o que se observa quando o ar parra ao longo do objeto e em certo ponto se afasta dele. Este tipo de arrasto produz turbilhões de ar que subtraem energia ao objeto e retardam seu movimento. O arrasto de forma pode ocorrer com objetos que não sejam aerodinâmicos.

Arrasto induzido é a diferença de pressão acima e abaixo de um aerofólio, que cria no ar uma tendência a fluir em direções opostas ao longo das asas, segundo o comprimento dessas. O ar da face inferior das asas tende a fluir para fora, o ar do topo das asas tende a fluir para dentro. Esse movimento é chamado pelos físicos de corrente de envergadura.

3.3. Equação da continuidade

Considere uma caixa de água conectada a pedaços de tubos com diâmetros diversos, ao longo do caminho em que a água escoa. Suponha também que exista uma bomba de água no circuito. Um circuito muito simples como mostrado na figura (3.2)

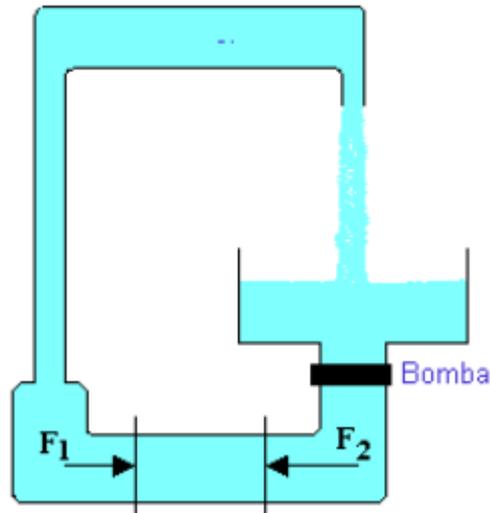


Figura 3.2 – Fluxo de água

Fazendo a bomba de água funcionar por alguns instantes irá acelerar a água e começar o escoamento. A bomba cria uma gradiente de pressão. Se observarmos um dado volume de água em uma seção reta do tubo, a pressão no lado F_1 desse volume será diferente da pressão no lado F_2 . Isto leva a uma força resultante no volume de água naquela seção, e ela irá acelerar o volume de água. Se a pressão fosse a mesma em ambos os lados, a força resultante seria nula, e o volume de água continuaria seu movimento com velocidade constante. Depois que a água estiver fluindo a certa velocidade, a bomba tem que realizar um trabalho muito menor. Ela somente terá que trabalhar contra as forças de atrito.

A água em diferentes seções do circuito terá diferentes energias potenciais e cinéticas por unidade de volume (cm^3). Nas seções mais estreitas ela flui mais rápido do que nas seções mais largas, já que a mesma quantidade de água deve fluir através de cada seção transversal do tubo no mesmo intervalo de tempo.

O fluxo de massa (vazão) que passa por uma seção transversal de um tubo, é dado por $\Delta m/\Delta t$, onde Δm é a quantidade de massa que passa pela seção transversal A, por unidade de tempo Δt .

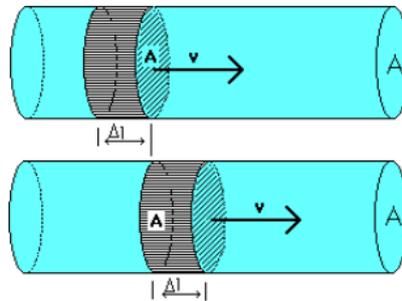


Figura 3.3 – Fluxo de água tubo seção constante

Considere um cilindro de corrente de um fluido ideal de densidade, não viscoso e incompressível, figura (3.3), cuja seção transversal em torno do ponto hachurando cilindro em um dado instante Δt tem área A e altura $v \cdot \Delta t$, sendo v a velocidade constante de escoamento do fluido. A massa de fluido que atravessa esta seção no instante Δt pode ser dada por:

$$\Delta m = \rho \cdot A \cdot v \cdot \Delta t \quad (3.1)$$

Ao considerarmos o escoamento uniforme em uma porção de cilindro de corrente situada entre duas seções transversais A_1 e A_2 , figura (3.4), onde as velocidades e pesos específicos são respectivamente (V_1, ρ_1) e (V_2, ρ_2) , obtemos a relação da conservação da massa.

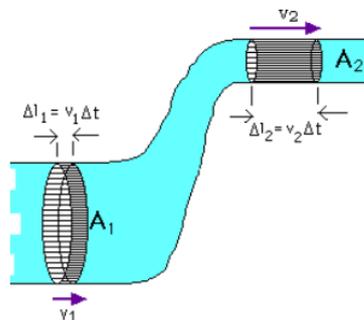


Figura 3.4 – Fluxo de água área variável

$$\Delta m_1 = \rho_1 \cdot A_1 \cdot v_1 \cdot \Delta t \quad (3.2)$$

$$\Delta m_2 = \rho_2 \cdot A_2 \cdot v_2 \cdot \Delta t \quad (3.3)$$

Em um escoamento uniforme a massa de fluido contida na seção A_1 e A_2 não podem variar no tempo, ou seja, a massa Δm_1 que passa por A_1 num intervalo de tempo Δt é igual àquela que passa por A_2 em um mesmo intervalo de tempo. Logo o produto $\rho.A.v$ permanece constante ao longo do cilindro. Em particular, se o fluido é incompressível, o peso específico ρ permanece constante. O produto $A.v$ é constante e neste caso mede o volume de fluido que atravessa a seção transversal do cilindro por unidade de tempo, ele é chamado de vazão do tubo. Aplicando estas considerações a equação 3.2 e 3.3 têm-se:

$$A_1 v_1 = A_2 v_2 \quad (3.4)$$

Nestas condições para um fluido incompressível, a velocidade é inversamente proporcional à área da seção transversal do cilindro de corrente considerado. Assim nas regiões onde há estrangulamento ($A_2 < A_1$), figura (3.4), o fluido tende a escoar mais rapidamente ($v_2 > v_1$) para a vazão permanecer constante.

A equação da continuidade no caso em que o peso específico do fluido for constante será dada por:

$$A.v = \text{constante} \quad (3.5)$$

3.4. Equação de Bernoulli

Limitada a uma situação de escoamento uniforme de um fluido perfeito incompressível, passamos a aplicar ao movimento do fluido a lei de conservação de energia.

Consideremos um cilindro de corrente limitado por duas seções transversais de áreas A_1 e A_2 , situados em torno dos pontos 1 e 2 do fluido, figura (3.5). O cilindro de corrente deve ser suficientemente delgado para que possa ser desprezada a variação dessas grandezas sobre a seção transversal. Tal cilindro é chamado de filete de corrente. Durante um intervalo Δt , a porção considerada do filete, em escoamento uniforme, compreendida entre pontos muito próximos não precisa ser considerada no balanço de energia, pois as condições desta porção permanecer constantes. Para este balanço, tudo

se passa como se a porção entre 1 fosse transportada para a região localizada entre os pontos 2.

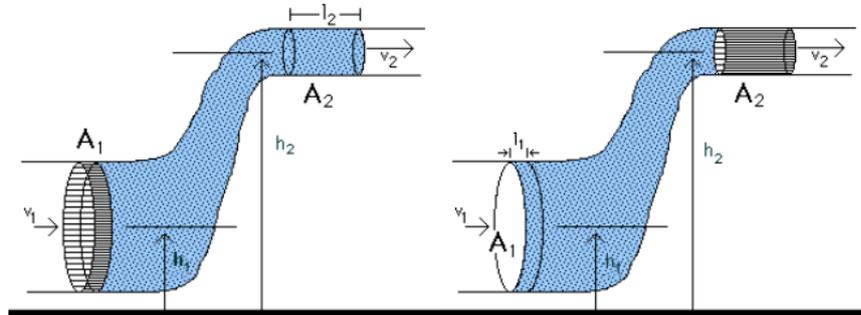


Figura 3.5 – Variação de energia

A energia potencial da água muda enquanto ela se move. Enquanto que a água se move, a mudança na energia potencial é a mesma que aquela de um volume V que se movimentou da posição 1 para a posição 2. A energia potencial da água no resto do tubo é a mesma que a energia potencial da água antes do movimento, tem então que:

Mudança de energia potencial = massa da água em $V \times g \times$ mudança na altitude

$$\Delta E_p = m \cdot g \cdot (h_2 - h_1) \quad (3.6)$$

$$\Delta E_p = \rho \cdot V \cdot g \cdot (h_2 - h_1) \quad (3.7)$$

A energia cinética da água também muda. Novamente, só precisa achar a mudança na energia cinética em um pequeno volume V , como se a água na posição 1 fosse substituída pela água na posição 2. A energia cinética da água no resto do tubo é a mesma que a energia cinética antes do movimento. Logo, tem que:

$$\Delta E_e = \frac{1}{2} m v_2^2 - \frac{1}{2} m v_1^2 \quad (3.8)$$

Se a força sobre a água na posição 1 é diferente do que a força da água na posição 2, existe um trabalho sobre a água à medida que ela se move. A quantidade de trabalho é:

$$W = F_1 l_1 - F_2 l_2 \quad (3.9)$$

$$W = p_1 A_1 l_1 - p_2 A_2 l_2 \quad (3.10)$$

$$W = p_1 V - p_2 V \quad (3.11)$$

O trabalho deve ser igual à mudança de energia, logo:

$$p_1 V - p_2 V = \rho \cdot V \cdot g(h_2 - h_1) + \frac{1}{2} m v_2^2 - \frac{1}{2} m v_1^2 \quad (3.12)$$

Reorganizando e dividindo por V, têm:

$$p_1 + \rho g h_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 = p_2 + \rho g h_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 \quad (3.13)$$

Daniel Bernoulli, em 1738, demonstrou que nessas condições a conservação da energia pode escrever esta equação sob a forma:

$$\frac{1}{2} \rho v^2 + \rho g z + p = C \quad (3.14)$$

Na equação de Bernoulli (3.14), o termo $\frac{1}{2} \rho v^2$ representa a pressão dinâmica sofrida por um aerofólio quando atravessando um fluido. Cada aerofólio tem um comportamento que depende, entre outros fatores, de sua espessura, de sua curvatura. Eles são estudados em túneis de vento e cada um recebe um coeficiente que representa seu comportamento. Assim da equação de Bernoulli podemos chegar à força de sustentação de um aerofólio:

$$F = \frac{1}{2} \rho A C v^2 \quad (3.15)$$

A forma aerodinâmica das asas do avião, figura (3.6), em movimento, possibilita uma diferença nas velocidades do fluido em escoamento em suas superfícies superiores e inferiores dando origem a uma força de sustentação proporcional ao quadrado da velocidade.

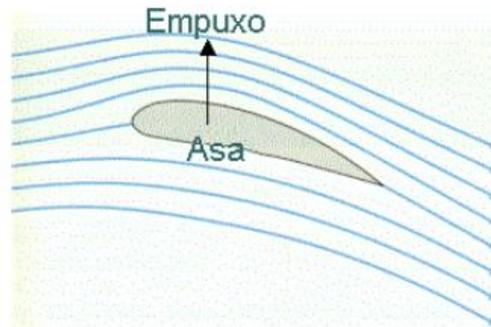


Figura 3.6– Fluxo de vento em uma asa

3.5. Elementos Aerodinâmicos

Um corpo imóvel em uma corrente de ar é sujeito a uma força, resultante de todas as pressões que agem nele, esta força é chamada de força aerodinâmica (FRATI, 1946).

Para um corpo simétrico situado na direção da corrente de vento, figura (3.7) a força aerodinâmica F segue a mesma direção da corrente de vento (FRATI, 1946)

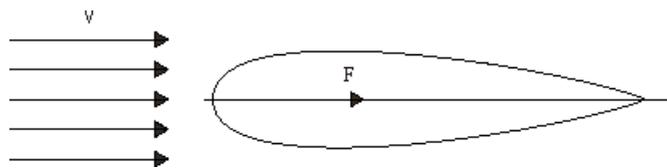


Figura 3.7 – Aerofólio simétrico a ângulo de ataque nulo (Frati.1946)

Porém se o corpo simétrico for girado de certo ângulo α com relação à corrente de vento, figura (3.8), a força F não terá mais a direção da corrente, porém terá um ângulo diferente de α .

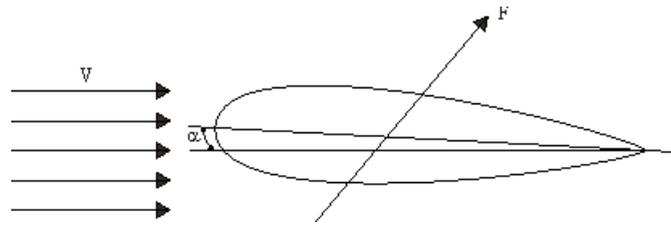


Figura 3.8 – Aerofólio simétrico a ângulo de ataque positivo (Frati.1946)

O fato da força não seguir a direção da corrente é devido à diferença de velocidade. Portanto a pressão estática no extradorso (parte inferior da asa) é menor o que faz surgir uma força inclinada para cima e para trás sobre a asa (resultante aerodinâmica).

Quando um corpo simétrico (cilindro) posicionado sobre uma corrente, a resultante desta força terá a direção da corrente de vento (fig. 3.9 – A). Porém se o mesmo estiver rotacionando a face com relação ao seu eixo, uma parte da corrente será arrastada por atrito (fig. 3.9 – B), na parte superior serão somadas as velocidades (tracionando). Resultando que a velocidade da corrente é maior na parte superior que na parte inferior (fig. 3.9 – C) (FRATI, 1946).

Ocorre uma translação do cilindro rotante formando com a corrente após passar pelo cilindro um ângulo ι (ângulo de indução).

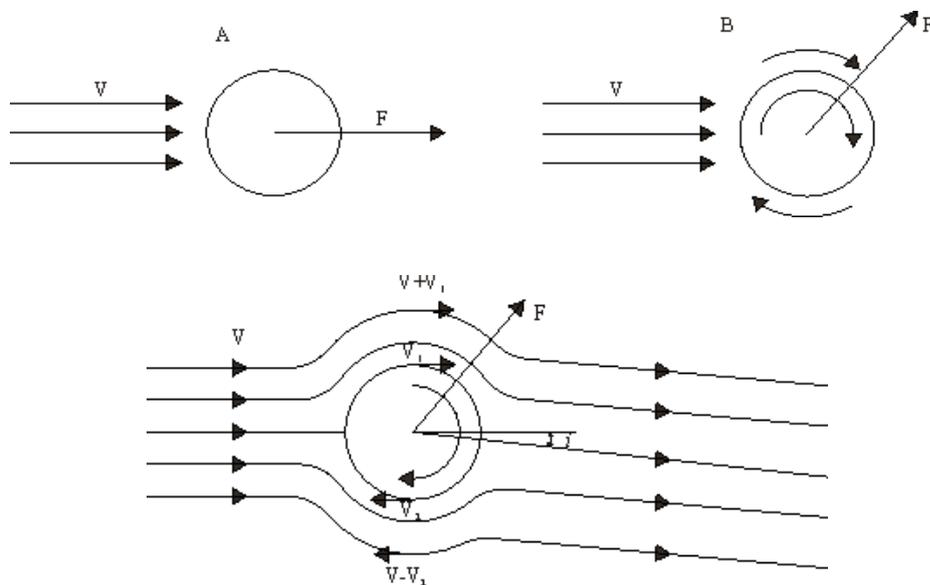


Figura 3.9 – Corpo simétrico imerso em uma corrente de vento (Frati.1946)

Logo F será calculada como:

$$F = 1/2 \rho S C v^2 \quad (3.16)$$

Considerando a força F em um plano vertical paralelo a asas, longitudinal ao aeroplano e decompondo-a segundo duas direções, uma normal a direção da velocidade e uma paralela (FRATI, 1946)

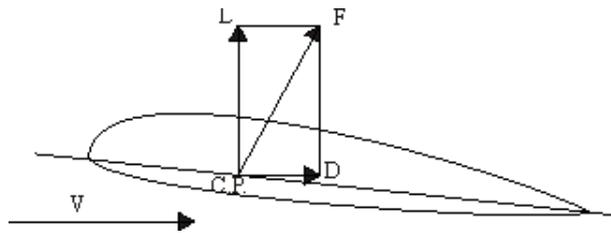


Figura 3.10 – Centro de pressão e componentes da força aerodinâmica (Frati.1946)

Sendo, portanto L (sustentação) primeira componente e D (resistência, arrasto) a segunda.

A sustentação L é aquela que equilibra com o peso Q pertencente ao voo dinâmico.

Analogamente como vimos à força F , a sustentação e o arrasto são expressos pelas equações:

$$L = 1/2 C_l \rho S v^2 \quad (3.17)$$

$$D = 1/2 C_d \rho S v^2 \quad (3.18)$$

Em que os coeficientes adimensionais C_l e C_d são chamados respectivamente de coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto.

O coeficiente de sustentação e de arrasto são números que dependem do formato do aerofólio e do ângulo de ataque. O seu valor é determinado experimentalmente; sendo tanto maior quanto forem: o ângulo de ataque, a espessura do aerofólio e a curvatura do aerofólio.

O centro de pressão é a interseção da resultante aerodinâmica F com a corda, indicando-se CP. (figura 3.10)

4. DEFINIÇÃO DA ESTRUTURA PORTANTE DAS AERONAVES

O avião tem várias partes que, em conjunto, fornecem sustentação e controle. A forma como o avião vai voar depende do equilíbrio destas partes e da forma como elas irão interagir com o ar.

4.1. Partes Fixas

4.1.1. Asa

A presença de asa(s): o que parece ser um par de asas é, na verdade, uma estrutura única rigidamente conectada com a fuselagem da aeronave. Os aviões podem ser monoplanos (uma asa), bi planos (duas asas) ou tri plano (três asas). A maioria dos aviões é do tipo monoplane, com uma asa atuando na sustentação e manobrabilidade. A asa é também onde geralmente se armazena o combustível da aeronave.

A função da asa é dar sustentação ao avião e mantê-lo no ar. Para isto ela se vale de sua curvatura, que força o ar a fazer uma curva para acompanhá-la e assim gera a sustentação.

Existem asas com três tipos de estrutura: cantilever, semicantilever e externamente escorada. A asa cantilever é toda ela estruturalmente muito forte, suporta todo o esforço no seu interior. É internamente reforçada, não requerem tirantes ou cabos externos ligados à fuselagem ou ao trem de aterragem. A asa semicantilever requer algumas escoras externas. A asa externamente escorada é suportada inteiramente por tirantes ou cabos. Embora este sistema se torne mais leve, as escoras externas aumentam a resistência ao avanço.

As asas são construídas de duas formas: de viga armada e casco. No primeiro caso, é a viga armada e as escoras externas ligadas a fuselagem que suportam os esforços; no segundo tipo é a própria asa que suporta todo ou parte do esforço. Em qualquer dos casos, todavia, tanto a asa de viga armada como o casco consistem de uma

estrutura de vigas e escoras. Em geral, são as duas vigas que se estendem ao longo da asa que suportam o maior esforço, detalhe figura (4.1)

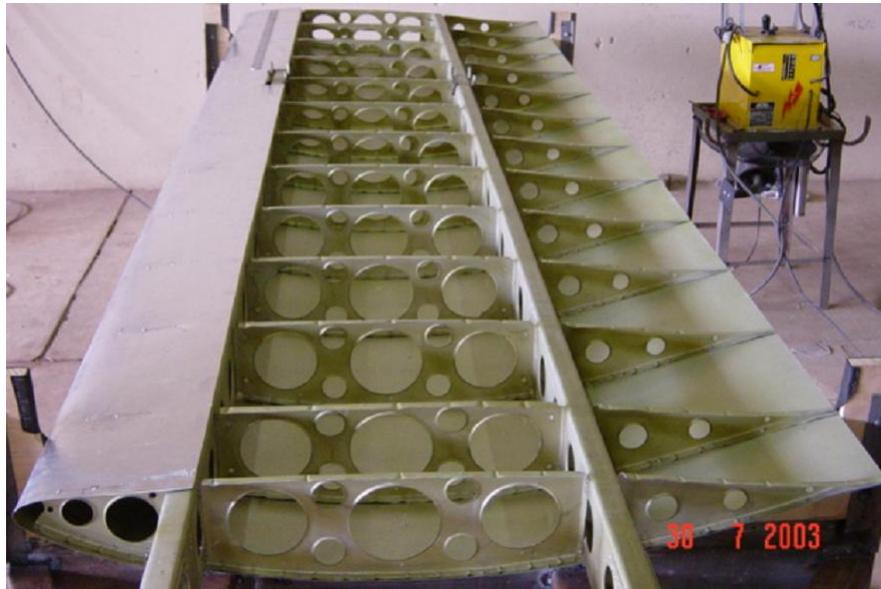


Figura 4.1 – Montagem asa Falcão AG-21(Fonte: FABE)

4.1.2. Fuselagem

A fuselagem é a camada de proteção exterior de uma estrutura, geralmente de metal. O nome vem da palavra francesa “fuselé”, que significa forma aerodinâmica.

Existem dois tipos principais de fuselagem: de casco ou de viga armada. A fuselagem de viga armada é usada em aviões leves. Consiste de uma estrutura de tubos de aço soldados ou rebitados, ou engastados entre si em séries de quadros e triângulos. Os tubos que correm ao longo da fuselagem são as longarinas. As ligações entre as longarinas chamam-se tirantes. As cérceas e as réguas dão a forma aerodinâmica à fuselagem. O cavername ganha então forma com o revestimento final externo, que pode ser de alumínio, de magnésio, plástico moldado ou fibra de vidro, figura (42).

Na fuselagem do tipo de casco é o mesmo que suporta todo ou parte do esforço no aeroplano. O casco é usualmente construído de alumínio. Há duas variantes: monocoque e semimonocoque. Monocoque é uma palavra francesa que significa “casca única”. Na fuselagem monocoque o casco é essencialmente uma fina parede tubular que

suporta todos os esforços. Mais comum é a semimonocoque, que é reforçada por longarinas.



Figura 4.2 – Montagem fuselagem Falcão AG-21(Fonte: FABE)

4.1.3. Motor

Um motor (grupo moto propulsor) que serve para o empuxo da aeronave tanto no solo quanto no ar. Um motor pode ser:

- Motor a pistão – Este motor assemelha-se aos dos automóveis, mas é construído dentro das exigências aeronáuticas de leveza, confiabilidade, alta eficiência, etc. É econômico e eficiente em baixas velocidades e altitudes, mas sua maior vantagem é o baixo custo, sendo por isto muito utilizado em aviões de pequeno porte.
- Motor turbojato – Neste motor, o ar admitido é impulsionado num fluxo de alta velocidade, utilizando a energia expansiva dos gases aquecidos pela combustão. Em baixas velocidades ou baixas altitudes, torna-se antieconômico e ineficiente, sendo por isso um motor mais apropriado para aviões supersônicos.

- Motor turboélice – É um motor turbojato modificado, onde quase toda a energia do jato é aproveitada para girar uma turbina (cujo princípio de funcionamento é o mesmo do cata-vento), a qual aciona uma hélice através de uma caixa de engrenagens de redução. É um motor ideal para velocidades intermediárias entre as dos motores a pistão e os motores turbojato.



Figura 4.3 – Motor Falcão AG-21(Fonte: FABE)

4.2. Partes Móveis

4.2.1. Ailerons

Estão localizados na asa da aeronave, atuam sempre ao mesmo tempo, mais em direção inversa, alterando a sustentação nas pontas da asa para que assim o avião possa rolar em torno do seu eixo longitudinal (bancagem).

4.2.2. Leme

O leme é parte móvel do estabilizador vertical, funciona como leme de um barco. As curvas podem ser feitas só com o leme, com leme e ailerons ou somente com ailerons. O uso de apenas um destes comandos torna a curva meio arrastada, e se fosse um avião de passageiros causaria desconforto, mas para aeromodelos é suficiente.

O princípio de funcionamento consiste em desviar o fluxo do fluido em questão (água no caso de navios e ar no caso de aeronaves) de modo a que através de um par ação/reação conseguir rodar o veículo para a posição pretendida.

O leme de navegação ou leme de direção situa-se na parte posterior do estabilizador vertical. É geralmente comandado por pedais, sendo que ao pisar no pedal esquerdo, o avião vira para a direita e vice-versa. Este comando é responsável pelo movimento em torno do eixo vertical (movimento de guinada).

4.2.3. Profundores

Os profundores controlam o movimento do avião sobre seu eixo lateral. Este movimento é chamado de arfagem. Os profundores formam a parte traseira de cauda horizontal e movimentam-se simultaneamente para cima e para baixo.

Eles são dispositivos articulados presos a uma superfície fixa, ou seja, no estabilizador horizontal. Juntos, o estabilizador horizontal e os profundores formam um aerofólio único. Uma mudança na posição dos profundores modifica a curvatura do aerofólio, que aumenta ou diminui a sustentação. Se diminuir a sustentação a cauda abaixa, se aumentar ela sobre ocasionando o movimento de arfagem.

4.2.4. Compensadores

Superfícies que tem como finalidade diminuir a força necessária a ser exercida pelo piloto durante as manobras de rolagem (bancagem), guinada e picadas/cabradadas, assim como neutralizar a tendência de movimento da aeronave (como por exemplo, na perda de um dos motores).

Normalmente são pequenas aletas na parte mais interna dos ailerons e profundos. No leme podem ser localizados na parte mais baixa do memo.

4.2.5. Estabilizador Vertical

É um aerofólio de perfil simétrico, que tem como finalidade evitar que a aeronave glisse ou derrape durante uma curva (embora sozinho não seja capaz de evitar que esses efeitos ocorram), além de ser suporte do leme direcional, responsável pela guinada.

4.2.6. Estabilizador Horizontal

É um aerofólio de perfil simétrico que está localizado na empenagem da aeronave, contrabalanceando a instabilidade da asa (que é gerada pela sustentação) para que a aeronave possa manter uma altitude em voo suficiente para poder subir e/ou voar em uma altitude de cruzeiro e descer.

Assim como o estabilizador vertical, é uma superfície vital na aeronave para que ela possa ser “voável”.

4.2.7. Flapes

É um dispositivo hipersustentador. Muda o perfil da asa do avião, ajudando na sustentabilidade e no controle da velocidade da aeronave no ar, ambas em operações de baixa velocidade – especialmente importantes nas operações de pouso e decolagem.

Atualmente os mais utilizados são os flapes “Fowler” que além de aumentar a curvatura da asa, aumenta também à área desta, aumentando assim a sustentação.

Na figura (4.4), são mostradas algumas partes móveis de uma aeronave.

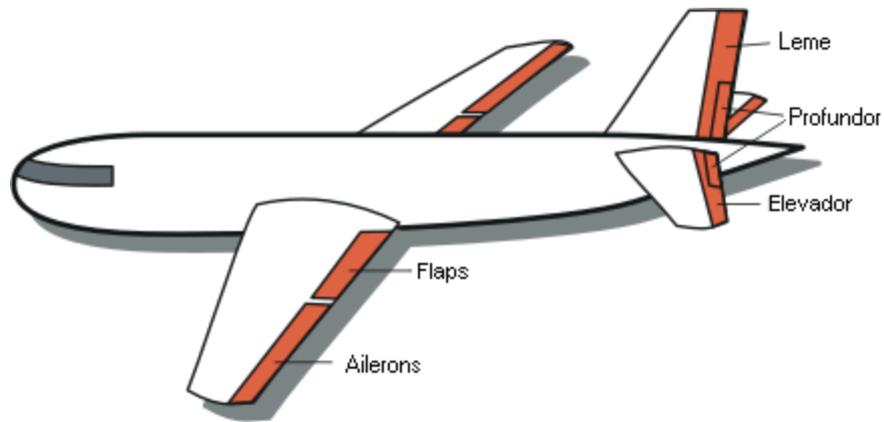


Figura 4.4 – Partes móveis de uma aeronave

5. CARGAS EM AERONAVE

5.1. Cargas na empenagem horizontal

Estas cargas podem ser consideradas um dos aspectos mais importantes da análise de cargas de uma aeronave, porque sua influência no projeto de outras partes da aeronave é bastante significada. Dentre as principais partes que são afetadas pelas cargas na empenagem horizontal de uma aeronave, pode-se citar:

- A própria empenagem horizontal e o profundor;
- A estrutura traseira da fuselagem;
- A seção central da fuselagem;
- Os mecanismos de comando.

As causas das cargas da empenagem horizontal são:

- Carga de balanceamento;
- Cargas de manobra (arfagem, guinada e rolamento);
- Cargas de rajada (vertical, lateral, oblíqua).

5.2. Cargas na empenagem vertical

As cargas na empenagem vertical também são de extrema importância para o projeto de uma aeronave. Sua influência, semelhante à empenagem horizontal, é bastante significativa, interferindo em:

- A própria empenagem vertical e leme de direção;
- A estrutura traseira da fuselagem;
- A seção central da fuselagem;
- Os mecanismos de comando.

As causas das cargas na empenagem vertical são:

- Cargas de manobra (guinada, falha de motores e rolamento);
- Cargas de rajada (lateral e oblíqua).

5.3. Cargas no solo

Existem dois grupos diferentes de cargas designadas como ‘cargas de solo’ que atuam sobre uma aeronave. O primeiro consiste das cargas que ocorrem durante a aterragem da aeronave, ou seja, da transição de uma condição na qual o peso do avião é apoiado pela sustentação à condição de ser apoiado pelo solo. As cargas que resultam desta transição dependem de muitos fatores, como por exemplo: habilidade do piloto, velocidade de aterragem e de descida do avião, visibilidade, características de absorção de energia do trem de aterragem.

O segundo grupo de cargas no solo são as que resultam da operação da aeronave na pista, ou seja, durante o taxiamento, o uso do freio na execução de curvas, aquecimento e experimentação dos motores antes da decolagem dentre outros. Estas cargas dependem, sobretudo, das características do campo de aterragem.

Na aterragem a aeronave se aproxima do solo segundo uma trajetória tal que no instante do impacto, esta tenha uma velocidade horizontal (acima da velocidade de

estol) e uma velocidade de descida razoavelmente pequena. As asas suspendem parcialmente ou totalmente o peso do avião, dependendo da velocidade e da altitude do avião. A finalidade principal do trem de aterragem é, portanto de absorver a energia cinética da massa do avião com a velocidade de descida. As cargas que resultam dependem das características de absorção de energia do conjunto pneu-amortecedor. Também, durante a aterragem, as rodas são respectivamente aceleradas da condição de repouso até uma velocidade horizontal do avião. Durante a aceleração angular das rodas, os pneus são arrastados sobre o solo, e aparecem cargas horizontais elevadas.

Nas condições de rolagem no solo, a sustentação é geralmente desprezível, de forma que o trem de aterragem está sujeito ao peso do avião. Combinamos com estas cargas o trem tem que resistir às curvas dinâmicas que resultam de defeitos das pistas, aplicação de freio ou execução de curvas.

6. FABRICAÇÃO AERONAUTICA

A indústria aeronáutica atende a dois mercados: (aviões utilizados pelas companhias de tráfego aéreo para transporte de passageiros e cargas e trabalhos agrícolas) e militar (aviões utilizados para treinamento de pilotos e defesa de territórios), onde aeronaves de diferentes modelos e tamanhos são produzidas.

O nível tecnológico exigido para a produção aeronáutica é alto, pois existe uma grande exigência nos padrões de qualidade, confiabilidade e desempenho de seus produtos, o que conseqüentemente requer uma mão-de-obra especializada e qualificada, e que na maioria das vezes é escassa no mercado, necessitando de investimentos em treinamento de pessoal. Outro fator relevante neste ramo é que as curvas de aprendizado parecem não se verificar na produção aeronáutica, porque embora tenda a ocorrer um ganho de aprendizado na produção de uma determinada aeronave, toda vez que ocorre uma modificação significativa na concepção dos produtos ou nos processos de fabricação, tende a iniciar-se um novo período de aprendizado para a produção.

Toda a estrutura do avião durante a sua vida útil é altamente exigida em relação à fadiga. Portanto, a grande maioria das fixações na montagem de um avião é feita com rebites, diferentemente da montagem de um carro, onde o elemento de fixação que predomina é a solda.

6.1. Fases do processo produtivo

A montagem de um avião inicia com a fabricação das peças primárias que são: chapas metálicas, usinadas, compostos, tubos, cablagens (cabos elétricos) etc. Em seguida, estas peças vão sendo unidas umas com as outras para possibilitar a formação dos subconjuntos e conjuntos estruturais (painéis, revestimento, ferragens, longarinas, nervuras, etc).

Estes subconjuntos e conjuntos vão sendo agregados e tomando forma através dos gabaritos maiores de junções, formando os segmentos.

Por sua vez, os segmentos são equipados com os sistemas do avião (pneumático, combustível, hidráulico, elétrico, comandos de voo, motor e trens de pouso). Após a realização da junção asa/fuselagem inicia-se a interligação dos sistemas, testes e montagem final. Em seguida é realizada a pintura, as atividades de preparação para o voo e posteriormente a entrega ao cliente.

7. CARGAS DE INÉRCIA DE VÔO (Gs)

A máxima carga em qualquer parte de uma estrutura de uma aeronave acontece quando a mesma estiver acelerada. As cargas produzidas causando impacto, quando das manobras, rajadas, operações, lançamentos, são sempre maiores que as cargas que acontecem quando todas as forças na aeronave estão em equilíbrio. Porém antes que qualquer componente estrutural seja projetado, é necessário determinar a carga de inércia atuando na aeronave (PERRY, D. J.;AZAR, J. J. 1982).

Em muitas condições de carregamento, uma aeronave em voo como estando em pura tração ou pura rotação. A força de inércia em qualquer elemento de massa é igual ao produto da massa com aceleração com as forças que se opõem à direção do movimento (PERRY, D. J.;AZAR, J. J. 1982).

$$F = m \cdot a \tag{7.1}$$

Sendo m a massa e a é a aceleração em relação ao quadro de referência newtoniano. Se um sistema cartesiano com eixos x , y e z são escolhidos neste quadro, a equação (7.1) de suas respectivas componentes.

$$F = m.\ddot{x}, \quad F = m.\ddot{y}, \quad F = m.\ddot{z} \quad (7.2)$$

As forças F_x , F_y e F_z , são as componentes da força F em relação aos eixos x , y e z , e \ddot{x} , \ddot{y} e \ddot{z} são as componentes de aceleração em relação aos eixos x , y e z .

Na discussão anterior, todas as partes rígidas do corpo moviam-se em retas, linhas paralelas e com igual velocidade e aceleração. Mas em muitos problemas em engenharia, é necessário considerar forças de inércia atuando sobre o corpo com outros tipos de movimentos. Em muitos casos o corpo passa por caminhos curvos, estão em movimento de tal forma que cada elemento move separadamente e passando a considerar movimento único. Este tipo de movimento é chamado de movimento plano, e ocorre, por exemplo, quando um veículo é lançado. Todos os elementos do veículo irão deslocar em planos paralelos ao plano de simetria. Qualquer tipo de movimento do avião pode ser considerado uma rotação em torno do eixo perpendicular ao plano de movimento, e as equações para a força de inércia são provenientes do pressuposto de que o corpo rígido está girando sobre um eixo instantâneo perpendicular a um corpo simétrico. As forças de inércia obtidas podem ser utilizadas para o movimento de um veículo lançador, mas quando são utilizados para guiar movimentos, é necessário obter primeiro eixos e momentos de inércia do veículo (PERRY, D. J.; AZAR, J. J. 1982).

A massa rígida mostrada na figura (7.1) está girando em torno do ponto 0 com velocidade angular ω constante. A aceleração de um ponto qualquer r em relação ao centro de gravidade é $\omega^2 r$, sendo voltada para o centro de rotação. A força de inércia atuando sobre um elemento de massa dM é o produto da massa pela aceleração, ou $\omega^2 r dM$, e é dirigida para fora do eixo de rotação. Esta força de inércia $\omega^2 x dM$ paralela ao eixo x e $\omega^2 y dM$ paralela ao eixo y . Se o eixo é escolhido através do centro de gravidade C , as forças são simplificadas. A força de inércia na direção y para o corpo inteiro é encontrada como se segue:

$$F_y = \int w^2 y dM = w^2 \int y dM = 0$$

A velocidade angular ω é constante para todos os elementos do corpo, e a integral é igual a zero (0), porque o eixo x foi escolhido através do eixo do centro de gravidade. A força de inércia na direção x é encontrada da mesma forma:

$$F_x = \int w^2 x dM = w^2 \int x dM = w^2 \bar{x}M \quad (7.3)$$

O termo \bar{x} é a distância do eixo de rotação 0 com o centro de gravidade C, da figura (7.1).

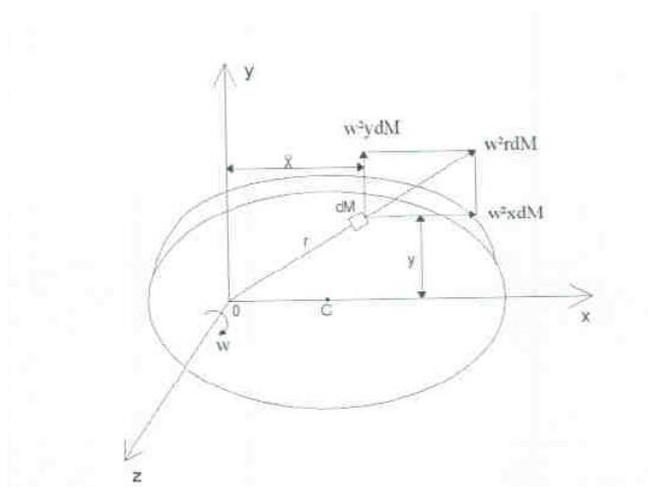


Figura 7.1 – Massa rígida girando em torno do ponto 0

Se a aceleração angular está rotacionada por um ângulo α , o elemento de massa dM tem uma força inércia adicional $\alpha r dM$ agindo perpendicular a r e oposta ao sentido da aceleração. Esta força tem componentes $\alpha x dM$ na direção y e $\alpha y dM$ na direção x, como mostrado na figura (7.2). A resultante da força inércia no corpo na direção x é:

$$F_x = \int \alpha y dM = \alpha \int y dM = 0$$

A resultante da força inércia na direção y é:

$$F_y = \int \alpha x dM = \alpha \int x dM = \alpha \bar{x} M \quad (7.4)$$

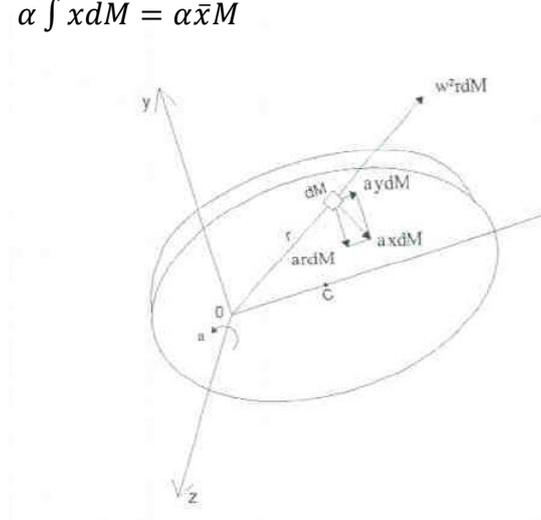


Figura 7.2 – Força de inércia adicional devido a rotação

O torque de inércia resultante sobre o eixo de rotação é encontrado através da integração de termos que representam o produto da força tangencial sobre cada elemento $\alpha r dM$ e o momento de braço r :

$$T_o = \int \alpha r^2 dM = \alpha \int r^2 dM = \alpha I_0 \quad (7.5)$$

O termo I_0 representa o momento de inércia da massa sobre o eixo de rotação. Pode ser demonstrado que este momento de inércia pode ser transferido para um eixo paralelo através do centro de gravidade por meio da seguinte relação:

$$I_0 = M\bar{x}^2 + I_c \quad (7.6)$$

O termo I_c , é o momento de inércia da massa sobre o centro de gravidade, obtida como a soma dos produtos de massa do elemento dM e o quadrado de suas distâncias r_c a partir do centro de gravidade:

$$I_c = \int r_c^2 dM$$

Substituindo o valor de I_0 da equação (7.6) na equação (7.5), a expressão seguinte para o torque de inércia será obtida:

$$T_0 = M\bar{x}^2\alpha + I_c\alpha \quad (7.7)$$

As forças de inércia obtidas nas equações (7.3), (7.4) e (7.7) podem ser representados como forças agindo no centro de gravidade e o par $I_c\alpha$ na figura (7.3). a força $\alpha\bar{x}M$ e o par $I_c\alpha$ ambos devem produzir momentos sobre o ponto 0 que se opõem em direção de α . A força $w^2\bar{x}M$ deve atuar longe do ponto 0. (PERRY, D. J.; AZAR, J.J. 1982).

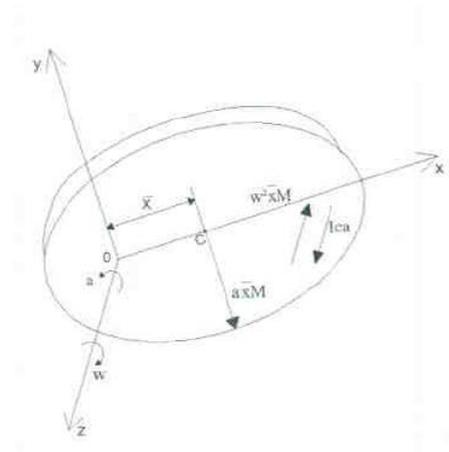


Figura 7.3 – Forças de inércia

É visto na figura (7.3) que as forças no centroide representadas pelo produto da massa do corpo e as componentes da aceleração do centro de gravidade. Em muitos casos, o eixo de rotação não é conhecido, mas as componentes de aceleração do centro de gravidade podem ser obtidas. Em outros casos, a aceleração de um ponto do corpo, a velocidade angular e a aceleração angular são conhecidas. Se o ponto 0 na figura (7.4) tem uma aceleração a_0 , uma força de inércia no centro de gravidade de Ma_0 , oposto a direção de a_0 , devem ser considerados e levados em conta (PERRY, D. J.; AZAR, J.J. 1982).

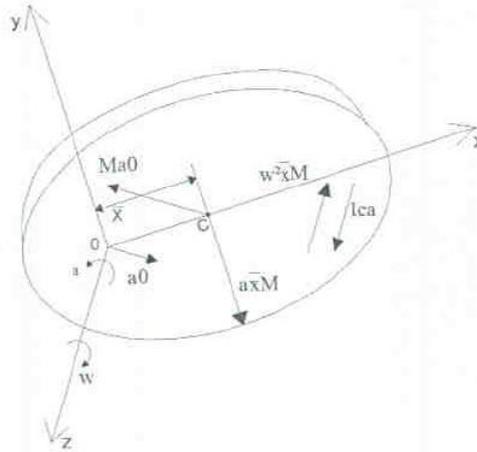


Figura 7.4 – Forças de inércia aplicadas a um corpo

7.1. Fatores de carga para aceleração translacional

Para voos ou condições em que o veículo tem apenas aceleração translacional, em cada parte do veículo age forças de inércia paralela, que são proporcionais ao peso da peça. Para fins de análise, é conveniente combinar essas forças de inércia, com as forças de gravidade, através da multiplicação do peso de cada parte, por um fator de carga n , e, portanto considerar o peso combinado com as forças de inércia. Quando o veículo está acelerado, o peso e a força de inércia somam-se diretamente. O peso W de qualquer parte e a força de inércia wa/g tem uma soma nw :

$$nW = W + w \frac{a}{g}$$

Ou

$$n = 1 + \frac{a}{g} \quad (7.8)$$

A inércia e a força de gravidade são consideradas na análise da mesma forma como os pesos que são multiplicados pelo fator de carga n .

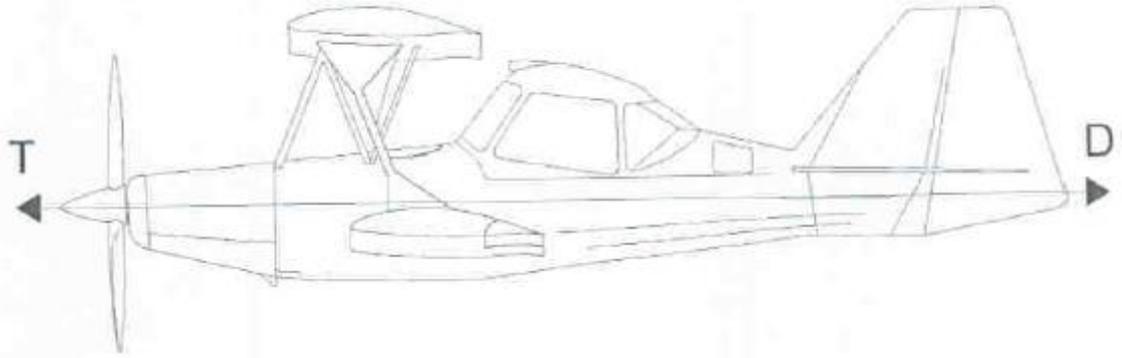


Figura 7.5 - Tração do motor igual ao arraste

No caso de um avião em voo sem aceleração horizontal, como mostrado na figura (7.5), o empurrão do motor é igual ao arraste do avião, e as componentes horizontais de inércia e forças de gravidade são nulas. O peso e a força de inércia para baixo serão iguais a sustentação do avião. A sustentação L é resultante das asas e caudas da aeronave (PERRY, D. J.; AZAR, J.J. 1982).

O fator de carga é definido como se segue:

$$\text{fator de carga} = \frac{\text{força de sustentação}}{\text{peso}}$$

Ou

$$n = \frac{L}{w} \tag{7.9}$$

Este valor, para o fator de carga pode ser demonstrado e o mesmo é dado pela equação (7.8) por equiparar a sustentação a nW à soma do peso e da força de inércia:

$$L = nW = W + W \frac{a}{g}$$

Ou

$$n = 1 + \frac{a}{g}$$

que corresponde a equação (7.8)

Aeronaves tem frequentemente aceleração horizontal, bem como aceleração vertical. O avião mostrado na figura (7.6) está com uma aceleração para frente, uma vez que a tração do motor T é maior que o arrasto do avião D . já o elemento de massa para o avião está com uma força de inércia horizontal igual ao produto de sua massa e a aceleração horizontal. Também é conveniente considerar as cargas horizontais de inércia como o produto de um fator de carga n_x e os pesos. Esse fator de carga horizontal, muitas vezes chamado de tração, é obtido a partir do equilíbrio das foras horizontais mostrado na figura (7.6) (PERRY, D. J.; AZAR, J.J. 1982):

$$n_x w = \frac{a_x}{g} w = T - D$$

Ou

$$n_x = \frac{T-D}{w} \tag{7.10}$$

Um caso mais geral de aceleração translacional é mostrado na figura (7.7) em que o avião não tem impulso em linha horizontal. Normalmente, é conveniente obter componentes das forças ao longo dos eixos x e z , que são paralelas e perpendiculares ao impulso linha do avião. A combinação de peso e inércia de carga em qualquer elemento tem um componente ao longo do eixo z da seguinte grandeza:

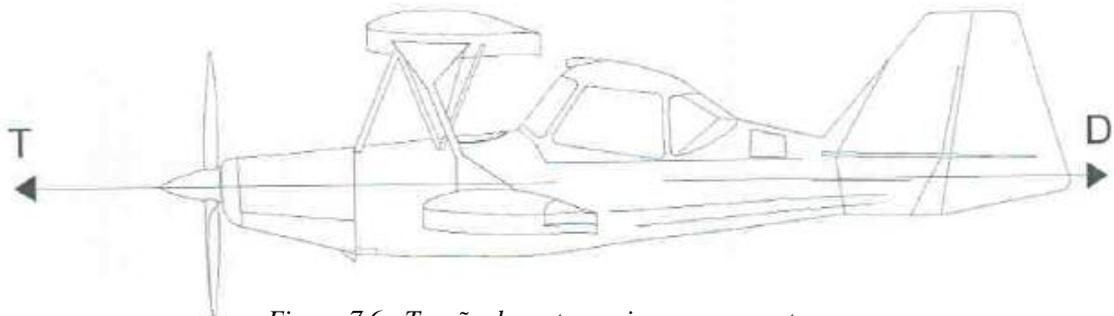


Figura 7.6 - Tração do motor maior que o arraste

$$nw = w \cos \theta + w \frac{a_z}{g}$$

Ou

$$n = \cos \theta + \frac{a_z}{g} \quad (7.11)$$

No somatório de todas as forças ao longo do eixo z

$$L = w \left(\cos \theta + \frac{a_z}{g} \right) \quad (7.12)$$

Combinando as equações (7.11) com (7.12)

$$L = wn$$

Ou

$$n = \frac{L}{w}$$

Que corresponde com o valor encontrado na equação (7.9) para uma altitude nivelada do avião.

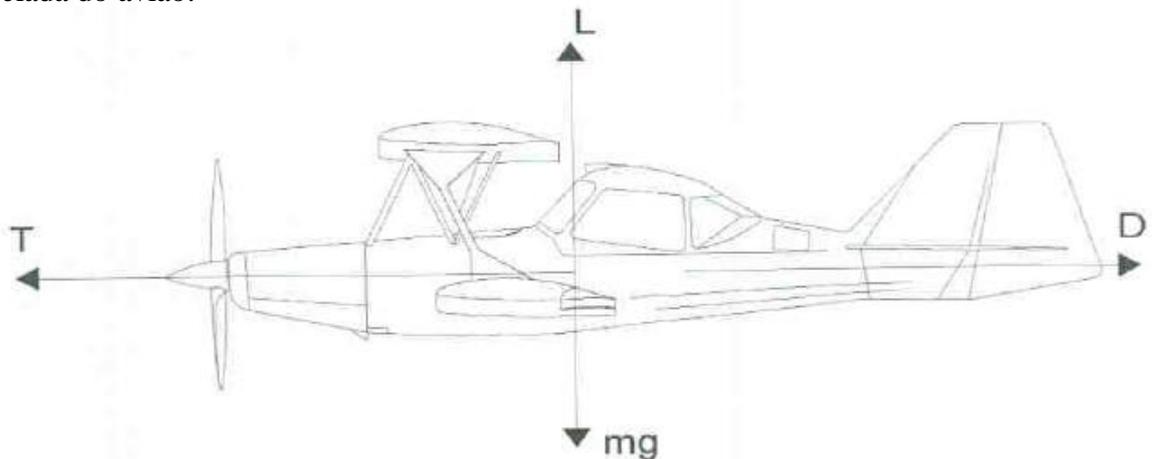


Figura 7.7–Forças em equilíbrio

O fator de carga para a condição indicada na figura (7.7). Também é semelhante ao obtido para o avião em altitude nivelada. Uma vez que o impulso e as forças de arraste devem estar em equilíbrio com os componentes do peso e da força de inércia, ao longo dos eixos x, o impulso é obtido como se segue:

$$n_x w = \frac{w}{g} a_x - w \sin \theta = T - D$$

Ou

$$n_x = \frac{T - D}{w}$$

Este valor é o mesmo obtido na equação (7.10) para altitude nivelada do avião.

No caso do avião que pouisa, o fator de carga de aterrissagem está definido como a reação horizontal do solo dividido pelo peso do avião. O fator de carga na direção horizontal é semelhante (PERRY, D. J.; AZAR, J.J. 1982).

$$n_z = \frac{R_z}{w} \tag{7.13}$$

e

$$n_x = \frac{R_x}{w} \tag{7.14}$$

Na análise do avião, é necessário obter as componentes do fator de carga ao longo dos eixos paralelos e perpendiculares à linha de impulso propulsor. No entanto, forças aerodinâmicas são normalmente obtidas pela sustentação e arrasto, forças perpendiculares e paralelas à direção de voo. São obtidos fatores de carga na sustentação e no arraste, podem ser resolvidos ao longo de outros eixos, da mesma forma como forças são resolvidas em componentes (PERRY, D. J.; AZAR, J.J. 1982).

A força agindo em qualquer peso w e nw , e a componente da força ao longo deste eixo em qualquer eixo a a um ângulo θ para a força é $nw \cos \theta$. O componente de fator de carga é então $n \cos \theta$.

Como uma definição geral, o fator de carga n ao longo de qualquer eixo i é tal que o produto do fator de carga e o peso de um elemento é igual à soma dos componentes do peso e da inércia ao longo desse eixo. O peso e a força de inércia estão sempre em equilíbrio com as forças externas agindo sobre o avião, e a soma das

componentes do peso e da força de inércia ao longo de qualquer eixo deve ser igual e oposta à soma das componentes das forças externas ao longo do eixo $\sum F_i$, o eixo de ocupação é então definido como;

$$n_i = \frac{-\sum F_i}{w}$$

Onde $\sum F_i$, inclui todas as forças exceto peso e força de inércia.

8. DESCRIÇÃO DA AERONAVE E GERAÇÃO DO MODELO GEOMÉTRICO

8.1. Descrição da aeronave

A aeronave FALCÃO AG-21 é um aparelho mono-place, biplano, motor a frente da fuselagem, cauda convencional, trem de pouso equipado com sistema de amortecedor tipo sandow e com uma cabina fechada projetado exclusivamente para fins de dispersão de produtos.

A fuselagem é toda construída em tubos de aço inox SAE 304 sem recozimento. Os revestimentos frontais em chapa de alumínio naval 5052H35 arrebizada, e do assento traseiro para traz, entelado com tela (Dacron) poliéster dopada e pintada. Todos os trabalhos de soldagem são feitos pelo processo TIG.

As empenagens são construídas em tubos de aço inox SAE 304 sem recozimento, com perfil tipo placa plana, revestida com tela poliéster, dopadas e pintadas.

O motor utilizado é o fabricado pela Laycoming O 540 GI A5, desenvolvendo uma potência de 260 HP a 2700 RPM. É equipado com uma hélice de velocidade constante marca Hartzell.

As asas são construídas todas em chapa de alumínio naval 5052H34 trabalhadas a frio e cravadas com arrebites estampados. É aplicada uma camada de fundo Wash Primer para proteção contra corrosão e como base para pintura.

A acomodação do piloto é bastante ampla tendo espaço para todos os comandos de vôos e dos equipamentos utilizados. O painel aloja todos os comandos de voo e dos equipamentos utilizados.

8.2. Modelo Geométrico

Para a geração do modelo geométrico, foram utilizados duas ferramentas computacionais, os softwares CAD (*Computer aided design*) e o ANSYS.

Com a ferramenta CAD, e pelo fornecimento dos projetos da estrutura da fuselagem e asas do Falcão AG-21 pela empresa FABE, foi determinado aleatoriamente um eixo de referência.

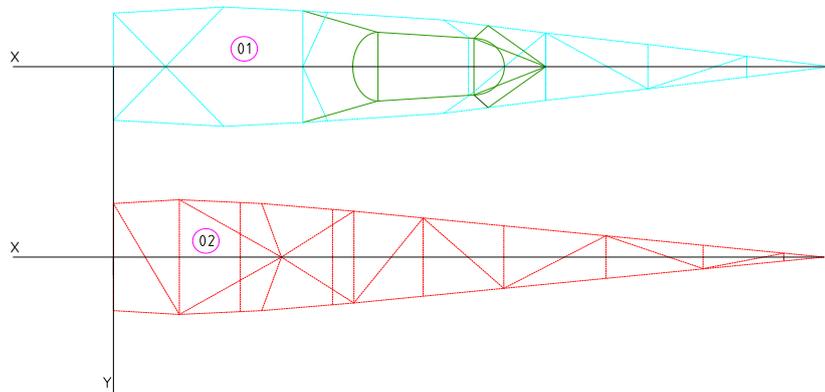


Figura 8.1 – Eixos de referência

Conforme figura (8.1) temos os eixos X e Y de referência, onde 01 e 02 são as vistas superior e inferior da estrutura da fuselagem.

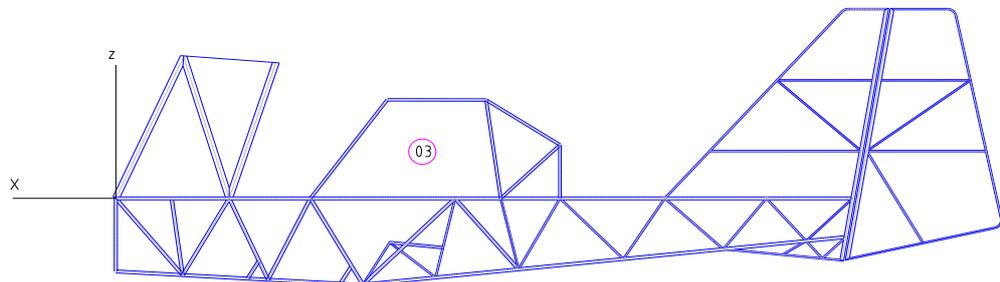


Figura 8.2 – Eixos de referência

Na figura (8.2) tem os eixos X e Z, onde 03 é a vista lateral da estrutura da fuselagem. Pode-se perceber que o eixo de origem encontra-se bem a esquerda da estrutura na parte da fuselagem superior.

Após a determinação dos eixos de referência, onde as barras se encontram na estrutura da fuselagem, foram criados nós, os mesmos foram numerados (figura 8.3) e com isso foram determinadas suas coordenadas nos eixos X, Y e Z.

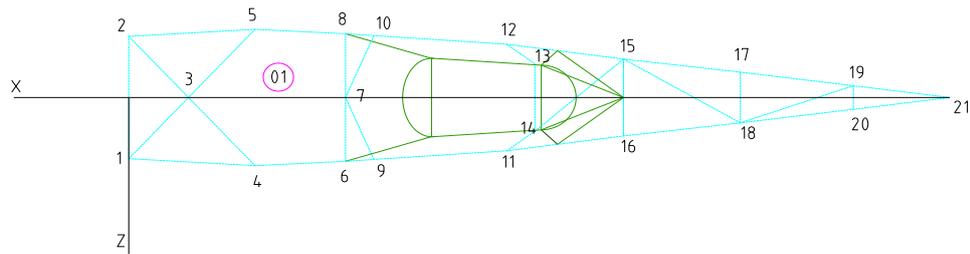


Figura 8.3– Numeração dos nós

Após determinado todas as coordenadas dos nos, as mesmas foram coletadas (em anexo).

Com as coordenadas geométricas em mãos, as mesmas foram lançadas como KEYPOINTS no software ANSYS, gerando pontos conforme figura (8.4).

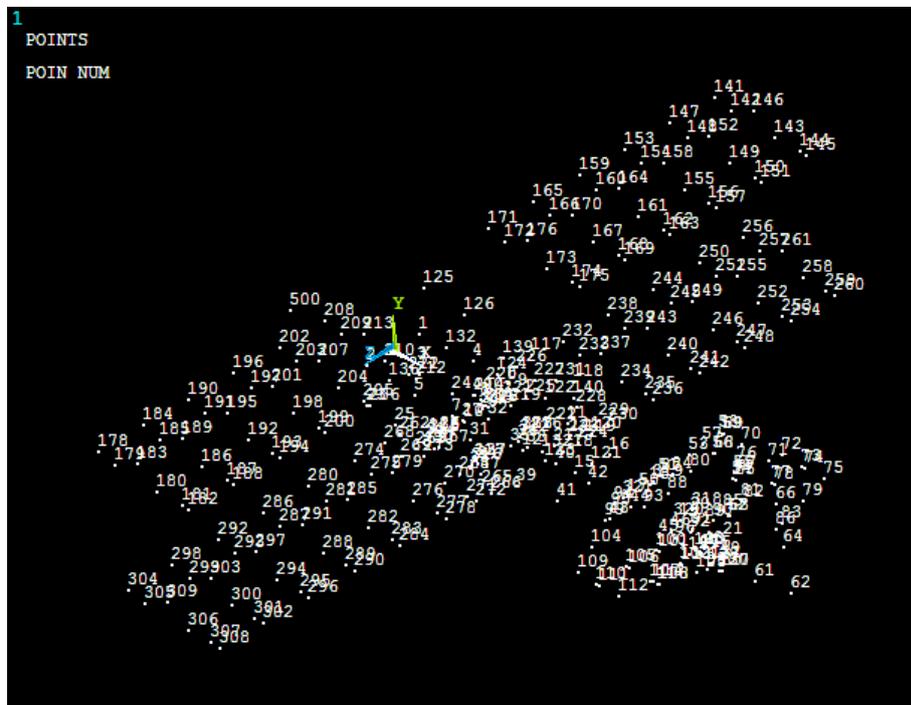


Figura 8.4– Lançamento dos KEYPOINTS

Uma vez lançados os keypoints, eles foram unidos, por LINES e SPLINES, que representam a estrutura em aço inoxidável do esqueleto da fuselagem e empenagens, e alumínio para o esqueleto das asas, figura (8.5)

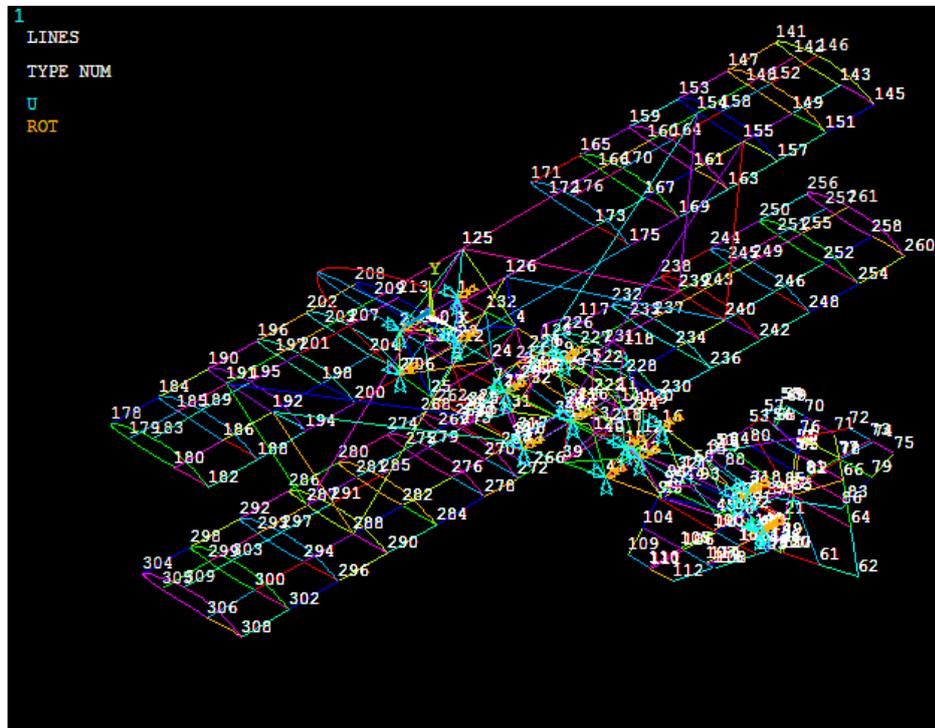
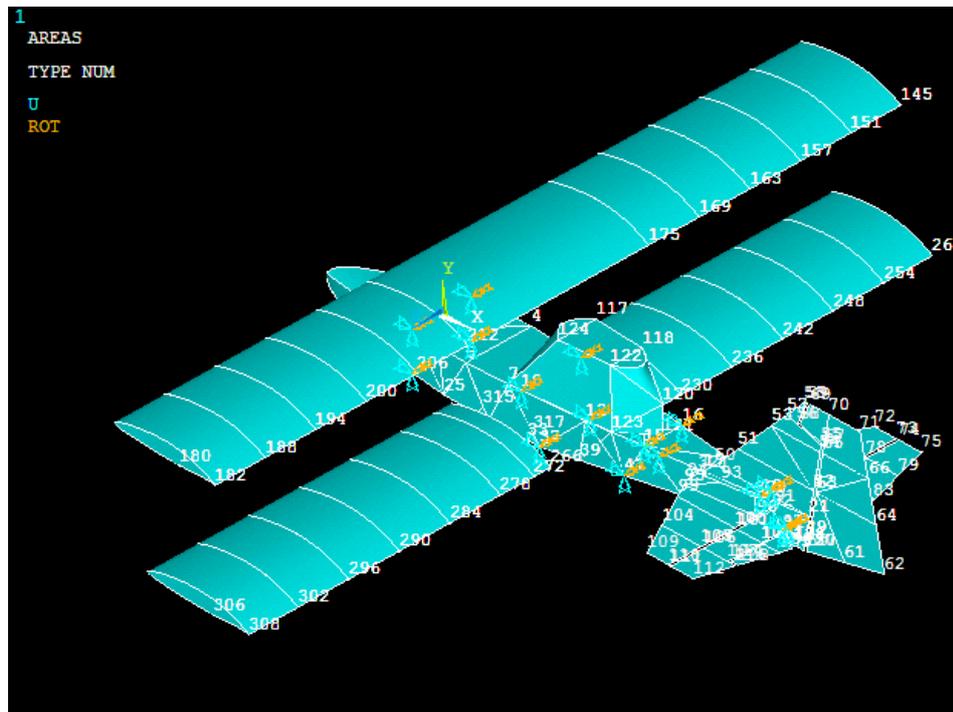


Figura 8.5– Lançamento dos KEYPOINTS

Com a estrutura da fuselagem toda lançada no ANSYS, foi criada uma casca em toda a estrutura da aeronave, utilizando os comandos MODELING-CREATE-ÁREAS-ARBITRARY-BY SKINNING, para simular a cobertura da estrutura da fuselagem, figura (8.6), e na mesma casca onde se encontram as asas foram lançadas as cargas para poder determinar a parte da estrutura onde será mais solicitada.



Sendo:

p_1 e p_2 as pressões, v_1 e v_2 as velocidades e h_1 e h_2 as alturas nos pontos 1 e 2 em relação ao eixo de referência da figura (9.1).

μ é a massa específica do ar a 20°C.

Desenvolvendo a equação (9.1), e considerando-se $v_1 = 0$, velocidades de estagnação têm:

$$\frac{p_1}{\mu \cdot g} + h_1 = \frac{p_2}{\mu \cdot g} + \frac{v_2^2}{2g} + h_2 \quad (9.2)$$

Como h_1 e h_2 estão no mesmo nível de referência então não há variação de uma partícula de ar, logo a equação (9.2) temos:

$$\frac{p_1}{\mu \cdot g} = \frac{p_2}{\mu \cdot g} + \frac{v_2^2}{2g} \quad (9.3)$$

$$\frac{p_1}{\mu \cdot g} - \frac{p_2}{\mu \cdot g} = \frac{v_2^2}{2g} \quad (9.4)$$

$$\frac{\Delta p}{\mu \cdot g} = \frac{v_2^2}{2g} \quad (9.5)$$

$$\Delta p = \frac{v_2^2 \cdot \mu}{2} \quad (9.6)$$

μ é a massa específica do ar, g é a aceleração da gravidade e Δp é a variação de pressão. Esta variação de pressão provoca uma força resultante para cima conforme a figura (9.2).

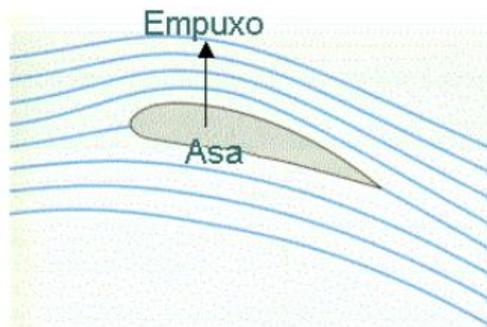


Figura 9.2– Empuxo gerado devido à variação de pressão

Para uma velocidade de 80km/h ou 22,23m/s da aeronave, Falcão AG-21, e utilizando a equação (9.2) temos uma pressão de:

$$\Delta p = \frac{v_2^2 \cdot \rho}{2} = \frac{22,23^2 \cdot 12.215}{2}$$

$$\Delta p = 3.018,16 \frac{kgf}{m} \cdot s^2$$

$$\Delta p = 3.018,16 Pa$$

Sendo:

ρ o peso específico do ar.

Este problema caracteriza-se voo horizontal do Falcão AG-21 com uma velocidade de 80 km/h gerando uma pressão distribuída de 3.018,16 kgf/m.s² ou 3.018,16 Pa e massa específica do ar igual a 1,215 a 20°C.

Dados lançados no ANSYS:

- Módulo de Elasticidade do Aço: 186.200 N/mm²
- Coeficiente de Poisson: 0,3
- Carga aplicada na asa de 3.018,16 N/m². Sendo área alar de 18,50 m², isso dará uma área de 9,25 m² para cada par de asas, (superior e inferior).

Logo para os pontos onde a asa superior conecta-se a fuselagem tem-se:

$$\text{Carga} = 3.018,16 \times 9,25 = 27.917,98 \text{ N}$$

Como a carga referente a asa superior será aplicada em dois pontos da estrutura da fuselagem, a mesma carga foi dividida por dois, logo, em cada nó será aplicada uma carga de 13.958,99N.

Para a asa inferior temos área de 9,25 m², porém diferente da asa superior esta asa fixa em quatro pontos da fuselagem logo teremos:

$$\text{Carga} = 3.018,16 \times 9,25 = 27.917,98 \text{ N}$$

$$\text{Carga} = 27.917,98 \text{ N} / 4 = 6.979,50 \text{ N}$$

No total, encontramos uma carga de sustentação no valor de 6.979,50 N.

Conforme dados enviados pela empresa FABE, referentes aos valores de peso da aeronave Falcão – AG21, será verificado se a carga encontrada é maior ou igual a carga mínima exigida pela aeronave para a mesma voar.

Segundo a FÁBE devemos pegar a carga máxima de decolagem e multiplicar por 3,5 Gs (fator de segurança devido a carga de inércia de voo), para podermos determinar a carga mínima exigida para que a aeronave voe.

Peso da aeronave vazia.....	600 kgf
Peso do Piloto.....	85 kgf
Peso de Combustível.....	120 kgf
Peso de Carga do Hooper.....	500 kgf
Total	1.305 kgf x 3,5 Gs = 4.567,5 kgf
Carga total da aeronave	45.675,00 N

Como foi encontrada uma variação de pressão na asa no valor de 3.018,16 N/m², e como temos uma área alar de 18,50 m² vem-se:

$$\text{Carga aplicada nas asas} = 3.018,16 \text{ N/m}^2 \times 18,50 \text{ m}^2 = 55.835,96 \text{ N}$$

Como 55.835,96 N é maior que 45.675,00 N, a carga encontrada é suficiente para que a aeronave voe.

10. RESULTADOS

Após lançados no ANSYS os elementos como Beam3 (foram lançados estes tipos de elementos pois neste trabalho estão sendo abordados as cargas axiais nos respectivos tubos da estrutura da fuselagem do Falcão AG-21), conforme informa o help do software figura (10.1), tem-se:

Figure 3.1 BEAM3 Geometry

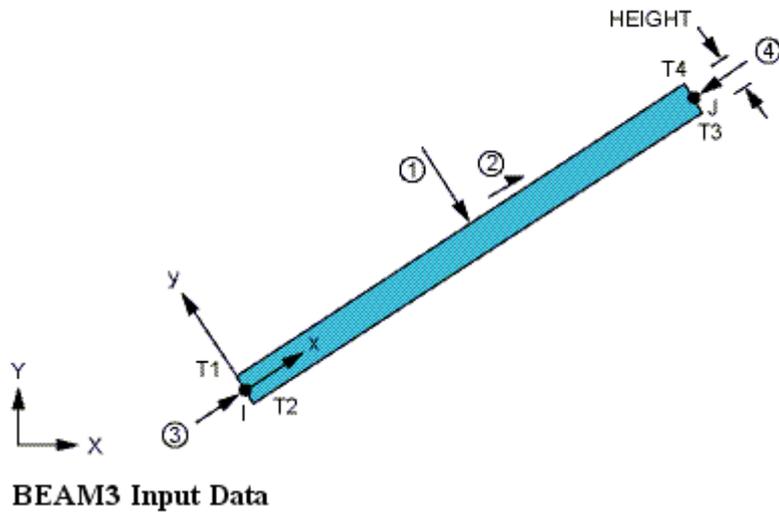


Figura 10.1 – Eixos locais do elemento beam3

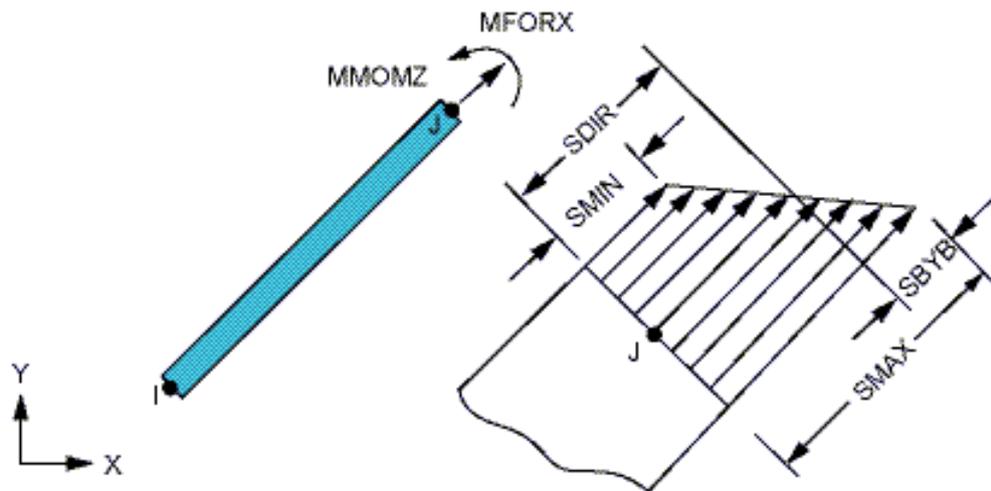


Figura 10.2 – Comandos para determinar esforços normais e momento

O eixo para encontrar os valores da carga aplicada nos elementos será o eixo MFORX, e conforme tabela (10.1) temos os valores de 1 para I e 7 para J:

OutputQuantityName		ETABLE and ESOL Command Input			
		Item	E	I	J
SDIR		LS	-	1	4
SBYT		LS	-	2	5
SBYB		LS	-	3	6
EPELDIR		LEPEL	-	1	4
EPELBYT		LEPEL	-	2	5
EPELBYB		LEPEL	-	3	6
EPTHDIR		LEPTH	-	1	4
EPTHBYT		LEPTH	-	2	5
EPTHBYB		LEPTH	-	3	6
EPINAXL		LEPTH	7	-	-
SMAX		NMISC	-	1	3
SMIN		NMISC	-	2	4
MFORX		SMISC	-	1	7
MFORY		SMISC	-	2	8
MMONZ		SMISC	-	6	12
P1		SMISC	-	13	14
OFFST1		SMISC	-	15	16
P2		SMISC	-	17	18
OFFST2		SMISC	-	19	20
P3		SMISC	-	21	-
P4		SMISC	-	-	22
		Pseudo Node			
		1	2	3	4
TEMP	LBFE	1	2	3	4

Figura 10.1 – Valores para identificação dos esforços nas barras através do ANSYS

Como este trabalho refere-se a utilização do aço inox, depois de realizada a modelagem computacional de toda a estrutura da aeronave Falcão – AG21, as cargas encontradas devido a sustentação provocada pelas asas foram lançadas diretamente no nós onde as asas são fixadas à fuselagem.

Determinando o elemento a ser utilizado, e simulando a aeronave em voo horizontal, a estrutura da fuselagem da aeronave foi fixada para simular as condições de contorno junto ao ANSYS, estando a estrutura restringida a movimentar em relação ao eixo x, y e momento em relação ao eixo z, conforme figura (10.3).

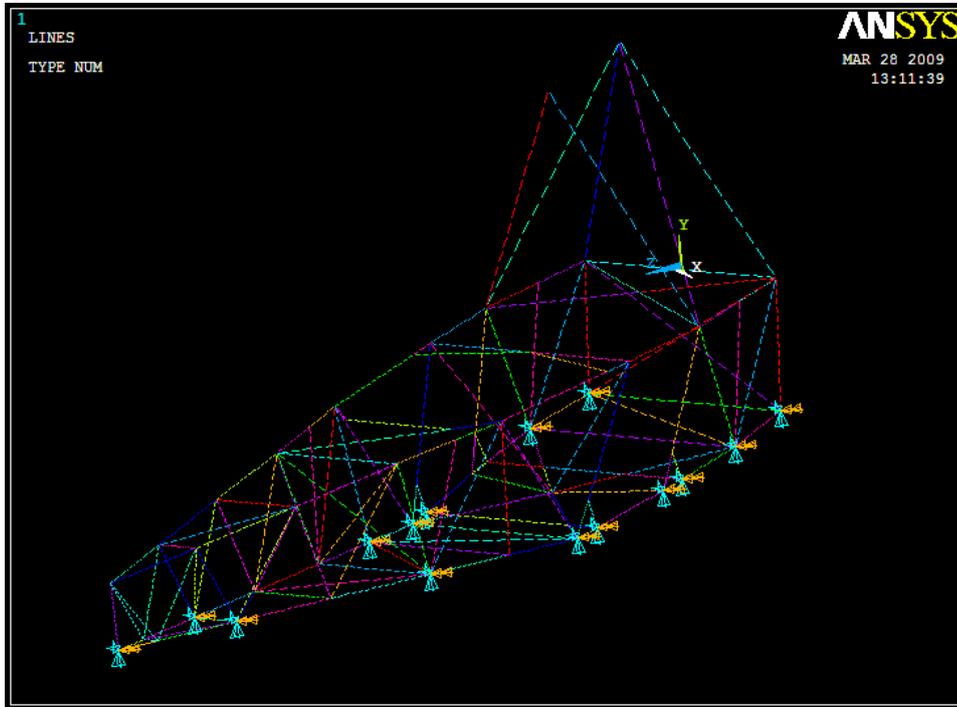


Figura 10.3– Condições de contorno da estrutura da fuselagem com deslocamentos impedidos em x e y e momento liberado em z

Após este passo, as cargas encontradas nos pontos de fixação entre a asa e a fuselagem foram lançadas ascargas conforme figura (10.4).

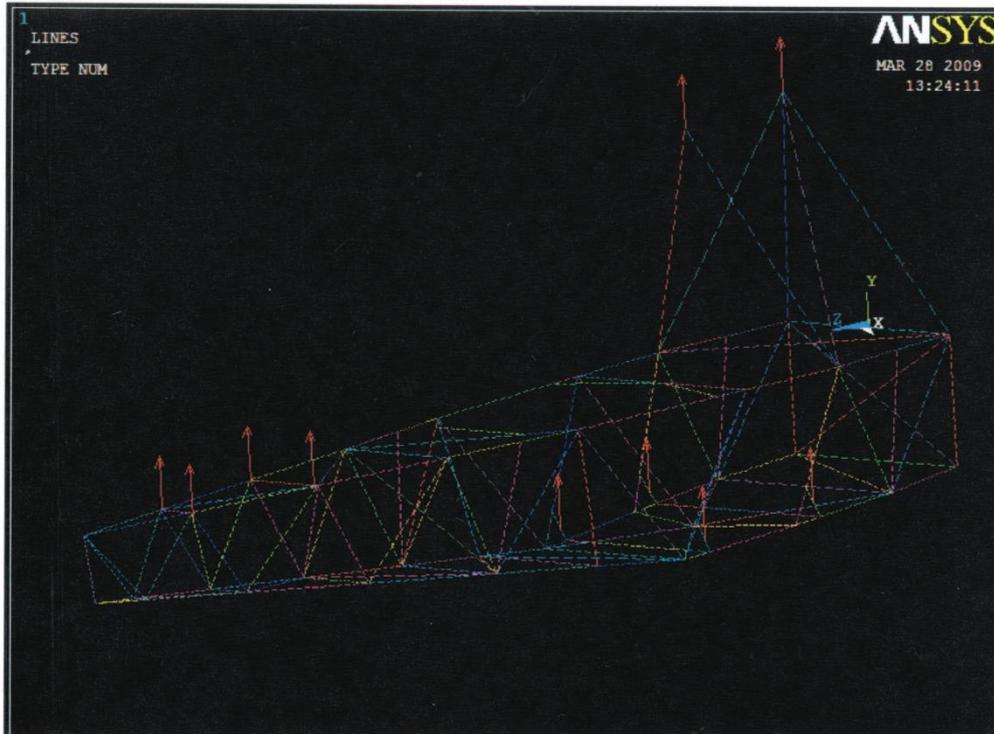


Figura 10.4 – Cargas das asas aplicadas a estrutura da fuselagem

Com as condições de contorno fixadas e as cargas lançadas, encontramos as barras mais solicitadas da estrutura de fuselagem conforme figuras (10.5).

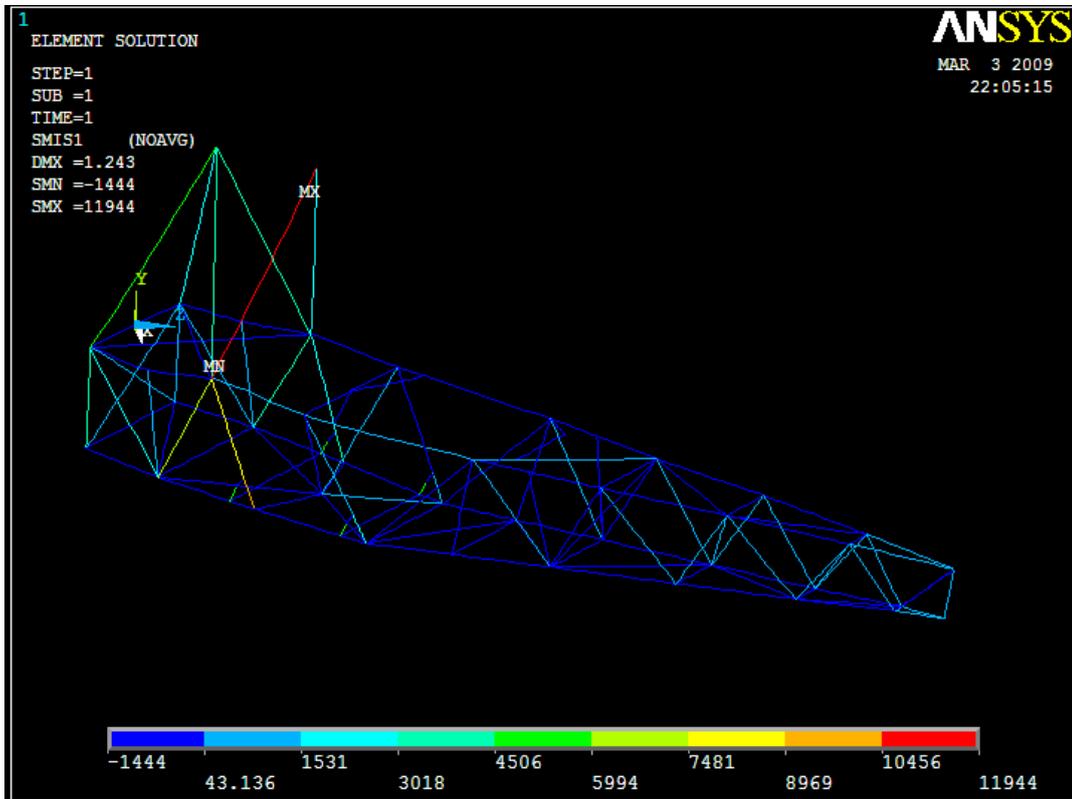


Figura 10.5 – Barras solicitadas

Podemos ver que as barras mais solicitadas são as que estão em vermelho, amarelo e verde (tração) e azul (compressão). Estes valores são dados em N.

Os resultados gerados dos esforços aplicados aos elementos, mostram que são aplicados aos elementos em que a resultante de todas as cargas fatoradas e momentos agindo sobre o elemento é equivalente a uma única força na direção do eixo que passa pelo centroide da seção.

Será determinada a força axial nas três barras mais solicitadas da estrutura da fuselagem, onde se encontram as linhas L146 (tubo com diâmetro de 1 ½'), linha L118 (tubo com diâmetro de ¾'), conforme figura (10.5) e (10.6), estruturas estas tracionadas, e linha L013 (tubo com diâmetro de ½'), figura (10.7), estrutura comprimida.

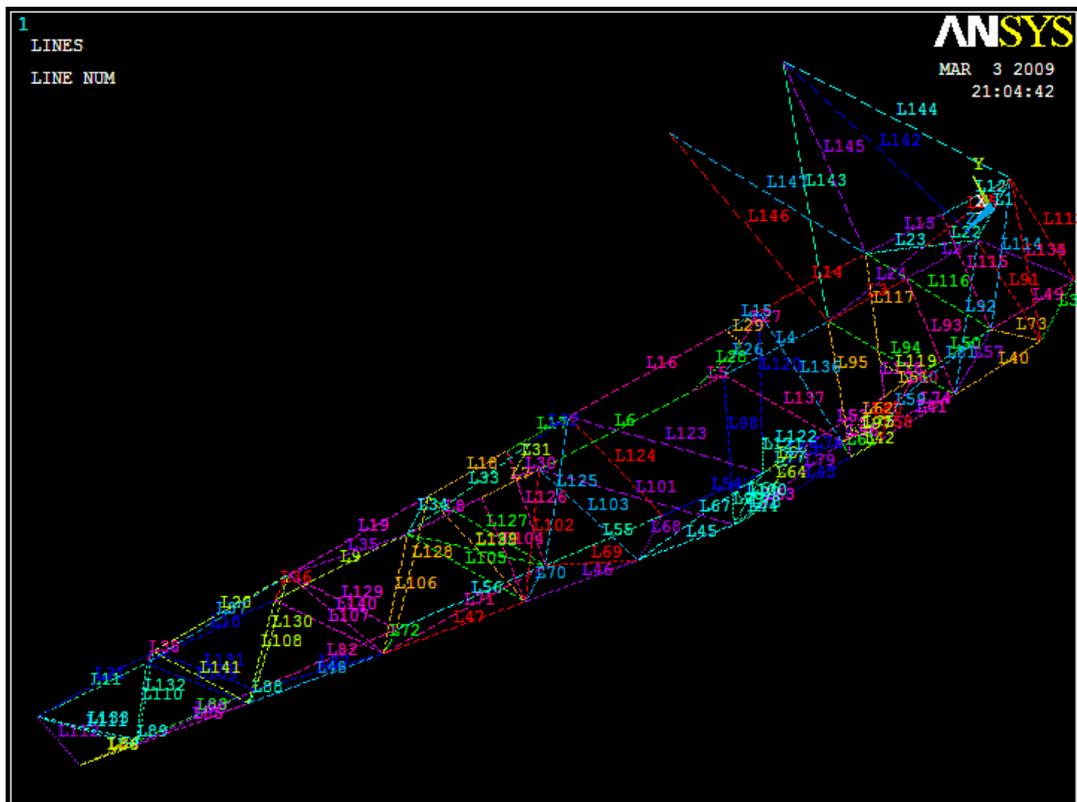


Figura 10.6 – Linhas da estrutura da fuselagem

Definição da força axial da barra posicionada na linha L146 da fuselagem conforme figura (10.7)

Dados de projeto referentes ao tubo onde se encontra a linha L146

Diâmetro (Pol.)	Diâmetro (mm)	Espessura (mm)	Comprimento (mm)	Área (m ²)
1 1/2	38,10	1,00	906,61	116,46

A força axial resistente $\phi_l T_n$ é calculada da seguinte forma:

$$\phi_c = 0,85$$

$$T_n = A_n F_y (10.1)$$

Sendo que:

F_y – limite de escoamento do material;

A_n – área líquida de contato;

ϕ_c – fator de resistência a tração;

T_n – força nominal.

$$T_n = 116,46 \text{ mm}^2 \times 344,80 \text{ N/mm}^2$$

$$T_n = 40.155,41 \text{ N}$$

A força axial nos elementos será:

$$f = \phi_c T_n \quad (10.2)$$

$$f = 0,85 \times 40.155,41 \text{ N}$$

$$f = 34.132,10 \text{ N}$$

Força axial resistente na barra tracionada mais solicitada igual a 34.132,10N

A força aplicada na barra tracionada mais solicitada é de 11.944,00 N

Como $11.994,00 \text{ N} \leq 34.132,10 \text{ N}$ Ok!!

Definição da força axial da barra posicionada na linha L118 da fuselagem conforme figura (10.6).

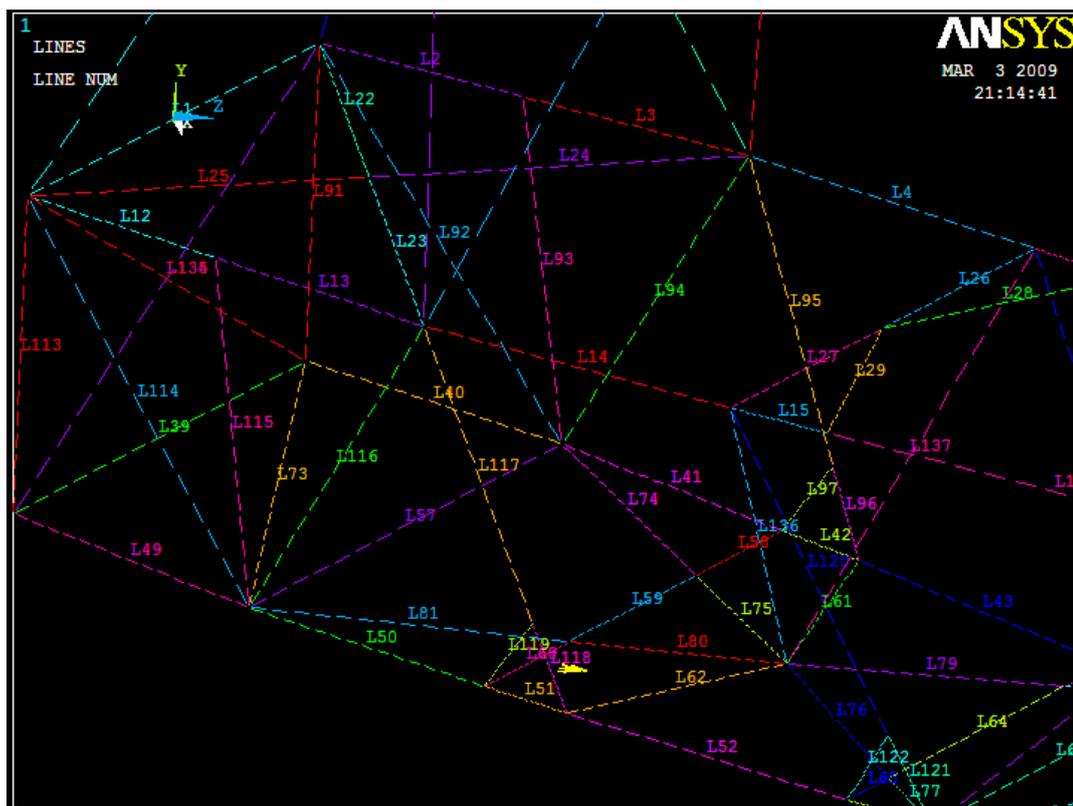


Figura 10.6– Linhas da estrutura da fuselagem

Dados de projeto referentes ao tubo onde se encontra a linha L118

Diâmetro (Pol.)	Diâmetro (mm)	Espessura (mm)	Comprimento (mm)	Área (m ²)
3/4	19,05	1,00	130,61	56,69

A força axial resistente $\phi_l T_n$ é calculada da seguinte forma:

$$\phi_c = 0,85$$

$$T_n = A_n F_y (10.1)$$

$$T_n = 56,69 \text{ mm}^2 \times 344,80 \text{ N/mm}^2$$

$$T_n = 19.546,71 \text{ N}$$

A força axial nos elementos será:

$$f = \phi_c T_n (10.2)$$

$$f = 0,85 \times 19.546,71 \text{ N}$$

$$f = 16.614,70 \text{ N}$$

Força axial resistente na barra tracionada mais solicitada igual a 16.614,70N

A força aplicada na barra tracionada mais solicitada é de 9.446,70 N

Como $9.446,70 \text{ N} \leq 16.614,70 \text{ N}$

Ok!!

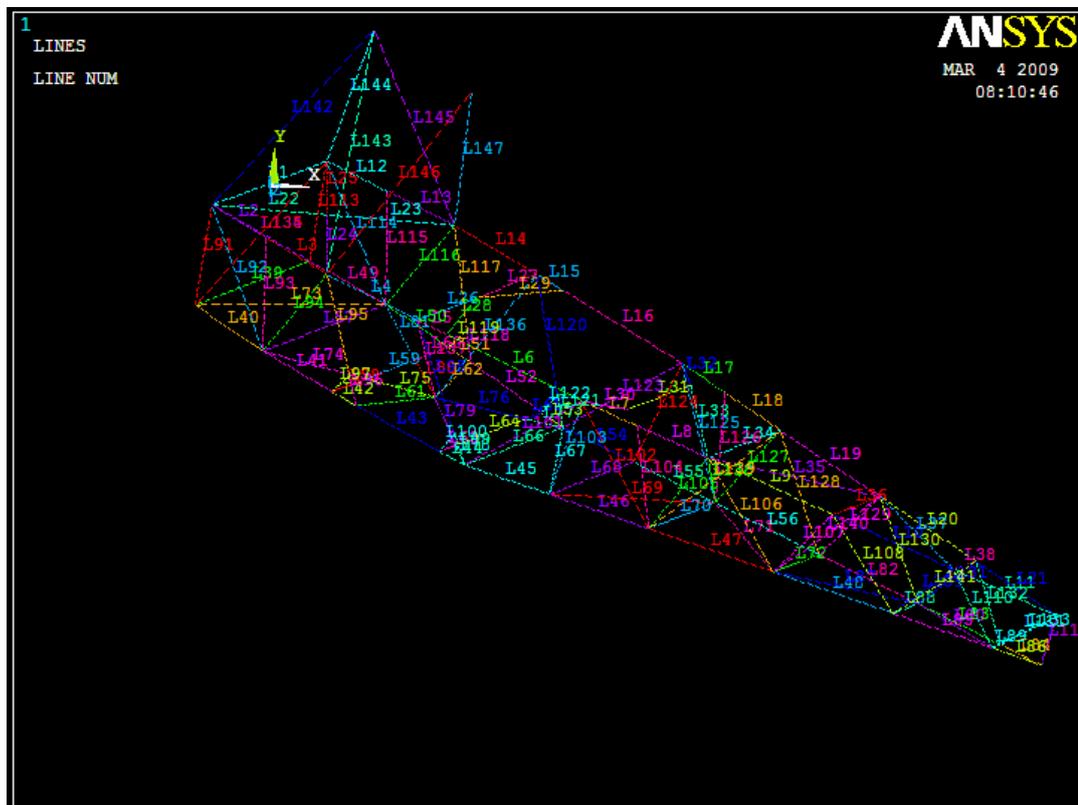


Figura 10.7– Linhas da estrutura da fuselagem

Definição da força axial da barra posicionada na linha L013 da fuselagem conforme figura (10.7).

Dados de projeto referentes ao tubo onde se encontra a linha L013

Diâmetro (Pol.)	Diâmetro (mm)	Espessura (mm)	Comprimento (mm)	Área (m ²)
1/2	12,70	1,00	340,00	36,73

A força axial resistente $\phi_c P$ é calculada da seguinte forma:

$$\phi_c = 0,80$$

$$P_n = A_e F_n \quad (10.1)$$

Sendo que:

$$A_e = \left\{ 1 - \left[1 - \left(\frac{E_t}{E_0} \right)^2 \cdot \left(1 - \frac{A_0}{A} \right) \right] \right\} \cdot A \quad (10.4)$$

A_0 – área reduzida da seção transversal;

A_e – área efetiva;

$\frac{E_t}{E_0}$ – fator de redução nos esforços dos elementos, dado tabela (A₂) especificação americana anexo;

$$A_0 = k_c A \quad (10.5)$$

Sendo k_c definido como

$$k_c = \frac{(1-c)(E_0/F_y)}{(8,93-\lambda_c)(D/t)} + \frac{5,882C}{8,93-\lambda_c} \quad (10.6)$$

C é o raio efetivo dado pela tabela (A₃) especificação americana anexo;

λ_c dado por $3,048C$

$$k_c = \frac{(1 - 0,50)(186200/344,50)}{(8,93 - 1,524)(12,70/1)} + \frac{5,882 \times 0,50}{8,93 - 1,524}$$

$$k_c = 3,27$$

$$A_0 = 3,27 \times 36,73 = 120,11 \text{ mm}^2$$

$$A_e = \left\{ 1 - \left[1 - (1)^2 \cdot \left(1 - \frac{120,11}{36,728} \right) \right] \right\} \cdot 36,728$$

$$A_e = 36,728 \text{ mm}^2$$

F_n é a flambagem global, calculado de acordo com a norma americana, conforme expressão a seguir:

$$F_n - \frac{\pi^2 E_t}{(kL/r)^2} \leq F_y$$

(10.7)

$$F_n - \frac{\pi^2 \times 51000}{(1 \times 340 / 6,35)^2} \leq 344,80$$

$$F_n = 520,37 \text{ N/mm}^2$$

$$P_n = F_n A_e \quad (10.8)$$

$$P_n = 520,37 \text{ N/mm}^2 \times 36,73 \text{ mm}^2$$

$$P_n = 19.113,19 \text{ N}$$

$$\text{Força axial} = \phi P_n$$

$$\text{Força axial} = 0,80 \times 19.113,19$$

$$\text{Força axial} = 15.290,55 \text{ N}$$

A força aplicada na barra é de -1.444,50 N (compressão)

Como $1.444,50 \text{ N} \leq 15.290,55 \text{ N}$ Ok!

Quando um tubo cilíndrico está sujeito a uma carga de compressão axial, a estabilidade elástica do tubo é mais complexo do que o caso de uma chapa plana. Com base na teoria dos pequenos deslocamentos, o comportamento estrutural de um reservatório cilíndrico pode ser expresso pela seguinte equação diferencial parcial de oitava ordem (Yu, 1924).

$$\nabla^8 \omega + \frac{1}{D} \nabla^4 \left(N_x \frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} \right) + \frac{Et}{DR^2} \frac{\delta^4 \omega}{\delta x^4} = 0 \quad (10.9)$$

Onde:

$$\nabla^8 \omega = \nabla^4 (\nabla^4 \omega) \quad (10.10)$$

$$\nabla^4 \omega = \frac{\delta^4 \omega}{\delta x^4} + 2 \frac{\delta^4 \omega}{\delta x^2 \delta y^2} + \frac{\delta^4 \omega}{\delta y^4} \quad (10.11)$$

x coordenada na direção x;

y coordenada na direção tangencial;

ω deslocamento na direção radial;
 N_x carga axial aplicada no cilindro;
 t espessura do tubo;
 r raio do tubo;
 E módulo de elasticidade do aço;

$$D = \frac{Et^3}{12(1-\mu^2)} \quad (10.12)$$

μ coeficiente de Poisson.

Para um determinado tubo cilíndrico o comportamento da flambagem varia com o comprimento do elemento. Por esta razão, a partir do ponto de vista de estabilidade estrutural, foi dividido nas seguintes três categorias de Gerard e Becker (Yu, 1924).

Tubos curtos $Z < 2,85$;

Tubos médios $2,85 < Z < 50$;

Tubos longos $Z > 50$.

Sendo Z dado por:

$$Z = \frac{L^2}{Rt} \sqrt{1 - \mu^2} \quad (10.13)$$

L comprimento do tubo;

R raio médio do tubo;

t espessura do tubo;

O raio médio é dado por:

$$\frac{\sqrt{D_0^2 - D_1^2}}{4} = \frac{R}{\sqrt{2}} \quad (10.14)$$

Com

D_0 diâmetro externo;

D_1 diâmetro interno.

Para a carga aplicada na barra de ½' linha L013, figura (10.7) têm os seguintes valores com relação à flambagem local.

$$\frac{\sqrt{12,70^2 - 11,70^2}}{4} = \frac{R}{\sqrt{2}}$$

$$R = 6,105 \text{ mm}$$

$$z = \frac{340^2}{6,105 \times 1} \sqrt{1 - 0,3^2}$$

$$Z = 18.063,12 > 50, \text{ tubo longo.}$$

Para tubo longo a carga crítica de flambagem local é dada por:

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{L^2} \quad (10.15)$$

Sendo I o momento de inércia da seção do tubo, dado por:

$$I = \pi R^3 t \quad (10.16)$$

$$I = \pi \times 6,105^3 \times 1 = 714,84 \text{ mm}^4$$

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 \times 186.200 \times 714,84}{340^2} = 11.363,82 \text{ N}$$

Força aplicada na barra mais solicitada 1.444,50 N

$$1.444,50 \text{ N} \leq 11.363,82 \text{ N} \text{ Ok!}$$

11. CONCLUSÕES

Conforme foi analisado, podemos ver que as barras mais solicitadas na estrutura da fuselagem da aeronave, tanto com relação à compressão como para tração pela flambagem global e local foram satisfeitas.

Pelos dados que possuímos vemos que a estrutura da fuselagem comporta a carga aplicada das asas à mesma.

As barras mais solicitadas a compressão na fuselagem suportam os esforços com folga, o que leva-nos a concluir que as dimensões destas barras podem ser diminuídas, diminuindo-se também o peso da aeronave.

Deve-se em trabalhos futuros verificar as concentrações de tensões nas convergências das barras comprimidas mais solicitadas através da discretização em Elementos Finitos a analisar os estados de deformação e tensões localizadas.

Deve-se também verificar a eficiência dos contraventamentos das asas, quando contra o impedimento ou diminuição dos deslocamentos das mesmas.

O aço inox se mostrou um material eficiente para os propósitos de uso em aeronaves de pequeno porte e o peso do aço não é um fator tão relevante que impeça a ascensão da aeronave. Podendo ser reduzido as barras de aço, aumentando assim as cargas a serem transportadas e conseqüentemente baixar o custo da aeronave e economia de combustível.

O estudo das forças de inércia considerados primordialmente em estruturas de aeronaves é um conceito fundamental e que se estende ao dimensionamento de muitas estruturas metálicas da prática, por exemplo no cálculo das estruturas de montanhas russa em que o G deve ser considerado igual a "4".

Concluimos que a norma americana é falha ou ausente relativamente à flambagem local de perfis tubulares de aço inox (ou esta informação não está explícita) ou está camuflada gerando indefinição quando a esta verificação. Deve-se recorrer à outras normas para definir esta verificação.

12. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- CANDIDO, L. C. *Corrosão sob tensão*. Trabalho interno do Grupo de Estudos sobre Fratura de Materiais – DEMET/EM/UFOP. Ouro Preto.
- CHAWLA, S. L.; GUPTA, R. K. *Materials selection for corrosion control*. Materials Park: ASM International, 1995.
- CHIAVERINI, V. Aços resistentes à corrosão. Aços e ferros fundidos. ABM. 19920, São Paulo.
- COLOMBIER, R.; HOCHMANN, J. *Propriedades generales de los aceros inoxidables y aceros refractarios*. Bilbao: Ediciones Urmo, 1968.
- EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY – Certification specifications for sailplanes and powered sailplanes – CS22.
- FRATI, S. *L'aliante, elementi di progetto dei moderni aerei leggeri, aerodinamica, disegno, calcolo statico, strutture*. Milano: U. Hoepli, 1946.
- GONÇALVES, E. H. M. *Projetando um ultraleve*. Apostila
- HOMA, J. M. (1992). *Aerodinâmica e Teoria do Voo*.
[HTTP://pt.wikipedia.org/wiki/Avi%C3%A3o](http://pt.wikipedia.org/wiki/Avi%C3%A3o) (página acessada dia 6 de abril 2009)
[HTTP://www.acs-solutions.com.br/products.htm](http://www.acs-solutions.com.br/products.htm) (página acessada dia 4 de abril 2009)
- ISCOLD, P. H. *Introdução às cargas nas aeronaves* – Apostila do Centro de Estudos Aeronáuticos. Belo Horizonte: CEA-UFMG, 2001.
- JONES, D. A. *Materials Selection and Design. Principles and Prevention of Corrosion*, Ed. Macmillan, New York, 1992.
- LUZ, E. C. *Estudo comparativo do comportamento dos aços inoxidáveis AISI 304 e AISI 439 sob oxidação a altas temperaturas*. Ouro Preto. Dissertação (Mestrado em Engenharia de Materiais) – UFOP, 2002.
- MACINTYRE, A. J. *Bombas e instalações de bombeamento*. Rio de Janeiro: Guanabara Dois, 1980.
- MARIANO, N. A. *Corrosão sob tensão de um aço inoxidável austenítico em soluções aquosas contendo cloretos*. São Paulo. Tese (Doutorado em Engenharia Metalúrgica) – USP, 1997.
- MEGSON, T. H. G. *Aircraft structures for engineering students*. 14.ed. New York: Elsevier, 2007.
- NASCIMENTO, M. P. *Retrabalhos em estruturas aeronáuticas soldadas – Aço ABNT 4130*. São Paulo. Tese (Doutorado em Engenharia de Materiais) – UNESP, 2004.

- PAULA, L. W. Suscetibilidade à corrosão sob tensão de aço inoxidável austenítico do tipo ABNT 304 em soluções aquosas, neutras e acidificadas, contendo cloretos. Dissertação de Mestrado – UFOP, 2000.
- PERRY, D. J.; AZAR, J. J. *Aircraftstructures*. 2.ed. New York: McGraw-Hill., US, 1982.
- REGULAMENTO BRASILEIRO DE HOMOLOGAÇÃO AERONAUTICA – RBHA – 037 – Procedimento para a construção de aeronaves por amadores.
- REGULAMENTO BRASILEIRO DE HOMOLOGAÇÃO AERONAUTICA – RBHA – 137 – Operações agrícolas.
- SAINTIVE, N. S. *Aerodinâmica de alta velocidade*. São Paulo: ASA, 1993.
- SANTOS, F. R. de S. *O uso do aço inox nas estruturas da fuselagem de aeronaves*. Ouro Preto. Dissertação (Mestrado em Engenharia Civil) – UFOP, 2009.
- SANTOS, R. L. *Aerodinâmica: a aplicação de um objeto técnico (um aeromodelo) como forma de desenvolvimento de um conteúdo*. Monografia de final de curso de Licenciatura em Física. FaE/UFMG, 2000.
- SCOTT, P.H. Teacher talk and meaning making in Science classrooms: A vygotskian analysis and review. *Studies in Science Education*, 32, p. 45-80.
- SPECIFICATION FOR THE DESIGN OF COLD-FORMED STAINLESS STEEL STRUCTURAL MEMBERS – American Society of Civil Engineers ASCE – Reston Virginia, ASCE (8-02), 2002.
- TIBON-CORNILLOT, M. (1994). D'une contribution biologique des techniques, in: *Alliage*, n°20-21, association ANAIS: Nice
- TRUMAN, J. E. *Stainless steels. Corrosion-metal/Environmental Reactions*. Shreir, L.L.; Jarman, R. A.; Burstein, G. T. Ed. Butterworth Heinemann, v.1, Oxford, 1994
- VENTURA, P. C. S. (2001). *La négociation entre les concepteurs, les objetset le public dans les musées techniques et les salons professionnels*. Tese de doutorado. Universidade de Bourgogne, Dijon. França.
- WEIL-BARAIS, A.; DUMAS-CARRE, A. *Tutelleetmédiationdansl'enseignement et laformation*. Rapport de fin de contrat, IUFM de l'Académie de Versailles et GDSEP7 – Université de Paris 7, ENS Cachan, LIREST. Association Tour 123: Paris, 1998.
- WILLIAMS, D.(1960). *An introduction to the theory of aircraft structures*. London: E. Arnold, c1960. 448p.
- YU, W. W. *Cold-formed steel design*.3.ed. New York: John Wiley & Sons, Inc., 1924.

13. ANEXOS

13.1. Tabelas Norma Americana

Tabela A

Limite de Escoamento (F_y, ksi(MPa))						
Types Stress	Tipos 201, 310, 304, 316					
	Annealed	1/16 Hard	1/4 Hard	1/2 Hard	3/4 Hard	Full Hard
Longitudinal tension	30 (206,9)	45# (310,3)	40* (275,8)	45	75 (517,1)	110 (758,5)
Transversetension	30	45#	40*	45	75	110
Transversecompression	30	45#	40*	45	90	120
Longitudinal compression	28 (193,1)	41# (282,7)	36* (248,2)	41	50 (344,8)	65 (448,2)

Tabela A2

Plasticity Reduction Factors for Lateral Bocking Strengths						
Types 201, 301, 304, 316						
E_1/E_0						
Stress ksi (MPa)	Longitudinal compression			Transverse compression		
	Annealed and 1/16 Hard	1/4 Hard	1/2 Hard	Annealed and 1/16 Hard	1/4 Hard	1/2 Hard
0	1	1	1	1	1	1
4 (27,6)	1	1	1	1	1	1
8 (55,2)	1	1	1	1	1	1
12 (82,7)	1	1	1	1	1	1
16 (110,4)	0,6	1	1	1	1	1
20 (137,9)	0,45	1	1	1	1	1
24 (165,5)	0,34	0,63	0,96	0,66	1	1
28 (193,1)	0,25	0,5	0,74	0,38	1	1
32 (220,6)	0,16	0,42	0,64	0,21	1	1
36 (248,2)	0,1	0,36	0,56	0,09	1	1
40 (275,8)	0,05	0,31	0,51	0,04	0,98	1
44 (303,4)	0,01	0,27	0,46	0,02	0,86	1
48 (331)		0,23	0,41		0,78	1
52 (358)		0,2	0,36		0,71	1
56 (386,1)		0,18	0,33		0,65	0,94
60 (413,7)		0,15	0,29		0,59	0,88
64 (441,3)		0,13	0,25		0,54	0,82
68 (468,9)		0,11	0,22		0,49	0,77
72 (496,4)		0,1	0,19		0,44	0,73
76 (524)			0,17		0,39	0,68
80 (551,6)			0,16		0,34	0,64
84 (579,2)			0,14		0,29	0,6
88 (606,8)			0,13		0,25	0,56
92 (620,6)			0,12		0,2	0,53
96 (661,9)			0,11		0,16	0,49
100 (689,5)			0,11		0,13	0,46
104 (717,1)					0,1	0,43
108 (744,7)					0,07	0,39
112 (772,2)						0,36
116 (799,8)						0,32
120 (824,4)						0,29
124 (855)						0,26
128 (882,6)						0,23
132 (910,1)						0,2
136 (937,7)						0,16
140 (965,3)						0,13
144 (992,9)						0,1

148 (1020,5)

0,07

Tabela A3			
Ratio of Effective Proportional Limit-to-Yield Strength			
Effective Proportional Limit/Yield Strength			
Type of Stress	Types 201, 301, 304, 316		
	Annealed and 1/16 Hard	1/4 Hard	1/2 Hard
Longitudinal tension	0,67	0,50	0,45
Transverse tension	0,57	0,55	0,60
Transverse compression	0,66	0,50	0,50
Longitudinal compression	0,46	0,50	0,49

13.2. Listagem de coordenadas lançadas no software ANSYS, para modelagem da estrutura da aeronave.

COORDENADAS FUSELAGEM SUPERIOR

NÓS	X	Y	Z
1	247,4874	0,0000	-247,4874
2	-247,4874	0,0000	247,4874
3	224,0764	0,0000	224,0764
4	749,5332	0,0000	197,9899
5	197,9899	0,0000	749,5332
6	1.071,2668	0,0000	555,0788
7	813,1728	0,0000	813,1728
8	555,0788	0,0000	1.071,2668
9	1.169,8896	0,0000	668,5881
10	668,5881	0,0000	1.169,8896
11	1.663,4167	0,0000	1.202,0815
12	1.202,0815	0,0000	1.633,4167
13	1.387,6971	0,0000	1.659,9332
14	1.659,9332	0,0000	1.387,6971
15	1.700,5918	0,0000	2.011,7188
16	2.011,7188	0,0000	1.700,5918
17	2.192,0310	0,0000	2.397,0920
18	2.397,0920	0,0000	2.192,0310
19	2.671,0959	0,0000	2.766,5553
20	2.766,5553	0,0000	2.671,0959
21	3.080,1571	0,0000	3.080,1571
22	1.798,1611	0,0000	1.419,1747
23	1.419,1747	0,0000	1.798,1611
24	1.856,1553	0,0000	1.856,1553
25	494,7637	0,0000	-28,0732
26	-38,0732	0,0000	494,7637

COORDENADAS FUSELAGEM INFERIOR

NÓS	X	Y	Z
27	247,4874	-465,0000	-247,4874
28	-247,4874	-465,0000	247,4874
29	548,0078	-488,1480	17,6777
30	17,6777	-488,1480	548,0078
31	437,5508	-510,6566	651,3936
32	651,3936	-510,6566	437,5508
33	292,3887	-510,6566	796,5558
34	721,2489	-510,6566	292,3887
35	388,9087	-517,7586	883,8835
36	721,2489	-524,7931	721,2489
37	883,8835	-517,7586	388,9087
38	720,1125	-542,7527	1.160,7915
39	790,9954	-542,7527	1.089,9087
40	1.089,9087	-542,7527	790,9954
41	1.160,7915	-542,7527	720,1125
42	820,2439	-548,9405	1.244,5079
43	1.244,5079	-548,9405	820,2439
44	1.148,4355	503,3813	1.510,2860
45	1.510,2860	503,3813	1.148,4355
46	1.531,3258	-451,4651	1.820,3603
47	1.820,3603	-451,4651	1.531,3258
48	2.015,7992	-385,7752	2.212,6456
49	2.212,6993	-385,7752	2.015,7992
50	2.476,8304	-323,2638	2.586,0542
51	2.586,0542	-323,2638	2.476,8304
52	2.859,7206	-271,3476	2.896,1286
53	2.896,1286	-271,3476	2.859,7206
54	3.051,1658	-246,4489	3.051,1658
55	2.814,0088	-358,6177	2.758,3163
56	2.758,3163	-358,6177	2.814,0088
57	2.962,8094	-382,3543	2.942,0604
58	2.942,0604	-382,3543	2.962,8094
59	3.033,8117	-393,9715	3.033,8117

COORDENADAS ASA SUPERIOR

NÓS	X	Y	Z	NÓS	X	Y	Z
60	2.987,7129	948,3726	-2.739,0153	97	-2.737,7372	948,3726	2.987,1213
61	3.146,2073	900,0000	-2.580,5208	98	-2.584,0564	900,0000	3.149,7429
62	3.542,1885	880,8243	-2.184,5396	99	-2.188,0751	880,9243	3.545,7241
63	3.773,0037	888,9785	-1.953,7244	100	-1.952,7426	888,9785	3.772,0218
64	3.836,2410	879,6028	-1.890,4871	101	-1.889,5015	879,6028	3.835,2554
65	3.344,1979	1.056,3119	-2.382,5302	102	-2.381,5746	1.056,3119	3.343,2412
66	2.580,7625	948,3726	-2.332,0649	103	2.331,7703	948,3726	2.581,0571
67	2.739,2569	900,0000	-1.749,3064	104	2.173,5704	900,0000	2.739,2569
68	3.135,2382	880,9243	-17.773,5892	105	-1.777,5892	880,9243	3.135,2382
69	3.366,0533	888,9785	-1.546,7740	106	-1.546,7740	888,9785	3.366,0533
70	3.429,2906	879,6028	-1.483,5367	107	-1.483,5367	879,6028	3.429,2906
71	2.937,2475	1.056,3119	-1.975,5798	108	-1.975,5798	1.056,3119	2.937,2475
72	2.156,4984	948,3726	-1.907,8008	109	-1.907,8008	948,3726	2.156,7421
73	2.314,9929	900,0000	-1.749,3064	110	-1.749,3064	900,0000	2.314,9929
74	2.710,9741	880,9243	-1.353,3251	111	-1.353,3251	880,9243	2.710,9741
75	2.942,0157	888,9785	-1.122,2835	112	-1.122,5100	888,9785	2.941,7892
76	3.005,0265	879,6028	-1.059,2727	113	-1.059,2727	879,6028	3.005,0265
77	2.512,9835	1.056,3119	-1.551,3157	114	-1.551,3157	1.056,3119	2.512,9835
78	1.732,2343	948,3726	-1.483,5367	115	-1.483,5367	948,3726	1.732,4272
79	1.890,7288	900,0000	-1.325,0423	116	-1.325,0423	900,0000	1.890,7288
80	2.286,7100	880,9243	-929,0611	117	-929,0611	880,9243	2.286,7100
81	2.518,0303	888,9785	-697,7407	118	-698,2459	888,9785	2.517,5252
82	2.580,7625	879,6028	-635,0086	119	-635,0086	879,6028	2.586,4197
83	2.088,7194	1.056,3119	1.127,0517	120	-1.127,0517	1.056,3119	2.088,7194
84	1.307,9703	948,3726	-1.059,2727	121	-1.059,1307	948,3726	1.308,1123
85	1.466,4647	900,0000	-900,7782	122	-900,7782	900,0000	1.466,4647
86	1.862,4459	880,9243	-504,7970	123	-504,7970	880,9243	1.862,4459
87	2.093,2611	888,9785	-273,9818	124	-273,9818	888,9785	2.093,2611
88	2.156,4984	879,6028	-210,7445	125	-210,7445	879,6028	2.156,4984
89	1.664,4929	1.056,3119	-702,7500	126	-702,7876	1.056,3119	1.664,4553
90	883,7062	948,3726	-635,0086	127	-634,9175	948,3726	883,7973
91	1.042,2006	900,0000	-476,5142	128	-476,5142	900,0000	1.042,2006
92	1.438,1819	880,9243	-80,5329	129	-80,5329	880,9243	1.438,1819
93	1.668,9970	888,9785	150,2822	130	150,2822	888,9785	1.668,9970
94	1.732,2343	879,6028	213,5195	131	213,5195	879,6028	1.732,2343
95	1.240,1913	1.056,3119	-278,5235	132	278,5235	1.056,3119	1.245,8065
96	1.514,9757	879,6028	430,7781	133	430,7781	879,6028	1.514,9757

COORDENADAS ASA INFERIOR

NÓS	X	Y	Z	NÓS	X	Y	Z
134	748,8337	-475,6093	81,5276	182	81,5276	-475,6093	748,8337
135	907,3296	-505,1774	240,0235	183	240,0235	-505,1774	907,3296
136	1.303,3094	-531,9269	636,0033	184	636,0033	-531,9269	1.303,3094
137	1.534,1245	-520,8397	866,8185	185	866,8185	-520,8397	1.534,1245
138	1.597,3618	-529,2079	930,0558	186	930,0558	-529,2079	1.597,3618
139	1.105,3188	-352,0804	438,0127	187	438,0127	-352,0804	1.105,3188
140	890,2551	-457,6093	-59,8937	188	-59,8937	-457,6093	890,2551
141	1.048,7510	-505,1774	98,6022	189	98,6022	-505,1774	1.048,7510
142	1.444,7308	-531,9269	494,5820	190	494,5820	-531,9269	1.444,7308
143	1.675,5459	-520,8397	725,3971	191	725,3971	-520,8397	1.675,5459
144	1.738,7832	-529,2079	296,5913	192	788,6344	-529,2079	1.738,7832
145	1.246,7401	-352,0804	-342,7364	193	296,5913	-352,0804	1.246,7401
146	1.173,0978	-457,6093	-342,7364	194	-342,7364	-457,6093	1.173,0978
147	1.331,5370	-505,1774	-184,2405	195	-184,2405	-505,1774	1.331,5937
148	1.727,5735	-531,9269	211,7392	196	211,7392	-531,9269	1.727,5735
149	1.958,3886	-520,8397	442,5544	197	442,5544	-520,8397	1.958,3886
150	2.021,6259	-529,2079	505,7917	198	505,7917	-529,2079	2.021,6259
151	1.529,5828	-352,0804	13,7486	199	13,7503	-352,0804	1.529,5845
152	1.597,3618	-457,6093	-767,0005	200	-767,0005	-457,6093	1.597,3618
153	1.755,8577	-505,1774	-608,5046	201	-608,5046	-505,1774	1.755,8577
154	2.151,8375	-531,9269	-212,5248	202	-212,5248	-531,9269	2.151,8375
155	2.382,6527	-520,8397	18,2903	203	18,2903	-520,8397	2.382,6527
156	2.445,8900	-529,2079	81,5276	204	81,5276	-529,2079	2.445,8900
157	2.241,4501	-352,0804	-410,5154	205	-410,5154	-352,0804	1.953,8469
158	2.021,6259	-457,6093	-1.191,2646	206	-1.191,2646	-457,6093	2.021,6259
159	2.180,1218	-505,1774	-1.032,7687	207	-1.032,7687	-505,1774	2.180,1218
160	2.576,1016	-531,9269	-636,7889	208	-547,1764	-531,9269	2.665,7141
161	-1.806,9168	-520,8397	-405,9737	209	-405,9737	-520,8397	2.806,9168
162	2.870,1541	-529,2079	-342,7364	210	-342,7364	-529,2079	2.870,1541
163	2.378,1110	-352,0804	-834,7795	211	-834,7779	-352,0804	2.378,1094
164	2.445,8900	-457,6093	-1.615,5286	212	-1.615,5286	-457,6093	2.445,8900
165	2.604,3859	-505,1774	-1.457,0328	213	-1.457,0328	-505,1774	2.604,3859
166	3.000,3657	-531,9269	-1.061,0530	214	-1.061,0530	-531,9269	3.000,3657
167	3.231,1808	-520,8397	-860,2378	215	-830,2378	-520,8397	3.231,1808
168	3.294,4181	-529,2079	-767,0005	216	-795,0000	-529,2079	3.294,4181
169	2.802,3751	-352,0804	-1.259,0436	217	-1.259,0436	-352,0804	2.802,3751

COORDENADAS ESTABILIZADOR HORIZONTAL

NÓS	X	Y	Z	NÓS	X	Y	Z
230	3.625,5978	0,0000	1.718,4644	252	2.055,0329	0,0000	2.512,4128
231	3.806,2144	0,0000	1.899,0809	253	2.028,7238	0,0000	2.599,4290
232	3.831,2495	0,0000	1.919,6259	254	2.630,7333	0,0000	3.074,5620
233	4.017,8065	0,0000	2.106,1830	255	2.931,6735	0,0000	3.564,8807
234	3.207,5279	0,0000	1.844,8667	256	1.976,1938	0,0000	2.773,1696
235	3.533,9783	0,0000	2.171,3171	257	2.454,1598	0,0000	3.251,1356
236	3.556,7693	0,0000	2.194,1071	258	2.476,9498	0,0000	3.273,9256
237	3.823,3165	0,0000	2.460,6553	259	2.825,9260	0,0000	3.622,9017
238	2.773,1696	0,0000	1.976,1938	260	1.844,8667	0,0000	3.207,5279
239	3.251,1356	0,0000	2.454,1598	261	2.171,3171	0,0000	3.533,9783
240	3.273,9256	0,0000	2.476,9498	262	2.194,1071	0,0000	3.556,7683
241	3.622,9017	0,0000	2.825,9260	263	2.460,6553	0,0000	3.823,3165
242	2.599,4290	0,0000	2.028,7238	264	1.718,4644	0,0000	3.625,5978
243	3.074,5620	0,0000	2.630,7333	265	1.899,0809	0,0000	3.806,2144
244	3.564,8807	0,0000	2.931,6735	266	1.919,6259	0,0000	3.831,2495
245	2.513,4128	0,0000	2.055,0329	267	2.106,1830	0,0000	4.017,8065
246	2.563,0739	0,0000	2.334,4129	268	2.148,1569	0,0000	2.419,2889
247	2.915,0022	0,0000	2.790,2932	269	2.617,4042	0,0000	2.781,5362
248	2.978,9078	0,0000	2.771,9677	270	2.419,2889	0,0000	2.148,1569
249	2.790,2932	0,0000	2.915,0022	271	2.781,5362	0,0000	2.617,4042
250	2.771,9677	0,0000	2.978,9078	251	2.334,4129	0,0000	2.563,0739

**COORDENADAS ESTABILIZADOR
VERTICAL**

NÓ	X	Y	Z
272	2.294,5615	0,0000	2.294,5615
273	2.482,0377	300,6890	2.482,0377
274	3.115,5291	300,6890	3.115,5291
275	2.762,6075	750,6890	2.762,6075
276	3.168,4655	750,6890	3.168,4655
277	3.178,5547	836,4550	3.178,5547
278	2.978,1422	919,7561	2.978,1422
279	2.890,6840	956,1080	2.890,6840
280	3.034,4052	1.186,6193	3.034,4052
281	3.064,6611	1.203,4492	3.064,6611
282	3.057,9359	-388,4200	3.057,9359
283	3.374,1943	-286,4104	3.374,1943
284	3.698,0578	-168,5372	3.698,0578
285	3.138,7614	298,6242	3.138,7614
286	3.637,6506	298,6242	3.637,6506
287	3.191,6962	748,6455	3.191,6962
288	3.571,6148	748,6455	3.571,6148
289	3.202,8503	843,4640	3.202,8503
290	3.000,3203	927,6453	3.000,3203
291	3.084,1888	1.201,5076	3.084,1888
292	3.244,9693	1.201,5076	3.244,9693
293	3.500,8280	1.201,5076	3.500,8280