

ESCOLA POLITÉCNICA DA UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA



## **PROJETO AERODINÂMICO DE UMA AERONAVE DO TIPO VANT**

Marco Antonio de Barros Ceze

Orientador: Ernani Vitillo Volpe

São Paulo  
2005

ESCOLA POLITÉCNICA DA UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

**PROJETO AERODINÂMICO DE UMA AERONAVE DO TIPO 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.

Marco Antonio de Barros Ceze

Orientador: Ernani Vitillo Volpe

Área de concentração:  
Engenharia Mecânica

São Paulo  
2005

## **AGRADECIMENTOS**

À minha família por ter me apoiado e me incentivado nos momentos em que tive vontade de desistir. Minha família representou muito na minha vida de 5 anos na mesma escola em que meu irmão e meu pai estudaram antes de mim. À minha mãe e à minha irmã deixo o agradecimento por todo apoio nos momentos mais desestimulantes desses 5 anos. Eles foram muitos!!

À minha namorada, Érica, por ter me convencido de que eu realmente sirvo para engenharia. Ela representou uma base muito sólida e, ao mesmo tempo, estimulante para correr atrás de oportunidades que por nós passa.

A todos os meus amigos de Poli, eles foram muito importantes na minha formação. Especialmente os companheiros de Aerodesign.

Ao professor Antônio Mariani por ter sido um ótimo amigo, coordenador e orientador do Aerodesign. Ele me aconselhou muito.

Ao professor Ernani Volpe por ter sido um ótimo amigo e orientador de iniciação científica. Ele me ajudou bastante durante o curso e profissionalmente.

## **RESUMO**

Este trabalho tem como objetivo o projeto aerodinâmico de um VANT, veículo aéreo não tripulado, com utilidade em monitoramento aéreo para aplicações nas áreas: ambiental, rural, linhas de transmissão de energia e urbana . Este trabalho é parte de um projeto maior que engloba as áreas: estrutural, aviônica, transmissão de dados, desempenho e estabilidade do VANT.

O projeto aerodinâmico foi desenvolvido com base na metodologia consagrada pela AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics) que consiste, em sua etapa inicial, na definição de uma missão que origina um projeto conceitual que por sua vez é melhorado na etapa de projeto preliminar e por último a etapa de detalhamento e fabricação.

Na etapa conceitual, serão realizadas a análise de viabilidade técnica e a determinação de desempenho pelo método do diagrama de *Power-Loading* versus *Wing-Loading*. Esse método é utilizado com freqüência na indústria aeronáutica na etapa de ante-projeto.

O projeto apresentado aqui foi desenvolvido até a etapa correspondente à metade do projeto preliminar. Na qual foram desenvolvidos métodos de geração automática de malhas computacionais 2D para análise de superfícies de controle usando CFD, bem como o projeto do sistema de hiper-sustentação e a análise aerodinâmica da geometria asa-fuselagem.

Esse trabalho é parte de um projeto maior de iniciativa dos engenheiros: Elcio Ricardo Lora, Fabio Renato Zocal Mazza, Francisco José Balesterio Junior, Giovani Amianti e Marco Antonio de Barros Ceze.

## **ABSTRACT**

This paper regards the aerodynamic design of an UAV (Unmanned Aerial Vehicle) which has its mission requirements determined by civil applications such as monitoring agricultural areas, high voltage transmission lines, environmental conditions and urban surveillance. The aerodynamic design presented here is part of a greater project whose objective is to develop the whole design of an UAV including aerodynamics, structures, stability and control, ground base design and avionics architecture design.

The aerodynamic design was developed using the methodology consecrated by the AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics). This methodology is composed at the beginning by the requirements definition, after this, a conceptual design is carried out and it must guarantee that the first sketch is going to work as specified. Once the conceptual design is done, the preliminary design is carried through the whole aircraft systems definition up until the detail design and fabrication.

At the conceptual design step, the technical viability and performance determination were developed by the method known as “Power-Loading versus Wing-Loading” analysis.

The design presented in this paper went up until the middle of the preliminary design process. In this phase, were developed methods of automatic computational mesh generation to analyze the control surfaces characteristics. The high-lift system design and a CFD (Computational Fluid Dynamics) three dimension wing-body analysis were also done.

The software and methods used in this aerodynamic design are widely used in the aircraft industry.

The development presented in this document<sup>1</sup> part of a initiative from the following engineers: Elcio Ricardo Lora, Fabio Renato Zocal Mazza, Francisco José Balesteros Junior, Giovani Amianti and Marco Antonio de Barros Ceze.

## SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO .....	1
2	PROJETO AERODINÂMICO .....	2
2.1	Metodologia.....	2
2.2	Requisitos .....	3
2.2.1	Requisitos de Operação .....	3
2.2.2	Definição da Carga Paga .....	5
2.2.3	Requisitos de Missão.....	6
2.3	Projeto Conceitual .....	8
2.3.1	<i>Power Loading e Wing Loading</i> .....	10
2.3.2	Primeira estimativa.....	19
2.3.3	Projeto conceitual da asa .....	22
2.3.4	Curva polar tridimensional .....	29
2.3.5	Empenagens.....	31
2.3.6	Projeto conceitual da fuselagem.....	33
2.4	Projeto preliminar.....	35
2.4.1	Geometria asa-fuselagem .....	35
2.4.2	Curvas de sensibilidade .....	45
3	CONCLUSÃO .....	63
4	CONSIDERAÇÕES FINAIS .....	64
5	LISTA DE REFERÊNCIAS .....	65

## LISTA DE FIGURAS

Figura 2-1 - Sequência de projeto .....	3
Figura 2-2 - Resumo da missão .....	8
Figura 2-3 - Ciclo de projeto conceitual.....	9
Figura 2-4 - Parâmetro de decolagem FAR23.....	12
Figura 2-5 - Definição das distâncias de decolagem.....	13
Figura 2-6 - Dados históricos de Cf .....	14
Figura 2-7 - Primeiro croqui do Apoena I.....	15
Figura 2-8 - Índice de potência.....	17
Figura 2-9 - Definição das distâncias de aterrissagem .....	18
Figura 2-10 - Curvas de restrição .....	19
Figura 2-11 - Distribuição elíptica .....	22
Figura 2-12 - Afilamentos .....	23
Figura 2-13 - Forma da asa em planta.....	24
Figura 2-14 - Dispositivos hipersustentadores de bordo de fuga .....	26
Figura 2-15 - Área flapeada.....	27
Figura 2-16 - Curvas polares do perfil SD7062 .....	28
Figura 2-17 - Perfil aerodinâmico SD7062 .....	28
Figura 2-18 - Polar tridimensional .....	29
Figura 2-19 - Coeficiente de sustentação .....	30
Figura 2-20 - L/D da aeronave .....	31
Figura 2-21 - Perfil aerodinâmico J5012.....	32
Figura 2-22 - Curvas polares do perfil J5012.....	32
Figura 2-23 - Vista isométrica da estrutura interna.....	33
Figura 2-24 - Vista lateral esquerda da estrutura interna .....	33
Figura 2-25 - Vista isométrica da geometria externa da fuselagem .....	34
Figura 2-26 - Vista lateral esquerda da geometria externa da fuselagem .....	34
Figura 2-27 - Vista isométrica da geometria asa-fuselagem .....	35
Figura 2-28 - Vista frontal da geometria asa-fuselagem .....	35
Figura 2-29 - Vista lateral esquerda da geometria asa-fuselagem.....	36
Figura 2-30 - Malha computacional asa-fuselagem .....	36
Figura 2-31 - Malha superficial no intradorso da asa.....	37

Figura 2-32 - Convergência de forças .....	38
Figura 2-33 - Força em Y .....	39
Figura 2-34 - Força em X.....	39
Figura 2-35 - Evolução dos resíduos normalizados .....	40
Figura 2-36 - Distribuição de sustentação .....	41
Figura 2-37 - Vórtice de ponta de asa .....	42
Figura 2-38 - Ponta da asa.....	42
Figura 2-39 Distribuição de pressão no extradorso da asa .....	43
Figura 2-40 - Junção asa-fuselagem .....	44
Figura 2-41 - Junção asa-fuselagem (intradorso da asa) .....	44
Figura 2-42 - Linhas de corrente na fuselagem (intradorso) .....	45
Figura 2-43 - Linhas de corrente no perfil da fuselagem .....	45
Figura 2-44 - Malha no perfil do aileron (deflexão: 2°) .....	47
Figura 2-45 - Malha no perfil do aileron (deflexão: 10°) .....	48
Figura 2-46 - Convergência de resíduos.....	49
Figura 2-47 - Convergência de coeficiente de sustentação .....	49
Figura 2-48 - Convergência de coeficiente de arrasto.....	50
Figura 2-49 - Coeficiente de sustentação para a empunagem horizontal (referência: corda local).....	51
Figura 2-50 - Coeficiente de arrasto para a empunagem horizontal (referência: corda local).....	51
Figura 2-51 - Coeficiente de momento para a empunagem horizontal (referência: corda local).....	52
Figura 2-52 - Contornos de pressão absoluta na empunagem horizontal (deflexão: 10°) .....	52
Figura 2-53 - Coeficiente de sustentação para a empunagem vertical (referência: corda local).....	53
Figura 2-54 - Coeficiente de arrasto para a empunagem vertical (referência: corda local).....	53
Figura 2-55 - Coeficiente de momento para a empunagem vertical (referência: corda local).....	54
Figura 2-56 - Contornos de pressão absoluta na empunagem vertical (deflexão: 0°) 54	54

Figura 2-57 - Coeficiente de sustentação para o aileron (referência: corda local).....	55
Figura 2-58 - Coeficiente de arrasto para o aileron (referência: corda local) .....	55
Figura 2-59 - Coeficiente de momento para o aileron (referência: corda local) .....	56
Figura 2-60 - Contornos de pressão absoluta no aileron (deflexão: -10°).....	56
Figura 2-61 - Contorno de pressão para deflexão nula do aileron .....	57
Figura 2-62 - Exemplo de mecanismo rotativo .....	58
Figura 2-63 - Geometria 2D do flape .....	58
Figura 2-64 - Malha da geometria 2D do flape .....	59
Figura 2-65 - Evolução dos resíduos normalizados.....	60
Figura 2-66 - Convergência de forças .....	60
Figura 2-67 - Linhas de corrente coloridas com pressão absoluta .....	61
Figura 2-68 - Distribuição de pressão absoluta na superfície do perfil flapeado .....	62

## **LISTA DE TABELAS**

Tabela 2-1 - Dados Históricos de $C_{L_{max}}$ .....	11
Tabela 2-2 - Correlação para $f$ .....	15
Tabela 2-3 - Ganho em $C_{D0}$ devido aos flaps .....	16
Tabela 2-4 - Pontos de projeto .....	20
Tabela 2-5 - Dados do motor Kroma 100i .....	21
Tabela 2-6 - Dados do motor Kroma 50i .....	21
Tabela 2-7 - Cordas da asa .....	24
Tabela 2-8 - Enflexamentos .....	25
Tabela 2-9 - Tipos de hipersustentadores.....	26
Tabela 2-10 - Condições de contorno para caso asa-fuselagem.....	38
Tabela 2-11 - Resultados quantitativos .....	40
Tabela 2-12 - Resultados quantitativos .....	61

## 1 INTRODUÇÃO

Atualmente tem-se desenvolvido uma série de projetos de aeronaves não tripuladas para aplicações diversas. O projeto aqui descrito tem como motivação, a necessidade atual do mundo moderno e, especificamente do Brasil de se realizar tarefas anteriormente executadas por aeronaves tripuladas ou, até mesmo não realizadas devido ao alto risco.

Os VANTs (Veículos Aéreos Não - Tripulados) ganharam aplicação inicial para uso militar. Muito desta tecnologia provém das práticas de aeromodelismo e do desenvolvimento de tecnologias de controle remoto. Este tipo de aeronave ganhou muito impulso depois da Guerra do Golfo, pois passou a fornecer inteligência, vigilância e reconhecimento para o campo de batalha. Atualmente cogita-se que eles podem substituir as aeronaves de caça e bombardeiro no futuro.

A partir daí percebeu-se que um VANT poderia ser utilizado para outras tarefas. As aplicações possíveis são bastante numerosas, portanto limitamo-nos a citar algumas poucas utilidades evidentes neste país. Essas aplicações são: monitoramento de fronteiras, monitoramento de tráfego em vias, monitoramento de áreas rurais, fiscalização de atividades ilegais.

O projeto apresentado neste documento tem como escopo de aplicações as atividades de agricultura de precisão, monitoramento ambiental, monitoramento de redes de transmissão de energia e monitoramento urbano focado às regiões portuárias.

O escopo de projeto serão as análises aerodinâmicas envolvidas no projeto de um VANT porém, serão tratados também aspectos de definição de missão envolvendo a escolha da carga paga bem como aspectos econômicos do projeto, fabricação e comercialização da aeronave.

Esses aspectos devem ser levados em conta mesmo neste trabalho apresentado porque certos aspectos da aplicação influenciam diretamente o projeto aerodinâmico. Essa influência será apresentada adiante no texto.

A metodologia adotada para este projeto é consagrada na indústria aeronáutica pela AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics). E é apresentada por RAYMER em 0[3].

## 2 PROJETO AERODINÂMICO

### 2.1 Metodologia

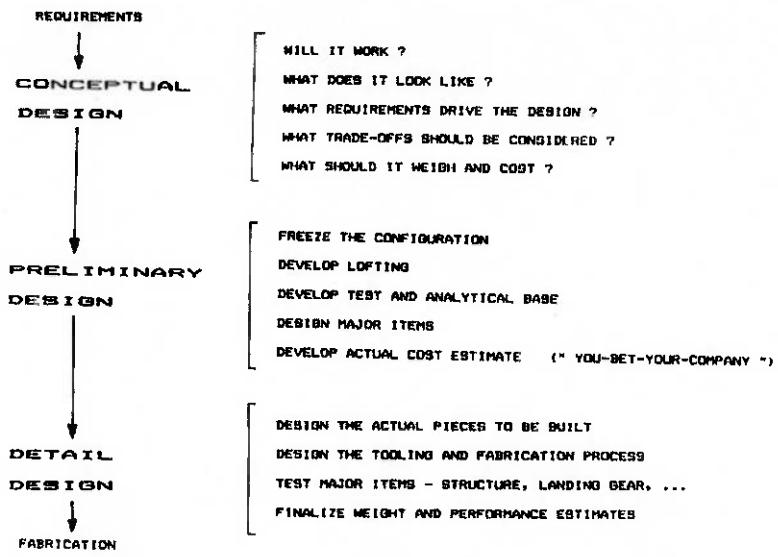
O projeto seguiu principalmente a metodologia de RAYMER [3] e ROSKAM [4]. Essa metodologia consiste na definição de uma missão para a aeronave. Em seguida, inicia-se o projeto pela etapa conceitual em que se definem os principais parâmetros geométricos fazendo-se uma avaliação desta primeira estimativa através das curvas de restrições de razão peso pela potência (do inglês Power Loading W/hp) em função da carga alar (do inglês Wing Loading, ou W/S). Esse diagrama de viabilidade é largamente utilizado na indústria aeronáutica na etapa de projeto conceitual de um novo produto, e ele diz ao projetista (ou à equipe de projetistas) se a nova aeronave será capaz de realizar a missão inicialmente prescrita, uma vez que há uma relação W/hp x W/S para cada manobra da missão.

Após a definição prévia da geometria externa da aeronave, parte-se para a etapa preliminar do projeto. Nessa etapa, os coeficientes aerodinâmicos serão conhecidos com mais precisão e os cálculos de estabilidade e estruturas são menos simplificados. As simulações de desempenho, estabilidade e análises em túnel de vento e CFD são mais detalhadas e imprescindíveis nesta fase do projeto.

Ao final do projeto preliminar, a aeronave está toda definida, faltando somente o projeto de detalhes (ou de fabricação). Sendo assim, os detalhes construtivos são mais importantes e definem o foco desta última etapa.

Finalmente, com o projeto completo, constrói-se a aeronave e são realizados ensaios de vôo. Vale evidenciar que os detalhes construtivos não são importantes somente nas etapas finais do projeto e, portanto, não são negligenciados nas etapas conceituais e preliminares.

O processo de projeto de uma aeronave pode ser então resumido por três fases principais e bem definidas nas quais certas perguntas devem ser respondidas e ações devem ser tomadas para prosseguir para a próxima etapa. Esse processo está ilustrado na Figura 2-1.



**Figura 2-1 - Sequência de projeto**

## 2.2 Requisitos

Os requisitos de projeto da aeronave que chamaremos a partir de agora de Apoena I serão divididos em dois tipos: requisitos de operação e requisitos de missão. Essa divisão foi feita com o objetivo de esclarecer a relação de causalidade entre a operação e a missão.

Os requisitos de operação vêm da necessidade do Apoena I ser operacional, ou seja, realizar as tarefas de monitoramento desejadas e, portanto, são primordiais para a definição da carga paga de cada uma das aplicações mencionadas anteriormente.

Os requisitos de missão influenciam exclusivamente o vôo da aeronave. Esses requisitos são fortemente influenciados pelos requisitos de operação como será explicitado mais adiante.

### 2.2.1 Requisitos de Operação

#### 2.2.1.1 Aplicação Rural

A agricultura de precisão tem se apresentado como uma necessidade no mundo moderno. A consequência dessa necessidade se reflete no aumento de capacidade de produção dos centros agropecuários industriais. A Embrapa relata que a única forma de melhorar a produção atual é através do uso de tecnologia em todas as etapas de produção de qualquer produto agroindustrial.

De forma específica, o projeto do Apoena I visa preencher a lacuna do mercado em monitoramento agrícola e para isso fez-se necessário uma pesquisa de mercado.

A apresentação desta pesquisa de mercado não será feita neste trabalho. Porém, pode-se dizer que, em suma, verifica-se a necessidade de imagens de espectro visível e infravermelho referenciadas com suas respectivas coordenadas de GPS. Estima-se que com esta ferramenta 90% do tempo atualmente utilizado com coleta de dados amostrais seria reduzido à apenas 10% que representam as visitas dos agrônomos no plantio e no manejo.(Fonte: COROL – Cooperativa Agroindustrial de Rolândia-PR) Isso possibilitaria a dedicação dos agrônomos a uma maior extensão territorial além de eliminar o problema inerente à qualquer coleta amostral de dados.

Conclui-se da aplicação rural que há a necessidade de imagens estáticas e em movimento referenciadas com coordenadas de GPS nos espectros visível e infravermelho. Para o espectro visível, os agrônomos afirmam que uma resolução de um pixel correspondendo a até 0,02m é suficiente para realizar o que foi obtido na pesquisa de mercado. Esse dado será utilizado mais adiante.

#### **2.2.1.2 Aplicação de Monitoramento Ambiental**

A aplicação de VANT's em monitoramento ambiental tem sido bastante explorada no exterior, mas no Brasil ainda permanece a lacuna neste tipo de aplicação. O monitoramento ambiental por veículos aéreos se divide em medição de variáveis atmosféricas e em aplicações semelhantes à de monitoramento agrícola focada em monitoramento de mananciais, florestas, rios e lagos.

A medição de variáveis atmosféricas consiste na medição de umidade relativa, temperatura, pressão atmosférica, perfis de velocidade (velocidade em função da altitude). A medição dessas variáveis não apresenta uma necessidade de implementação de sensores na carga paga por que essas variáveis já serão medidas e enviadas pelos equipamentos de bordo para a base em terra.

O monitoramento ambiental através de imagens apresenta os mesmos requisitos do monitoramento agrícola, ou seja, imagens geo-referenciadas estáticas e em movimento no espectro visível e infravermelho.

### **2.2.1.3 Aplicação de Monitoramento de Redes de Transmissão de Energia Elétrica**

O monitoramento de redes de transmissão de energia elétrica é realizado atualmente por aeronaves tripuladas por um piloto, um co-piloto e um operador de câmera de infravermelho e espectro visível. Esse último deve estar parcialmente fora da aeronave (usualmente um helicóptero) para que sejam possíveis a filmagem das linhas de transmissão e a identificação de possíveis problemas.

Esse processo atualmente utilizado apresenta um elevado risco e custo, justificando, portanto, a aplicação de VANT's na tarefa de monitoramento linhas de transmissão de energia. A necessidade dessa aplicação se restringe a imagens em infravermelho e no espectro visível. Elas devem ser fotos e filmes com suas respectivas coordenadas de GPS.

### **2.2.1.4 Aplicação de Monitoramento Urbano**

A aplicação do VANT Apoena I em monitoramento urbano e de fronteiras representa um objetivo de longo prazo devido aos requisitos de regulamentação e tecnológicos serem significativamente mais rigorosos que os anteriormente mencionados.

O foco principal dessa aplicação seria o monitoramento de regiões portuárias que, tipicamente, apresentam dificuldade de acesso por terra e por água e apresentaria alto custo se realizado por aeronaves tripuladas. Esse monitoramento ajudaria no combate ao contrabando realizado nos portos. (Fonte: Tenente Coronel Otacílio Soares de Lima, responsável pela montagem do Grupamento Aéreo da Polícia Militar de São Paulo).

## **2.2.2 Definição da Carga Paga**

A definição da carga paga representa uma etapa muito importante e objetiva da definição dos requisitos de operação. Nessa etapa, os requisitos de operação mencionados anteriormente são resumidos e traduzidos em equipamentos capazes de realizar as aplicações de acordo com o especificado ou com o limite tecnológico. A opção tomada é a de respeitar o limite tecnológico.

Conforme mencionado nos requisitos de operação, devem ser obtidas imagens estáticas e em movimento no espectro visível e em infravermelho. Diante

disso, foram pesquisadas câmeras de espectro infravermelho e de espectro visível, e a escolha baseou-se no limite tecnológico disponível atualmente.

Além das câmeras captarem as imagens é necessário enviá-las à base em terra. Para isso, pesquisou-se a disponibilidade tecnológica de transmissores de um único canal para que a carga paga possa ser modular, ou seja, para cada câmera um transmissor.

Outro requisito das câmeras é a compensação do *bank angle* da aeronave e a capacidade de direcionamento da câmera. Para isso faz-se necessário o acoplamento de um *pan-tilt* para cada câmera.

### **2.2.3 Requisitos de Missão**

#### **2.2.3.1 Teto**

A operação da aeronave se restringe ao teto absoluto de 3000m por apresentar um valor suficiente para o monitoramento de áreas mais altas. Outras razões para o teto ser limitado a 3000m são evitar a utilização de sistemas de degelo e garantir o funcionamento adequado do motor a pistão.

#### **2.2.3.2 Velocidades**

As velocidades são definidas pela operação de cada uma das câmeras dentro da faixa de câmeras disponíveis no mercado. O limite inferior de resolução é 0,02m correspondendo a um pixel.

Para o cálculo das velocidades correspondentes a cada uma das câmeras utilizou-se o fato de que para a aeronave ser viável economicamente na agricultura (mais restritivo em termos de recursos), ela deve ser capaz de cobrir, com a câmera, uma área de 156 alqueires por hora, ou seja,  $3,744 \cdot 10^6 \text{ m}^2$  por hora.

Esse valor, juntamente com o valor limite de resolução apresentado na aplicação rural (0,02m por pixel), define a faixa de velocidades de cruzeiro. O limite inferior da faixa de velocidades é 27m/s com uma resolução de 0,014m por pixel. O limite superior é 52m/s com uma resolução 0,005m. A referência de câmeras para esses cálculos é o Catálogo da CANON 0[8].

Para a velocidade de estol utilizou-se o valor médio de velocidade de vento atingido no Brasil (11m/s) e adotou-se esse valor como a margem de segurança entre

a velocidade mínima de cruzeiro e a velocidade de estol. Sendo assim, a velocidade se estol deve ser de 16 m/s.

#### **2.2.3.3 Distância de Decolagem**

As distâncias de decolagem e de aterrissagem são definidas pela disponibilidade de espaço nas propriedades agrícolas a serem inspecionadas. A distância de decolagem definida é 125m.

#### **2.2.3.4 Terreno**

O tipo de solo das pistas em que será utilizado o VANT Apoena pode ser cascalho, grama, terra ou asfalto.

#### **2.2.3.5 Condições ambientais**

As condições ambientais em que a aeronave será submetida são:

- Temperatura: 0° a 45°C.
- Umidade relativa: 30% a 100% (chuva)
- Luminosidade: Vôos diurnos e noturnos.
- Condições adversas: areia, terra e pequenas pedras.

#### **2.2.3.6 Razão de Subida**

A razão de subida deve respeitar a FAR Categoria Normal e, portanto, será adotado o valor de 1:12.

#### **2.2.3.7 Alcance**

O alcance influencia diretamente o equipamento de transmissão de dados. Por essa razão optou-se por respeitar a faixa toda de equipamentos.

A faixa de valores adotada é de 1km a 32 km.

#### **2.2.3.8 Autonomia**

A autonomia foi fixada inicialmente em 4h como mérito mínimo. Ou seja, a aeronave deve voar por, no mínimo, 4h ininterruptas.

#### **2.2.3.9 Carga Paga**

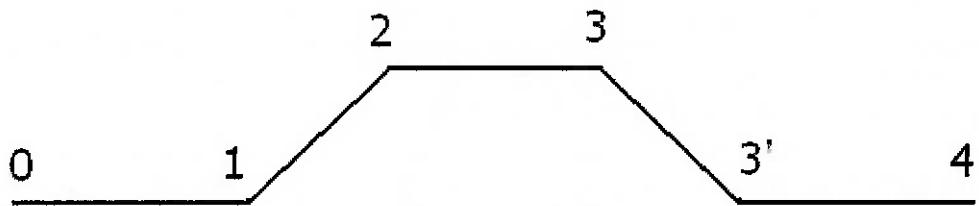
A carga paga deve compreender as câmeras, os pan-tilts e os respectivos transmissores de dados. O valor máximo de carga paga é de 6kg.

#### **2.2.3.10 Peso Total**

O peso total estimado pela contabilização do peso dos equipamentos de bordo, do combustível, da estrutura e da carga paga. O valor resultante é de 320 N.

### 2.2.3.11 Resumo da Missão

A Figura 2-2 resume os trechos da missão.



**Figura 2-2 - Resumo da missão**

0-1: Decolagem em 125m em cascalho, grama, terra ou asfalto. Considerando obstáculo de 15,2m ao final de 250m.

1-2 : Subida a 1:12 em velocidade mínima de 1,3 vezes a velocidade de Stall.

2-3 : Cruzeiro a 3000m em velocidade de 27m/s a 52m/s por 490km (em velocidade média de 32m/s)

3-4 : Descida e Aterrissagem: razão de descida de 1:12 ; pouso e parada em 250m.

### 2.3 Projeto Conceitual

O ciclo de projeto conceitual começa com um conjunto de requisitos de projeto que devem ser definidos de forma a cobrir todas as manobras realizadas pela aeronave apresentadas em 2.2.3.11. Esse conjunto de requisitos deve sofrer uma revisão para que seja garantido que todas as necessidades do cliente/mercado sejam atendidas e sejam assinalados os requisitos de menor importância que podem sofrer alterações de acordo com as necessidades de projeto.

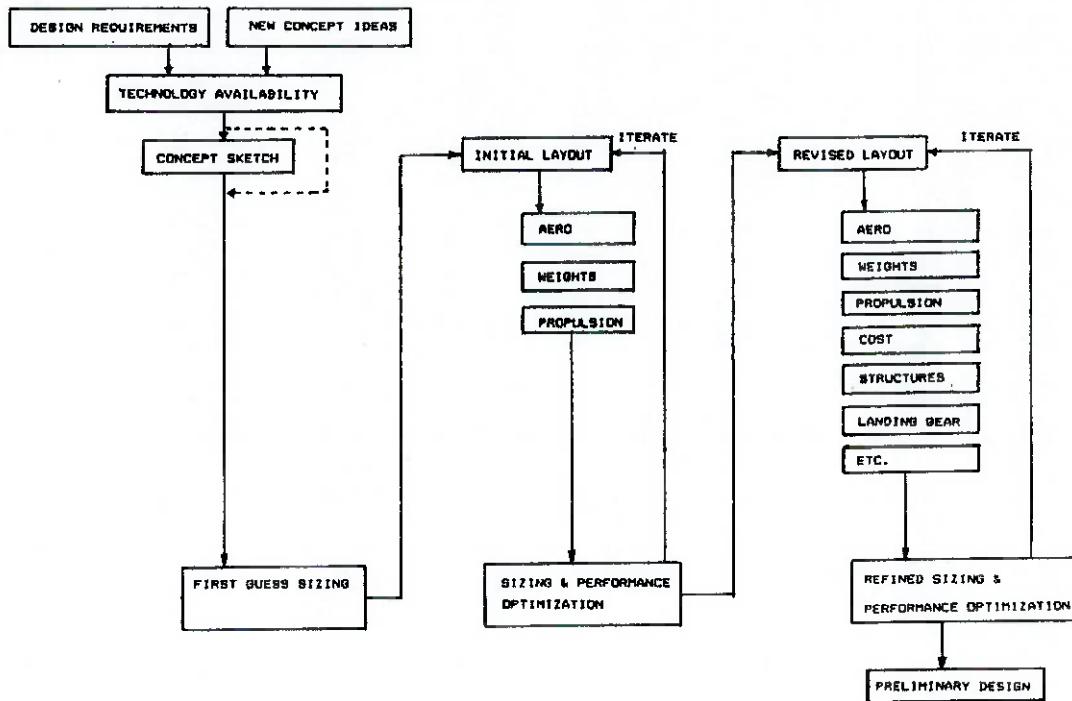
Além da revisão de requisitos, deve ser feita uma identificação das novas idéias de conceito tanto da aeronave quanto do processo de projeto. O conjunto de requisitos e novas idéias de conceito passam por uma avaliação de disponibilidade tecnológica.

Se a disponibilidade tecnológica for garantida, parte-se para um primeiro rascunho e dimensionamento que originarão um primeiro layout. Esse layout sofrerá

uma revisão aerodinâmica, uma revisão de pesos e balanceamento, e uma revisão de propulsão para que se verifique o cumprimento dos requisitos.

O primeiro layout sofre um processo de otimização de dimensionamento e de desempenho, originando um layout revisado que por sua vez sofrerá uma revisão mais minuciosa que leva em conta aspectos mais detalhados como custo, estruturas, estabilidade e controle.

O processo de projeto conceitual pode ser representado pela Figura 2-3 que mostra cada uma das etapas até o projeto preliminar.



**Figura 2-3 - Ciclo de projeto conceitual**

As novas idéias de conceito e a disponibilidade tecnológica não serão analisadas neste projeto por não se mostrarem relevantes se comparadas com o estágio de desenvolvimento disponível na literatura e nas ferramentas de projeto como os programas de CFD (Computational Fluid Dynamics).

A seguir serão apresentados os métodos utilizados para definir os principais parâmetros relativos ao desempenho da aeronave Apoena I. Esses parâmetros serão baseados em cada um dos trechos da missão e resultarão em um diagrama que relaciona as variáveis *Power Loading* e *Wing Loading*. Nesse diagrama estão representadas as restrições relativas a cada um dos trechos da missão, e, desta forma,

se revela como uma forma eficiente de garantir que o primeiro dimensionamento respeitará todas as restrições.

### 2.3.1 *Power Loading e Wing Loading*

Os parâmetros *Power Loading* (W/hp) e *Wing Loading* (W/S) relacionam a potência nominal do sistema de propulsão e a área em planta da asa. Desta forma, cada trecho da missão apresenta valores limites (tanto superiores quanto inferiores) que devem ser respeitados para que sejam atingidos os objetivos.

As condições a serem respeitadas são:

- a) Velocidade de estol
- b) Distância de decolagem
- c) Razão de subida
- d) Velocidade de cruzeiro
- e) Distância de aterrissagem

#### A- **Velocidade de Estol**

A velocidade de estol é definida como a menor velocidade com a qual a aeronave é capaz de se manter em vôo. Essa condição influencia de forma significativa a capacidade da aeronave de decolar e aterrissar em pistas curtas e de alto atrito como as encontradas em propriedades rurais.

A velocidade de estol pode ser expressa em função da carga alar (W/S) conforme a equação 2-1 resultando na restrição mostrada na equação 2-2.

$$V_s = \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho C_{L_{MAX}}}} \quad (2-1)$$

$$\frac{W}{S} \leq \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_{L_{MAX}} \quad (2-2)$$

Na restrição dada na equação 2-2 é necessário estimar o valor do máximo coeficiente de sustentação tridimensional ( $C_{L_{MAX}}$ ). Uma forma eficiente de estimar o valor deste coeficiente é basear-se nos valores históricos de aeronaves existentes. A

Tabela 2-1 fornece faixas de valores de  $C_{L_{MAX}}$  para diversos tipos de aeronaves.

Adotou-se o valor de  $C_{L_{MAX}} = 2.3$  referente à aeronaves monomotores à hélices.

**Tabela 2-1 - Dados Históricos de  $C_{L_{MAX}}$**

Airplane Type	$C_{L_{MAX}}$
Homebuilt	1.2 – 2.0
Single Engine Propeller Driven	1.6 – 2.3
Twin Engine Propeller Driven	1.6 – 2.5
Agricultural	1.3 – 1.9
Business Jets	1.6 – 2.6
Regional TBP	1.9 – 3.3
Transport Jets	1.8 – 2.8
Military Trainers	1.6 – 2.2
Fighters	1.6 – 2.6
Military Patrol, Bomb and Transports	1.8 – 3.0
Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes	1.8 – 3.4
Supersonic Cruise Airplanes	1.8 – 2.2

## B- Distância de decolagem

A distância de decolagem de uma aeronave é influenciada pelos parâmetros:

- a) Peso de decolagem (W<sub>to</sub>)
- b) Velocidade de decolagem (V<sub>to</sub>) convencionada como 1.1 V<sub>s</sub>
- c) Power Loading e o desempenho da hélice
- d) Coeficiente de arrasto e coeficiente de atrito com o solo.

O requisito definido anteriormente para a aeronave Apoena I diz respeito ao comprimento da pista utilizada para a decolagem somente, ou seja, o comprimento necessário para a aeronave acelerar até a velocidade de decolagem, rotacionar e alçar vôo. Sendo assim, adotou-se o comprimento de 125m.

O peso de decolagem é coincidente com o peso máximo de 320N definido da seção 2.2.3.10.

A velocidade de decolagem é função da velocidade de estol de forma a fornecer uma margem de segurança de 10% acima desta velocidade mínima. Sendo assim, a velocidade de decolagem é 17.6 m/s.

O parâmetro *Power Loading* será a variável dependente na expressão da distância de decolagem. Desta forma, será função da carga alar (W/S).

O desempenho do conjunto hélice-motor foi medido em túnel de vento através de uma balança aerodinâmica desenvolvida pela equipe envolvida no projeto do VANT Apoena I e utilizada no Túnel de Vento para Medição Atmosféricas do Instituto de Pesquisas Tecnológicas. O valor obtido para a hélice 22x10 (diâmetro x passo, em polegadas) é de 0.6.

Para estabelecer a relação entre *Power Loading* e *Wing Loading* na condição de decolagem foi adotado o parâmetro *TakeOff Parameter*(TOP) referente à norma FAR 23, e ilustrado na Figura 2-4 e na Figura 2-5 e correlacionado na equação 2-3.

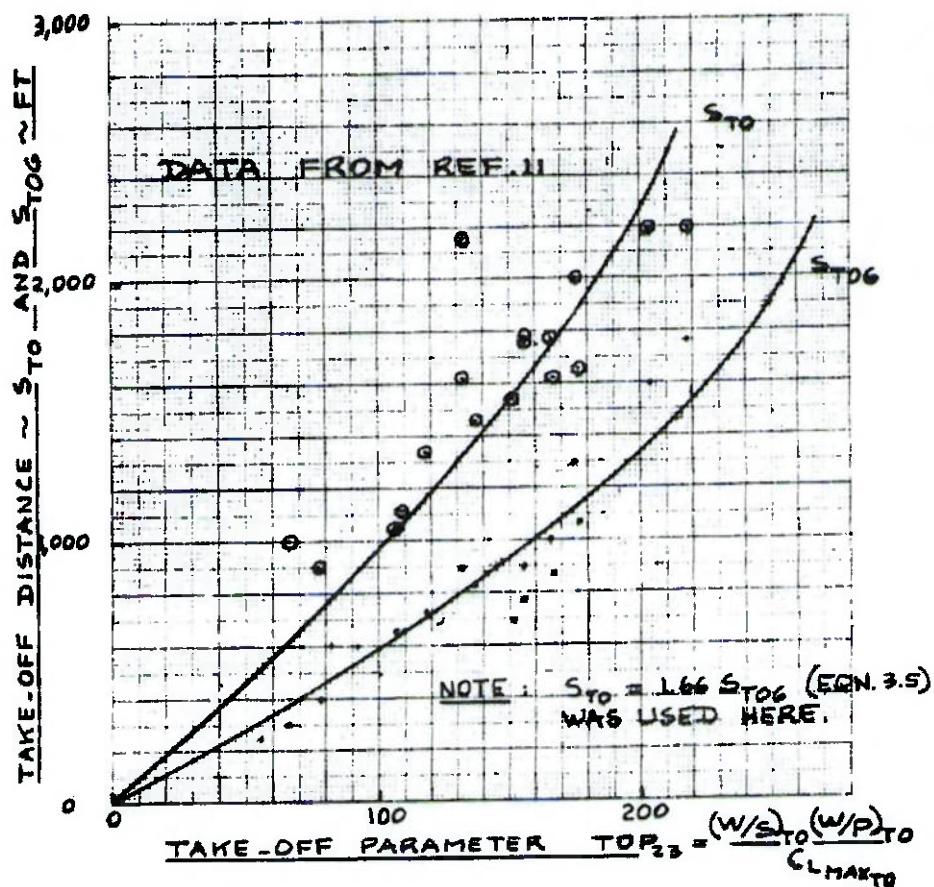
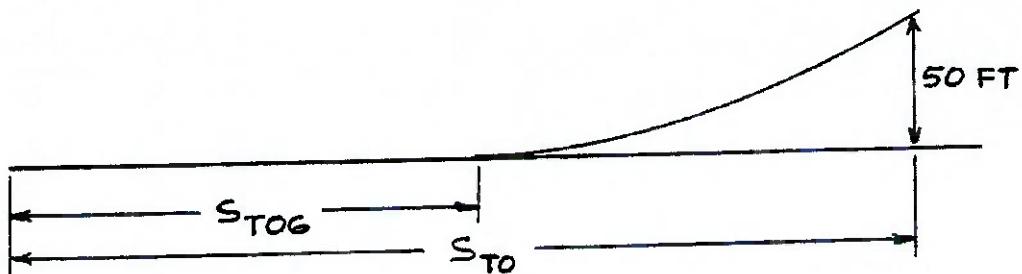


Figura 2-4 - Parâmetro de decolagem FAR23



**Figura 2-5 - Definição das distâncias de decolagem**

$$S_{TOG} = 4.9TOP_{23} + 0.009TOP_{23}^2 \quad (2-3)$$

A curva de restrição para a decolagem fica da forma:

$$(W/S)_{TO} (W/hp)_{TO} / C_{L_{MAX_{TO}}} \leq \sigma TOP_{23} \quad (2-4)$$

Na equação 2-4  $\sigma$  é a razão entre a densidade do ar no local da decolagem e a densidade do ar ao nível do mar. Para as análises apresentadas neste relatório será adotado o valor  $\sigma = 1$  correspondente a situação de altitude-densidade nula.

### C- Razão de Subida

A condição de razão de subida é muito importante para o sucesso da missão da aeronave Apoena I uma vez que existe uma altitude mínima para cada uma das aplicações citadas em 2.2.1.

A razão de subida ( $G$ ) é definida como a razão entre as distâncias vertical e horizontal percorridas. Essa definição coincide com o excesso de tração dividido pelo peso da aeronave. Desta forma, uma parcela da tração é utilizada para vencer o arrasto e a outra parcela é utilizada para garantir a razão de subida prescrita. Para o VANT Apoena I será adotado o valor de 1:12 (0,083).

A expressão da restrição de razão é apresentada por RAYMER em [3] conforme a equação 2-5.

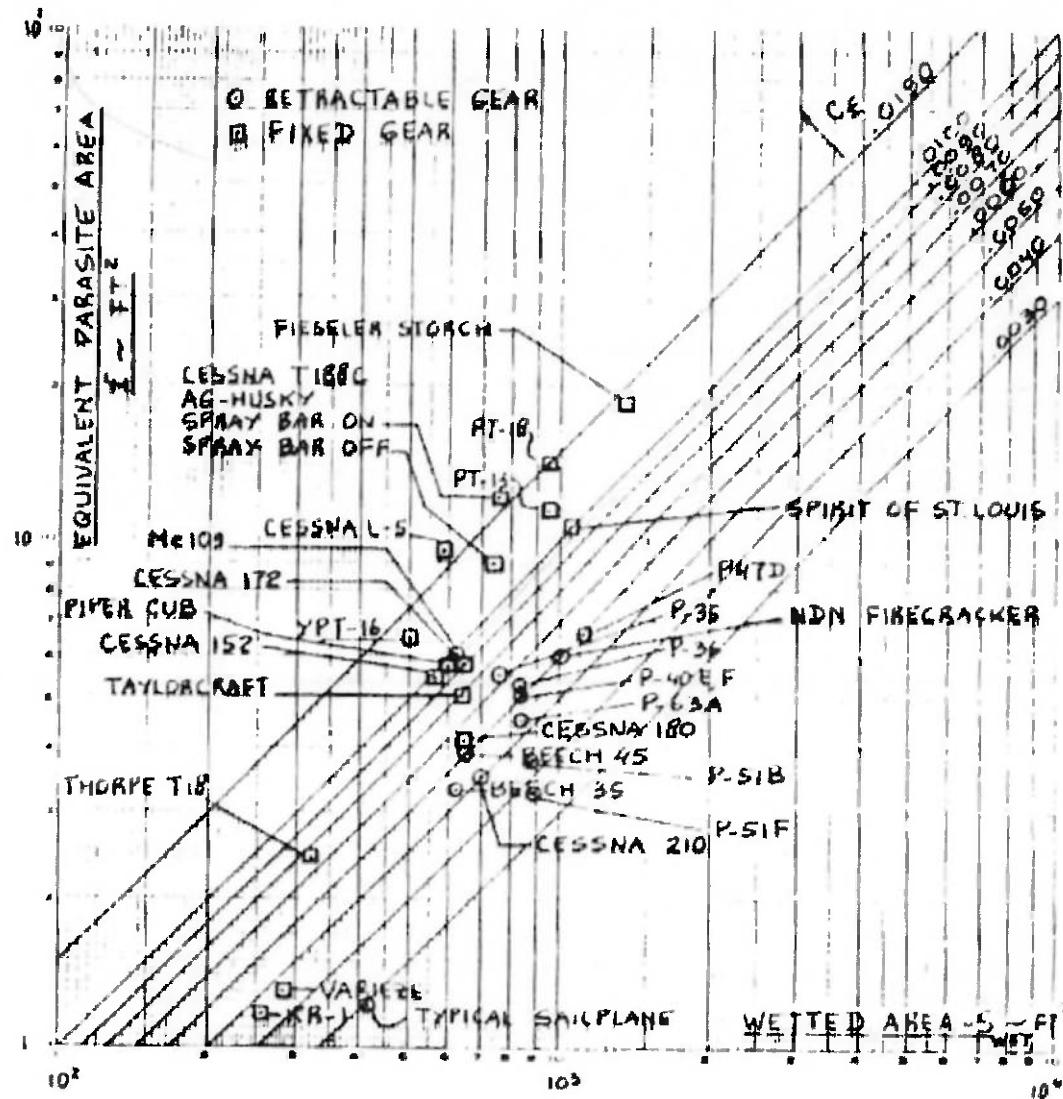
$$\frac{T}{W} \geq G + 2\sqrt{\frac{C_{D_0}}{\pi A e}} \quad (2-5)$$

A análise apresentada aqui se baseou no parâmetro *Power Loading* que se relaciona com a equação 2-5 pela equação 2-6.

$$\frac{T}{W} = \left( \frac{550\eta_p}{V} \right) \left( \frac{hp}{W} \right) \quad (2-6)$$

Os valores estimados de  $C_{D_0}$  e de  $e$  inclui o efeito do flape acionado. Esses valores são estimados conforme RAYMER e ROSKAM propõem. A metodologia se baseia na área equivalente ao arrasto parasita e à adimensionaliza na área de referência da asa (S).

A avaliação da área equivalente de arrasto parasita é obtida através de dados históricos de coeficiente de fricção ( $C_f$ ) para aeronaves semelhantes como a Cessna 152 e a Cessna 172 na Figura 2-6.



**Figura 2-6 - Dados históricos de Cf**

O coeficiente  $C_{D_0}$  é dado pela equação 2-7 e o valor de f é dado pela equação 2-8, onde os coeficientes “a” e “b” são obtidos da Tabela 2-2 para o valor de Cf = 0,009.

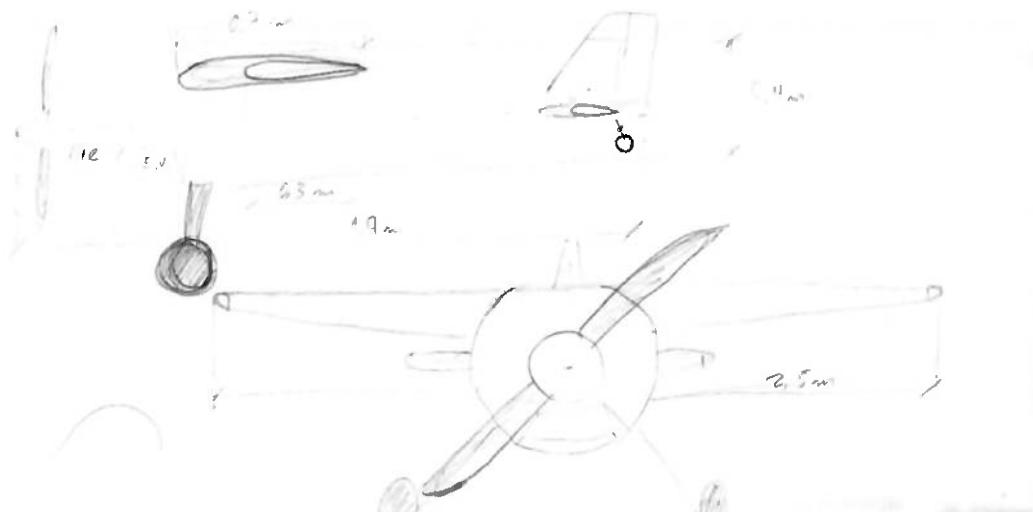
$$C_{D_0} = \frac{f}{S} \quad (S \text{ é a área em planta da asa}) \quad (2-7)$$

$$\log_{10} f = a + b \cdot \log_{10} S_{WET} \quad (2-8)$$

**Tabela 2-2 - Correlação para f**

Equivalent Skin Friction Coefficient, Cf	A	B
0.009	-2.0458	1.0000
0.008	-2.0969	1.0000
0.007	-2.1549	1.0000
0.006	-2.2218	1.0000
0.005	-2.3010	1.0000
0.004	-2.3979	1.0000
0.003	-2.5229	1.0000
0.002	-2.6990	1.0000

O valor estimado de Swet é estimado a partir de um primeiro croqui da aeronave (Figura 2-7).



**Figura 2-7 - Primeiro croqui do Apoena I**

Finalmente, deve-se adicionar ao valor de  $C_{D_0}$ , o efeito dos flaps em condição de decolagem conforme apresentado na Tabela 2-3. O coeficiente  $e$  é chamado de eficiência de envergadura de Oswald, e ele relaciona a distribuição de sustentação da asa analisada com a distribuição elíptica.

**Tabela 2-3 - Ganho em  $C_{D_0}$  devido aos flaps**

Configuration	$\Delta C_{D_0}$	$e$
Clean	0	0.80 – 0.85
Take-off flaps	0.010 – 0.020	0.75 – 0.80
Landing flaps	0.055 – 0.075	0.70 – 0.75
Landing Gear	0.015 – 0.025	no effect

As estimativas de  $C_{D_0}$  e de  $e$  para razão de subida são:

$$C_{D_0} = 0.062 \quad e = 0.75 \quad \text{para } S = 1.25 \text{ m}^2$$

A envergadura imposta como restrição geométrica é  $b = 2.5\text{m}$  devido a disponibilidade de pistas de pouso estreitas ( $\approx 5\text{m}$ ). Esse valor de envergadura é utilizado para a determinação da razão de aspecto A dada pela equação 2-9.

$$A = \frac{b^2}{S} \quad (2-9)$$

A velocidade adotada para a análise de razão de subida é de 20m/s.

#### D- Velocidade de Cruzeiro

A carga alar (W/S) adequada para a condição de cruzeiro é a carga com a qual a aeronave voa na situação de máximo L/D (relação entre as forças de sustentação e de arrasto). Desta forma, o alcance é maximizado na velocidade correspondente ao máximo L/D para aeronaves com propulsão a hélice, isso se deve ao fato de que a eficiência na tração da hélice diminui com o aumento da velocidade.

Os parâmetros que influenciam o desempenho são os coeficientes de arrasto para sustentação zero ( $C_{D_0}$ ) e o fator de eficiência de Oswald ("e").

O valor de  $C_{D_0}$  pode ser estimado através da metodologia apresentada em **Razão de Subida**, porém não contabilizando o efeito dos flapes. A estimativa do fator de Oswald é apresentada por RAYMER em [3] na forma da equação semi-empírica 2-10.

$$e = 1.78(1 - 0.045A^{0.68}) - 0.64 \quad (2-10)$$

A carga alar para o máximo alcance é expressa por RAYMER em [3] na forma:

$$\frac{W}{S} \leq \frac{1}{2} \rho V_{cruise}^2 \sqrt{\pi A e C_{D_0}} \quad (2-11)$$

A equação 2-11 pode ser deduzida através da imposição das condições de cruzeiro que estabelecem que a tração é igual à força de arrasto e a força de sustentação é igual ao peso da aeronave.

Outra curva de restrição relativa à velocidade de cruzeiro é apresentada por ROSKAM em 0[4]. Essa restrição se baseia em dados históricos e define um índice de potência proporcional à velocidade de cruzeiro (equação 2-12). O valor deste índice de potência pode ser obtido a partir do diagrama da Figura 2-8.

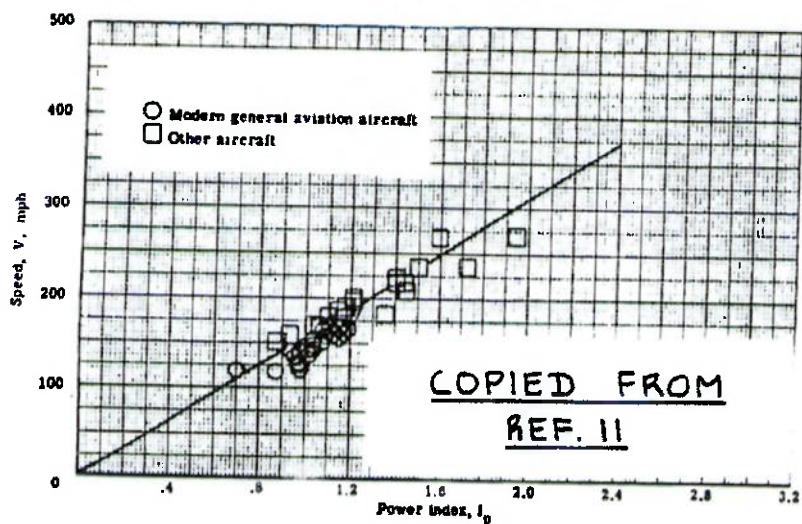


Figura 2-8 - Índice de potência

$$\frac{W}{hp} = \left( \frac{W}{S} \right) (I_p^3 \cdot \sigma)^{-1} \quad (2-12)$$

## E- Distância de Aterrissagem

Os fatores que influenciam a distância de aterrissagem de um avião são principalmente:

- a) Peso de Aterrissagem,  $W_L$
- b) Velocidade de Aproximação,  $V_A$
- c) Sistema de Desaceleração.

O peso de aterrissagem  $W_L$  pode ser estimado em função da autonomia imposta em 2.2.3 e dos ensaios de consumo realizados com um motor adequado para a aplicação exposta neste relatório. Desta forma, o peso de combustível estimado é de 50 N que representa um valor de 16 % do peso total estimado para o VANT Apoena I na condição de decolagem.

A norma FAR 23 exige que a velocidade de aproximação seja 30% maior que a velocidade de estol para a condição de aterrissagem, em que o peso é 16% menor. Isso resulta na velocidade de aproximação igual a 15,9m/s. A Figura 2-9 ilustra a definição das distâncias de aterrissagem.

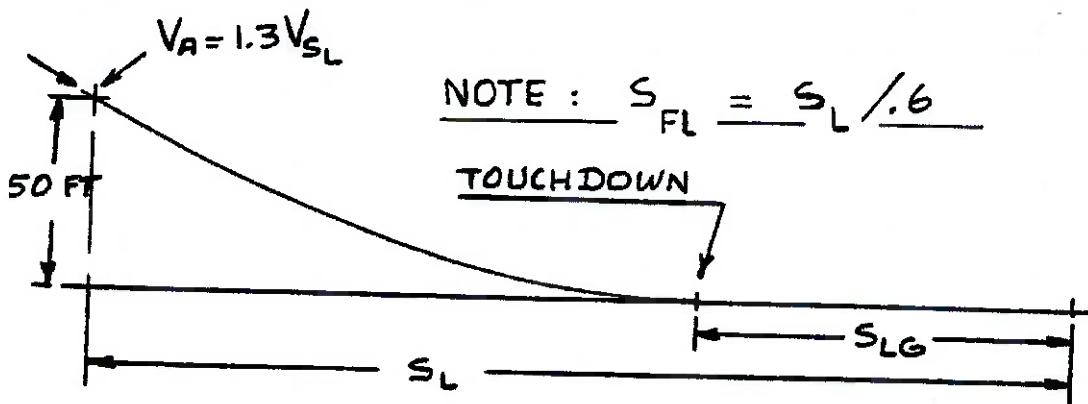


Figura 2-9 - Definição das distâncias de aterrissagem

A relação entre as distâncias de aterrissagem e a velocidade de estol nessa mesma condição é apresentada por ROSKAM em 0[4] nas equações 2-13 e 2-14 de acordo com a FAR 23 Categoria Normal.

$$S_{LG} = 0.265 V_{S_L}^2 \quad (2-13)$$

$$S_L = 1.938 S_{LG} \quad (2-14)$$

Com as distâncias de aterrissagem definidas como 423ft e 820ft respectivamente, é possível recalcular a velocidade de estol e confrontá-la com a

calculada pelo peso de aterrissagem. Com esses valores convergidos utilizou-se a mesma formulação utilizada para o requisito de velocidade de estol, porém levando em conta que  $(W/S)_L$  é 84% de  $(W/S)_{TO}$ . A expressão final para o requisito de distância de aterrissagem é:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \leq 0.5952 \rho V_{s_L}^2 C_{L_{MAX_L}} \quad (2-15)$$

#### F- Curvas de restrição

Após serem estabelecidas as relações entre *Power Loading* e *Wing Loading* para cada uma das etapas da missão pode-se representar essas restrições na forma de um diagrama que possibilita a geração de uma primeira estimativa dos parâmetros da aeronave. Esse diagrama está apresentado na Figura 2-10.

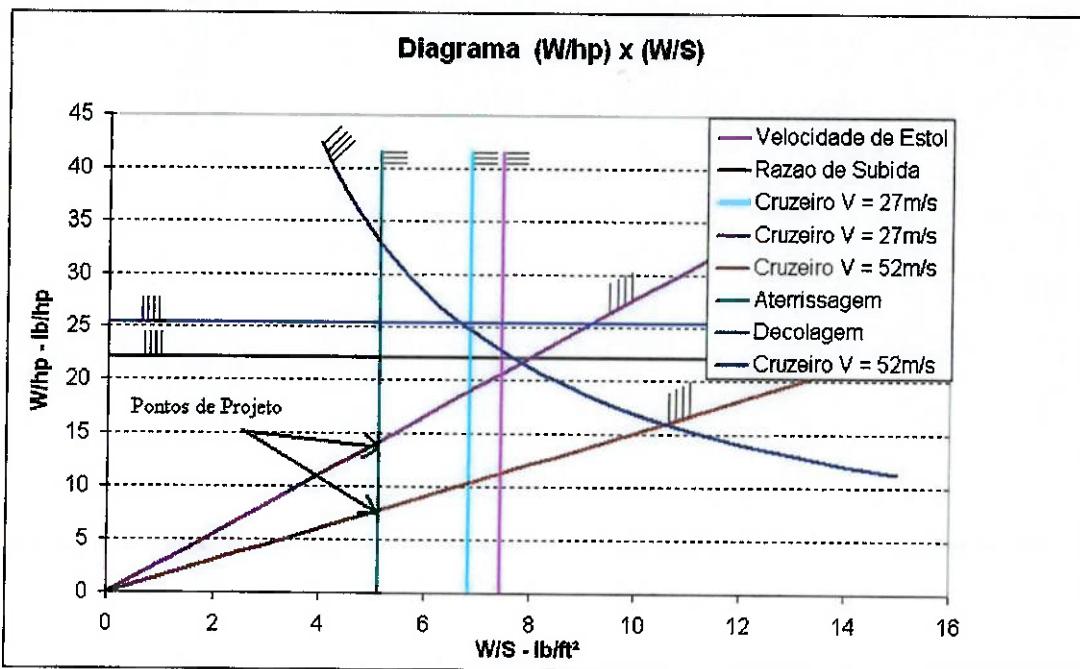


Figura 2-10 - Curvas de restrição

#### 2.3.2 Primeira estimativa

A primeira estimativa para a aeronave deve ser feita de forma a respeitar todos os requisitos impostos na seção REQUISITOS que se traduzem no diagrama de viabilidade exposto em CURVAS DE RESTRIÇÃO. Verificou-se que o requisito de aterrissagem sem sistema de frenagem externo ("arresting cable") é o requisito mais restritivo do ponto de vista de carga alar.

Outro aspecto restritivo é a condição de cruzeiro a 52m/s. Porém, devido à característica da missão do Apoena I, será estabelecido que, em uma mesma operação, a velocidade de cruzeiro apresentará um valor aproximadamente constante. Desta forma, as velocidades de cruzeiro 27m/s e 52m/s não acontecerão num mesmo vôo.

As características apresentadas a seguir serão baseadas nos pontos de projeto apresentados na Tabela 2-4.

**Tabela 2-4 - Pontos de projeto**

Ponto de Projeto	Power Loading (lb/hp)	Wing Loading (lb/ft <sup>2</sup> )
1	7,6	5,15
2	14,0	5,15

#### Carga alar

A carga alar para os pontos de projeto é determinada pela condição de aterrissagem referenciada no peso de decolagem. Portanto a área alar é a mesma para os dois pontos de projeto diferindo apenas na motorização.

O valor da área alar é determinada por:

$$\frac{W}{S} = 5.15 \Rightarrow S = 1.27\text{m}^2 \text{ para } W = 70.5\text{lb}$$

A razão de aspecto fica determinada por:

$$A = \frac{b^2}{S} = 4.92 \text{ com } b = 2.5\text{m.}$$

#### Motorização

A motorização é definida para cada um dos pontos projeto em função de suas ordenadas.

#### **Ponto de Projeto 1**

$$\frac{W}{hp} = 7.6 \Rightarrow hp = 9.4$$

O motor escolhido para esse ponto de projeto é o Kroma 100i bi-cilindro. As características estão listadas na Tabela 2-5 a as dimensões estão apresentadas no ANEXO A.

**Tabela 2-5 - Dados do motor Kroma 100i**

Motor: Kroma 100 I	
Combustível	Gasolina comum
Ciclo	2 tempos
Número de Cilindros	2
Cilindrada	100cc
Potência @ Rotação	10hp@7400 rpm (hélice 26x8)
Ignição	Avanço eletrônico
Peso	2400 g

**Ponto de Projeto 2**

$$\frac{W}{hp} = 14.0 \Rightarrow hp = 5.0$$

O motor escolhido para esse ponto de projeto é o Kroma 50i monocilindro. As características estão listadas na Tabela 2-6 e as dimensões estão apresentadas no ANEXO B.

**Tabela 2-6 - Dados do motor Kroma 50i**

Motor: Kroma 50 I	
Combustível	Gasolina comum
Ciclo	2 tempos
Número de Cilindros	1
Cilindrada	50cc
Potência @ Rotação	5hp@6000 rpm (hélice 22x10)
Ignição	Avanço eletrônico
Peso	1600 g (com sistema de escapamento e isolamento de óleo)

Metas do projeto (diferente de requisitos):

- Rápida construção.
- Fácil Construção.

Qualidade de controle:

- Estável
- Facilmente controlável

**2.3.3 Projeto conceitual da asa**

**2.3.3.1 Forma em planta**

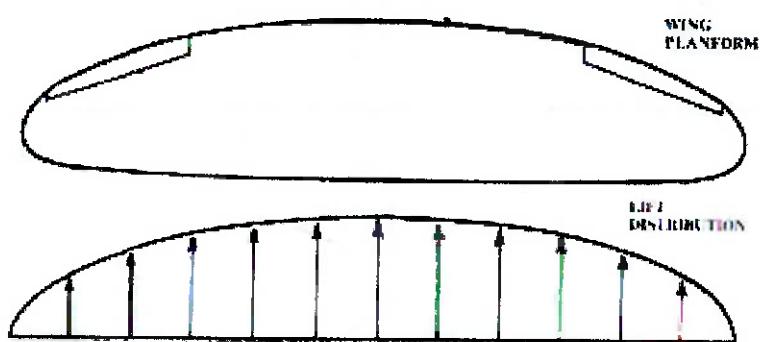
O projeto conceitual da asa iniciou-se com a definição da forma em planta da asa que seja capaz de obter o desempenho determinado para o VANT Apoena I.

As equações utilizadas na etapa conceitual são baseadas em escoamento potencial e, em geral, apresentam resultados mais consistentes para valores de razão de aspecto próximas a 5 ou superiores.

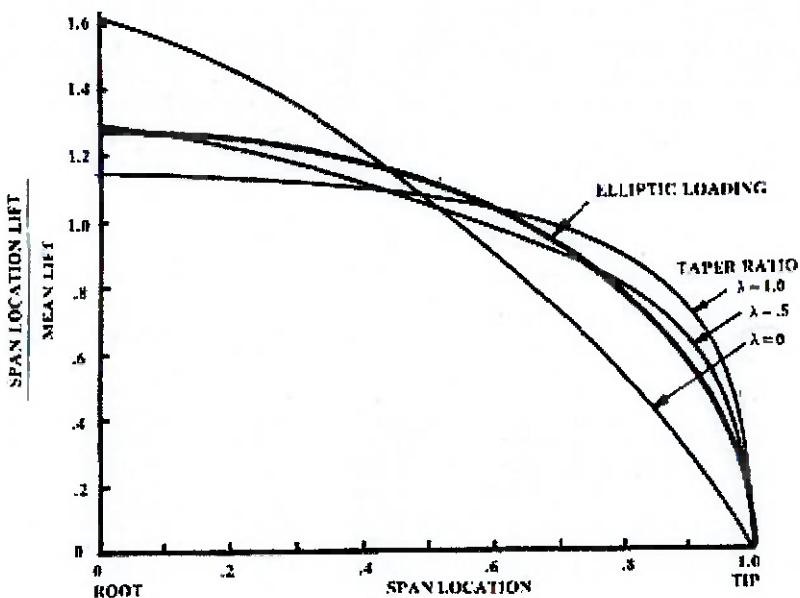
A razão de aspecto determinada na primeira estimativa (2.3.2) será usada como base para o cálculo das características da forma em planta da asa.

• **Afilamento**

Para maior eficiência aerodinâmica e simplicidade, o afilamento usado é de 45%. Ou seja, a corda da ponta da asa é 45% da corda na raiz da asa. Essa característica geométrica aproxima a distribuição de sustentação de uma asa trapezoidal à distribuição elíptica, ideal para a redução de arrasto induzido. Isso pode ser evidenciado pela Figura 2-11 e pela Figura 2-12.



**Figura 2-11 - Distribuição elíptica**



**Figura 2-12 - Afilamentos**

- **Cordas**

As cordas da raiz e da ponta da asa são calculadas em função do afilamento ( $\lambda$ ), da área de referência da asa ( $S$ ) e da envergadura ( $b$ ) fixada em 2.5m de acordo com as equações 2-16 e 2-17.

$$c_{root} = \frac{2S}{[b(1 + \lambda)]} \quad (2-16)$$

$$c_{tip} = \lambda \cdot c_{root} \quad (2-17)$$

A corda média aerodinâmica pode ser calculada em função da razão de aspecto, do afilamento e da corda da raiz da asa conforme a equação 2-18. A corda média aerodinâmica foi utilizada para o cálculo do número de Reynolds para a asa.

$$\bar{c} = \frac{2.c_{root}(1 + \lambda + \lambda^2)}{3(1 + \lambda)} \quad (2-18)$$

A corda das superfícies de controle foi fixada em 30 % da corda local por razões de parametrização de análises.

Os valores das cordas da asa estão apresentados na Tabela 2-7.

**Tabela 2-7 - Cordas da asa**

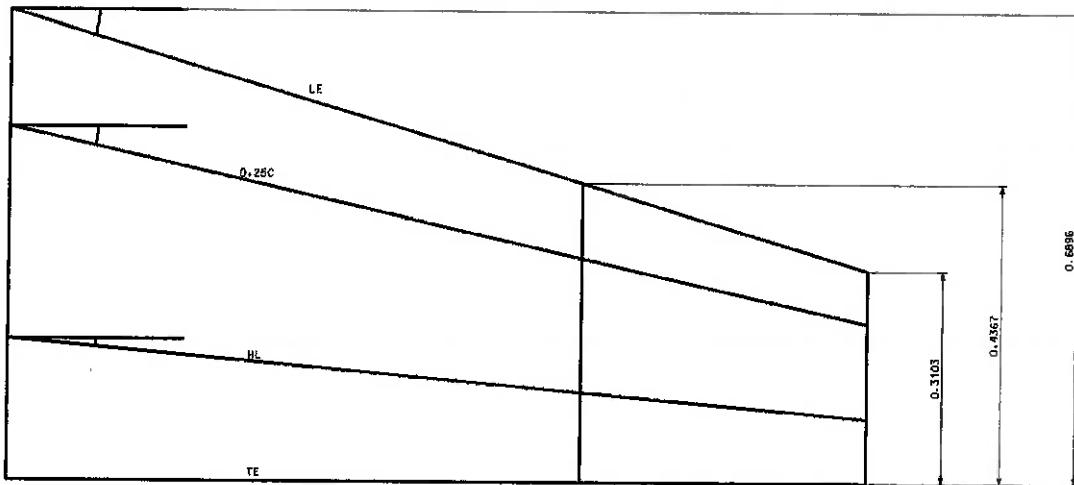
$C_{root}$	0,7m
$C_{tip}$	0,315m
$\bar{C}$	0,532m

- **Enflexamentos**

Os enflexamentos do bordo de ataque, da linha de 25% da corda e da linha de articulação dos flapes foram definidos a partir do enflexamento do bordo de fuga.

O enflexamento do bordo de fuga foi fixado no valor nulo. Desta forma, obtém-se um ganho em estabilidade em rolagem sem uma perda substancial de  $C_{L_{MAX}}$  (2,5%).

O cálculo dos demais enflexamentos foi feito a partir das relações geométricas exibidas na Figura 2-13.

**Figura 2-13 - Forma da asa em planta**

Os valores dos enflexamentos estão apresentados na Tabela 2-8.

**Tabela 2-8 - Enflexamentos**

$\Lambda_{te}$	0°
$\Lambda_{le}$	16,9°
$\Lambda_{0,25}$	12,8°
$\Lambda_{HL}$	5,2°

- **Torção geométrica**

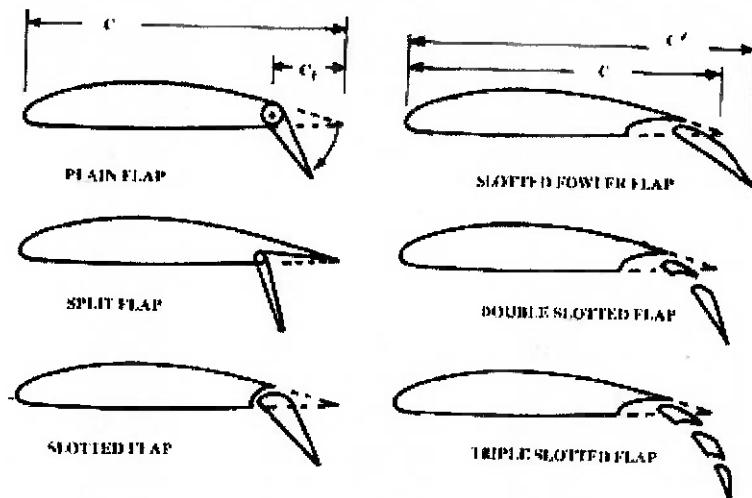
A torção geométrica da asa tem a função de aproximar a distribuição de sustentação à distribuição de uma asa elíptica. Para isso, aplica-se uma rotação no perfil da ponta da asa da maneira a diminuir o seu ângulo de ataque e produzir uma sustentação menor nas pontas da asa.

Por simplicidade, optou-se por não utilizar torção nas pontas da asa. Essa opção em primeira análise não apresenta um aumento substancial em desempenho uma vez que já será usado o afilamento de 0,45.

- **Dispositivo hipersustentador**

Em pesquisa prévia de perfis aerodinâmicos para a asa, observou-se a necessidade do emprego de dispositivos hipersustentadores. Dentro da gama de alternativas de dispositivos de bordo de ataque e de fuga, foi feita a opção por flapes do tipo *double-slotted*, uma vez que os dispositivos de bordo de ataque contribuem, em geral, para o aumento do ângulo de estol e não produzem um aumento substancial do coeficiente de sustentação.

Na Figura 2-14 a seguir pode-se observar as várias opções de flapes de bordo de fuga.

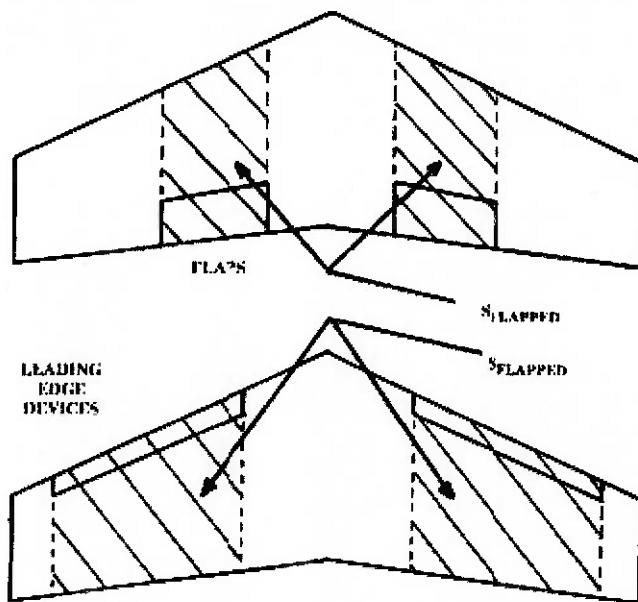


**Figura 2-14 - Dispositivos hipersustentadores de bordo de fuga**

As contribuições em coeficiente de sustentação máximo (bidimensional) para cada dispositivo hipersustentador estão apresentadas na Tabela 2-9.

**Tabela 2-9 - Tipos de hipersustentadores**

Dispositivo hipersustentador	$\Delta C_{l\max}$
<b>Dispositivos de bordo de fuga</b>	
Plain e Split	0,9
Slotted	1,3
Fowler	$1,3c'/c$
Double Slotted	$1,6c'/c$
Triple Slotted	$1,9c'/c$
<b>Dispositivos de bordo de ataque</b>	
Fixed slot	0,2
Leading edge flap	0,3
Kruger flap	0,3
Slat	$0,4c'/c$



**Figura 2-15 - Área flapeada**

A expressão utilizada para o pré-dimensionamento dos flapes é apresentada por RAYMER em 0[3] (equação 2-19) e assume a corda do dispositivo como sendo 30% da corda local da asa, e deflexões de até 30°.

$$\Delta C_{L_{MAX}} = \Delta C_{l_{MAX}} \left( \frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \right) \cos \Lambda_{H.L.} \quad (2-19)$$

O termo  $\Lambda_{H.L.}$  corresponde ao enflexamento da linha de articulação calculado em **Enflexamentos** e o termo que relaciona a área flapeada com a área de referência está demonstrado na Figura 2-15. Esse termo foi fixado em 75% deixando 25% da área para o uso de ailerons..

A contribuição tridimensional em sustentação para a deflexão máxima do flape é de 1,2.

### 2.3.3.2 Seleção do perfil aerodinâmico

Com a forma em planta da asa definida, pode-se determinar o requisito de seleção de perfil como:  $C_{l_{MAX}}$ ,  $C_{l_{cruzeiro}}$ , alpha de estol, alpha de cruzeiro.

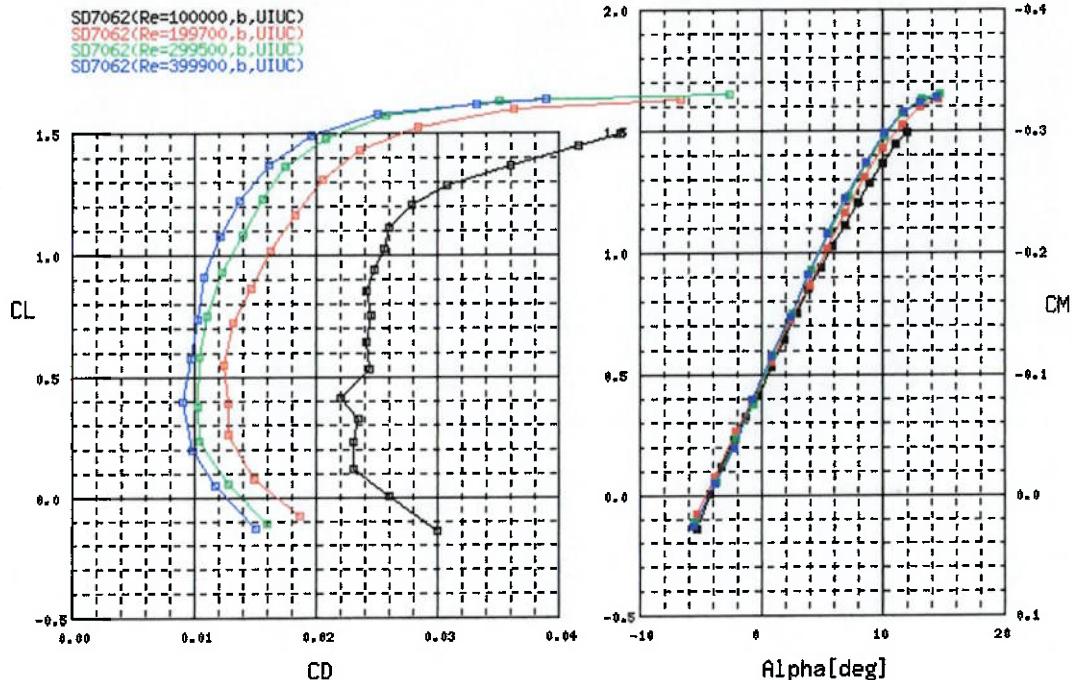
Os requisitos de escolha são:

- $C_{l_{MAX}}$  perfil limpo = 1,5
- $C_{l_{cruzeiro}} = 0,7 @ \alpha = 3^\circ;$

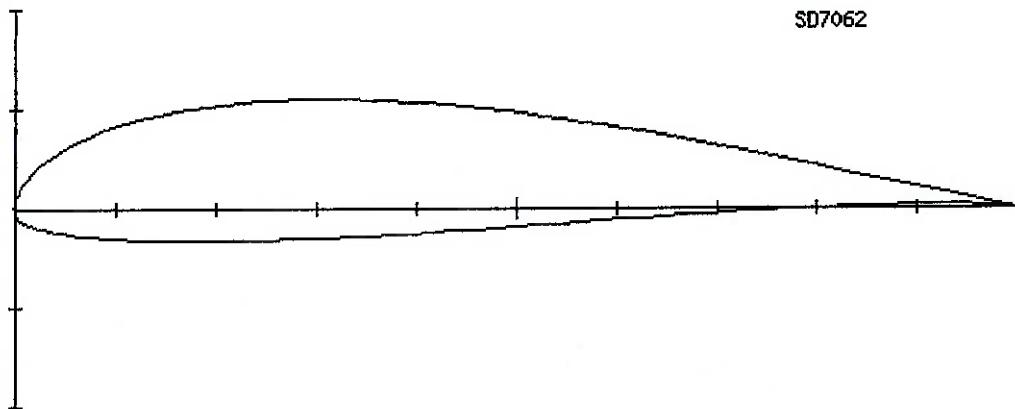
- Alpha estol >12°;
- Número de Reynolds de decolagem = 600.000 (obs.: o Cl sofre pouca influência do número de Reynolds)

O perfil que apresenta todos os requisitos necessários é o SD7062 presente no site da NASG [5] e desenvolvido e ensaiado por Selig e Donovan na Universidade de Illinois at Urbana-Champaign.

Na Figura 2-16 e na Figura 2-17 estão apresentadas as curvas polares e o formato do perfil, respectivamente.



**Figura 2-16 - Curvas polares do perfil SD7062**



**Figura 2-17 - Perfil aerodinâmico SD7062**

### 2.3.4 Curva polar tridimensional

A curva polar tridimensional foi obtida assumindo que o arrasto parasita da fuselagem é praticamente constante com a variação de ângulo de ataque e a contribuição da fuselagem no coeficiente de sustentação é nula.

A correção do coeficiente de sustentação bidimensional para tridimensional foi baseada na formulação apresentada por RAYMER em [3] na forma das equações 2-20 a 2-22.

$$C_{L_\alpha} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{4 + \frac{A^2 \beta^2}{\eta^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{MAX}}{\beta^2}\right)}} \left( \frac{S_{exposed}}{S_{ref}} \right) \quad (2-20)$$

$$\beta^2 = 1 - M^2 \quad (2-21)$$

$$\eta = \frac{C_{L_\alpha}}{2\pi / \beta} \quad (2-22)$$

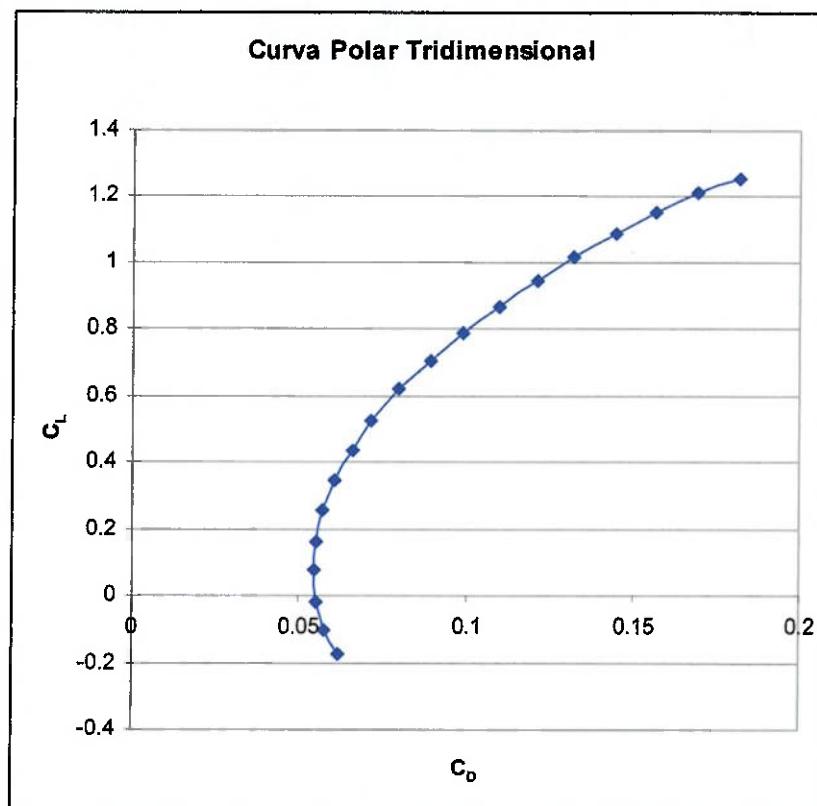
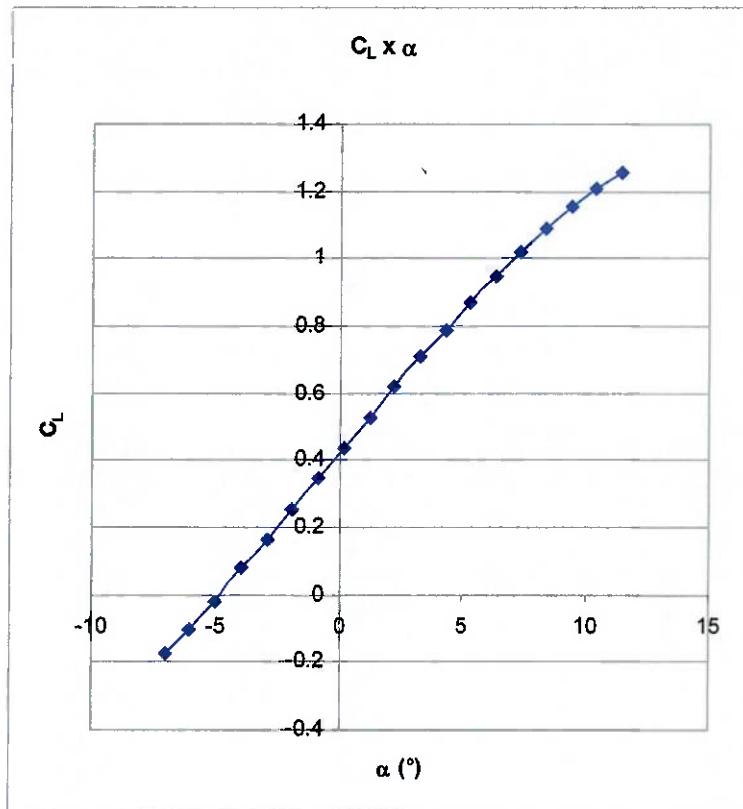


Figura 2-18 - Polar tridimensional



**Figura 2-19 - Coeficiente de sustentação**

Para a definição do ângulo de ataque da asa para o cruzeiro é importante que seja utilizada a relação L/D. Conforme mencionado em **Velocidade de Cruzeiro**, o alcance será máximo se a aeronave realizar seu cruzeiro na situação de máximo L/D. A relação L/D está apresentada na Figura 2-20.

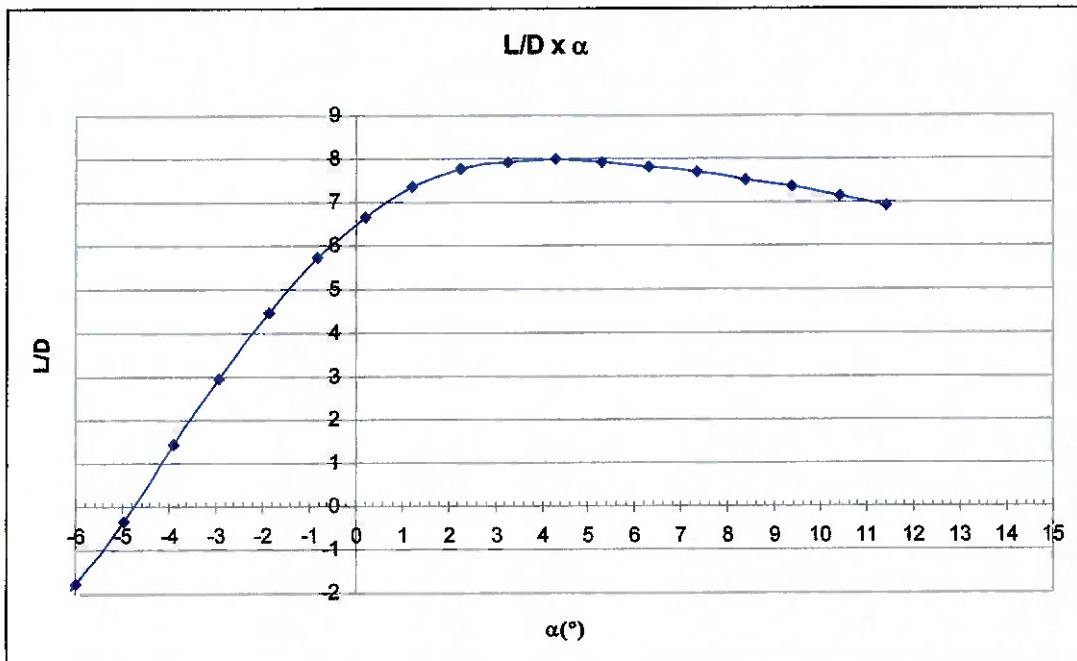
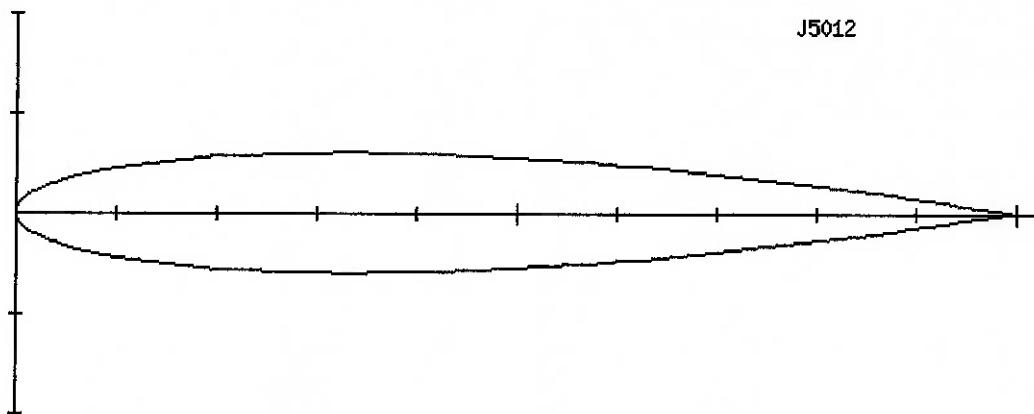


Figura 2-20 - L/D da aeronave

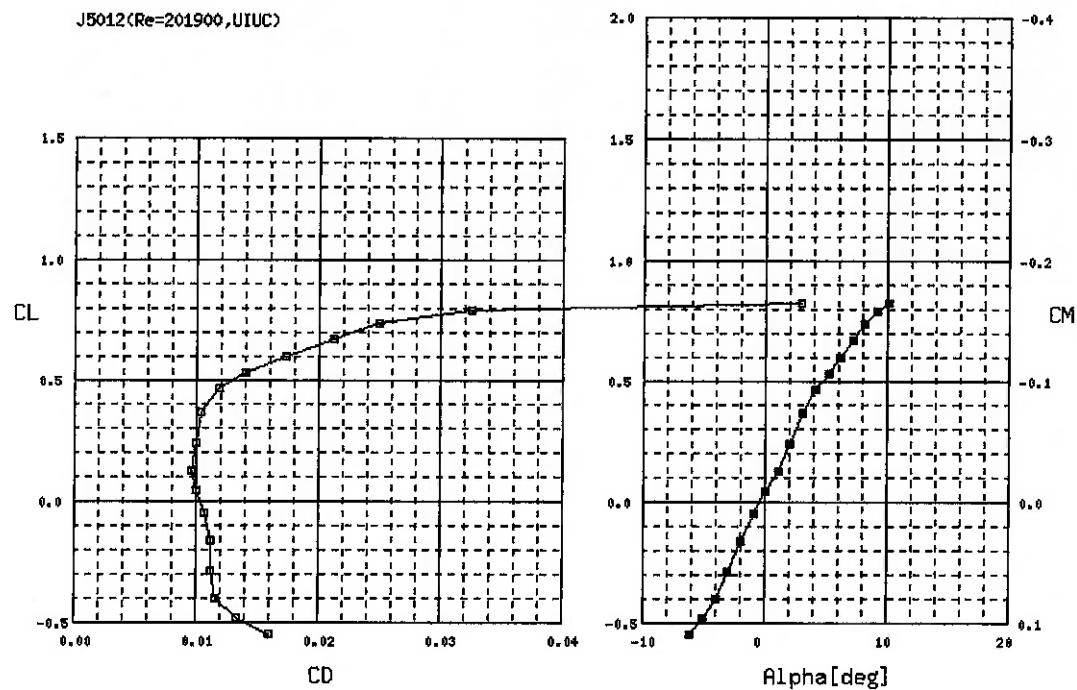
A partir da Figura 2-20 pode-se concluir que o melhor ângulo de ataque para cruzeiro da asa é  $4^\circ$ . Porém deve ser considerado que o ângulo de estol precisa ser evitado. Portanto a incidência escolhida foi  $0^\circ$  garantindo que o Apoena I tenha seu ângulo de arfagem variando de  $-10^\circ$  a  $+10^\circ$  sem que ocorra o estol do perfil.

### 2.3.5 Empenagens

Para as superfícies de controle da parte posterior (leme e profundor), foi selecionado o perfil simétrico J5012 porque ele apresenta um  $C_{l\max}$  mais elevado entre os outros perfis simétricos. O perfil J5012 está ilustrado na Figura 2-21. Suas curvas polares para  $Re$  de 200.000 estão apresentadas na Figura 2-22.



**Figura 2-21 - Perfil aerodinâmico J5012**



**Figura 2-22 - Curvas polares do perfil J5012**

As formas em planta das empenagens são:

- Empenagem horizontal:

$$A = 5$$

$$\lambda = 0,45$$

- Empenagem vertical:

$A = 1,5$  (o valor de razão de aspecto é baixo para a distância entre o centro de pressão e a linha do CG seja a mínima possível)

$\lambda = 0,3$  (esse valor é baixo pelo mesmo motivo da razão de aspecto)

### 2.3.6 Projeto conceitual da fuselagem

A fuselagem deve atender a requisitos geométricos específicos como os comprimentos de cauda e de nariz bem como os volumes dos equipamentos instalados de forma a garantir a centragem. O objetivo neste trabalho é apenas relativo à aerodinâmica. Portanto, os comprimentos e volumes foram obtidos a partir dos projetos de estabilidade e estruturas/centragem realizados por outros membros da equipe envolvida no projeto do VANT Apoena I (AMIANTI [2] e MAZZA [6]).

A geometria interna da fuselagem projetada por MAZZA [6] está apresentada na Figura 2-23 e na Figura 2-24.

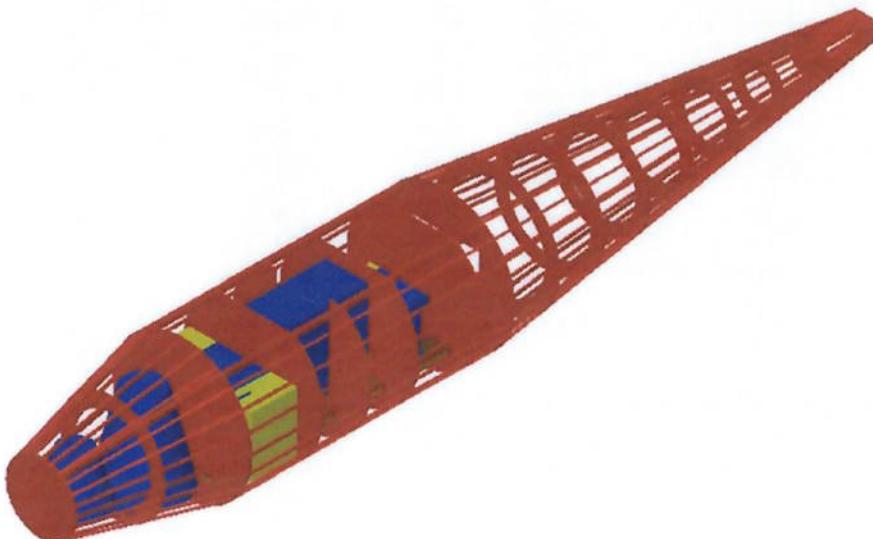


Figura 2-23 - Vista isométrica da estrutura interna

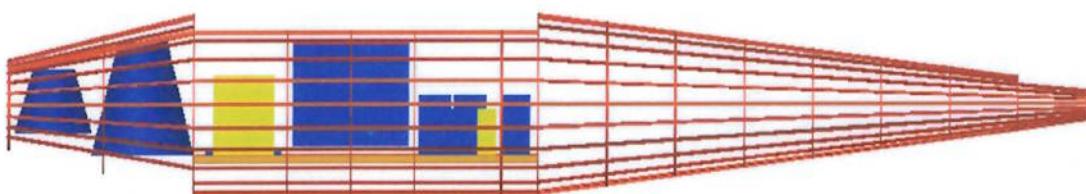
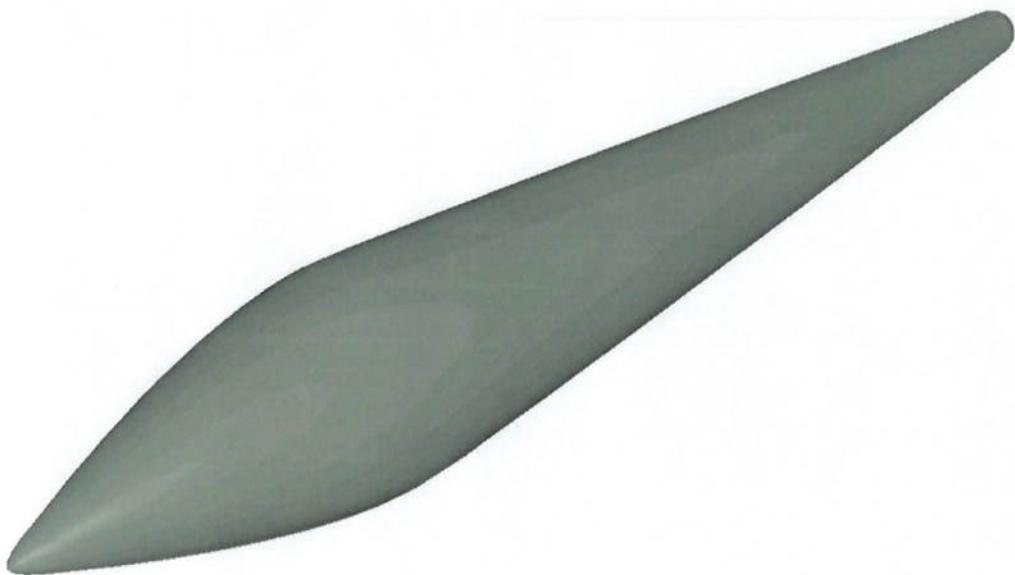


Figura 2-24 - Vista lateral esquerda da estrutura interna

A geometria externa da fuselagem foi gerada a partir da revolução de uma curva que atendesse os requisitos geométricos e não apresentasse ângulos entre tangentes superiores a  $12^\circ$  para evitar descolamento de camada limite gerando arrasto

parasita indesejável. A geometria externa da fuselagem está apresentada na Figura 2-25 e na Figura 2-26.



**Figura 2-25 - Vista isométrica da geometria externa da fuselagem**



**Figura 2-26 - Vista lateral esquerda da geometria externa da fuselagem**

## 2.4 Projeto preliminar

### 2.4.1 Geometria asa-fuselagem

A geometria asa-fuselagem fuselagem foi gerada no software Microstation V8. Essa geometria apresenta ângulo de incidência nulo e não apresenta *fillets* para a junção asa-fuselagem. A Figura 2-27 ilustra a configuração asa-fuselagem utilizada para a simulação utilizando CFD.



Figura 2-27 - Vista isométrica da geometria asa-fuselagem



Figura 2-28 - Vista frontal da geometria asa-fuselagem

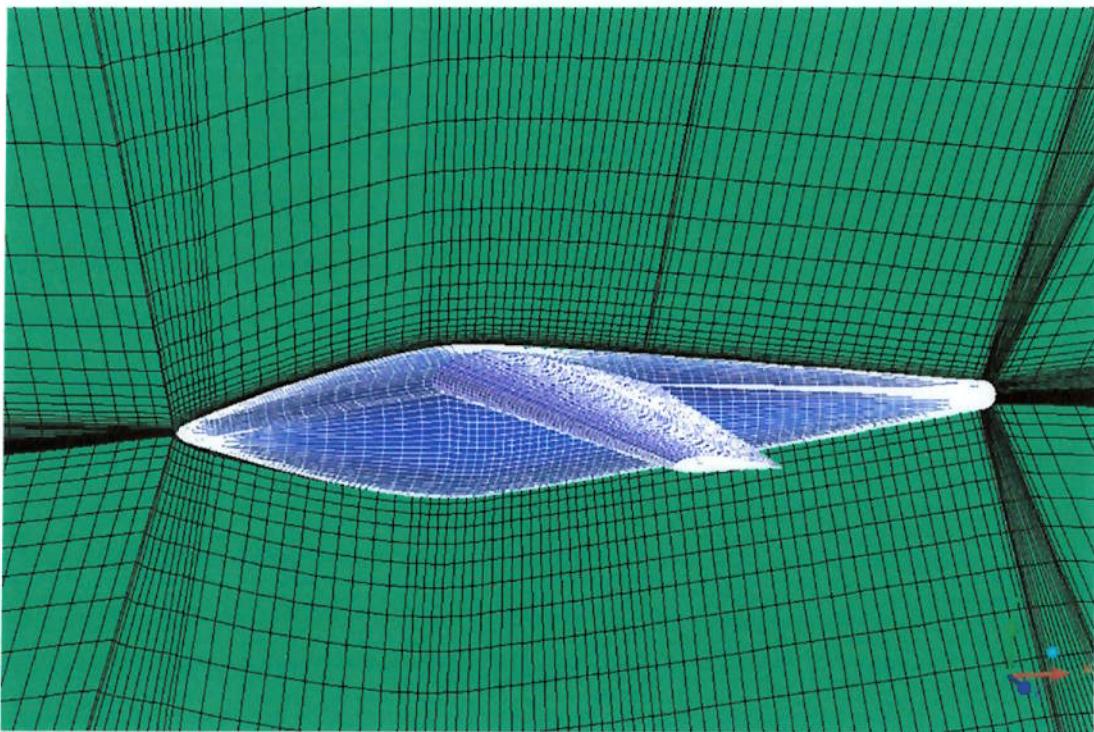


**Figura 2-29 - Vista lateral esquerda da geometria asa-fuselagem**

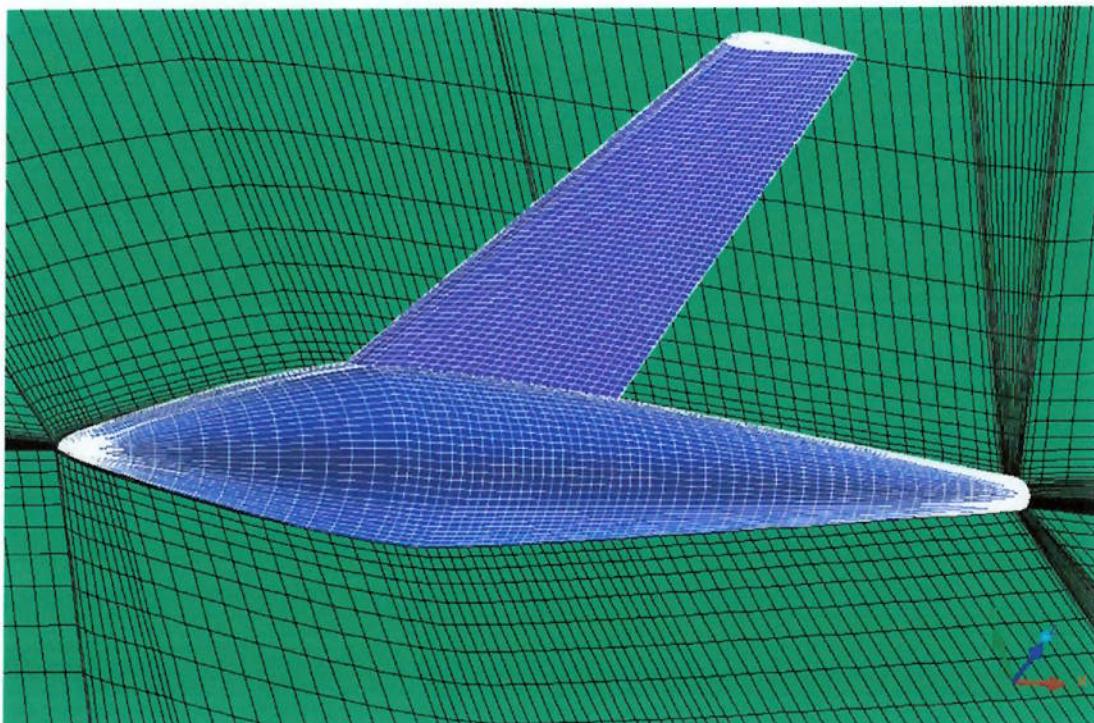
#### 2.4.1.1 Malha computacional

A geometria asa-fuselagem foi utilizada para a geração de uma malha computacional para posterior simulação utilizando o método dos volumes finitos. A ferramenta utilizada para a geração da malha computacional foi o software ICEMCFD da empresa Ansys Incorporated. Essa ferramenta é largamente utilizada na indústria aeronáutica nos ciclos de projeto devido a sua alta capacidade de geração de malhas com um custo computacional relativamente baixo.

A malha utilizada é composta por cerca de 1.5 milhões de elementos hexaédricos e uma distância de 30 fuselagens à jusante e a montante. A Figura 2-30 e a Figura 2-31 mostram a malha superficial na asa e na fuselagem.



**Figura 2-30 - Malha computacional asa-fuselagem**



**Figura 2-31 - Malha superficial no intradorso da asa**

#### 2.4.1.2 Estratégia de simulação

O software utilizado para a simulação da malha asa-fuselagem foi o CFD++ da Metacomp Technologies. Esse software é usualmente utilizado na indústria aeronáutica devido a sua adequação a escoamentos externos.

As licenças utilizadas para esses programas pertencem ao Projeto FAPESP – EMBRAER do qual o autor faz parte.

A simulação foi realizada utilizando a equação de Navier-Stokes com o modelo de turbulência Spallart-Allmaras devido sua capacidade de apresentar bons resultados sem a necessidade de malhas muito refinadas. Foram utilizadas as leis de parede para a asa e para a fuselagem sem a opção de solucionar as equações até a parede.

O método de integração no tempo utilizado foi implícito com rampa de número de Courant de 1 a 250. Utilizou-se também o método de Multigrid para a aceleração da convergência.

O método de integração espacial utilizou-se da interpolação do tipo polinomial no centróide dos elementos.

As condições de contorno estão apresentadas na Tabela 2-10.

**Tabela 2-10 - Condições de contorno para caso asa-fuselagem**

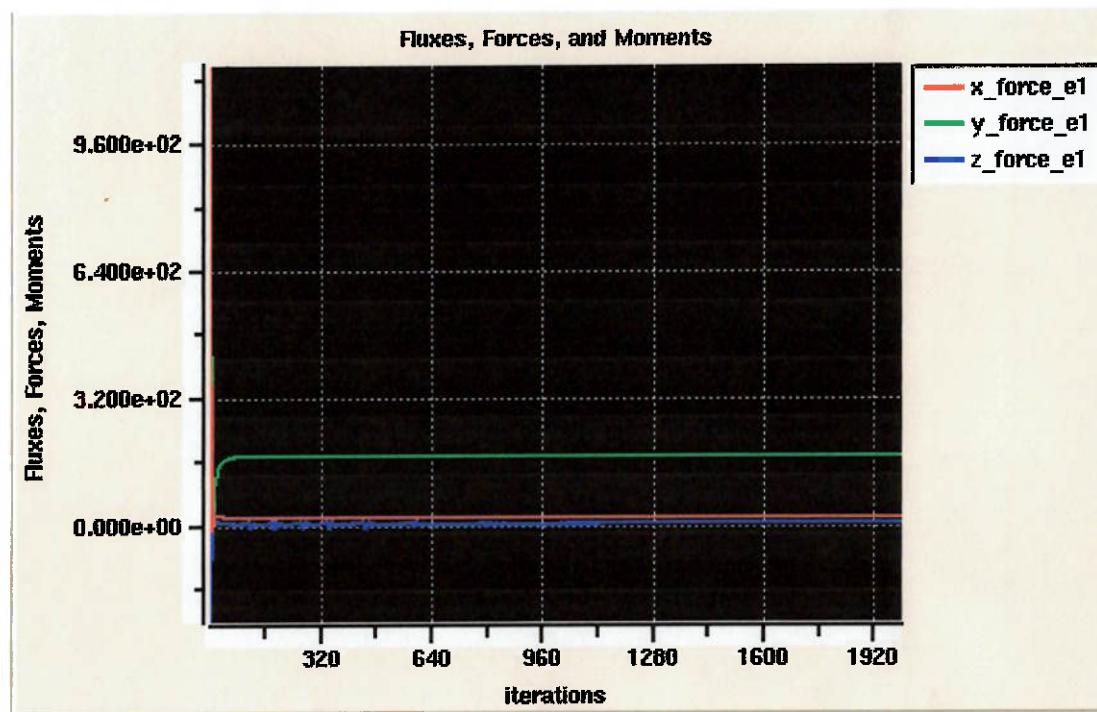
Vx	32 m/s
Vy	0
Vz	0
Re (baseado na corda média aerodinâmica)	1,14e6
Pressão estática	101000
Temperatura	300
Modelo de Turbulência	SA

#### 2.4.1.3 Critério de convergência

A convergência foi monitorada de duas formas:

- 1) Observação das forças nas três direções.
- 2) Observação dos resíduos das equações.

A primeira forma consiste em analisar a evolução das forças nas três direções e verificar as oscilações com a evolução da simulação. Quando a oscilação for menor do que o nível de precisão necessária, a simulação é interrompida. Isso pode ser observado na Figura 2-32, na Figura 2-33 e na Figura 2-34.



**Figura 2-32 - Convergência de forças**

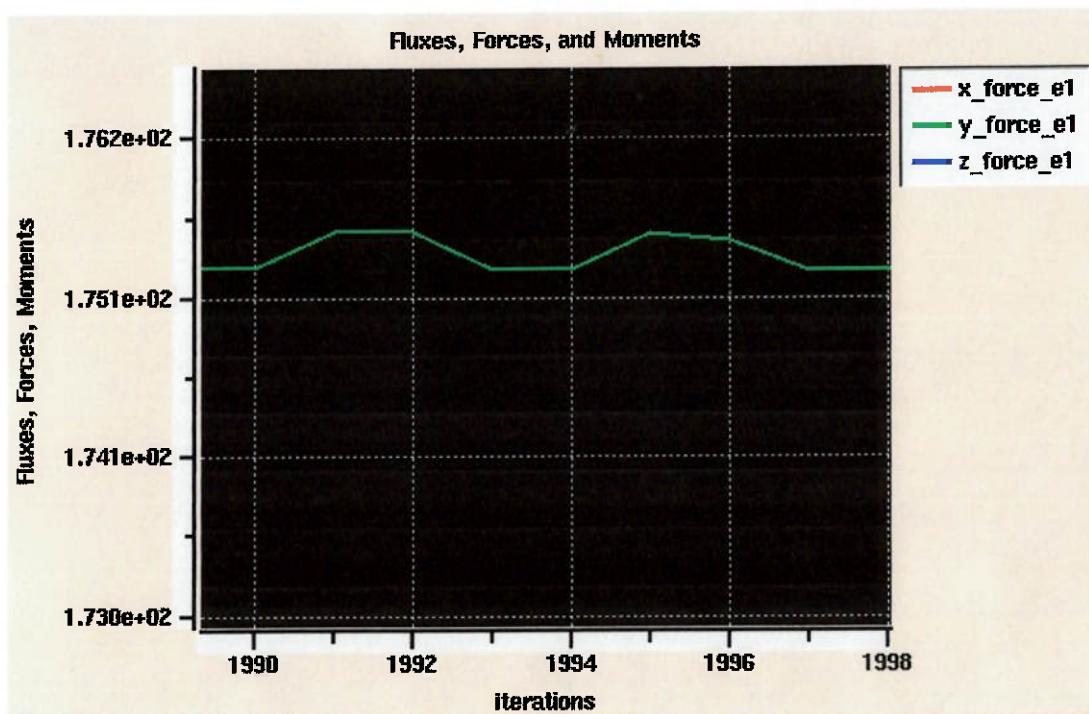


Figura 2-33 - Força em Y

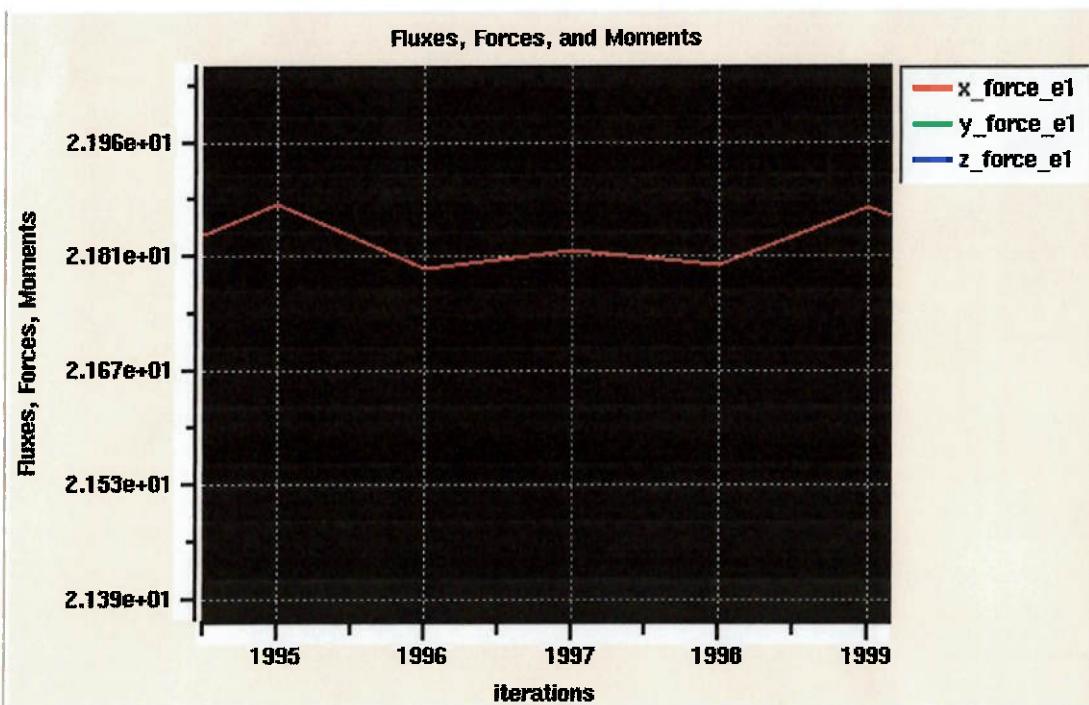


Figura 2-34 - Força em X

A segunda forma consiste na avaliação da evolução dos resíduos ao longo da simulação. Esses resíduos são normalizados para que possibilite a observação dos

resíduos das equações da energia, da quantidade de movimento e da continuidade em uma mesma escala. A Figura 2-35 mostra a evolução dos resíduos.

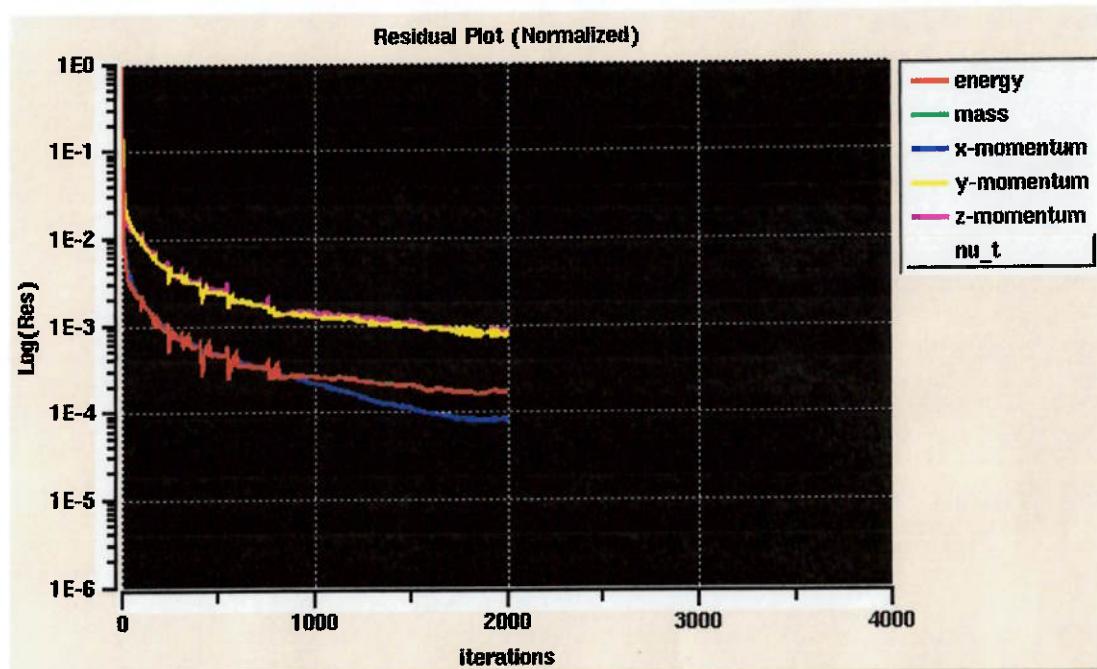


Figura 2-35 - Evolução dos resíduos normalizados

#### 2.4.1.4 Resultados quantitativos

Os resultados da simulação asa-fuselagem foram comparados com os calculados pelos métodos apresentados anteriormente (Tabela 2-11)

Tabela 2-11 - Resultados quantitativos

Comparação de resultados	
CFD ++	Estimativa
FL = 350 N	FL = 341 N
FD = 44 N	FD = 51 N

Além da força de sustentação total, também foi calculada a distribuição de sustentação. Isso foi feito utilizando-se o software Ensight 8 da CEI. Esse programa é um pós-processador bastante poderoso utilizado pela indústria aeronáutica.

A força de sustentação foi discretizada em forças aplicadas em fatias da asa de 0,05m. os valores destas forças estão apresentados na Figura 2-36. Nesta figura, é possível observar a influência da fuselagem na distribuição de sustentação. Isso é causado pela aceleração do escoamento devido à presença da fuselagem. A distribuição de sustentação não apresenta valor nulo na ponta da asa pelo fato das

forças terem sido discretizadas homogeneous ao longo da envergadura e não há uma secção de controle na ponta da asa.

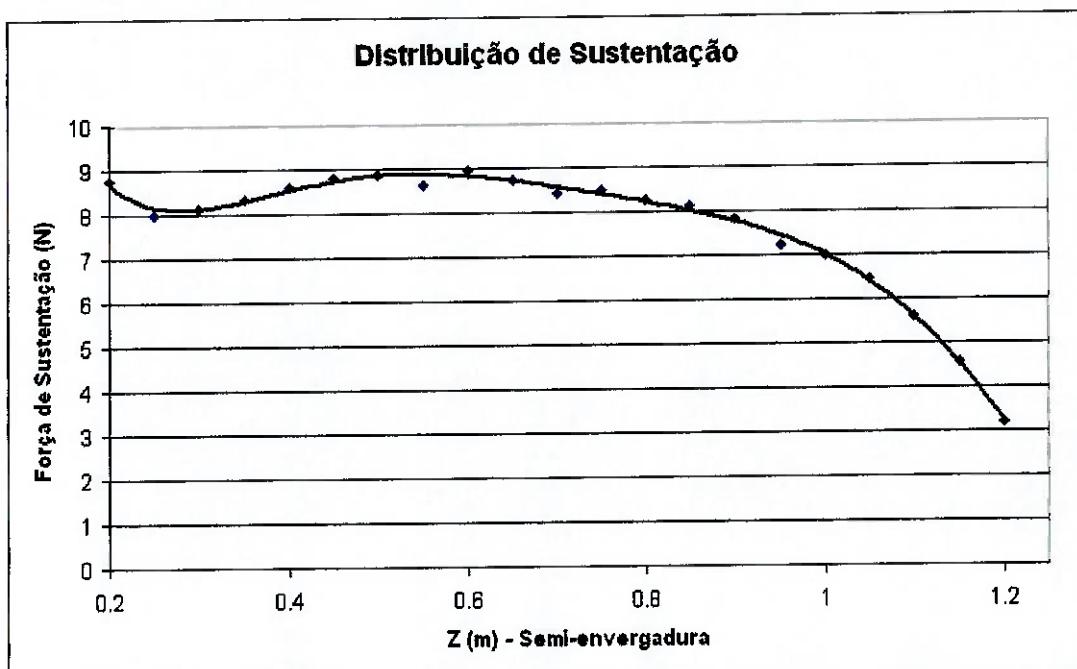


Figura 2-36 - Distribuição de sustentação

#### 2.4.1.5 Resultados qualitativos

A geometria asa-fuselagem gerada não apresenta nenhum tipo de dispositivo de ponta de asa. Na Figura 2-37 e na Figura 2-38 pode-se observar que existe a necessidade do uso desses dispositivos para melhorar a distribuição de vorticidade na ponta da asa. Essa medida apresentaria impacto direto no valor da força de arrasto.

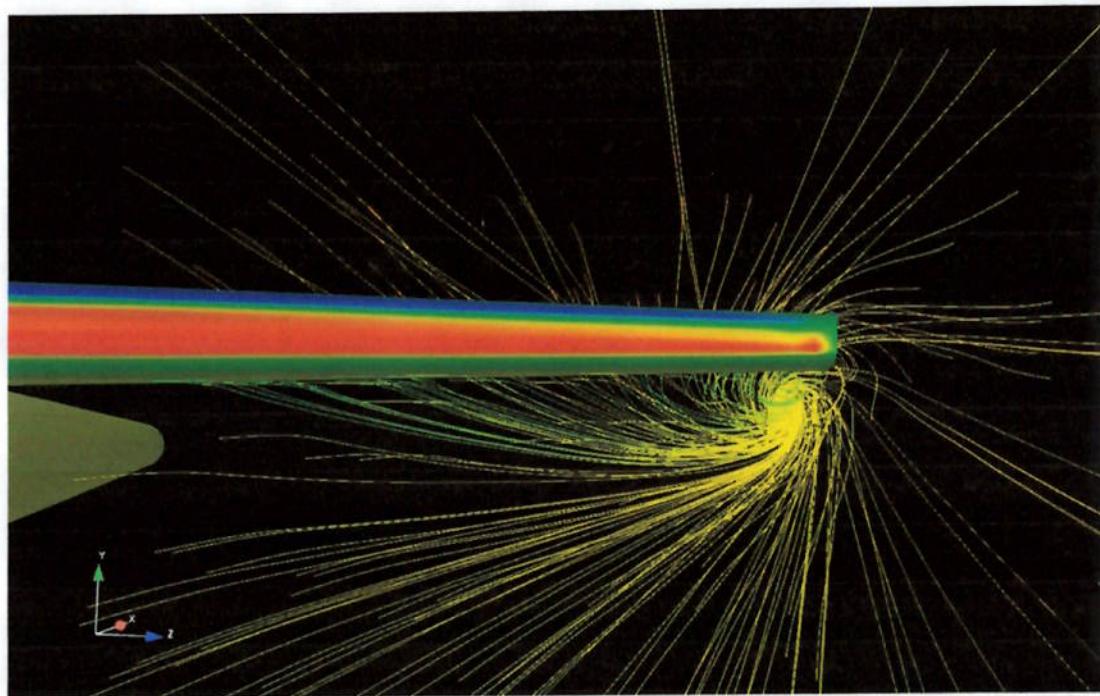


Figura 2-37 - Vórtice de ponta de asa

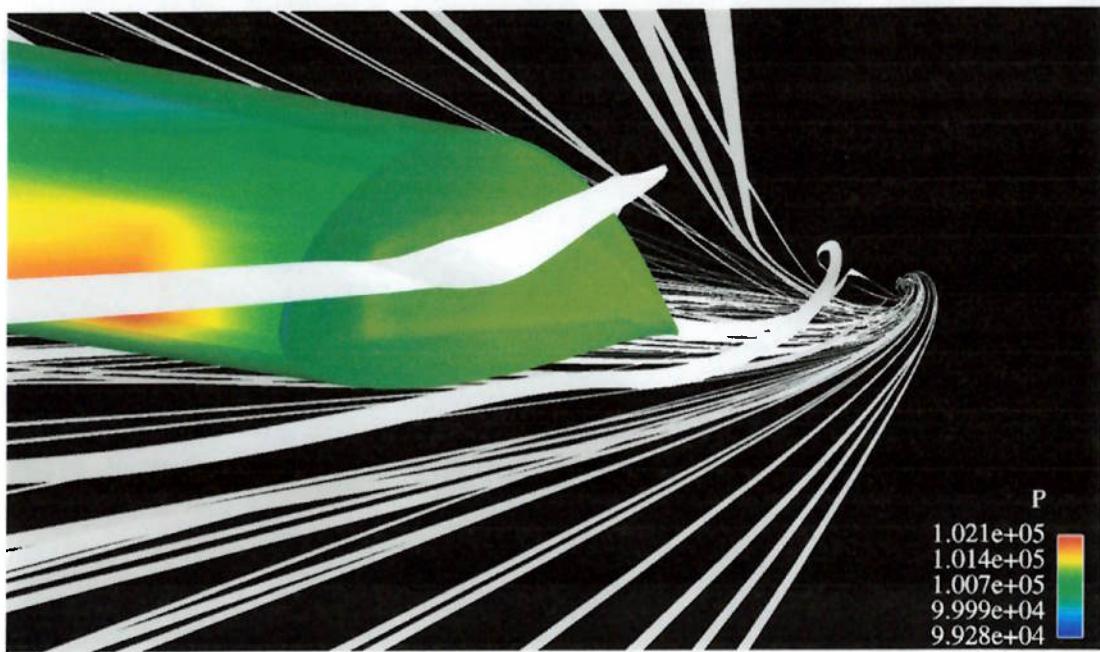
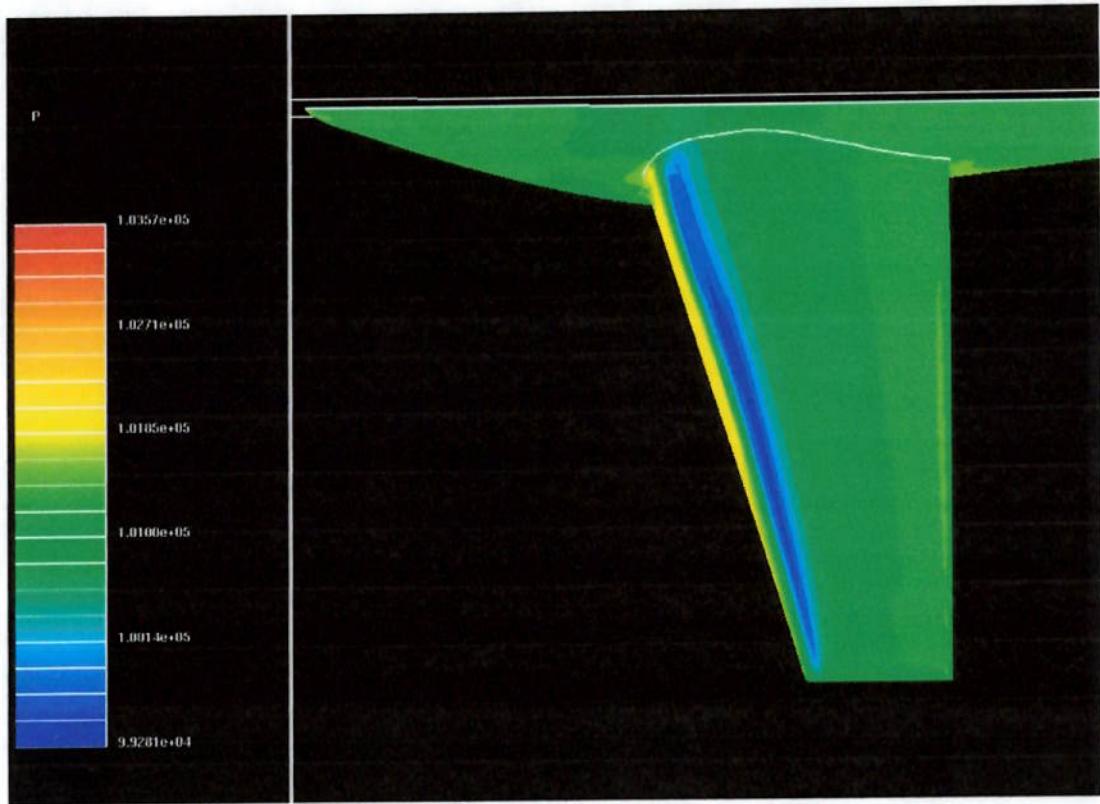


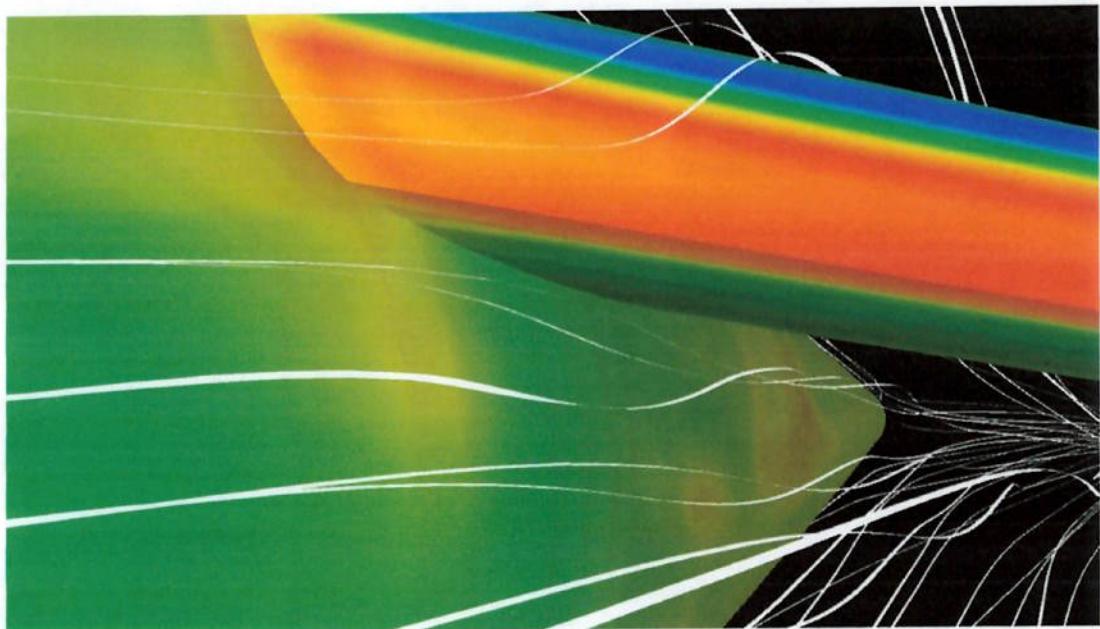
Figura 2-38 - Ponta da asa

Pode-se observar também a distribuição isobárica no extradorso da asa (Figura 2-39) evidenciando a distribuição de sustentação praticamente constante na porção média da semi-envergadura.

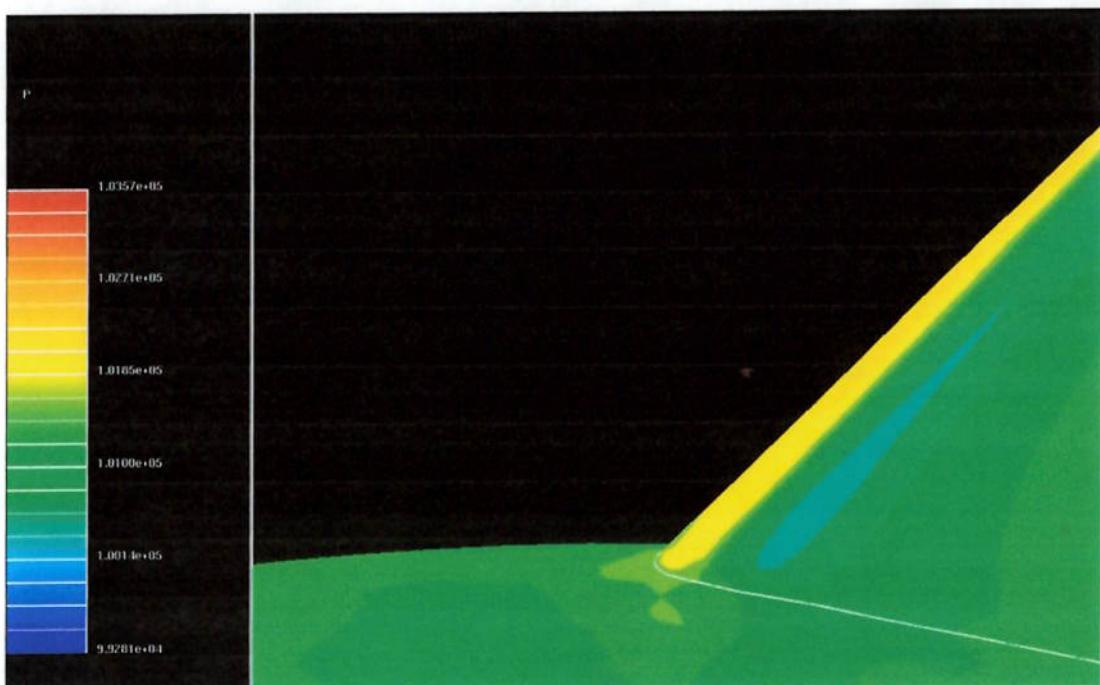


**Figura 2-39 Distribuição de pressão no extradorso da asa**

Outro fato notável é a interferência da interação da asa com a fuselagem. Essa interferência pode ser notada pelo vórtice formado na intersecção do bordo de fuga da asa com a fuselagem (Figura 2-40). Além dessa interação, pode-se notar a presença de um local de baixa pressão no intradorso da asa causado pela aceleração do escoamento devido à fuselagem (Figura 2-41)



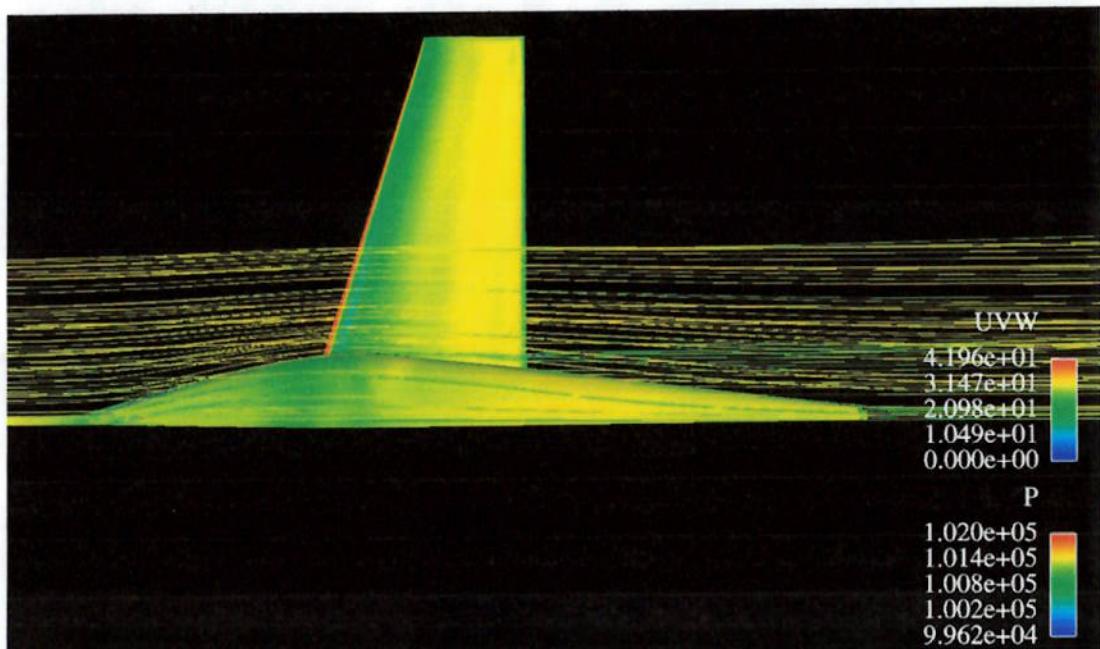
**Figura 2-40 - Junção asa-fuselagem**



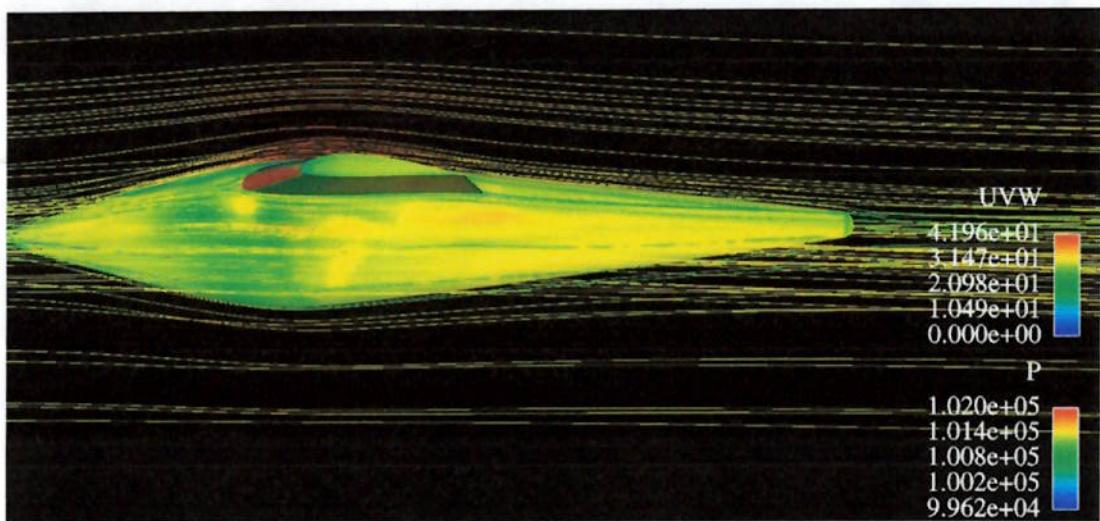
**Figura 2-41 - Junção asa-fuselagem (intradorso da asa)**

O projeto da fuselagem mostrou-se eficiente como é possível observar na Figura 2-42 e na Figura 2-43, que mostram as linhas de corrente sobre a fuselagem. Não existe descolamento de camada limite na fuselagem exceto em seu bordo de

fuga. Porém, esse descolamento não é significativo se comparado com a área molhada da fuselagem.



**Figura 2-42 - Linhas de corrente na fuselagem (intradorso)**



**Figura 2-43 - Linhas de corrente no perfil da fuselagem**

#### 2.4.2 Curvas de sensibilidade

As curvas de sensibilidade das superfícies de comando representam um dado bastante importante para a realização do projeto de estabilidade e controle de qualquer aeronave. Essas curvas apresentam os valores dos coeficientes de

sustentação, de arrasto e de momento para cada ângulo de ataque e de deflexão da superfície de comando.

As análises apresentadas neste trabalho se restringem a casos bidimensionais devido à grande quantidade de situações que necessitam simulações.

Cada superfície de controle foi simulada para ângulos de ataque variando de  $-10^\circ$  a  $10^\circ$  com o passo de  $2^\circ$ . As deflexões para as empenagens foram de  $0^\circ$  a  $10^\circ$  (passo de  $2^\circ$ ) devido ao fato de que seus perfis aerodinâmicos não deformados serem simétricos, portanto as contribuições em coeficiente de sustentação, de arrasto e de momento são idênticas para ângulos de deflexão simétricos em relação à origem.

As deflexões para o aileron foram de  $-10^\circ$  a  $10^\circ$  com o passo de  $2^\circ$  pois o perfil não é simétrico.

O total de casos rodados é de 253 e o número de malhas que foram geradas é de 17. Esses casos foram rodados com a condição de velocidade da corrente livre de 32 m/s através de um script feito para o software Fluent 6.1.22 que foi capaz de rodar os casos automaticamente com um número de iterações suficiente para a convergência de forças e de resíduos.

Os casos foram rodados com o modelo de turbulência Spallart-Allmaras para as empenagens horizontal e vertical e para o aileron. Os números de Reynolds foram  $4,95 \times 10^5$ ,  $5,4 \times 10^5$  e  $8,39 \times 10^5$  respectivamente.

#### **2.4.2.1 Geração de malhas 2D**

Para a geração das malhas das superfícies de comando foi feita uma rotina de geração automática. Essa rotina tem como objetivos: garantir a qualidade semelhante entre as malhas e tornar o processo mais rápido.

A rotina consiste na geração de uma malha base com os parâmetros desejados de forma manual pelo software ICEMCFD. A partir desta malha, a geometria é deformada e o software encaixa os blocos da malha à nova geometria de forma automática garantindo a semelhança de parâmetros e, por consequência, a semelhança da qualidade como pode ser verificado na Figura 2-44 e na Figura 2-45.

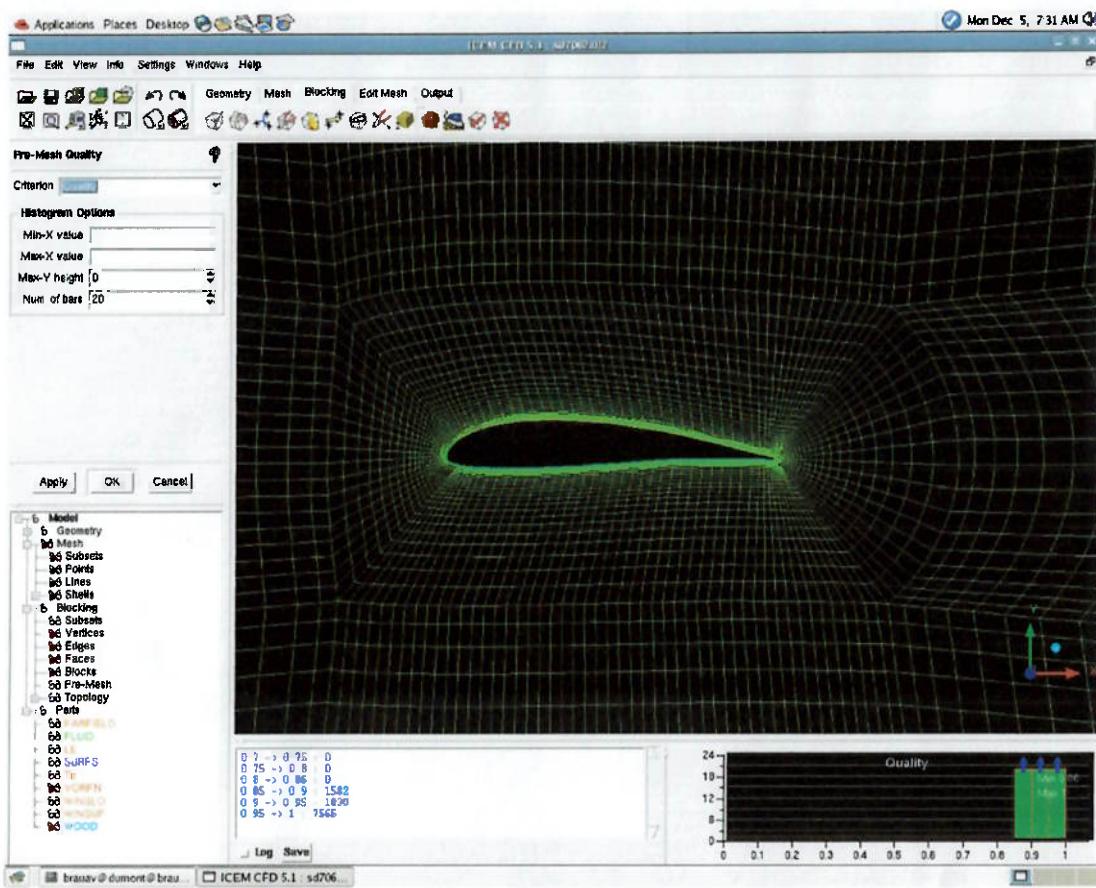
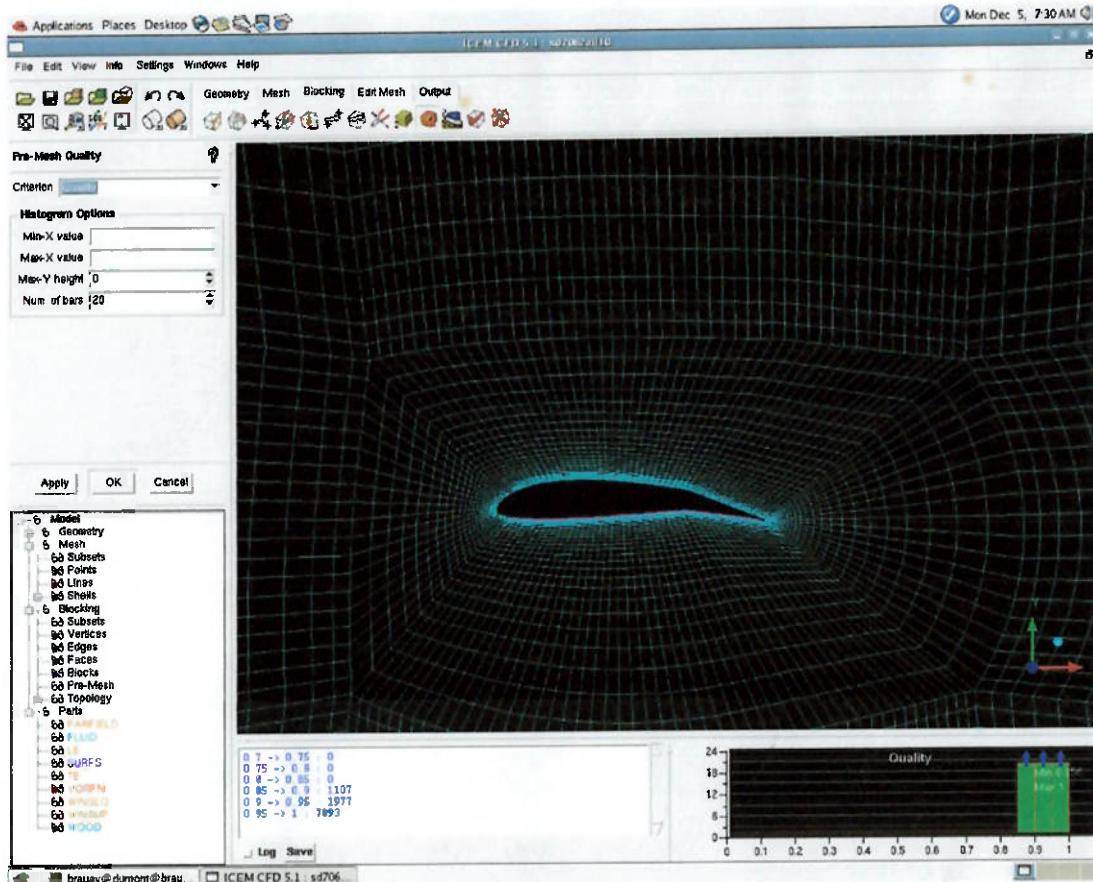


Figura 2-44 - Malha no perfil do aileron (deflexão: 2°)



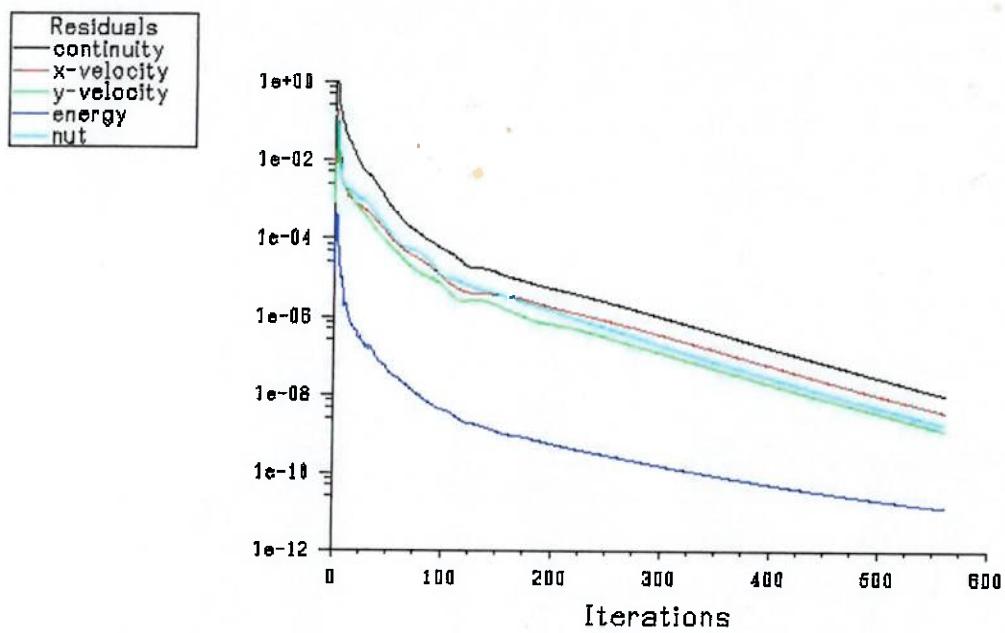
**Figura 2-45 - Malha no perfil do aileron (deflexão: 10°)**

#### 2.4.2.2 Estratégia de simulação

As simulações foram realizadas utilizando o método de integração temporal segregado implícito com as condições de contorno de parede viscosa nas superfícies do aerofólio e *velocity-inlet* para as fronteiras externas do domínio. A velocidade foi imposta pelas componentes para cada uma das condições descritas anteriormente.

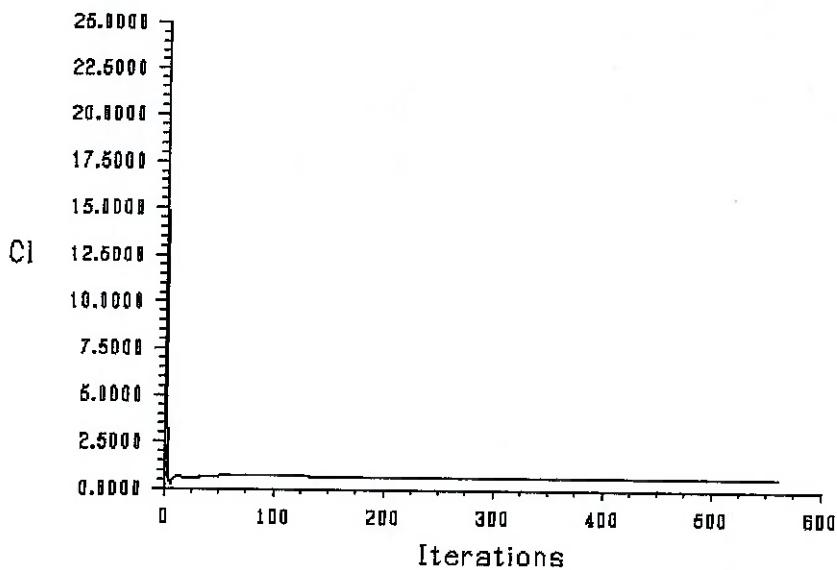
A obtenção dos resultados foi feita através da transformação de coordenadas devido ao fato de que a malha se mantinha fixa e o escoamento rotacionava para cada um dos ângulos de ataque.

A convergência foi observada da mesma forma que foi apresentada anteriormente na simulação asa-fuselagem. A Figura 2-46 ilustra a convergência de um dos casos rodados.



Scaled Residuals Dec 05, 2005  
FLUENT 6.1 (2d, dp, segregated, S-A)

**Figura 2-46 - Convergência de resíduos**



Lift Convergence History Dec 05, 2005  
FLUENT 6.1 (2d, dp, segregated, S-A)

**Figura 2-47 - Convergência de coeficiente de sustentação**

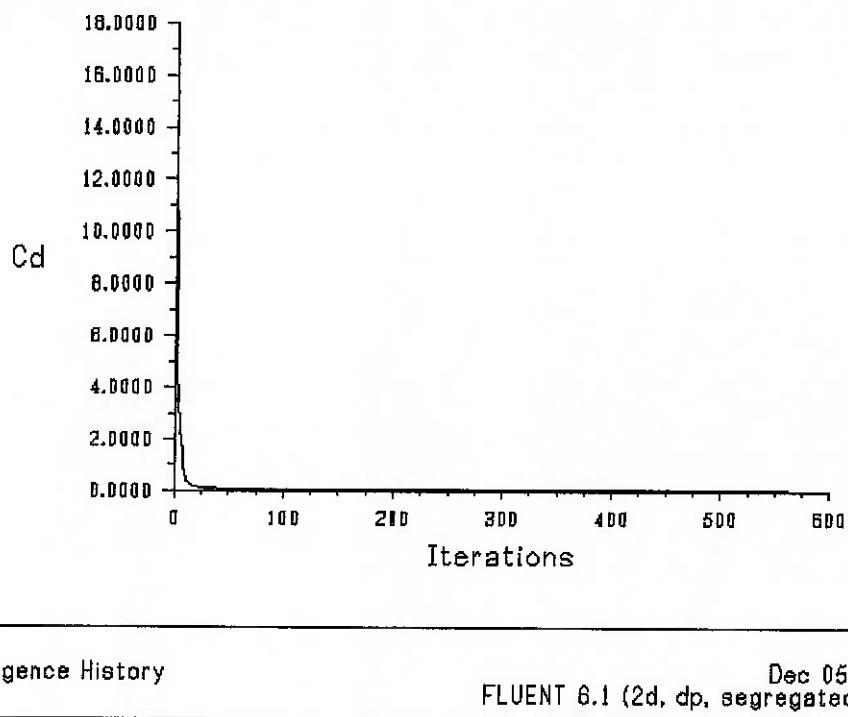


Figura 2-48 - Convergência de coeficiente de arrasto

#### 2.4.2.3 Resultados

Os resultados obtidos foram plotados na forma de coeficientes de sustentação, de arrasto e de momento. Esses resultados foram encaminhados para o projeto de estabilidade e controle. O objetivo desses gráficos é facilitar a obtenção dos coeficientes de forças e momento para qualquer ângulo de ataque e de deflexão dentro da faixa de variação correspondente ao vôo do Apoena I.

Os resultados estão apresentados nas figuras abaixo.

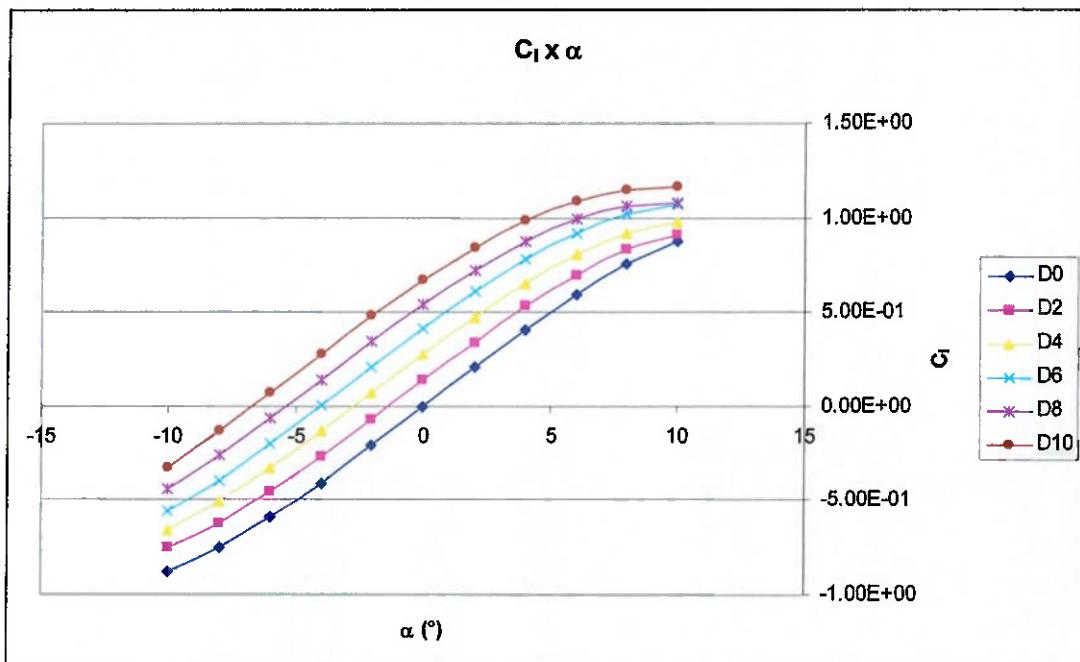


Figura 2-49 - Coeficiente de sustentação para a empenagem horizontal (referência: corda local)

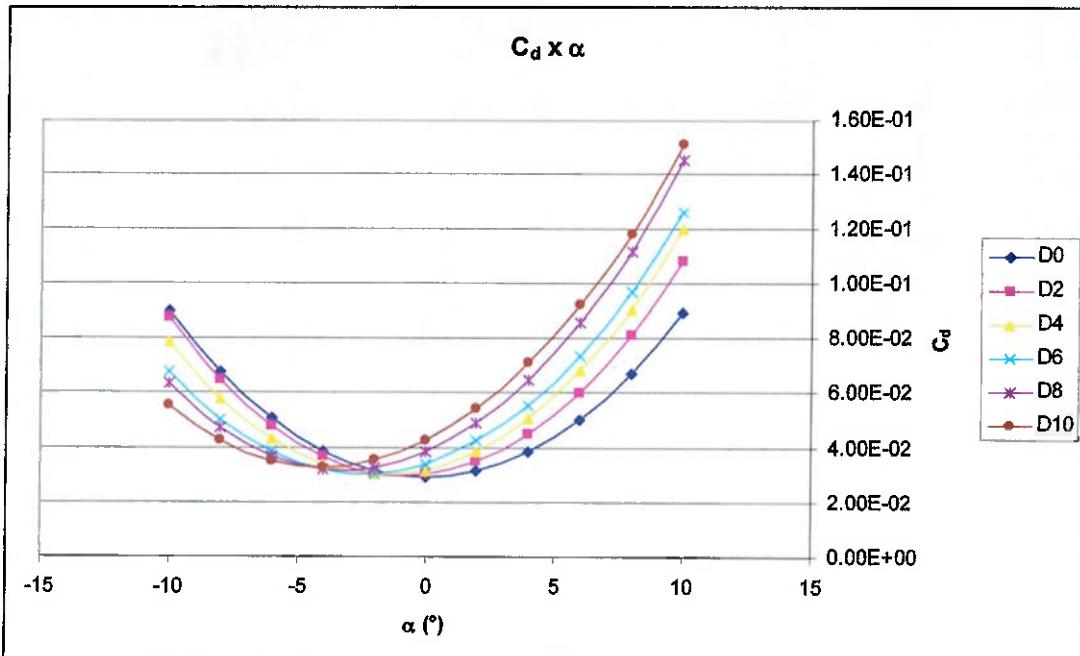


Figura 2-50 - Coeficiente de arrasto para a empenagem horizontal (referência: corda local)

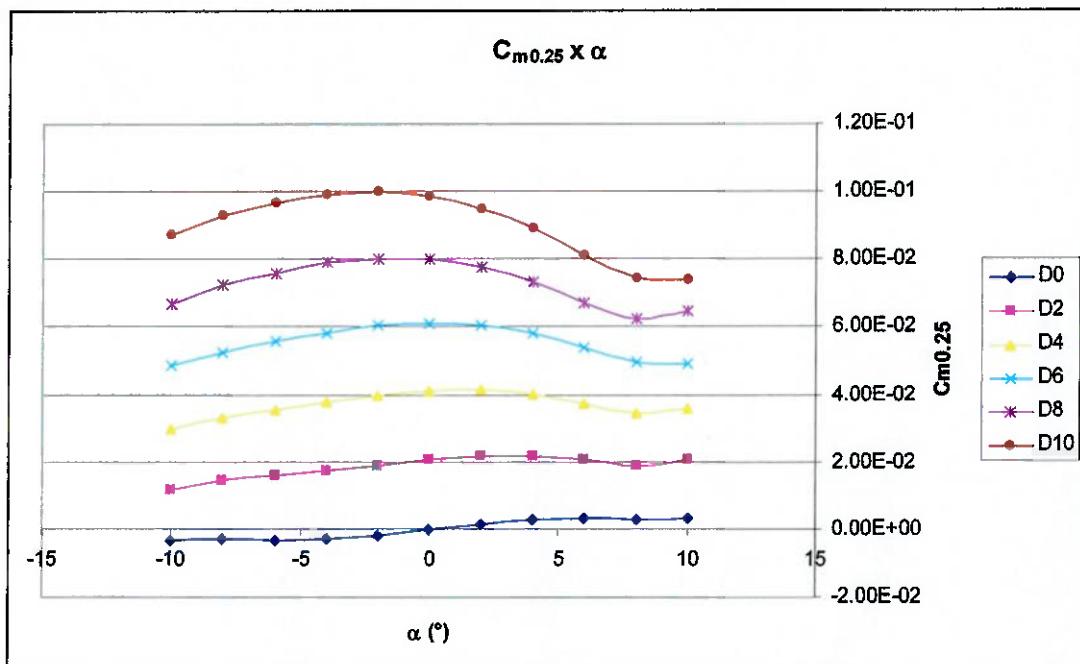


Figura 2-51 - Coeficiente de momento para a empenagem horizontal (referência: corda local)

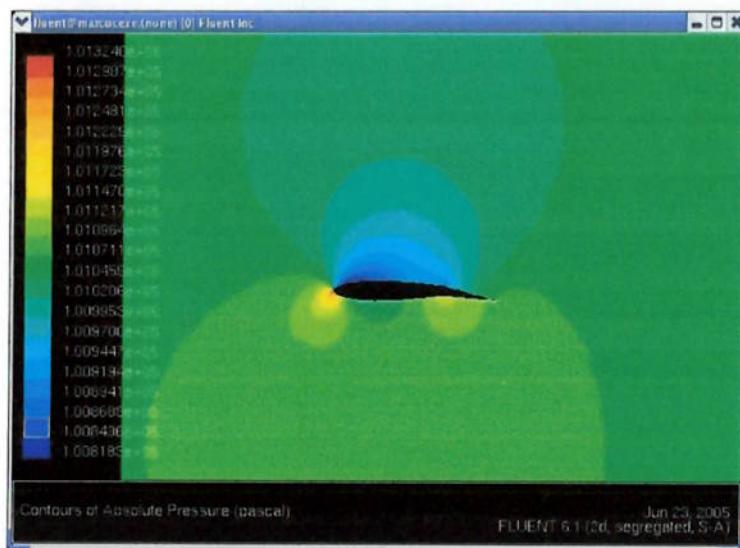


Figura 2-52 - Contornos de pressão absoluta na empenagem horizontal (deflexão: 10°)

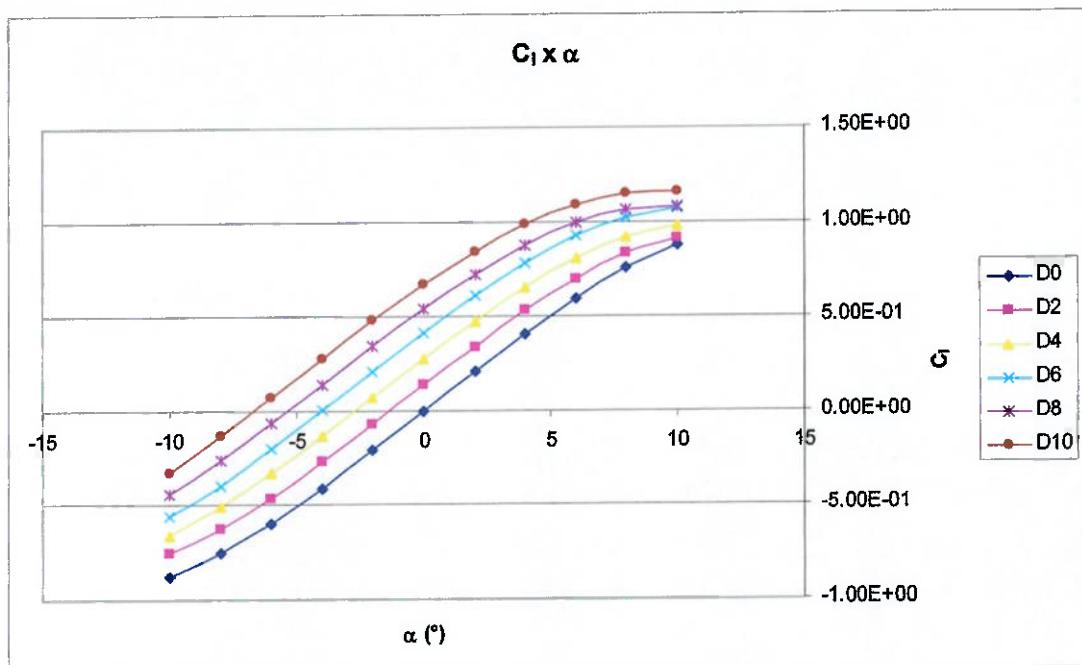


Figura 2-53 - Coeficiente de sustentação para a empenagem vertical (referência: corda local)

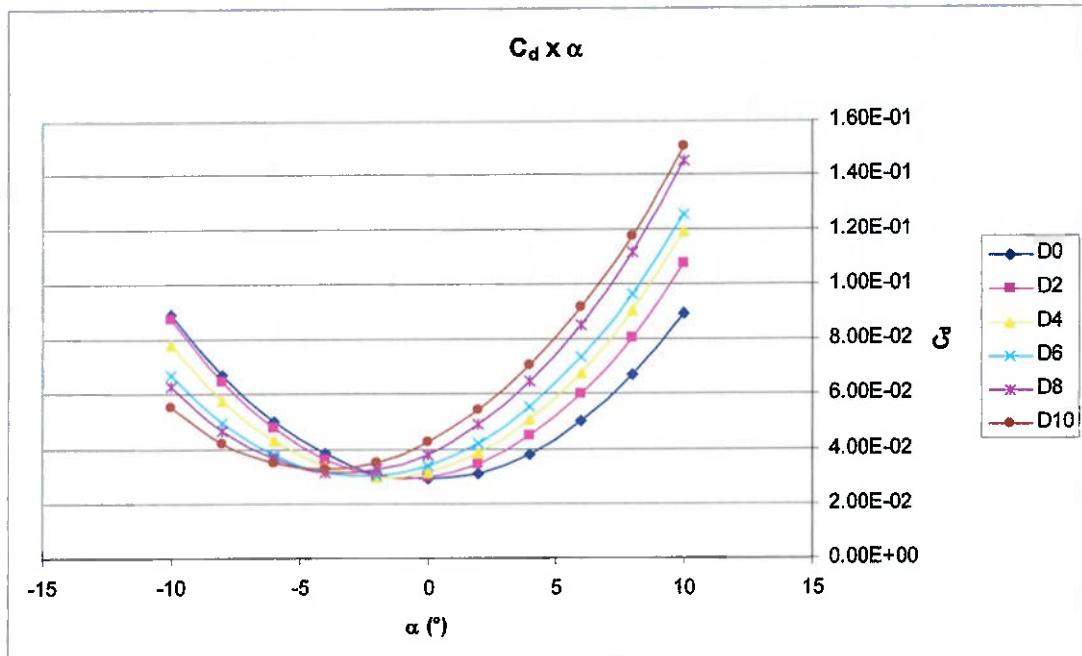


Figura 2-54 - Coeficiente de arrasto para a empenagem vertical (referência: corda local)

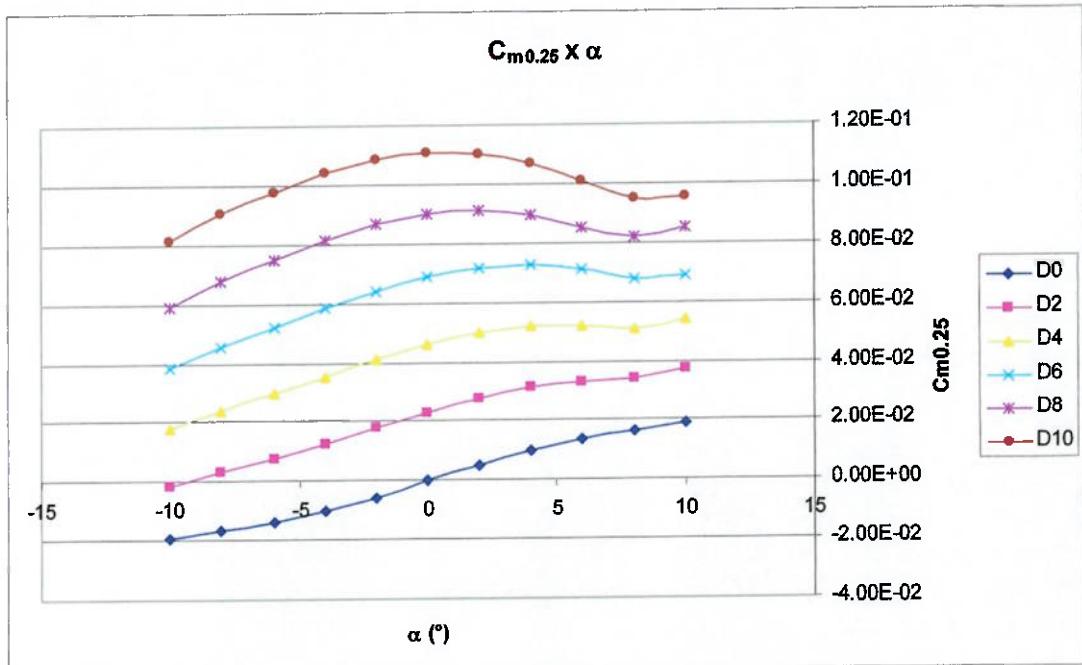


Figura 2-55 - Coeficiente de momento para a empenagem vertical (referência: corda local)

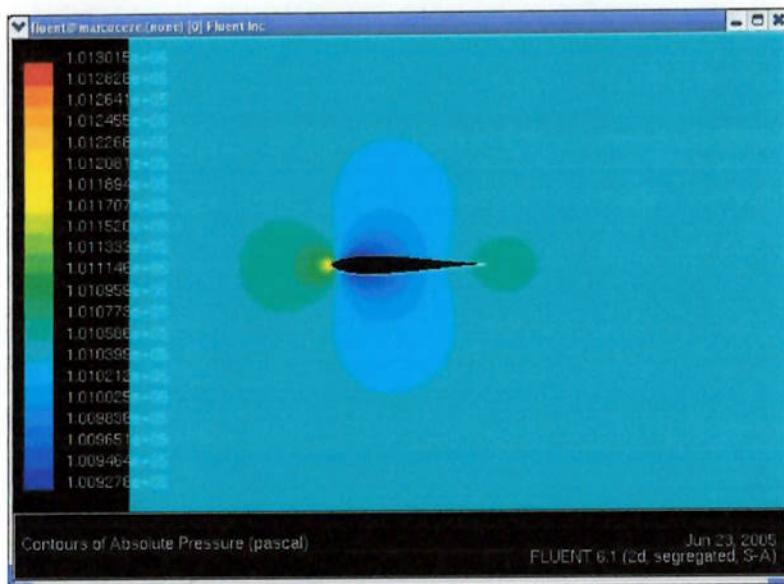


Figura 2-56 - Contornos de pressão absoluta na empenagem vertical (deflexão: 0°)

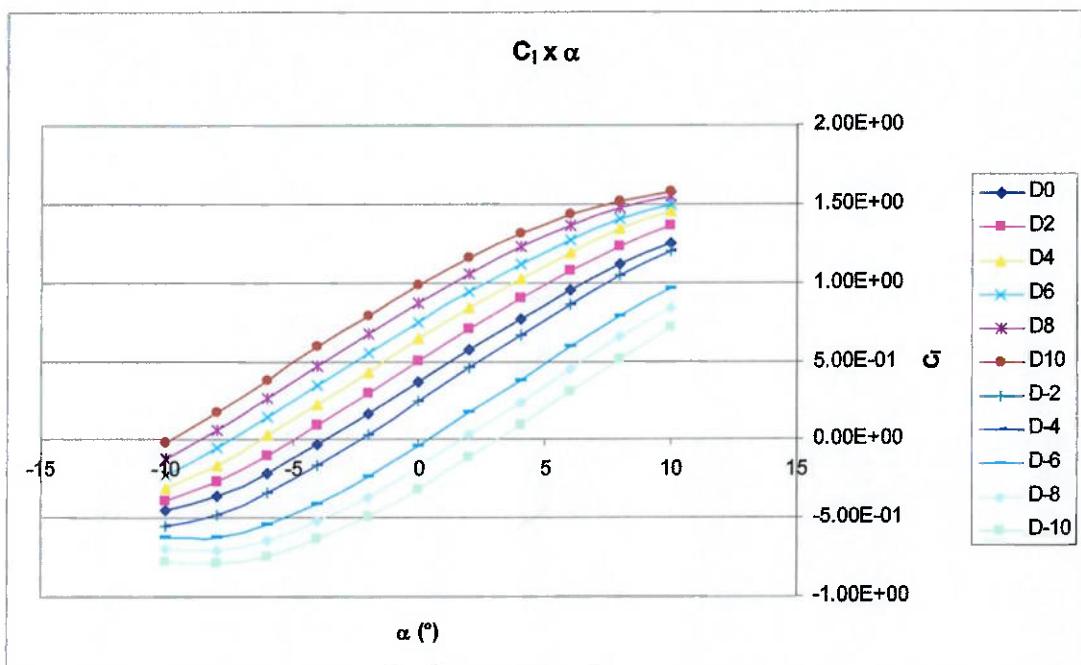


Figura 2-57 - Coeficiente de sustentação para o aileron (referência: corda local)

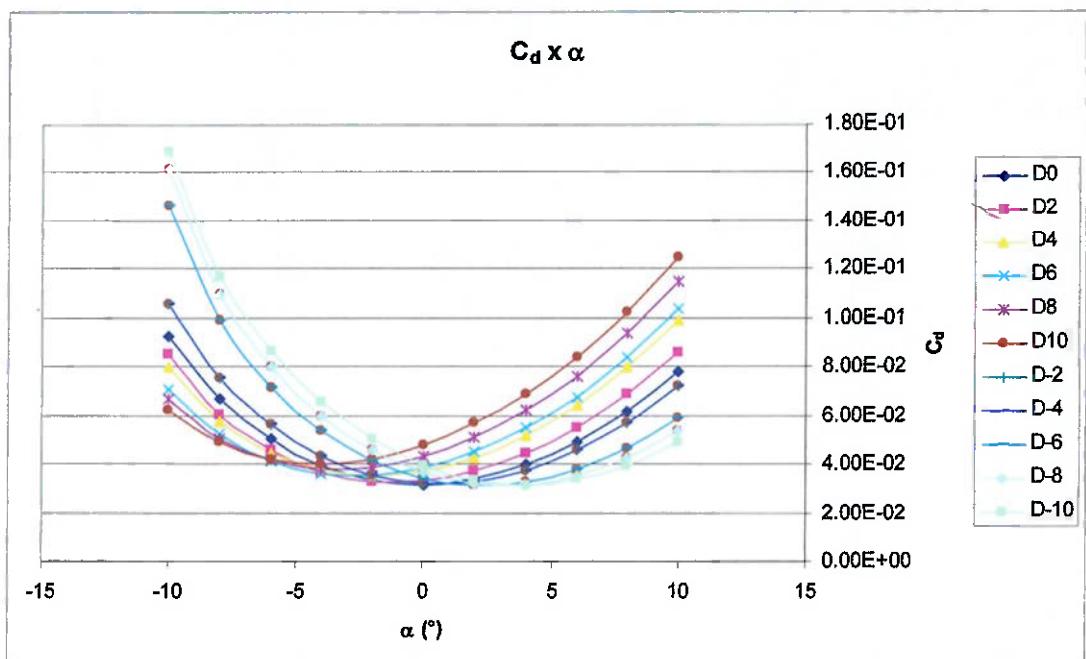


Figura 2-58 - Coeficiente de arrasto para o aileron (referência: corda local)

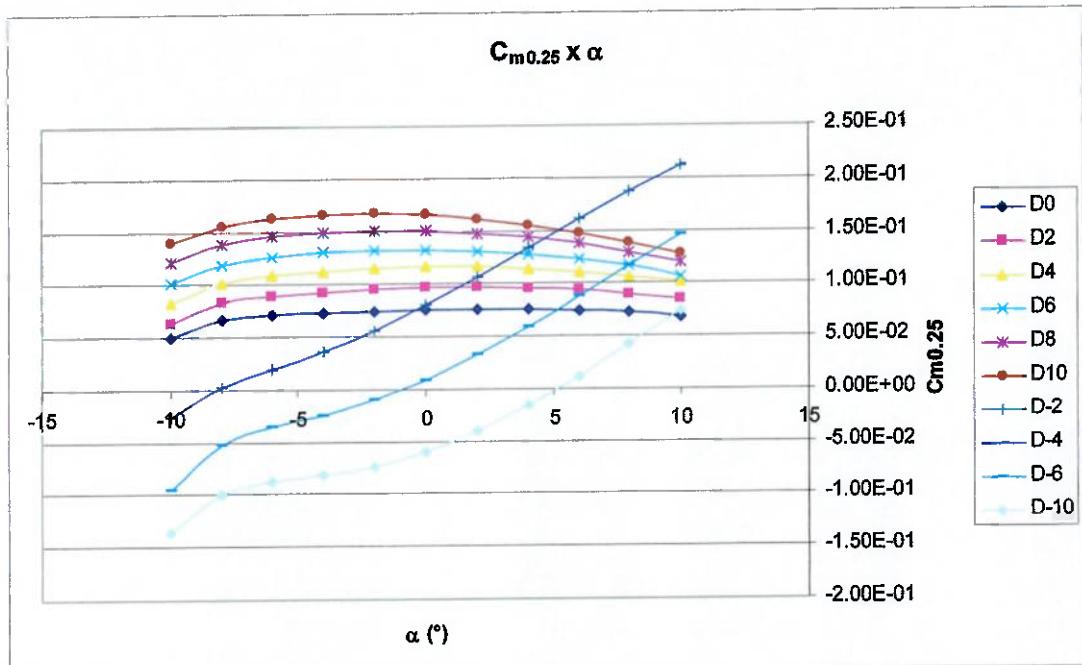


Figura 2-59 - Coeficiente de momento para o aileron (referência: corda local)

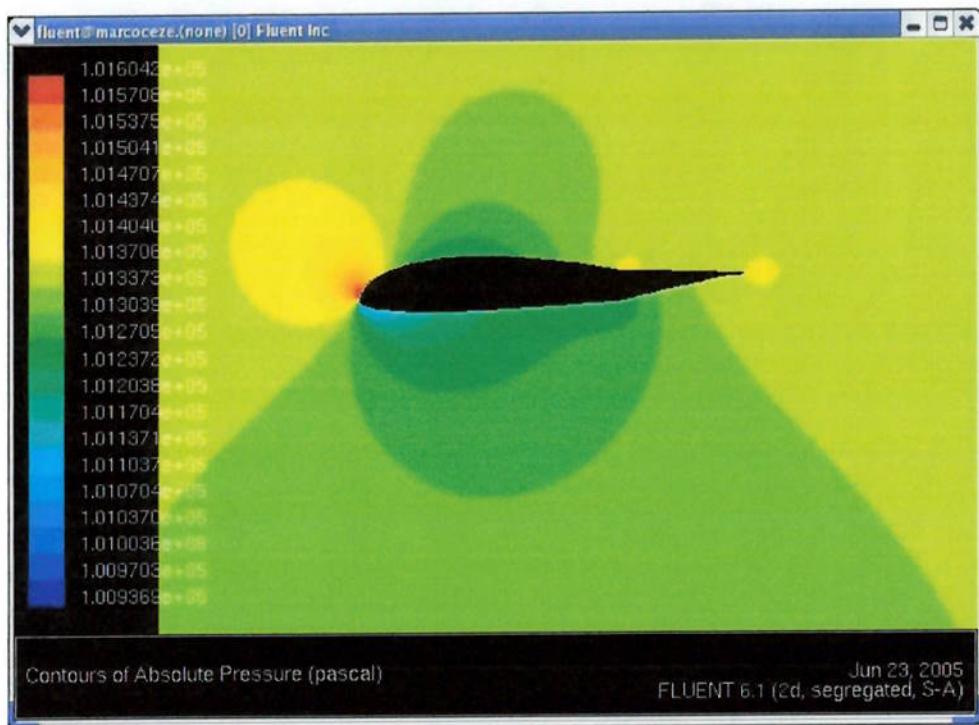


Figura 2-60 - Contornos de pressão absoluta no aileron (deflexão:  $-10^{\circ}$ )

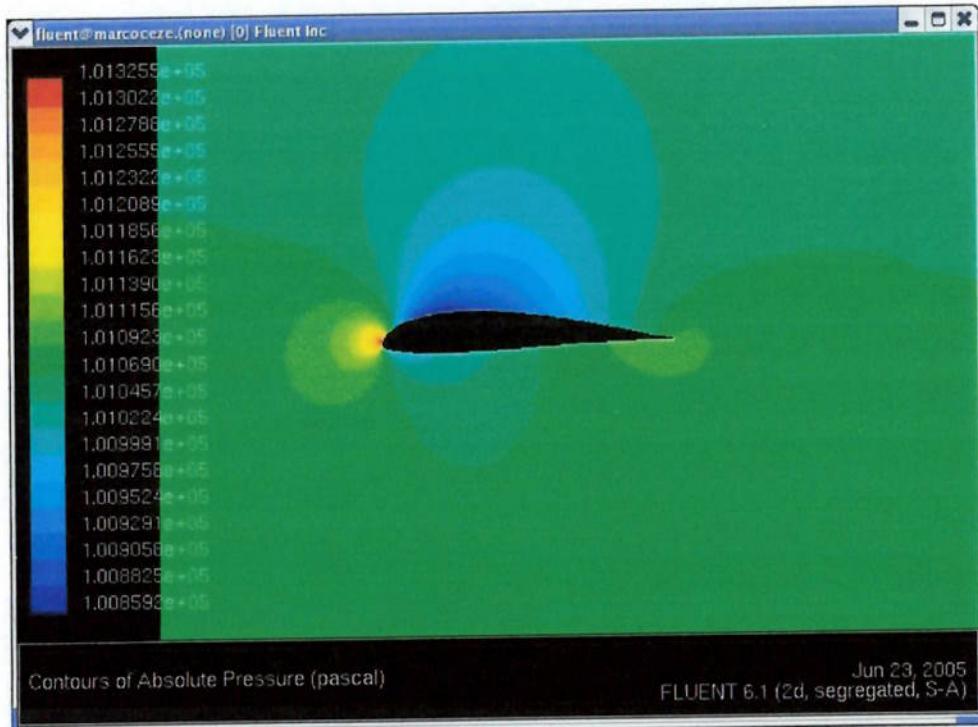
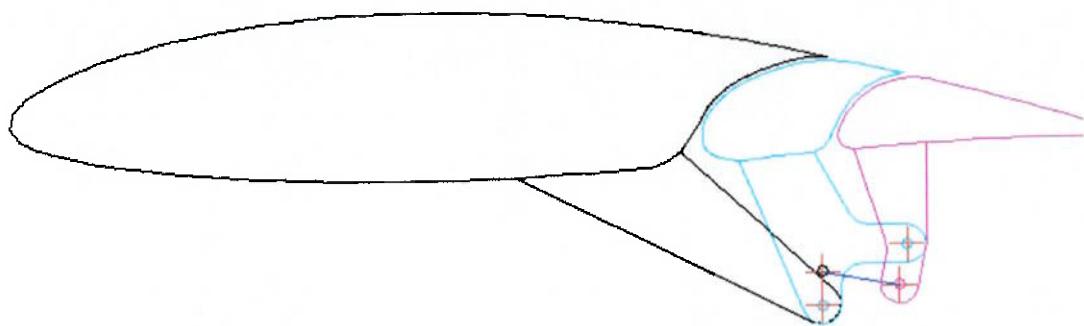


Figura 2-61 - Contorno de pressão para deflexão nula do aileron

#### 2.4.2.4 Projeto do hipersustentador

O projeto do hipersustentador foi baseado nos estudos de MASON 0[7] que compara diversos tipos de dispositivos hipersustentadores. Conforme foi apresentado na etapa de projeto conceitual, o tipo de dispositivo escolhido é o de bordo de fuga. Optou-se pela configuração de *double-slotted*. A razão desta escolha é devido ao fato de que o coeficiente de sustentação máximo do perfil limpo é 1,5 bidimensional. Desta forma, para atingir o coeficiente de sustentação máximo de 2.5, a necessidade de  $\Delta C\ell_{MAX}$  é de 1,54, justificando a necessidade do uso do flap *double-slotted* ( $\Delta C\ell_{MAX} = 1.6$ )

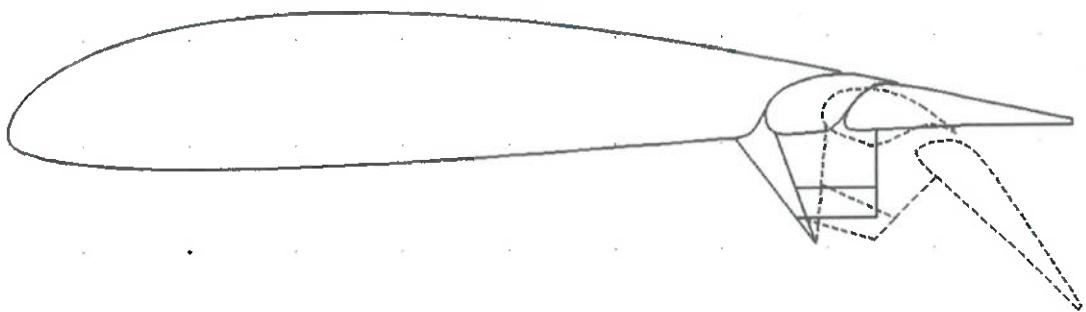
O objetivo do projeto do flap é atingir o  $\Delta C\ell_{MAX}$  de 1,6 com o uso de atuadores rotativos. Para isso, foi utilizado o mecanismo apresentado na figura Figura 2-62 do site NEXTCRAFT 0[1].



**Figura 2-62 - Exemplo de mecanismo rotativo**

O projeto dos canais (*slots*) do flap foi feito através de *splines* com pontos de controle que garantissem uma geometria convergente. Isso porque o canal convergente, em regime subsônico, acelera o escoamento e, por consequência, energiza a camada limite evitando o descolamento e diminuindo a pressão no extradorso do perfil.

A geometria projetada seguiu as restrições de um mecanismo real de forma a garantir que o posicionamento relativo dos elementos fosse possível com um mecanismo de barras rígidas e articuladas. O resultado está apresentado na Figura 2-63.



**Figura 2-63 - Geometria 2D do flape**

A avaliação do  $\Delta C\ell_{MAX}$  do perfil com o flap acionado foi feita com o software CFD++ da Metacomp Technologies nas condições de  $V_\infty = 16 \text{ m/s}$  e  $\alpha = 12^\circ$ . Para isso, uma malha computacional foi gerada com o uso do ICEMCFD da Ansys.

A malha gerada apresenta uma boa qualidade garantindo uma convergência relativamente rápida. A Figura 2-64 ilustra a malha e seu histograma de qualidade.

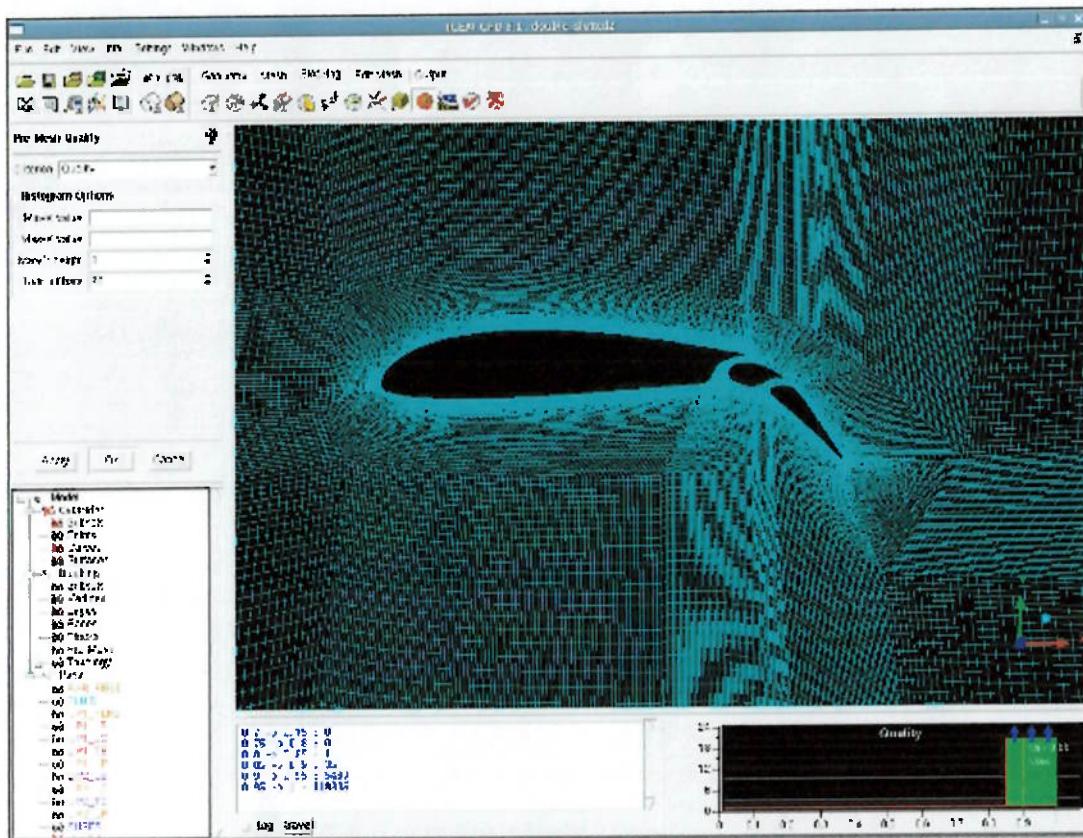


Figura 2-64 - Malha da geometria 2D do flape

O critério de convergência utilizado para a análise do flap foi o mesmo utilizado nas simulações já apresentadas neste relatório. Seguem a Figura 2-65 e a Figura 2-66 com as convergências de resíduos e forças respectivamente.

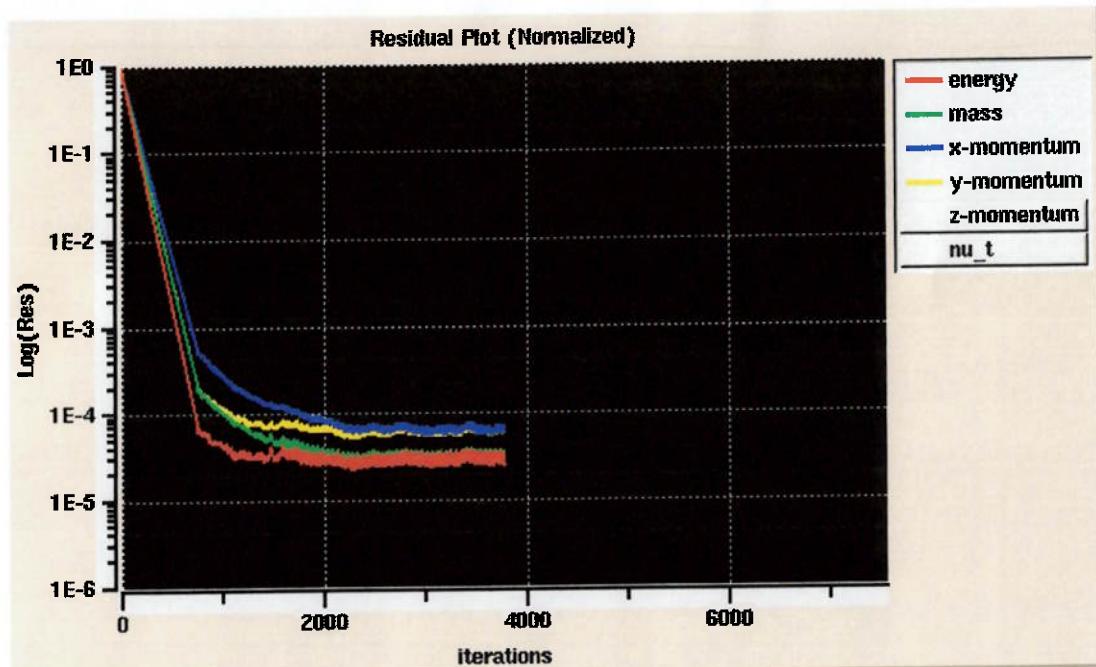


Figura 2-65 - Evolução dos resíduos normalizados

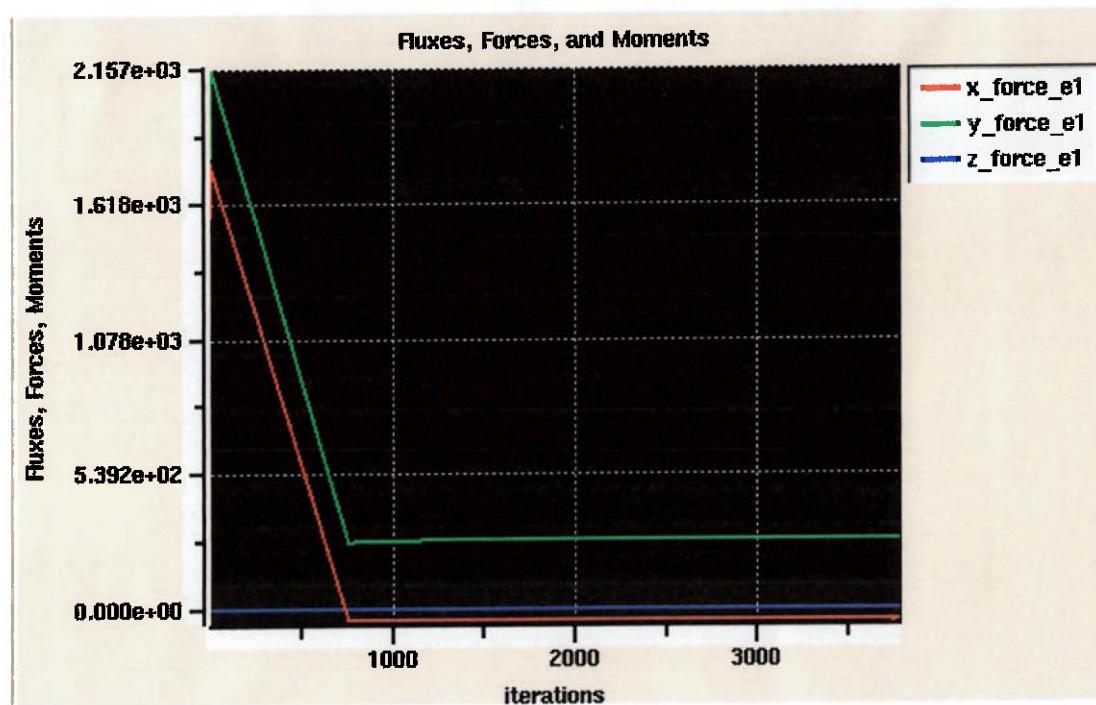


Figura 2-66 - Convergência de forças

As forças apresentadas na Figura 2-66 estão representadas no referencial da malha, portanto, para avaliar as forças no referencial do escoamento, é necessário

aplicar a transformação de coordenadas das equações 2-23 e 2-24 com o ângulo de ataque  $\alpha=12^\circ$ .

$$F_L = -F_x \sin(\alpha) + F_y \cos(\alpha) \quad (2-23)$$

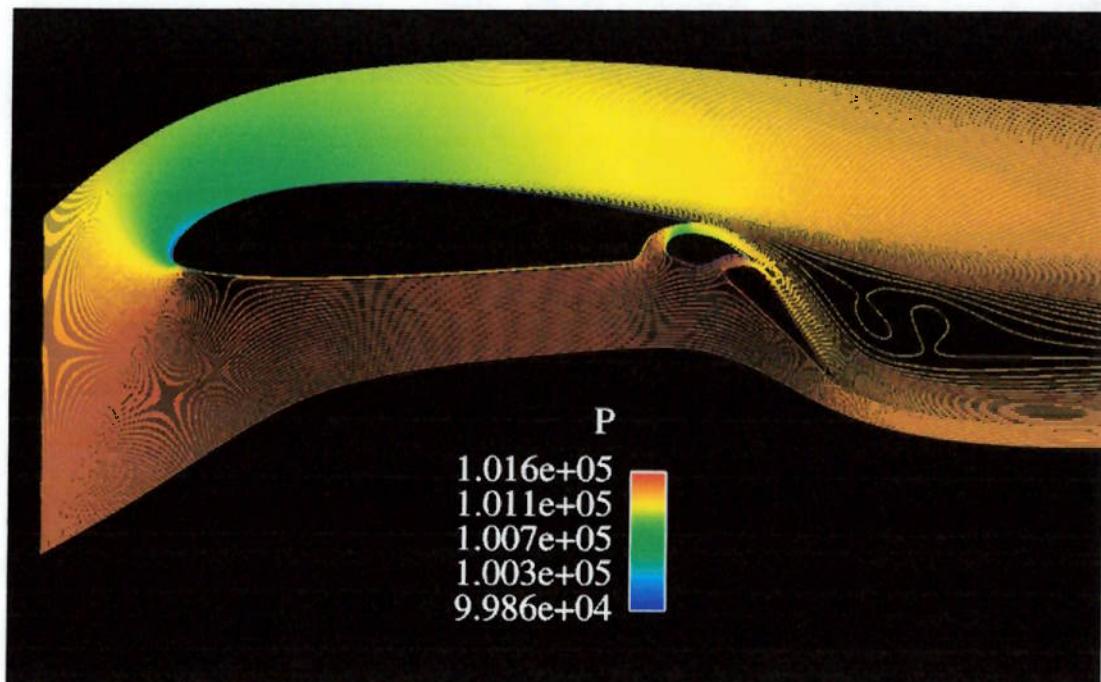
$$F_D = F_x \cos(\alpha) + F_y \sin(\alpha) \quad (2-24)$$

Os resultados da simulação estão apresentados na Tabela 2-12.

**Tabela 2-12 - Resultados quantitativos**

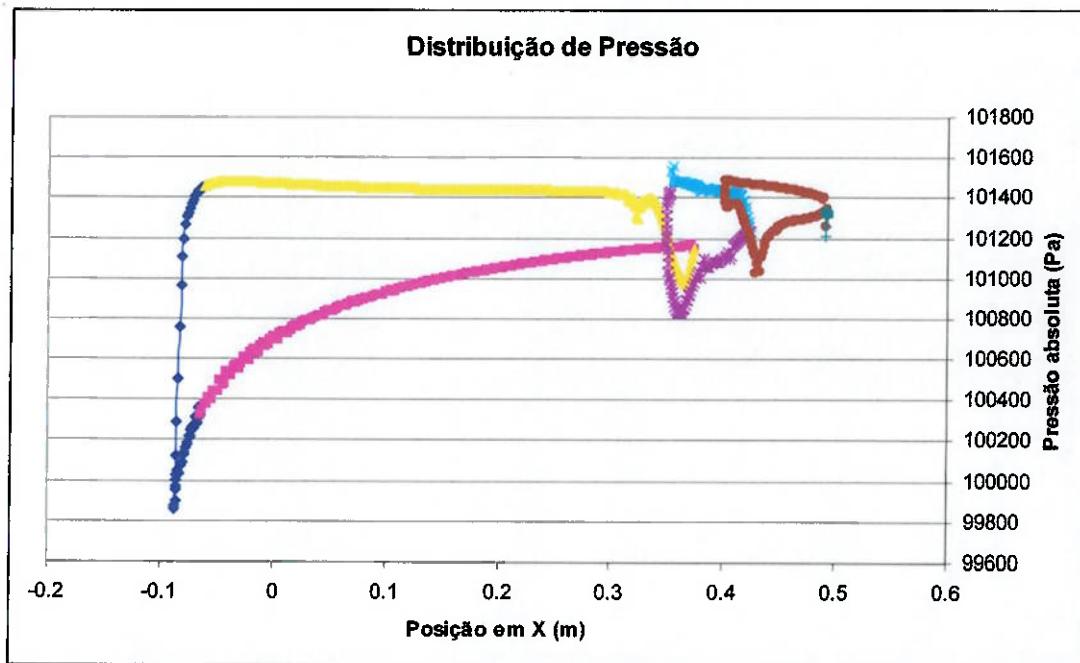
$C_{l_{MAX}}$	3,08
$\Delta C_{l_{MAX}}$	1,58
$C_d$	0,12
$\Delta C_d$	0,09

A Figura 2-67 ilustra a eficiência do projeto dos canais do flap. Nela é possível observar que não há descolamento de camada limite e que a instabilidade que gera a recirculação à montante é originada no elemento principal.



**Figura 2-67 - Linhas de corrente coloridas com pressão absoluta**

A Figura 2-68 ilustra a capacidade desta geometria de separar regiões de alta pressão (intradorso) e de baixa pressão (extradorso)



**Figura 2-68 - Distribuição de pressão absoluta na superfície do perfil flapeado**

### 3 CONCLUSÃO

O trabalho realizado desenvolveu o projeto aerodinâmico do VANT Apoena I até a fase intermediária do projeto preliminar. Foram realizadas análises e sínteses do sistema de hipersustentação, bem como o projeto da fuselagem e da asa e a geração das curvas de sensibilidade das superfícies de controle.

O projeto aerodinâmico do sistema hipersustentador obteve resultados conforme o esperado pela literatura. Desta forma é possível garantir que o Apoena é capaz de cumprir os requisitos de decolagem, razão de subida e de aterrissagem.

A geometria asa-fuselagem apresentou resultados bastante satisfatórios dada a capacidade computacional disponível e o baixo refinamento da malha computacional. Verificou-se a necessidade do projeto de um dispositivo de ponta de asa e da junção asa-fuselagem adequados. A distribuição de sustentação na asa mostrou a eficiência do afilamento adotado apesar da interferência negativa da fuselagem.

As curvas de sensibilidade das superfícies de controle apresentaram resultados bastante condizentes com a teoria de aerofólio, reproduzindo os valores de  $C_{l\alpha}$  constantes para as deflexões analisadas. Além disso, o deslocamento do ponto de mínimo arrasto de perfil apresentou-se de acordo com a teoria de aerofólio.

O sistema desenvolvido para geração de malhas bidimensionais apresentou bons resultados na qualidade das malhas e na eficiência na geração dessas malhas. Desta forma, torna viável o uso desse sistema para análises bidimensionais de perfis que envolvem muitas simulações e malhas a serem geradas.

#### 4 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Considera-se que os resultados obtidos foram satisfatórios, no aspecto das análises feitas. Os resultados dos projetos da asa e da fuselagem se mostraram bons dada a simplicidade da geometria. Pretende-se realizar o projeto da junção asa-fuselagem e do dispositivo de ponta de asa na continuidade do projeto.

Outra consideração a ser tomada é relativa ao uso de torção geométrica na asa. Esse artifício se mostrou necessário devido à intensidade do vórtice de ponta de asa e devido à necessidade de descarregamento da ponta da asa.

As curvas de sensibilidade apresentaram resultados de acordo com o esperado pela literatura permitindo o uso destas no projeto de estabilidade e controle do VANT Apoena I. Além disso, elas tornaram possível validar o sistema de geração de malhas bidimensionais que deve ser utilizado largamente no decorrer do projeto do Apoena I.

O projeto do hipersustentador atingiu suas metas integralmente, aliando simplicidade de atuação e eficiência aerodinâmica. A próxima etapa é projeto tridimensional desse sistema.

## 5 LISTA DE REFERÊNCIAS

- [1] NextCraft™ RC Design and Building Tips Disponível em: <<http://www.nextcraft.com/rcdesignandbuilding.html>>. Acesso em: 25 de junho de 2005.
- [2] AMIANTI, G. **Projeto aviônico de um VANT**. Trabalho de conclusão de curso apresentado em 2005. Escola Politécnica da USP.
- [3] RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. 2.ed. Washington, DC. American Institute of Aeronautics and Astronautics. (1992)
- [4] ROSKAM, J. **Airplane Design Part I: Preliminary Sizing of Airplanes**, DAR Corporation. Lawrence, Kansas. (2003)
- [5] NASG Airfoil Database. Japão. Nihon University Aero Student Group – Disponível em: <[www.nasg.com](http://www.nasg.com)>. Acesso em 12 de março de 2005.
- [6] MAZZA, F. R. Z.; BAILESTERO, F. J. **Projeto estrutural do VANT Apoena**. Trabalho de conclusão de curso apresentado em 2005. Escola Politécnica da USP.
- [7] MASON, W. H.. **8.High-lift aerodynamics.** <[www.aoe.vt.edu/~mason/Mason\\_f/ConfigAeroHiLift.pdf](http://www.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/ConfigAeroHiLift.pdf)>
- [8] Catálogo CANON. Disponível em: <<http://www.canon.com/>>

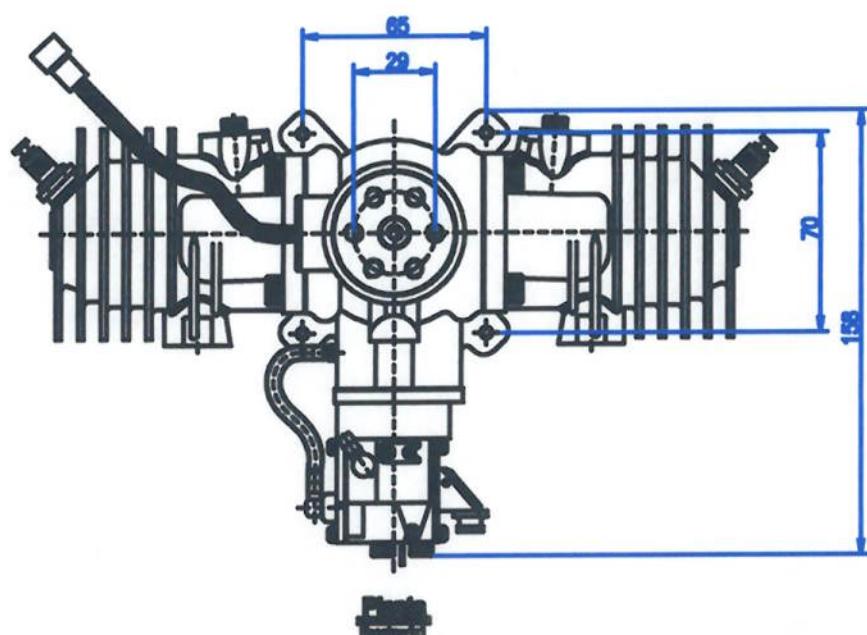
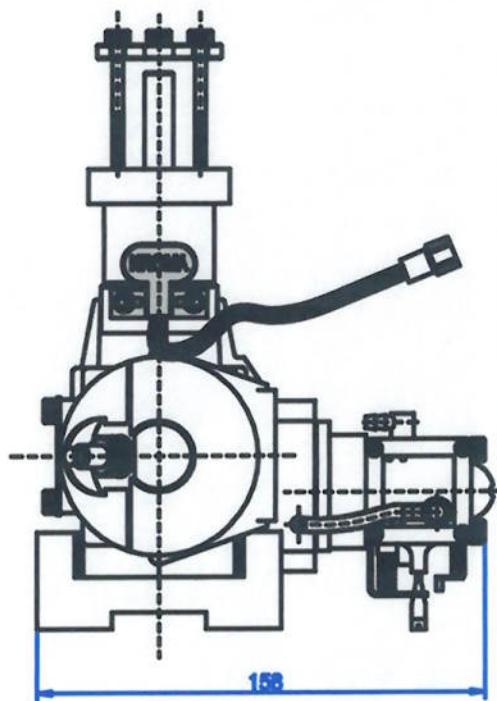
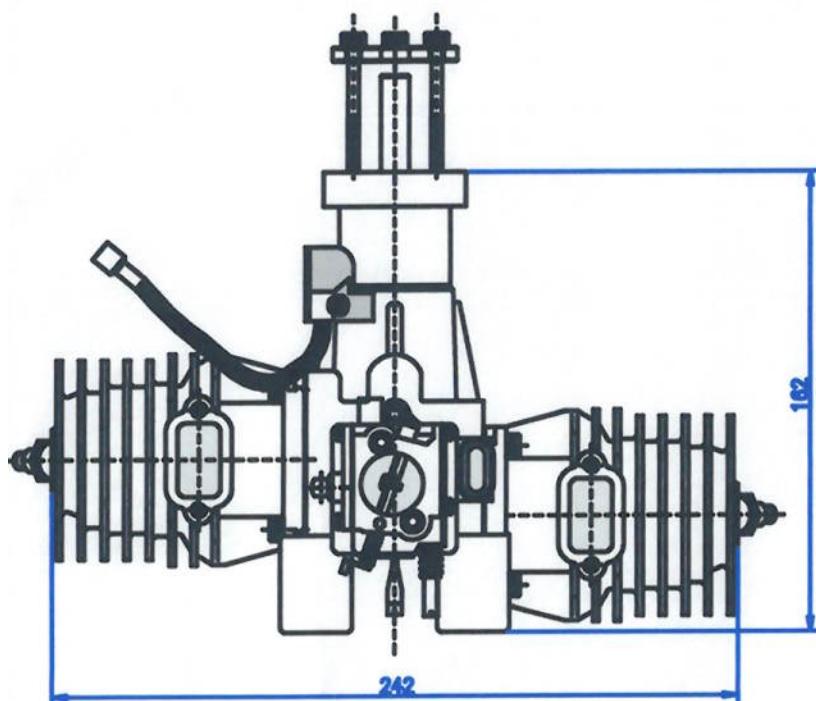
**ANEXO A**



# KROMA MOTORES



L. E. Moreira Bebedouro M.E. - Fone (17) 3342-5188



**KROMA 100I**  
Escala=1:1

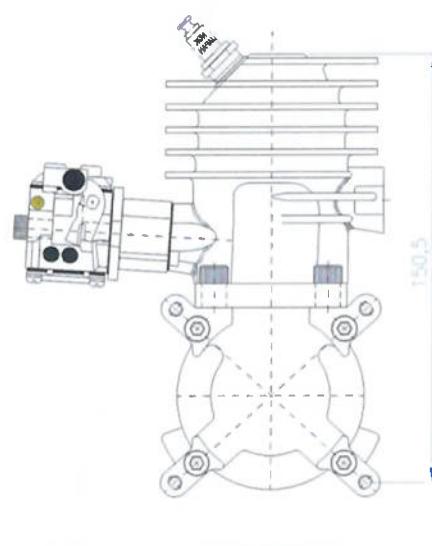
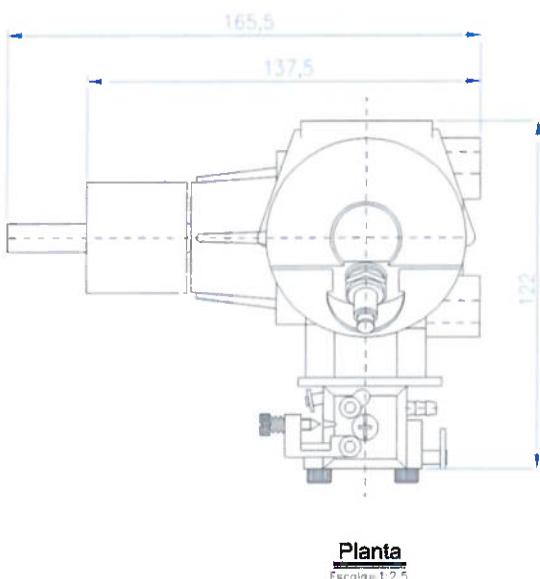
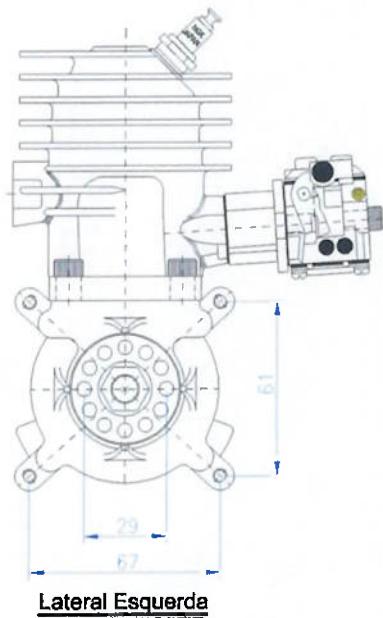
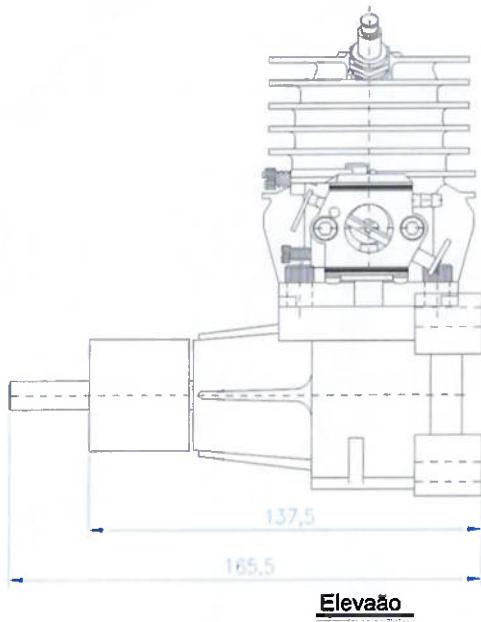
**ANEXO B**



# KROMA MOTORES



L. E. Moreira Bebedouro M.E. - Fone (17) 3342-5188



**KROMA 45 i**

Escala = 1:2,5

Des. = Wilquem