

ESCOLA POLITÉCNICA DA UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

Walter
22/12/2005

PROJETO ESTRUTURAL DE UM VANT

Fabio Renato Zocal Mazza
Francisco José Balesterio Junior

Orientador: Walter Ponge-Ferreira

São Paulo
2005

ESCOLA POLITÉCNICA DA UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

PROJETO ESTRUTURAL DE UM VANT

Trabalho de conclusão de curso apresentado à
Escola Politécnica da Universidade de São
Paulo como exigência para obtenção do título de
Graduação em Engenharia.

PROCHA CATALOGARÍFICA

Fabio Renato Zocal Mazza
Francisco José Balestro Junior

Orientador: **Walter Ponge-Ferreira**

Área de concentração:
Engenharia Mecânica

São Paulo
2005

AGRADECIMENTOS

Aos amigos que nos acompanharam nessa longa jornada, especialmente aos que colaboraram na execução desse trabalho.

Aos nossos familiares e namoradas que nos apoiaram e deram suporte.

E aos professores que nos orientaram em nossa vida acadêmica, especialmente os que colaboraram com nosso desenvolvimento para elaboração desse projeto, Antonio Mariani, Alberto Hernandez e Walter Ponge.

RESUMO

O trabalho apresentado neste relatório teve como objetivo projetar e realizar as análises estruturais de um veículo aéreo não tripulado (VANT), denominado de Apoena. Esta aeronave será capaz de realizar missões de fotografia e filmagens aéreas, para utilização em monitoramento de plantações ou cabos de alta tensão, além de outras aplicações.

Esse estudo é parte de um projeto maior que envolve toda a concepção do VANT, em suas diferentes áreas, sendo realizado por um grupo de sete alunos da graduação.

A metodologia adotada foi a apresentada por RAYMER [13], e consiste em três etapas que se iniciam após a definição dos requisitos e missão, são elas: projeto conceitual, projeto preliminar e projeto de detalhes.

O projeto estrutural teve a participação de dois alunos de graduação em engenharia mecânica e desenvolveu as seguintes etapas do projeto estrutural: requisitos e missão; projeto conceitual; projeto preliminar.

Inicialmente, foram realizados os estudos de requisitos e análises de viabilidade baseadas em projetos existentes de VANTS, o que conduziu à opção pelo projeto estrutural específico para esta aplicação, ao invés da utilização de um aeromodelo convencional.

Em seguida foi desenvolvido um projeto conceitual estrutural da aeronave com base nas configurações observadas tanto em aviões tripulados como em aeromodelos. Também foram levados em consideração neste projeto conceitual todos os requisitos e missão da aeronave, bem como os parâmetros e interações estabelecidas com os trabalhos paralelos a este, desenvolvidos por AMIANTI [2], CEZE [5] e também por LORA e MAZZINI [10].

O projeto conceitual compreendeu a definição dos componentes estruturais das asas, fuselagem, sistema de aterrissagem e empenagens e definiu os materiais a serem utilizados em cada uma destas estruturas. Também posicionou os equipamentos de bordo de acordo com seus requisitos.

No projeto preliminar foi realizada uma análise detalhada com o objetivo de alocar os equipamentos de forma a minimizar a massa de balanceamento em várias

condições de quantidade de carga útil. Foi possível também determinar a massa total da aeronave em 32 kg, sendo que destes 8 kg são de peso estrutural, 14 kg de equipamentos, 4 kg de combustível e 6 kg de carga útil máxima.

No projeto preliminar também foi realizada à pesquisa de propriedades dos materiais. Pesquisou-se as propriedades de tensão de ruptura, módulo de elasticidade e coeficiente de Poisson para os materiais utilizados.

Por fim, no projeto preliminar realiza-se mais detalhadamente as estruturas da asa com base nos carregamentos determinados pelo regulamento FAR23C. As estruturas da asa foram analisadas através dos métodos analítico (implementado no programa Excel) e numérico (implementado através do programa ANSYS 8.0).

A análise da asa foi realizada com o objetivo de verificar se a estrutura proposta no projeto conceitual atende aos requisitos estabelecidos pelo regulamento, bem como de possibilitar o dimensionamento através do estudo de três dimensões diferentes de longarinas principais: 1" x 1", 1" x $\frac{1}{2}$ " e 1" x $\frac{1}{4}$ " (largura x altura), sendo escolhida por fim a longarina de dimensões 1" x $\frac{1}{2}$ ".

ABSTRACT

This project has the objective of design and analyzes the structures of an unmanned aerial vehicle (UAV), named Apoena. This aircraft will be able to perform aerial photography and films missions, it could be applied in agricultural or high tension cables monitoring, besides others.

This currently study is part of a bigger project that involves the whole conception of the UAV in its different areas, being developed by a group of seven graduation students.

The methodology used is presented by RAYMER [13], and consists of three stages that start just after the definition of the requirements and mission, they are conceptual design, preliminary design and detail design.

The project was developed by two mechanical engineering students and performed the following stages of the structural project: requirements and mission definition, conceptual design and preliminary design.

Initially, a viability analysis were made based on existing UAVs projects, that verified the need of a specific structural design for this application, instead of the use of a conventional model airplanes.

Then, a conceptual design of the aircraft was developed, according to the observed configurations not only in manned aircraft but also in model airplanes. All the requirements and the aircraft's mission were also observed, as well as the established interactions with the papers related to this presented by AMIANTI [2], CEZE [5] and also by LORA and MAZZINI [10].

The conceptual design comprehended the structural components definition of the wings, fuselage, landing systems and empennage and defined the materials to be used in each of these structures. Also, it located the onboard equipments according to their requirements.

In the preliminary project, a detailed analysis was developed with the intent to locate the onboard equipment in order to minimize the balancing mass required in many payload conditions. Also, it was possible to determine the aircraft's total weigh, which was 32 kg, being: 8 kg of structural weigh, 14 kg of equipment, 4 kg of fuel and 6 kg of maximum payload.

The preliminary design also developed the research of the materials properties. The properties researched were the rupture tension, Young's Modulus and Poisson coefficient for the materials to be used.

Finally, the preliminary design realized more detailed analysis of the wing's structures, based on the loadings determined by FAR23C regulation. These structures were analyzed by analytical methods (implemented with Excel software) and numerical (implemented with ANSYS 8.0 software).

The analysis were developed aiming to verify if the structure proposed in the conceptual design was capable of attending the requirements established by the regulations. It also made possible to choose the better situation by analyzing three different main spars, with dimensions of: 1"x1", 1"x 1/2" and 1"x 1/4" (width x height). The spars' dimensions chosen were 1"x 1/2".

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	1
1.1	Apresentação do projeto	1
1.2	Parâmetros gerais do projeto.....	2
1.2.1	Velocidades.....	2
1.2.2	Pesos e carga.....	2
1.2.3	Outros parâmetros.....	2
2	REVISÃO DA LITERATURA	3
2.1	Análise de viabilidade técnica	3
2.1.1	Universidade de Michigan.....	3
2.1.2	Australian Bureau of Meteorology	4
2.1.3	Universidade de Sydney	5
2.1.4	AGplane	6
2.1.5	Projeto VANT - CTA.....	7
2.1.6	Conclusões da análise de viabilidade.....	8
2.2	Metodologia do projeto.....	9
2.3	Descrição dos equipamentos de bordo.....	11
2.4	Seleção das configurações estruturais.....	14
2.5	Carregamentos	14
2.6	Seleção de materiais.....	15
3	MATERIAIS E MÉTODOS	18
3.1	Projeto conceitual.....	18
3.1.1	Configuração inicial da fuselagem.....	18
3.1.2	Configuração inicial da asa.....	25
3.1.3	Configuração inicial e localização do sistema de aterrissagem	28
3.1.4	Configuração inicial das empennagens.....	29
3.2	Projeto Preliminar	30
3.2.1	Alteração da configuração do sistema de aterrissagem	30
3.2.2	Estimativa de peso e posicionamento longitudinal do C.G.	32
3.2.3	Cálculo dos carregamentos	38
3.2.4	Limites de manobras	49

3.2.5	Propriedades dos materiais	50
3.2.6	Diagramas dos esforços atuantes na asa	51
3.2.7	Análise estrutural da asa através do método analítico	56
3.2.8	Simulação da estrutura da asa em elementos finitos.....	64
3.2.9	Dimensionamento da longarina	70
4	RESULTADOS E CONCLUSÕES.....	75
5	CONSIDERAÇÕES FINAIS	78
	ANEXO A – ESTRUTURAS ENCONTRADAS EM PLANTAS	79
	ANEXO B – DIAGRAMAS DOS CARREGAMENTOS NA ASA	82
	ANEXO C – TENSÕES NAS ESTRUTURAS DA ASA.....	97
C.1.	Longarina principal com dimensões de 1”x 1”	97
C.2.	Longarina principal com dimensões de 1”x ½”	104
C.3.	Longarina principal com dimensões de 1”x ¼”	111
	ANEXO D – RESULTADOS DA ANÁLISE EM ELEMENTOS FINITOS.....	118
6	LISTAS DE REFERÊNCIAS.....	122
	APÊNDICE A – RBHA 100	
	APÊNDICE B – RBHA 23	

LISTA DE FIGURAS

Figura 2-1 - Foto do VANT da Universidade de Michigan.....	4
Figura 2-2 - Foto do projeto Aerosonde	4
Figura 2-3 - Foto do Projeto Brumby em vôo.....	6
Figura 2-4 - Foto do Projeto Brumby	6
Figura 2-5 - Foto do AGplane.....	7
Figura 2-6 - Detalhe do motor do AGplane	7
Figura 2-7 - Foto de uma lavoura de soja em MT, obtida com o uso do AGplane	7
Figura 2-8 - Aeronave Acauã – ITA	8
Figura 2-9 - Foto da aeronave Acauã.....	8
Figura 2-10 - Equipamentos de bordo	11
Figura 2-11 - Gráfico de seleção de materiais para a longarina da asa.....	17
Figura 3-1 - Seção transversal do Airbus A380.....	19
Figura 3-2 - Estrutura da parte interior do aeromodelo Extra 330-S 40%.....	20
Figura 3-3 - Estrutura de cauda treliçada no Extra 330-S 40%	21
Figura 3-4 - Vista isométrica da fuselagem	22
Figura 3-5 - Vista superior da fuselagem.....	22
Figura 3-6 - Vista lateral da fuselagem.....	22
Figura 3-7 - Instalação do PC104	23
Figura 3-8 - Montagem superior do PC 104	23
Figura 3-9 -Vista inferior - Instalação das câmeras permite visada.....	23
Figura 3-10 - Instalação de GPS, UMI, modem e transmissor de vídeo	24
Figura 3-11 - Montagem do tanque de combustível	24
Figura 3-12 - Estrutura para transmissão de esforços localizados.....	25
Figura 3-13 - Contorno do perfil SD7062.....	25
Figura 3-14 - Detalhe das nervuras e longarinas do Airbus A380.....	26
Figura 3-15 - Esquema da estrutura da asa do Airbus	26
Figura 3-16 - Projeto conceitual das estruturas internas da asa	27
Figura 3-17 - Esquema do sistema de aterrissagem triciclo	28
Figura 3-18 - Detalhe da configuração do sistema de aterrissagem	28
Figura 3-19 - Esquema de uma cauda convencional	29
Figura 3-20 - Contorno do perfil E168	29

Figura 3-21 - Esquema do sistema de aterrissagem convencional	30
Figura 3-22 - Aeronave com sistema de aterrissagem convencional.....	31
Figura 3-23 - Envelope de vôo para flapes não acionados	42
Figura 3-24 - Envelope de vôo para flapes acionados	42
Figura 3-25 - Carregamentos do Apoena em vôo nivelado	44
Figura 3-26 - Condições de pouso básicas.....	46
Figura 3-27 - Cargas e aceleração numa aeronave durante o "pull-out"	49
Figura 3-28 - Cargas e aceleração numa aeronave durante o "banked-turn".....	50
Figura 3-29 - Cálculo das forças normal e na direção da corda.....	52
Figura 3-30 - Método de Schrenk para distribuição de carregamentos	53
Figura 3-31 - Distribuição de carregamentos para diversos valores de afilamento ...	54
Figura 3-32 - Sistema de coordenadas.....	54
Figura 3-33 - Caso especial de carregamento na asa	56
Figura 3-34 - Sistema de coordenadas de referência	57
Figura 3-35 - Momento de inércia I_{xx} ao longo da envergadura (longarina 1" x 1")	59
Figura 3-36 - Momento de inércia I_{zz} ao longo da envergadura (longarina 1" x 1")	59
Figura 3-37 - Produto de inércia I_{xz} ao longo da envergadura (longarina 1" x 1")...	59
Figura 3-38 - Área limitada pela linha central da seção transversal	60
Figura 3-39 - Distribuição do fluxo de cisalhamento na seção.....	61
Figura 3-40 - Círculo de Mohr.....	62
Figura 3-41 - Critério de Coulomb	64
Figura 3-42 - Modelo geométrico de linhas no programa de CAD	65
Figura 3-43 - Modelo geométrico de linhas no programa ANSYS	65
Figura 3-44 - Malha das longarinas, nervuras e alma das longarinas principais	67
Figura 3-45 - Vistas da malha da asa	68
Figura 3-46 - Vista frontal das condições de contorno	69
Figura 3-47 - Vista isométrica das condições de contorno	69
Figura 3-48 - Cortante na direção do eixo Z	70
Figura 3-49 - Momento fletor no eixo X	70
Figura 3-50 - Margem de segurança ao longo da envergadura (longarina 1" x 1") ..	71
Figura 3-51 - Margem de segurança ao longo da envergadura (longarina 1" x $\frac{1}{2}$ "))	71
Figura 3-52 - Margem de segurança ao longo da envergadura (longarina 1" x $\frac{1}{4}$ "))	71

Figura 3-53 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura.....	72
Figura 3-54 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura	73
Figura 3-55 - Tensões máximas na asa.....	73
Figura 3-56 - Tensões mínimas na asa.....	74

LISTA DE TABELAS

Tabela 2-1 - Características dos equipamentos.....	13
Tabela 2-2 - Necessidades especiais dos equipamentos	13
Tabela 2-3 - Classes de carregamentos.....	14
Tabela 2-4 - Seleção dos materiais para as diversas estruturas	16
Tabela 3-1 - Parâmetros geométricos da asa.....	25
Tabela 3-2 - Equipamentos a serem instalados na asa e suas localizações.....	27
Tabela 3-3 - Características das empenagens	29
Tabela 3-4 - Motorização, combustível e energia elétrica.....	33
Tabela 3-5 - Aviônica e geração e transmissão de imagem.....	33
Tabela 3-6 - Carga útil.....	33
Tabela 3-7 - Sensores e sistema de controle	34
Tabela 3-8 - Sistema de aterrissagem	34
Tabela 3-9 - Estruturas das empenagens.....	34
Tabela 3-10 - Estruturas da asa.....	35
Tabela 3-11 - Estruturas da fuselagem.....	36
Tabela 3-12 - Miscelâneas	36
Tabela 3-13 - Total de cargas e massa de balanceamento	37
Tabela 3-14 - Casos a serem analisados no envelope de voo (flapes não acionados).....	43
Tabela 3-15 - Casos a serem analisados no envelope de voo (flapes acionados).....	43
Tabela 3-16 - Cálculo do carregamento no pouso	45
Tabela 3-17 - Propriedades dos materiais utilizados	51
Tabela 3-18 - Elementos utilizados.....	66
Tabela 3-19 - Constantes das vigas.....	66
Tabela 3-20 - Constantes das chapas	66
Tabela 3-21 - Propriedades dos materiais	67

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CAD	-	Computer Aided Design
CG	-	Centro de Gravidade
CTA	-	Centro Técnico Aeroespacial
DAC	-	Departamento De Aviação Civil
DGPS	-	Diferencial Global Positioning Systems
FAR	-	Federal Aviation Regulation
FS	-	Fator de Segurança
GPS	-	Global Positioning Systems
IGES	-	Initial Graphics Exchange Specification
RBHA	-	Regulamentos Brasileiros de Homologação Aeronáutica
ST	-	Seção Transversal
UAV	-	Unmanned Aerial Vehicles
UMI	-	Unidade de Medição Inercial
VANT	-	Veículo Aéreo Não Tripulado

1 INTRODUÇÃO

1.1 Apresentação do projeto

O objetivo deste trabalho de conclusão de curso foi projetar as estruturas de um VANT (Veículo Aéreo Não Tripulado) pilotado remotamente. Esse deverá ser capaz de realizar missões de fotografia e filmagens aéreas, para utilização em monitoramento de plantações ou cabos de alta tensão, além de outras aplicações.

O projeto estrutural tem a participação de dois alunos de graduação em engenharia mecânica e desenvolveu as etapas de projeto estrutural abaixo relacionadas:

- requisitos e missão;
- projeto conceitual;
- projeto preliminar;

Esse estudo foi parte de um projeto maior que envolve toda a concepção do VANT, em suas diferentes áreas: estabilidade, desempenho, estruturas, aerodinâmica, controle, transmissão de vídeo e telemetria; realizado por um grupo de sete alunos da graduação.

A respeito dos VANTs, muitos setores da economia mundial têm demonstrado grande interesse nesse novo mercado devido a sua grande versatilidade, podendo ter aplicações militares e civis. Em aplicações civis, a atual tecnologia pode ser aplicada para monitoramento de costas e fronteiras, monitoramento preditivo, fotografia aérea entre outras.

Quanto ao nome da aeronave, Apoena é uma palavra em Tupi-guarani, que significa “aquele que enxerga longe”. Esse nome exibe as funções desejadas do avião, que é monitorar grandes distâncias através de câmeras, pilotada remotamente. A opção de nome numa língua indígena tem por finalidade mostrar que se trata de um projeto de aeronave legitimamente brasileiro.

1.2 Parâmetros gerais do projeto

A seguir são apresentadas as características gerais mais importantes a partir das quais o Apoena foi projetado. Estes parâmetros foram definidos baseados na missão a ser realizada pela aeronave.

1.2.1 Velocidades

- velocidade de cruzeiro: 32 m/s;
- velocidade de mergulho: 48 m/s;
- velocidade de estol: 17 m/s;
- velocidade máxima do vento: 8 m/s.

1.2.2 Pesos e carga

- peso vazio:
 - peso de combustível: 4 kg;
 - peso de equipamentos: 14 kg;
 - peso estrutural: 8 kg;
- carga útil: 6 kg;
- peso total: 32 kg.

1.2.3 Outros parâmetros

- envergadura: 2,5 m.
- raio de vôo: 32 km;
- tempo de vôo: 4 horas.

2 REVISÃO DA LITERATURA

Como não existem literaturas específicas para o projeto de estruturas de aeromodelos, esse estudo foi focalizado em projetos de VANTS já existentes e em plantas de aeromodelos tradicionais, encontradas na Internet.

A concepção do projeto foi executada como se fosse de um avião comercial, utilizando métodos e teorias deste. Em alguns casos, onde elas se mostravam muito conservadoras ou exageradas, foram propostas alterações que utilizavam o bom senso e mantinham correlação com a metodologia adotada. Todas esses métodos são descritos no decorrer desse trabalho, de acordo com a necessidade dessas teorias.

2.1 Análise de viabilidade técnica

A análise de viabilidade técnica focou o estudo de projetos de cunho civil desenvolvidos por outras universidades e empresas com características semelhantes à deste projeto.

Os dados de projetos internacionais foram fornecidos pelo ministério de defesa norte-americano, em um documento chamado UAV ROADMAP [17], e dados complementares podem ser encontradas UAV FORUM [16].

2.1.1 Universidade de Michigan

A Universidade de Michigan, através do departamento de Engenharia Aeroespacial mantém um programa de VANT com o objetivo de criar uma bancada de testes para pesquisa e demonstração de sistemas VANT autônomos de baixo custo.

O VANT selecionado para o projeto foi um avião com um sistema que pode operar em três modos: o primeiro modo ele é pilotado remotamente, atuando os sistemas de detecção, isolamento de falhas; no segundo o voo é assistido por computador e os controles de superfície são misturados; o voo é completamente autônomo, atuando os sistemas de recuperação de falhas e planejamento de missão automática e trajetória.

A aeronave utiliza tecnologia radio-controlada padrão, com carga útil de 7,5 kg. O avião está equipado com um motor de dois cilindros e 4,75 HP de potência

pesando 27 kg e envergadura de 3,3 m. Na Figura 2-1, temos uma foto desse protótipo.



Figura 2-1 - Foto do VANT da Universidade de Michigan

2.1.2 Australian Bureau of Meteorology

O projeto Aerosonde foi desenvolvido em parceria com o Environment System and Services, em Melbourne, e o Australian Bureau of Meteorology. O objetivo deste projeto está centrado na construção de um avião robô, para monitoração ambiental de longo alcance. Ele pode ser adaptado para outras aplicações que exigem pequena carga útil, como por exemplo, para estudos geomagnéticos. O seu desenvolvimento foi centrado no reconhecimento meteorológico e ambiental do oceano investigando furacões e tempestades.

Recentemente essa aeronave entrou para a história quando cruzou o oceano atlântico da Austrália para os Estados Unidos, passando por furacões, sem qualquer intervenção humana. Na Figura 2-2 podemos visualizar uma imagem desse avião.

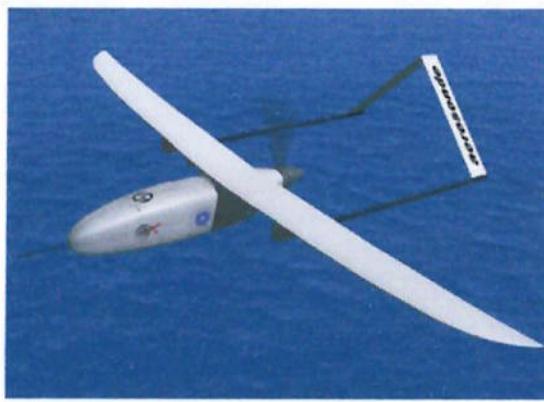


Figura 2-2 - Foto do projeto Aerosonde

O projeto Aerosonde foi dividido em duas fases. A primeira, operacional, mostrou a viabilidade do projeto e as adaptações necessárias para a fase dois, que possibilita vôos de longa duração e altitudes. A aeronave da primeira fase pesa 15 kg

e possui uma configuração alar com 3 m de envergadura. O motor utilizado é de 20 cm³, proporcionando uma velocidade de 20 a 30m/s. A aeronave possui um alcance superior a 3000 km e pode ficar voando por mais de 30 horas a 5300 m de altura. Sua carga útil é de até 2 kg, já na fase II a aeronave apresenta as seguintes especificações:

- carga útil de 5 kg;
- altitude de vôo de 13000 m;
- duração do vôo de 3 a 5 dias;
- motor de 20 a 40 cm³;
- alcance de 7000 km.

O Aerosonde é completamente autônomo. É capaz de decolar e pousar, sem qualquer interferência humana. Para a navegação, é utilizado um receptor DGPS. Existe um mecanismo para sobrepor os comandos gerados pelo computador de bordo, caso seja necessária a intervenção humana.

2.1.3 Universidade de Sydney

O projeto Brumby foi desenvolvido pela Universidade de Sydney na Austrália. O objetivo inicial era o de fornecer uma plataforma de pesquisa para várias atividades, tais como:

- pesquisa de aerodinâmica em túnel de vento;
- modelagem do desempenho de motor/hélice e características da estabilidade da aeronave;
- simulação para validação dos sistemas de controle de vôo;
- otimização de trajetórias;
- utilização do receptor DGPS para determinar a altitude da aeronave;
- decolagem autônoma e recuperação do VANT.

A aeronave escolhida para o projeto foi um avião com asas em delta mostrado nas Figura 2-3 e Figura 2-4. Este modelo foi construído no Departamento de Engenharia Aeronáutica e possui uma construção modular simples, de baixo custo e de fácil manutenção. O avião foi projetado com uma configuração alar de 2,58 m de envergadura, comprimento da fuselagem de 1,97 m e peso de 17 kg. Seus

equipamentos para voo autônomo pesam 2 kg. O motor utilizado é a gasolina, marca Zenoah com 74 cm³ e 7 HP de potencia.

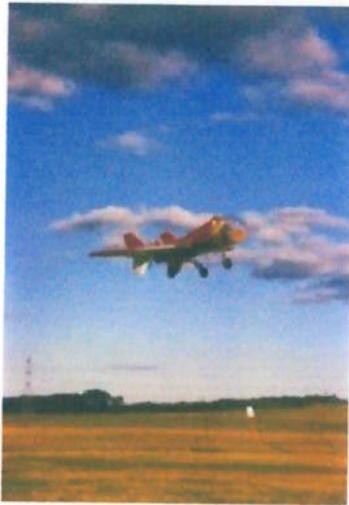


Figura 2-3 - Foto do Projeto Brumby em voo



Figura 2-4 - Foto do Projeto Brumby

Este avião é capaz de voar à velocidade de 51 m/s, com duração do voo entre trinta e sessenta minutos. Sua carga útil é de 6 kg, quando pilotado remotamente, ou 4 kg quanto pilotado automaticamente. Esta aeronave está equipada com baterias de 200W para a alimentação da eletrônica de bordo. Os sensores que equipam a aeronave para manter a sua estabilidade são:

- um conjunto de três giroscópios e três acelerômetros;
- uma sonda de ângulo de ataque, ângulo de “sideslip” e velocidade do ar;
- sensor de atitude;
- receptor DGPS para determinar a velocidade, posição e atitude.

2.1.4 AGplane

Segundo a página da empresa AGX Tecnologia [1], o AGplane é um produto que foi desenvolvido numa parceria entre a USP-São Carlos, Embrapa e Fazenda Campo Bom. Consiste num aeromodelo pilotado remotamente. Suas principais aplicações são:

- agricultura de precisão;
- monitoramento aéreo rural e urbano;
- fiscalização ambiental;
- mapeamento de recursos hídricos, geológicos e ecológicos.

Sua missão é capturar fotografias aéreas ou imagens de vídeo georeferenciadas. O sistema é composto por uma estação de base e por uma aeronave. A partir da estação de base, pilota-se a aeronave remotamente, contando com o auxílio dos dados de instrumentação e das imagens transmitidas pela própria aeronave.

Nas Figura 2-5, Figura 2-6 e Figura 2-7, é apresentado esse avião, primeiramente ele completo, depois o detalhe do motor e uma imagem aérea fotografada pelo avião.



Figura 2-5 - Foto do AGplane



Figura 2-6 - Detalhe do motor do AGplane

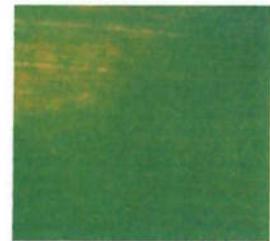


Figura 2-7 - Foto de uma lavoura de soja em MT, obtida com o uso do AGplane

Características técnicas:

- alcance: até 20 km, dependendo do sistema de comunicação utilizado;
- autonomia de vôo: até 6 horas;
- envergadura da aeronave: 3 m;
- comprimento da aeronave: 2,2 m;
- velocidade de cruzeiro 100 km/h;
- velocidade de estol: 40 km/h;
- velocidade máxima: 150 km/h;
- peso: 8,5 kg;
- carga útil: 7,5 kg.

2.1.5 Projeto VANT - CTA

De acordo com notícias publicadas em diversos jornais [15], o Centro Técnico Aeroespacial (CTA) está à frente do desenvolvimento de um VANT para ser empregado em missões civis e militares de reconhecimento aéreo, monitoramento de recursos naturais, redes elétricas e de dutos de petróleo.

O projeto já foi incluído nas diretrizes políticas do Ministério da Defesa e conta com o suporte financeiro da Financiadora de Estudos e Projetos (Finep).

A Avibrás Aeroespacial foi selecionada como parceira industrial do projeto VANT, tendo em vista a experiência adquirida pela empresa com o desenvolvimento do veículo americano Scorpion, sob o qual possui os direitos de fabricação.

O CTA coordena o projeto, através do IAE, que já acumula experiência na área de VANT, com o desenvolvimento do veículo Acauã, na década de 80. Na fase atual está previsto o reaproveitamento da Acauã como plataforma, mas seus sistemas eletrônicos serão melhorados e o motor substituído por um mais potente. Na Figura 2-8 ela está apresentada, com alguns dados, seguida por uma foto na Figura 2-9.

Previsto para ser concluído em três anos, a novo projeto de VANT, a cargo do CTA, dará ênfase ao desenvolvimento de sistemas de navegação e controle, permitindo a sua utilização em diferentes plataformas.

COMAER
CTA - Projeto Acauã
1º voo no CTA (Dez 1985)



Envergadura 5,1 m
Peso máx. 120 kgf
Carga útil 14 kgf



Figura 2-8 - Aeronave Acauã – ITA

Figura 2-9 - Foto da aeronave Acauã

2.1.6 Conclusões da análise de viabilidade

Todos esses projetos ilustrados nos tópicos anteriores demonstram a necessidade de um projeto estrutural na concepção de um VANT, pois este possui características especiais, dificultando a utilização de um aeromodelo convencional para tal finalidade.

Podemos citar como principais problemas para a utilização de aeromodelos os seguintes fatos:

- elevado peso e volume de equipamentos internos;
- missão específica;
- tempo de vôo prolongado;
- pistas irregulares para decolagem e pouso;
- requisitos de segurança superiores;
- futura necessidade de regulamentação para sobrevôo em áreas habitadas.

Além disso, o estudo de viabilidade também serviu como base para o início da concepção de uma nova aeronave, conforme descrito no tópico de seleção de estruturas.

2.2 Metodologia do projeto

A metodologia adotada é apresentada por RAYMER [13]. De acordo com este autor, o projeto de uma aeronave é iterativo e consta de três etapas: projeto conceitual, projeto preliminar e projeto de detalhes.

É no projeto conceitual onde as questões básicas sobre configuração, tamanho, peso e desempenho são respondidas. Inicia-se o projeto conceitual definindo:

- 1) missão da aeronave a ser projetada;
- 2) requisitos desejados e absolutos.

Logo após são pré-definidas, a partir de fatos históricos, e estimativas, a configuração alar, as configurações da cauda e da fuselagem. A geometria da aeronave também é pré-dimensionada, assim como os sistemas de propulsão e aterrissagem além de parâmetros como as razões T/W (tração sobre peso) e W/S (carregamento alar).

Pode-se dizer que o projeto preliminar começa quando todas as grandes mudanças acabarem, porém ainda poderão ocorrer pequenas mudanças nas configurações, que devem cessar em pouco tempo.

Durante essa fase são realizados estudos mais aprofundados em todas as áreas de projeto (estrutural, aerodinâmica, estabilidade e controle, desempenho), através de cálculos, simulações, análises e testes. Estes estudos são conduzidos paralelamente e

de forma inter-relacionada e mais precisa do que os realizados na fase de projeto conceitual.

O final da etapa de projeto preliminar acontece quando se inicia o projeto de detalhes, que tratará especificamente de aspectos ligados diretamente à construção da aeronave.

Um dos grandes temas de discussões atuais é a regulamentação de VANTs, uma vez que não existe uma definição de requisitos, tanto no aspecto que envolve as estruturas como também aspectos relacionados a aviônica e controle do espaço aéreo. Desta forma, não existe na maioria dos países regulamentos aeronáuticos que possibilitem a homologação destas aeronaves para vôo em espaço aéreo não restrito.

Várias iniciativas estão sendo tomadas mundialmente com o intuito de superar este problema. Uma das mais avançadas delas ocorre na África do Sul, onde já é possível regulamentar um VANT para vôo em espaço aéreo sobre áreas povoadas.

Por isso, outro aspecto importante na metodologia adotada foi que para facilitar uma futura homologação da aeronave, optou-se por atender aos requisitos mais importantes do regulamento FAR23, principalmente aqueles mais condizentes com o projeto de um VANT.

Entretanto, foi necessário adaptar alguns dos requisitos, para melhor atender as necessidades da aeronave Apoena. As discrepâncias em relação ao regulamento são devidamente esclarecidas no decorrer do trabalho.

Finalmente, essa preocupação em atender o regulamento aeronáuticos justifica-se, pois o DAC [6], como pode ser visto na seção 100.33 do RBHA 100, contido no Apêndice A, exige que o VANT atenda aos mesmos princípios de segurança de uma aeronave tripulada de classe ou categoria equivalente. Que no caso desse projeto é representada pelo FAR 23 C, categoria normal, de acordo com o RBHA 23, incluído no Apêndice B, e que remete ao regulamento norte americano FAR 23.

2.3 Descrição dos equipamentos de bordo

O desenvolvimento estrutural e aerodinâmico desta aeronave está ligado fortemente com a determinação dos equipamentos de bordo no que diz respeito a:

- dimensões;
- cargas;
- manipulação;
- conexão de cabos;
- proteção contra danos em caso de queda;
- linha visual livre (câmeras);
- proteção contra interferência eletro-magnética;
- posicionamento de CG.

Os equipamentos embarcados para o desenvolvimento da missão foram alvo de estudo por AMIANTI (2005) [2]. Este estudo foi considerado para o projeto estrutural aqui realizado.

Na Figura 2-10 são apresentados os equipamentos que serão instalados no VANT, sendo em seguida apresentada nas Tabela 2-1 e Tabela 2-2, as informações relevantes em termos estruturais dos equipamentos de bordo.

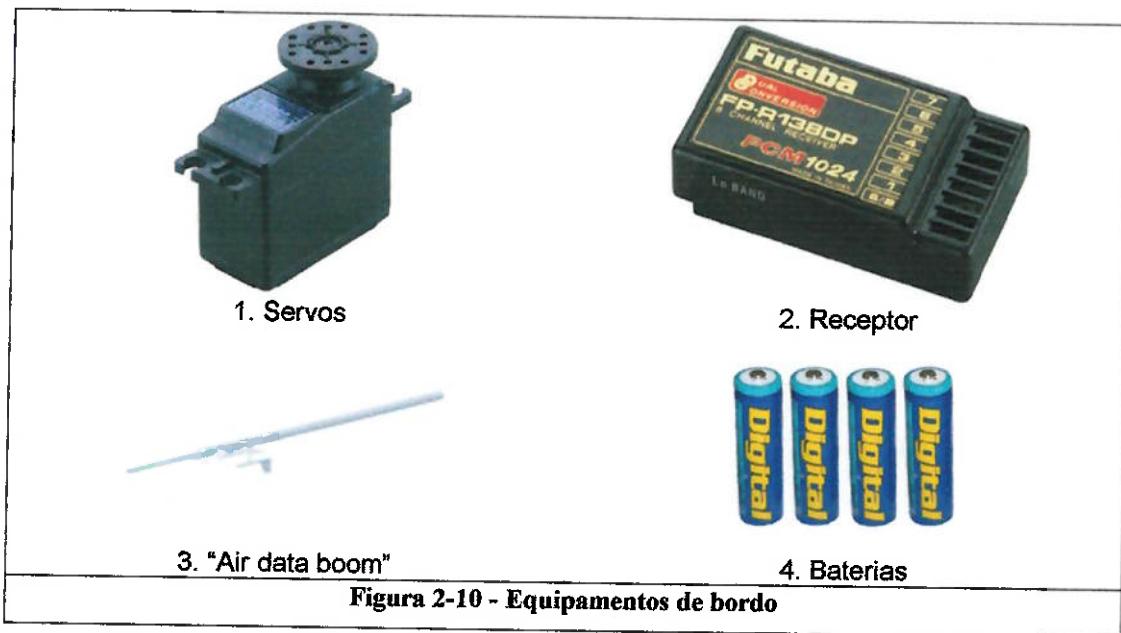




Figura 2-10 - Equipamentos de bordo (continuação)

Tabela 2-1 - Características dos equipamentos

Equipamento	Quantidade	Dimensões (mm)			Peso unitário (g)
		Comp.	Largura	Altura	
1. Servos	12	41	20	36	47
2. Receptor	1	64	35	22	50
3. "Air data boom"	1	710	d16	d16	200
4. Baterias	10	50	d15	d15	30
5. Gerador AC	1	40	d120	d120	2100
6. Câmeras para vôo visual	4	50	50	20	90
7. Microcomputador PC104	1	168	152	174	3300
8. Unidade de medição inercial	1	152	127	101	1450
9. Sistema de posicionamento GPS	1	240	130	60	1200
10. "Modem data link"	1	60	36	5	18
11. Transmissor de vídeo	1	127	102	26	-
12. Câmera digital 7.0 MegaPixels	1	105	50	100	500
13. Câmera Infravermelha – FLIR	1	157	75	80	800
14. Sistema de proteção por pára-quedas	1	200	200	50	-
15. Antena do GPS	1	d180	d180	96	450
16. Bússola magnética	1	64	51	32	45

Tabela 2-2 - Necessidades especiais dos equipamentos

Equipamento	Perdas por dano	Risco de interferência eletromagnética	Necessidade de acesso / manipulação
1. Servos	Baixa	Baixa	Média
2. Receptor	Baixa	Baixa	Baixa
3. "Air data boom"	Média	Baixa	Baixa
4. Baterias	Baixa	Baixa	Baixa
5. Gerador AC	Baixa	Baixa	Baixa
6. Câmeras para vôo visual	Baixa	Baixa	Baixa
7. Microcomputador PC104	Alta	Baixa	Baixa
8. Unidade de medição inercial	Alta	Baixa	Alta
9. Sistema de posicionamento GPS	Alta	Baixa	Baixa
10. "Modem data link"	Média	Alta	Baixa
11. Transmissor de vídeo	Média	Alta	Baixa
12. Câmera digital 7.0 MegaPixels	Média	Baixa	Alta
13. Câmera Infravermelha – FLIR	Alta	Baixa	Alta
14. Sistema de proteção por pára-quedas	Baixa	Baixa	Alta
15. Antena do GPS	Alta	Alta	Baixa
16. Bússola magnética	Média	Alta	Baixa

2.4 Seleção das configurações estruturais

Não há referências que mostrem possibilidades de configuração estrutural especificamente relacionadas a VANTs com características de missão parecidas com as deste projeto. Os estudos para a seleção das configurações estruturais foram realizados através da procura de plantas de aeromodelos comuns, disponíveis na Internet, principalmente na página alemã CORSAIR, [7].

Além disso, também foram analisadas as estruturas de aviões tripulados, e formas de adaptar tais estruturas ao projeto em desenvolvimento.

Utilizando esse raciocínio, foi possível obter informações suficientes para servir de base para o desenvolvimento do projeto conceitual.

2.5 Carregamentos

A determinação dos carregamentos que atuam nas estruturas de uma aeronave deve ser realizada considerando-se uma série de possíveis eventos nos quais as estruturas serão solicitadas. Os eventos são classificados em categorias, de acordo com a relação apresentada na Tabela 2-3, baseada nas informações propostas por RAYMER [13] e LOMAX [9], que possui alguns exemplos em cada categoria:

Tabela 2-3 - Classes de carregamentos

Carregamentos aerodinâmicos	Pouso
Manobras	Fator de carga vertical
Rajadas	Aceleração das rodas
Aplicação de comando	Pouso em uma, duas ou três rodas.
Interação de componentes	Frenagem
Iniciais	Decolagem
Aceleração	Abortada
Rotação	Catapultada
Dinâmica	Motorização
Vibração	Tração
“Flutter”	Torque
Taxiamento	Giroscópico
Curvas	Vibração
Outras	Pressão nos dutos
Rebocamento	
Pressurização	
Choque com pássaro	

Os carregamentos acima citados são aqueles determinados por regulamentos dos órgãos de regulamentação da aviação civil, como por exemplo: FAR (Estados Unidos), JAR (Europa). Estes órgãos determinam quais os eventos que devem ser

considerados na análise estrutural para diversas classes de aeronaves na aviação civil, como por exemplo: acrobático, de transporte de carga, comercial.

2.6 Seleção de materiais

Historicamente observa-se que são utilizadas madeiras, como a balsa e o freijó, na concepção de aeromodelos, porém, atualmente verifica-se um aumento considerável na utilização de fibras laminadas, tanto na concepção de VANTs como de aeronaves comerciais. Por esses motivos, tomou-se como base esses materiais nesse procedimento de seleção.

O procedimento foi utilizado para verificar a aplicabilidade dos materiais citados nas estruturas da aeronave foco desse trabalho. O método a ser utilizado é o proposto por ASHBY [3], com o objetivo de obter as melhores propriedades de resistência com menor peso possível.

ASHBY diz que o desempenho de um material não é função somente de uma única propriedade, a maior parte das vezes depende de combinações de propriedades. Com essa idéia, ele sugere a técnica de mapear os materiais de acordo com duas de suas propriedades em gráficos.

Esses mapas resultantes são úteis, pois muitas informações estão contidas numa forma compacta, revelando correlações que auxiliam a otimizar uma função denominada índice de desempenho, que é a base do procedimento.

Em cima desses mapas podem-se traçar funções objetivo, representadas por retas, que correspondem a uma relação entre as propriedades representadas e que deve ser maximizada ou reduzida. Esse procedimento resulta mostrando uma gama de materiais que cumprem a especificação, e podem ser pré-selecionados.

Para a fabricação do Apoena, implicam-se algumas restrições quanto às técnicas de fabricação e de seleção de materiais, por esse motivo, em diversos casos ocorrerá a seleção a partir de outros critérios e não somente pela escolha das propriedades do material.

Devido a grande importância da longarina das asas, que suporta um dos principais carregamentos da aeronave, a seleção de materiais para sua fabricação foi desenvolvida pelo procedimento proposto por ASHBY.

Para as demais estruturas, os materiais utilizados estão apresentados na Tabela 2-4, e na sua seleção foram considerados outros aspectos, e não uma seleção metódica. Os principais pontos analisados foram facilidade de fabricação e custo reduzido.

Tabela 2-4 - Seleção dos materiais para as diversas estruturas

Estrutura	Material	Observação
Trem de pouso	Fibra de vidro laminada	Material com alta tensão de ruptura e de fácil lamação
Bequilha	Aço	Fácil conformação e usinagem
Eixos	Aço	Fácil usinagem
Revestimento	Madeira balsa	Chapas finas
Reforçadores	Madeira balsa	Varetas inteirias
Cavernas e nervuras	Compensado "Lite-ply"	Chapas finas, que podem ser cortadas facilmente e possuem propriedades de resistência em duas direções.
Bases de fixação	Compensado e Madeira balsa	Em algumas bases podem ser utilizadas estruturas mistas com os dois tipos de material

Análise da longarina

A longarina é o principal elemento estrutural da asa e tem a função de resistir ao momento fletor imposto pelas forças de pressão.

Dada a função da estrutura, o objetivo da seleção de material é o de minimizar a deformação ε para um dado momento fletor M_z . Para o cálculo do deslocamento vertical na ponta da asa trabalhou-se com uma meia asa. Verificou-se, que o maior esforço consiste no momento na raiz.

$$\sigma = \frac{M_z \cdot y}{I_{yy}} \quad \text{I)}$$

$$\text{onde: } I_{yy} = 2 \cdot \left(\frac{a^4}{12} + a^2 \cdot d^2 \right) \quad \text{II)}$$

Sabe-se que:

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} \quad \text{III)}$$

$$m = \rho \cdot V \quad \rightarrow \quad a^2 = \frac{m}{\rho \cdot l} \quad \text{IV)}$$

Calculando-se ε pela expressão III, substituindo a IV na II e a II na I, temos:

$$\varepsilon = \frac{M_z \cdot y}{E} \cdot \frac{6 \cdot \rho^2 \cdot l^2}{(m^2 + 12 \cdot m \cdot d^2 \cdot \rho \cdot l)}$$

Com um pouco de álgebra obtém-se:

$$\varepsilon \cdot m^2 = \left[\frac{\rho^2}{E} \right] \cdot \left[\frac{6 \cdot l^2 \cdot y}{1 + 12 \cdot \frac{d^2}{e^2}} \right] \cdot [M_z]$$

Na expressão acima observamos que o índice de desempenho é εm^2 . Desejou-se minimizar o índice de desempenho, maximizando a razão: $\frac{E^{1/2}}{\rho}$

Observando a carta da Figura 2-11, verificou-se que o material que apresenta o menor índice de desempenho é a madeira balsa com veios paralelos à direção da tração.

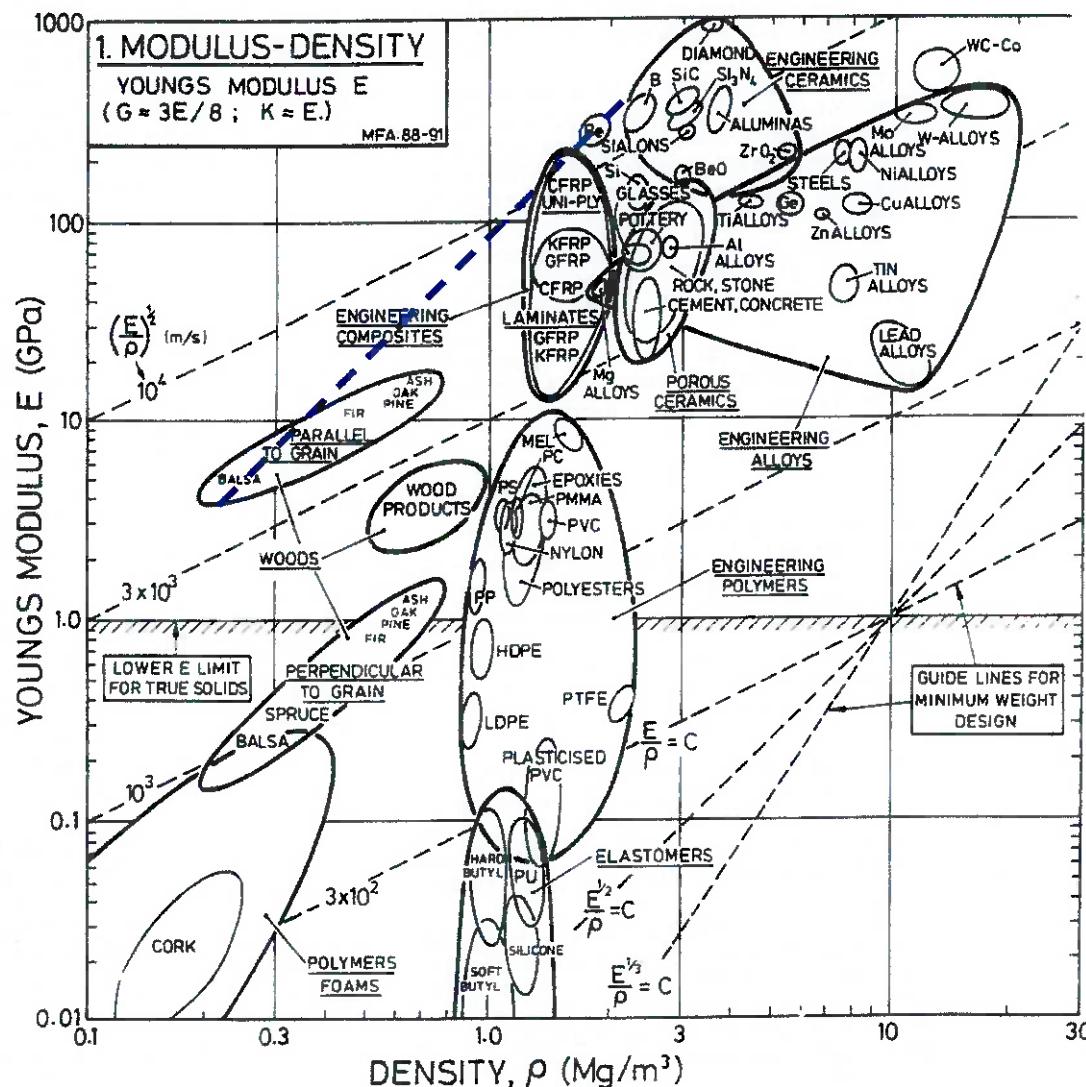


Figura 2-11 - Gráfico de seleção de materiais para a longarina da asa

3 MATERIAIS E MÉTODOS

Seguindo a metodologia proposta por RAYMER [13], e apresentado no item 2.2, dividiremos o projeto da aeronave em: projeto conceitual, projeto preliminar e projeto de detalhes.

Nesse relatório é apresentado o projeto conceitual das estruturas da aeronave completa, que compreende as definições e estudos das formas de todas as principais estruturas do Apoena.

No projeto preliminar foram realizados e são descritos os seguintes tópicos:

- principais mudanças em relação ao projeto conceitual;
- balanceamento da aeronave de forma a localizar e ajustar o centro de gravidade para diversas condições de vôo;
- estudo detalhado dos carregamentos;
- análise detalhada de forças e dimensionamento da estrutura da asa do VANT.

O projeto de detalhes que trata do detalhamento para manufatura, fruto de um projeto de fabricação detalhado, não faz parte do escopo desse trabalho.

3.1 Projeto conceitual

3.1.1 Configuração inicial da fuselagem

Para a determinação da configuração inicial da fuselagem foi realizada uma intensa busca por arranjos geométricos baseados em aeronaves comerciais ou aeromodelos e VANTS já em utilização.

- **Arranjo geométrico**

A observação dos arranjos geométricos utilizados tanto em aviões tripulados quanto em VANTS ou aeromodelos mostrou grande recorrência de três arranjos típicos.

1. Casca – cavernas – reforçadores

Esta configuração pode ser observada na maioria dos aviões tripulados atuais. As vantagens desta configuração são dadas pelo fato de que a mesma permite maior volume interno livre; possui grande momento de inércia, o que permite grande

resistência à flexão e também apresenta grande resistência à torção por possuir seção transversal fechada de grande momento de inércia polar. Outra vantagem apresentada por este tipo de estrutura é que ela desempenha o papel estrutural ao mesmo tempo em que desempenha o aerodinâmico, não havendo necessidade de utilização de estruturas adicionais para conferir formas aerodinâmicas à aeronave.

A desvantagem deste tipo de estrutura é a baixa capacidade de resistir a cargas concentradas, sendo necessárias estruturas adicionais que redistribuam essa carga localizada por toda a estrutura principal.

A seguir podemos observar alguns exemplos deste tipo de configuração. A Figura 3-1 mostra uma seção transversal da aeronave Airbus A380. Observe a existência de cavernas unidas por grande quantidade de reforçadores de pequena seção transversal, reforçadas por revestimento em toda a estrutura. Outra observação importante a ser feita é a existência de estruturas como “plataformas” sobre as quais são colocadas as cargas localizadas. Estas estruturas são ligadas às estruturas das cavernas, permitindo assim redistribuição da carga para a estrutura principal.



Figura 3-1 - Seção transversal do Airbus A380

2. Chapas ortogonais – cavernas

Este tipo de estrutura é freqüentemente encontrada em aeromodelos, e sua principal vantagem é a facilidade de construção e alta resistência a cargas localizadas. A estrutura de chapas ortogonais também permite à aeronave grande resistência aos momentos fletores e torções.

A desvantagem deste tipo de estrutura é que a mesma não desempenha o papel aerodinâmico, havendo necessidade de utilização de outras estruturas para isto, o que acaba por resultar em um peso estrutural final maior.

A Figura 3-2 ilustra este tipo de configuração:

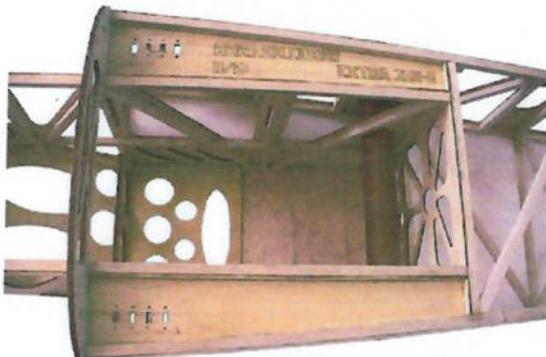


Figura 3-2 - Estrutura da parte interior do aeromodelo Extra 330-S 40%

3. Treliças

Estas estruturas são encontradas freqüentemente em aeronaves tripuladas em que não se necessita de grande espaço interno. Também é muito recorrente em aeromodelos.

A principal vantagem desta estrutura é que nela existem apenas esforços de tração e compressão nos materiais, havendo pouquíssimos esforços de flexão e torção, os quais são responsáveis por grandes tensões. É uma estrutura bastante eficiente do ponto de vista das razões resistência/peso e deformação/peso.

As desvantagens desta estrutura estão no fato de que a mesma não possui resistência a tensões localizadas e também não realiza o papel aerodinâmico, sendo necessárias outras estruturas para desempenhar estes papéis. Outra forte desvantagem do uso deste tipo de estrutura é o comprometimento do espaço interno, que é atravessado por barras, limitando o volume disponível para equipamentos e passageiros.

No aspecto de fabricação esta estrutura também demonstrou desvantagens em experimentos apresentados no relatório da Equipe Aclive de Aerodesign [8], pois possui fragilidades nas ligações em suas extremidades.

A Figura 3-3 ilustra esta configuração. Nota-se que também podem coexistir na mesma aeronave diferentes conceitos de estruturas, como, por exemplo, o Extra 330-S 40%, que possui estrutura de chapas ortogonais no nariz e centro, combinada com estrutura treliçada na cauda.



Figura 3-3 - Estrutura de cauda treliçada no Extra 330-S 40%

- **Escolha do arranjo geométrico**

O arranjo geométrico escolhido para o projeto de fuselagem deste VANT é baseado em estruturas tipo casca – cavernas – reforçadores. Esta escolha se deve às vantagens desta configuração em relação às outras no que diz respeito à resistência à flexão e torção, volume interno para os equipamentos (uma vez que este parâmetro é muito importante para o caso em estudo) e vantagens em relação ao desempenho simultâneo das funções aerodinâmica e estrutural. Quanto à distribuição de cargas localizadas, esta será realizada por estruturas do tipo chapas separadas por preenchimento, pois estas estruturas possuem grande resistência à flexão, sendo que estas serão encaixadas nas estruturas de cavernas, permitindo assim transmissão de esforços de forma eficiente para a estrutura principal.

- **Detalhamento da solução**

A análise detalhada e combinada de todos os aspectos ligados à eficiência estrutural, alocação de equipamentos e eficiência aerodinâmica levou a uma primeira concepção de fuselagem, que atende satisfatoriamente aos requisitos necessários à missão desejada. A seguir são mostrados os principais detalhes desta solução.

Observe nas Figura 3-4, Figura 3-5 e Figura 3-6 uma visão geral da fuselagem. Pode-se observar o emprego do arranjo geométrico do tipo casca – cavernas – reforçadores (a casca, que ocupa toda a superfície da fuselagem não está representada no desenho).

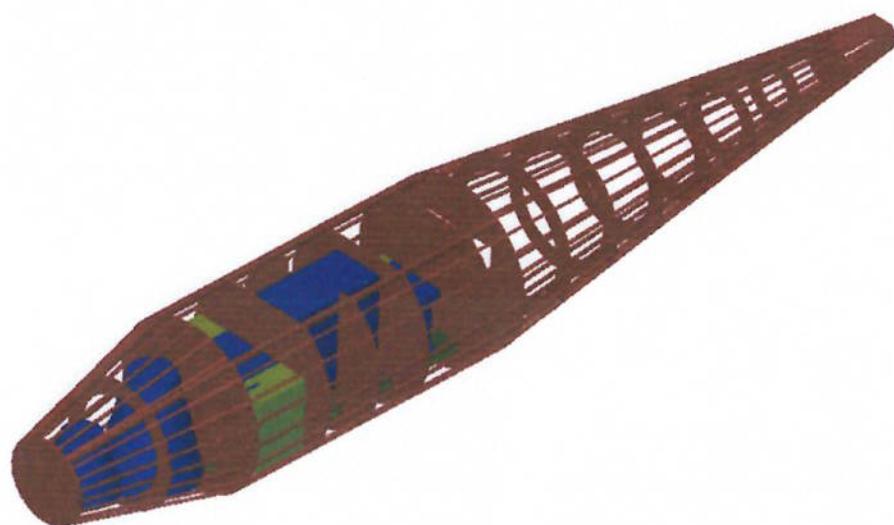


Figura 3-4 - Vista isométrica da fuselagem



Figura 3-5 - Vista superior da fuselagem



Figura 3-6 - Vista lateral da fuselagem

A alocação dos componentes também foi alvo de diversas tentativas e melhoramentos. A localização dos principais componentes é apresentada da Figura 3-7 à Figura 3-11. Os equipamentos estão representados pela cor azul, enquanto que a cor amarela representa os plugues dos cabos de conexão. A estrutura está representada em vermelho.

Localização do microcomputador PC104

O microcomputador PC 104, devido às suas características dimensionais, de peso e principalmente devido à necessidade de fácil acesso a esse componente foi posicionado de forma a ser acessível através da abertura superior da fuselagem sobre a asa, como se pode ver nas Figura 3-7 e Figura 3-8. É importante destacar também a

capacidade de conexão dos cabos de comunicação e transmissão de dados pela lateral da fuselagem.

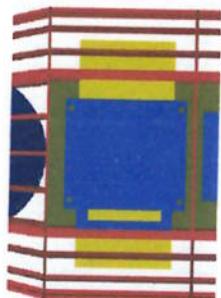


Figura 3-7 - Instalação do PC104

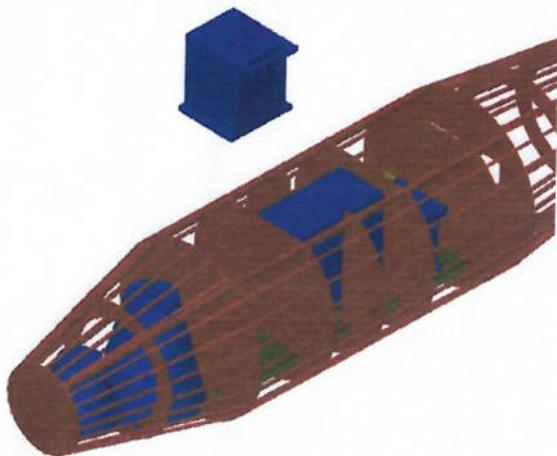


Figura 3-8 - Montagem superior do PC 104

Localização da câmera de infravermelho e câmera digital

A montagem das câmeras permite fácil acesso, ao mesmo tempo em que fornecem a linha de visada necessária para as filmagens. É importante ressaltar que a abertura inferior será coberta por casca com material transparente. Observe na Figura 3-9.

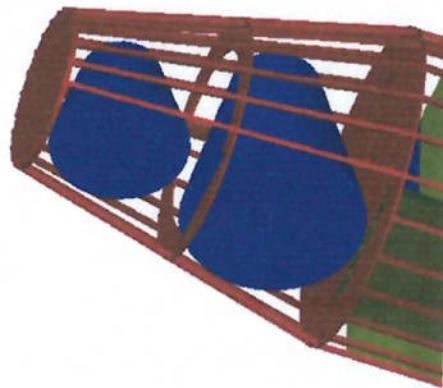


Figura 3-9 -Vista inferior - Instalação das câmeras permite visada

Localização do GPS, UMI, modem e transmissor de vídeo.

Os equipamentos GPS, unidade de edição inercial, modem e transmissor de vídeo, devido principalmente ao seu alto custo, foram posicionados de forma a reduzir a possibilidade de dano por queda. Observe que a unidade de medição inercial está fixa em estrutura rígida, garantindo maior confiabilidade das medições. As instalações são ilustradas na Figura 3-10.

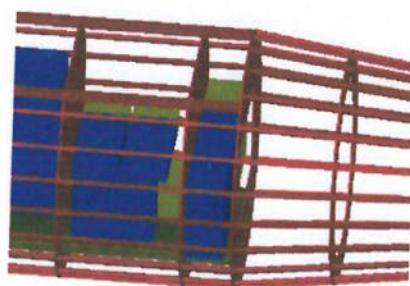


Figura 3-10 - Instalação de GPS, UMT, modem e transmissor de vídeo
Posicionamento do tanque de combustível

O posicionamento do tanque de combustível foi realizado de forma que seu centro geométrico coincida com o centro geométrico da aeronave, garantindo assim que a posição do centro geométrico total não sofra variações durante o vôo, o que dificultaria o controle autônomo da aeronave em etapas posteriores do projeto. Observe na Figura 3-11.

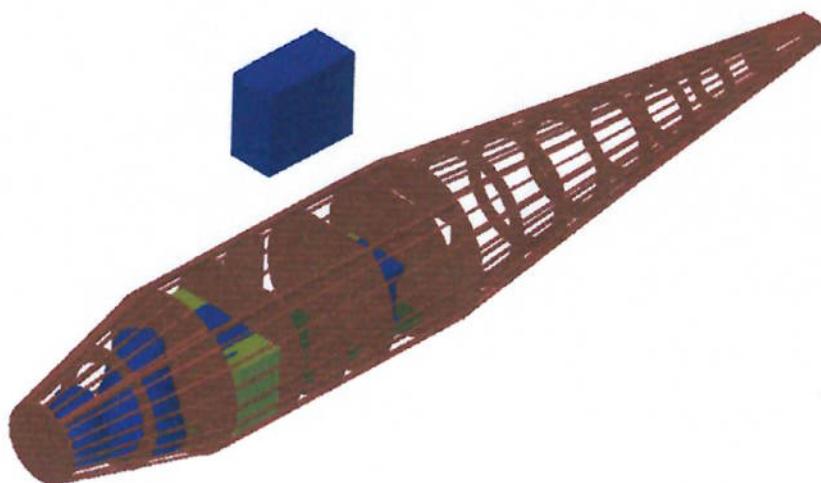


Figura 3-11 - Montagem do tanque de combustível
Estrutura de distribuição de esforços concentrados

Para garantir a distribuição dos esforços de peso da carga concentrada está presente na estrutura desta aeronave uma estrutura formada por duas chapas separadas por material leve. Esta construção pretende garantir grande momento de inércia à flexão.

Esta estrutura, que pode ser observada na Figura 3-12, também cumpre o importante papel de transmitir os esforços de pouso diretamente entre a carga dos

equipamentos e tanque de combustível e o trem de pouso, evitando grandes solicitações na estrutura principal.

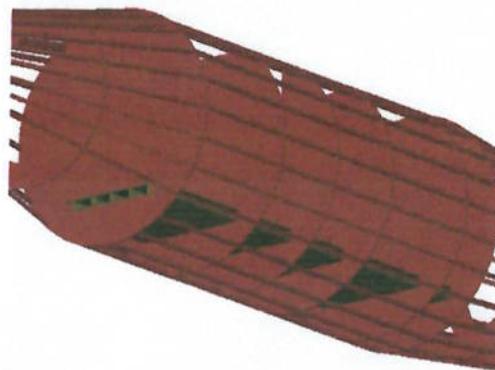


Figura 3-12 - Estrutura para transmissão de esforços localizados

3.1.2 Configuração inicial da asa

Iniciando o projeto conceitual da asa, primeiramente foi definida a sua forma. De acordo com as análises desenvolvidas em conjunto com AMIANTI e CEZE (referências [2] e [5]), foram definidos os parâmetros apresentados na Tabela 3-1.

Tabela 3-1 - Parâmetros geométricos da asa

Perfil aerodinâmico	SD7062
Envergadura	2,50 m
Área alar	1,25 m ²
Corda na raiz	690 mm
Corda na ponta da asa	310 mm
Enflexamento	14°
Afilamento	0,45
Incidência	3°
Localização vertical	Asa alta
Superfícies de controle	Flape / Aileron

O perfil escolhido para a asa possui a forma mostrada na Figura 3-13, de NASG [12].

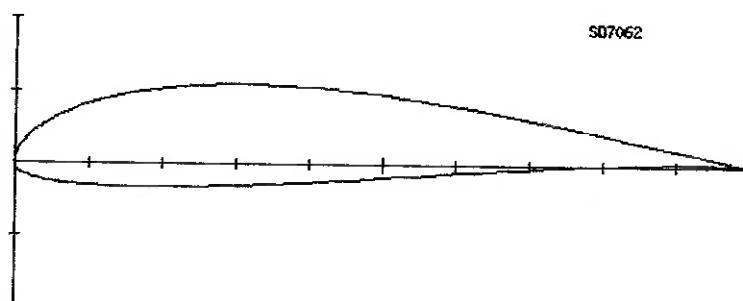


Figura 3-13 - Contorno do perfil SD7062

Quanto a forma estrutural interna da asa, ela foi baseada na forma de longarinas e nervuras, como é comumente utilizada em aeromodelos radio-controlados, exemplos dessas estruturas podem ser vistas no “ANEXO A – Estruturas encontradas em plantas” deste relatório.

Esse tipo de estrutura também pode ser encontrado em aviões de passageiros, como por exemplo, na Figura 3-14 que mostra a construção da asa do avião Airbus A380. Também podemos ver essa estrutura no esquema da Figura 3-15. Retiradas da revista Aerospace Engineering [14].

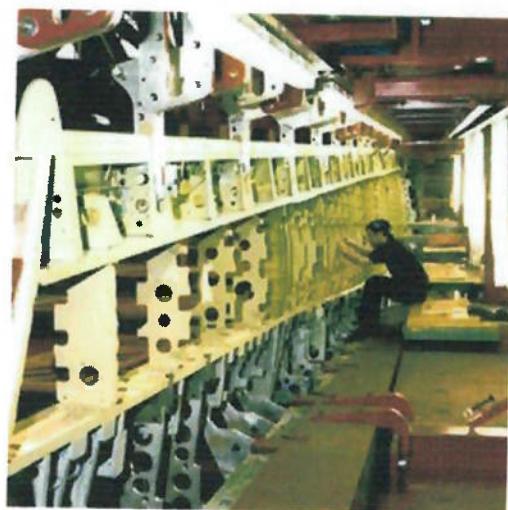


Figura 3-14 - Detalhe das nervuras e longarinas do Airbus A380

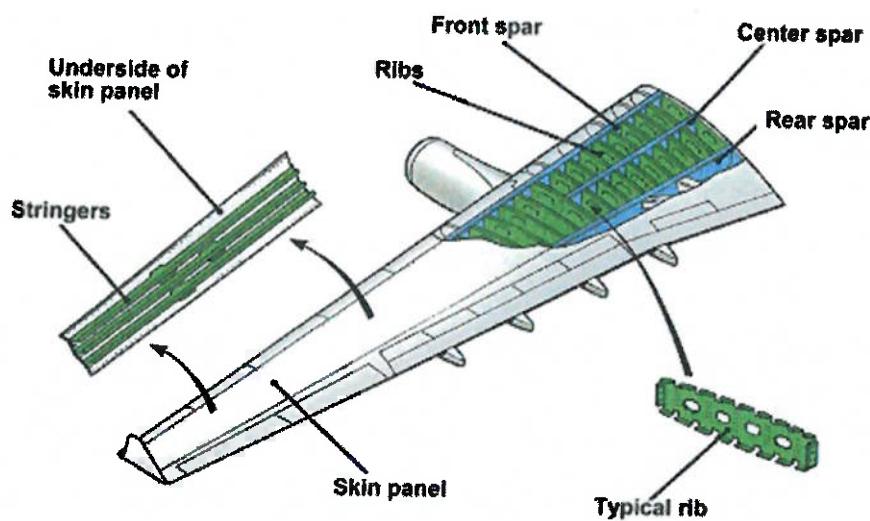


Figura 3-15 - Esquema da estrutura da asa do Airbus

Além dessa estrutura interna, a asa deve ser totalmente revestida, para garantir o formato aerodinâmico e a resistência à torção. A aplicação dessas estruturas à asa requerida pelo avião do projeto pode ser vista na Figura 3-16.

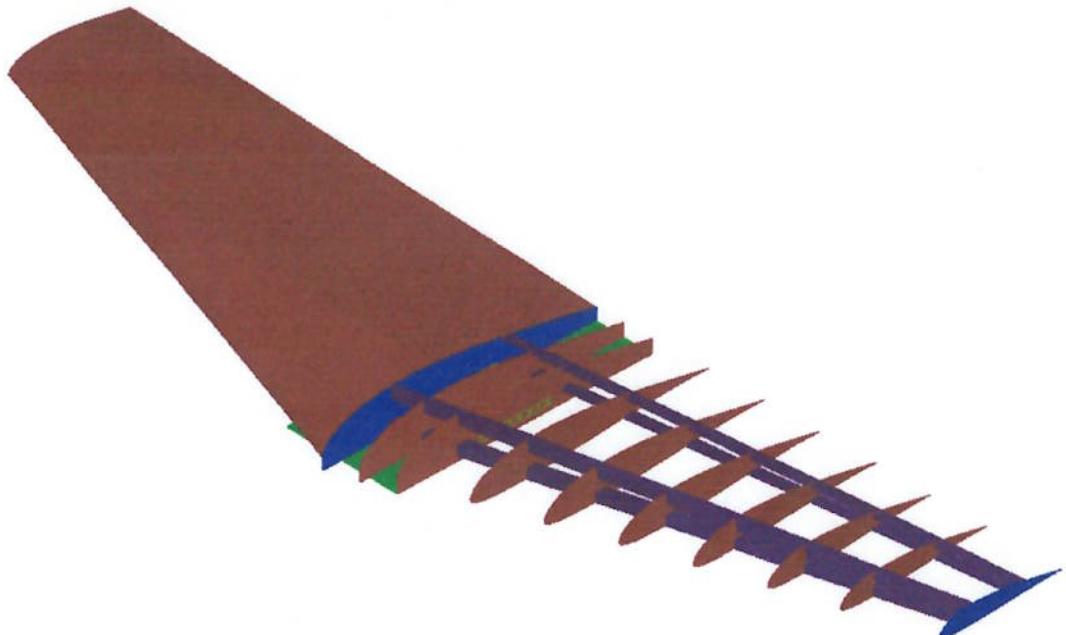


Figura 3-16 - Projeto conceitual das estruturas internas da asa

O principal motivo de a asa ser alta em relação à fuselagem é a necessidade dela ser desmontável para o transporte do avião. Devido a esse fato, ela deve ter uma superfície plana e rígida onde possam passar os parafusos que a fixam ao compartimento de carga.

Outros parâmetros importantes que devem ser considerados no projeto da asa são à disposição de alguns equipamentos em seu interior. Alguma alteração estrutural deve ser incluída para que esse equipamento possa ser instalado na posição desejada. Os equipamentos e sua disposição são apresentadas na Tabela 3-2.

Tabela 3-2 - Equipamentos a serem instalados na asa e suas localizações

Duas câmeras de vídeo	Na raiz da asa, próxima ao bordo de ataque
Antena do GPS	Sobre a asa na região da fuselagem
Compartimento do pára-quedas de emergência	Sobre a fuselagem, região posterior a antena do GPS
Servos do flape	Dois servos para cada semi-asa, na região do flape
Servos do aileron	Um servo para cada semi-asa, na região do aileron
Servo do mecanismo do pára-quedas	Próximo ao compartimento do pára-quedas
Sensor "air data boom"	Ponta da asa

3.1.3 Configuração inicial e localização do sistema de aterrissagem

O sistema de aterrissagem, por motivos de desempenho devem seguir a configuração de triciclo, pois garante uma maior dirigibilidade durante a decolagem e pouso. Como no esquema da Figura 3-17.

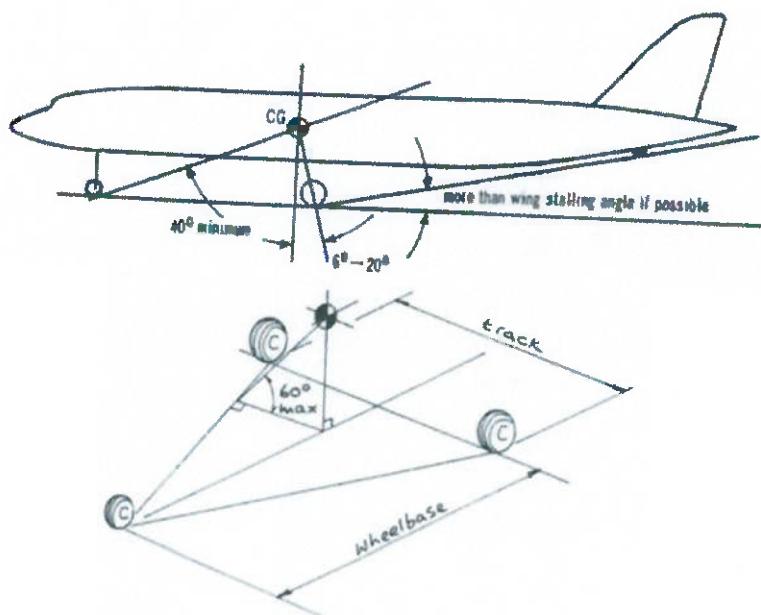


Figura 3-17 - Esquema do sistema de aterrissagem triciclo

Na localização também deve ser considerado a fração de peso em cada parte dele, segundo RAYMER [13], a bequilha (parte dianteira) deve receber entre 5% e 10% do peso total do avião, sendo o restante suportado pelo trem de pouso, isso ocorre porque frações menores dificultam o controle na pista e frações maiores podem dificultar o aumento no ângulo de ataque necessário à decolagem.

Essa configuração também é utilizada em aviões de passageiros e comerciais, como pode ser visto na Figura 3-18.



Figura 3-18 - Detalhe da configuração do sistema de aterrissagem

3.1.4 Configuração inicial das empenagens

A cauda do tipo convencional é a mais adequada, pois é menos suscetível ao fenômeno de “deep stall” que ocorre quando este se encontra na região de esteira da asa. Também possui maior leveza e facilidade de construção. Seu modelo pode ser visto na Figura 3-19.

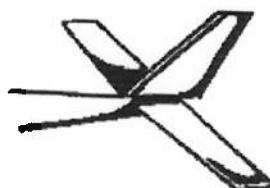


Figura 3-19 - Esquema de uma cauda convencional

A posição longitudinal do estabilizador horizontal foi escolhida de forma a evitar que a interferência aerodinâmica do estabilizador horizontal prejudicasse a atuação do leme.

As principais características das empenagens são descritas na Tabela 3-3.

Tabela 3-3 - Características das empenagens

	Estabilizador Horizontal	Estabilizador Vertical
Localização	Linha do motor	Acima da linha do motor
Perfil	E168	E168
Superfície de controle	1/3	1/3

Na Figura 3-20 é apresentado o contorno do perfil E168, obtido em NASG [12].

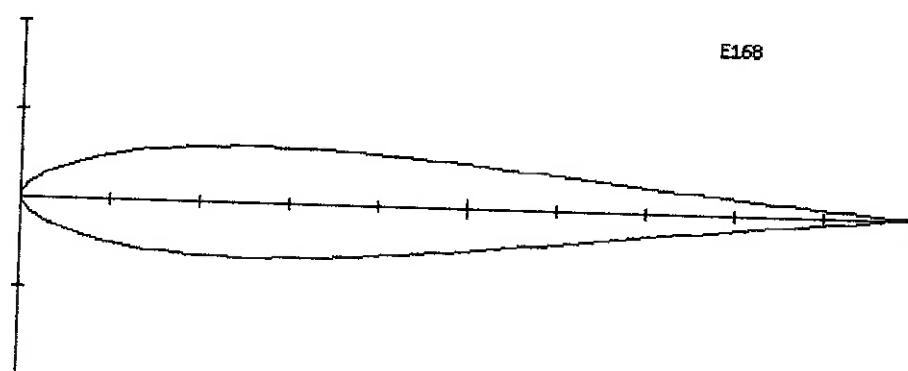


Figura 3-20 - Contorno do perfil E168

A concepção estrutural da empenagem deve ser semelhante a da estrutura da asa, pois possuem características semelhantes, perfil aerodinâmico, e carregamento devido a distribuição de pressão.

3.2 Projeto Preliminar

3.2.1 Alteração da configuração do sistema de aterrissagem

Antes do início dos dimensionamentos, é importante ressaltar que o projeto do sistema de aterrissagem sofreu uma alteração após o projeto conceitual.

Inicialmente, optou-se pela configuração triciclo pelas vantagens já apresentadas no projeto conceitual. Entretanto, após análise mais detalhada, verificou-se que o projeto em forma de triciclo apresentava um sério problema.

A bequilha era posicionada abaixo e um pouco à frente do compartimento de carga útil. Esta posição impediria a utilização de câmeras neste local, por acarretarem uma barreira visual.

A hipótese de realocação do compartimento de carga útil foi investigada e verificou-se que esta provocaria uma alteração da posição longitudinal do C.G. da aeronave de forma muito acentuada, de forma que esta hipótese foi descartada.

Por fim, restaram as opções de: modificar o sistema de aterrissagem para um sistema convencional, como apresentado na Figura 3-21, ou dividir o compartimento de carga útil e posicionar uma parte dele em posição anterior ao C.G. desejado e a outra em uma posição posterior ao mesmo.

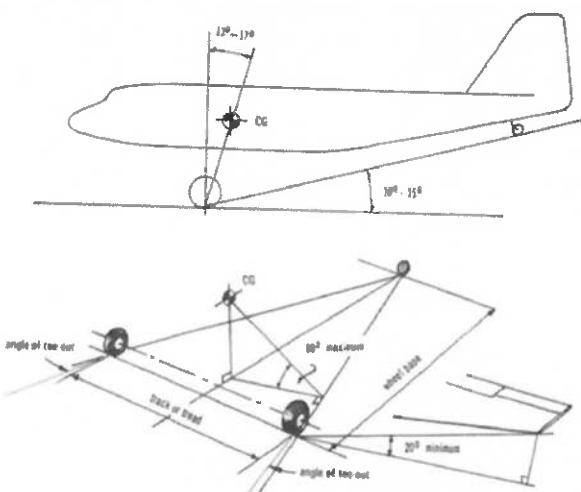


Figura 3-21 - Esquema do sistema de aterrissagem convencional

A opção de adotar o sistema convencional de aterrissagem possuía as seguintes vantagens: esta configuração é mais adequada à decolagem e pouso em terrenos irregulares, além de ser mais leve, apresentar menor arrasto parasita e

permitir maior distância da hélice ao solo, de acordo com RAYMER [13]. Entretanto, também segundo o mesmo autor, esta configuração é inherentemente instável, possuindo características de manobrabilidade em pouso e decolagem piores que a configuração triciclo.

Como conclusão das análises, optou-se por adotar o sistema convencional de aterrissagem e manter o compartimento de carga útil próximo ao nariz da aeronave, pois esta opção, apesar de apresentar as desvantagens de manobrabilidade, permitia que o compartimento de carga útil fosse único, o que possibilita à aeronave maior versatilidade na utilização do mesmo.

Na Figura 3-22 é mostrado uma aeronave que possui o sistema convencional de aterrissagem.



Figura 3-22 - Aeronave com sistema de aterrissagem convencional

3.2.2 Estimativa de peso e posicionamento longitudinal do C.G.

O levantamento de uma lista completa dos equipamentos e peças da aeronave, assim como seus pesos e posições longitudinais, foi realizada com os seguintes objetivos:

1. estimar o peso total da aeronave;
2. determinar a posição longitudinal do C.G.;
3. estimar a massa de balanceamento necessária para levar o C.G. para a posição desejada pela estabilidade;
4. modificar o posicionamento das massas de forma a minimizar a massa de balanceamento.
5. garantir que haja a possibilidade de balanceamento adequada no caso de utilização de configurações de carga útil e equipamentos diferentes da configuração completa.

Observa-se que a localização dos equipamentos foi alterada após o projeto conceitual por motivos de balanceamento da aeronave. Além disso, a alteração também permitiu que todo o compartimento de carga útil fosse único, possibilitando futuramente a utilização do compartimento para outros tipos de carga.

Os valores apresentados a seguir são os da iteração final de posicionamento de massas, respeitando os critérios de risco de perda por danos, risco de interferência eletromagnética e necessidade de acesso e manipulação de equipamentos. As massas estão agrupadas de acordo com suas funções nas tabelas desde a Tabela 3-4, até a Tabela 3-12. Na Tabela 3-13 são apresentados os subtotais e o total de massa e momento.

Foi utilizado um fator multiplicador de 1,2 sobre o peso da madeira para contabilizar a colagem nas peças estruturais.

A coordenada longitudinal do C.G. de cada peça está referenciada no centro aerodinâmico da asa, posição esta em que se deseja alocar o C.G. da aeronave, na linha de um quarto da corda média. O valor da coordenada cresce à medida que o ponto se distancia do centro aerodinâmico no sentido da cauda. Os pontos no sentido do nariz da aeronave têm coordenadas negativas.

Tabela 3-4 - Motorização, combustível e energia elétrica

Peça	Peso (g)	XCG (mm)	Mx (g.mm)
Motor	1566	-783	-1226178
Hélice	140	-913	-127820
“Spinner”	110	-913	-100430
Tanque de combustível	259	0	0
Combustível	3885	0	0
Gerador AC	1600	-886	-1416800
“Starter”	144	-722	-103968
Bateria	312	-232	-72384
Subtotal	8016		-3047580

Tabela 3-5 - Aviônica e geração e transmissão de imagem

Peça	Peso (g)	XCG (mm)	Mx (g.mm)
“Data TRX”	200	453	90600
Câmera para voo visual 1	90	-331	-29790
Câmera para voo visual 2	90	0	0
Câmera para voo visual 3	90	0	0
Câmera para voo visual 4	90	396	35640
Transmissor de Video/Áudio 1	800	341	272800
PC 104	3200	264	844800
GPS	1200	622	746400
Antena do GPS	450	0	0
UMI	1450	453	656850
Compasso eletrônico	45	1578	71010
Subtotal	7705		2688310

Tabela 3-6 - Carga útil

Peça	Peso (g)	XCG (mm)	Mx (g.mm)
Câmera 7.0 MegaPixels	1000	-642	-642000
“Pan tilt” - câmera 7.0 megapixels	272	-642	-174624
FLIR	1600	-444	-710400
“Pan tilt” – FLIR	272	-444	-120768
Transmissor de Video/Áudio 2	800	-232	-185600
Transmissor de Video/Áudio 3	800	-232	-185600
Demais itens de carga útil	1200	-232	-278400
Subtotal	5944		-2297392

Tabela 3-7 - Sensores e sistema de controle

Peça	Peso (g)	XCG (mm)	Mx (g.mm)
Módulo de atuação	90	453	40770
Receptor	50	453	22650
Sensor de Temperatura	5	-422	-2110
Sensor de Umidade	10	-422	-4220
Sensor Barométrico	15	-422	-6330
Sensor de Rotação	5	-422	-2110
"Air Data Boom"	170	-222	-37740
Servo do motor	41	-722	-29602
Servo da bequilha	41	1600	65600
Servo do flape direito 1	41	178	7298
Servo do flape direito 2	41	178	7298
Servo do aileron direito 1	41	178	7298
Servo do aileron direito 2	41	178	7298
Servo do flape esquerdo 1	41	178	7298
Servo do flape esquerdo 2	41	178	7298
Servo do aileron esquerdo 1	41	178	7298
Servo do aileron esquerdo 2	41	178	7298
Servo do pára-quedas	41	178	7298
Servo do leme 1	41	1618	66338
Servo do leme 2	41	1618	66338
Servo do profundo 1	41	1618	66338
Servo do profundo 2	41	1618	66338
Subtotal	960		377942

Tabela 3-8 - Sistema de aterrissagem

Peça	Peso (g)	XCG (mm)	Mx (g.mm)
Bequilha	100	1600	160000
Roda traseira	50	1600	80000
Trem de pouso	900	38	34200
Roda traseira direita	350	38	13300
Roda traseira esquerda	350	38	13300
Subtotal	1750		300800

Tabela 3-9 - Estruturas das empenagens

Peça	Peso (g)	XCG (mm)	Mx (g.mm)
Estabilizador horizontal	132	1632	215424
Estabilizador vertical	192	1632	313344
Subtotal	324		528768

Tabela 3-10 - Estruturas da asa

Peça	Peso (g)	XCG (mm)	Mx (g.mm)
Longarina direita superior 1	151	18	2713
Longarina direita superior 2	44	233	10177
Longarina direita inferior 1	177	18	3192
Longarina direita inferior 2	44	233	10184
Longarina esquerda superior 1	151	18	2713
Longarina esquerda superior 2	44	233	10177
Longarina esquerda inferior 1	177	18	3192
Longarina esquerda inferior 2	44	233	10184
Ref.central chapa 1	91	44	4008
Ref.central chapa 2	91	44	4008
Ref. Central longarina 1	5	-45	-238
Ref. Central longarina 2	5	-20	-104
Ref. Central longarina 3	5	6	31
Ref. Central longarina 4	5	31	165
Ref. Central longarina 5	5	57	299
Ref. Central longarina 6	5	82	433
Ref. Central longarina 7	5	107	567
Ref. Central longarina 8	5	133	701
Revestimento da direita	339	124	42023
Revestimento da esquerda	339	124	42023
Nervura central	92	10	918
Nervura direita 1	88	28	2456
Nervura direita 2	80	42	3358
Nervura direita 3	55	29	1587
Nervura direita 4	47	58	2701
Nervura direita 5	39	88	3421
Nervura direita 6	32	116	3736
Nervura direita 7	26	146	3791
Nervura direita 8	21	173	3616
Nervura direita 9	14	213	3038
Nervura esquerda 1	88	28	2456
Nervura esquerda 2	80	42	3358
Nervura esquerda 3	55	29	1587
Nervura esquerda 4	47	58	2701
Nervura esquerda 5	39	88	3421
Nervura esquerda 6	32	116	3736
Nervura esquerda 7	26	146	3791
Nervura esquerda 8	21	173	3616
Nervura esquerda 9	14	213	3038
Subtotal	2627		202776

Tabela 3-11 - Estruturas da fuselagem

Peça	Peso (g)	XCG (mm)	Mx (g.mm)
Parede de fogo	99	-721	-71456
Caverna 1	53	-520	-27394
Caverna 2	134	-320	-42924
Caverna 3	134	-115	-15426
Caverna 4	134	22	2951
Caverna 5	134	161	21596
Caverna 6	134	350	46948
Caverna 7	134	432	57947
Caverna 8	63	582	36927
Caverna 9	56	732	40657
Caverna 10	48	882	42013
Caverna 11	40	1032	40997
Caverna 12	32	1182	37610
Caverna 13	24	1332	31849
Caverna 14	18	1482	26393
Caverna 15	7	1632	11760
Reforçador do bico 1 a 19	70	-523	-36610
Reforçador da fusel. Média 1 a 24	158	58	9153
Reforçador da cauda 1 a 24	254	1035	263282
Reforçador bico - fixação asa 1	41	-148	-6040
Reforçador bico - fixação asa 2	41	-148	-6040
Sanduiche chapa 1	238	57	13576
Sanduiche chapa 2	238	57	13576
Sanduiche Reforçador 1 a 5	71	57	4029
Revestimento do bico	93	-523	-48776
Revestimento fusel. média	226	58	13119
Revestimento cauda	219	1035	226737
Subtotal	2893		686455

Tabela 3-12 - Miscelâneas

Peça	Peso (g)	XCG (mm)	Mx (g.mm)
Pára-quedas	700	128	89600
Cabos + Parafusos + outros	1000	0	0
Subtotal	1700		89600

Tabela 3-13 - Total de cargas e massa de balanceamento

Peça	Peso (g)	M _x (g.mm)
Motorização, combustível e energia elétrica	8016	-3047580
Aviônica e geração e transmissão de imagem	7705	2688310
Carga útil	5944	-2297392
Sensores e sistema de controle	960	377942
Sistema de aterrissagem	1750	300800
Estruturas das empenagens	324	528768
Estruturas da fuselagem	2893	686455
Estruturas da asa	2627	202776
Miscelâneas	1700	89600
TOTAL	31920	-470321

As análises nos permitiram observar que o peso total da aeronave está coerente com os requisitos definidos no início do projeto.

Uma característica que se destaca no projeto é a alta capacidade de carga útil (aproximadamente 6 kg) quando comparada aos projetos semelhantes.

A partir do balanço de momentos podemos observar que a aeronave possui o C.G. deslocado em direção ao nariz. Esta característica é desejável, pois permite o balanceamento com pequena adição de massa na cauda da aeronave. Além disso, a carga útil tem seu C.G. deslocado na direção do nariz e por isto, alterações na configuração de carga útil (com menos equipamentos, por exemplo) podem também ser facilmente contrabalançadas por contrapesos na cauda.

A adição de massa na cauda é desejável, pois, além desta região da aeronave possuir maior espaço livre – diferentemente do nariz –, ela também permite o posicionamento da massa com maior braço de momento e, como consequência, pode-se usar menos massa para corrigir o desbalanceamento.

Para a configuração mais usual, que possui apenas um transmissor de vídeo, as câmeras infravermelho e câmera de 7.0 Megapixels como carga útil, o valor da massa de balanceamento m pode ser calculada de acordo com:

$$m = \frac{M_x}{X_{C.G.}}$$

O valor de massa de balanceamento para esta configuração pode ser considerada desprezível se consideradas as incertezas envolvidas na estimativa:

$$m \approx 0g$$

Para o balanceamento da aeronave em configuração completa de carga útil. A massa m a ser adicionada na extremidade da cauda ($X_{C.G.} = 1500mm$) deve ser de:

$$m = 314g$$

É importante observar que quanto menor a carga útil transportada, menor será a massa de balanceamento. Em algumas configurações com carga útil muito baixa pode ser necessária a adição de massa no nariz da aeronave, ao invés da cauda.

3.2.3 Cálculo dos carregamentos

O cálculo dos carregamentos atuantes na estrutura do Apoena foi realizado com base no regulamento FAR Part 23 Subpart C, sendo o Apoena pertencente à categoria normal.

Os requisitos de 23.321 até 23.459 foram substituídos pelo Apêndice A deste mesmo regulamento, que pode ser utilizado, pois a aeronave possui as seguintes configurações exigidas para tal:

- um único motor que não seja turbina;
- asa principal localizada mais próxima do centro de gravidade da aeronave do que das empenagens;
- asa principal com menos do que 15° de enflexamento na linha de um quarto de corda.
- asa principal com ailerons ou flapes ou ambos;
- asa principal com razão de aspecto menor do que 7;
- estabilizador horizontal com razão de aspecto menor do que 4;
- volume de estabilizador horizontal maior que 0,34;
- volume de estabilizador vertical menor que 2;
- área de estabilizador vertical menor que 10% da área em planta da asa;
- perfis simétricos nos estabilizadores vertical e horizontal;
- não possuir configurações com mais de uma asa;
- não possuir configuração de cauda em V, T ou cruciforme;
- não possuir configuração alar em delta nem “slats”;
- não possuir qualquer tipo de estrutura de ponta de asa.

As seguintes premissas de projeto foram adotadas, de acordo com o regulamento:

1. os requisitos de resistência foram especificados em termos de carregamentos limite (o máximo carregamento a ser esperado em operação) e carregamentos últimos (carregamentos limite multiplicados pelo fator de segurança);
2. os carregamentos em vôo e em solo são equilibrados com as forças de inércia, considerando os itens de massa significativa da aeronave, estes carregamentos foram distribuídos de forma a aproximar de modo conservativo ou representar valores próximos das condições reais;
3. caso as deformações modificassem significativamente a distribuição de carregamentos, essas foram consideradas;
4. o fator de segurança de 1,5 é adotado;
5. as estruturas devem suportar os carregamentos últimos sem falhar por pelo menos 3 segundos, entretanto, como não foram realizados ensaios destrutivos neste trabalho e também porque o comportamento dos materiais utilizados é predominantemente de fratura frágil, foi adotada a condição mais conservadora de resistência sem falha por tempo indeterminado aos carregamentos últimos;
6. deverão ser realizados testes estruturais como forma de comprovação dos resultados analíticos e numéricos, entretanto tais testes não fazem parte do escopo desse trabalho.

3.2.3.1 Carregamentos em vôo

A análise de carregamentos em vôo foi realizada considerando-se a altitude referente ao nível do mar e o peso máximo da aeronave.

A aeronave foi analisada considerando-se a inexistência de passeio de centro de gravidade, por ser este um requisito imposto na área de estabilidade. É importante salientar que o centro de gravidade do tanque de combustível coincide longitudinalmente com o da aeronave, o que torna a inexistência de passeio uma hipótese coerente.

Foram consideradas as velocidades de projeto:

- velocidade de cruzeiro de 32 m/s;
- velocidade de mergulho de 48 m/s (máxima).

O envelope de vôo pode ser construído a partir dos envelopes de manobra e rajada. Primeiramente tratamos do envelope de manobra.

Os fatores de carga limite de manobra estipulados para a categoria normal são:

$n_1 = 3,8$ (máximo fator de carga positivo da aeronave);

$n_2 = -1,9$ (máximo fator de carga negativo da aeronave);

$n_{flape(+)} = 1,9$ (máximo fator de carga positivo da aeronave com flape acionado);

$n_{flape(-)} = 0$ (máximo fator de carga negativo da aeronave com flape acionado).

O fator de carga em função da velocidade é definido a partir da operação em ângulo de ataque máximo, sendo o coeficiente de sustentação da aeronave igual ao coeficiente de sustentação máximo, para as configurações com e sem flape. Estes valores são limitados pelos fatores de carga limites já apresentados. Pudemos obter o fator de carga em função da velocidade a partir da seguinte equação:

$$n = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_{L_{max}} \cdot \frac{S}{W_{max}}$$

onde: ρ é a densidade do ar à pressão atmosférica no nível do mar;

V é a velocidade a aeronave;

$C_{L_{max}}$ é o máximo coeficiente de sustentação (com flape ou não);

S é a área da asa;

W_{max} é o peso máximo da aeronave.

O cálculo do envelope de manobra negativo foi realizado com base na seguinte relação entre os coeficientes de sustentação máxima positiva e negativa, apresentada LOMAX [9] para perfis assimétricos:

$$C_{L_{max}neg} = 0,6 \cdot C_{L_{max}}$$

Em seguida tratamos da construção do envelope de rajada.

Os fatores de carga de rajada foram calculados de acordo com as aproximações a seguir, que consideram o aumento de sustentação para uma rajada de velocidade determinada.

O método para a obtenção da velocidade efetiva de rajada é apresentado por RAYMER [13] e consiste da multiplicação da velocidade de rajada por um fator de alívio de rajada K, como podemos observar na formulação a seguir:

$$\mu = \frac{2 \cdot \frac{W}{S}}{\rho \cdot g \cdot \bar{c} \cdot C_{L\alpha}};$$

$$K = \frac{\mu^{1,03}}{(6,95 + \mu^{1,03})};$$

$$U = K \cdot U_{de};$$

$$\Delta n = \frac{\Delta L}{W} = \frac{1}{2} \rho \cdot U \cdot V \cdot C_{L\alpha} \cdot \frac{S}{W}.$$

onde:

\bar{c} é a corda média da asa;

$C_{L\alpha}$ é a derivada do coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de ataque;

μ é a razão de massa;

U_{de} é a velocidade de rajada;

U é a velocidade efetiva de rajada;

L é a sustentação da asa.

A velocidade de rajada U_{de} , diferentemente do indicado no regulamento, foi estimada com dados mais condizentes ao VANT. Para a aeronave Apoena foi adotado o valor 8 m/s, como apresentado no início desse relatório, na seção 1.2.1, como um dos parâmetros do projeto. Esse valor foi baseado num estudo das condições de vento na altura de vôo da aeronave.

A seguir podemos ver os envelopes de vôo com e sem flapes, respectivamente nas Figura 3-23 e Figura 3-24.

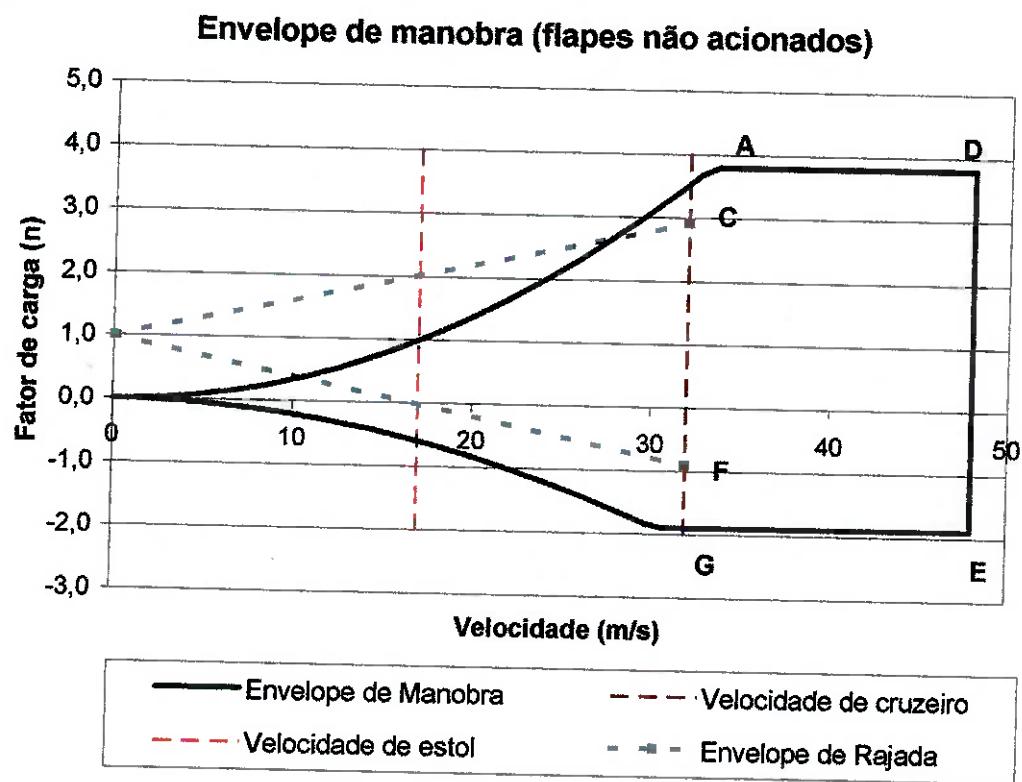


Figura 3-23 - Envelope de vôo para flapes não acionados

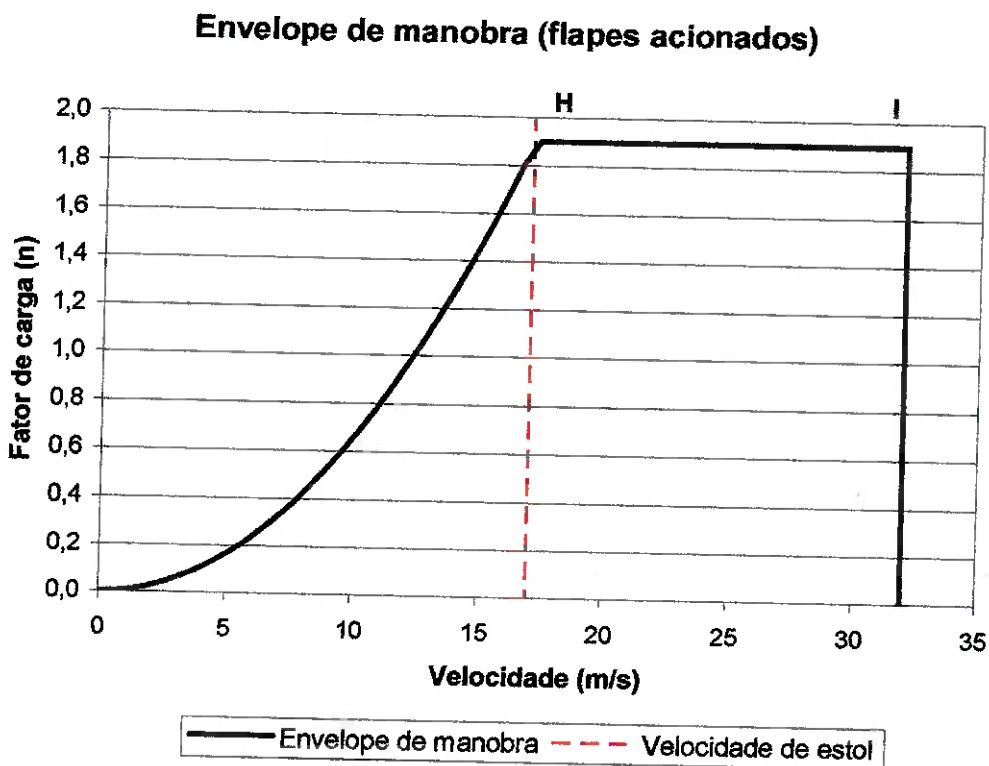


Figura 3-24 - Envelope de vôo para flapes acionados

Os pontos críticos que foram analisados, de acordo com o regulamento, estão apresentados nas Tabela 3-14 e Tabela 3-15.

Tabela 3-14 - Casos a serem analisados no envelope de vôo (flapes não acionados)

Caso	V (m/s)	n	Condição geradora do carregamento
A	33,6	+3,8	Manobra
G	30,7	-1,9	Manobra
D	48,0	+3,8	Manobra
E	48,0	-1,9	Manobra

Tabela 3-15 - Casos a serem analisados no envelope de vôo (flapes acionados)

Caso	V (m/s)	n
H	17,3	+1,9
I	32,0	+1,9

Pode-se observar que os pontos de análise de rajada, denominados C e F, se encontram no interior no envelope de manobra, ou seja, a pior condição de rajada é coberta pelo dimensionamento do envelope de manobras. Desta maneira, não é necessário analisar estes pontos.

3.2.3.2 Cargas em vôo nivelado

Conforme indicado por MEGSON [11], apesar do vôo nivelado não ser necessariamente um tipo de manobra, ele é uma condição importante para investigar a localização das cargas e mostra inicialmente o equilíbrio de forças aplicadas na aeronave.

Nesse tópico do trabalho é apresentado esse estudo de forma a obter os carregamentos solicitantes na estrutura da fuselagem devido aos esforços em vôo. Um esquema do Apoena e a localização das forças aerodinâmicas se encontram apresentado na Figura 3-25, que servem de base para se obter às equações de equilíbrio.

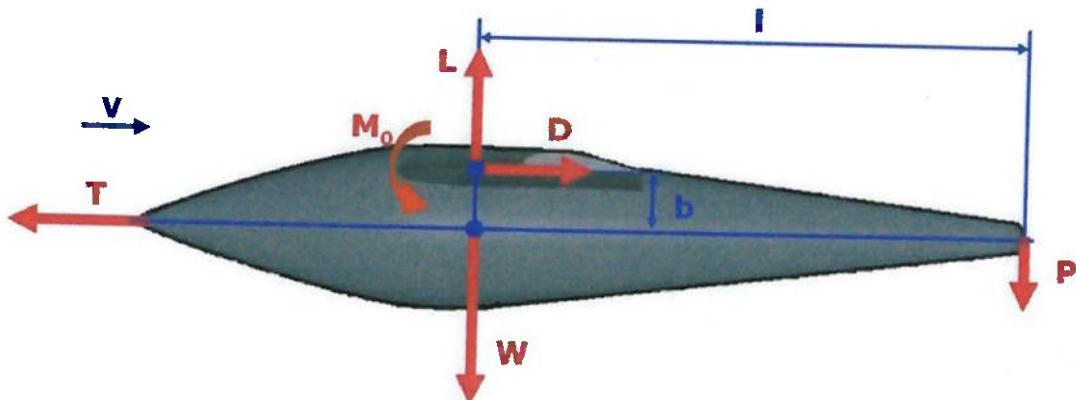


Figura 3-25 - Carregamentos do Apoena em voo nivelado

Sendo:

- L** é a sustentação atuando no centro aerodinâmico da asa;
- D** é o arrasto da asa da aeronave atuando no centro aerodinâmico da asa;
- M_0** é o momento de arfagem da asa;
- P** é a força horizontal no profundo;
- W** é o peso da aeronave atuando no seu centro de massa;
- T** é a força de tração do motor.

Desse diagrama apresentado na Figura 3-25, pode-se obter as seguintes equações de equilíbrio para determinação da força na cauda para o voo nivelado.

$$L = W + P$$

$$P \cdot l = M_0 - D \cdot b$$

Calculando a força de arrasto e momento de arfagem pelos coeficientes aerodinâmicos obtidos por CEZE [5].

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_c^2 \cdot S \cdot C_D$$

$$D = 0,5 \cdot 1,21 \cdot (32)^2 \cdot 1,25 \cdot 0,032$$

$$D = 24,8 \text{ N}$$

$$M_0 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_c^2 \cdot S \cdot C_{M0} \cdot \bar{c}$$

$$M_0 = 0,5 \cdot 1,21 \cdot (32)^2 \cdot 1,25 \cdot 0,076 \cdot 0,52$$

$$M_0 = 30,6 \text{ N} \cdot \text{m}$$

Então se obtém que:

$$P = \frac{M_0 - D \cdot b}{l} = 16,0 \text{ N}$$

$$L = W + P = 336 \text{ N}$$

Verifica-se com isso que para um vôo nivelado na velocidade de cruzeiro a força da cauda é de aproximadamente 16 N, no sentido contrário a sustentação. Essa força causa o momento necessário para manter a aeronave na trajetória horizontal, compensando o momento de arfagem e o arrasto que tendem a inclinar o bico do Apoena para baixo.

Apesar de não apresentado nesse relatório, um procedimento semelhante a esse, porém analisando também os outros pontos do envelope, poderia ser feito para se encontrar as diversas condições de cargas na fuselagem, devido aos carregamentos de vôo.

3.2.3.3 Carregamentos de pouso

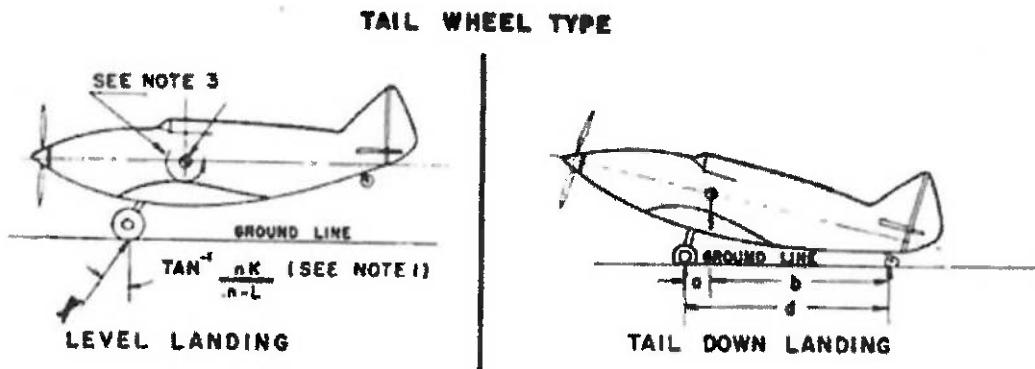
Os carregamentos em pouso foram analisados de acordo com as quatro condições recomendadas pelo regulamento para aeronaves com sistema de aterrissagem convencional:

1. pouso em duas rodas nivelado;
2. pouso em três rodas “tail-down”;
3. pouso em uma roda;
4. frenagem.

Observe a Tabela 3-16 e a Figura 3-26 a seguir, extraídas do regulamento FAR Part 23 C, que apresentam os valores de carregamentos nas condições 1 e 2:

Tabela 3-16 - Cálculo do carregamento no pouso

Condição	Sistema de aterrissagem convencional	
	Pouso nivelado	Pouso “tail-down”
Requisito	23.479(a)(1)	23.481(a)(1)
Componente vertical do balanceamento	n.W	n.W
Componente horizontal do balanceamento	K.n.W	0
Carregamento no trem de pouso principal (ambas as rodas)	Vr Dr	(n-L).W K.n.W
Carregamento na bequilha	Vr Dr	(n-L).W.b/d 0



BASIC LANDING CONDITIONS

Figura 3-26 - Condições de pouso básicas

onde

n é o fator de carga máximo de pouso, igual a 3,0 (LOMAX [9]);

W é o peso máximo da aeronave;

L é a sustentação da aeronave durante o pouso;

K é o coeficiente que relaciona a reação vertical e a horizontal e foi adotado, de acordo com a FAR23C, igual a 0,33.

A condição 3 deve ser analisada considerando-se que a aeronave se encontra nivelada e toca o solo com apenas uma das rodas do trem de pouso principal. As reações do solo devem ser consideradas as mesmas que as obtidas na condição 1.

A condição 4 deve ser analisada considerando-se o fator de carga vertical $n=1,33$ em pouso nivelado. A reação horizontal deve ser igual à reação vertical multiplicada por um coeficiente máximo de atrito dos pneus $\mu = 0,8$ e aplicada no ponto de contato de cada uma das rodas com o solo.

Desta forma, pode-se realizar os cálculos dos carregamentos atuantes no sistema de aterrissagem, conforme segue:

1. Pouso em duas rodas nivelado

As componentes vertical e horizontal atuantes no C.G. podem ser obtidas de acordo com a Tabela 3-16:

$$V = n \cdot W = 960N$$

$$D = K \cdot n \cdot W = 317N$$

Considerando-se que a razão de sustentação (L) é pequena durante o pouso, por ser esta hipótese mais conservadora, a componente vertical em ambas as rodas do trem principal pode ser calculada:

$$V = (n - L) \cdot W$$

$$V = 3,0 \cdot 320 = 960N$$

A força vertical atuante em cada roda é, portanto, de $V_{roda} = 480N$.

A componente horizontal pode também ser obtida:

$$D = K \cdot n \cdot W = 317N$$

Em cada roda, a componente horizontal é de $D_{roda} = 159N$

Não existe carregamento na bequilha para esta análise.

2. Pouso em três rodas “tail-down”

As componentes vertical e horizontal atuantes no C.G. podem ser obtidas de acordo com a Tabela 3-16:

$$V = n \cdot W = 960N$$

$$D = 0N$$

Também admitindo a hipótese conservadora de que a sustentação é pequena durante o pouso, pode-se obter a reação vertical em ambas as rodas do trem de pouso principal:

$$V = (n - L) \cdot W \cdot \frac{b}{d} = 3,0 \cdot 320 \cdot \frac{1618}{1789} = 868N$$

A força vertical atuante em cada roda é, portanto, de $V_{roda} = 434N$.

Também se obtém força vertical atuante na bequilha:

$$V = (n - L) \cdot W \cdot \frac{a}{d} = 3,0 \cdot 320 \cdot \frac{171}{1789} = 92N$$

3. Pouso em uma roda

A análise desta condição deve ser realizada considerando-se que a aeronave toca o solo com apenas uma das rodas e que as reações são as mesmas que as obtidas em 1. As componentes atuantes no C.G. são:

$$V = n \cdot W = 960N$$

$$D = K \cdot n \cdot W = 317N$$

As forças atuantes no trem de pouso principal são:

$$V_{roda} = 480N$$

$$D_{roda} = 159N$$

4. Frenagem

A condição 4 deve ser analisada considerando-se o fator de carga vertical $n=1,33$ em pouso nivelado. A reação horizontal deve ser igual à reação vertical multiplicada por um coeficiente máximo de atrito dos pneus $\mu = 0,8$ e aplicada no ponto de contato de cada uma das rodas com o solo.

Calculando as reações no C.G. como:

$$V = n \cdot W = 1,33 \cdot 320 = 426N$$

$$D = \mu \cdot n \cdot W = 341N$$

A componente vertical atuante em cada uma das rodas é de $V_{roda} = 213N$ e a componente horizontal é de $D_{roda} = 170N$

3.2.3.4 Carregamentos no sistema de propulsão

As estruturas que suportam o sistema de propulsão, de acordo com a FAR23C, devem ser projetadas para o limite máximo de torque aplicado pelo motor, agindo simultaneamente com os carregamentos resultantes do máximo fator de carga positivo de manobra $n_1 = 3,8$.

Foi considerado o máximo torque do motor na menor rotação:

Potência máxima (P):

$$5HP \approx 3728 \text{ W}$$

Rotação mínima (ω):

$$2000 \text{ r.p.m.} \approx 209 \text{ rad/s}$$

Então:

$$T_{máx} = \frac{P_{máx}}{\omega_{mín}} = \frac{3728}{209} = 17,8N \cdot m$$

Considerando a sobreposição às forças vertical e normal, respectivamente:

$$V = 3,8 \cdot (V_{motor} + V_{hélice} + V_{spinner} + V_{gerador}) = 130N$$

$$N = 100N$$

3.2.4 Limites de manobras

Na seção 3.2.3.1 - Carregamentos em vôo, obteve-se os coeficientes dos carregamentos devidos a manobra. São aqui apresentados alguns casos de manobra, e sua conseqüente limitação devida aos fatores máximos de aceleração, segundo MEGSON [11].

3.2.4.1 Recuperação de mergulho (“Steady pull-out”)

Essa manobra é a saída de um mergulho, quando se inicia a trajetória curvilínea para cima, como apresentado na Figura 3-27.

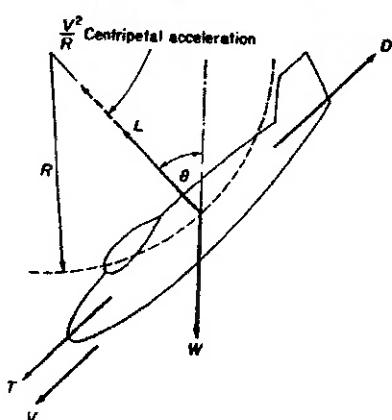


Figura 3-27 - Cargas e aceleração numa aeronave durante o "pull-out"

Pelas equações de equilíbrio e considerando a força de inércia da aeronave obtém-se a seguinte fórmula para o raio de curvatura da manobra.

$$n = \frac{V^2}{g \cdot R} + 1 \Rightarrow R = \frac{V^2}{g \cdot (n-1)}$$

Que para a velocidade de mergulho da aeronave de 48 m/s e fator de carga de 3,8, resulta numa trajetória de raio de curvatura mínimo de:

$$R \approx 83 \text{ m}$$

Para velocidades menores podem ser feitas curvas com menores raios, porém se a manobra for muito severa pode ocorrer o estol da aeronave, ao invés da falha estrutural. Como por exemplo, na velocidade de 30 m/s ($n=3$), o raio de curvatura dado pelo limite estrutural é de cerca 32 m, enquanto que devido à sustentação é limitado a aproximadamente 45 m.

3.2.4.2 Curva nivelada com inclinação lateral (“Correctly banked turn”)

Durante essa manobra o avião faz uma curva horizontal com velocidade constante, conforme ilustrada na Figura 3-28.

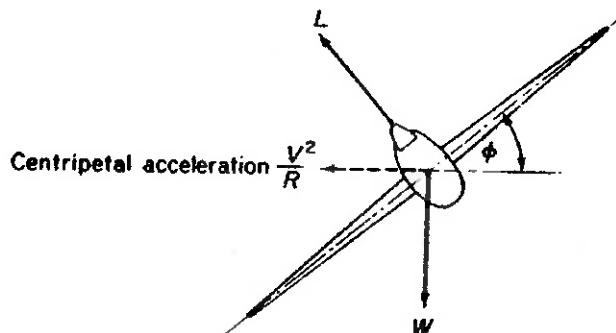


Figura 3-28 - Cargas e aceleração numa aeronave durante o "banked-turn"

Novamente considerando o equilíbrio com forças de inércia, obtém-se:

$$n = \sec(\phi) \Rightarrow \phi = \arccos\left(\frac{1}{n}\right)$$

$$\tan(\phi) = \frac{V^2}{g \cdot R} \Rightarrow R = \frac{V^2}{g \cdot \tan(\phi)}$$

Tem-se então que para o avião fazer essa curva nivelada na sua velocidade de cruzeiro de 32 m/s e considerando fator de carga de 3,8. O seu ângulo de rolagem em relação ao plano horizontal, e raio de curvatura valem:

$$\phi \approx 75^\circ$$

$$R \approx 28 \text{ m}$$

3.2.5 Propriedades dos materiais

Não se dispõe de um banco de dados das propriedades dos materiais a serem utilizados nesse projeto, e não sendo possível realizar os ensaios para sua determinação, adotou-se o seguinte procedimento:

- 1- Busca pelo maior número de bibliografias e páginas na Internet onde eram apresentados esses dados;
- 2- Comparação entre os valores obtidos nessa pesquisa, tomando como base a densidade do material;
- 3- Seleção de valores médios entre todos os levantados, de forma a se obter resultados representativos.

Com base nesse procedimento, foram determinadas as propriedades apresentadas na Tabela 3-17.

Tabela 3-17 - Propriedades dos materiais utilizados

MATERIAL	PROPRIEDADES		
	Ortogonal à fibra	Paralela à fibra	Coeficiente de Poisson
Balsa Dura			0,23
Módulo de elasticidade	0,17 GPa	5,30 GPa	
Tensão máxima (tração)	0,99 MPa	21,03 MPa	
Tensão máxima (compressão)	0,84 MPa	10,00 MPa	
Balsa Macia			0,23
Módulo de elasticidade	0,07 GPa	2,28 GPa	
Tensão máxima (tração)	0,63 MPa	9,48 MPa	
Tensão máxima (compressão)	0,46 MPa	3,45 MPa	
Compensado "Lite-Ply"			0,30
Módulo de elasticidade	12,4 GPa		
Tensão máxima (tração)	25,7 MPa		
Tensão máxima (compressão)	13,8 MPa		
Fibra de Vidro *			0,19
Módulo de elasticidade	8,40 GPa	31,50 GPa	
Tensão máxima (tração)	40 MPa	1020 MPa	

* Valores para fibra já laminada com proporção de 60% de resina

Esses dados foram utilizados nas comparações de tensões obtidas no método analítico, e também para o cálculo em elementos finitos.

3.2.6 Diagramas dos esforços atuantes na asa

Após o desenvolvimento do envelope de vôo da aeronave, o próximo passo para o dimensionamento das estruturas da asa é determinar a distribuição de carregamentos e esforços ao longo da mesma.

A partir da análise do envelope de vôo, obtém-se os pontos para os quais as estruturas da asa deverão ser analisadas, de acordo com a Tabela 3-14 e a Tabela 3-15. Os pontos são utilizados no cálculo das forças atuantes nas asas.

As informações referentes aos coeficientes aerodinâmicos e geometrias do projeto foram obtidas de CEZE [5].

Primeiramente deve-se obter a força de sustentação de acordo com a equação:

$$L = n \cdot W ;$$

A partir da força de sustentação L calculada, obtém-se o coeficiente de sustentação da aeronave, C_L :

$$C_L = \frac{2 \cdot L}{\rho \cdot V^2 \cdot S}$$

O coeficiente de sustentação, por sua vez, permite encontrar o ângulo de ataque α da aeronave no ponto do envelope de vôo em análise, de acordo com:

$$\alpha = \frac{C_L - C_{L0}}{C_{L\alpha}},$$

sendo C_{L0} o coeficiente de sustentação da aeronave em ângulo de ataque igual a zero.

A partir do ângulo de ataque da aeronave, encontra-se o coeficiente de arrasto da asa, C_D , de acordo com CEZE [5]. A força de arrasto D poderá ser então calculada de acordo com:

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_D \cdot S$$

É importante ressaltar que as forças de sustentação e arrasto não são iguais às forças normal e na direção da corda que agem nas estruturas da aeronave, uma vez que aquelas não têm como referencial os eixos da aeronave, mas sim a direção do escoamento, como podemos observar na Figura 3-29 a seguir:

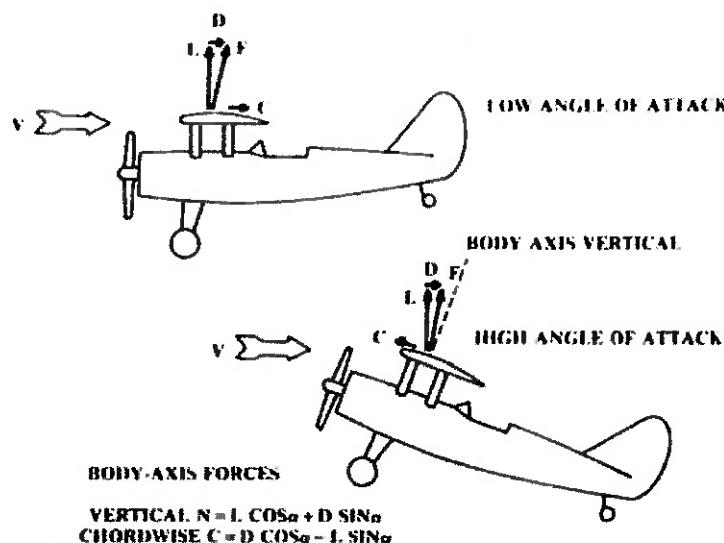


Figura 3-29 - Cálculo das forças normal e na direção da corda

Assim, devem-se calcular as forças normal (F_N) e na direção da corda (F_C), de acordo com as equações:

$$F_N = L \cdot \cos \alpha + D \cdot \operatorname{sen} \alpha$$

$$F_C = D \cdot \cos \alpha - L \cdot \operatorname{sen} \alpha$$

Calculadas as forças atuantes nas estruturas, deve-se então conhecer a distribuição das mesmas ao longo da asa.

RAYMER [13] apresenta o método semi-empírico de Schrenk para obtenção da distribuição das forças aerodinâmicas ao longo da envergadura. Segundo este método, a distribuição tem uma forma que é a média da forma geométrica da asa e da forma elíptica de mesma envergadura e área. A área total sob a curva de sustentação deve ser igual à força resultante de sustentação. Observe a Figura 3-30:

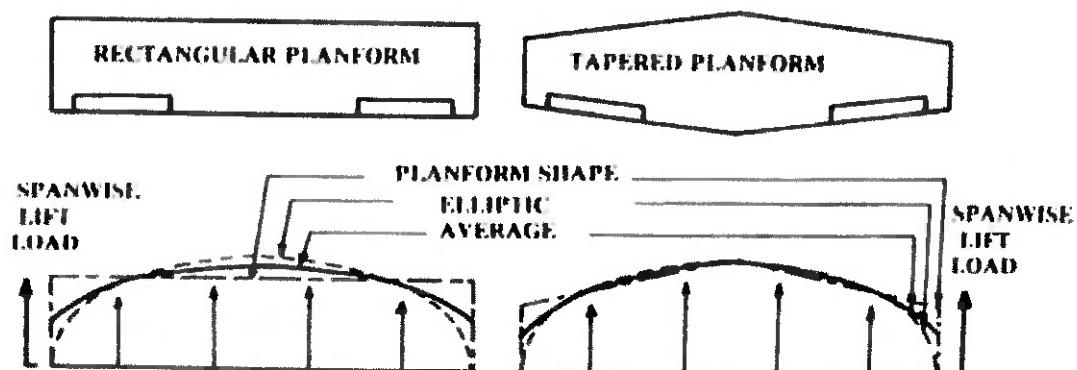


Figura 3-30 - Método de Schrenk para distribuição de carregamentos

Segundo RAYMER, verifica-se que em asas com afilamento próximo de 0,45 – que é o caso da aeronave Apoena – a distribuição de sustentação se aproxima muito da distribuição elíptica, como pode ser observado na Figura 3-31.

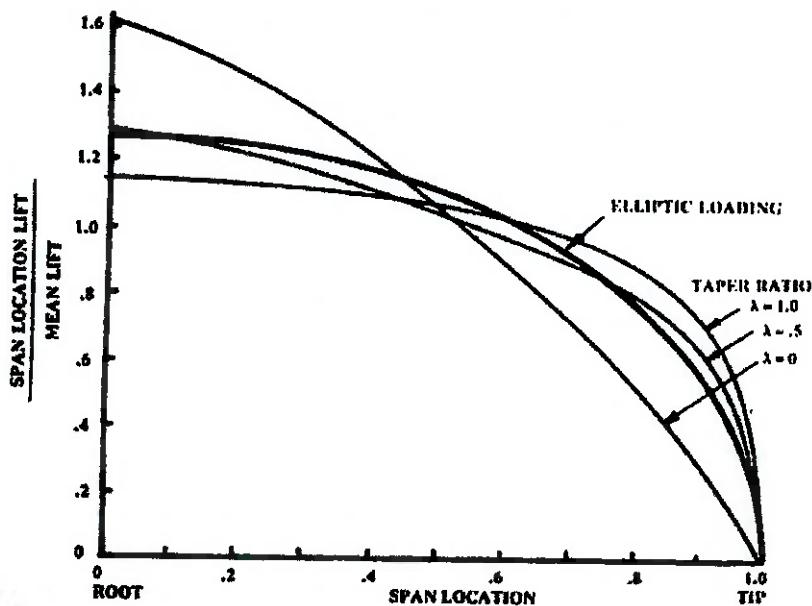


Figura 3-31 - Distribuição de carregamentos para diversos valores de afilamento

Desta forma, foi adotada como simplificação bastante coerente que a distribuição de carregamentos aerodinâmicos na asa é elíptica.

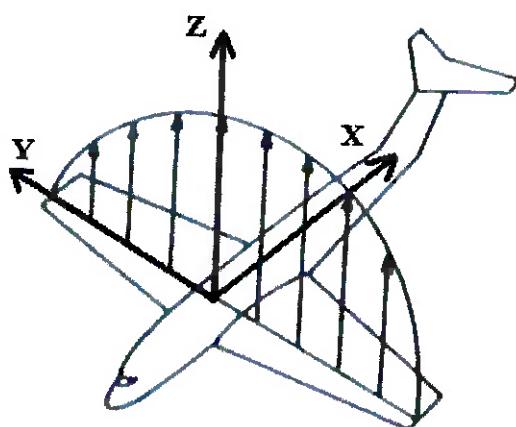


Figura 3-32 - Sistema de coordenadas

Tomando o sistema de coordenadas apresentado na Figura 3-32, pode-se desenvolver as equações que representam a distribuição de carregamento elíptica, de acordo com RAYMER [13]:

$$q(y) = q_{max} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2 \cdot y}{b}\right)^2} \quad -\frac{b}{2} \leq y \leq \frac{b}{2},$$

onde:

$$q_{\max} = \frac{4 \cdot F_N \cdot (F.S.)}{\pi \cdot b} \text{ ou } q_{\max} = \frac{4 \cdot F_C \cdot (F.S.)}{\pi \cdot b};$$

F.S. é o fator de segurança igual a 1,5;

b é a envergadura.

A coordenada da resultante (Y_C) pode ser obtida através de:

$$Y_C = \frac{4 \cdot b}{6 \cdot \pi}$$

Pode-se também determinar o carregamento em momento de arfagem da asa nas regiões do aileron e flape em função da coordenada y , respectivamente a partir das equações:

$$M_0(y)_{ail} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot c_{ail} \cdot c(y) \cdot dS$$

$$M_0(y)_{flap} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot c_{flap} \cdot c(y) \cdot dS$$

Obtidos os carregamentos, prossegue-se com o cálculo dos esforços solicitantes nas estruturas da asa. Foram construídos os diagramas de força cortante em z e x (V_z e V_x), assim como os momentos fletores em torno dos eixos x e z (M_x e M_z), além do diagrama de momento torçor (T_y).

Foi considerada como condição de contorno um engaste no centro da asa, ou seja, em sua fixação à fuselagem.

A obtenção dos esforços cortantes foi realizada através da integração numérica do carregamento ao longo da asa, de acordo com a equação que segue, extraída de BEER [4].

$$V(y) = \int q(y) \cdot dy$$

Por sua vez, os momentos fletores foram obtidos através também da integração numérica dos esforços cortantes:

$$M(y) = \int V(y) \cdot dy$$

O resultado dos cálculos de carregamentos e esforços solicitantes realizados para cada uma das condições críticas de vôo estabelecidas na seção 3.2.3 são apresentados separadamente no ANEXO B – Diagramas dos carregamentos na asa.

Também é apresentada uma análise para o caso de um carregamento especial, no qual duas pessoas transportam a aeronave em peso máximo, segurando-a pelas pontas das asas. Neste caso, é assumido a hipótese de máxima aceleração vertical equivalente a $2g$ e fator de segurança de 1,5, conforme a Figura 3-33.

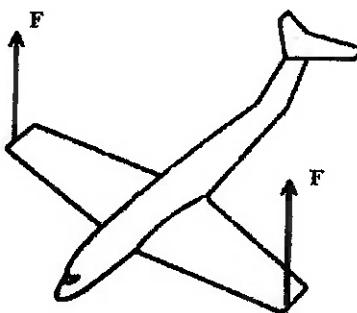


Figura 3-33 - Caso especial de carregamento na asa

Neste caso as forças nas extremidades das asas ficam:

$$2 \cdot F = W \cdot n \cdot (F.S.) \Rightarrow F = \frac{W \cdot n \cdot (F.S.)}{2}$$

A cortante na direção Z da estrutura será dada por:

$$V_z(y) = F$$

Surgirá, portanto, um momento fletor em relação ao eixo x igual a:

$$M_x(y) = F \cdot y$$

3.2.7 Análise estrutural da asa através do método analítico

Obtidos os diagramas de esforços atuantes nas estruturas das asas, é possível partir para uma análise estrutural preliminar da mesma.

As equações analíticas para a análise das tensões na asa foram implementadas em um programa de cálculo com o intuito de possibilitar, de forma mais ágil, a análise de todas as condições de carregamento exigidas por regulamento. O programa também teve como objetivo possibilitar que as análises pudessem ser rapidamente realizadas novamente, caso houvesse alguma mudança nos parâmetros principais no decorrer do projeto. Outra vantagem deste programa de cálculo foi a possibilidade de se analisar o efeito de algumas modificações estruturais, buscando-se o projeto estrutural mais eficiente em termos de peso.

O programa aplica as equações da resistência dos materiais admitindo a hipótese de pequenas deformações. Esta hipótese é bastante coerente considerando-se o comportamento frágil dos materiais utilizados nas estruturas da aeronave.

Como entrada para o programa de cálculo, são fornecidos os momentos fletores e torções atuantes na estrutura ao longo da envergadura, conforme calculados na seção 3.2.6 e estão apresentados no ANEXO B – Diagramas dos carregamentos na asa.

Devido às variações nas propriedades geométricas e nos esforços ao longo da envergadura da asa, esta foi dividida em 50 seções transversais e os cálculos foram realizados para cada uma destas seções.

Os procedimentos de cálculo em cada uma destas 50 seções é o seguinte.

Inicialmente foi determinado o sistema de coordenadas em que seriam realizados os cálculos. Determinou-se que este sistema seria o mesmo que o utilizado como referência para as forças e momentos aerodinâmicos, o qual também é utilizado como referência padrão para o cálculo dos coeficientes aerodinâmicos.

É importante salientar que para os cálculos foi considerada apenas a seção contínua estrutural, sendo desconsiderada a parcela do perfil que possui estruturas de flape e ailerons. Observe na Figura 3-34.

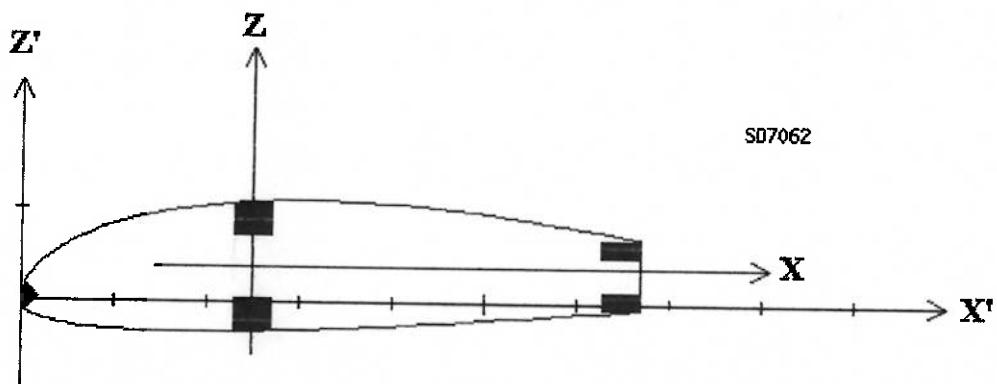


Figura 3-34 - Sistema de coordenadas de referência

Foram calculadas as parcelas de momentos de inércia I_{xx} e I_{zz} e o produto de inércia I_{xz} das vigas, de acordo com as equações extraídas de BEER [4]:

$$I_{xx}(\text{vargas}) = \sum_{\text{vargas}} \left(\frac{b \cdot h^3}{12} + b \cdot h \cdot z_c^2 \right)$$

$$I_{zz}(\text{vargas}) = \sum_{\text{vargas}} \left(\frac{b \cdot h^3}{12} + b \cdot h \cdot x_c^2 \right),$$

$$I_{xz}(\text{vargas}) = \sum_{\text{vargas}} (b \cdot h \cdot x_c \cdot z_c)$$

onde: x_c é a coordenada do centro de inércia da viga no eixo x;

z_c é a coordenada do centro de inércia da viga no eixo z;

b é a dimensão da base;

h é a dimensão da altura.

Também foram calculadas as parcelas dos momentos e produto de inércia relativas ao revestimento. Este cálculo foi realizado de maneira numérica através da discretização do revestimento em pequenos trechos retos com espessura t das chapas de madeira e a soma da contribuição de todos esses elementos. Os elementos foram determinados a partir da união de dois pontos adjacentes do perfil, de coordenadas (x,z). Observe as equações:

$$d = \sqrt{(x_{i+1} - x_i)^2 + (z_{i+1} - z_i)^2}$$

$$I_{xx}(\text{chapas}) = \sum d \cdot t \cdot \left[z_i + \frac{(z_{i+1} - z_i)}{2} \right]^2$$

$$I_{zz}(\text{chapas}) = \sum d \cdot t \cdot \left[x_i + \frac{(x_{i+1} - x_i)}{2} \right]^2$$

$$I_{xz}(\text{chapas}) = \sum d \cdot t \cdot \left[x_i + \frac{(x_{i+1} - x_i)}{2} \right] \cdot \left[z_i + \frac{(z_{i+1} - z_i)}{2} \right]$$

Os momentos totais de inércia, assim como o produto de inércia, foram calculados a partir da soma dos momentos devido às vigas e ao revestimento. Verifica-se que ambas as parcelas tem participação igualmente importante, não podendo ser desconsiderada nenhuma delas. Observe o resultado dos momentos de inércia e do produto de inércia ao longo da envergadura nas Figura 3-35, Figura 3-36 e Figura 3-37. Esses resultados são para a estrutura com as longarinas principais de dimensões 1" x 1".

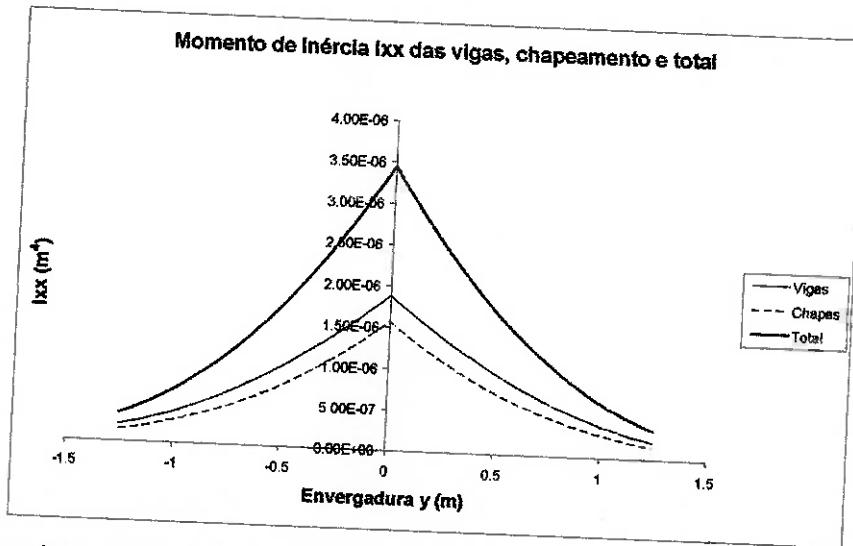


Figura 3-35 - Momento de inércia I_{xx} ao longo da envergadura (longarina 1" x 1")

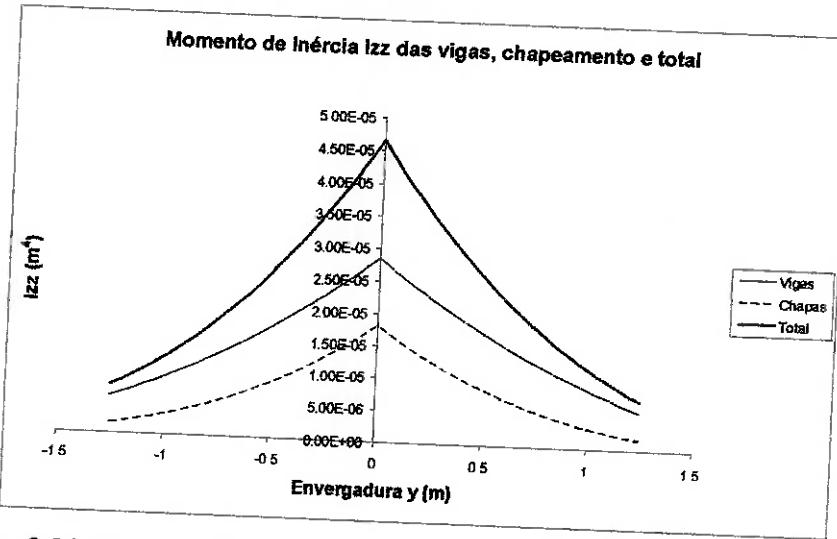


Figura 3-36 - Momento de inércia I_{zz} ao longo da envergadura (longarina 1" x 1")

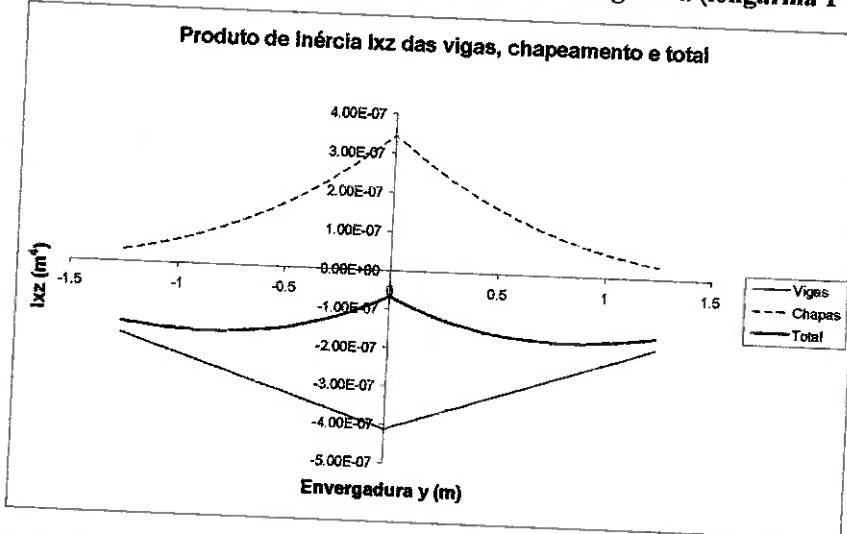


Figura 3-37 - Produto de inércia I_{xz} ao longo da envergadura (longarina 1" x 1")

Em seguida foram calculadas as tensões normais máximas na estrutura. Para isto, foram calculadas as tensões em todos os pontos que definem o perfil, por serem estes os pontos externos na estrutura e que, por este motivo, sofrem as maiores tensões de tração e compressão. A equação a seguir, obtida em BEER, foi então aplicada para cada um destes pontos (x,z):

$$\sigma_y = \frac{z \cdot I_{zz} - x \cdot I_{xz}}{I_{xx} \cdot I_{zz} - I_{xz}^2} \cdot M_x + \frac{-x \cdot I_{xx} + z \cdot I_{xz}}{I_{xx} \cdot I_{zz} - I_{xz}^2} \cdot M_z$$

Além das tensões de tração, também surgem tensões de cisalhamento devido à atuação do momento de torção. Para o cálculo destas tensões, admitimos que a principal estrutura resistente aos esforços de torção é o revestimento que existe em toda a superfície da asa e a alma que liga as duas longarinas principais.

Conforme o proposto por MEGSON [11], o momento torçor divide-se entre as células da seção da asa, ocasionando um fluxo de cisalhamento q_i em cada uma delas.

A relação entre o momento torçor T aplicado a um eixo de seção vazada e o fluxo de cisalhamento q na parede do eixo, é expressa por:

$$T = 2 \cdot q \cdot A,$$

onde: $q = \tau \cdot t$

A é a área limitada pela linha central da seção transversal da parede, de acordo com a Figura 3-38.

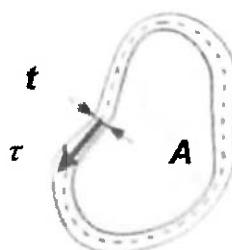


Figura 3-38 - Área limitada pela linha central da seção transversal

A área A foi determinada através da integração numérica das pequenas áreas trapezoidais contidas entre dois pontos adjacentes do perfil e o eixo x, de acordo com a equação:

$$A = \sum_{\text{célula}} \frac{(|z_i| + |z_{i+1}|) \cdot |x_i - x_{i+1}|}{2}$$

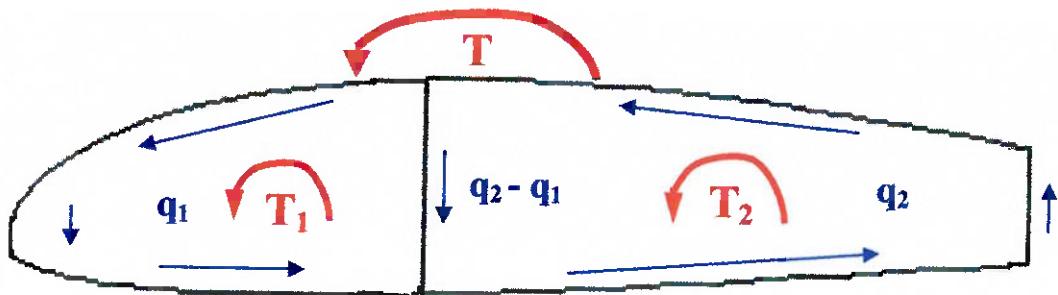


Figura 3-39 - Distribuição do fluxo de cisalhamento na seção

Então, para uma seção de asa com duas células, como o caso do Apoena, apresentado na Figura 3-39, temos a seguinte expressão para o momento torçor:

$$T = \sum_{i=1}^n 2 \cdot q_i \cdot A_i$$

Por se tratar de uma estrutura hiperestática, precisa-se encontrar um sistema de equações para determinar os valores de cisalhamento, utiliza-se as equações de energia complementar, e obtém-se o seguinte sistema de equações descrito por MEGSON [11], cujas variáveis são q_1 , q_2 e β (ângulo de torção por unidade de comprimento).

$$\begin{aligned} 2 \cdot q_1 \cdot A_1 + 2 \cdot q_2 \cdot A_2 &= T \\ \frac{q_1}{A_1} \cdot \oint_{célula1} \frac{ds}{t} - \frac{q_2}{A_1} \cdot \int_{parede} \frac{ds}{t} - 2 \cdot G \cdot \beta &= 0 \\ \frac{q_2}{A_2} \cdot \oint_{célula2} \frac{ds}{t} - \frac{q_1}{A_2} \cdot \int_{parede} \frac{ds}{t} - 2 \cdot G \cdot \beta &= 0 \end{aligned}$$

Chamando:

$$\begin{aligned} K_1 &= A_1 \cdot \oint_{célula2} \frac{ds}{t} + A_2 \cdot \int_{parede} \frac{ds}{t} \\ K_2 &= A_2 \cdot \oint_{célula1} \frac{ds}{t} + A_1 \cdot \int_{parede} \frac{ds}{t} \end{aligned}$$

Obtém-se

$$q_1 = \frac{T \cdot K_1}{2 \cdot (A_1 \cdot K_1 + A_2 \cdot K_2)}$$

$$q_2 = \frac{T \cdot K_2}{2 \cdot (A_1 \cdot K_1 + A_2 \cdot K_2)}$$

$$2 \cdot G \cdot \beta = \frac{1}{A_1 + A_2} \cdot \oint_{perfil} \frac{ds}{t}$$

E conseqüentemente as tensões de cisalhamento para os pontos do perfil.

Obtidas as tensões atuantes em cada ponto de cada seção transversal da estrutura, foram calculadas as tensões principais nestes pontos. Observando as características das tensões podemos constatar que se trata de um caso de estado plano de tensões pela existência apenas das tensões σ_y e τ_{xy} .

A partir destas informações, podemos traçar o círculo de Mohr referente ao ponto em estudo, conforme apresentado na Figura 3-40.

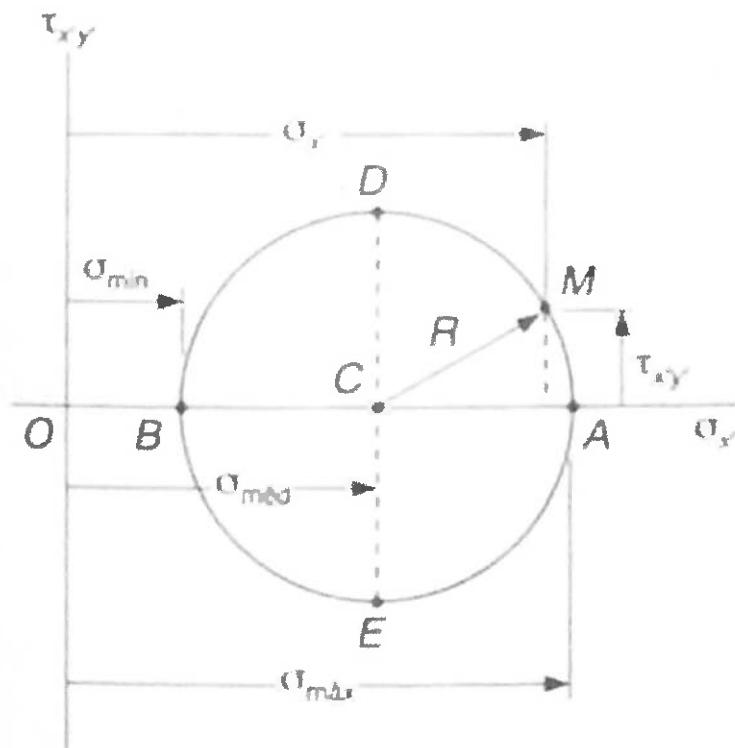


Figura 3-40 - Círculo de Mohr

A partir do círculo de Mohr é possível determinar as tensões máxima σ_{\max} e mínima σ_{\min} atuantes naquele ponto, de acordo com as equações extraídas de BEER [4], apresentadas a seguir:

$$\sigma_{\max} = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} + \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}\right)^2 + \tau_{xy}^2}$$

$$\sigma_{\min} = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} - \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}\right)^2 + \tau_{xy}^2}$$

Após a obtenção das tensões máximas e mínimas em cada ponto da seção transversal, foram determinadas a maior tensão máxima e a menor tensão mínima dentre todos os pontos de cada seção. Estas tensões em cada seção foram então registradas em gráfico para as 50 seções analisadas ao longo da envergadura e estão apresentadas nos anexos C.1. para a longarina principal com dimensões de 1" x 1", C.2. para a longarina principal com dimensões de 1" x ½" e C.3. para a longarina principal com dimensões de 1" x ¼". Nestes anexos são apresentados os resultados das análises realizadas para cada uma das condições de carregamento exigidas pelo regulamento.

Para concluir a análise foi necessário que se estabelecesse um critério de falha, de forma que se pudesse concluir se as estruturas resistiam ou não aos carregamentos.

O critério escolhido para a análise foi o critério de Coulomb, pois este é o mais adequado em relação aos materiais que são utilizados nas estruturas das asas, caracterizados pela fratura frágil.

De acordo com este critério, um componente estrutural se rompe quando a máxima tensão normal atuante atinge o valor da tensão última σ_u , obtida por meio de um ensaio de tração em corpo de prova do mesmo material, conforme apresentado por BEER [4]. Assim, o componente estrutural se encontra em situação de segurança enquanto os valores absolutos das tensões principais $\sigma_{máx}$ e $\sigma_{mín}$ forem ambos menores que σ_u .

O critério da máxima tensão normal pode ser expresso graficamente como indica a Figura 3-41. Marcando os valores de $\sigma_{máx}$ e $\sigma_{mín}$, localizamos um ponto que, se estiver dentro da área do quadrado representado, indica que o elemento estrutural tem segurança. Se o ponto estiver fora dessa área, o elemento estrutural se rompe.

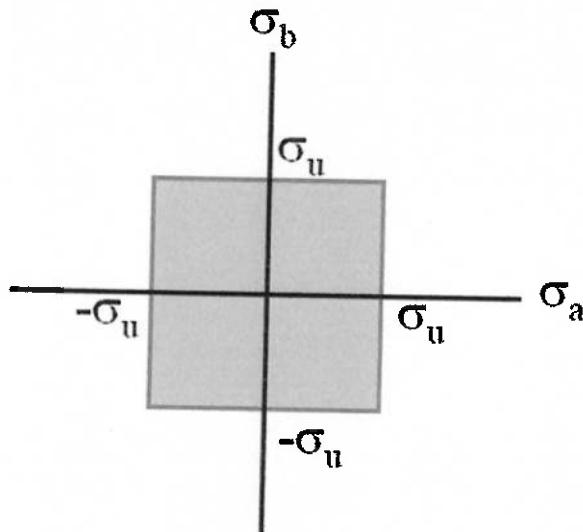


Figura 3-41 - Critério de Coulomb

A partir desta definição, pode-se estabelecer também um fator de segurança para a tensão, definido como:

$$F.S. = \min \left\{ \frac{\sigma_{u+}}{\sigma_{\max}}, \frac{|\sigma_{u-}|}{|\sigma_{\min}|} \right\}$$

Os valores para o fator de segurança ao longo da envergadura também estão apresentados nos anexos C.1. para a longarina principal com dimensões de 1"x 1", C.2. para a longarina principal com dimensões de 1"x 1/2" e C.3. para a longarina principal com dimensões de 1"x 1/4". É importante salientar que o fator de segurança de 1,5 exigido já foi aplicado aos carregamentos, o que significa que não há a necessidade de fatores de segurança adicionais.

3.2.8 Simulação da estrutura da asa em elementos finitos

Em paralelo ao cálculo analítico das tensões na estrutura da asa, foi desenvolvido um modelo para simulação em elementos finitos através do programa ANSYS 8.0.

O procedimento utilizado, dados necessários, modelagem e elaboração da malha são apresentados nessa seção. Além disso, também é apresentado a comparação com os resultados analíticos da seção 3.2.7.

3.2.8.1 Modelo geométrico

O modelo foi primeiramente elaborado a partir de um desenho tridimensional das longarinas e nervuras no programa de CAD, como apresentado Figura 3-42. Esse desenho, feito exclusivamente de linhas, foi exportado para o programa ANSYS no formato IGES e pode ser visualizado na Figura 3-43.

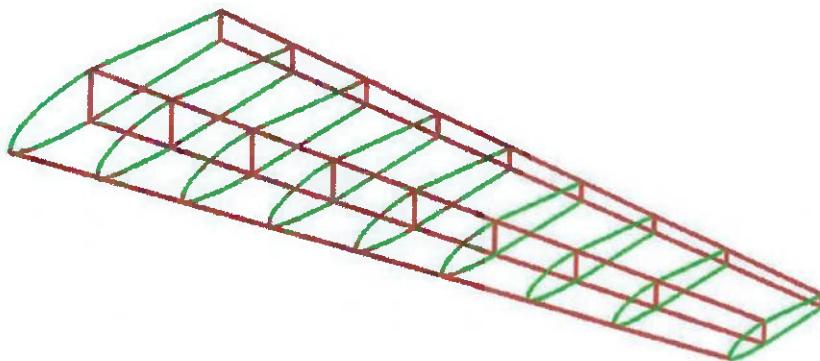


Figura 3-42 - Modelo geométrico de linhas no programa de CAD

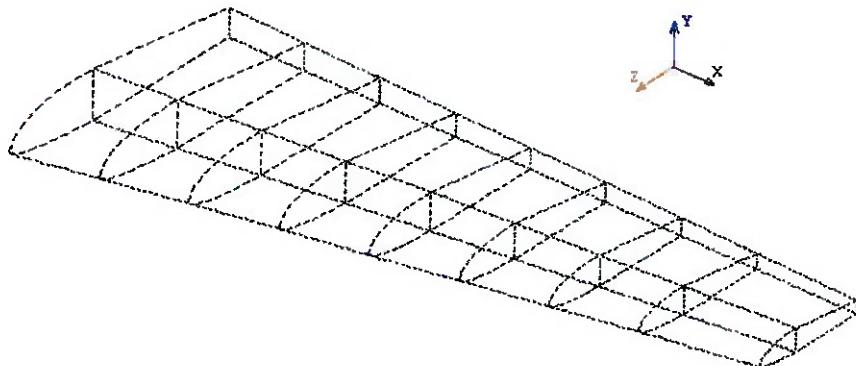


Figura 3-43 - Modelo geométrico de linhas no programa ANSYS

Tendo o modelo geométrico da estrutura, partiu-se então para a definição dos outros parâmetros do programa.

3.2.8.2 Tipos de elementos e definição de suas constantes

O modelo foi construído com elementos uni e bidimensionais, adequados para a análise em questão. Os elementos utilizados foram os apresentados na Tabela 3-18.

Tabela 3-18 - Elementos utilizados

Número do elemento	Tipo	Nome	Modelo
1	Viga	BEAM4	3D Elastic
2	Chapa	SHELL63	Elastic 4 nodes

As longarinas foram modeladas com elementos de viga, que descrevem o comportamento a flexão delas. Para o revestimento, as nervuras e a alma da longarina principal, foi utilizado o elemento de chapa. Ambos elementos foram escolhidos por possuírem comportamento elástico e tridimensional.

Após a definição dos elementos, foram inseridas as características das seções dos elementos estruturais, conforme apresentado na Tabela 3-19 para as vigas e na Tabela 3-20 para as chapas.

Tabela 3-19 - Constantes das vigas

Número e nome da constante	Espessura em Z (m)	Espessura em Y (m)	Área (m ²)	I _{zz} (m ⁴)	I _{yy} (m ⁴)	I _{xx} (m ⁴)
1 – Bordo de ataque	0,0127	0,0127	1,61.10 ⁻⁴	2,17.10 ⁻⁹	2,17.10 ⁻⁹	4,34.10 ⁻⁹
2 – Longarinas principais	0,0254	0,0127	3,2.10 ⁻⁴	4,34.10 ⁻⁹	1,73.10 ⁻⁸	2,17.10 ⁻⁸
3 – Longarinas secundárias	0,0254	0,00635	1,61.10 ⁻⁴	5,89.10 ⁻¹⁰	8,67.10 ⁻⁹	9,26.10 ⁻⁹

Através das dimensões das longarinas foram calculados os parâmetros apresentados na Tabela 3-19 acima que servem como constantes para os elementos de vigas localizados nas linhas das longarinas. O sistema de coordenadas é o apresentado na Figura 3-43, onde o eixo x é paralelo ao comprimento da asa, o z na direção paralela à corda e o y vertical para cima.

Tabela 3-20 - Constantes das chapas

Número e nome da constante	Espessura nó I (m)	Espessura nó J (m)	Espessura nó K (m)	Espessura nó L (m)
4 – Revestimento em balsa	1.10 ⁻³	1.10 ⁻³	1.10 ⁻³	1.10 ⁻³
5 – Nervuras de “Lite ply”	3,125.10 ⁻³	3,125.10 ⁻³	3,125.10 ⁻³	3,125.10 ⁻³

Como constantes para os elementos de chapa só é necessário inserir a espessura em cada nó do elemento, então para cada tipo de estrutura nesse formato foi criada uma referência de espessura, conforme apresentado na Tabela 3-20.

3.2.8.3 Propriedade dos materiais

Foram utilizadas as propriedades dos materiais apresentadas na Tabela 3-21. Conforme discutido na seção 3.2.5.

Tabela 3-21 - Propriedades dos materiais

Número e nome do material	Módulo de Elasticidade (Pa)	Coeficiente de Poisson
1 – Balsa	$5,3 \cdot 10^9$	0,23
2 – “Lite ply”	$12,4 \cdot 10^9$	0,30

3.2.8.4 Geração da malha

Depois de definidos todos esses parâmetros, foi possível relacionar cada elemento estrutural às suas propriedades e iniciar a geração da malha.

Inicialmente foi criada a malha das longarinas, com o elemento 1 (viga), e propriedades da seção conforme apresentado na Tabela 3-19. Após foram definidas as malhas nas nervuras e alma que liga as duas longarinas principais, ambas com elementos de chapa, e propriedades dos materiais, como apresentado na Tabela 3-20. O resultado dessa essa etapa pode ser visualizado na Figura 3-44.

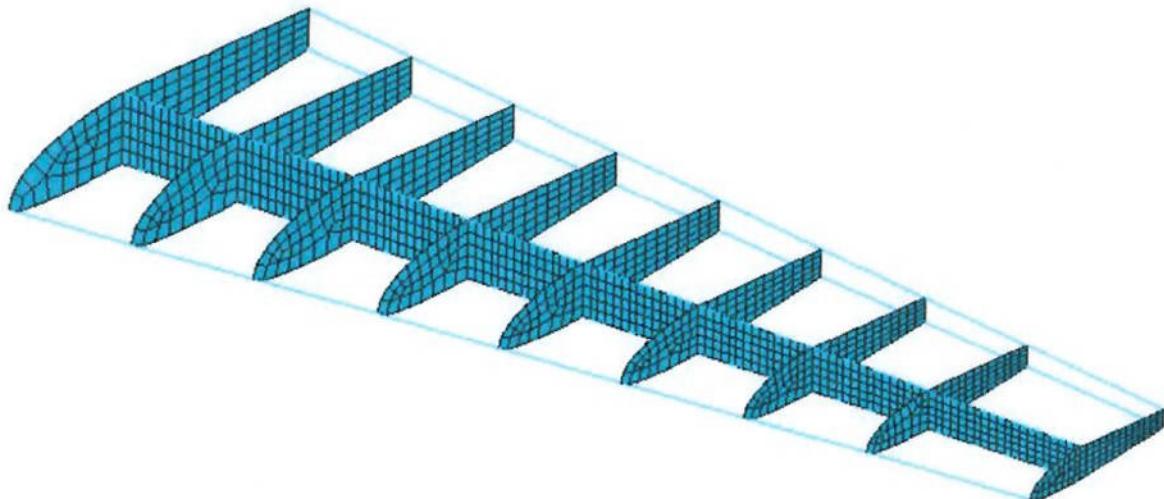


Figura 3-44 - Malha das longarinas, nervuras e alma das longarinas principais

A etapa seguinte foi construir a malha para o revestimento da asa, isso foi realizado utilizando elementos de chapa, e propriedades da balsa. Então a malha pronta ficou como apresentada na Figura 3-45.

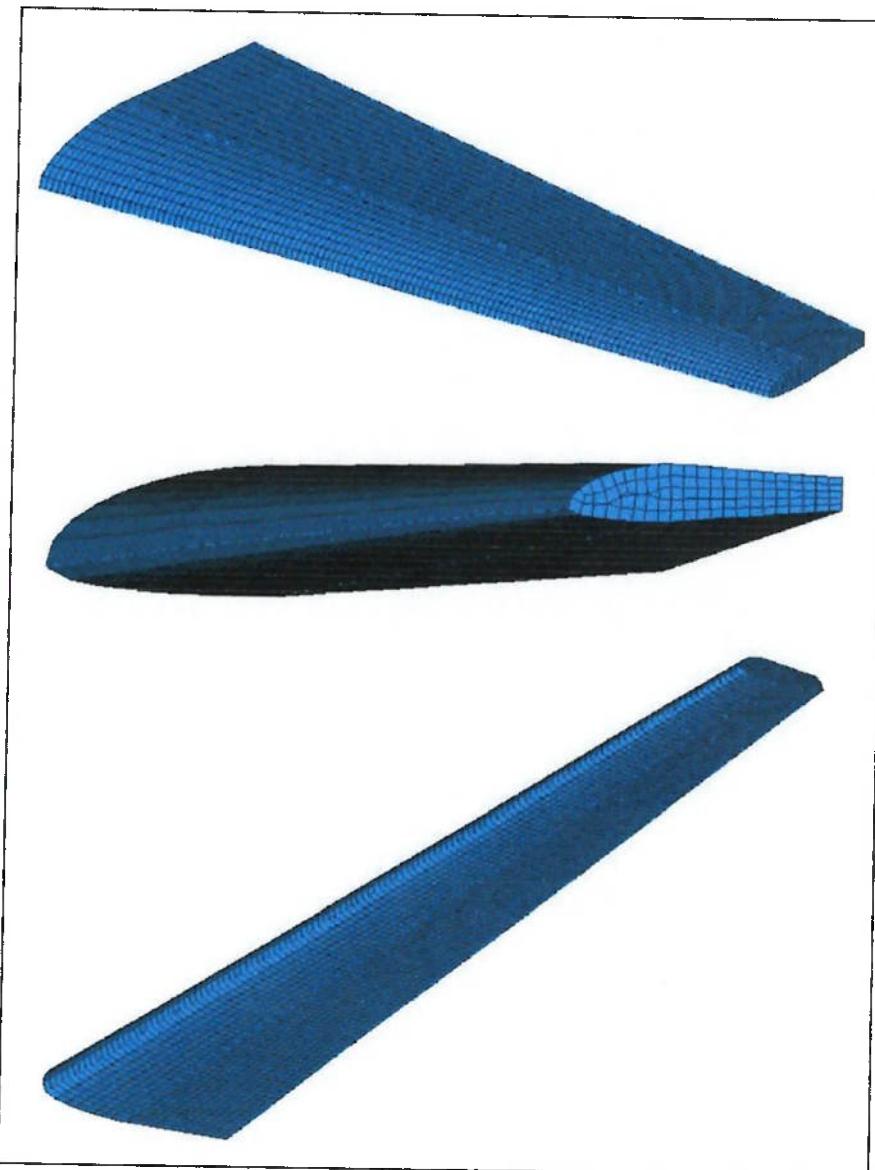


Figura 3-45 - Vistas da malha da asa

3.2.8.5 Condições de contorno

Com a malha completa, aplicou-se como condição de contorno o caso crítico, como apresentado no item 3.2.6, que é o carregamento devido ao transporte da aeronave.

Como se trata de uma estrutura simétrica, com carregamento simétrico, foi aplicada como condição de contorno um engaste na raiz da asa, e forças aplicadas na região da longarina principal da ponta da asa, conforme apresentado nas Figura 3-46 e Figura 3-47.



Figura 3-46 - Vista frontal das condições de contorno

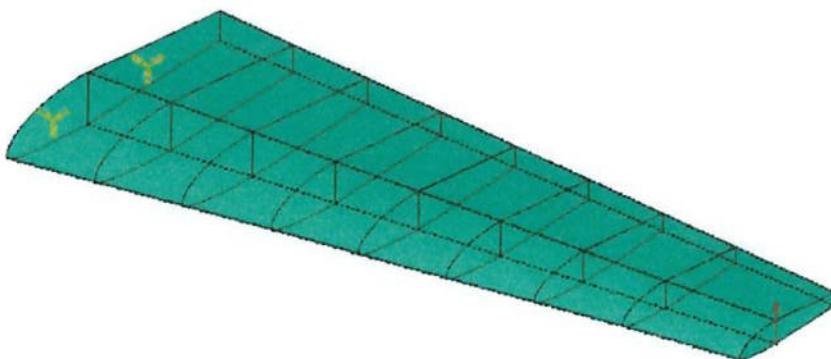


Figura 3-47 - Vista isométrica das condições de contorno

3.2.8.6 Resultados

Terminado todos os passos descritos foi simulado o modelo apresentado numa análise estática, cujos resultados de tensões obtidos na forma gráfica estão apresentadas no ANEXO D – RESULTADOS DA ANÁLISE EM ELEMENTOS FINITOS.

Verificando as tensões nos elementos através do programa foi possível obter os seguintes resultados como tensões máxima e mínima.

$$\sigma_{\min} = -9,74 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{\max} = 9,59 \text{ MPa}$$

Também foram obtidas através do uso dos elementos finitos os deslocamentos e rotações das estruturas que compõem a asa, conforme imagens também apresentadas no ANEXO D. O deslocamento máximo obtido na ponta da asa 28,7 mm.

3.2.9 Dimensionamento da longarina

A partir das análises estruturais da asa, tanto a numérica quanto a analítica, pudemos realizar o dimensionamento das duas longarinas principais da mesma, localizadas a 25% da corda a partir do bordo de ataque, uma delas rente ao revestimento superior e a outra ao inferior.

A observação das análises a partir das diversas condições de carregamento mostrou que a mais crítica destas condições é aquela em que a aeronave é levantada pelas pontas das asas, condição a partir da qual foi realizado então o dimensionamento da longarina. As Figura 3-48 e Figura 3-49 ilustram a distribuição de esforços provocadas por esta condição de carregamento.

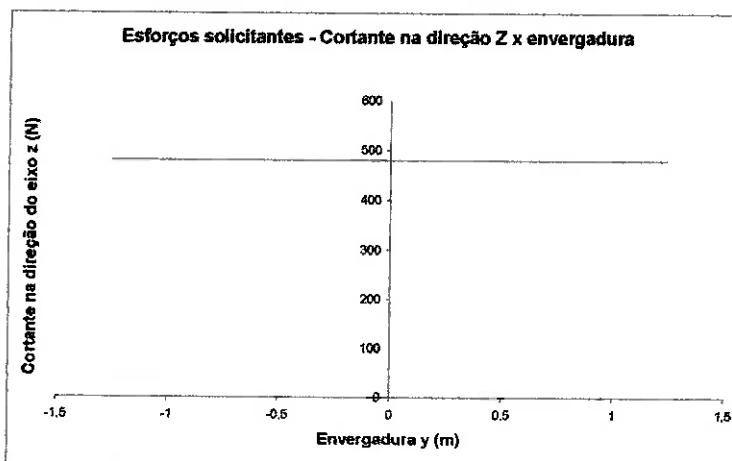


Figura 3-48 - Cortante na direção do eixo Z

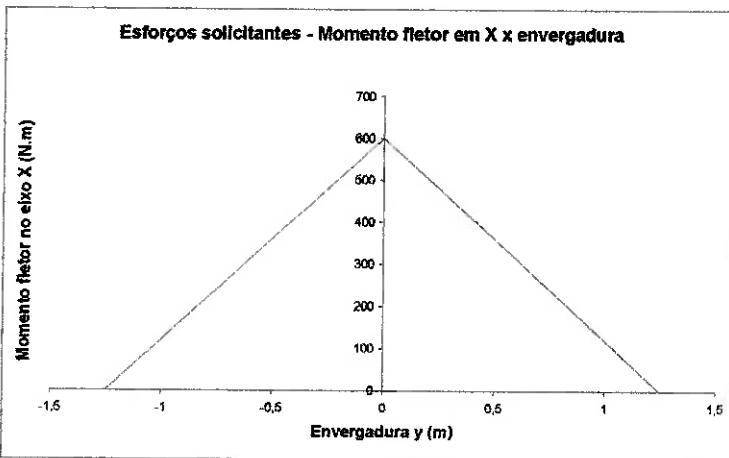


Figura 3-49 - Momento fletor no eixo X

Realizaram-se as análises com três diferentes dimensões da seção transversal da longarina, sendo elas: 1" x 1", 1" x $\frac{1}{2}$ ", 1" x $\frac{1}{4}$ "(largura x altura). Para cada uma delas foram construídos os gráficos da margem de segurança da tensão em função da

posição ao longo da envergadura, conforme apresentado nas Figura 3-50, Figura 3-51 e Figura 3-52.

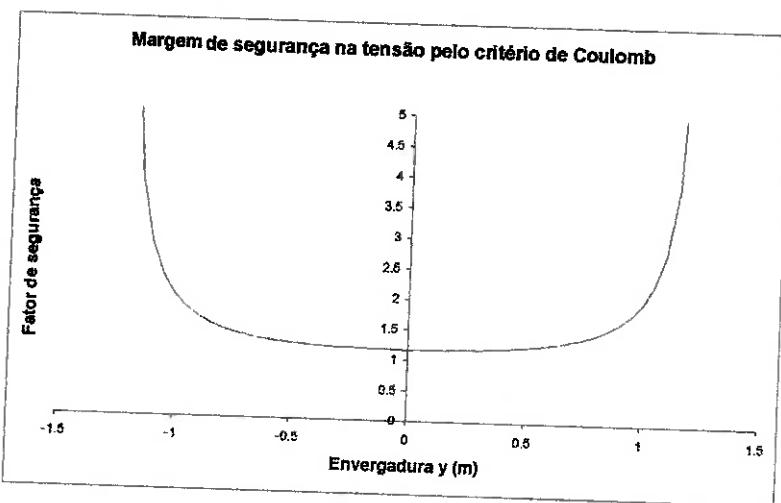


Figura 3-50 - Margem de segurança ao longo da envergadura (longarina 1" x 1")

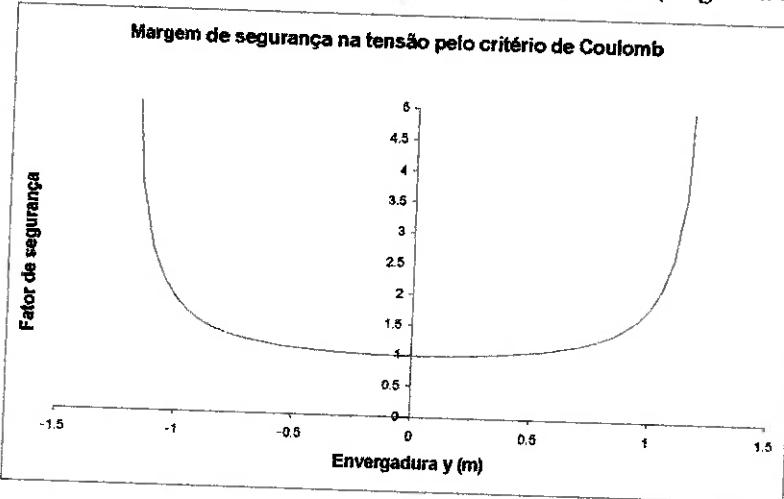


Figura 3-51 - Margem de segurança ao longo da envergadura (longarina 1" x 1/2")

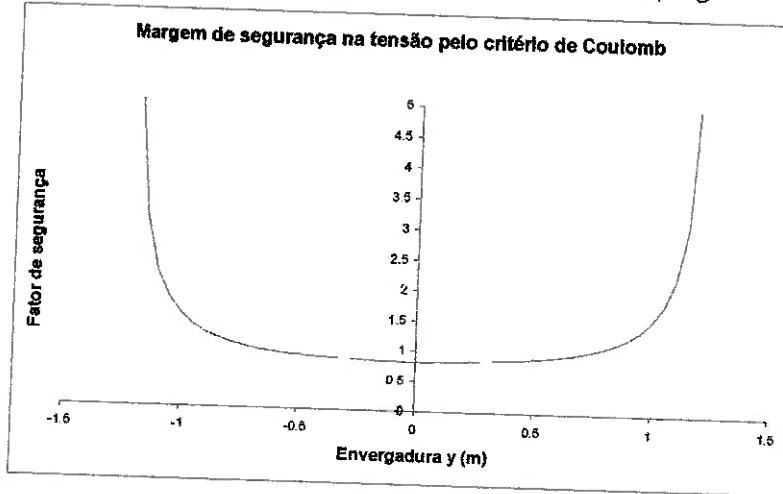


Figura 3-52 - Margem de segurança ao longo da envergadura (longarina 1" x 1/4")

É importante lembrar que o fator de segurança de 1,5 no carregamento, exigido por regulamento, já foi aplicado, o que significa que a margem de segurança 1 na tensão pode ser admitido. Observa-se também, a partir dos gráficos de margem de segurança na tensão, que a seção crítica para as estruturas da asa é o seu plano de simetria.

As dimensões da seção transversal das longarinas escolhidas são de $1'' \times \frac{1}{2}''$, pois esta é a menor dimensão que resiste ao carregamento, ou seja, possui o menor peso estrutural possível.

As tensões críticas na asa com estas longarinas foram obtidas de forma analítica (Figura 3-53 e Figura 3-54) e numérica (Figura 3-55 e Figura 3-56). As máximas e mínimas tensões ocorrem no plano de simetria da longarina, sendo que os valores de tensão mínima atingem -10,0 MPa (analítico) ou -9,7 MPa (numérico), limite de ruptura do material na compressão. As tensões máximas de 10,01 MPa (analítico) ou 9,59 MPa (numérico) não são críticas, pois o limite de ruptura do material em tração é de 21,0 MPa.

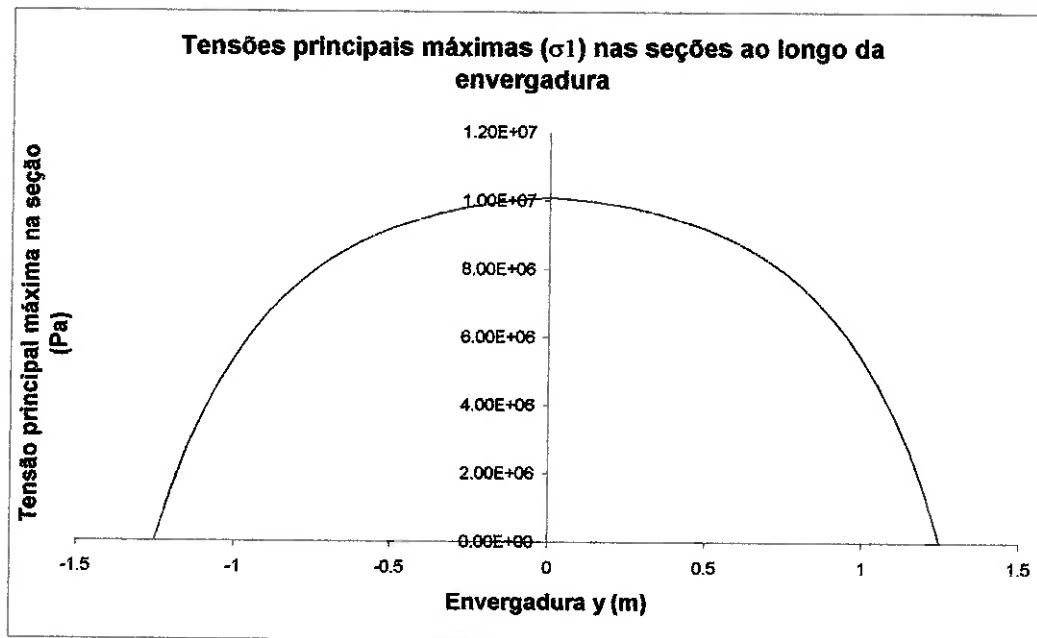


Figura 3-53 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

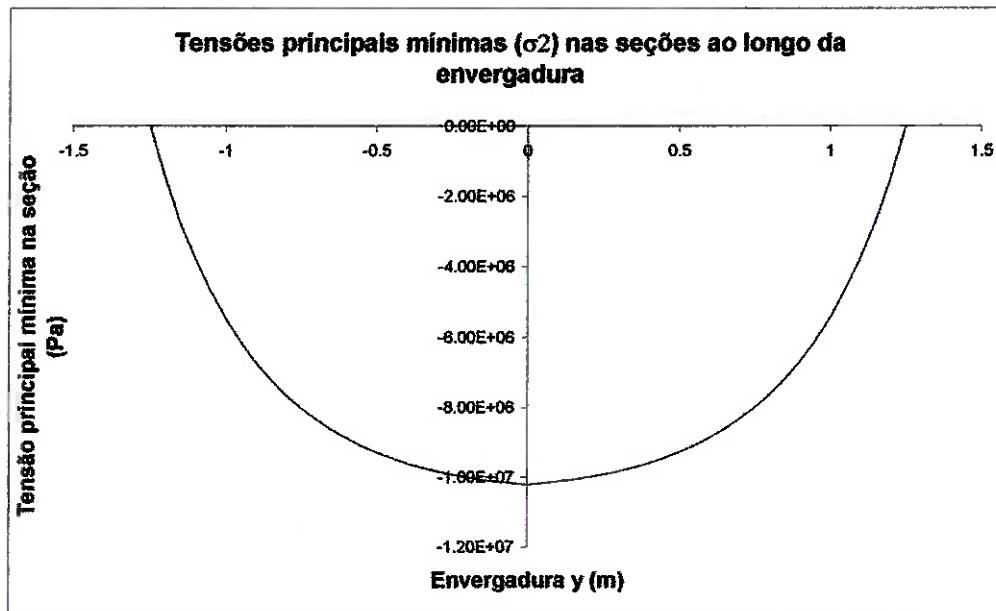


Figura 3-54 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

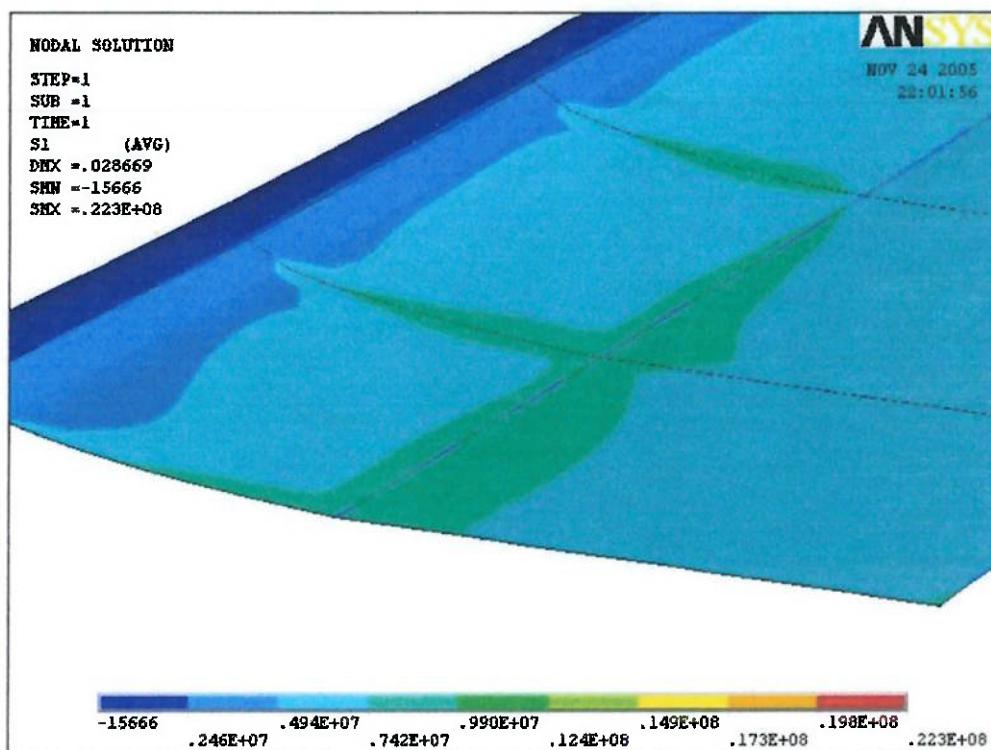


Figura 3-55 - Tensões máximas na asa

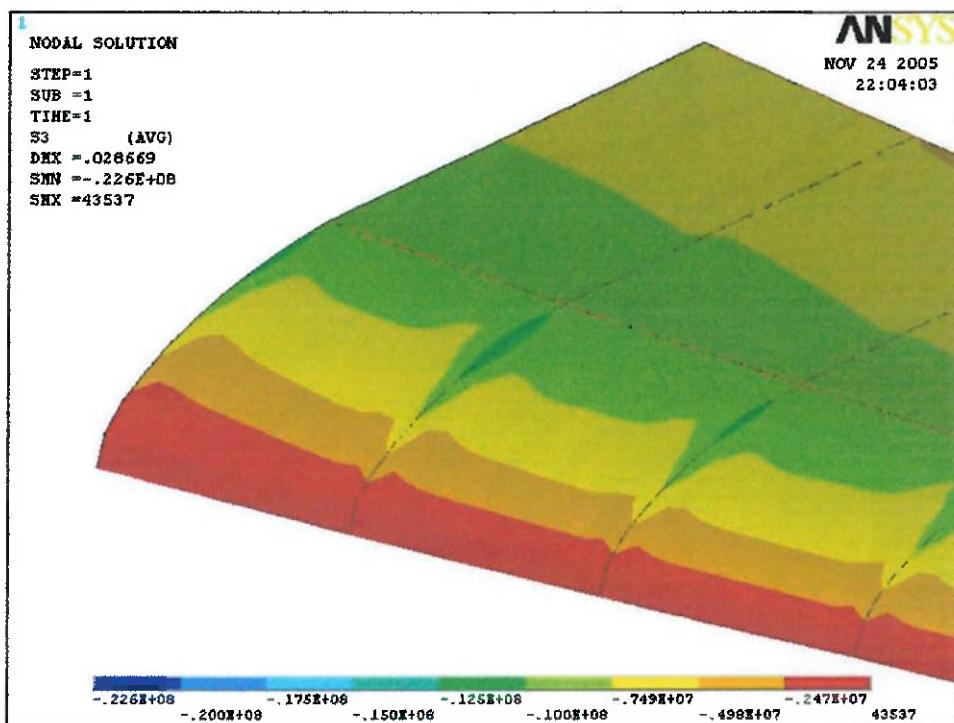


Figura 3-56 - Tensões mínimas na asa

4 RESULTADOS E CONCLUSÕES

O trabalho realizado desenvolveu uma primeira concepção das estruturas do Apoena, incluindo as configurações estruturais da fuselagem, asa, trem de pouso e cauda.

Optou-se, por ser esta a melhor alternativa, pelas configurações de casca – cavernas e reforçadores para a fuselagem e por longarinas e nervuras para a asa. Os materiais selecionados foram a balsa dura, a ser utilizada nas longarinas, bordo de ataque da asa e reforçadores da fuselagem; a balsa macia, a ser utilizada no revestimento de toda a estrutura; o compensado “lite-ply” para as nervuras e cavernas; a fibra de vidro para o trem de pouso e o aço a ser empregado na bequilha e eixos.

A alocação dos componentes se deu de forma satisfatória, atendendo aos requisitos de facilidade de acesso/manuseio, proteção contra riscos de maiores perdas em caso de queda, linha livre de visada para as câmeras, minimização da interferência eletromagnética e posicionamento do C.G. em local adequado para a estabilidade da aeronave.

A configuração do trem de pouso adotada foi a convencional. Esta configuração teve preferência devido aos problemas de linha de visada das câmeras que ocorriam na utilização da configuração do tipo triciclo, inicialmente cogitada. Além deste fator, outros fatores influenciaram nesta decisão, tais como: ser esta configuração a mais adequada à decolagem e pouso em terrenos irregulares, além de ser mais leve, apresentar menor arrasto parasita e permitir maior distância da hélice ao solo.

O trabalho conceitual resultou em um modelo CAD em Microstation 8.1, o qual, utilizado em conjunto com uma planilha desenvolvida em Excel, permitiu que fosse determinado o posicionamento do C.G. da aeronave, bem como a modificação na alocação dos componentes de forma a atender os requisitos de estabilidade. Essas análises foram realizadas para diversas condições de carga útil e demonstraram que para a configuração completa de equipamentos foi necessária a adição de uma massa de balanceamento na extremidade da cauda de aproximadamente 314g, enquanto

que, para a configuração de aeronave vazia, não foi necessária a adição de massa de balanceamento.

O modelo em CAD possibilitou estimar a massa total em 32 kg, destes 8 kg são de peso estrutural, 14 kg de equipamentos, 4 kg de combustível e 6 kg de carga útil máxima.

Para a cauda foi escolhida a configuração do tipo convencional pelas suas vantagens estruturais, além de sua maior adequação ao projeto de estabilidade.

Também foi desenvolvida neste trabalho, já no projeto preliminar, a pesquisa e elaboração de um banco de dados das propriedades dos materiais necessárias às análises estruturais, baseado no maior número de fontes possível. Assim obteve-se valores mais representativos para as propriedades (tanto em tração como em compressão) de tensão de ruptura, módulo de elasticidade e coeficiente de Poisson para os materiais: balsa macia, balsa dura, compensado “lite-ply” e fibra de vidro.

Além disso, o projeto preliminar foi dedicado ao desenvolvimento de uma análise de carregamentos completa, baseada no regulamento FAR23C, a qual incluiu carregamentos no ar e em solo, além de condições de carregamentos envolvidas no transporte do Apoena que, apesar de não constar no regulamento, foram consideradas importantes para este projeto.

Os carregamentos foram utilizados para determinar, ao longo das seções da asa, os esforços de momentos fletores, momentos torções e esforços cortantes.

As estruturas da asa foram então analisadas através dos métodos analítico (implementado no Excel) e numérico (implementado através do ANSYS 8.0). As análises demonstraram, com uma diferença percentual aproximada de 4% entre elas, que a condição de carregamento crítica para as estruturas da asa é a condição de transporte da aeronave pelas pontas das asas. Nesta condição, já se considerando o fator de segurança de 1,5 exigido no regulamento, os valores de tensão mínima atingem -10,0 MPa (analítico) ou -9,7 MPa (numérico), equivalente ao limite de ruptura do material na compressão. As tensões máximas de 10,01 MPa (analítico) ou 9,59 MPa (numérico) não são críticas, pois o limite de ruptura do material em tração é de 21,0 MPa.

Estes valores de tensão ocorrem quando consideradas as dimensões de largura x altura de 1" x $\frac{1}{2}$ " nas longarinas principais, dimensões estas que foram

escolhidas dentre as outras duas (1" x 1" e 1" x ¼") por apresentarem os menores valores ainda adequados ao projeto, minimizando o peso estrutural.

Observa-se também que, em todas as condições de carregamentos analisadas, as tensões mínimas na longarina ocorrerão na raiz da asa, ou seja, em seu plano de simetria.

5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

O trabalho realizado atingiu seu objetivo de forma muito satisfatória no que diz respeito à definição de requisitos e análise de viabilidade, assim como na realização de um projeto conceitual bastante adequado tanto em termos de eficiência estrutural como na disposição dos equipamentos e carga útil, que permitiram o posicionamento de C.G. sem a necessidade de grandes massas de balanceamento.

As definições em termos de configuração das empenagens e sistema de aterrissagem também foram analisadas detalhadamente, para a melhor opção de configuração para a aeronave Apoena.

Em relação ao projeto preliminar, o primeiro desafio superado com êxito foi a determinação das propriedades dos materiais utilizados, apesar da existência de poucos dados sobre este assunto. Entretanto, devido à variabilidade dos valores das propriedades que podem ser encontradas em diferentes fabricantes de madeira ou em diferentes processos de lamination de fibra, seria mais adequado que fossem estudadas as propriedades dos materiais de fabricantes específicos os quais serão utilizados na fabricação, além de se determinarem propriedades de laminados que tenham sido fabricados a partir de procedimentos de fabricação padronizados.

O projeto preliminar das estruturas da asa também foi satisfatório, à medida que forneceu resultados compatíveis com os requeridos paralelamente à minimização do peso estrutural. As análises realizadas mostraram-se bastante coerentes graças à utilização de duas formas de cálculo: através do método analítico e do numérico, as quais apresentaram resultados compatíveis.

Por fim, pode-se acrescentar que o trabalho tem ainda pontos a serem desenvolvidos, os quais consistem no projeto preliminar e minimização do peso estrutural da fuselagem, empenagens e sistema de aterrissagem.

Posteriormente, seria necessário realizar um cuidadoso projeto de detalhes objetivando a fabricação do protótipo do Apoena, que não fez parte do escopo deste trabalho.

ANEXO A – Estruturas encontradas em plantas

A estrutura de asa das Fig. 1 e Fig. 2 foram retiradas de uma planta do aeromodelo de um Cessna AG-Wagon, de [7]. As plantas estão fora de escala, e são somente ilustrativas do tipo de estrutura.

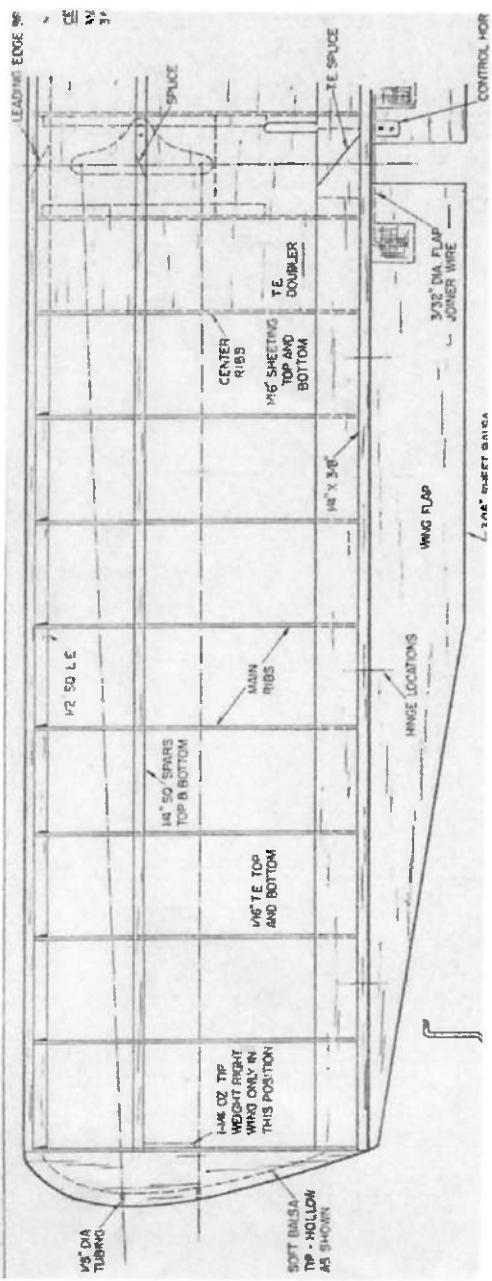


Fig. 1 - Estrutura da asa do aeromodelo Cessna

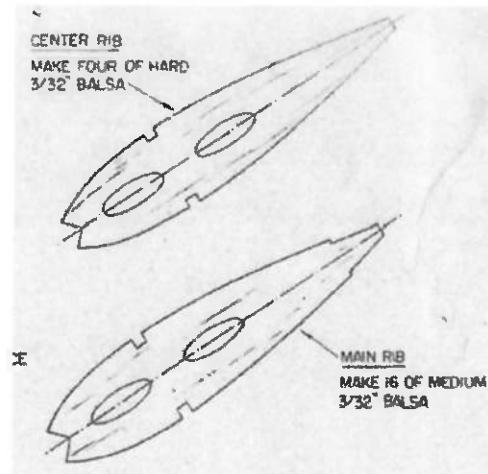


Fig. 2 - Nervuras da asa de um aeromodelo Cessna

A estrutura de asa da Fig. 3 foi encontrada num aeromodelo Shark 35, de [7].

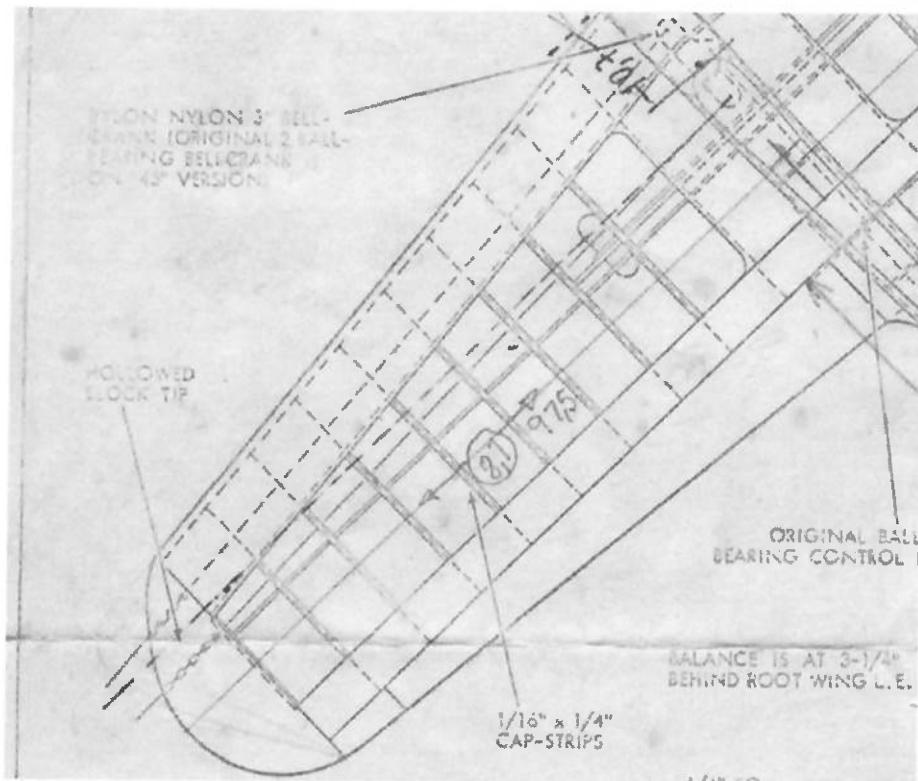


Fig. 3 - Estrutura de asa do aeromodelo Shark 35

A estrutura de asa observada na Fig. 4 pertence ao aeromodelo North American AT6 "Texan", de [7].

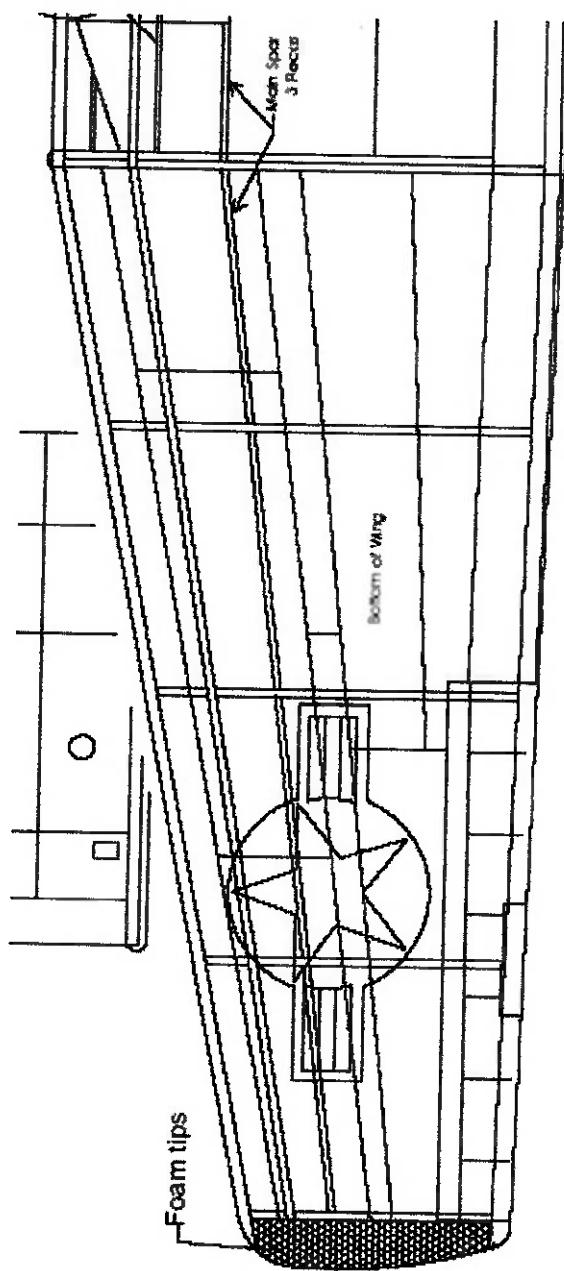


Fig. 4 - Estrutura de asa do aeromodelo "Texan"

ANEXO B – Diagramas dos carregamentos na asa

1. Caso A – Manobra; $V=33,6$ m/s; $n=+3,8$ (flapes não acionados)

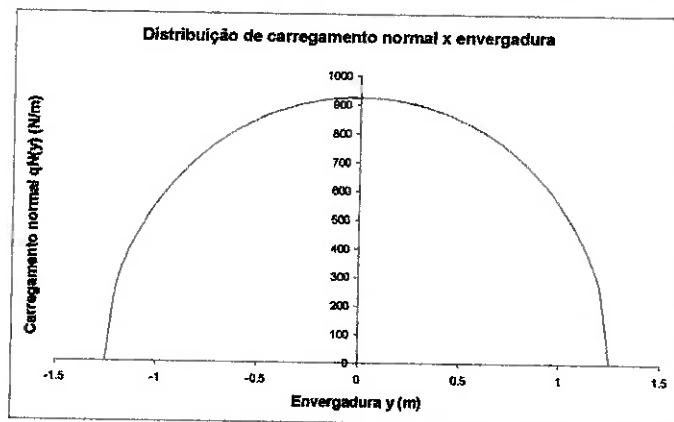


Fig. 5 - Distribuição de carregamento normal $qN(y)$

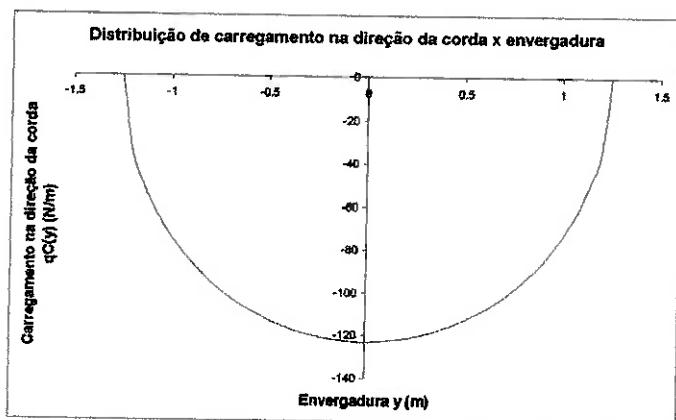


Fig. 6 - Distribuição de carregamento na direção da corda $qC(y)$

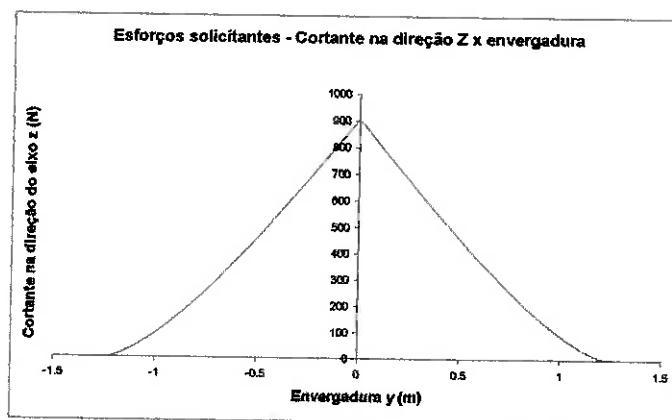


Fig. 7 - Cortante na direção do eixo Z

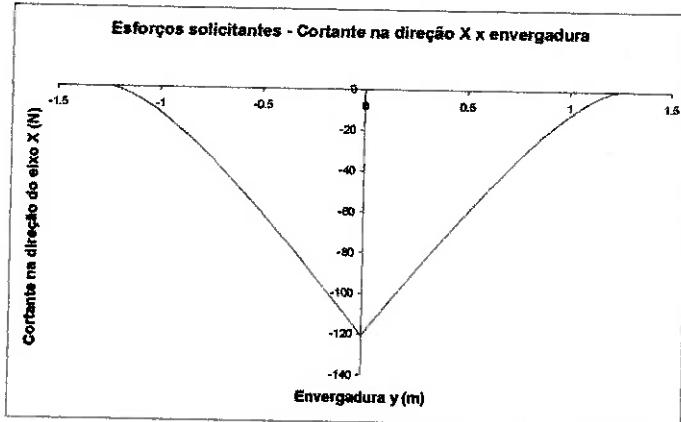


Fig. 8 - Cortante na direção do eixo X

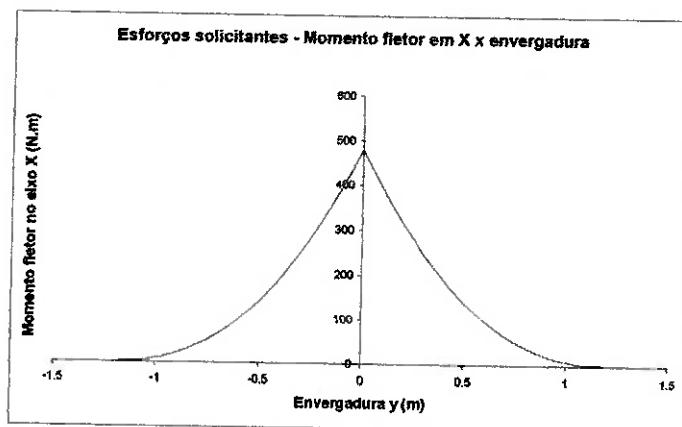


Fig. 9 - Momento fletor no eixo X

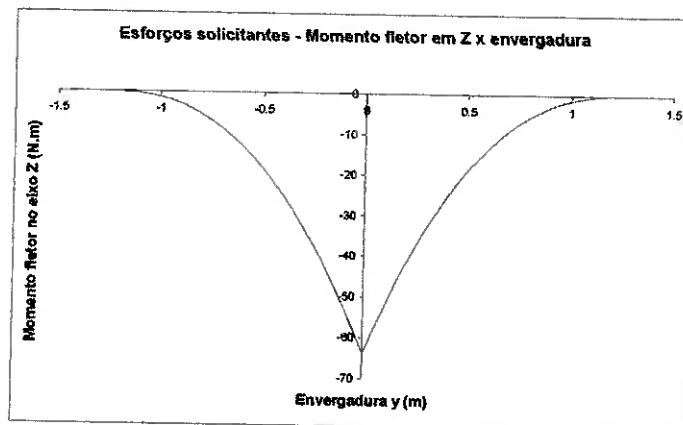
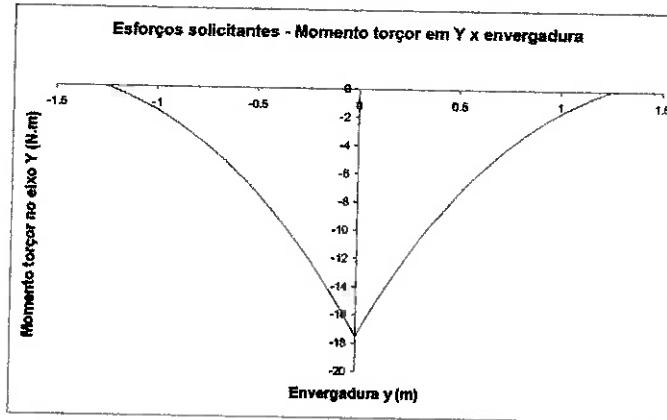
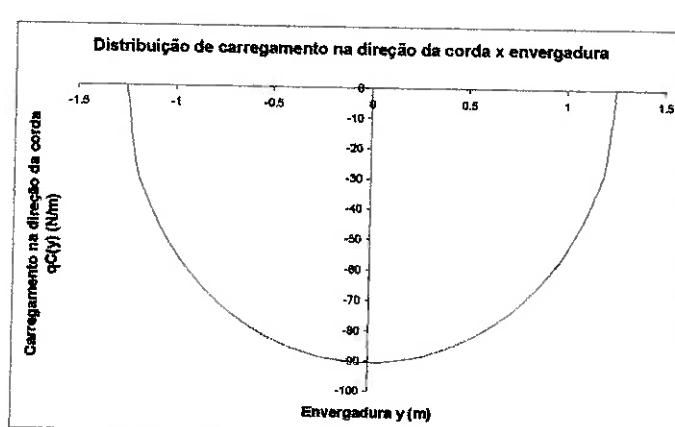
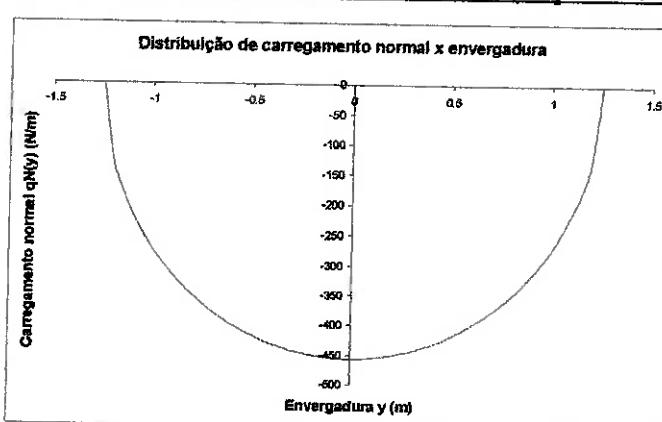
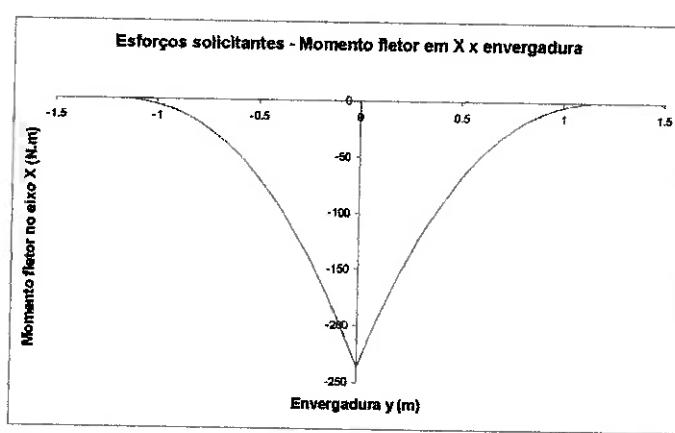
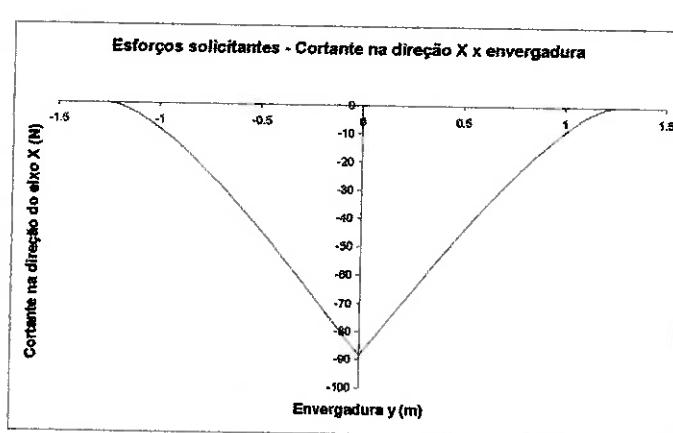
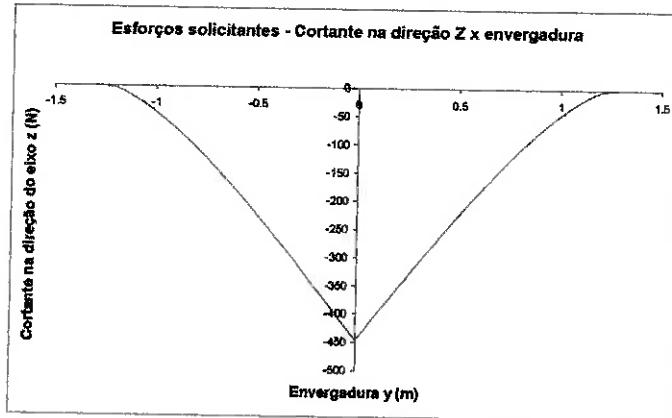


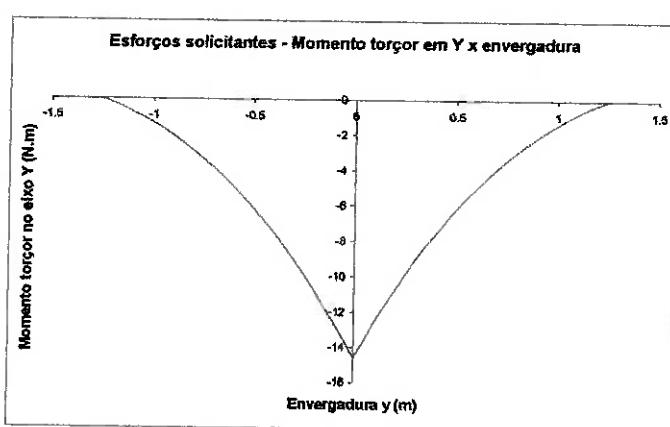
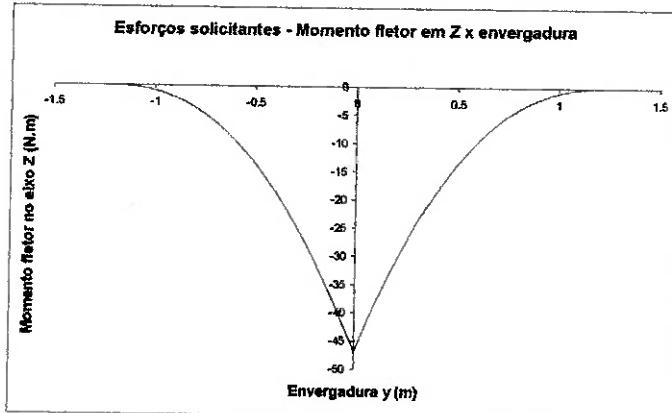
Fig. 10 - Momento fletor no eixo Z



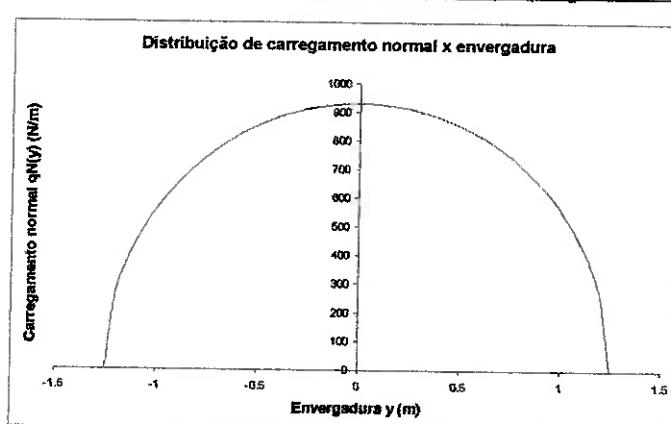
2. Caso G – Manobra; $V=30,7$ m/s; $n=-1,9$ (flapes não acionados)







3. Caso D – Manobra; $V=48,0$ m/s; $n=+3,8$ (flapes não acionados)



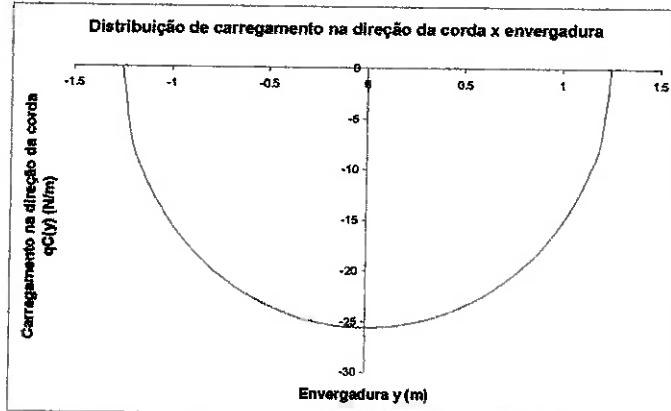


Fig. 20 - Distribuição de carregamento na direção da corda $qC(y)$

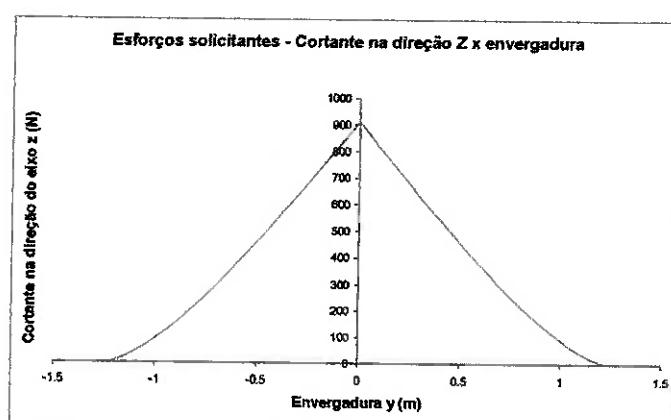


Fig. 21 - Cortante na direção do eixo Z

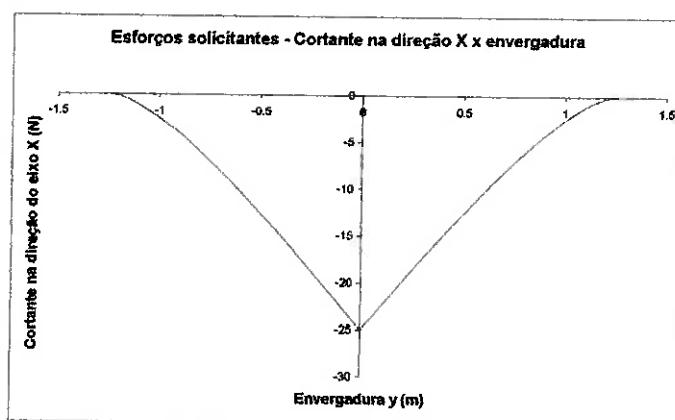


Fig. 22 - Cortante na direção do eixo X

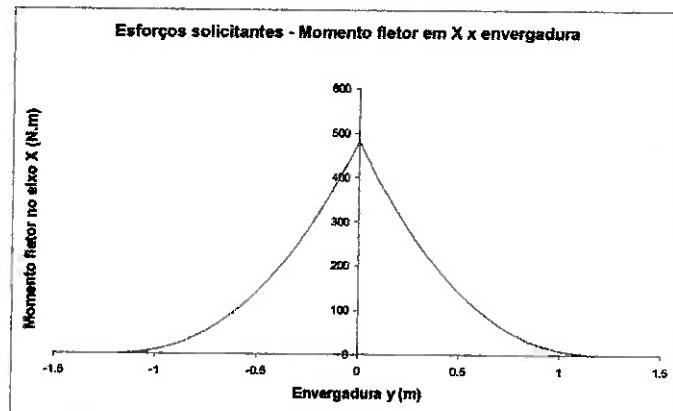


Fig. 23 - Momento fletor no eixo X

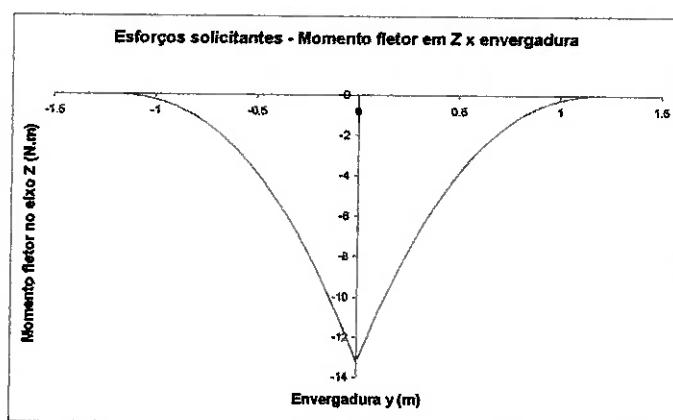


Fig. 24 - Momento fletor no eixo Z

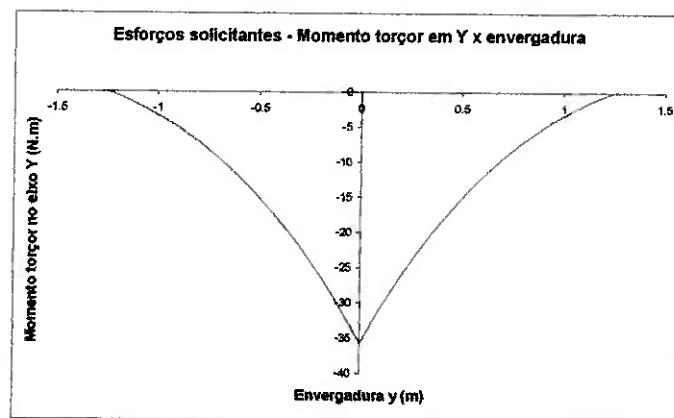


Fig. 25 - Momento torçor no eixo Y

4. Caso E – Manobra; $V=48,0$ m/s; $n=-1,9$ (flapes não acionados)

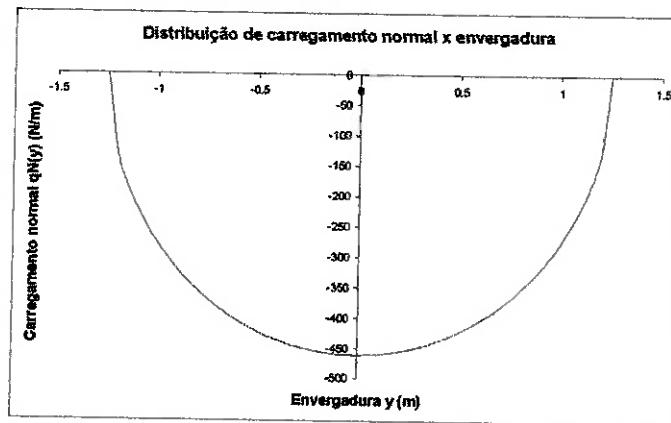


Fig. 26 - Distribuição de carregamento normal $qN(y)$

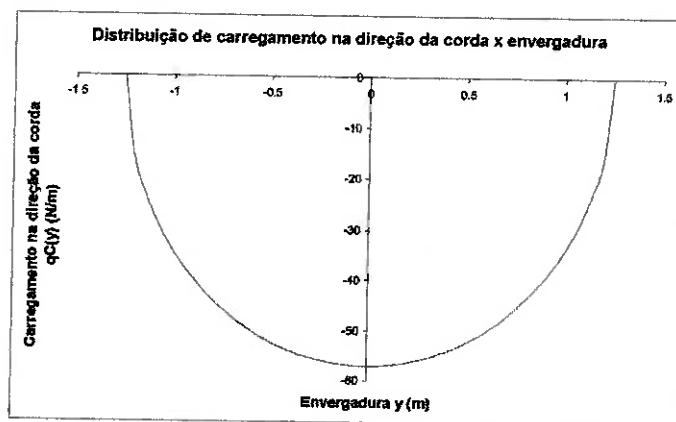


Fig. 27 - Distribuição de carregamento na direção da corda $qC(y)$

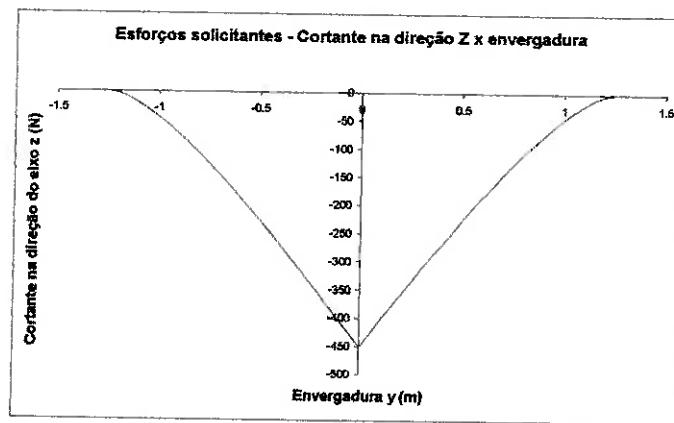


Fig. 28 - Cortante na direção do eixo Z

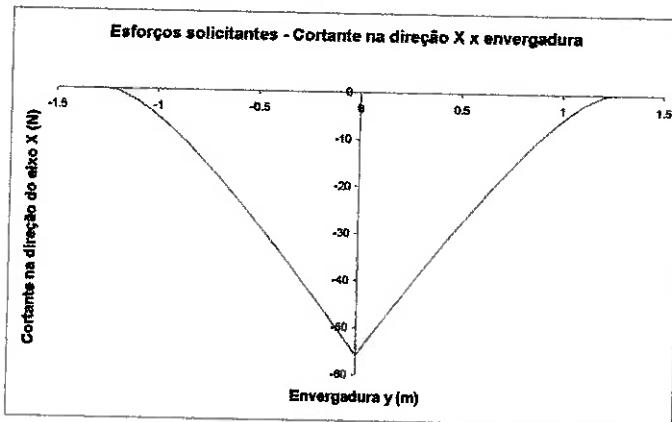


Fig. 29 - Cortante na direção do eixo X

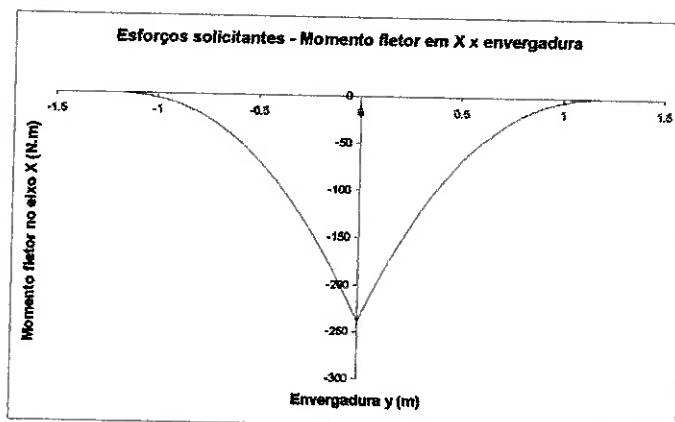


Fig. 30 - Momento fletor no eixo X

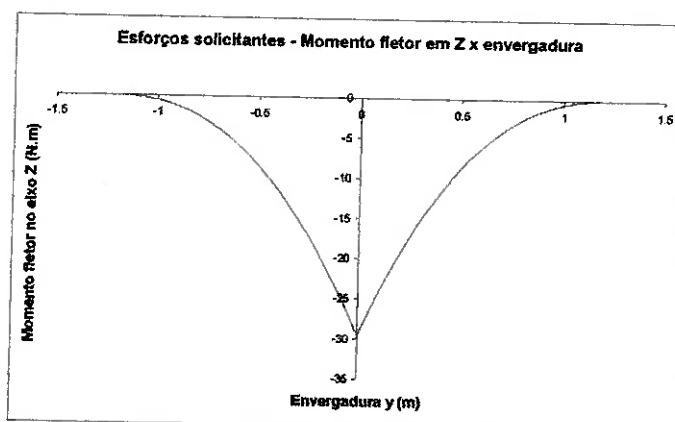


Fig. 31 - Momento fletor no eixo Z

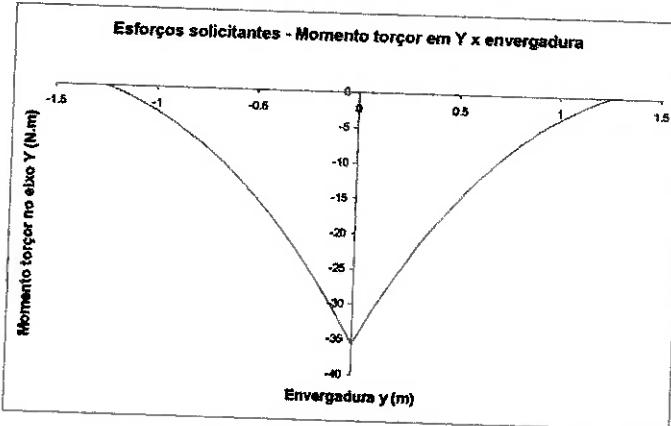


Fig. 32 - Momento torçor no eixo Y

5. Caso H – Manobra; $V=17,3$ m/s; $n=+1,9$ (flapes acionados)

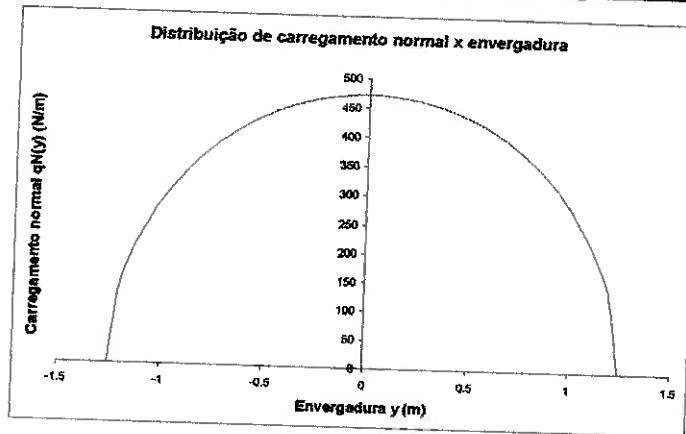


Fig. 33 - Distribuição de carregamento normal $qN(y)$

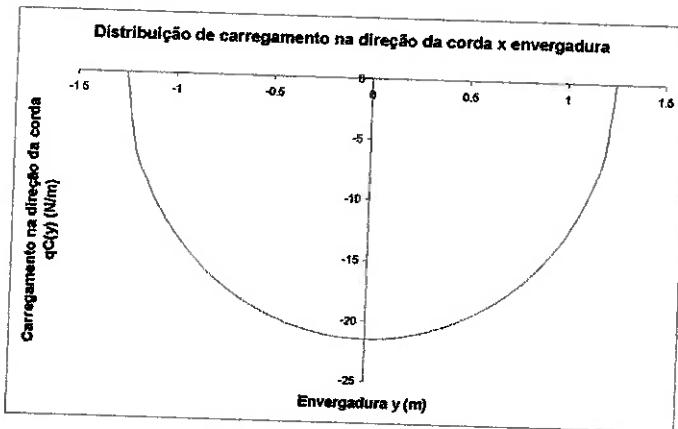


Fig. 34 - Distribuição de carregamento na direção da corda $qC(y)$

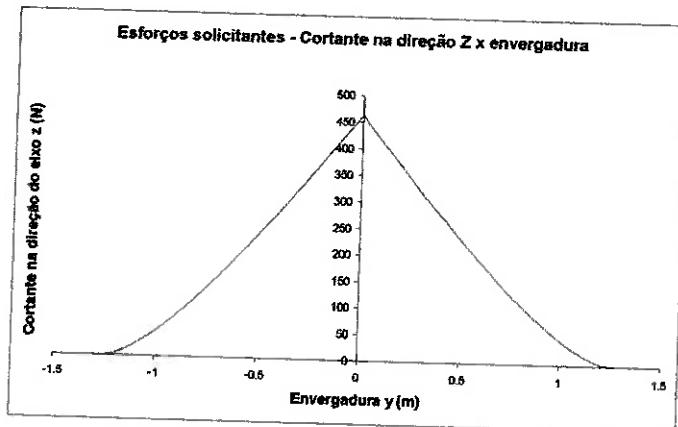


Fig. 35 - Cortante na direção do eixo Z

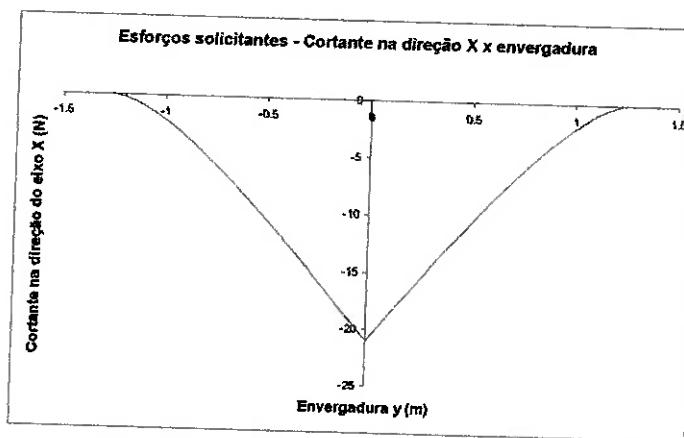


Fig. 36 - Cortante na direção do eixo X

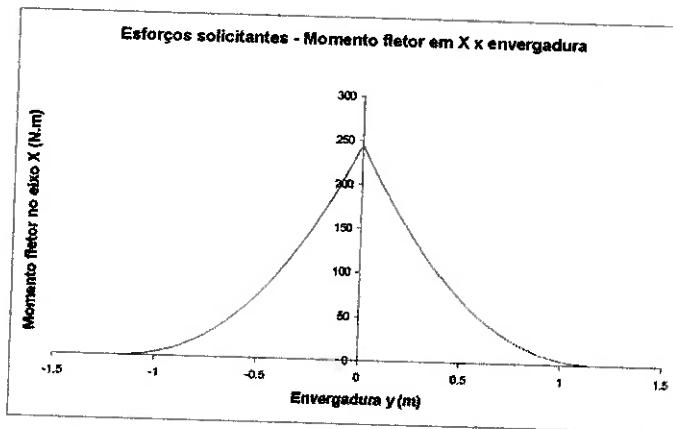


Fig. 37 - Momento fletor no eixo X

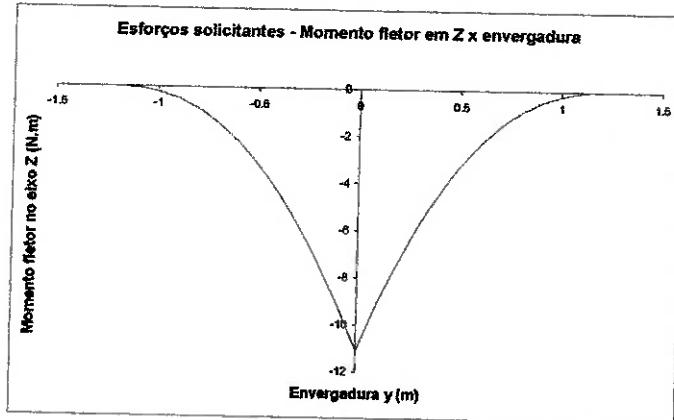


Fig. 38 - Momento fletor no eixo Z

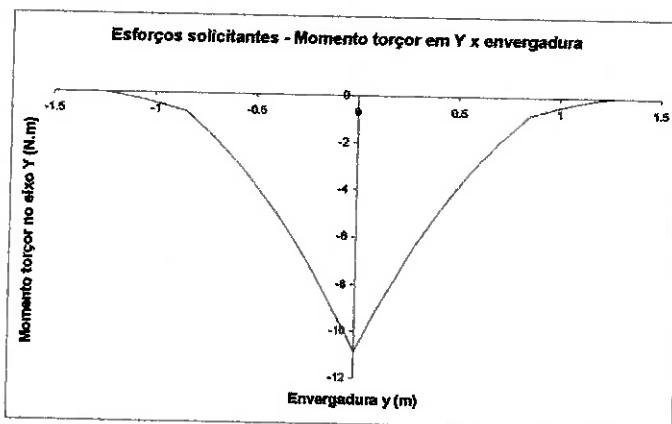


Fig. 39 - Momento torçor no eixo Y

6. Caso I – Manobra; V=32,0 m/s; n=+1,9 (flapes acionados)

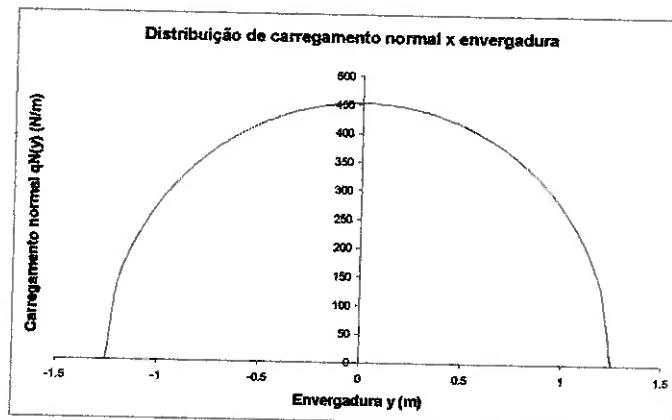


Fig. 40 - Distribuição de carregamento normal $qN(y)$

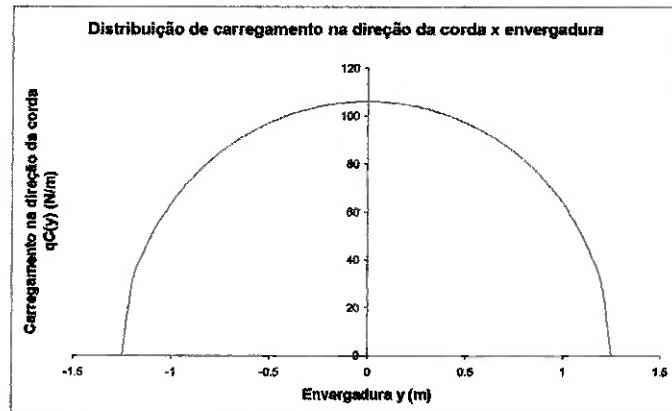


Fig. 41 - Distribuição de carregamento na direção da corda $qC(y)$

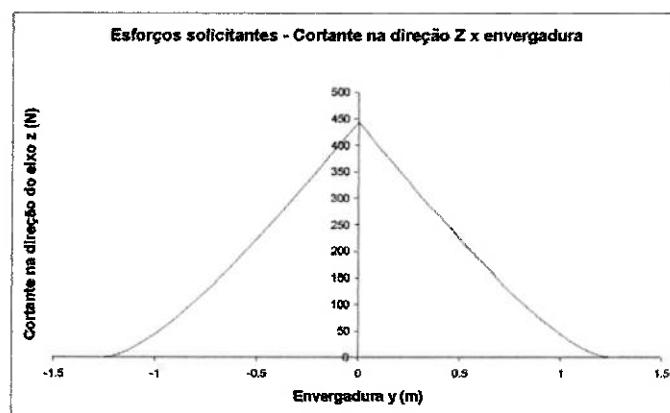


Fig. 42 - Cortante na direção do eixo Z

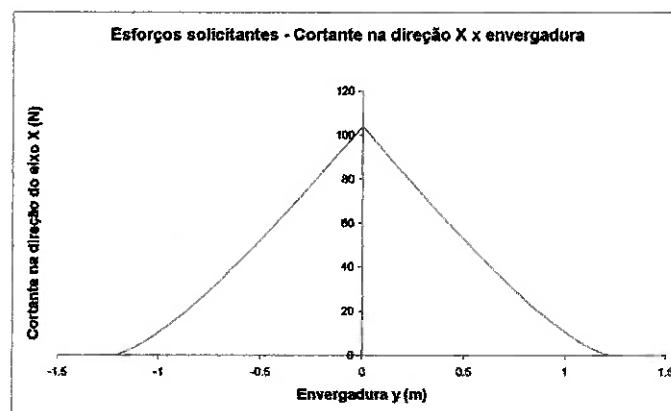


Fig. 43 - Cortante na direção do eixo X

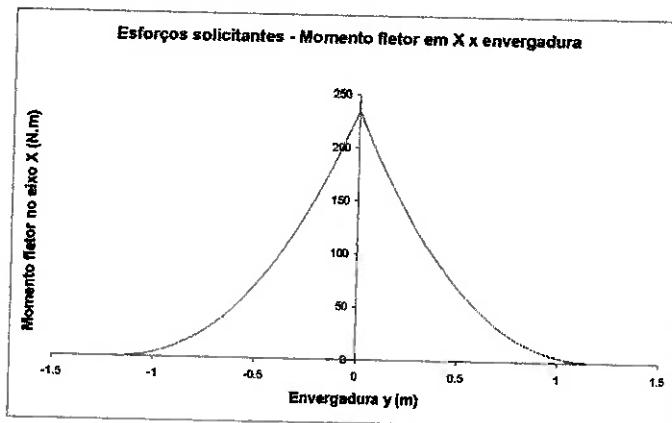


Fig. 44 - Momento fletor no eixo X

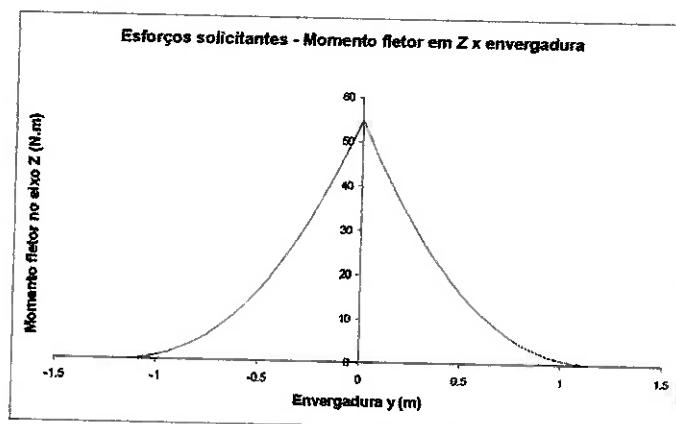


Fig. 45 - Momento fletor no eixo Z

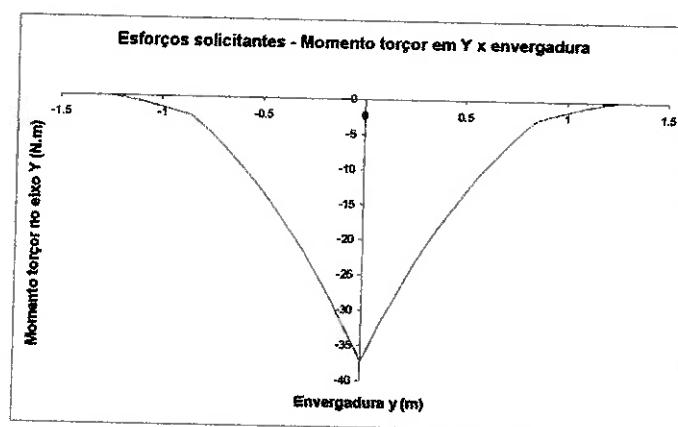


Fig. 46 - Momento torçor no eixo Y

7. Caso especial – Transporte da aeronave pelas pontas das asas

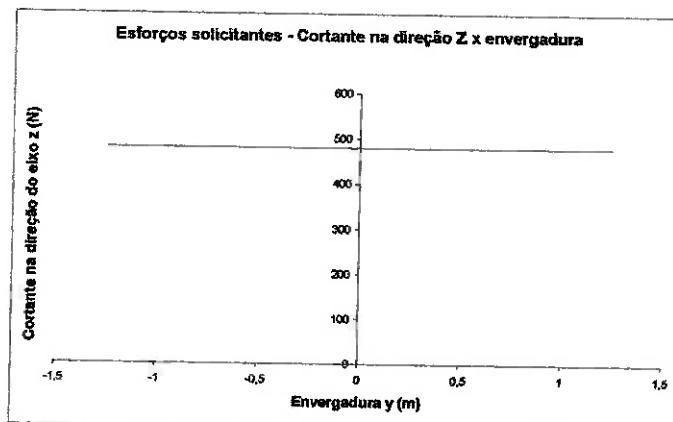


Fig. 47 - Cortante na direção do eixo Z

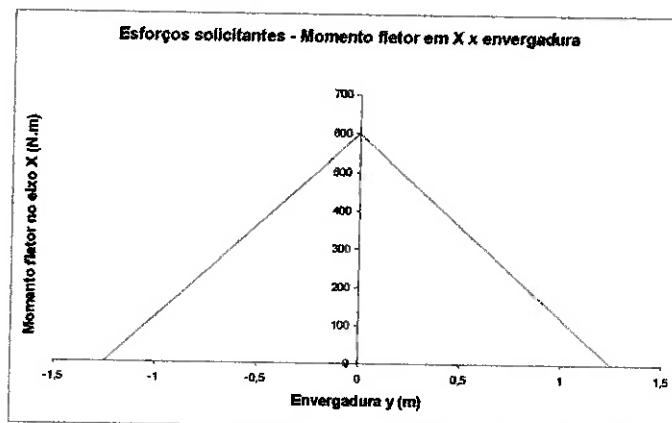


Fig. 48 - Momento fletor no eixo X

ANEXO C – Tensões nas estruturas da asa

C.1. Longarina principal com dimensões de 1" x 1"

1. Caso A – Manobra; $V=33,6$ m/s; $n=+3,8$ (flapes não acionados)

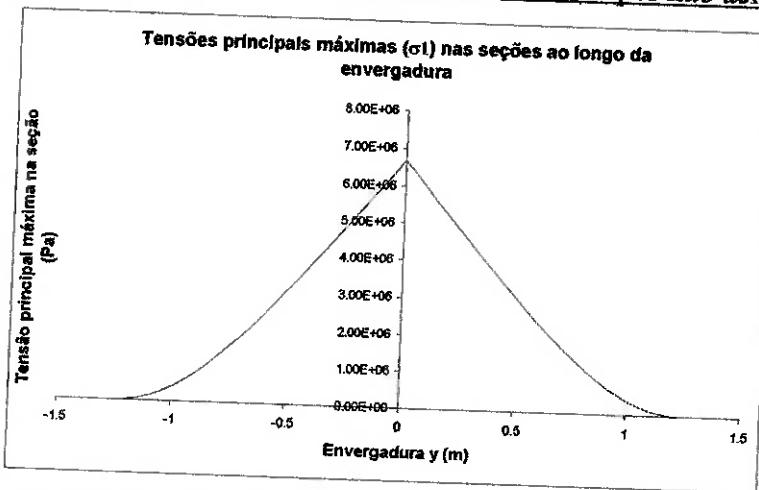


Fig. 49 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

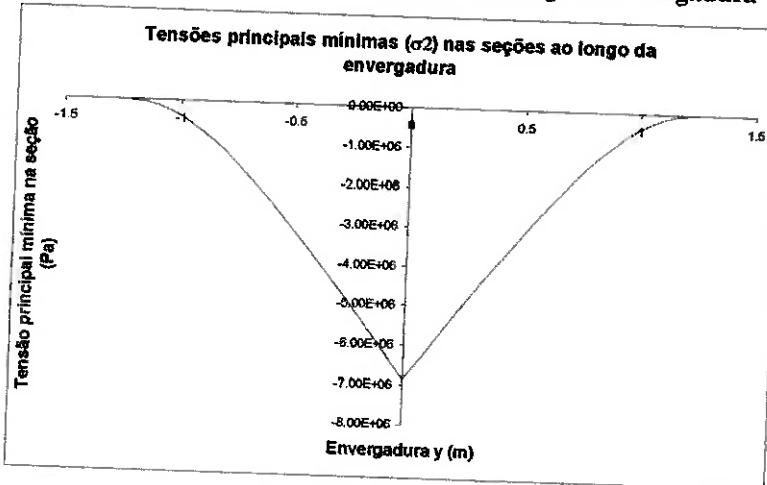


Fig. 50 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

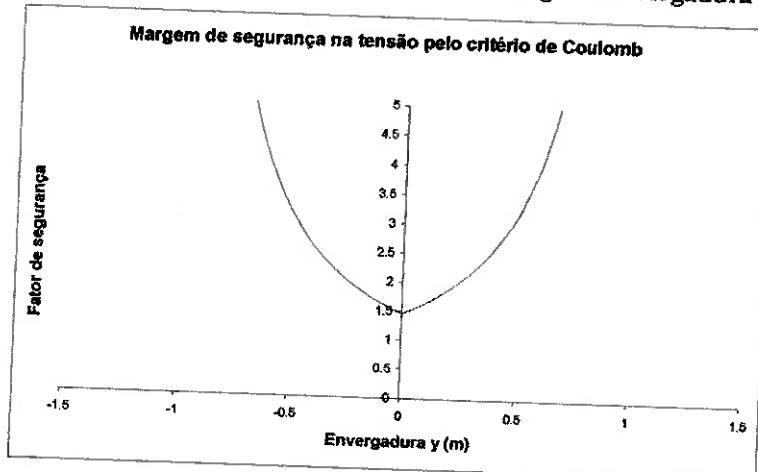


Fig. 51 - Margem de segurança na tensão ao longo da envergadura

2. Caso G – Manobra; $V=30,7$ m/s; $n=-1,9$ (flapes não acionados)

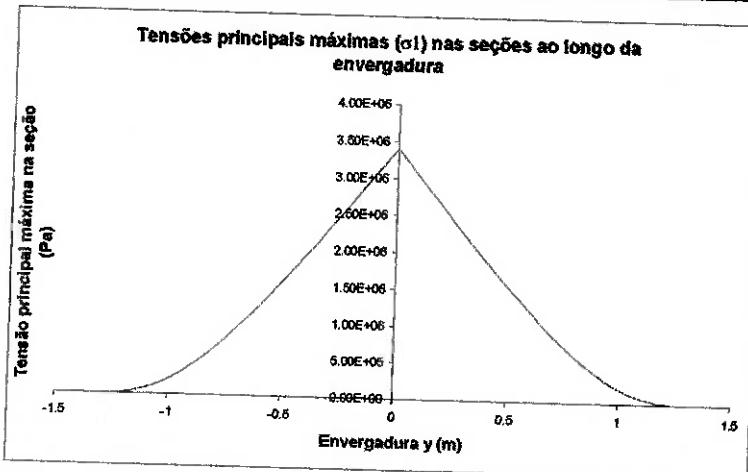


Fig. 52 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

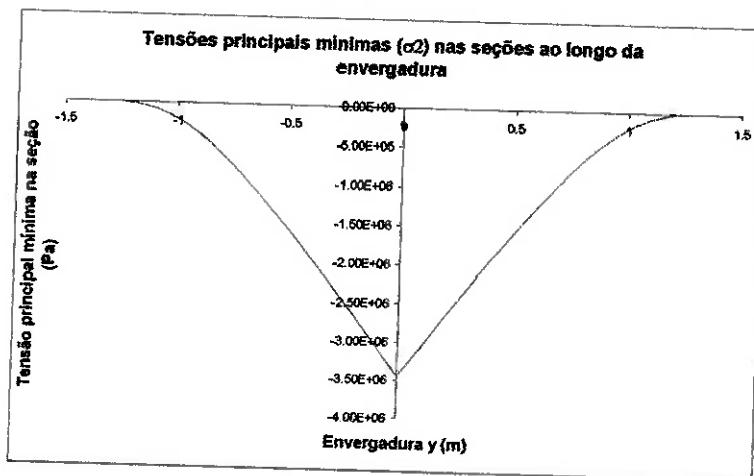


Fig. 53 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

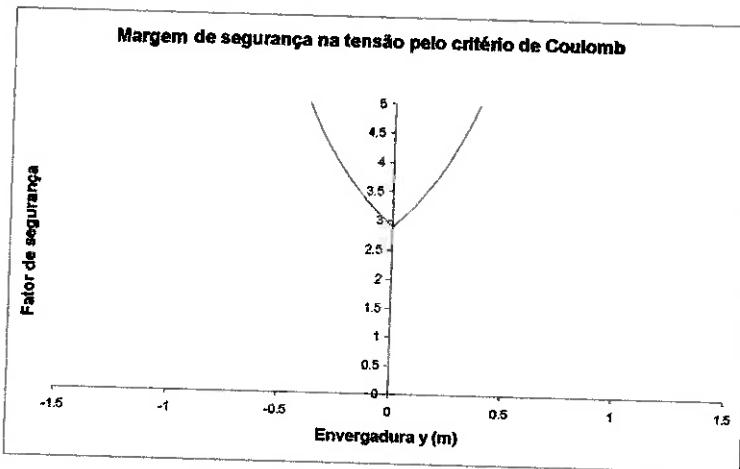


Fig. 54 - Margem de segurança ao longo da envergadura

3. Caso D – Manobra; V=48,0 m/s; n=+3,8 (flapes não acionados)

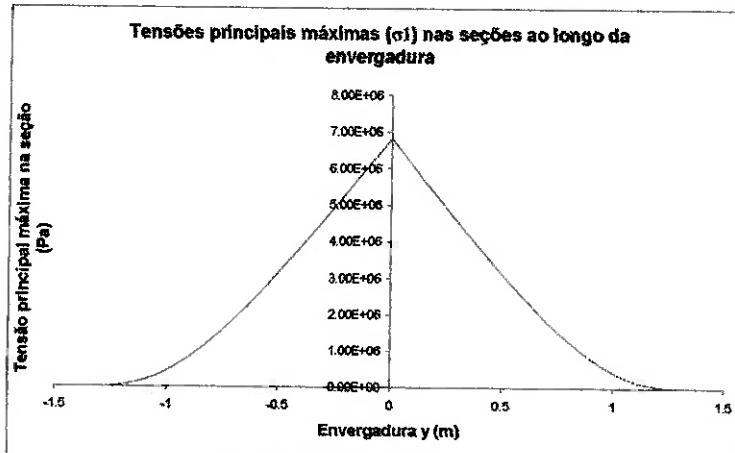


Fig. 55 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

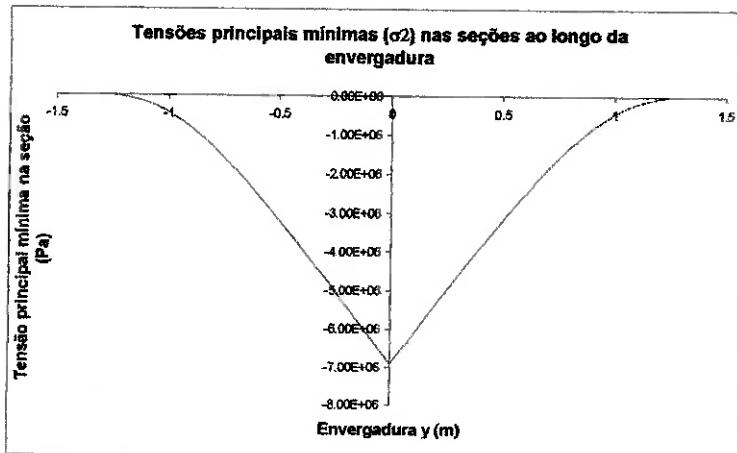


Fig. 56 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

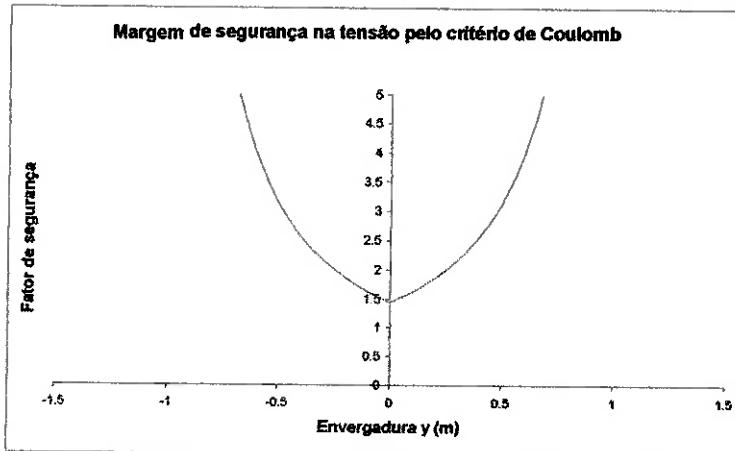


Fig. 57 - Margem de segurança ao longo da envergadura

4. Caso E – Manobra; $V=48,0 \text{ m/s}$; $n=-1,9$ (flapes não acionados)

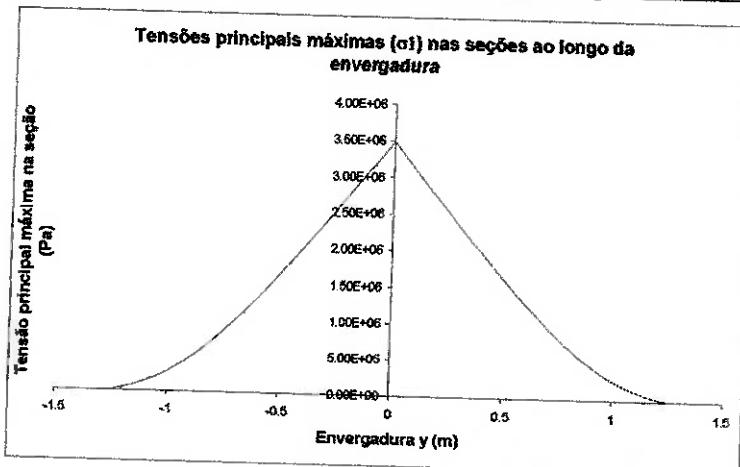


Fig. 58 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

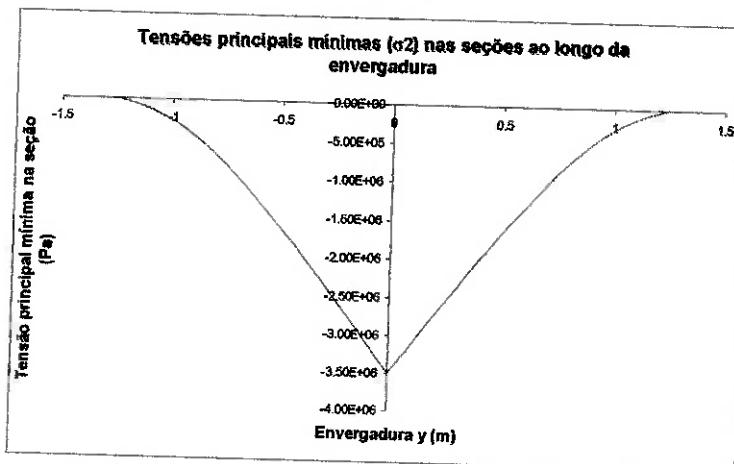


Fig. 59 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

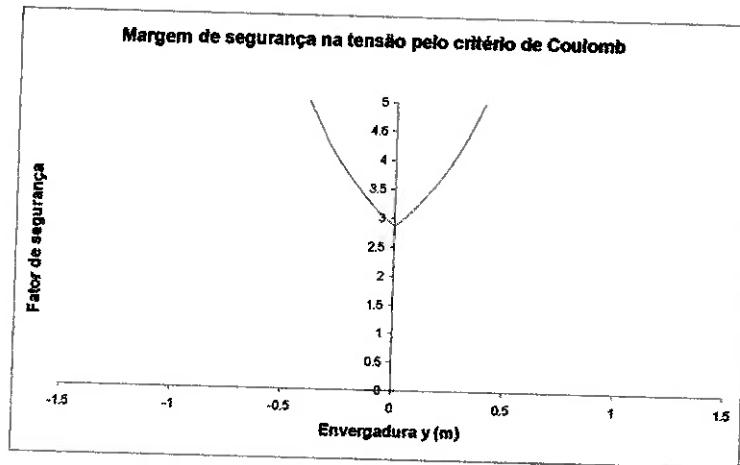


Fig. 60 - Margem de segurança ao longo da envergadura

5. Caso H – Manobra; $V=17,3$ m/s; $n=+1,9$ (flapes acionados)

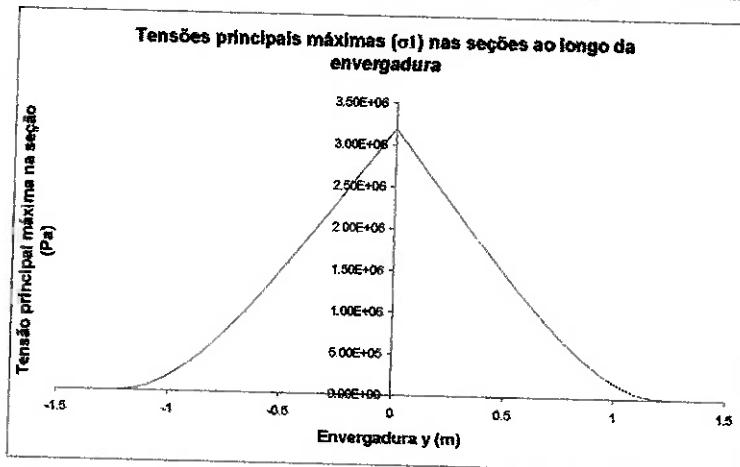


Fig. 61 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

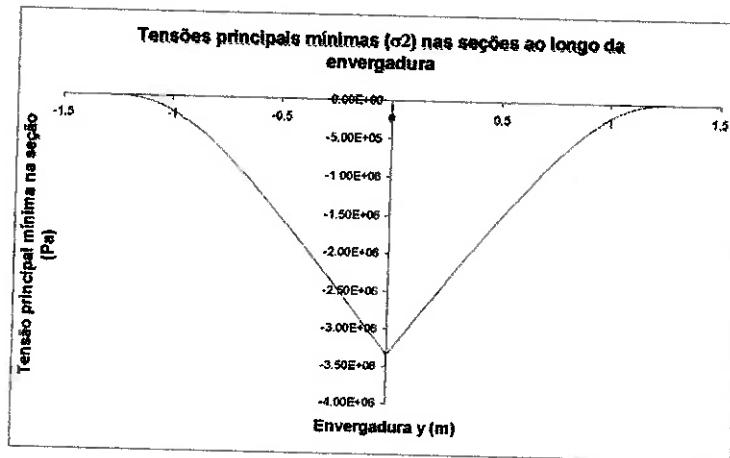


Fig. 62 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

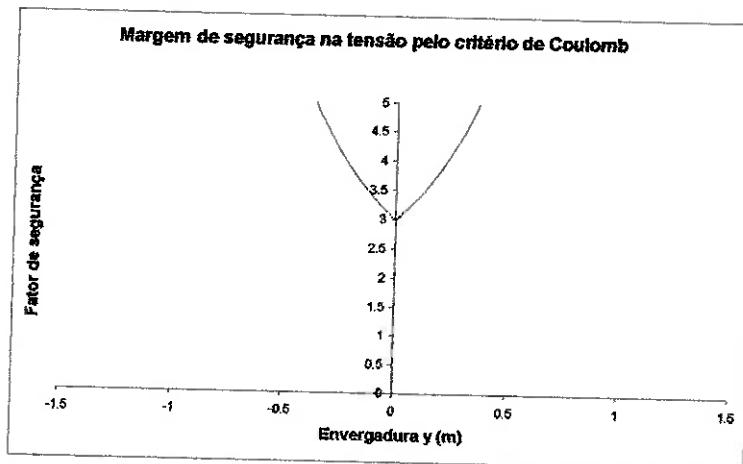


Fig. 63 -Margem de segurança ao longo da envergadura

6. Caso I – Manobra; V=32,0 m/s; n=+1,9 (flapes acionados)

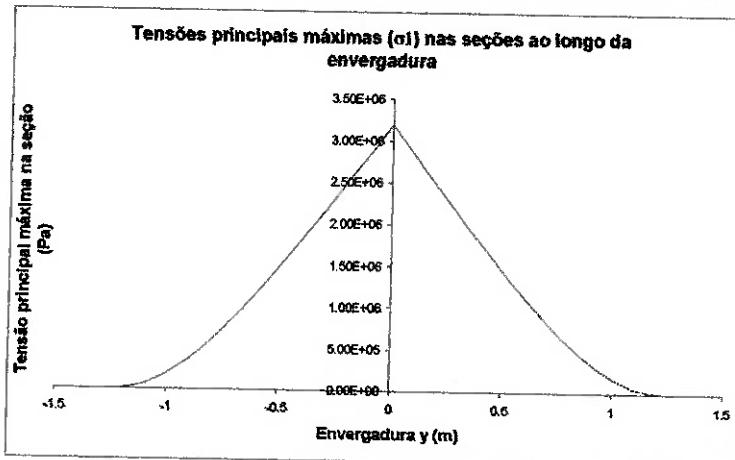


Fig. 64 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

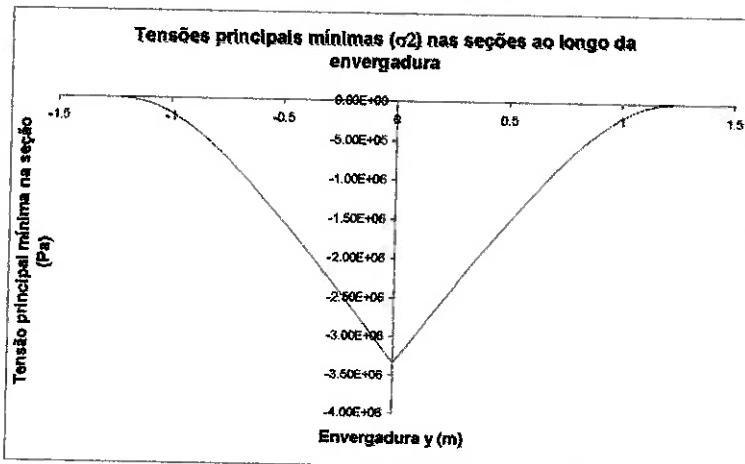


Fig. 65 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

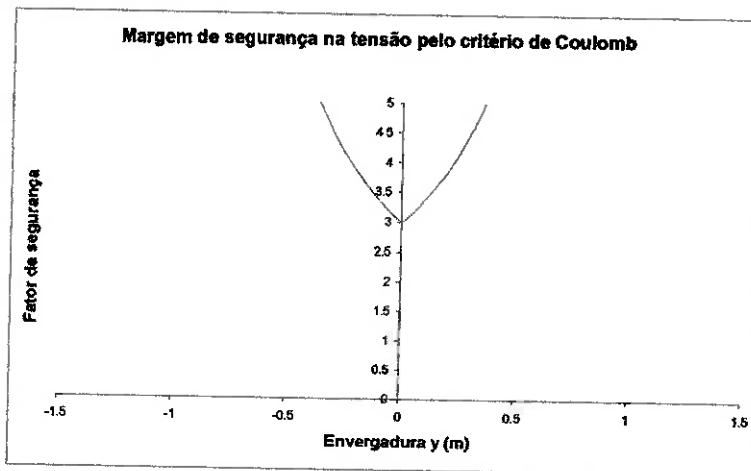


Fig. 66 - Margem de segurança ao longo da envergadura

7. Caso especial – Transporte da aeronave pelas pontas das asas

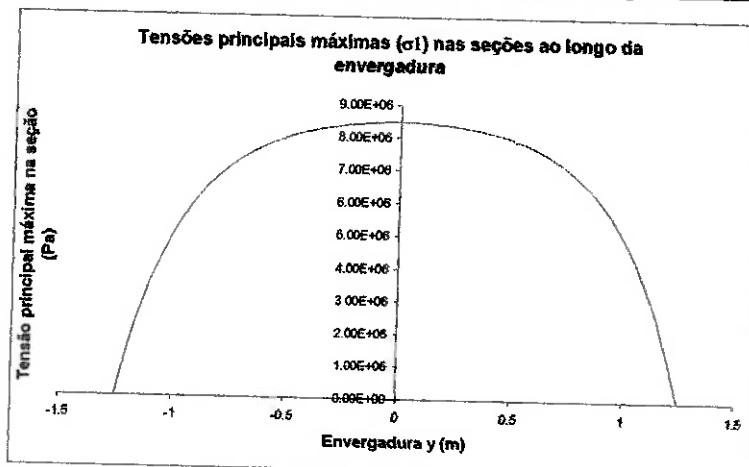


Fig. 67 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

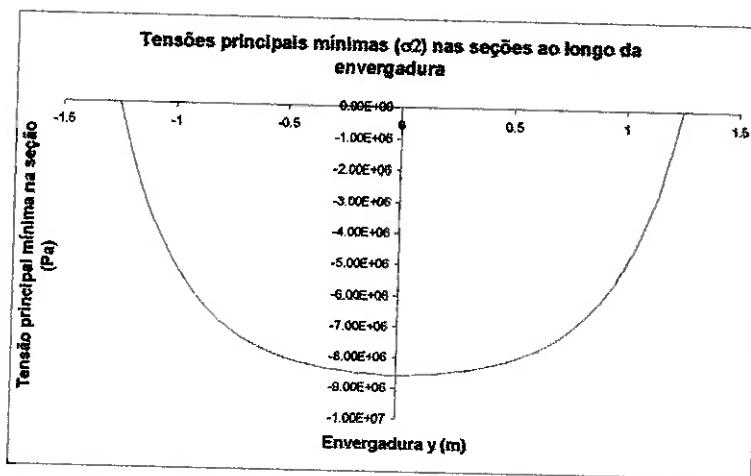


Fig. 68 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

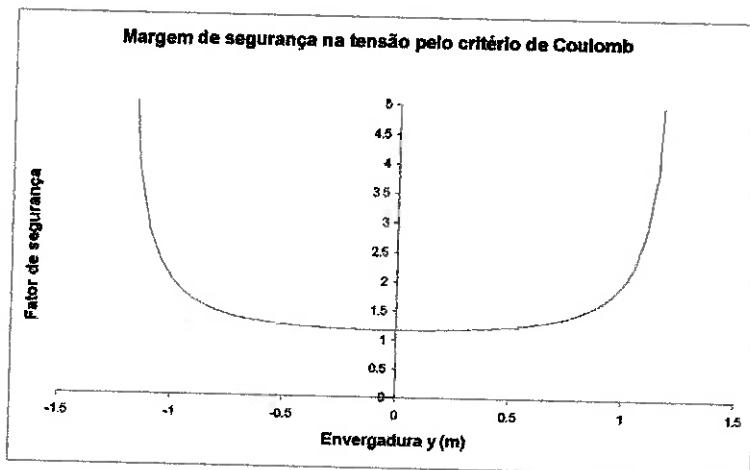


Fig. 69 - Margem de segurança ao longo da envergadura

C.2. Longarina principal com dimensões de 1"x 1/2"

1. Caso A – Manobra; $V=33,6$ m/s; $n=+3,8$ (flapes não acionados)

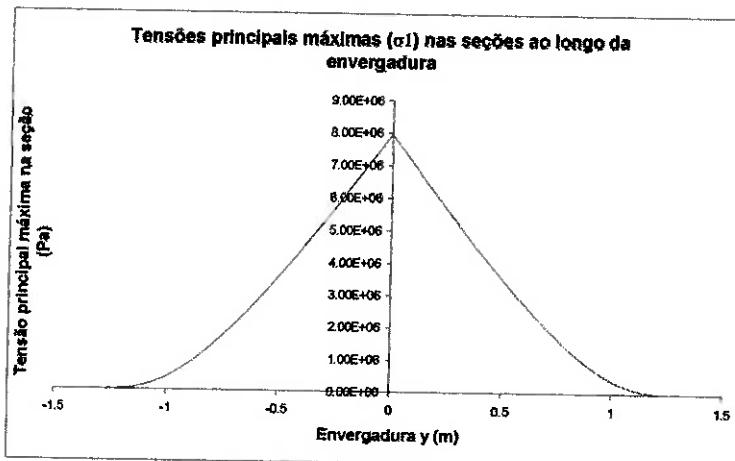


Fig. 70 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

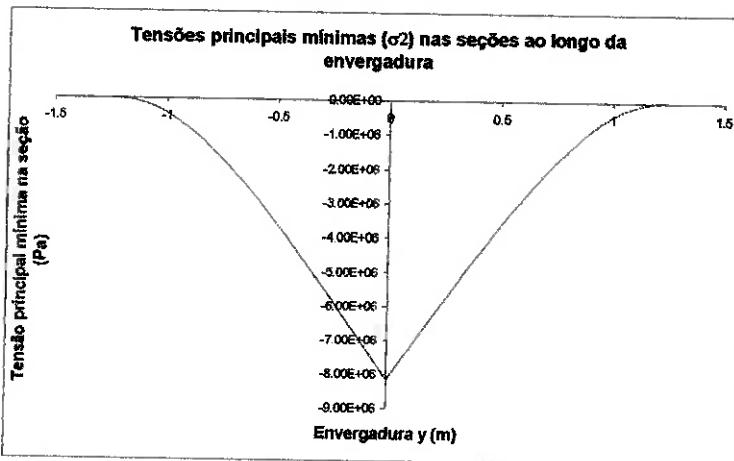


Fig. 71 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

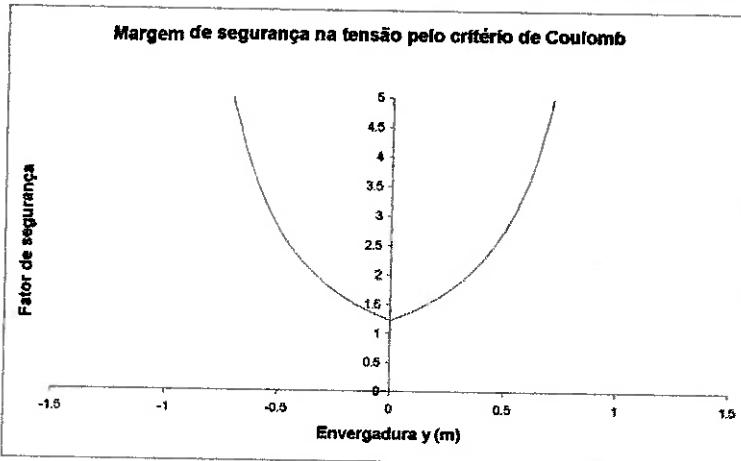


Fig. 72 - Margem de segurança ao longo da envergadura

2. Caso G – Manobra; $V=30,7 \text{ m/s}$; $n=-1,9$ (flapes não acionados)

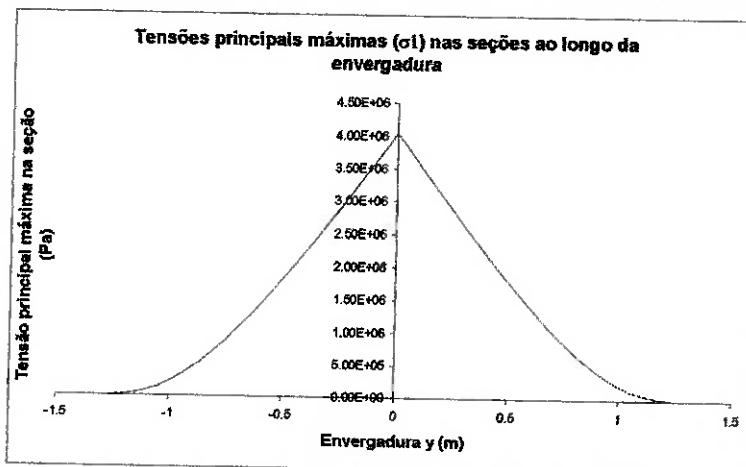


Fig. 73 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

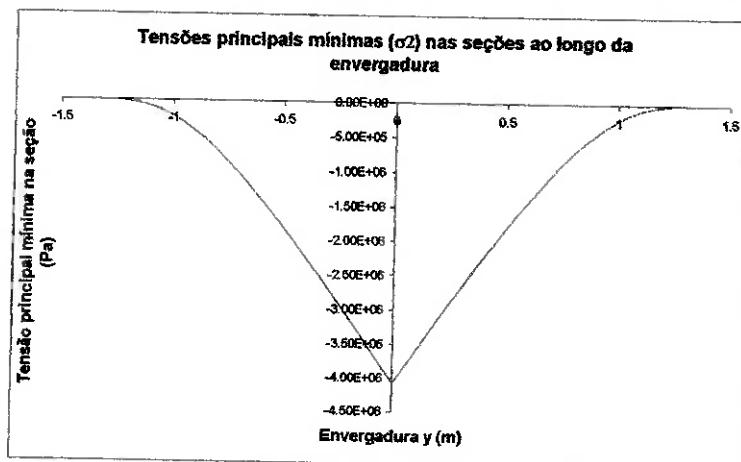


Fig. 74 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

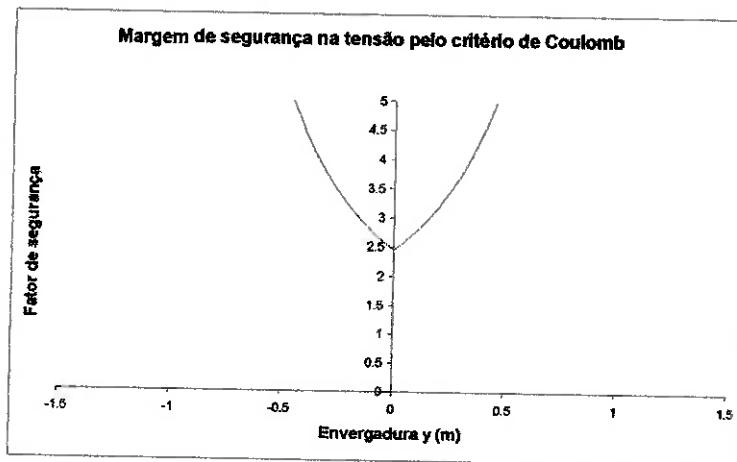


Fig. 75 - Margem de segurança ao longo da envergadura

3. Caso D – Manobra; V=48,0 m/s; n=+3,8 (flapes não acionados)

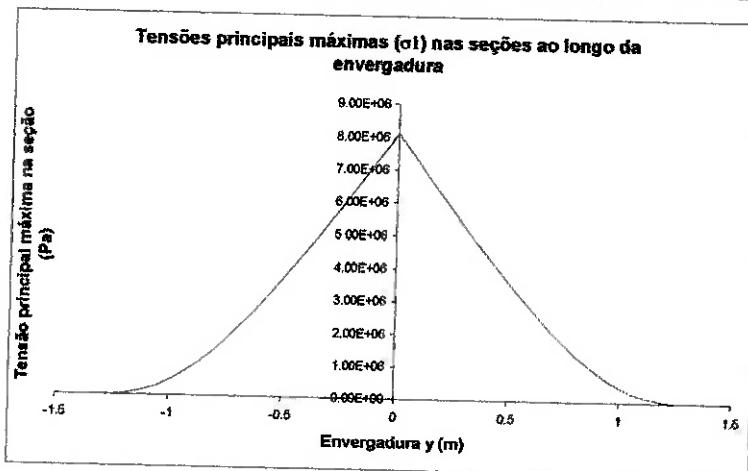


Fig. 76 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

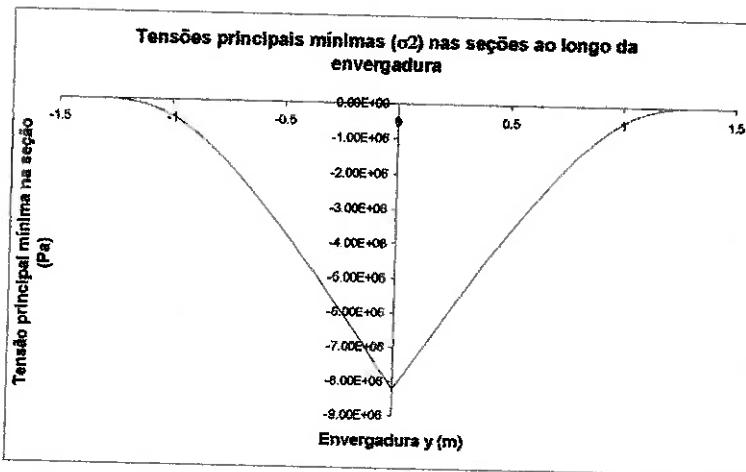


Fig. 77 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

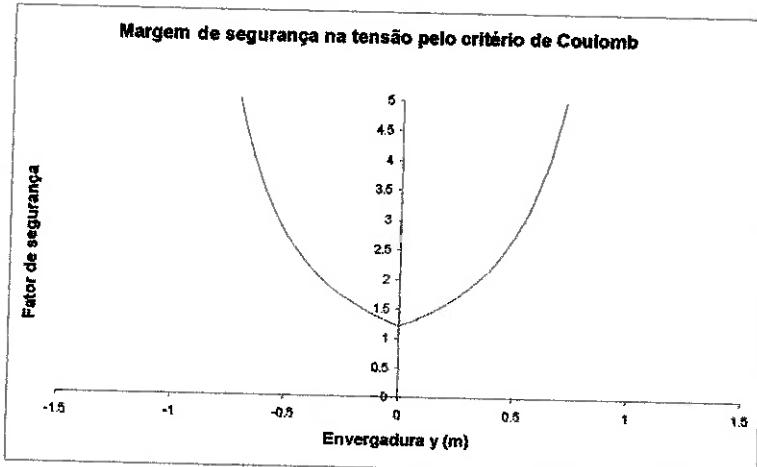


Fig. 78 - Margem de segurança ao longo da envergadura

4. Caso E – Manobra; $V=48.0$ m/s; $n=1.9$ (flapes não acionados)

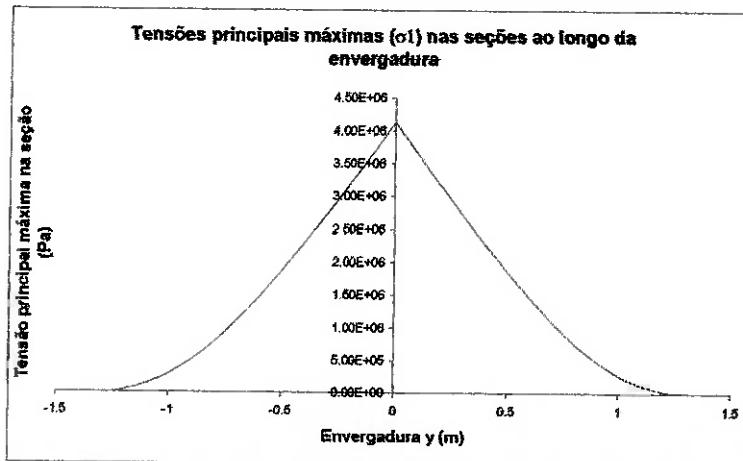


Fig. 79 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

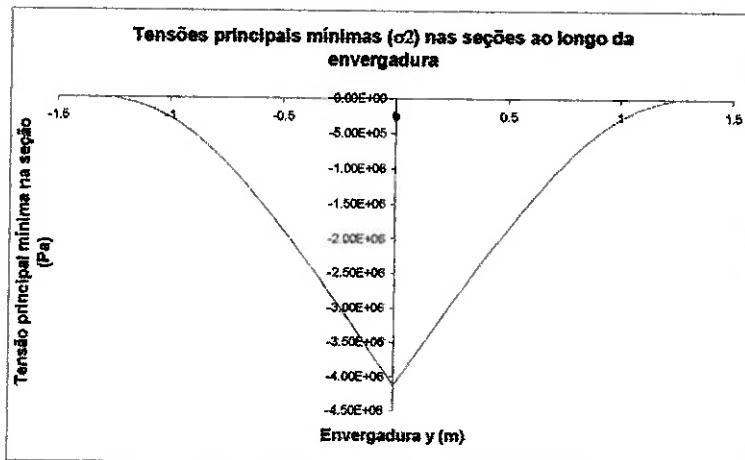


Fig. 80 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

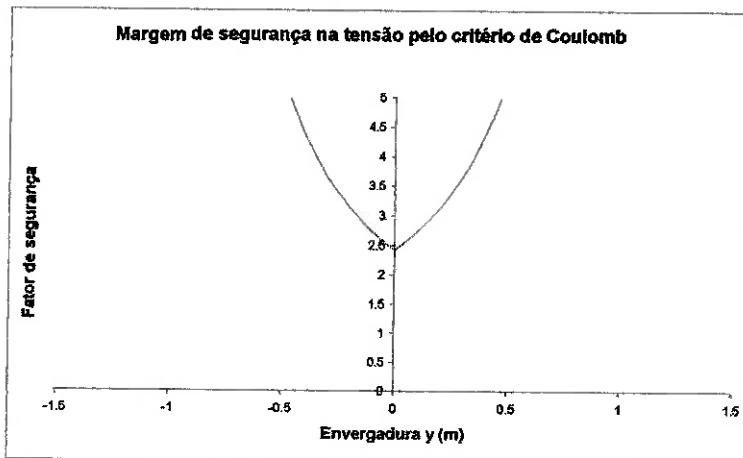


Fig. 81 - Margem de segurança ao longo da envergadura

5. Caso H – Manobra; V=17,3 m/s; n=+1,9 (flapes acionados)

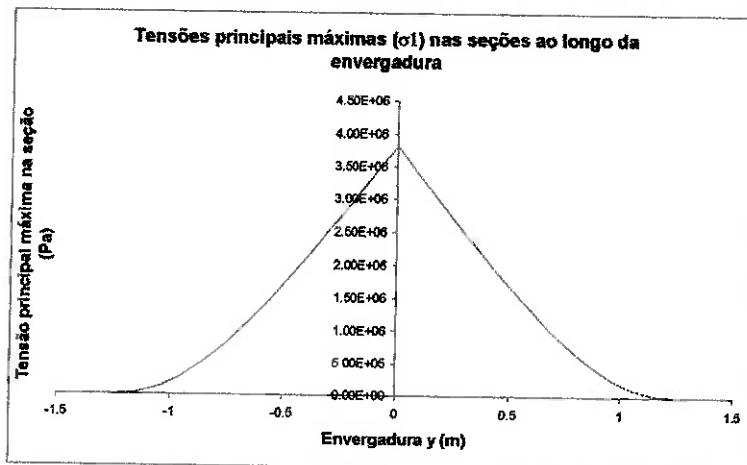


Fig. 82 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

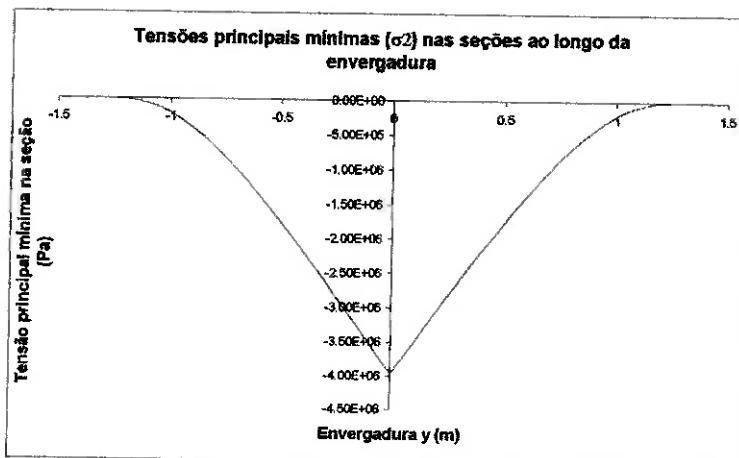


Fig. 83 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

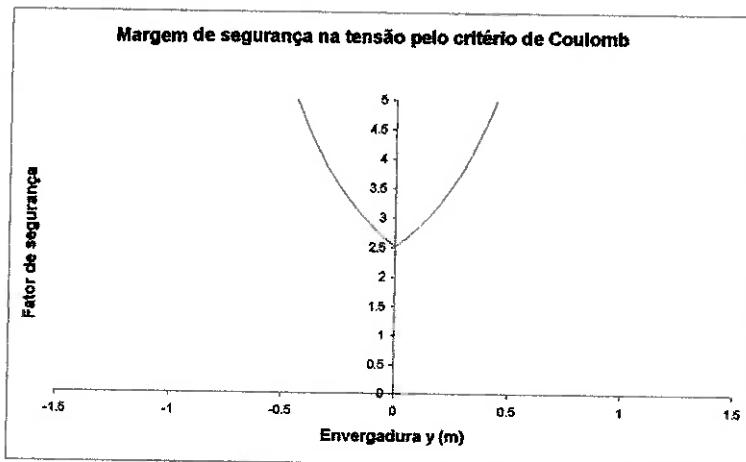


Fig. 84 - Margem de segurança ao longo da envergadura

6. Caso I – Manobra; $V=32,0$ m/s; $n=+1,9$ (flapes acionados)

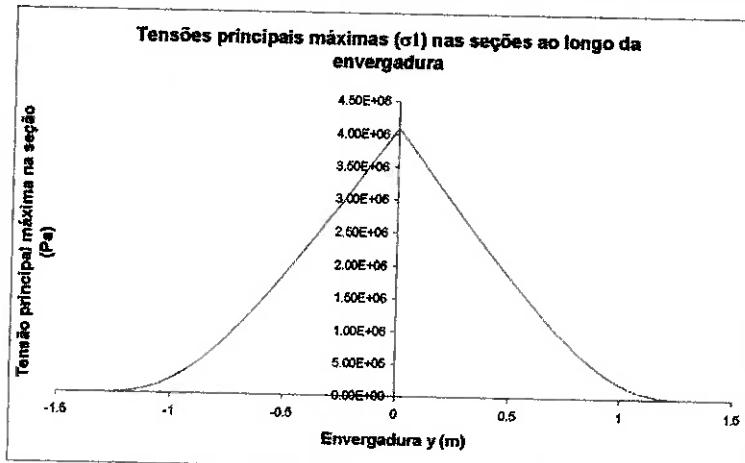


Fig. 85 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

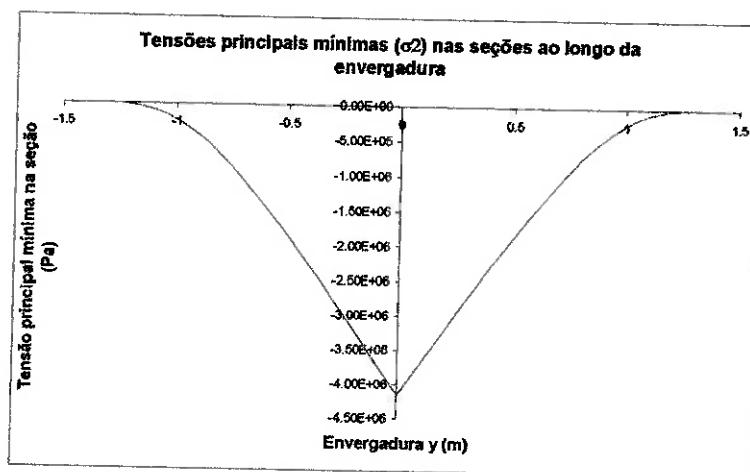


Fig. 86 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

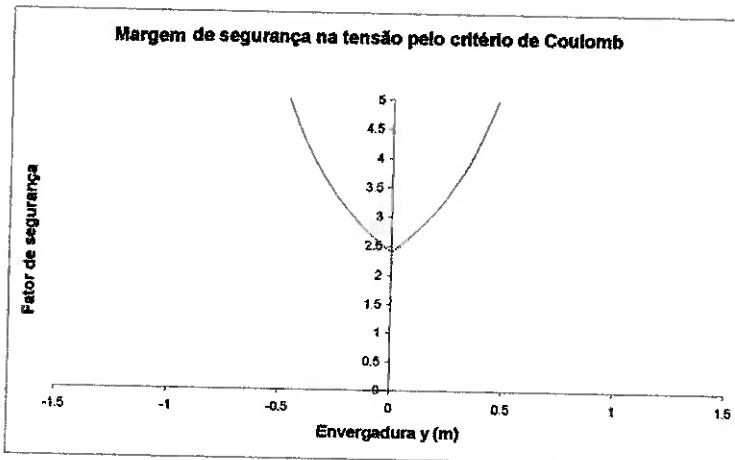


Fig. 87 - Margem de segurança ao longo da envergadura

7. Caso especial – Transporte da aeronave pelas pontas das asas

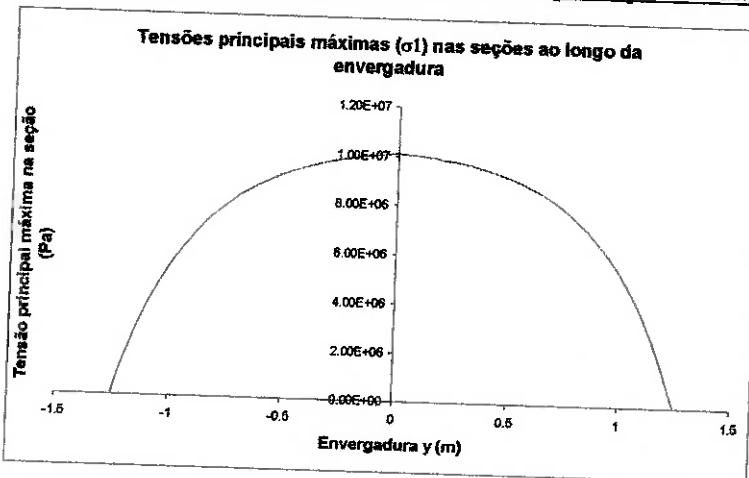


Fig. 88 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

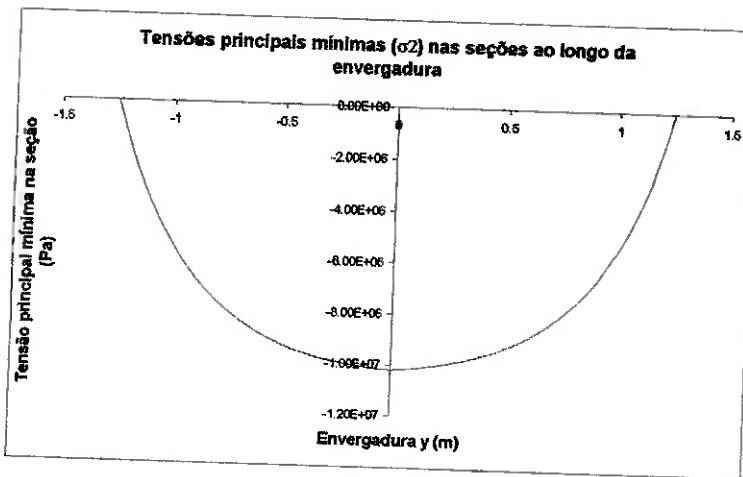


Fig. 89 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

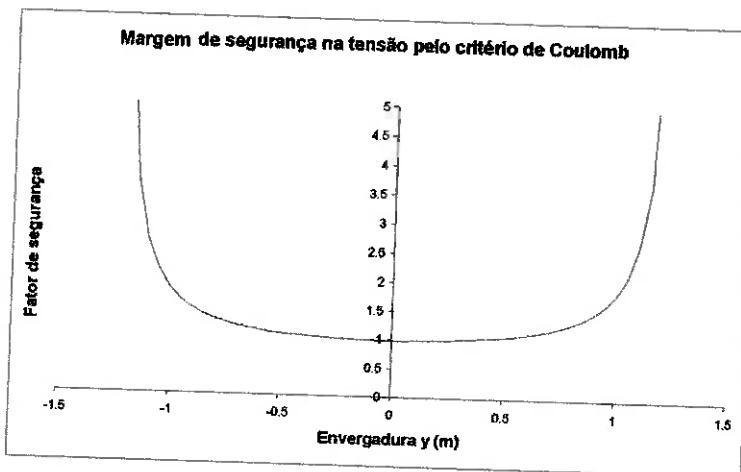


Fig. 90 - Margem de segurança ao longo da envergadura

C.3. Longarina principal com dimensões de 1" x 1/4"

1. Caso A – Manobra; $V=33,6$ m/s; $n=+3,8$ (flapes não acionados)

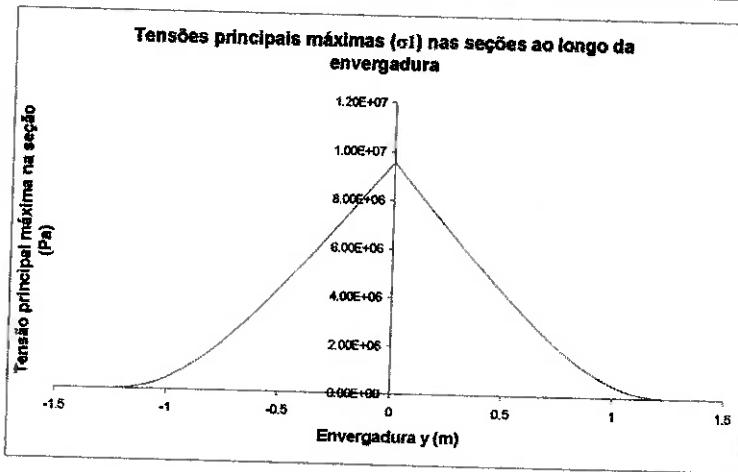


Fig. 91 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

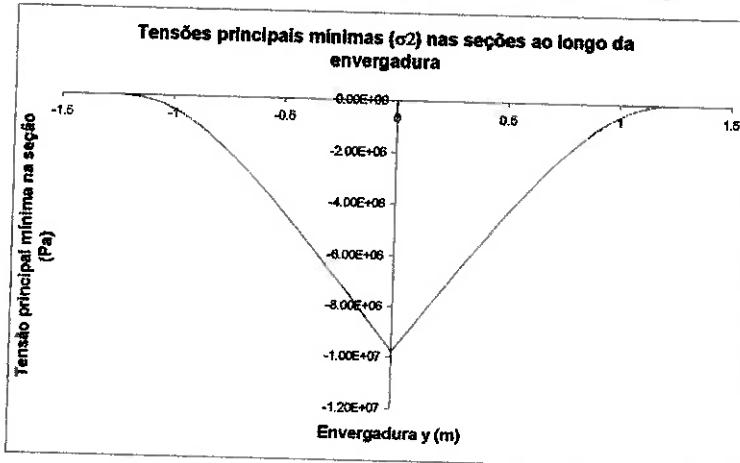


Fig. 92 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

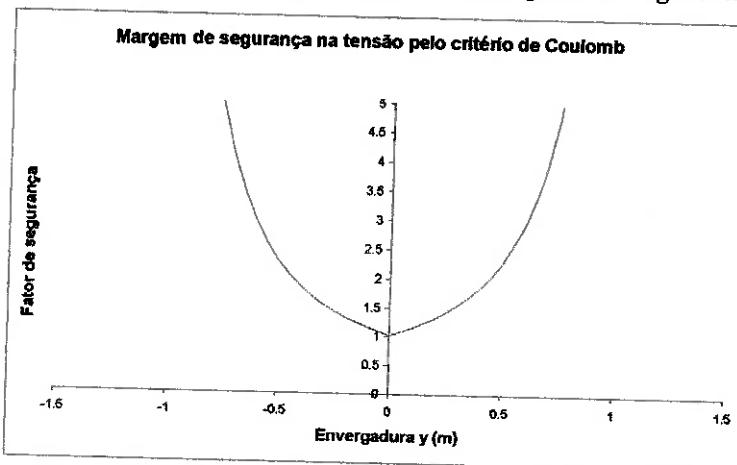


Fig. 93 - Margem de segurança ao longo da envergadura

2. Caso G – Manobra; $V=30,7$ m/s; $n=1,9$ (flapes não acionados)

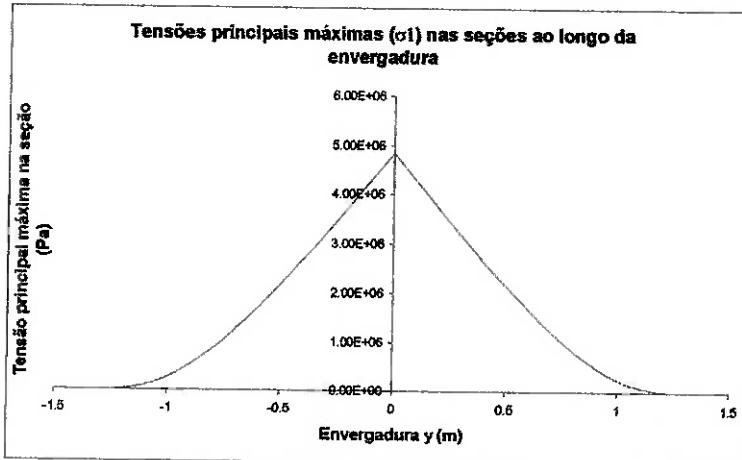


Fig. 94 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

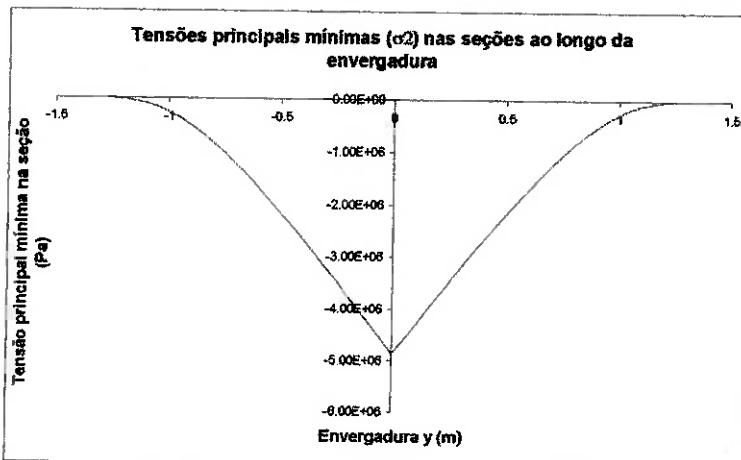


Fig. 95 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

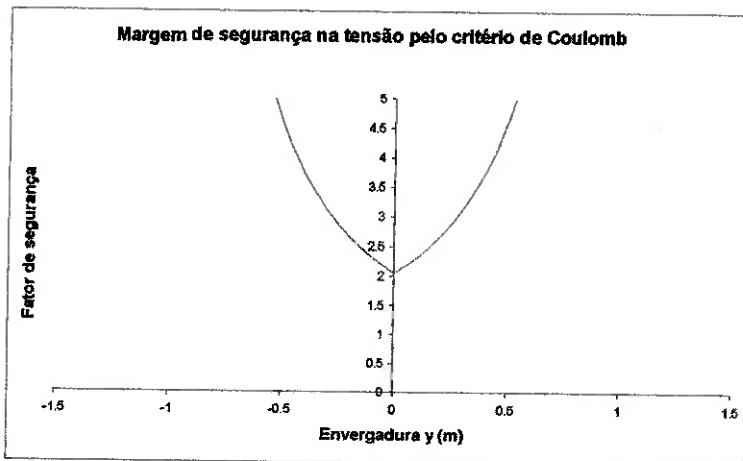


Fig. 96 - Margem de segurança ao longo da envergadura

3. Caso D – Manobra; V=48,0 m/s; n=+3,8 (flapes não acionados)

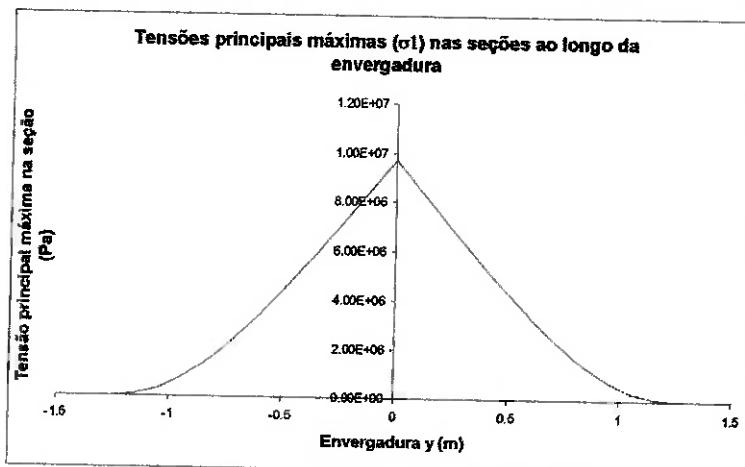


Fig. 97 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

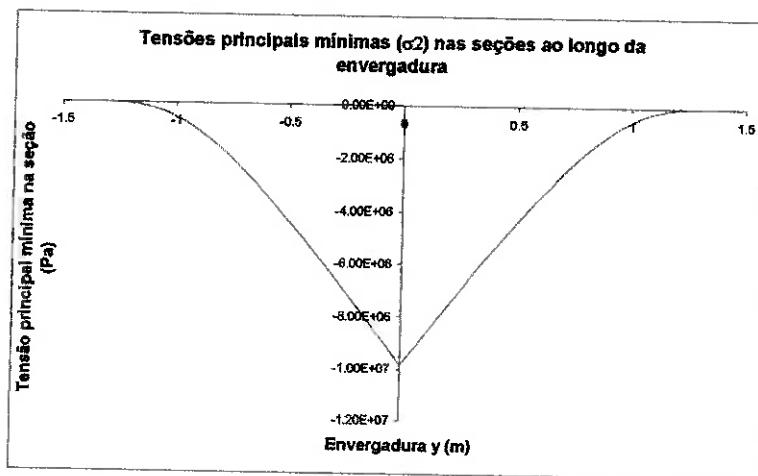


Fig. 98 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

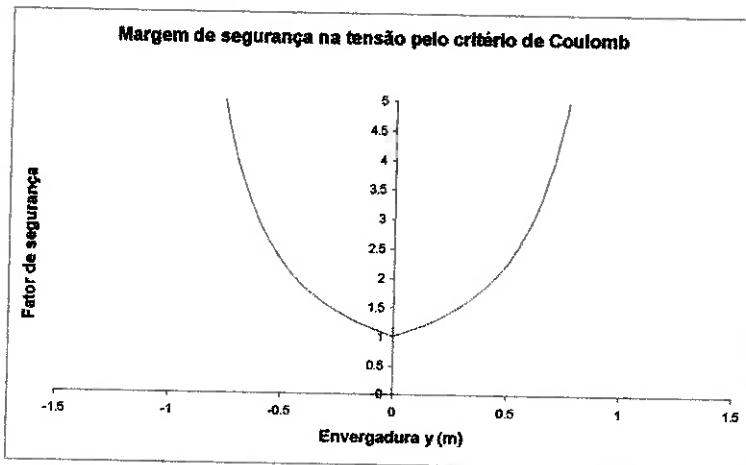


Fig. 99 - Margem de segurança ao longo da envergadura

4. Caso E – Manobra; $V=48,0$ m/s; $n=-1,9$ (flapes não acionados)

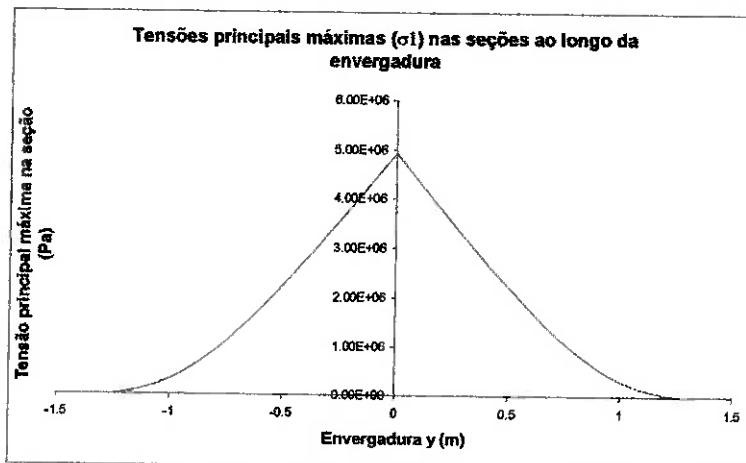


Fig. 100 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

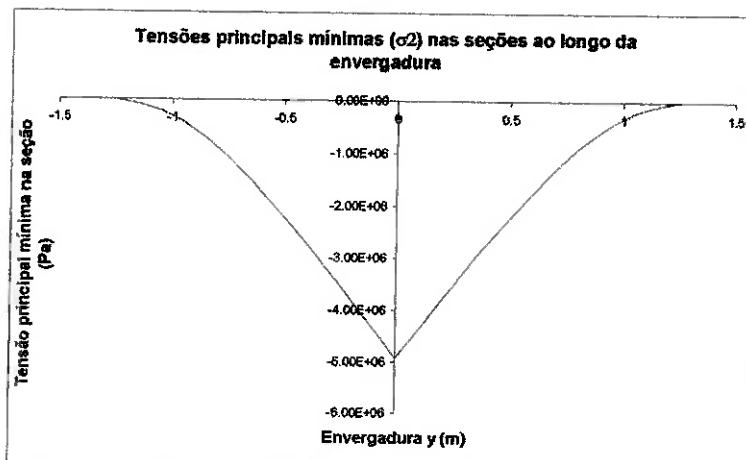


Fig. 101 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

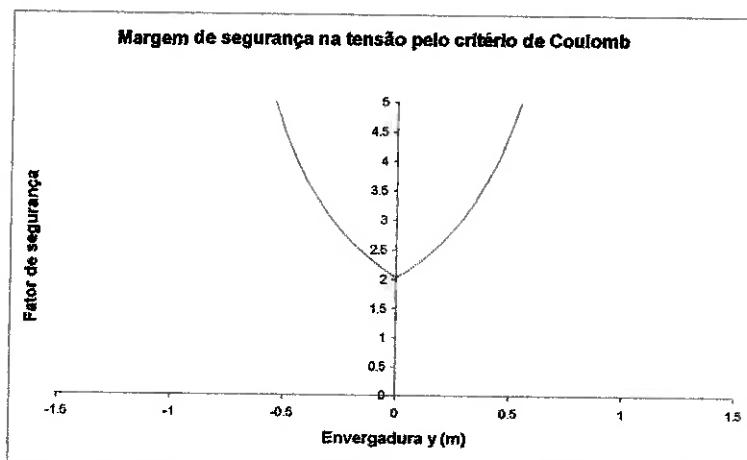


Fig. 102 - Margem de segurança ao longo da envergadura

5. Caso H – Manobra; V=17,3 m/s; n=+1,9 (flapes acionados)

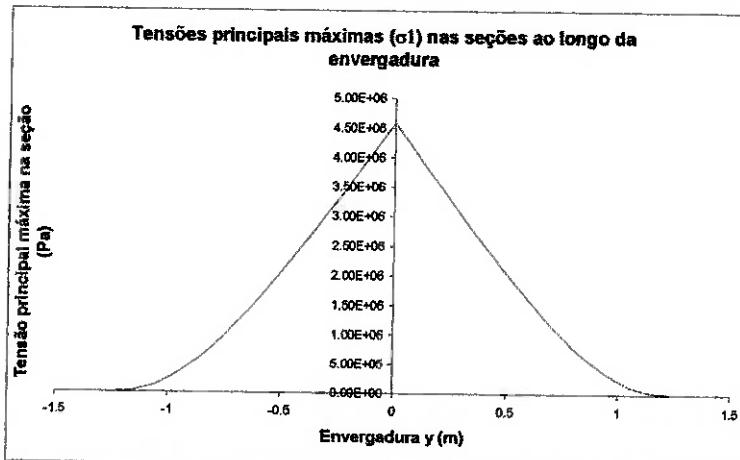


Fig. 103 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

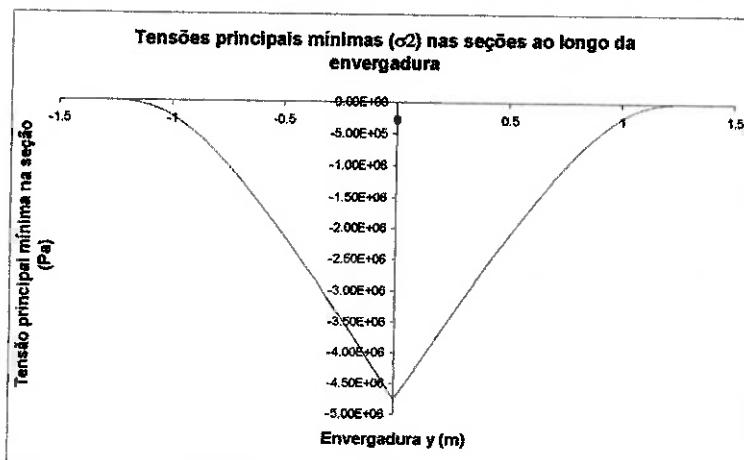


Fig. 104 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

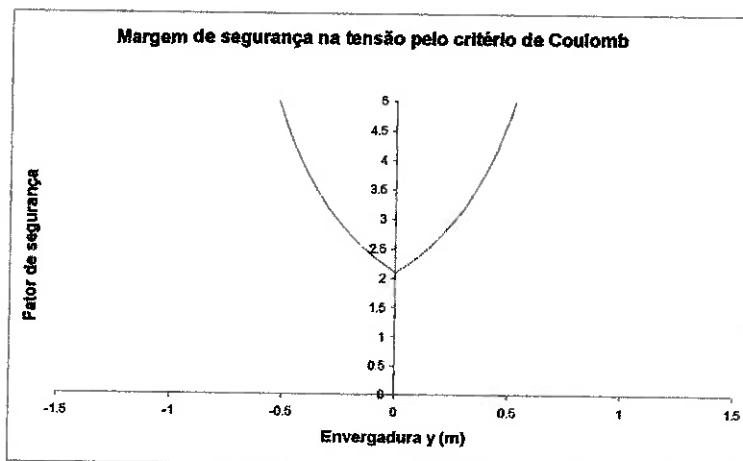


Fig. 105 - Margem de segurança ao longo da envergadura

6. Caso I – Manobra; V=32,0 m/s; n=+1,9 (flapes acionados)

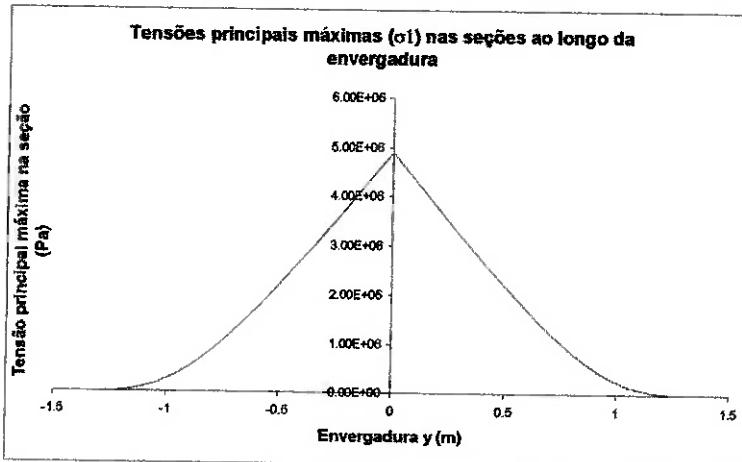


Fig. 106 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

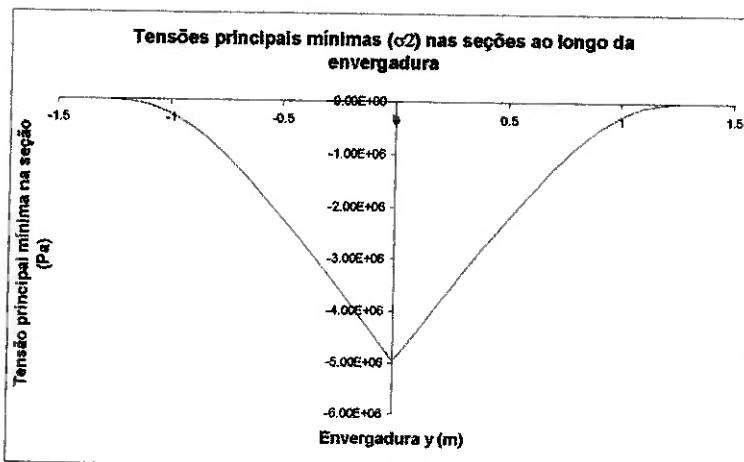


Fig. 107 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

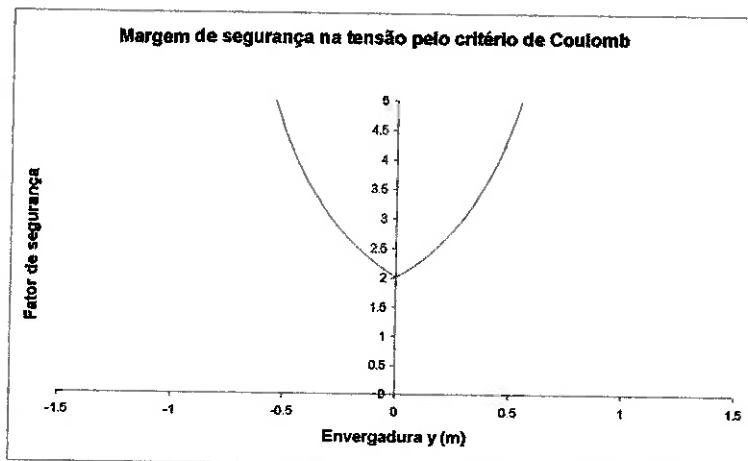


Fig. 108 - Margem de segurança ao longo da envergadura

7. Caso especial – Transporte da aeronave pelas pontas das asas

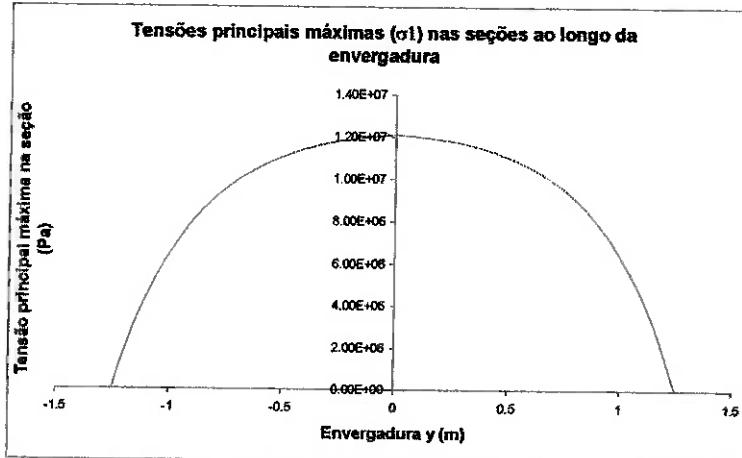


Fig. 109 - Tensões principais máximas ao longo da envergadura

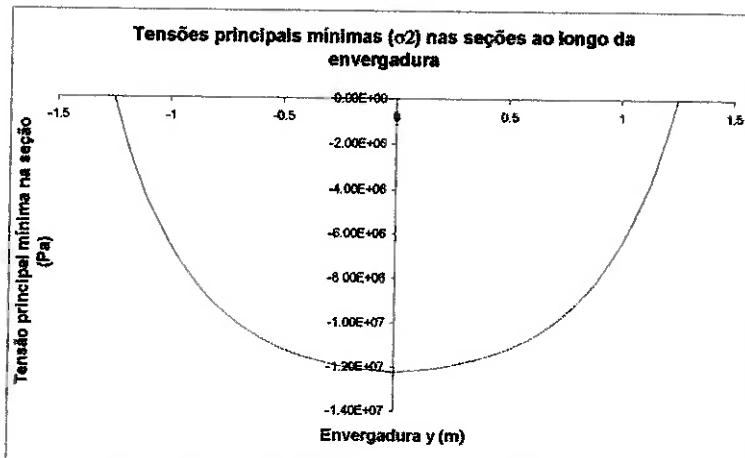


Fig. 110 - Tensões principais mínimas ao longo da envergadura

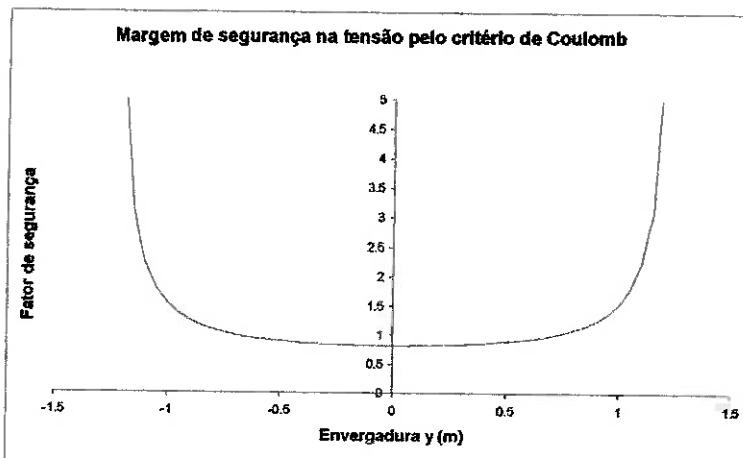


Fig. 111 - Margem de segurança ao longo da envergadura

ANEXO D – Resultados da análise em elementos finitos

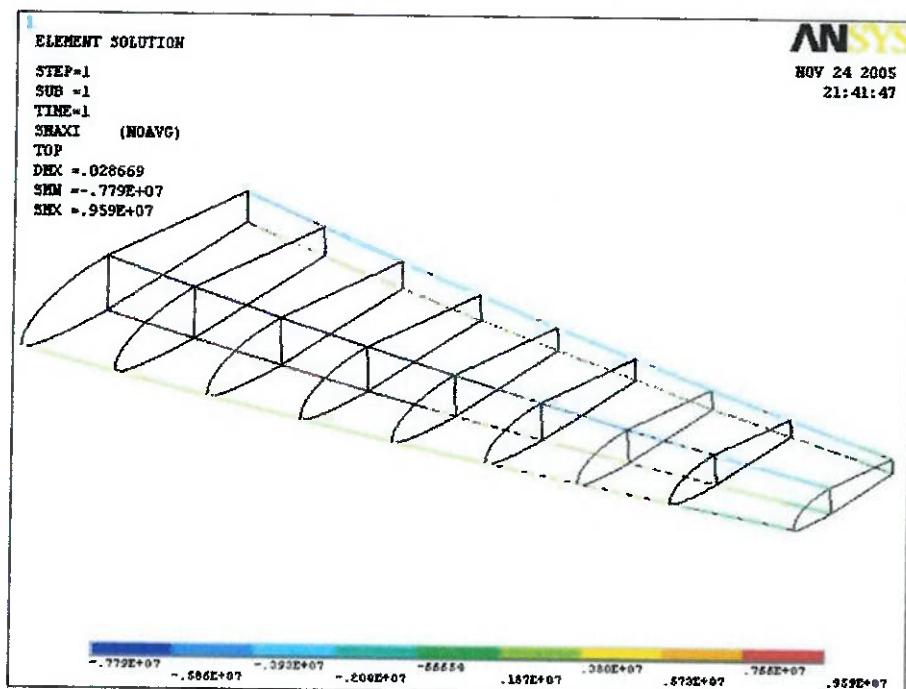


Fig. 112 - Tensões nas longarinas - Vista geral

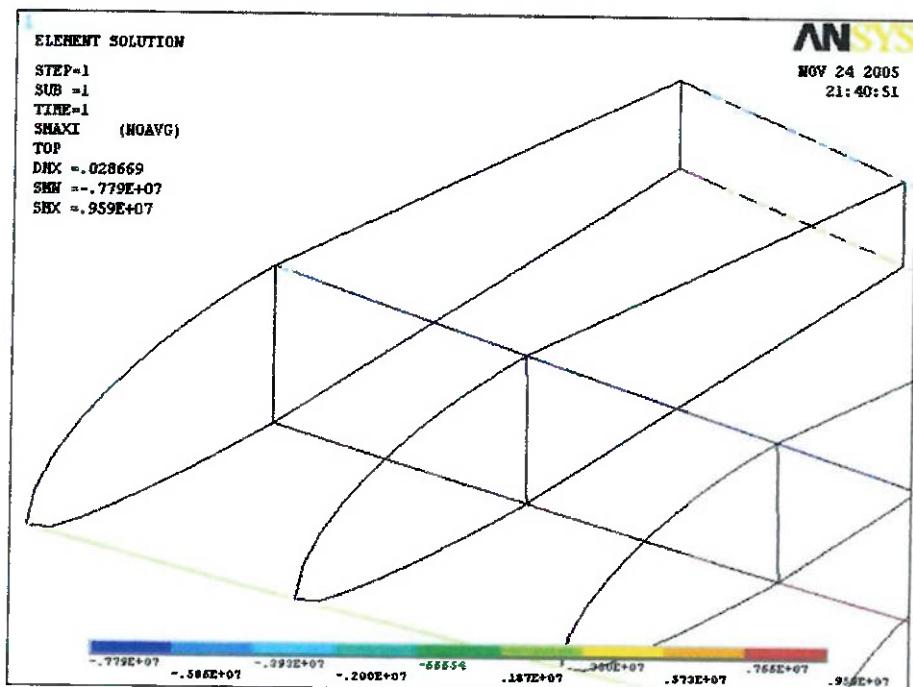


Fig. 113 - Tensões nas longarinas - Vista da raiz da asa

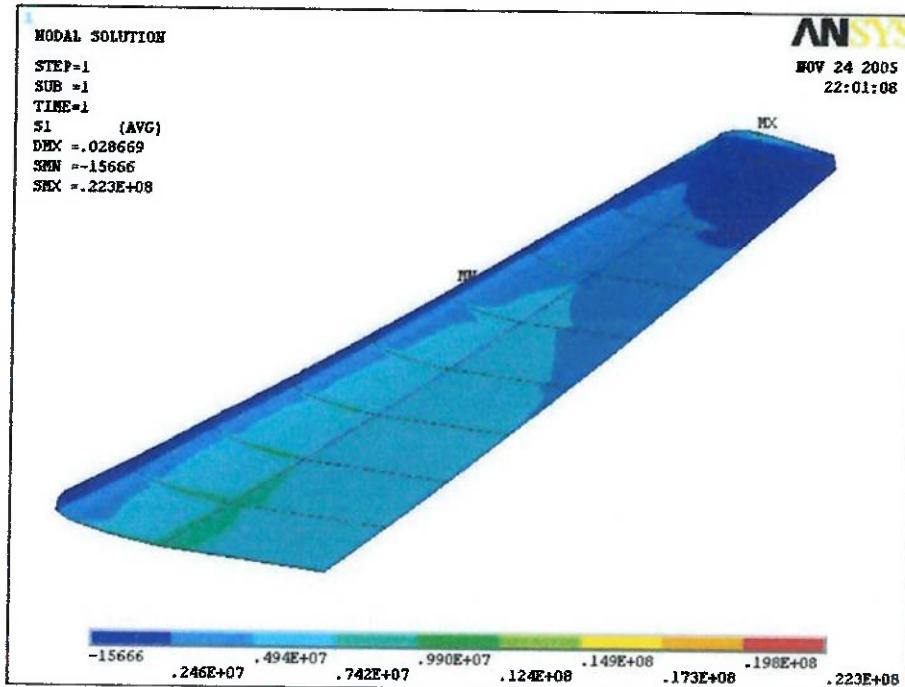


Fig. 114 - Tensões (primeira principal) no revestimento - Vista geral

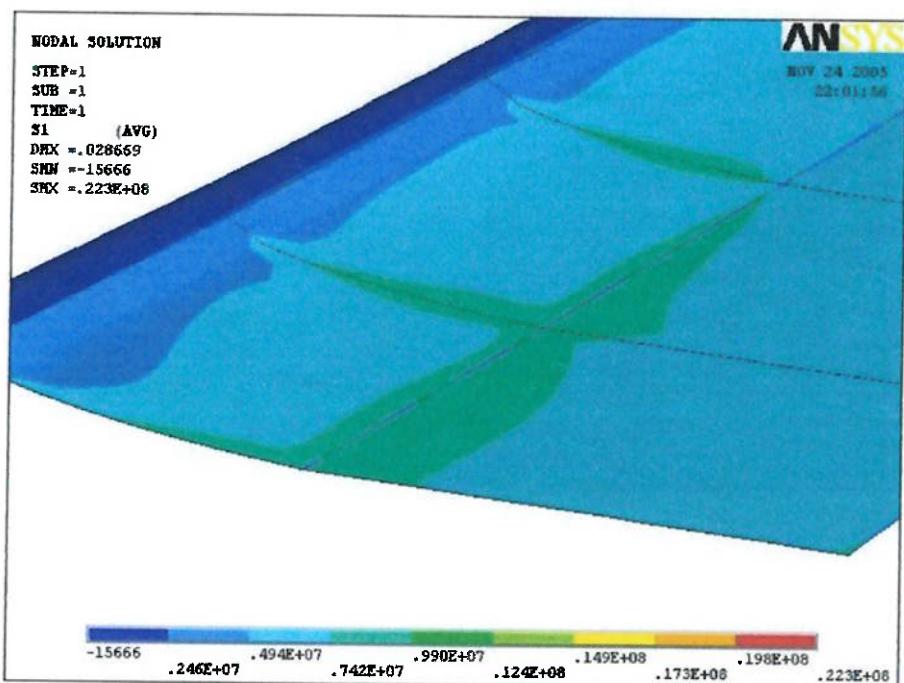


Fig. 115 - Tensões (primeira principal) no revestimento - Vista da raiz da asa

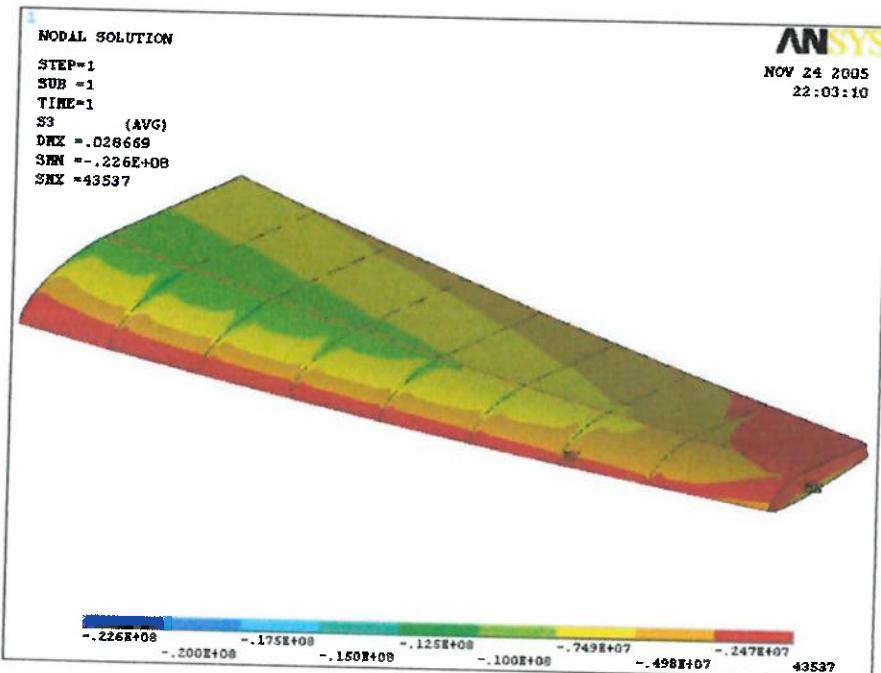


Fig. 116 - Tensões (terceira principal) no revestimento - Vista geral

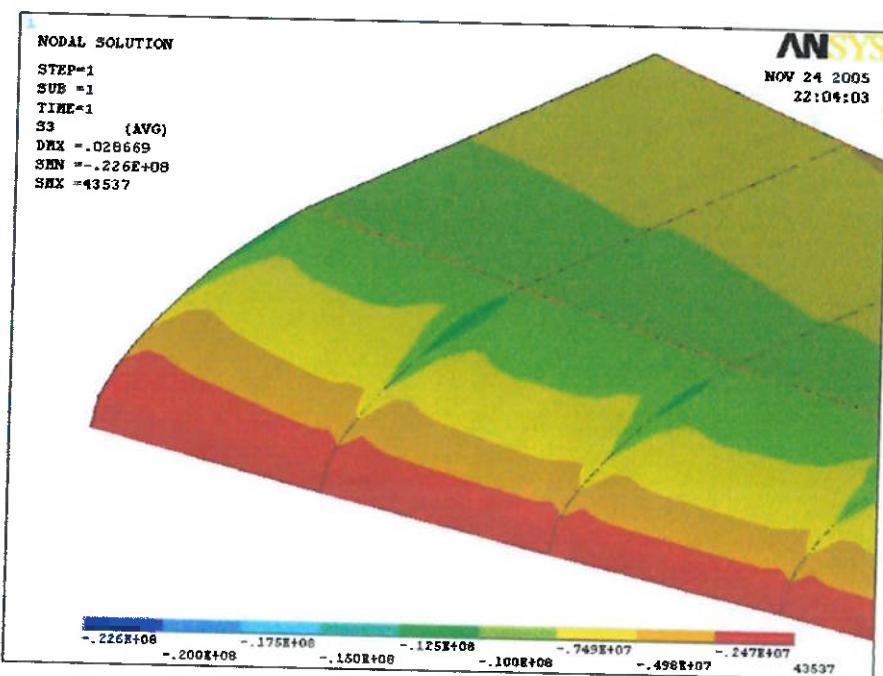


Fig. 117 - Tensões (terceira principal) no revestimento - Vista da raiz da asa

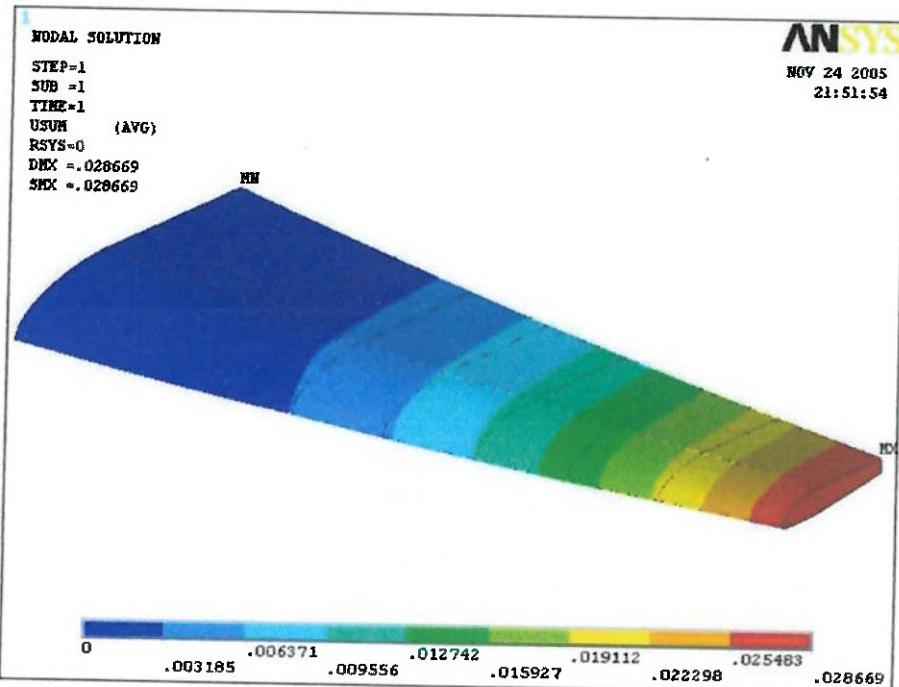


Fig. 118 - Deslocamentos - Vista isométrica

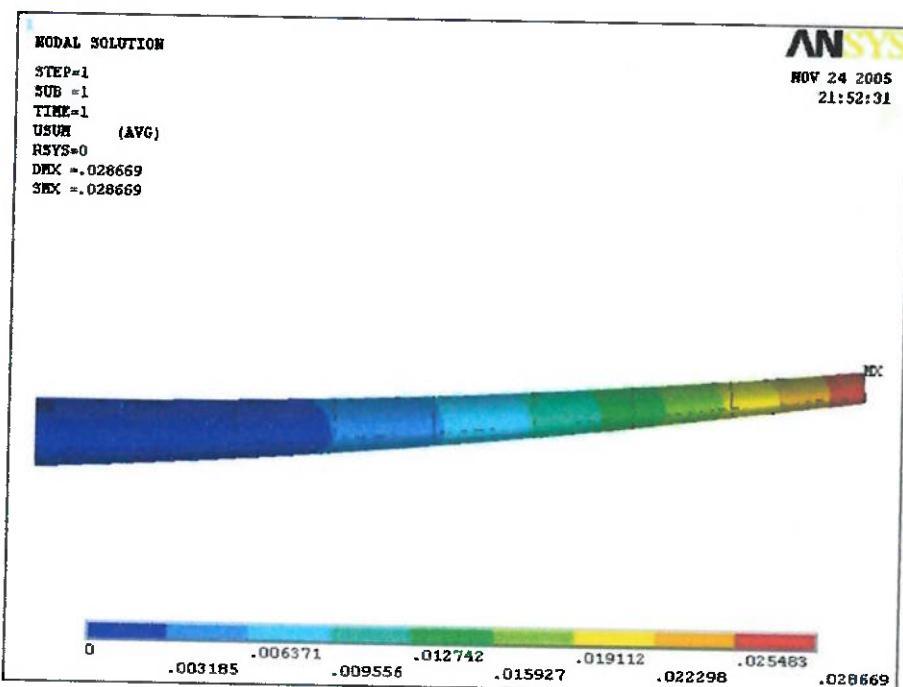


Fig. 119 - Deslocamentos - Vista frontal

6 LISTAS DE REFERÊNCIAS

- [1] AGX Tecnologia. Produtos: AGplane. Disponível em: <<http://www.agx.com.br/produtos.php?cid=25>>. Acesso em: 11 de junho de 2005.
- [2] AMIANTI, G. **Projeto aviônico de um VANT.** Trabalho de conclusão de curso a ser apresentado em 2005. Escola Politécnica da USP.
- [3] ASHBY, M. F. **Materials selection in mechanical design.** Great Britain. Pergamon Press. (1992)
- [4] BEER, F. P.; JOHNSON, E. R. **Resistência dos Materiais,** Ed. McGraw Hill. São Paulo. (1996)
- [5] CEZE, M.; **Projeto aerodinâmico de um VANT.** Trabalho de conclusão de curso a ser apresentado em 2005. Escola Politécnica da USP.
- [6] DAC – Departamento de aviação civil. Brasil. Página para "download" dos Regulamentos Brasileiros de Homologação Aeronáutica. Disponível em: <<http://www.dac.gov.br/download/downloadrbha.asp>>. Acesso em: 8 de outubro de 2005.
- [7] DAS CORSAIR. Alemanha. Apresenta aproximadamente 600 plantas de aeromodelos compactadas em arquivo .zip para acesso e cópia. Disponível em: <<http://corsair.flugmodellbau.de/files/bauplan/Bauplan.htm>>. Acesso em: 10 de maio de 2005.
- [8] EQUIPE ACLIVE. Relatório Projeto Aerodesign. São Paulo SP. 2004
- [9] LOMAX, T. L. **Structural Loads Analysis for Commercial Transport Aircraft: Theory and Practice** 1.ed. AIAA Education series. Washington, DC. Estados Unidos. (1996).
- [10] LORA, E. R. MAZZINI, G. O. M. **Monitoramento visual de aeronaves para teleoperação.** Trabalho de conclusão de curso a ser apresentado em 2005. Escola Politécnica da USP.

- [11] MEGSON, T. H. **Aircraft Structures for Engineering students.** 3rd ed. Butterworth Heinemann. Oxford – UK. (2003)
- [12] NASG Airfoil Database. Japão. Nihon University Aero Student Group – Disponível em: <www.nasg.com>. Acesso em 12 de junho de 2005.
- [13] RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach.** 2.ed. Washington, DC. American Institute of Aeronautics and Astronautics. (1992)
- [14] SAE AEROSPACE Engineering Online. Página da revista, com notícias e fotos de aviões. Disponível em: <<http://www.sae.org/aeromag>>. Acesso em: 17 de junho de 2005.
- [15] SALA DE IMPRENSA – FAB. Noticiário de imprensa da Aeronáutica. Janeiro de 2005. Disponível em: <<http://www.fab.mil.br/portal/imprensa/enotimp/2005/01-JAN/enotimp003.htm>>. Acesso em 11 de junho de 2005.
- [16] UAV FORUM. Fórum para a troca de informações e idéias sobre VANTs. Disponível em: <<http://www.uavforum.com>>. Acesso em: 11 de junho de 2005.
- [17] UAV ROADMAP 2002 - 2027. Estados Unidos. Office of the Secretary of Defense. Dezembro de 2002. Disponível para "download" em: <http://www.acq.osd.mil/usd/uav_roadmap.pdf>

APÊNDICE A – RBHA 100

RBHA 100 - OPERAÇÃO DE VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS

SUBPARTE A – GERAL

100.1 – APLICABILIDADE

(a) Este regulamento estabelece regras para a operação, no Brasil, de veículos aéreos não tripulados (VANT), incluindo modelos de aeronaves (aeromodelos) utilizados para esporte e lazer.

(b) Este regulamento não se aplica a:
(1) aeromodelos controlados por cabos, operando em voo circular comandado – VCC,

(2) aeromodelos pesando 1,5kg ou menos, incluindo aqueles dotados de motor(es) elétrico(s);

(3) aeromodelos projetados para operação em recintos fechados;

(4) veículos aéreos não tripulados operados pelas Forças Armadas ou por organizações de pesquisas e desenvolvimento fiscalizadas pelo governo federal.

(c) Este regulamento não se propõe a regulamentar a atividade do aeromodelismo esportivo e de lazer. Seu objetivo é procurar garantir a segurança da operação de aeronaves no espaço aéreo brasileiro e das pessoas e bens na superfície.

100.3 – FUNDAMENTOS

A Convenção de Aviação Civil Internacional só cita aeronaves não tripuladas no Art. 8, onde é dito que “nenhuma aeronave capaz de ser voada sem um piloto não pode ser voada sem piloto sobre um Estado signatário da Convenção sem uma autorização especial do referido Estado” (tal redação implica em que a aeronave referida pode ser voada com ou sem piloto). Os Anexos à Convenção sequer tocam em aeronaves não tripuladas. Como não existe base nos padrões internacionais para utilizar a expressão “aeronave não tripulada”, a exemplo do que ocorre nos países com maior experiência no assunto, o DAC resolveu adotar a expressão “veículo aéreo não tripulado”, versão livre da expressão inglesa “unmanned air vehicle”.

100.5 – DEFINIÇÕES

Para os objetivos deste regulamento são válidas as seguintes definições:

Veículo Aéreo Não Tripulado, VANT: significa um veículo capaz de voar na atmosfera, fora do efeito de solo, que foi projetado ou modificado para não transportar um piloto humano e que é operado por controle remoto ou autônomo.

Sistema Aéreo Não Tripulado, SANT: significa o conjunto veículo aéreo não tripulado, seus controles de vôo e seu sistema de operação. Inclui qualquer estação de solo e “link” de dados utilizado, assim como qualquer processo dedicado de comunicações com órgãos ATC.

Serviços Aéreos Especiais Não Tripulados: significa uma atividade aérea diferente do esporte ou lazer, com objetivo de prestar serviços a terceiros ou ao próprio operador do sistema aéreo não tripulado.

100.7 – CLASSIFICAÇÃO

Para os objetivos deste regulamento os VANT têm a seguinte classificação:

- (a) **Tipo 1** – peso máximo de decolagem igual ou inferior a 20 Kg , operado por controle remoto.
- (b) **Tipo 2** – peso máximo de decolagem superior a 20 Kg , operado por controle remoto.
- (c) **Tipo 3** – qualquer peso máximo de decolagem, operado por controle autônomo.
- (d) **Tipo 4** – Aqueles incluídos em 100.1(b)(1), (2), (3) e (4), cuja operação não é regulamentada pelo DAC.

SUBPARTE B – OPERAÇÃO DE VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS TIPO 1

100.15 – APLICABILIDADE

Esta subparte estabelece regras de operação para veículos aéreos não tripulados tipo 1, ou seja, com peso máximo de decolagem igual ou inferior a 20 Kg e operado por controle remoto.

100.17 – REGRAS DE OPERAÇÃO

Nenhuma pessoa pode operar um sistema aéreo não tripulado utilizando um VANT do tipo 1, qualquer que seja o objetivo da operação, a não ser que sejam atendidos todos os requisitos abaixo:

- (a) a pessoa não pode lançar ou permitir que qualquer objeto ou animal (esteja ou não preso a um pára-quedas) seja lançado do veículo de modo a colocar em risco pessoas ou propriedades;
- (b) a operação deve ser realizada em local suficientemente distante de áreas densamente povoadas, de zonas de tráfego de aeródromos e de áreas sensíveis a ruído como escolas, parques, hospitais, igrejas, etc. Um local suficientemente distante é um local que fica além do alcance de um VANT fora de controle que entre em voo reto e nivelado a partir de seu ponto de decolagem. Para fins de atendimento a esse requisito, o operador do sistema deve colocar uma fonte de energia (combustível ou energia elétrica) a bordo do veículo que seja totalmente consumida ao atingir a distância apropriada;
- (c) a operação deve ser conduzida em local onde não existam fontes de ondas eletromagnéticas (antenas transmissoras e/ou receptoras, linhas de transmissão ou subestações elétricas, instalações de geração de energia elétrica, etc) capazes de interferir ou prejudicar de alguma forma o SANT;
- (c) a menos que especificamente autorizada por uma autoridade aeronáutica com jurisdição sobre a área, a operação deve ser realizada a uma altura máxima de 400 pés acima da superfície;
- (d) a operação deve ser conduzida a uma distância máxima do operador do sistema que permita ao mesmo, sem o uso de dispositivos especiais de auxílio visual e a qualquer momento, determinar prontamente a direção e o sentido de deslocamento do VANT. Em nenhum caso essa distância pode ser superior a 2/3 do alcance nominal do sistema de controle remoto;
- (e) na eventualidade de conflito de tráfego com aeronaves tripuladas, o operador do SANT deve ceder o direito de passagem, mesmo que para tanto o seu veículo precise ser danificado ou mesmo destruído;

(f) a operação só pode ser conduzida na presença de espectadores se o responsável possuir razoável certeza, adquirida por experiência prévia com o sistema, de que o vôo pode ser feito com segurança; e

(f) quando o objetivo da operação for a prestação de serviços aéreos especiais não tripulados, a mesma só pode ser conduzida com autorização da autoridade de aeronáutica civil com jurisdição sobre a área e de acordo com as condições específicas estabelecidas na seção 100.19.

100.19 – OPERAÇÃO DE SERVIÇOS AÉREOS ESPECIAIS NÃO TRIPULADOS

(a) A prestação de serviços aéreos especiais não tripulados com sobrevôo exclusivamente de área de propriedade do próprio operador do SANT deve atender a todos as regras estabelecidas na seção 100.17, devendo ser comunicado à autoridade de aeronáutica civil com jurisdição sobre a área o local, a data e o horário das operações com um mínimo de 5 dias úteis de antecedência.

(b) A prestação de serviços aéreos especiais não tripulados para terceiros deve atender a todos as regras estabelecidas na seção 100.17 e mais:

(1) o operador deve apresentar à autoridade de aeronáutica civil com jurisdição sobre a área um “croquis” da área a ser sobrevoada com a posição dos obstáculos existentes e do ponto de onde o vôo vai ser controlado, com a delimitação do raio de ação do VANT de acordo com 100.17(b) e do alcance nominal do sistema de controle de acordo com 100.17(d).

(2) a operação só pode ser realizada com bom tempo e visibilidade não inferior ao dobro da distância prevista em 100.17(b). Para tanto, o “croquis” deve indicar um ponto relevante que permita determinar tal visibilidade;

(3) o operador do SANT deve obter autorização do proprietário da(s) área(s) a ser(em) sobrevoada(s).

(c) Nas operações previstas nos parágrafos (a) e (b) desta seção o operador deve possuir seguro de responsabilidade civil e deve entregar à autoridade de aeronáutica civil com jurisdição sobre a área um termo de responsabilidade assinado, responsabilizando-se por qualquer dano a terceiros que venha a ocorrer.

SUBPARTE C – OPERAÇÃO DE VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS TIPO 2

100.31 – APLICABILIDADE

Esta subparte estabelece regras de operação para veículos aéreos não tripulados tipo 2, ou seja, com peso máximo de decolagem superior a 20 Kg e operado por controle remoto

100.33 – REGRAS DE OPERAÇÃO

(a) A operação de um VANT tipo 2 envolve veículos cujo peso e tamanho podem igualar aos de uma aeronave tripulada. Em consequência, o DAC adotou a política de só autorizar a operação de tais veículos aéreos não tripulados no Brasil se tal operação puder atender aos mesmos princípios de segurança aplicáveis às operações de aeronaves tripuladas, ou seja: eles não podem ser ou criar riscos para pessoas ou propriedades no ar ou na superfície maiores do que os riscos que podem ser atribuídos às operações de aeronave tripulada de classe ou categoria equivalente. A exemplo do que ocorre com as aeronaves normais, um princípio básico de segurança a ser considerado é que a probabilidade de uma falha simples do sistema aéreo não tripulado ser catastrófica deve ser da ordem de 10^{-9} . Tal probabilidade deve ser calculada através de um processo estatístico (árvore de falhas), com base em análise e ensaios de cada componente do SANT.

(b) Em qualquer operação conduzida segundo esta subparte o operador deve possuir seguro de responsabilidade civil e deve entregar à autoridade de aeronáutica civil com jurisdição sobre a área um termo de responsabilidade assinado, responsabilizando-se por qualquer dano a terceiros que venha a ocorrer.

100.35 – ISENÇÕES E DESVIOS

Não obstante o estabelecido na seção 100.33, a operação de aeromodelos operados por controle remoto com peso máximo de decolagem superior a 20 Kg, mas inferior a 50 Kg pode ser autorizada segundo as limitações e condições da seção 100.17, desde que com autorização da autoridade de aeronáutica civil com jurisdição

sobre a área e de acordo com as condições específicas estabelecidas nessa autorização.

SUBPARTE C – OPERAÇÃO DE VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS TIPO 3

100.41 – APLICABILIDADE

Esta subparte estabelece regras de operação para veículos aéreos não tripulados tipo 3, ou seja, com qualquer peso máximo de decolagem e operado por controle autônomo.

100.43. REGRAS DE OPERAÇÃO

A operação de veículos aéreos não tripulados do tipo 3 no espaço aéreo brasileiro não é autorizada.

APÊNDICE B – RBHA 23

RBHA 23

RBHA 23

REQUISITOS DE AERONAVEGABILIDADE. AVIÕES CATEGORIA NORMAL, UTILIDADE, ACROBÁTICA E TRANSPORTE REGIONAL

ESTE ARQUIVO CONTÉM O TEXTO DO RBHA 23, APROVADO PELA PORTARIA Nº 284/DGAC DE 6 DE AGOSTO DE 1990, PUBLICADA NO DOU DE 04 DE SETEMBRO DE 1990, NO FORMATO GRÁFICO DE DUAS COLUNAS, UMA EM PORTUGUÊS E OUTRA EM INGLÊS.

POR SER UM ARQUIVO PÚBLICO, NÃO CRIPTOGRAFADO, ESTÁ SUJEITO A ATAQUES DE PESSOAS MAL INTENCIONADAS. CONSEQUENTEMENTE, O TEXTO NELE CONTIDO SÓ PODE SER UTILIZADO COMO REFERÊNCIA, NÃO TENDO VALOR COMO DOCUMENTO OFICIAL.

PARA OBTENÇÃO DE DOCUMENTOS VÁLIDOS OFICIALMENTE, CONTACTAR publicacoes@dac.gov.br

Nota: Para obter o texto do FAR Part 23, acesse:

http://ecfr.gpoaccess.gov/cgi/t/text{text-idx?&c=ecfr&tpl=/ecfrbrowse/Title14/14tab_02.tpl}

ÍNDICE

INDEX

Portaria de Aprovação	Approval DAC Decree
Prefácio	Preface
1- Geral	1- General
2- Atualização	2- Updating
3- Modificações ao FAR 23	3- Modifications to FAR 23
Bibliografia	Bibliography

Portaria nº 284 /DGAC, de 06 de agosto de 1990

Aprova a Norma que estabelece os requisitos de aeronavegabilidade para aviões categoria normal, utilidade, acrobática e transporte regional.

O DIRETOR-GERAL DO DEPARTAMENTO DE AVIAÇÃO CIVIL, tendo em vista o disposto no item 5 do artigo 6º da Portaria nº 381/GM5, de 2 de junho de 1988, resolve:

Art. 1º - Aprovar a NSMA 58-23 "Requisitos de Aeronavegabilidade. Aviões Categoria Normal, Utilidade, Acrobática e Transporte Regional.", a qual adota o FAR 23 do FAA.

Art. 2º - Esta Portaria entrará em vigor na data de sua publicação, revogadas a Portaria nº 201/DGAC, de 14 de julho de 1989, e demais disposições em contrário.

DAC Decree Nr.284 DGAC, as of august 6, 1990

Approves the Regulation that prescribes airworthiness requirements for normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes.

The DIRECTOR GENERAL of the BRAZILIAN DEPARTMENT OF CIVIL AVIATION, based on Ministerial Decree Nr. 381/GM5, as of 02 Jun 88, article 6, provision 5, decides:

Art. 1st- To approve NSMA 58-23 "Airworthiness Requirements. Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes.", which adopts FAA FAR 23.

Art. 2nd - This Decree will be effective at its as publication date and DAC Decree Nr. 201/DGAC, as of 14 Jul 89, and all contrary provisions will be revoked.

Ten Brig do Ar - SERGIO LUIZ BÜRGER

Diretor-Geral

Ten Brig do Ar - SÉRGIO LUIZ BÜRGER

Director General

PREFÁCIO

PREFACE

Em cumprimento ao determinado pelo Código Brasileiro de Aeronáutica em seu Capítulo IV, artigo 66, parágrafo 1º, Lei 7565, de 19 de dezembro de 1986 e pelo item 5, artigo 6º da Portaria 381/GM5, de 02 de junho de 1988, que dispõem sobre o Sistema de Segurança de Vôo de Aviação Civil - SEGVÔO, o Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica 23 - RBHA 23 - "Requisitos de Aeronavegabilidade. Aviões Categoria Normal, Utilidade, Acrobática e Transporte Regional," estabelece os requisitos de aeronavegabilidade para concessão de certificado de homologação de tipo de aviões categoria normal, utilidade, acrobática e transporte regional. Este Regulamento deve ser usado e interpretado conforme previsto no RBHA 10.

Ele substitui mas não revoga os "Requisitos Brasileiros de Homologação Aeronáutica" do Grupo 1340 (RBHA 1340, 1344/02, 1348/01 e 1349/01), os quais continuam válidos para aviões que os usaram como base de homologação, porém revoga e substitui o RBHA 23 de 21 Ago 89, aprovado pela Portaria nº 201/DGAC, de 14 Jul 89.

Pursuant to the Brazilian Code of Aeronautics (Law Nr. 7565, as of 19 Dec 86 Chapter IV, Article 66, paragraph 1) and to Ministerial Decree Nr. 381/GM5, as of 02 Jun 88, Article 6, provision 5, relating to Flight Safety System, the Brazilian Regulation on Aeronautical Certification Nr. 23 - RBHA 23 "Airworthiness Requirements. Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes," prescribes airworthiness requirements for the issuance of type certificates for normal, utility, acrobatic and commuter category airplanes. This Regulation must be used and interpreted accordingly to RBHA 10.

It supersedes, but does not revoke, Brazilian Requirements on Aeronautical Certification grouped under Nr. 1340 (RBHA 1340, 1344/02, 1348/01 and 1349/01), which are still valid for airplanes certificated under their requirements, and it revokes and supersedes RBHA 23, as of 21 Aug 89, approved by DAC Decree Nr. 201/DGAC, as of 14 Jul 89.

REGULAMENTO 23

REGULATION 23

REQUISITOS DE AERONAVEGABILIDADE	AIRWORTHINESS REQUIREMENTS
AVIÕES CATEGORIA NORMAL, UTILIDADE, ACROBÁTICA E TRANSPORTE REGIONAL	NORMAL, UTILITY, ACROBATIC AND COMMUTER CATEGORY AIRPLANES

1- GERAL

Para concessão de certificados de homologação de tipo de aviões categoria normal, utilidade, acrobática e transporte regional, será adotado integralmente o Regulamento Americano FAR 23, em inglês, com todas as suas emendas e apêndices, adicionando o parágrafo 23.729 (f)(3) conforme o item 3 deste RBHA.

2- ATUALIZAÇÃO

Serão adotadas como datas de atualização para este RBHA 23 as datas dos "Amendments" do FAR 23 do FAA.

3- MODIFICAÇÕES AO FAR 23

As seguintes modificações ao FAR 23 são adotadas pelo Brasil:

a. Parágrafo 23.729(f)(3) Um dispositivo de alarme que funcione continuamente quando a posição do trem de pouso e a posição de seu comando estiverem em desacordo, exceto durante o período em que o trem-de-pouso estiver em trânsito, a menos que o projeto e a instalação do sistema de retração impeçam a ocorrência dessa situação.

1- GENERAL

For issuance of type certificates for normal, utility, acrobatic and transport category airplanes, it will be adopted the American Regulation FAR 23, in the English language, fully with all its amendments and appendices, and paragraph 23.729 (f)(3) will be inserted complying with provision 3 of this RBHA.

2- UPDATING

It will be adopted as updating dates for this RBHA 23 the ones of the Amendments of FAA FAR 23.

3- MODIFICATIONS TO FAR 23

The following modifications to FAR 23 are adopted by Brazil:

a. Paragraph 23.729(f)(3) A warning device that functions continuously when the landing gear position is not consistent with the landing gear selector lever position, except during the landing gear retraction or extension, unless it can be shown that the retracting mechanism design and installation prevent this condition.

BIBLIOGRAFIA
(Bibliography)

1. BRASIL. Leis, decretos ,etc. Lei nº 7565 de 19 de dezembro de 1986. Dispõe sobre o Código Brasileiro da Aeronáutica. *Diário Oficial [da República Federativa do Brasil]*, Brasília, p. 19568-94, 23 de dezembro de 1986. Seção 1, pt. 1.
2. _____ Ministério da Aeronáutica. Portaria nº 381/GM5 de 02 de junho de 1988. Institui o Sistema de Segurança de Vôo da Aviação Civil. *Diário Oficial [da República Federativa do Brasil]*, Brasília, p. 10191, 23 jun. 1988. Seção 1, pt.1.
3. _____ Ministério da Aeronáutica. Departamento de Pesquisas e Desenvolvimento. *Requisitos de Aeronavegabilidade - Aeronaves. Aviões Categorias Normal, Utilidade e Acrobática*. In: _____ Requisitos Brasileiros de Homologação Aeronáutica. São José dos Campos, 30 de setembro de 1975. (RBHA 1340).
4. _____ Ministério da Aeronáutica Departamento de Pesquisas e Desenvolvimento. *Requisitos de Aeronavegabilidade - Aeronaves. Aviões Categorias Normal, Utilidade e Acrobática. Sistema de Abaixamento e Recolhimento do Trem-de-Pousos*. In: _____. Requisitos Brasileiros de Homologação Aeronáutica. São José dos Campos, 30 de maio de 1985. (RBHA 1344/02).
5. _____ Ministério da Aeronáutica. Departamento de Pesquisas e Desenvolvimento. *Requisitos de Aeronavegabilidade - Aeronaves. Aviões Categorias Normal, Utilidade e Acrobática. Acréscimo de Peso Máximo de Decolagem Aprovado de Pequenas Aeronaves Propelidas a Hélices*. In: _____. Requisitos Brasileiros de Homologação Aeronáutica. São José dos Campos, 31 de julho de 1980. (RBHA 1348/01).
6. _____ Ministério da Aeronáutica. Departamento de Pesquisas e Desenvolvimento. *Requisitos de Aeronavegabilidade - Aeronaves. Aviões Categorias Normal, Utilidade e Acrobática. Pequenas Aeronaves Equipadas com Motores Turbohálices ou Convencionais que Possuam 10 ou Mais Assentos de Passageiros*. In: _____. Requisitos Brasileiros de Homologação Aeronáutica. São José dos Campos, 31 de julho de 1980. (RBHA 1349/01).
7. EUA. Department of Transportation. Federal Aviation Administration. *Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes*. In: _____. Code of Federal Regulations. Washington, 01 de janeiro de 1990. Title 14, part 23.
8. INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION. *Airworthiness of Aircraft*. Annex 8 to the Convention of International Civil Aviation. 8th ed. Montreal: ICAO, 1988. 37p.

