



CENTRO UNIVERSITÁRIO DE BRASÍLIA

FACULDADE DE CIÊNCIAS EXATAS E TECNOLOGIA

ENGENHARIA DE COMPUTAÇÃO

Leonardo do Nascimento Cunha

**Análise Aerodinâmica Parametrizada
Para Aviões de Pequeno Porte**

Brasília - DF

2006

Leonardo do Nascimento Cunha

**ANÁLISE AERODINÂMICA PARAMETRIZADA
PARA AVIÕES DE PEQUENO PORTE**

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia de Computação como requisito parcial à obtenção do grau de Bacharelado em Engenharia de Computação.

Centro Universitário de Brasília

Orientador: Prof. MSc. Carmo Gonçalves

Brasília - DF

2006

DEDICATÓRIAS

Dedico este trabalho especialmente ao colega Pedro Meneghin, com formação em Bacharelado em Engenharia Eletrônica que me ofereceu a oportunidade de participar da construção de seu próprio projeto de avião (AMAZON) e que sempre me apoiou e me deu credibilidade. Dedico também ao colega Luiz Homero, com formação em Bacharelado em Engenharia Mecânica que dispôs de boa parte do seu tempo á me auxiliar com conteúdo técnico. Dedico também ao meu orientador Prof. MSc. Carmo Gonçalves que me auxiliou de forma notável durante a evolução desta monografia.

AGRADECIMENTOS

Agradeço aos colegas e amigos: Bruno Chianelli, Jordach Maciel, Humberto Habib, Giuliano Amaral, Symball Rufino, Willians George e Enéias Freitas e Cecília Figueiredo pela amizade, pelo auxílio técnico e pelo apoio incomensurável proporcionado por mais essa etapa na minha vida. Agradeço especialmente aos meus Pais, pelo apoio incondicional concedido, proporcionando esta oportunidade de estudo.

RESUMO

Esta monografia é de natureza acadêmica e trata-se de um projeto de engenharia aplicada, pois se utiliza de uma série de equações aerodinâmicas empíricas para a elaboração de um aplicativo. Conforme pesquisas e convivência com aviação, a atividade de construção de aviões de pequeno porte está se tornando comum atualmente. Quanto mais se pretende analisar ou estudar o comportamento aerodinâmico de um avião mais se necessita de ferramentas e conhecimento. Esta monografia propõe o desenvolvimento de um aplicativo que realize cálculos aerodinâmicos e instrua o usuário passo a passo com a análise ou projeto de um avião e a apresentação dos principais conceitos necessários para tais realizações.

Ao longo desta monografia será apresentada, de forma resumida, teoria de vôo para que o leitor compreenda os princípios básicos e logo após, será feita uma análise aerodinâmica demonstrando como deve ser analisado cada procedimento e como deve ser realizado cada cálculo. Ao final será elaborado um aplicativo utilizando arquitetura Java para Web (JSP) baseado em cada procedimento de análise desta monografia.

Palavras-chave: Aerodinâmica, Avião, Aplicativo.

ABSTRACT

This monograph has academic nature and is about a project of applied engineering, therefore it uses a series of empirical aerodynamic equations for the elaboration of an application. As research with aviation the activity of construction of small airplanes is becoming common nowadays. The more it intends to analyze or to study the aerodynamic behavior of an airplane more needs tools and knowledgement. This monograph considers the development of a application that it carries through aerodynamic calculations and it step by step instructs the user with the analysis or project of an airplane and the presentation of the main necessary concepts for such accomplishments.

To the long of this monograph it will be presented, in summary, flight theory so that the reader understands the basic principles and after, it will be made an aerodynamic analysis demonstrating as each procedure must be analyzed and as each calculation must be carried through. To the end a application will be elaborated using Java architecture for Web (JSP) based in each procedure of analysis of this monograph.

Keywords: Aerodynamics, Airplane, Application.

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS

LISTA DE TABELAS

1	INTRODUÇÃO	1
2	EMBASAMENTO TEÓRICO	3
2.1	ARRASTO PARASITA.....	5
2.2	ARRASTO INDUZIDO.....	8
2.3	ESTRUTURA DO AVIÃO.....	11
2.3.1	ASAS.....	12
2.3.1.1	Elementos da Asa.....	12
2.3.1.2	Elementos do Perfil.....	14
2.3.1.3	Configuração da Asa.....	17
2.3.2	FUSELAGEM.....	21
2.3.3	EMPENAGENS.....	22
2.3.4	Superfícies de controle.....	24
2.3.5	Controles de vôo.....	24
2.3.6	Trem de pouso.....	25
2.3.6.1	Classificação do Trem de Pouso.....	25
2.3.7	Amortecedores.....	28
2.3.8	Freios.....	28
3	ANÁLISE AERODINÂMICA	30
3.1	ANÁLISE DE STALL E PROCESSO DE SELEÇÃO DE AEROFÓLIOS.....	33
3.2	ÁREA DA ASA.....	36
3.3	RAZÃO DE ASPECTO, CORDA E ENVERGADURA EFETIVA.....	38
3.4	CARGA EFETIVA DA ASA.....	42
3.5	ÁREA DE ARRASTO.....	43
3.6	COEFICIENTE DE ARRASTO COM SUSTENTAÇÃO ZERO.....	47
3.7	VELOCIDADE PARA AFUNDAMENTO MÍNIMO, POTÊNCIA MÍNIMA E ARRASTO MÍNIMO.....	49
3.8	RAZÃO MÍNIMA DE AFUNDAMENTO.....	52
3.9	PLANEIO MÁXIMO.....	54
3.10	COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO PARA VÔO COM AFUNDAMENTO MÍNIMO.....	55
3.11	MÁXIMA RAZÃO DE SUBIDA IDEALIZADA.....	57
3.12	TRAÇÃO ESTATICA E VELOCIDADE DO AR PARA EFICIÊNCIA DE 74% NA HÉLICE.....	59
3.13	NÚMERO MACH.....	61
3.14	PRIMEIRA VERIFICAÇÃO DE CONSISTÊNCIA DE DADOS.....	64
3.15	SEGUNDA VERIFICAÇÃO DE CONSISTÊNCIA DE DADOS.....	64
3.16	ÚLTIMA VERIFICAÇÃO DE CONSISTÊNCIA DE DADOS.....	66
4	IMPLEMENTAÇÃO DO APLICATIVO	68
4.1	DINÂMICA DO APLICATIVO.....	71
4.2	DIAGRAMA DE CLASSES.....	76
5	RESULTADOS OBTIDOS	79
6	VALIDAÇÃO DOS RESULTADOS OBTIDOS	80
7	CONCLUSÕES	82
7.1	SUGESTÃO PARA TRABALHOS FUTUROS.....	83
	REFERÊNCIAS	84
	GLOSSÁRIO	86
	APÊNDICE A – ABREVIACÕES E SÍMBOLOS	88
	APÊNDICE B – UNIDADES	90
	ANEXO A – CÓDIGO DE PROGRAMAÇÃO	91

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.0 - Reação do fluxo de ar nas superfícies do avião.....	3
Figura 2.1 - Fluxo de ar nas superfícies do avião com o nariz elevado.....	4
Figura 2.2 -Elementos da geometria de um avião.....	4
Figura 2.3 - Arrasto de Forma.....	6
Figura 2.4 - Arrasto por Atrito.....	7
Figura 2.5 - Arrasto de Interferência.....	7
Figura 2.6 - Diferença de Pressão e Vórtex.....	9
Figura 2.7 - Pontas de Asa.....	10
Figura 2.8 - Curva do Arrasto Total.....	11
Figura 2.9 - Partes que compõem a asa.....	12
Figura 2.10 - Exemplo de Perfil Simétrico.....	14
Figura 2.11 - Exemplo de Perfil Assimétrico.....	14
Figura 2.12 - Partes de um perfil.....	15
Figura 2.13 - Ângulo de Incidência.....	17
Figura 2.14 - Ângulo de Ataque.....	17
Figura 2.15 - Asa Baixa.....	18
Figura 2.16 - Asa Média.....	18
Figura 2.17 - Asa Alta.....	18
Figura 2.18 - Asa Parassol.....	18
Figura 2.19 - Cantilever.....	19
Figura 2.20 - Semi Cantilever.....	19
Figura 2.21 - Monoplano.....	19
Figura 2.22 - Biplano.....	19
Figura 2.23 - Triplano.....	20
Figura 2.24 - Retangular.....	20
Figura 2.25 - Trapezoidal.....	20
Figura 2.26 - Elíptica.....	20
Figura 2.27 - Delta.....	20
Figura 2.28 - Modelos de empenagem.....	22
Figura 2.29 - Empenagem Vertical.....	23
Figura 2.30 - Empenagem Horizontal.....	23
Figura 2.31 - Superfícies de Controle.....	24
Figura 2.32 - Sistema de Controle Acionado por Cabo.....	25
Figura 2.33 - Hidroplano ou Hidroavião.....	26
Figura 2.34 - Avião Terrestre.....	26
Figura 2.35 - Avião Anfíbio.....	26
Figura 2.36 - Trem de pouso fixo.....	27
Figura 2.37 - Trem de Pouso Retrátil.....	27
Figura 2.38 - Trem de Pouso Escamoteável.....	27
Figura 2.39 - Convencional.....	27
Figura 2.40 - Triciclo.....	27
Figura 3.0 - Thorp T-18 Tiger.....	30
Figura 3.1 - Relação entre $V, W/S$ e C_L	36
Figura 3.2 - Definição de carga alar.....	37

Figura 3.3 - Formato de Asa efetivo para asas distintas com mesma área e envergadura. .	40
Figura 3.4 - Relação entre AR , b , c e S	41
Figura 3.5 - Carga Efetiva da Asa.	42
Figura 3.6 - Equivalência entre áreas de arrasto.....	44
Figura 3.7 - Relação entre V_{max} , AD e BHP	46
Figura 3.8 - Arrasto com sustentação zero.	48
Figura 3.9 - Área de Arrasto.....	48
Figura 3.10 - Relação entre AD , W/b_e e $V_{min} S$	51
Figura 3.11 - Relação entre THP_{min} , RS_{min} e W	53
Figura 3.12 - Relação entre AD , b_e e $(L/D)_{max}$	55
Figura 3.13 - Relação entre $C_{L, min} S$, AD e c_e	57
Figura 3.14 - Motor suportando o peso do avião.....	58
Figura 3.15 - Tração Estática e Vel. do Ar para 74% Eficiência na Hélice.	59
Figura 3.16 - Velocidade nos extremos da hélice.	61
Figura 3.17 - Relação entre D_p , RPM e M_p	63
Figura 3.18 - Consistência de dados.....	65
Figura 3.19 - Relação entre $(L/D)_{max}$, $C_{D,O}$ e eAR	66
Figura 3.20 - Consistência de dados.....	67
Figura 4.0 – Fluxograma.	69
Figura 4.1 – Fluxograma.	70
Figura 5.0 – Tela Inicial do Aplicativo.....	71
Figura 5.1 – Demonstração da Etapa 1.....	72
Figura 5.2 – Demonstração da Etapa 2.....	73
Figura 5.3 – Demonstração de tela que não solicita dados.....	74
Figura 5.4 – Confirmação dos Dados para o Relatório.	75

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Valores consolidados na etapa 1	35
Tabela 2 – Valores consolidados na etapa 2	38
Tabela 3 – Valores consolidados na etapa 3	42
Tabela 4 – Valores consolidados na etapa 4	43
Tabela 5 – Valores consolidados na etapa 5	45
Tabela 6 – Valores consolidados na etapa 6	49
Tabela 7 – Valores consolidados na etapa 7	50
Tabela 8 – Valores consolidados na etapa 8	52
Tabela 9 – Valores consolidados na etapa 9	54
Tabela 10 – Valores consolidados na etapa 10	56
Tabela 11 – Valores consolidados na etapa 11	59
Tabela 12 – Valores consolidados na etapa 12	60
Tabela 13 – Valores consolidados na etapa 13	62
Tabela 14 – Resultados da análise do Thorp T-18 Tiger	79
Tabela 15 – Validação dos Resultados Obtidos	80

1 INTRODUÇÃO

A atividade de construção amadora de aviões ainda é um fato pouco conhecido no Brasil, mas está se tornando uma realidade consolidada por pilotos, engenheiros e amantes da aviação. A construção de um avião de pequeno porte pode ser feita por pessoas que não tem conhecimento ou ligação alguma com a área de engenharia desde que sejam usadas plantas ou desenhos esquemáticos feitos por fabricantes. Porém executar uma análise aerodinâmica ou projetar um avião aerodinamicamente requer muito conhecimento e estudo. A dificuldade está nos procedimentos de cálculos aerodinâmicos que não são de fácil compreensão. Atualmente existem poucas ferramentas disponíveis e algumas são de extrema complexidade.

O objetivo desta monografia é propor o desenvolvimento de um aplicativo para auxiliar projetistas e construtores amadores a analisar ou projetar aerodinamicamente um avião de pequeno porte (entre 90Kg e 1800Kg). O motivo por estar limitado a aviões de pequeno porte é pela tecnologia e quantidade de recursos aerodinâmicos limitados existentes neste tipo de aviões.

A leitura desta monografia é indicada para pessoas com conhecimentos básicos de aviação geral e que têm interesse em realizar modificações em seus aviões, começar a projetar seu próprio avião ou a compreender alguns conceitos sobre aerodinâmica. Toda a teoria apresentada nesta monografia engloba uma série de equações empíricas, ou seja, que se fundamentam conforme experiência e por este motivo, não fazem parte do escopo deste trabalho esclarecer explicações a respeito da origem ou do desenvolvimento de cada equação.

O capítulo 2 desta monografia irá apresentar um pequeno resumo sobre teoria de vôo e princípios da aerodinâmica. Com isto espera-se que o leitor compreenda ou esclareça conceitos relacionados ao vôo, as partes de um avião e ao diversos modelos distintos de aviões.

Após este embasamento teórico, o capítulo 3 iniciará então com a teoria para análise aerodinâmica. Este capítulo está dividido em 16 subtópicos onde cada um engloba

uma teoria e uma série de cálculos que devem ser resolvidos em seqüência. Para o desenvolvimento destes subtópicos será utilizado, como modelo, um avião já existente simulando como deve ser feita a análise ao mesmo tempo em que é introduzida a teoria. O motivo de usar este avião é para que ao final da análise seja possível comprovar os valores encontrados.

O capítulo 4 irá apresentar uma visão geral da dinâmica do aplicativo. Este capítulo irá abordar as ferramentas utilizadas para sua implementação bem como sua dinâmica.

No capítulo 5 serão demonstrados os resultados obtidos pelo aplicativo, analisando o avião escolhido como modelo e no capítulo 6 será mostrado uma comparação entre os dados do avião modelo e os do aplicativo, objetivando assim a validação dos dados.

Este aplicativo apresenta a ordem correta para realização dos cálculos e instrui o usuário por meio de figuras para facilitar a visualizar o que está sendo calculado. Os cálculos utilizados são baseados nas equações aerodinâmicas apresentadas por Donald R. Crawford, apresentadas no capítulo 3 e por este motivo todas as equações estão preparadas para trabalhar com valores no sistema imperial que também será mantido nesta monografia. No caso de utilização do aplicativo, para maior flexibilidade e abrangência, será possível trabalhar tanto no sistema métrico quanto imperial e as conversões serão feitas automaticamente pelo próprio aplicativo.

2 EMBASAMENTO TEÓRICO

Os aviões são conhecidos como veículos mais pesados que o ar e obtém sustentação por meios de reações aerodinâmicas com o fluxo de ar que passa por suas asas e por sua fuselagem, pois esta também é responsável por uma parte da sustentação. Assim somando os valores obtidos pela sustentação da asa e da fuselagem é possível determinar a capacidade de sustentação do avião.

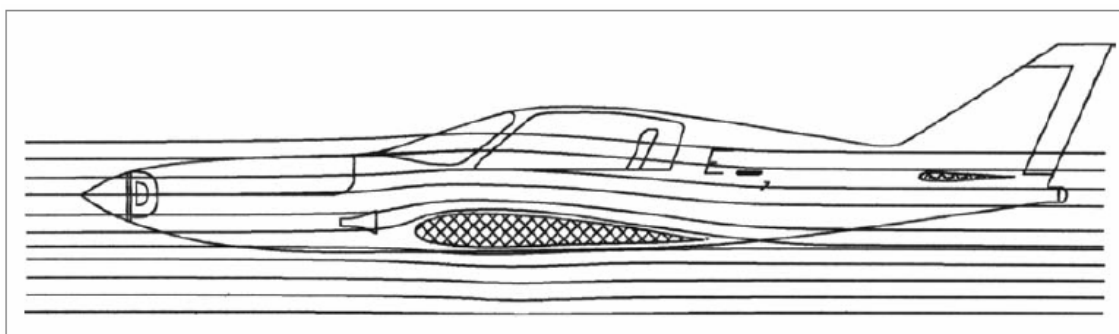


Figura 2.0 - **Reação do fluxo de ar nas superfícies do avião.** (HILTON, Eduardo. 1998).

É possível aumentar a sustentação do avião inclinando o “nariz” para cima, como pode ser observado na figura 2.1, a seguir. Ao inclinar o nariz, neste caso, para cima a asa e a fuselagem proporcionam mais arrasto, por estarem em posição onde dificultam a passagem do fluxo de ar. Portanto a inclinação do nariz proporciona sustentação até certo limite. Quando a sustentação for menor que o arrasto então o avião perderá sustentação e começará a cair, ou seja, a aeronave entrará em Stall. Esta queda ocorrerá até que o nariz do avião seja abaixado e que o avião ganhe velocidade novamente recuperando a sustentação.

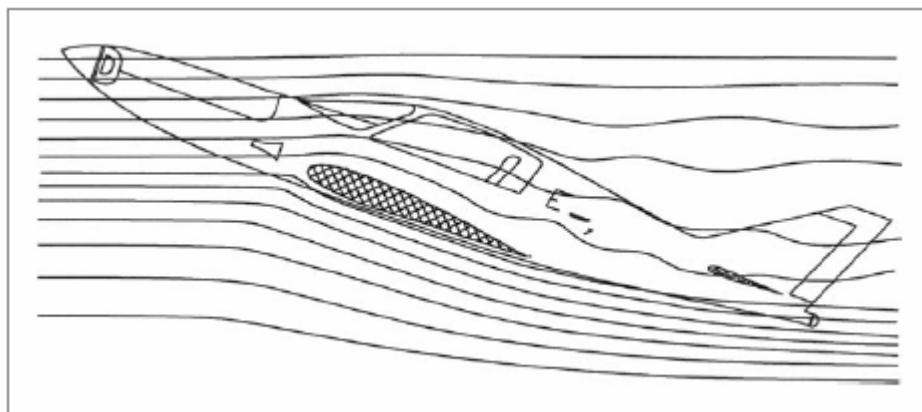


Figura 2.1 - Fluxo de ar nas superfícies do avião com o nariz elevado. (HILTON, Eduardo. 1998).

O avião possui superfícies aerodinâmicas que não geram sustentação como, por exemplo: montante, trem de pouso, spinner e carenagens das rodas. Essas superfícies normalmente fazem parte do projeto estrutural do avião. O montante sustenta a asa, o spinner e a carenagem das rodas objetivam diminuir o arrasto provocado pelo nariz do avião e pelos pneus respectivamente. De um modo geral o avião possui superfícies que colaboram com o desempenho do vôo como, por exemplo: asa, hélice, empennagem e fuselagem.

Ao observar um avião de perfil nota-se a similaridade do desenho de sua fuselagem com o perfil de uma asa como pode ser notado na figura 2.2.

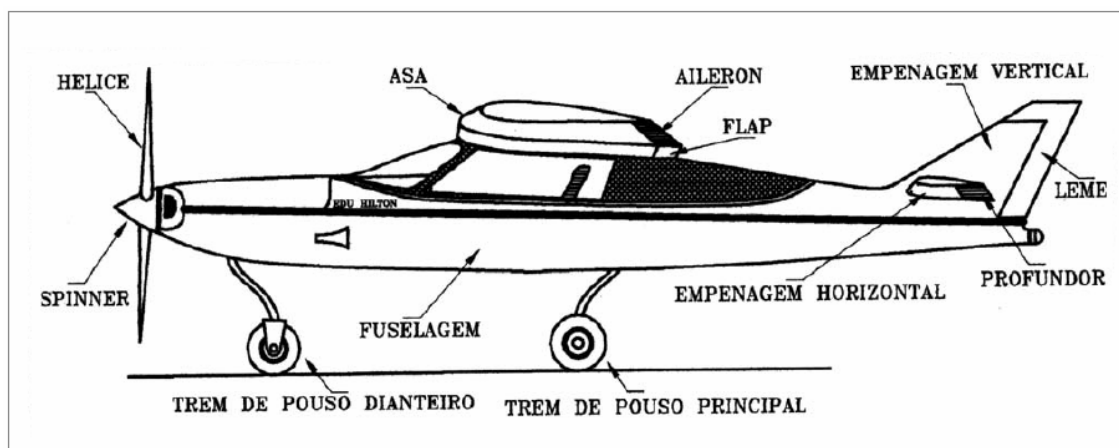


Figura 2.2 -Elementos da geometria de um avião. (HILTON, Eduardo. 1998).

De fato, as superfícies do avião são desenhadas de tal forma que possam produzir o menor arrasto possível. O arrasto aerodinâmico está diretamente ligado à velocidade máxima alcançada por uma aeronave, bem como, o seu consumo e alcance. Existem dois tipos básicos de arrasto:

- a) Parasita
- b) Induzido

2.1 ARRASTO PARASITA

O arrasto parasita está ligado diretamente com a área frontal da aeronave, bem como protuberâncias que fazem com que o fluxo de ar tenha de se desviar violentamente, quer sejam estas protuberâncias pequenas ou grandes. Este pode ser subdividido em arrasto de forma, arrasto por atrito e arrasto de interferência.

- a) Arrasto de forma

Está diretamente relacionada com a forma do corpo ou da fuselagem, por exemplo. A figura 2.3, a seguir, apresenta o arrasto de forma.

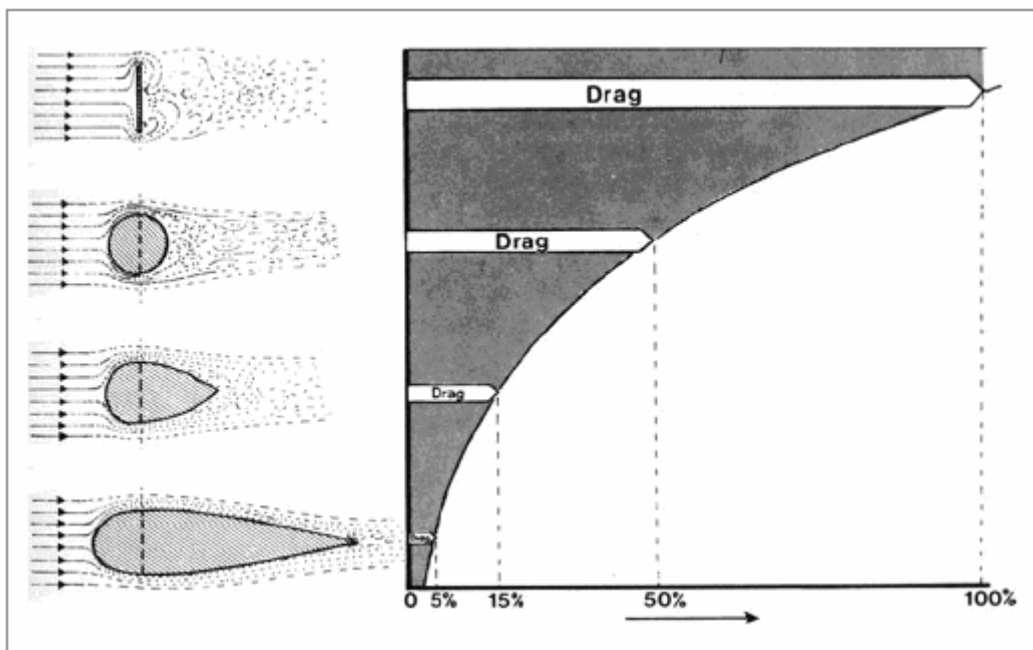


Figura 2.3 - Arrasto de Forma. (HILTON, Eduardo. 1998).

Percebe-se pela figura 2.3, que uma placa plana possui muito mais arrasto do que um perfil de gota. Desta forma, fica evidente a necessidade de cuidados aerodinâmicos na aeronave para a redução geral do arrasto.

b) Arrasto por atrito

Está diretamente relacionada com a área molhada da aeronave, ou seja, com a superfície da aeronave em contato direto com o ar. Se forem comparados dois perfis de espessura bastante diferentes seria possível, mesmo que intuitivamente, perceber qual dos perfis terá maior área em contato com o ar. Desta forma, pode-se dizer que o perfil com a maior área em contato com o ar possui uma área molhada maior e conseqüentemente um arrasto de fricção maior. Este atrito depende claramente da rugosidade da superfície. A figura 2.4 apresenta um fluxo de ar passando sobre a seção de uma asa onde a gravura de cima representa maior arrasto por atrito.

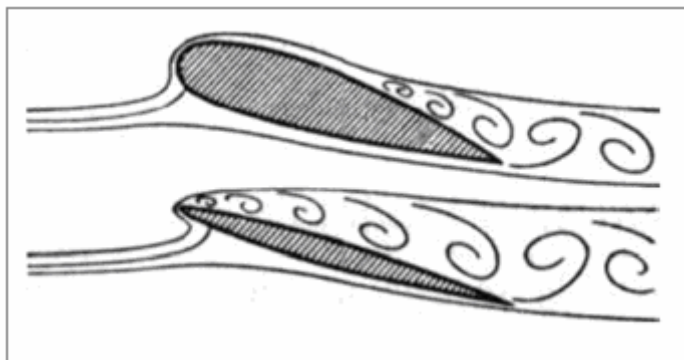


Figura 2.4 - Arrasto por Atrito. (HILTON, Eduardo. 1998).

c) Arrasto de interferência

Normalmente este arrasto está associado à junção asa/fuselagem, no entanto pode-se encontrar em várias outras partes da aeronave onde a diferença de pressão existente na superfície de cada corpo possa interferir com a outra adjacente. Na figura 2.5 pode-se observar a concordância entre a asa/fuselagem mostrando a melhor situação no intuito de se reduzir este arrasto.

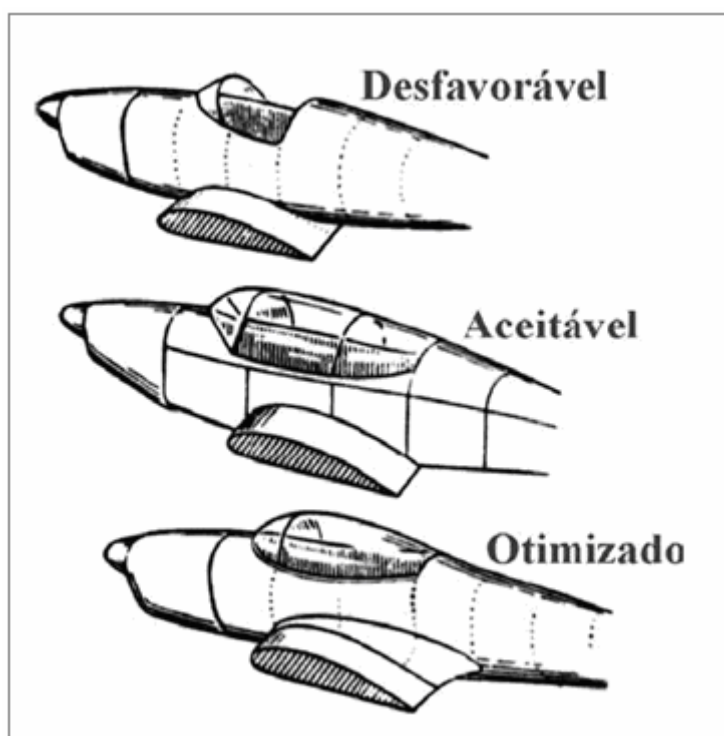


Figura 2.5 - Arrasto de Interferência. (HILTON, Eduardo. 1998).

2.2 ARRASTO INDUZIDO

O Arrasto Induzido, está diretamente ligado ao Coeficiente de Sustentação (C_L), que é a capacidade de um perfil de gerar sustentação, ou seja quanto mais C_L for necessário em um perfil, maior será o seu arrasto induzido. Isso significa que o arrasto induzido é maior no pouso, quando o perfil deve proporcionar na aeronave um grande C_L , de forma a permitir que esta se movimente a baixa velocidade. Já em altas velocidades o arrasto induzido é menor. O motivo da existência do arrasto induzido são os vórtices que são gerados nas pontas de asa, ou turbulências que são geradas nas pontas de asa. Este arrasto se deve a diferença de pressão que existe entre a parte superior e a parte inferior da asa. Existe na parte inferior de asa uma pressão maior que na parte superior, isso faz com que o meio tente se equilibrar, ou seja, na ponta da asa, a pressão que está em baixo, tende a ir para cima, de forma a equilibrar o sistema. Isso gera uma turbulência em forma de redemoinho uma vez que a aeronave está em movimento para frente. A figura 2.6, a seguir, apresenta esta situação, onde é mostrada a diferença de pressão entre as superfícies das asas, e também os vórtices gerados.

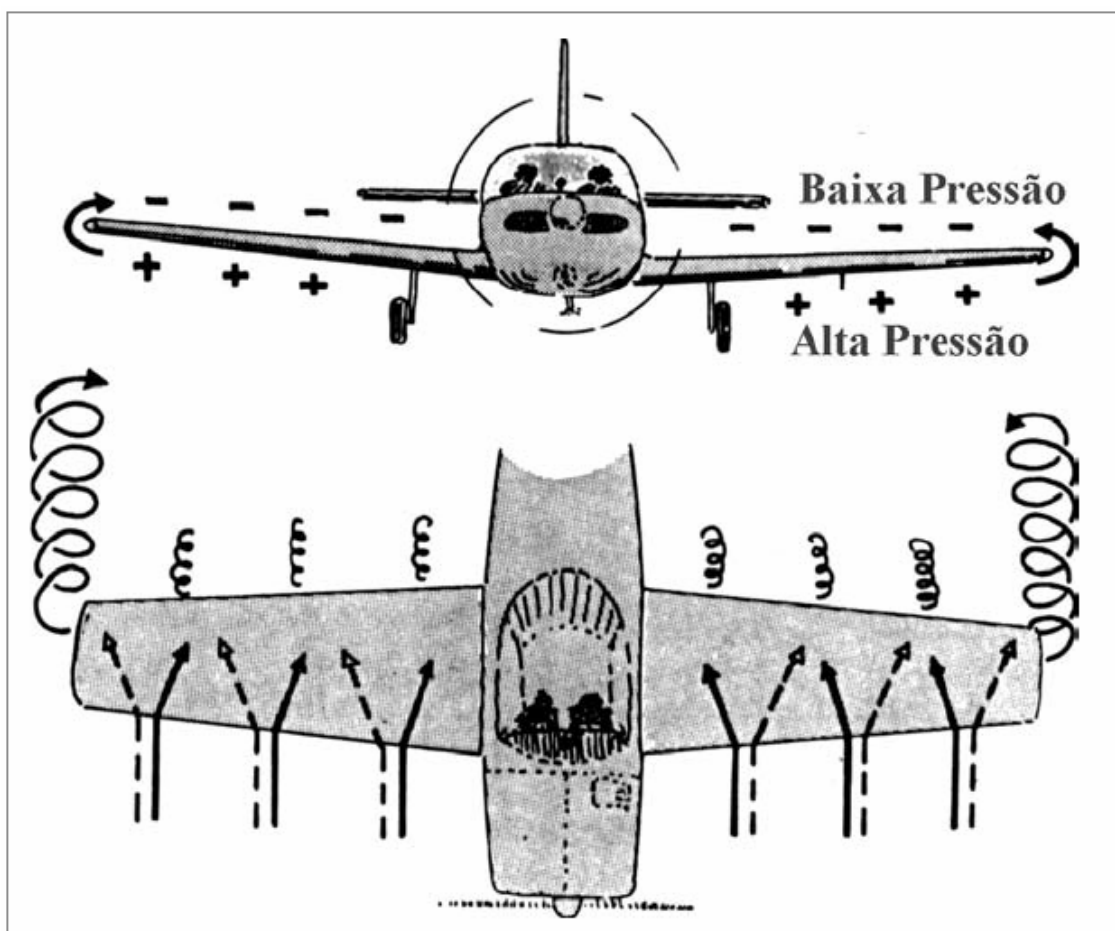


Figura 2.6 - Diferença de Pressão e Vórtex. (HILTON, Eduardo. 1998).

Para se tentar minimizar o arrasto induzido, várias formas de pontas de asa foram desenvolvidas. Na figura 2.7, a seguir, pode-se observar algumas delas.

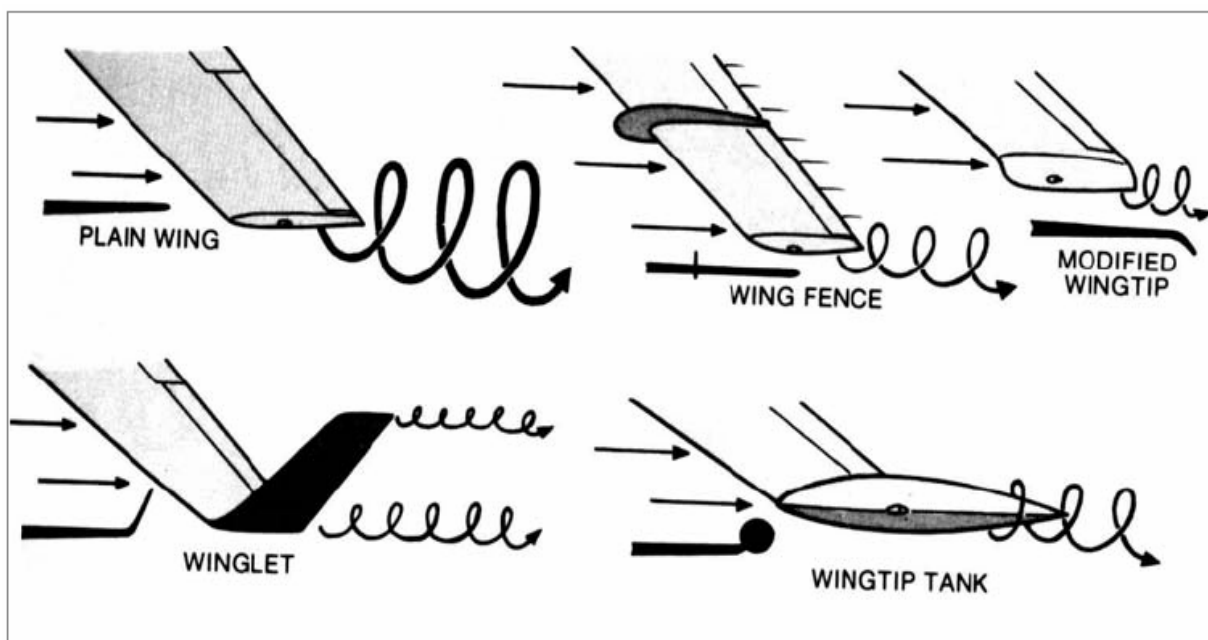


Figura 2.7 - Pontas de Asa. (HILTON, Eduardo. 1998).

Na figura 2.7, acima, pode-se notar a esteira de turbulência gerada por diversos tipos de pontas de asas de aeronaves. O objetivo das diferentes formas de pontas de asa é reduzir o arrasto induzido. O arrasto induzido é proporcional ao C_L de que precisa, ou seja, C_L grande, esteira grande, motivo pelo qual não se deve pousar com uma aeronave de pequeno porte logo atrás de uma de grande porte, pois poderia causar uma situação bastante perigosa em função da força destes vórtices. Por este motivo às autoridades aeronáuticas determinam espaços entre aeronaves, quer seja no pouso ou decolagem. Desta forma evitam situações perigosas, existindo inclusive casos de aeronaves que ficaram de dorso (cabeça para baixo) quando estavam se aproximando para o pouso, tendo em vista o tamanho da turbulência que atingiu a aeronave que vinha para pouso.

De um modo geral, o arrasto induzido aparece mais em baixas velocidades, onde um C_L maior gera, nesta situação, grandes vórtices de ponta de asa (esteira de turbulência) que são os responsáveis por este tipo de arrasto. O arrasto parasita aparece mais em altas velocidades em função do próprio desenho da aeronave.

Do compromisso destes dois arrastos, pode-se determinar uma superfície de asa (superfície alar), com grande eficiência, onde não se perca muito em arrasto induzido e

nem em arrasto parasita. Observe a figura 2.8 abaixo, onde são mostrados, os dois arrastos e sua soma, podendo ser encontrado o arrasto total da aeronave.

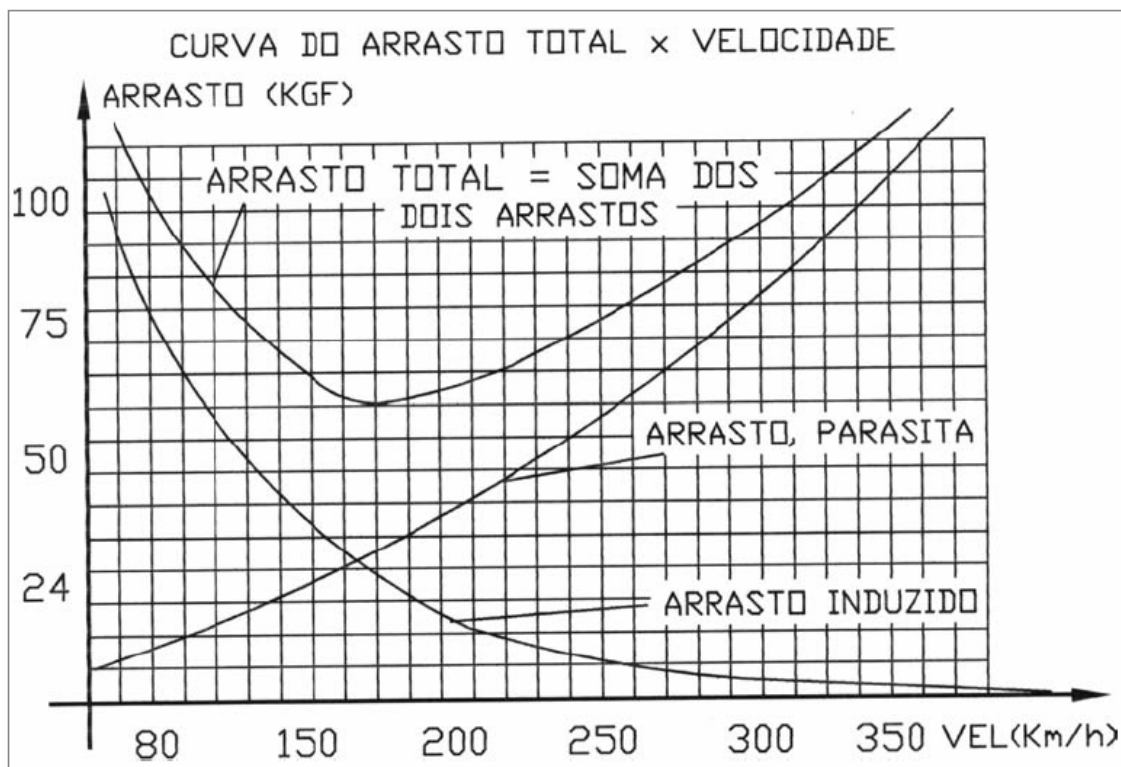


Figura 2.8 - Curva do Arrasto Total. (HILTON, Eduardo. 1995).

2.3 ESTRUTURA DO AVIÃO

Denotam-se como as partes da estrutura do avião:

- a) Asas
- b) Fuselagem
- c) Empenagens
- d) Superfícies de controle
- e) Controles de vôo
- f) Trem de pouso
- g) Amortecedores
- h) Freios

2.3.1 ASAS

As asas são superfícies aerodinâmicas com a finalidade de produzir sustentação necessária ao vôo. Os elementos que compõem a asa estão ilustrados na figura 2.9 a seguir.

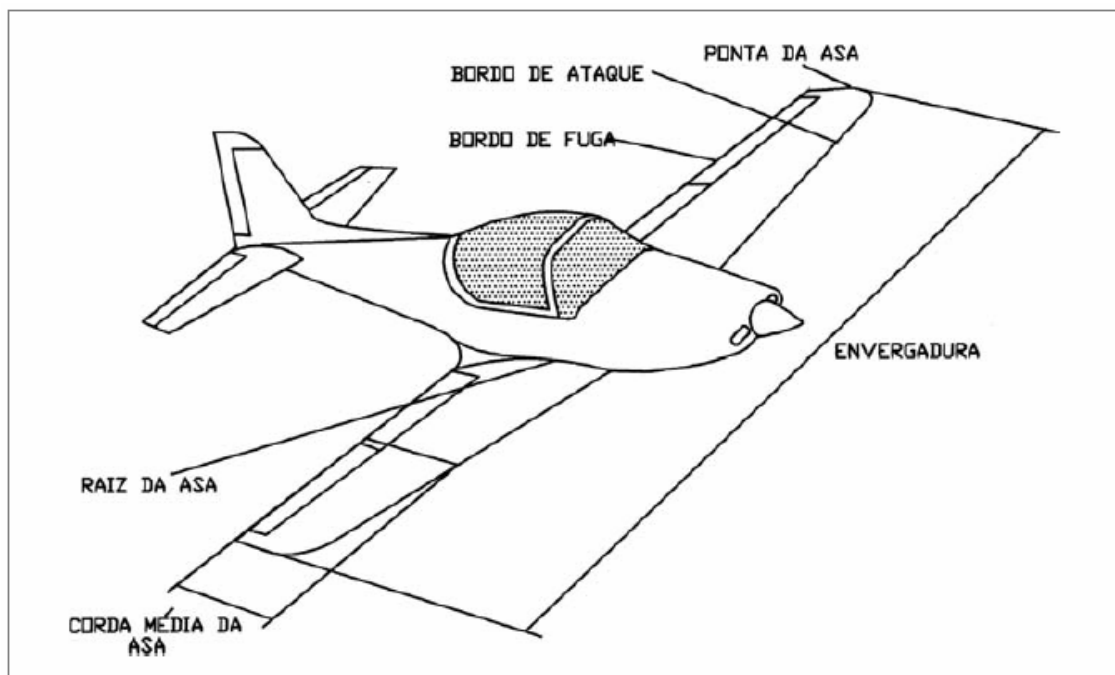


Figura 2.9 - Partes que compõem a asa. (HILTON, Eduardo. 1998).

2.3.1.1 Elementos da Asa

a) Envergadura

É o comprimento da asa que é medido de uma extremidade à outra considerando a largura da fuselagem.

b) Bordo de Ataque

É a parte dianteira da asa. A parte mais espessa.

c) Bordo de Fuga

É a parte traseira da asa. A parte mais fina.

d) Raiz da Asa

É a parte da asa que se encontra próxima a fuselagem.

e) Ponta da Asa

É a extremidade da asa ou a parte mais distante da fuselagem.

f) Corda

A corda é a largura da asa. Existem três tipos conhecidos de corda. Corda da Ponta, Corda da Raiz e MAC.

i. Corda da Ponta

É a largura da ponta da asa.

ii. Corda da Raiz

É a largura da asa no centro da fuselagem.

iii. MAC

É a corda média aerodinâmica que é a corda média da asa, porém não é uma medida aritmética e sim aerodinâmica.

g) Perfil

É o nome que se dá ao formato da asa quando vista de lado.

2.3.1.2 Elementos do Perfil

Os perfis podem ser Simétricos ou Assimétricos.

a) Simétricos

É quando a sua parte superior é exatamente igual a sua parte inferior. Este tipo de perfil é normalmente utilizado nas empenagens horizontais e verticais. Alguns aviões de acrobacia também utilizam este tipo de perfil na asa, e a finalidade desta escolha, é a de permitir que o vôo no dorso (vôo de cabeça para baixo) transcorra com a mesma tranqüilidade que a do vôo normal.

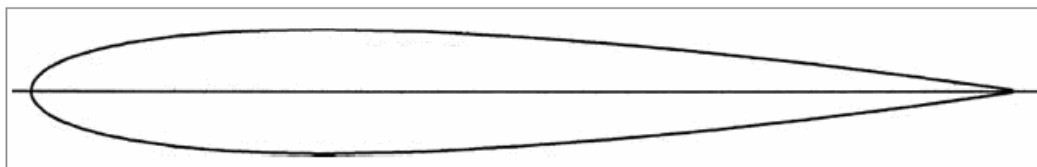


Figura 2.10 - Exemplo de Perfil Simétrico. (HILTON, Eduardo. 1998).

b) Assimétricos

É quando sua parte superior difere da parte inferior, geralmente a parte superior é mais espessa. Este perfil é mais utilizado nas asas das aeronaves de passeio e comerciais.

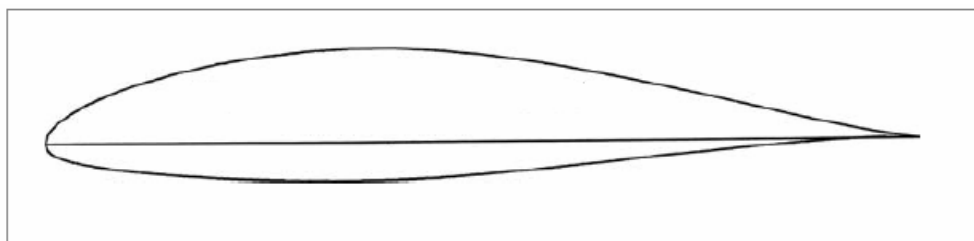


Figura 2.11 - Exemplo de Perfil Assimétrico. (HILTON, Eduardo. 1998).

Os elementos que constituem um perfil são apresentados na figura a seguir.

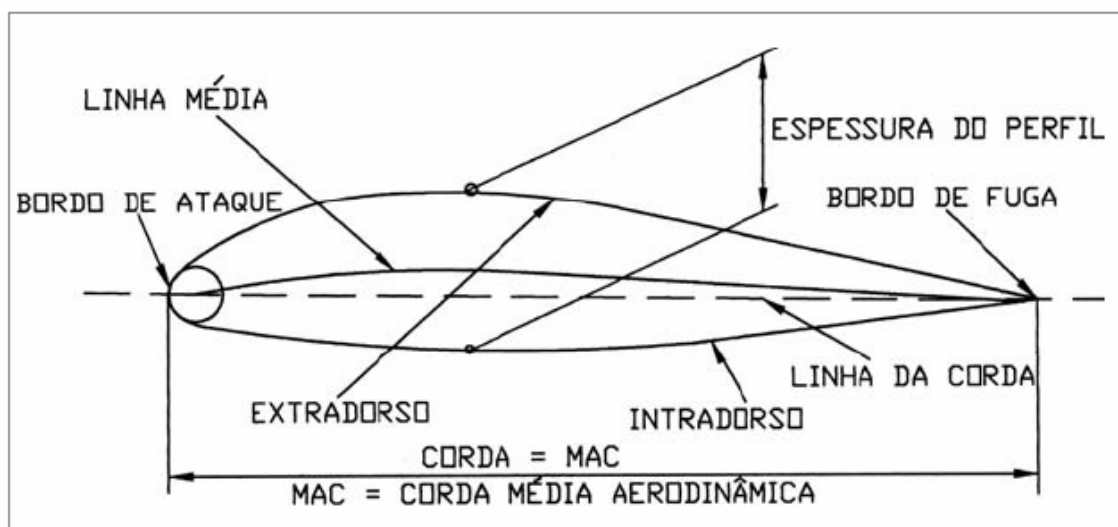


Figura 2.12 - Partes de um perfil. (HILTON, Eduardo. 1998).

a) Bordo de ataque

É a extremidade dianteira de um perfil, região onde são colocados os Slats.

b) Bordo de fuga

É a extremidade traseira de um perfil, região onde ficam os ailerons e os flaps.

c) Extradorso

É a superfície superior do perfil.

d) Intradorso

É a superfície inferior do perfil.

e) Corda

É a linha reta que liga o bordo de ataque ao bordo de fuga. Esta corda, quando é a média da corda da ponta da asa e da raiz da asa é conhecida como MAC ou corda média aerodinâmica.

f) Linha de curvatura média (linha média)

É a linha que equidista o extradorso do intradorso. Esta linha serve de referência para o desenvolvimento no estudo dos perfis.

g) Espessura

É a maior distância entre o extradorso e o intradorso.

h) Linha da corda

É a própria corda. Esta linha é usada para a determinação do ângulo de incidência da asa e do ângulo de ataque.

i) Ângulo de incidência

É o ângulo formado pela linha da corda da asa e o eixo longitudinal da aeronave. A figura 2.13 apresenta o ângulo de incidência.

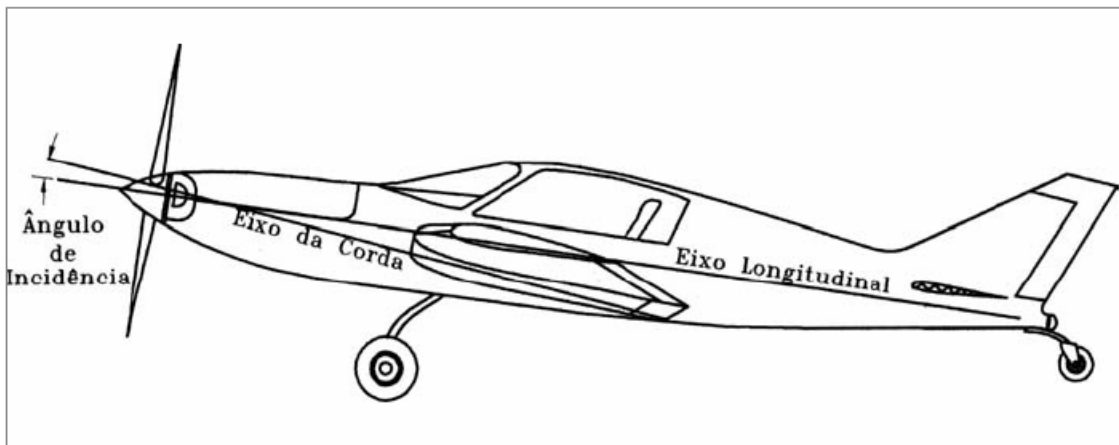


Figura 2.13 - **Ângulo de Incidência.** (HILTON, Eduardo. 1998).

j) **Ângulo de ataque**

É o ângulo formado pelo vento relativo (vento que passa pelo avião) e a linha da corda da asa. O ângulo de ataque é ilustrado na figura 2.14. Quando o ângulo de ataque se encontrar próximo de 18 graus o avião irá entrar em stall ou seja irá perder sustentação. Essa proximidade varia de avião para avião onde alguns conseguem se sustentar com o ângulo de ataque acima de 20 graus.

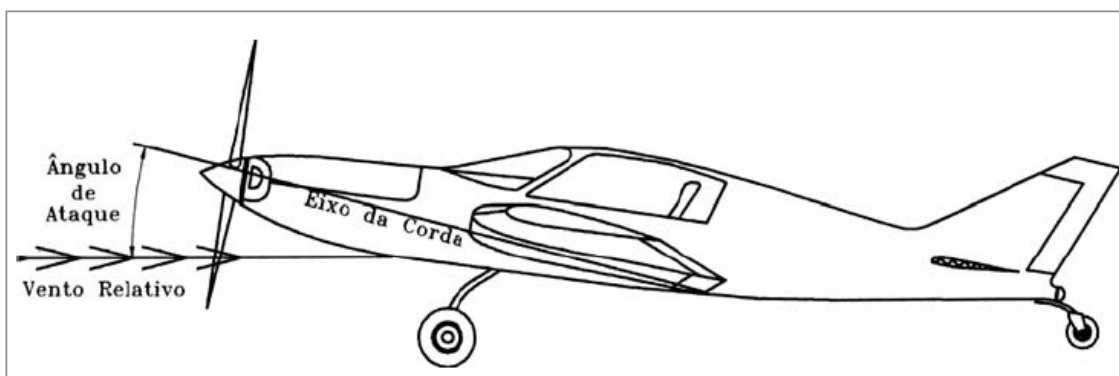


Figura 2.14 - **Ângulo de Ataque.** (HILTON, Eduardo. 1998).

2.3.1.3 Configuração da Asa

De acordo com a configuração da asa os aviões são classificados quanto a:

- a) Localização da asa: A localização depende do projeto do avião e tem por objetivo estabilizar o vôo juntamente com a empenagem.



Figura 2.15 - **Asa Baixa.**

LANCAIR.COM. Disponível em:
<<http://www.lancair.com>>



Figura 2.16 - **Asa Média.**

RANS.COM. Disponível em:
<<http://www.rans.com>>



Figura 2.17 - **Asa Alta.**

ULTRAVIA.CA. Disponível em:
<<http://www.ultravia.ca>>



Figura 2.18 - **Asa Parassol.**

AVIAÇÃO EXPERIMENTAL. PRO.BR.
Disponível em:
<<http://www.aviacaoexperimental.pro.br>>

- b) Fixação da asa: A forma como a asa é fixada depende unicamente da estrutura do avião. No caso de uma asa Cantilever, na figura 2.10 a seguir, sua estrutura deve ser forte o suficiente para não se partir em vôo.



Figura 2.19 – **Cantilever.**

AIRSPORTAVIATION.COM. Disponível em:

<<http://www.airsportaviation.com>>



Figura 2.20 - **Semi Cantilever.**

PARACAIDISMOPIRINEOS.COM. Disponível

em: <<http://www.paracaidismopirineos.com>>

- c) Número de asas: O fato de o avião ter duas ou mais asas significa obter para a mesma área de asa uma envergadura menor. Aviões com mais de uma asa são comumente usados para acrobacia aérea, pois conseguem executar manobras rápidas e precisas. Atualmente, aviões com uma asa já superaram biplanos em eficiência acrobática.



Figura 2.21 – **Monoplano.**

WARBIRDAVIATION.COM.AU. Disponível em:

<<http://www.warbirdaviation.com.au>>



Figura 2.22 – **Biplano.**

AVIATAIRCRAFT.COM. Disponível em:

<<http://www.aviataircraft.com>>



Figura 2.23 – **Triplano.**

GOOGLE.COM.BR. Disponível em: <<http://images.google.com.br>>

d) Formato da asa: Cada formato proporciona um fator de eficiência. O formato com melhor rendimento ou eficiência é o elíptico, porém é o mais difícil de ser construído.



Figura 2.24 – **Retangular.**

WARBIRDZ.NET. Disponível em:
<<http://www.warbirdz.net>>



Figura 2.25 – **Trapezoidal.**

AIRSHOWACTION.COM. Disponível em:
<<http://www.airshowaction.com>>



Figura 2.26 – **Elíptica.**

WARBIRDAVIATION.COM.AU. Disponível em:
<<http://www.warbirdaviation.com.au>>



Figura 2.27 – **Delta.**

RICHARD-SEAMAN.COM. Disponível em:
<<http://www.richard-seaman.com>>

2.3.2 FUSELAGEM

Parte onde estão fixadas as asas e a empenagem. Aloja os tripulantes, passageiros, cargas, sistemas do avião e pode, em muitos casos, alojar o motor e o trem de pouso.

A fuselagem pode ser construída das seguintes formas:

a) Tubular

Formada de tubos de aço soldados. Pode conter cabos de aço esticados para suportar o esforço de tração. É recoberto por um material conhecido como tela que tem como função revestir o avião e não suporta os esforços aerodinâmicos.

b) Monocoque

Formado por cavernas que dão o formato aerodinâmico. Os esforços são suportados pelas cavernas e pelo revestimento, geralmente metálico, plástico reforçado ou contra placado de madeira.

c) Semi-Monocoque

Formado por cavernas, revestimentos e longarinas. Todos eles são resistentes aos esforços aerodinâmicos. Os materiais são os mesmos da estrutura monocoque.

2.3.3 EMPENAGENS

A empenagem tem a função de estabilizar o vôo. Comumente a empenagem constitui-se em empenagem vertical e empenagem horizontal, podendo se derivar de várias formas. A figura 2.28 abaixo apresenta uma série de derivações de empenagens.

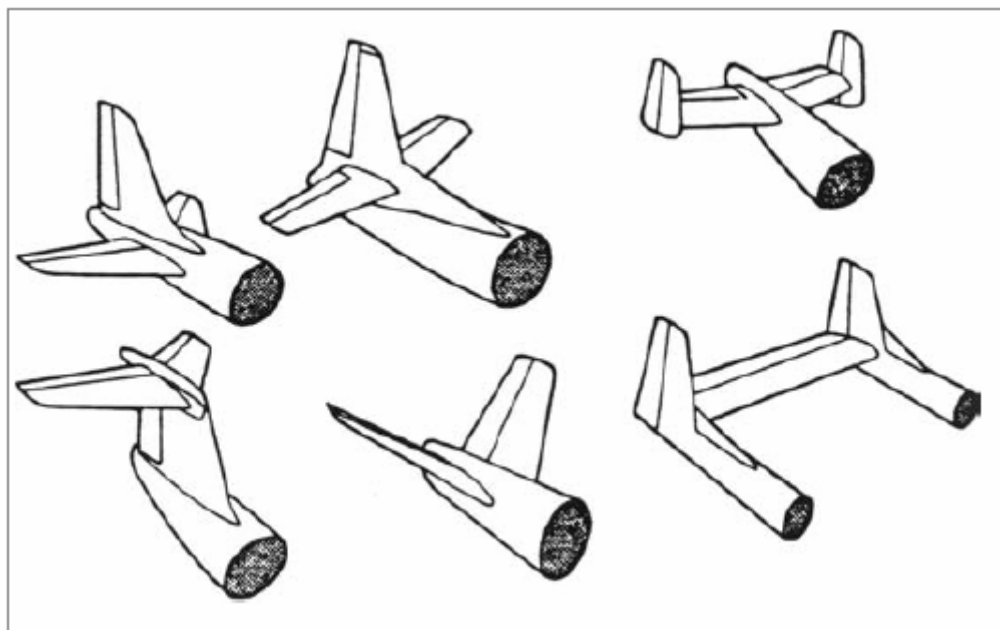


Figura 2.28 - **Modelos de empenagem.** (HILTON, Eduardo. 1998).

a) Empenagem Vertical

É constituída pelo estabilizador vertical e o leme de direção, sendo que a sua função é a de se opor à tendência da aeronave de se desviar para a direita ou a esquerda, também conhecida como tendência de guinar. Em um projeto, uma empenagem vertical insuficiente faz a aeronave “dançar” de um lado para outro.



Figura 2.29 - **Empenagem Vertical.**

APUB – Associação dos Pilotos de Ultraleve de Brasília.

b) **Empenagem Horizontal**

É constituída pelo estabilizador horizontal e o profundor, e em determinados casos é constituída apenas pelo "estabilizador", uma superfície única e totalmente móvel. Sua função é de impedir o abaixamento ou levantamento da cauda, impedir a subida ou descida do nariz da aeronave, ou ainda controlar o movimento de arfagem da aeronave.



Figura 2.30 - **Empenagem Horizontal**

AEROBATICS.NL. Disponível em: <<http://www.aerobatics.nl>>

2.3.4 Superfícies de controle

As superfícies de controle são as partes móveis do avião, geralmente fixadas na parte traseira da asa e dos estabilizadores.

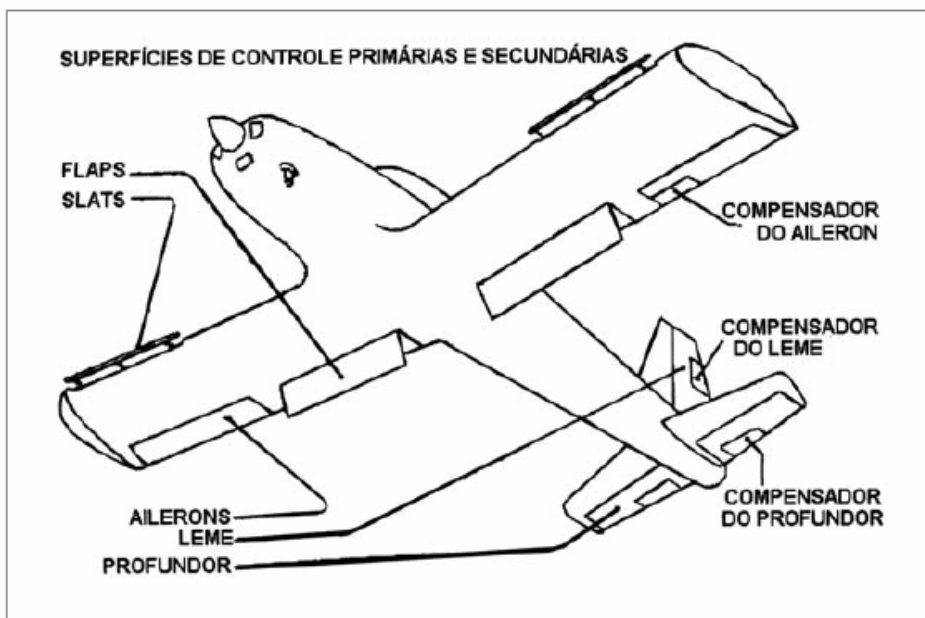


Figura 2.31 - Superfícies de Controle. (HILTON, Eduardo. 1998).

2.3.5 Controles de vôo

Os controles de vôo são mecanismos que acionam as superfícies de controle do avião. Abaixo estão citados os principais controles de vôo utilizados em aviões de pequeno porte:

a) Manche ou Stick

Função de Cabrar (erguer o nariz do avião) ou Picar (baixar o nariz do avião) o avião. Estes movimentos são denominados de Arfagem.

Função de Rolar ou Inclinare o avião. Estes movimentos são denominados de Rolamento.

b) Pedais

Função de desviar o nariz para a direita ou a esquerda do avião (função de guinar).

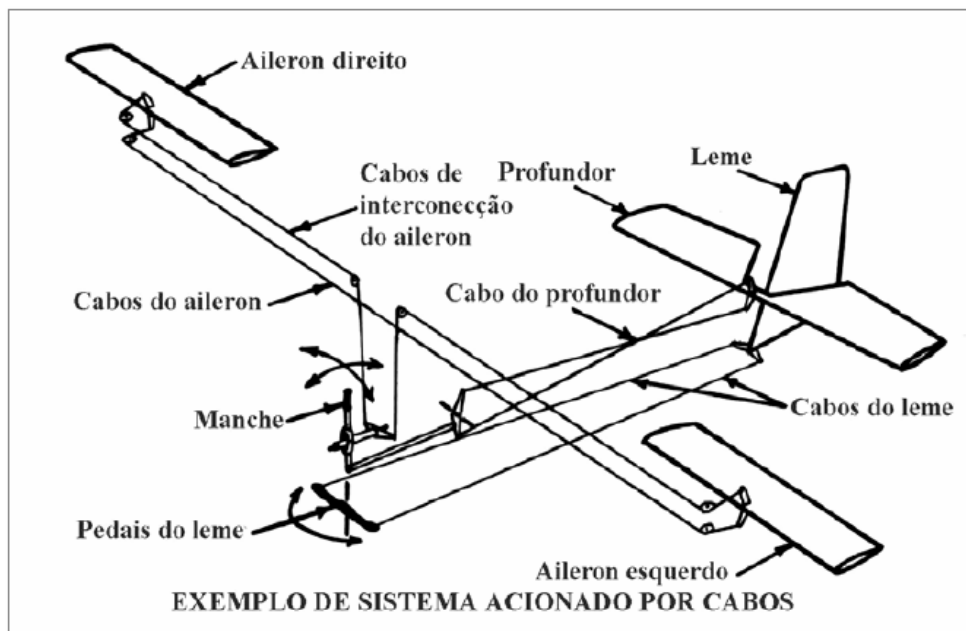


Figura 2.32 - Sistema de Controle Acionado por Cabo. (HILTON, Eduardo. 1998).

2.3.6 Trem de pouso

O Trem de pouso é um conjunto de partes destinadas a apoiar o avião no solo, a amortecer os impactos do pouso, frear o avião e controlar a direção durante o taxiamento (deslocamento do avião no chão).

2.3.6.1 Classificação do Trem de Pouso

Os Trens de pouso podem ser classificados das seguintes maneiras:

a) Quanto à operação



Figura 2.33 - **Hidroplano ou Hidroavião.**

PETROBRAS.COM.BR. Disponível em:

<<http://www2.petrobras.com.br>>



Figura 2.34 - **Avião Terrestre.**

ZENITHAIR.COM. Disponível em:

<<http://www.zenithair.com>>



Figura 2.35 - **Avião Anfíbio.**

SONEXAIRCRAFT.COM. Disponível em: <<http://www.sonexaircraft.com>>

b) Quanto à distância de pouso e decolagem

VTOL: Decolagem ou Pouso Vertical

STOL: Decolagem ou Pouso Curto

CTOL: Decolagem ou Pouso Convencional

c) Quanto à sua mobilidade



Figura 2.36 - **Trem de pouso fixo.**

ZAP 16.COM. Disponível em:

<<http://www.zap16.com>>



Figura 2.37 - **Trem de Pouso Retrátil.**

CLUBECEU.COM.BR. Disponível em:

<<http://www.clubeceu.com.br>>



Figura 2.38 - **Trem de Pouso Escamoteável.** (trem recolhido e fechado no compartimento)

ICAER4.FREE.FR. Disponível em: <<http://icaer4.free.fr>>

d) Quanto à disposição das rodas



Figura 2.39 – **Convencional.**

VANSAIRCRAFT.COM. Disponível em:

<<http://www.vansaircraft.com/>>



Figura 2.40 – **Triciclo.**

VANSAIRCRAFT.COM. Disponível em:

<<http://www.vansaircraft.com/>>

2.3.7 Amortecedores

a) Mola

É o tipo mais simples. Consiste em uma lâmina de aço flexível que atua como mola. Porém a mola não absorve o impacto e devolve ao avião a energia recebida.

b) Borracha

A estrutura do trem de pouso é rígida e articulada. O amortecimento é realizado por aros de borracha. Num pouso o trem de pouso se abre para os lados e os aros de borracha se esticam absorvendo o impacto.

c) Hidráulicos

O amortecedor hidráulico consiste em uma haste que desliza dentro de um cilindro contendo fluído oleoso. O fluído amortece o impacto e uma mola suporta o peso do avião.

d) Hidropneumáticos

Usa amortecedor de ar ou gás comprimido para absorver o impacto. Isso elimina a mola.

2.3.8 Freios

a) Tambor

Composto de um tambor que gira junto com a roda. Quando o freio é acionado, ocorre o atrito entre duas sapatas ou lonas contra o lado interno do tambor, realizando com isso, a freagem da roda.

c) Disco

Composto de um disco que gira junto com a roda. Quando o freio é acionado, as pastilhas fazem pressão sobre o disco, freando a roda.

3 ANÁLISE AERODINÂMICA

Este capítulo apresenta a teoria aerodinâmica baseada nos estudos de Donald R. Crawford. Estes estudos são muito importantes e práticos para quem deseja analisar ou projetar um avião de pequeno porte. Crawford idealiza suas equações para que seja possível obter resultados rápidos e práticos.

De forma prática e instrutiva este capítulo irá simular a análise de um avião já existente. O avião escolhido para análise será o Thorp T-18 Tiger, um avião de passeio que suporta duas pessoas. Suas características de voo, bem como suas dimensões serão analisadas a seguir. A escolha deste avião foi feita unicamente com o objetivo de validar o resultado final do aplicativo, pois este já foi analisado em outras situações inclusive pelo próprio Crawford.

A Figura 3 apresenta o Thorp T-18 Tiger.



Figura 3.0 - Thorp T-18 Tiger

TEXELAIRPORT.NL. Disponível em: <<http://www.texelairport.nl>>

Os cálculos para análise aerodinâmica estão divididos em 16 etapas sequenciais que estão apresentadas nos próximos subtópicos. Sendo assim os subtópicos de 3.1 a 3.16 serão denominados, por esta monografia, como “etapas”. Todos os dados necessários para executar a análise do Thorp T-18 Tiger podem ser extraídos facilmente do manual do fabricante que acompanha a aeronave no momento de sua aquisição.

Iniciando a etapa 3.1, será feito uma análise de stall e seleção de aerofólios. Neste momento será preciso conhecer a velocidade de stall, a máxima velocidade de vôo e qual o perfil utilizado na asa do Thorp T-18. Esta etapa irá calcular o valor da carga alar do avião que é importante para ter uma noção do comportamento do avião. Sendo encontrado a carga alar então a etapa 3.2 irá calcular a área da asa necessária para suportar o peso grosso do avião e satisfazer as condições expressas na primeira etapa, como velocidade de stall e o coeficiente de sustentação. Para calcular esta área de asa será preciso conhecer o peso grosso do avião. Este é um dado que consta no manual da aeronave.

Conhecendo a envergadura a etapa 3.3 irá calcular entre outros valores, a razão de aspecto da asa e a da envergadura efetiva. A razão de aspecto é uma relação entre a envergadura e a corda da asa. Esta razão, em outras palavras, é o alongamento que se pode ter nas asas mantendo a mesma área de asa. Dependendo da razão de aspecto a asa pode gerar mais ou menos arrasto. A envergadura efetiva será usada para calcular a razão de afundamento e a razão de subida idealizada em outros subtópicos.

A etapa 3.4 irá calcular a carga efetiva da asa que é outro fator importante que será usado na etapa 3.7 para calcular a potência mínima do motor para que o avião mantenha o vôo.

A partir do fator de eficiência da hélice será encontrada a potência disponível fornecida pelo conjunto motor-hélice. A eficiência da hélice é idealizada como 80% pois é um bom valor em relação às hélices existentes. A etapa 3.5 irá calcular a área de arrasto do avião em função da potência disponível do motor e da velocidade máxima de vôo. Essa área de arrasto é uma idealização de área equivalente à área do avião, porém sobreposta de forma normal ao fluxo (como uma chapa). Conhecendo a área de arrasto será possível encontrar o coeficiente de arrasto com sustentação zero na etapa 3.6.

A etapa 3.7 irá analisar três fatores importantes. O primeiro será a velocidade de vôo para que o avião tenha afundamento mínimo. Este afundamento refere-se ao deslocamento do avião verticalmente (não confundir com planeio). Esta velocidade de afundamento é importante para que o piloto saiba como manter o avião mais tempo no ar no caso de pane ou até mesmo aterrissagem. Outro fator é a potência mínima necessária para que o avião possa decolar ao nível do mar, suportando seu peso grosso. Esse fator pode também auxiliar na escolha do motor, embora esse procedimento tenha sido realizado anteriormente. E o último fator será o arrasto mínimo do avião.

A razão mínima de afundamento será calculada na etapa 3.8. Na etapa anterior foi encontrada a velocidade para que se obtenha um afundamento mínimo. Nesta etapa será calculado qual será este afundamento, ou seja: A razão mínima de afundamento. Então, com o resultado deste cálculo, será possível conhecer o quanto o avião se desloca verticalmente para baixo, a cada minuto que se passa.

Na etapa 3.9 será calculada a máxima razão de sustentação-arrasto que significa o planeio do avião. O planeio é o deslocamento do avião na horizontal para cada unidade de distância deslocada na vertical, portanto quanto maior esta razão maior será o planeio do avião e, conseqüentemente, maior será seu alcance no caso de uma perda de motor.

A etapa 3.10 irá calcular o coeficiente de sustentação para vôo com afundamento mínimo. O valor deste coeficiente deverá estar entre o coeficiente de sustentação para velocidade máxima e o coeficiente de sustentação máximo. Caso isso não aconteça, algum cálculo anterior está errado e deverá ser verificado.

A máxima razão de subida é muito importante para que o piloto saiba o quão rápido é a subida do avião. Aviões com pouca razão de subida são indicados para pistas sem obstáculos altos após a decolagem, pois neste caso será preciso se deslocar bastante até que seja possível atingir um nível seguro de altitude. A máxima razão de subida idealizada será calculada na etapa 3.11.

Em 3.12 será encontrado o valor da tração estática e da velocidade do ar para a eficiência de 74% na hélice. A tração estática representa uma condição de desempenho da hélice próxima às condições de decolagem e o estado crítico está no momento em que o motor adquire potência máxima e a velocidade do vento relativo (vento que passa em direção oposta ao avanço do avião) é nulo. Este ponto é importante para indicar qual tração poderá ser efetivamente utilizada para vencer a inércia do avião no instante de arrancada para a decolagem. Assim é possível atender o objetivo de decolar com a maior carga útil possível (peso do piloto, passageiro, tanque de combustível e bagagens) em uma pista com comprimento limitado. A velocidade do ar para eficiência de 74% na hélice indica qual é a velocidade ideal para que a hélice atinja sua eficiência.

O número Mach significa a relação entre a velocidade do objeto e a velocidade do som no meio em que se encontra o objeto. Quando o objeto passa pelo ar ele comprime o ar à sua frente e essa compressão se propaga para longe com a velocidade do som, cerca de 1.200 Km/h. Quando o objeto está na velocidade do som no ar, essa compressão não pode escapar e o ar comprimido à frente do objeto produz atrito. Na etapa 3.13 será verificado se a hélice não irá exceder sua velocidade e se tornar alta demais.

A partir da etapa 3.14 até a etapa 3.16 serão realizadas verificações de consistência de dados. Se a análise do avião for realizada manualmente, deve-se atentar para a execução destas etapas, podendo haver a possibilidade de se encontrar algum erro. Como nesta monografia será desenvolvido um aplicativo para realizar os cálculos necessários nas etapas, então será assumido que a inconsistência de dados não acontecerá.

3.1 ANÁLISE DE STALL E PROCESSO DE SELEÇÃO DE AEROFÓLIOS

Esta etapa é usada para análise de stall e para seleção do aerofólio (perfil) da asa. A equação (1) foi simplificada para apresentar resultados com base no nível do mar consolidando densidade, temperatura e pressão.

$$\left(\frac{W}{S}\right) = \frac{C_L V^2}{391} \quad (1)$$

Onde:

W/S	Carga Alar (lb/ft^2)
C_L	Coefficiente de sustentação
V	Velocidade (mph)
391	Constante

Usando a equação (1) será possível calcular a carga alar uma vez que os valores para velocidade de Stall e o aerofólio já estiverem sido selecionados.

A Carga Alar é uma relação existente feita a partir do peso máximo da aeronave e da sua área de asa. Esta relação vem normalmente acompanhando os dados técnicos da maioria das aeronaves existentes. Este dado é para o fabricante de aeronaves, um valor tão comum quanto à velocidade máxima de um automóvel é para um motorista, ou seja, sempre consta nos manuais. Na aviação para uma pessoa um pouco mais atenta, ao ler o valor da carga alar, ela terá de imediato, uma idéia de como é o stall em termos de velocidade de uma aeronave, ou ainda saber se ela é rápida ou lenta e até poderá ter uma idéia do grau de conhecimento necessário para a escolha de um piloto de teste num eventual ensaio de uma determinada aeronave.

Como se pode perceber na prática a aterrissagem é considerada por muitos um momento crítico do voo. É um momento em que o avião se encontra próximo ao solo e que requer muita atenção do piloto no que diz respeito a obstáculos, rajadas de vento inesperadas e comandos desatentos.

Para que o piloto consiga se aproximar da pista, no momento da aterrissagem, com uma velocidade que lhe proporcione maior sustentação será preciso selecionar um aerofólio que possua um valor de coeficiente de sustentação relativamente alto.

Para exemplo de cálculo será selecionado o aerofólio NACA 63-412, que é o aerofólio do Thorp T-18, e tem um coeficiente de sustentação (C_L) igual a 1,52 e a velocidade de stall ($V_{S,O}$) será 67 *mph* (extraído do manual do Thorp T-18). Substituindo

estes valores na equação (1) o valor encontrado para a carga alar (W/S) será $17,451 \text{ lb/ft}^2$.

$$\left(\frac{W}{S}\right) = \frac{1,52 (67)^2}{391}$$

A equação (1) também pode ser usada para encontrar o coeficiente de sustentação para a velocidade máxima de vôo ($C_{L,V \max}$) uma vez conhecido o valor da carga alar. A velocidade máxima (V_{\max}) do Thorp T18 é 180 mph . Recalculando:

$$17,451 = \frac{C_L (180)^2}{391}$$

A tabela (1) apresenta os valores consolidados nesta primeira etapa.

Tabela 1 – Valores consolidados na etapa 1

$C_{L, \max}$	$C_{L, V \max}$	$V_{S, O}$	V_{\max}	W / S
1,52	0,211	67 mph	180 mph	$17,451 \text{ lb/ft}^2$

A figura 3.1 a seguir, é uma representação gráfica da relação entre coeficiente de sustentação, velocidade e carga alar.

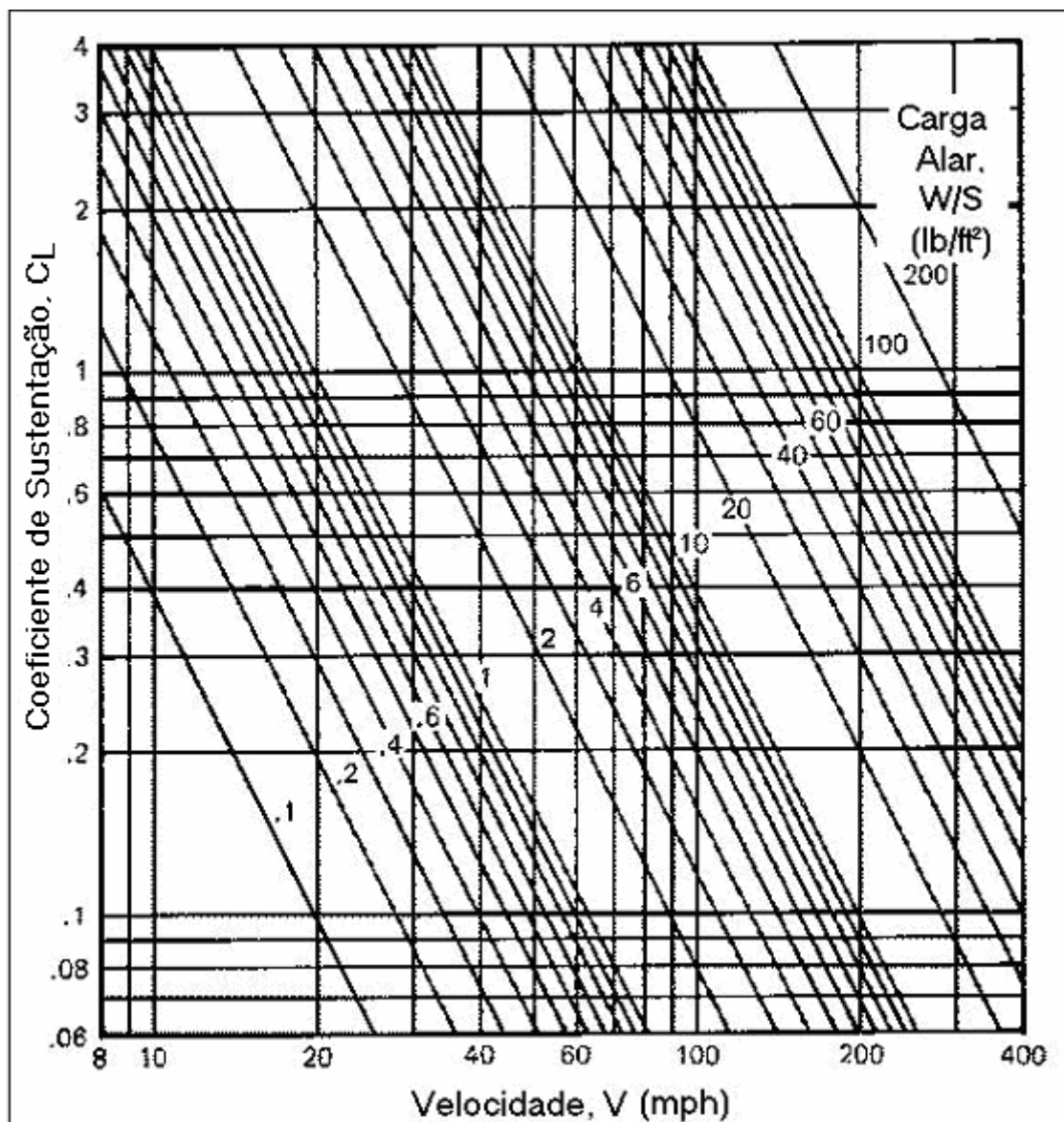


Figura 3.1 - Relação entre V , W/S e C_L . (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

3.2 ÁREA DA ASA

A carga alar é definida pelo peso grosso (W) dividido pela área da asa (S). Analisando a equação (2), se a carga alar e o peso do avião forem conhecidos então é possível determinar a área da asa.

$$(W/S) = \frac{W}{S} \quad (2)$$

Onde:

(W/S) Carga Alar (lb/ft^2)

W Peso grosso (lb)

S Área da asa (ft^2)

A seguir a figura 3.2 mostra como o peso (W) se relaciona com a área da asa (S) em função da definição da carga alar (W/S).

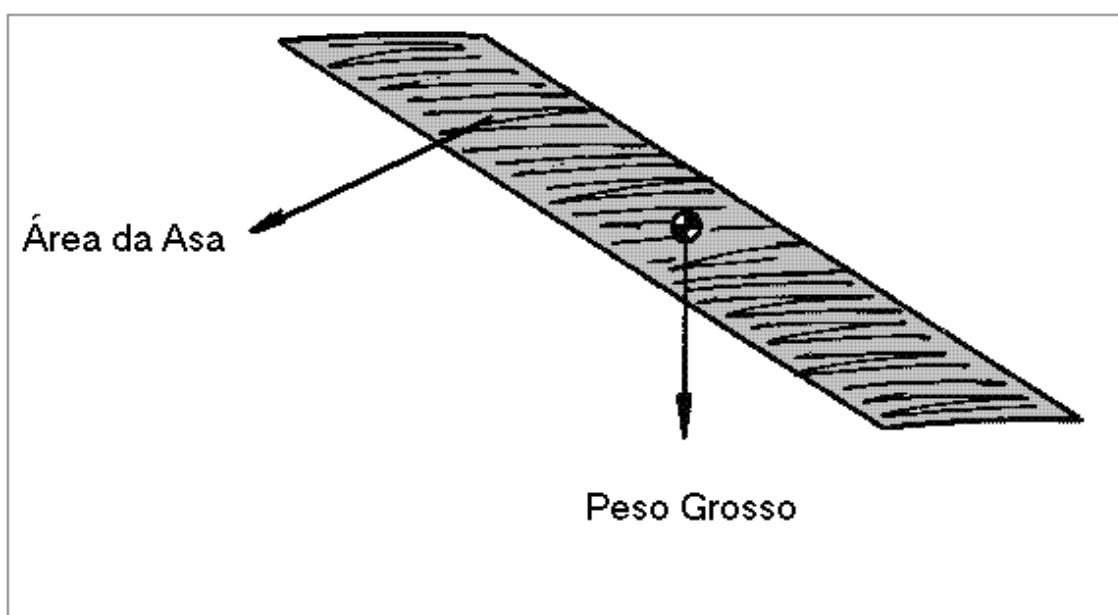


Figura 3.2 - Definição de carga alar. (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

Substituindo na equação (2) o valor da carga alar (W/S) encontrado na etapa (1) e substituindo o peso grosso (W) pelo peso do Thorp T-18 então será possível encontrar uma área de asa $S = 85,956 \text{ ft}^2$, como mostra a equação abaixo.

$$17,451 = \frac{1500}{S}$$

A tabela (2) a seguir, apresenta os valores consolidados nesta etapa.

Tabela 2 – Valores consolidados na etapa 2

S	W	W / S
85,956 ft^2	1500 lb	17,451 lb / ft^2

3.3 RAZÃO DE ASPECTO, CORDA E ENVERGADURA EFETIVA

Esta etapa é essencialmente um método de definição da razão de aspecto, corda da asa e envergadura efetiva em função da área da asa.

A definição da corda média é a área da asa (S) dividida pela envergadura (b) como pode ser visto na equação (3).

$$c = \frac{S}{b} \quad (3)$$

Onde:

- c Corda média (ft)
- S Área da asa (ft^2)
- b Envergadura (ft)

A razão de aspecto é definida pela envergadura dividida pela corda média.

$$AR = \frac{b}{c} \quad (4)$$

Onde:

- AR Razão de Aspecto
- b Envergadura (ft)
- c Corda média (ft)

Relacionando a equação (3) com a equação (4) é possível calcular a razão de aspecto diretamente por meios da envergadura e da área da asa obtida pela etapa 2.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (5)$$

Onde:

- AR Razão de Aspecto
- b Envergadura (*ft*)
- S Área da asa (*ft*²)

Uma vez ainda não mencionado qual será o formato da asa, a equação (5) é válida para os formatos: Retangular, Elíptico, Delta e Trapezoidal.

A razão de aspecto é a relação existente entre a envergadura de uma asa e sua corda. Quanto maior for a razão de aspecto de uma asa, menor será sua perda de sustentação, ou seja, vai ter uma maior capacidade de elevar cargas por uma mesma área de asa. Entretanto pode ser notado que apenas os planadores possuem uma grande razão de aspecto pois dependem de uma grande eficiência aerodinâmica para se manter voando sem dispor de meios de propulsão. O motivo pelo qual apenas os planadores dispõem de asas com grande envergadura é pelo fato de tentarem reduzir o arrasto induzido. Os planadores, por voarem a velocidades baixas, conseguem controlar melhor a torção que uma asa deste porte poderia ter em velocidades maiores, apesar de que, mecanicamente falando, isso seria possível. Entretanto, existe ainda um outro motivo que se deve analisar para saber se em determinada aeronave é melhor uma asa com pouca ou muita razão de aspecto: a determinação dos arrastos existentes. Dois tipos de arrastos devem ser analisados: o parasita e o induzido. O arrasto induzido que aparece em baixas velocidades, onde o coeficiente de sustentação é maior, gera nesta situação, grandes vórtices de ponta de asa que são responsáveis por este tipo de arrasto. O arrasto parasita que está ligado diretamente com a área frontal da aeronave, ou seja, uma grande asa pode ter um pequeno arrasto induzido porém tem um grande arrasto parasita. O ideal é selecionar uma superfície alar com grande eficiência onde não se perca muito arrasto induzido e nem em arrasto parasita.

As melhores asas são, sem dúvida, as elípticas, porém estas são de extrema complexibilidade na construção. Apesar de obter 100% de eficiência são pouco usadas por este motivo. Entretanto as asas do tipo trapezoidal possuem 99% de eficiência acrescentando ainda a facilidade de construção.

A figura 3.3, a seguir, apresenta 4 plataformas com a mesma razão de aspecto geométrico ($AR = 4$) com a mesma área e com a mesma envergadura. O fator de eficiência do avião relaciona uma plataforma com outra de formato equivalente com uma nova razão de aspecto e uma nova envergadura efetiva. A envergadura efetiva é um parâmetro muito importante e será usado para determinar a razão de afundamento e a razão de subida em etapas posteriores. As plataformas retangulares e trapezoidais irão fornecer resultados consideráveis em comparação a plataforma elíptica e são mais fáceis de serem construídas.

De acordo com Crawford, o valor de eficiência para aviões comuns, varia entre 0.7 a 0.85. Para cálculo deste fator de eficiência deve ser considerado arrasto parasita e induzido da asa e da fuselagem entre outros fatores. Esta teoria não será englobada aqui nesta monografia, por ser muito extensa e complexa. Por praticidade e coerência, com os estudos de Crawford, este valor será idealizado lembrando que no caso do Thorp T-18 Tiger, que é um avião já estudado este fator de eficiência (e) é conhecido por 0,744.

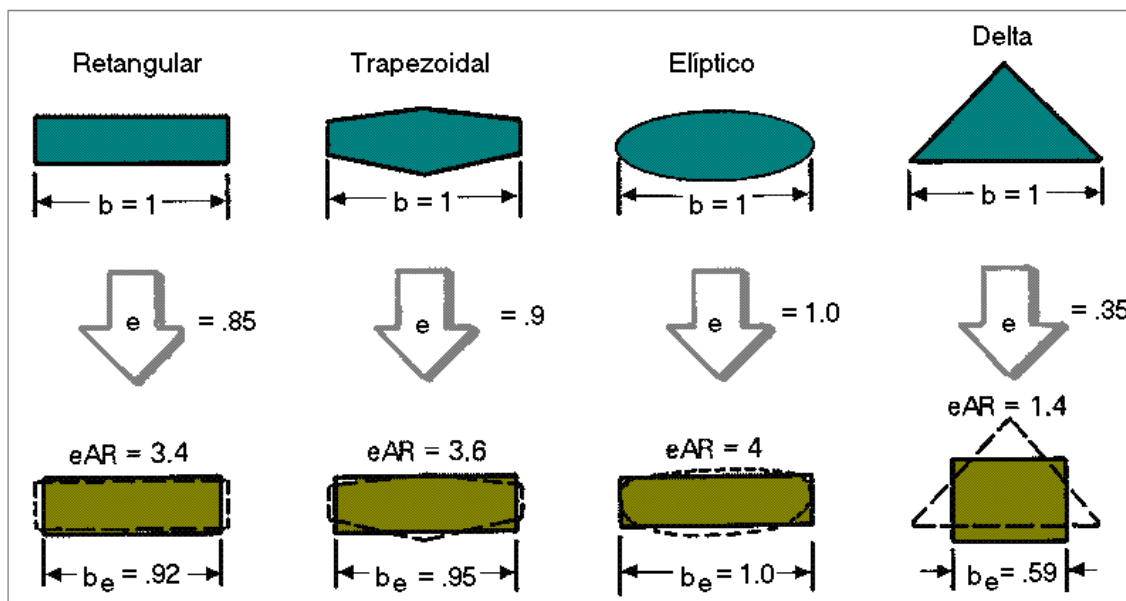


Figura 3.3 - Formato de Asa efetivo para asas distintas com a mesma área e envergadura. (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

Como exemplo de cálculo será determinado a envergadura efetiva. Primeiramente será escolhido um valor para envergadura geométrica (b) que será $20,8 \text{ ft}$ e a área de asa ($S = 85,956 \text{ ft}^2$) encontrada na etapa 2. Pela equação (5) a razão de aspecto

será $AR = 5,033$ e pela equação (4) a corda média $c = 4,132 \text{ ft}$. Multiplicando a razão de aspecto pelo fator de eficiência ($e = 0,744$) é possível encontrar a razão de aspecto efetiva $eAR = 3,745$. Uma vez encontrado o valor de eAR encontra-se $b_e = 17,941 \text{ ft}$ e $c_e = 4,791$.

Esta relação deve ser usada para aviões com a asa em configuração convencional ou monoplanos, pois o fator de eficiência da envergadura para aviões biplanos ou não convencionais será usualmente maior que um, pois a área de arrasto será maior que em um monoplane em função da superfície de contato.

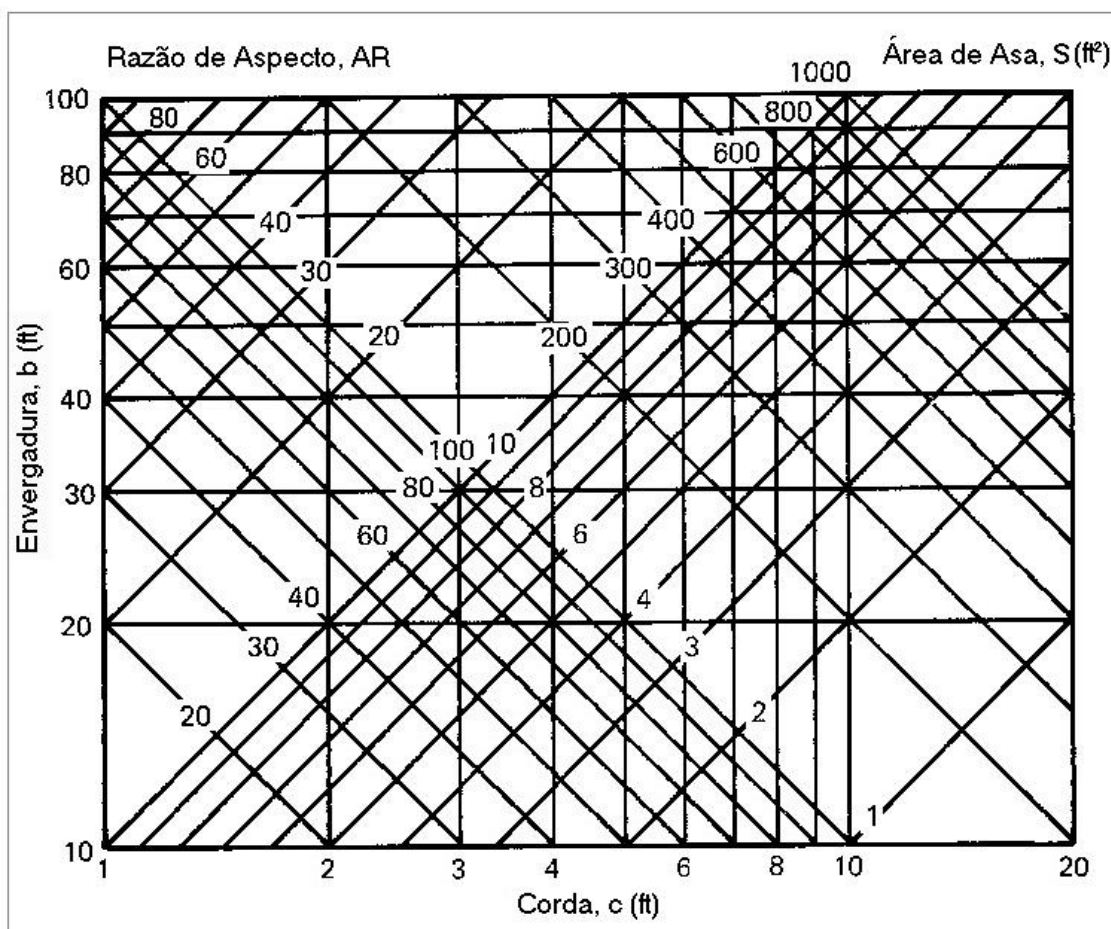


Figura 3.4 - Relação entre AR , b , c e S . (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

A tabela (3) a seguir, apresenta os valores consolidados nesta etapa.

Tabela 3 – Valores consolidados na etapa 3

e	c	b	AR	c_e	b_e	eAR
0,744	4,132 <i>ft</i>	20,8 <i>ft</i>	5,033	4,791 <i>ft</i>	17,941 <i>ft</i>	3,745

3.4 CARGA EFETIVA DA ASA

Esta etapa relaciona a definição da carga efetiva da asa (W/b_e) em função do peso grosso (W) do avião e da envergadura efetiva (W). A envergadura geométrica (b) deve ser primeiramente determinada como envergadura efetiva usando o fator de eficiência (e) da etapa 3.

A figura 3.5 apresenta a carga efetiva da asa em função do peso grosso e da envergadura efetiva.

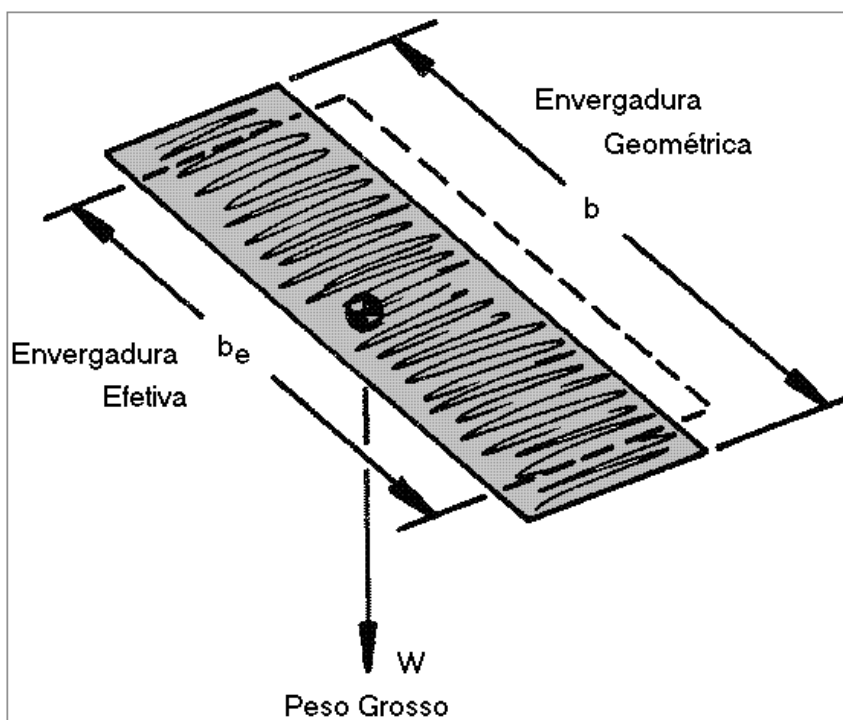


Figura 3.5 - Carga Efetiva da Asa. (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

A carga efetiva da asa é um parâmetro importante que será usado na etapa (7) para determinar a potência do motor necessária para um determinado nível de voo entre outros parâmetros.

A carga efetiva da asa pode ser encontrada por meio da equação (6).

$$W / b_e = \frac{W}{b_e} \quad (6)$$

Onde:

- W / b_e Carga efetiva da asa (*lb / ft*)
 W Peso grosso (*lb*)
 b_e Envergadura efetiva (*ft*)

Substituindo os valores do peso grosso (W) e da envergadura efetiva (b_e) o valor encontrado para a carga efetiva da asa será $W / b_e = 83,607 \text{ lb / ft}$

$$W / b_e = \frac{1500}{17,941}$$

A tabela (4) apresenta os valores consolidados nesta etapa.

Tabela 4 – Valores consolidados na etapa 4

W / b_e	W	b_e
83,607 <i>lb / ft</i>	1500 <i>lb</i>	17,941 <i>ft</i>

3.5 ÁREA DE ARRASTO

Esta etapa deve ser usada para estimar a área de arrasto necessária para satisfazer os requisitos para que se possa atingir velocidade máxima de vôo uma vez selecionada a hélice e o motor que serão usados. A área de arrasto é definida como a área espessa normal à direção do fluxo de ar que irá produzir o mesmo arrasto que o avião como um todo.

A figura 3.6 a seguir, apresenta uma equivalência entre áreas supostamente iguais expostas ao fluxo de ar e que poderiam gerar o mesmo arrasto.

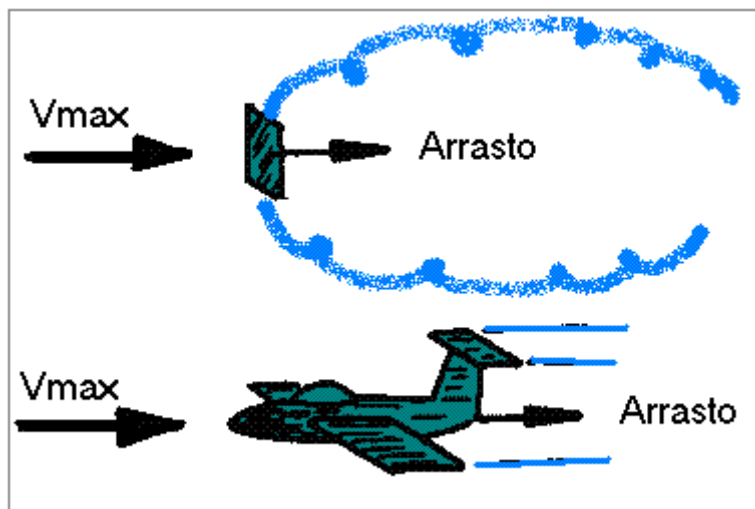


Figura 3.6 - **Equivalência entre áreas de arrasto.** (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

A equação matemática que relaciona potência, arrasto de área e velocidade máxima de vôo está apresentada na equação (7) em condições do nível do mar.

$$THP_a = \frac{AD V_{\max}^3}{146625} \quad (7)$$

Onde:

- THP_a Potência disponível (*hp*)
- AD Área de arrasto (ft^2)
- V_{\max} Velocidade (*mph*)
- 146625 Constante

Para encontrar a potência disponível (THP_a) é preciso saber qual a eficiência da hélice que será utilizada. A eficiência da hélice varia de acordo com o material e com sua técnica de montagem. Uma boa idealização para fins de cálculo é que a hélice tenha uma eficiência de 80%. Com este valor é possível obter bons resultados práticos.

O Thorp T-18 utiliza um motor de 150 *hp* ou seja, $BHP = 150 \text{ hp}$. Multiplicando este valor pelo fator de eficiência da hélice (e) então será encontrada a

potência disponível fornecida pelo conjunto motor-hélice que será $THP_a = 120 \text{ hp}$ conforme a equação (8).

$$THP_a = 0,8 \widehat{BHP} \quad (8)$$

Onde:

THP_a Potência Disponível (hp)

0,8 Eficiência da hélice (η)

BHP Potência do motor (hp)

A velocidade máxima do Thorp T-18 é $V_{\max} = 180 \text{ mph}$ então substituindo estes valores na equação (7) será encontrada uma área de arrasto $A_D = 3,017 \text{ ft}^2$ conforme mostra a equação abaixo.

$$120 = \frac{A_D 180^3}{146625}$$

A tabela (5) apresenta os valores consolidados nesta etapa.

Tabela 5 – Valores consolidados na etapa 5

THP_a	A_D	V_{\max}
120 hp	3,017 ft^2	180 mph

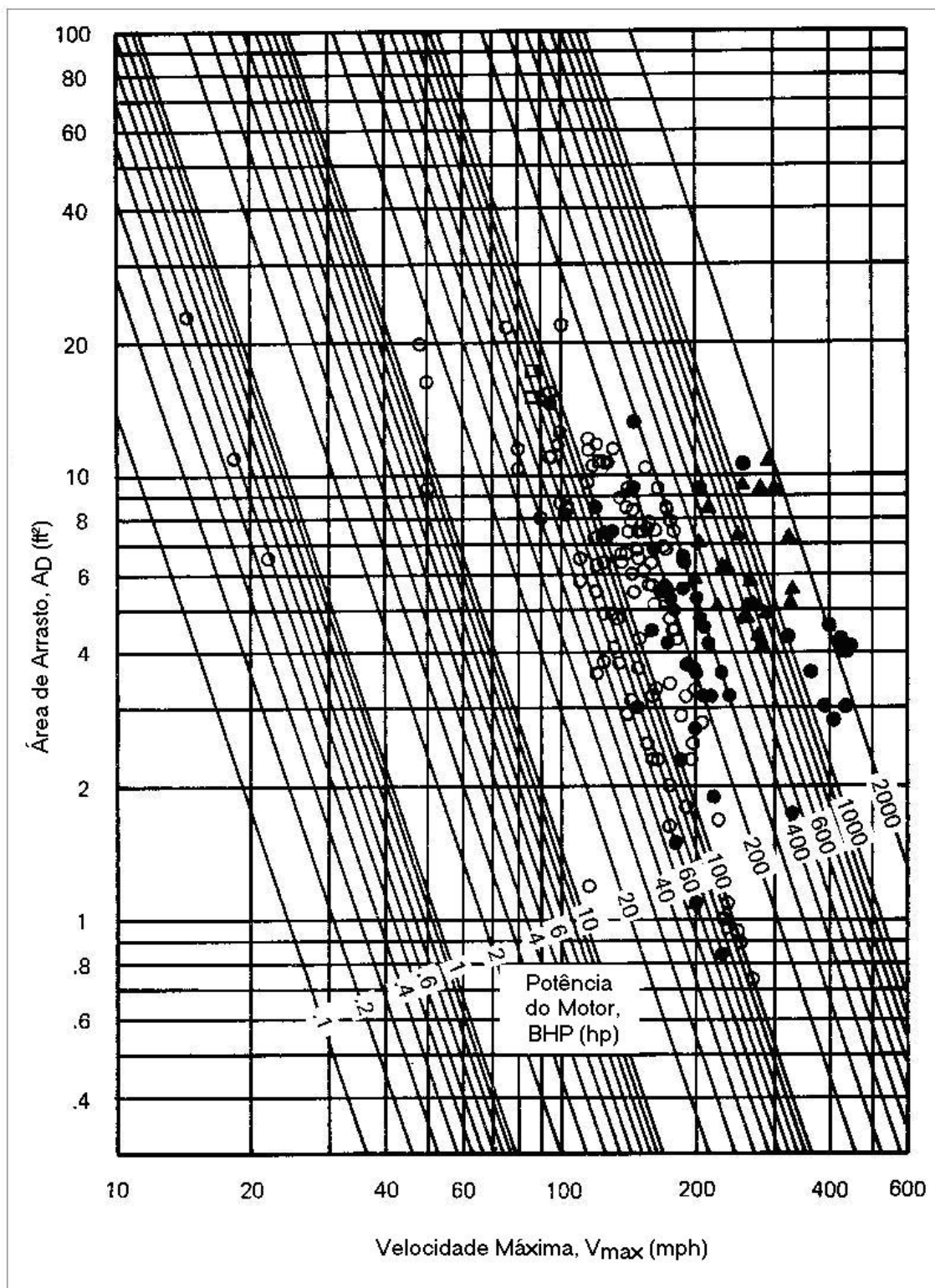


Figura 3.7 - Relação entre V_{max} , AD e BHP . (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

3.6 COEFICIENTE DE ARRASTO COM SUSTENTAÇÃO ZERO

Esta etapa apresenta a definição da área de arrasto (A_D) em função do coeficiente de arrasto com sustentação zero ($C_{D,O}$) e área da asa (S).

$$A_D = C_{D,O} S \quad (9)$$

A equação (10) descreve a força de arrasto expressa em função do coeficiente de arrasto, área da asa e velocidade.

$$D = \frac{C_D S V^2}{391} \quad (10)$$

Onde:

- D Arrasto (lb)
- C_D Coeficiente de arrasto
- S Área da asa (ft^2)
- V Velocidade (mph)
- 391 Constante

Assumindo que o arrasto induzido é zero então o coeficiente de arrasto com sustentação zero será como descrito na equação (11).

$$D = \frac{C_{D,O} S V^2}{391} \quad (11)$$

Onde:

- D Arrasto (lb)
- $C_{D,O}$ Coeficiente de arrasto com sustentação zero
- S Área da asa (ft^2)
- V Velocidade (mph)
- 391 Constante

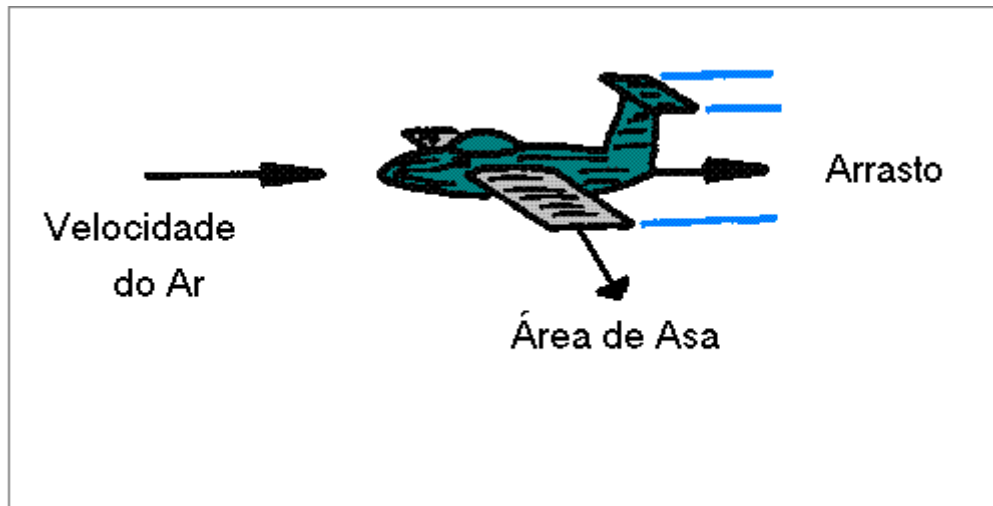


Figura 3.8 - Arrasto com sustentação zero. (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

Se o arrasto da superfície for o mesmo que o arrasto de todo o avião então $A_D = C_{D,O} S$.

$$D = \frac{A_D V^2}{391} \quad (12)$$

Onde:

- A_D Área de arrasto (ft^2)
- V Velocidade (mph)
- 391 Constante

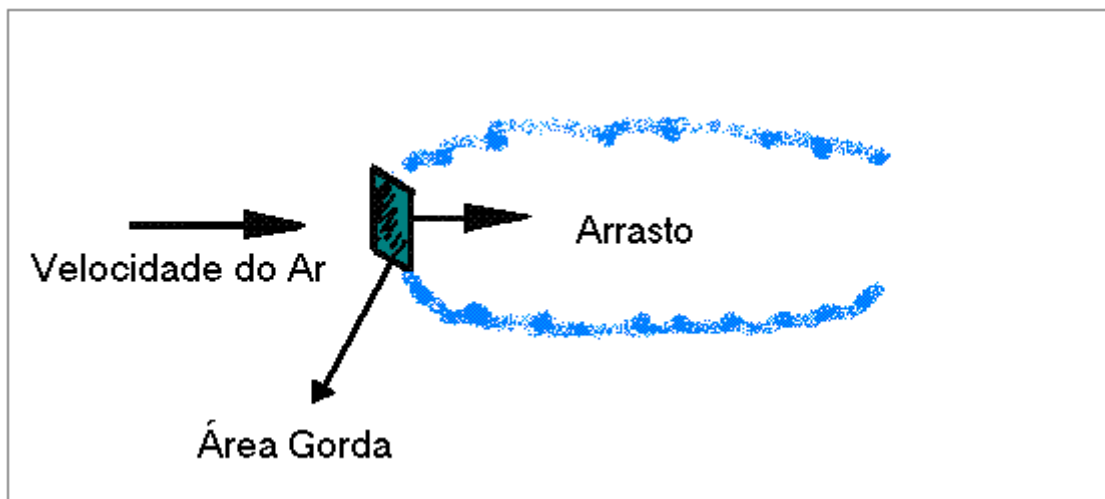


Figura 3.9 - Área de Arrasto. (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

Para exemplo de cálculo, o coeficiente de arrasto com sustentação zero será determinado a partir da área de arrasto e da área da asa. Preenchendo os valores da área da asa (S) e da área de arrasto (A_D) então o coeficiente de arrasto com sustentação zero será $C_{D,O} = 0,035$ conforme demonstrado abaixo.

$$3,017 = C_{D,O} 85,956$$

A tabela (6) apresenta os valores trabalhados nesta etapa.

Tabela 6 – Valores consolidados na etapa 6

S	A_D	$C_{D,O}$
85,956 ft^2	3,017 ft^2	0,035

3.7 VELOCIDADE PARA AFUNDAMENTO MÍNIMO, POTÊNCIA MÍNIMA E ARRASTO MÍNIMO

Conhecendo a área de arrasto e a carga de envergadura efetiva então é possível encontrar a velocidade para afundamento mínimo, potência mínima para o nível de vôo e arrasto mínimo.

A equação (13) é usada para calcular a velocidade para mínimo afundamento.

$$V_{\min S} = 11.29 \frac{\sqrt{W/b_e}}{A_D^{1/4}} \quad (13)$$

Onde:

$V_{\min S}$ Velocidade para mínimo afundamento (mph)

W/b_e Carga efetiva da asa (lb/ft)

A_D Área de arrasto (ft^2)

11.29 Constante

A equação (14) é usada para calcular a potência mínima para o nível de vôo.

$$THP_{\min} = 0.03921 A_D^{1/4} (W/b_e)^{3/2} \quad (14)$$

Onde:

- THP_{\min} Potência mínima (*hp*)
 A_D Área de arrasto (*ft*²)
 W/b_e Carga efetiva da asa (*lb/ft*)
 0.03921 Constante

A equação (15) é usada para calcular o arrasto mínimo.

$$D_{\min} = 1.128 \sqrt{A_D} \frac{W}{b_e} \quad (15)$$

Onde:

- D_{\min} Arrasto Mínimo (*lb*)
 A_D Área de arrasto (*ft*²)
 W/b_e Carga efetiva da asa (*lb/ft*)
 1.128 Constante

Para efeito de cálculo $W/b_e = 83,607 \text{ lb/ft}$ e $A_D = 3,017 \text{ lb}$ então preenchendo estes valores nas equações (13), (14) e (15) os valores encontrados serão $V_{\min S} = 78,329 \text{ mph}$, $THP_{\min} = 39,515 \text{ hp}$ e $D_{\min} = 163,869 \text{ lb}$.

A tabela (7) apresenta os valores consolidados nesta etapa.

Tabela 7 – Valores consolidados na etapa 7

$V_{\min S}$	THP_{\min}	D_{\min}
78,329 <i>mph</i>	39,515 <i>hp</i>	163,869 <i>lb</i>

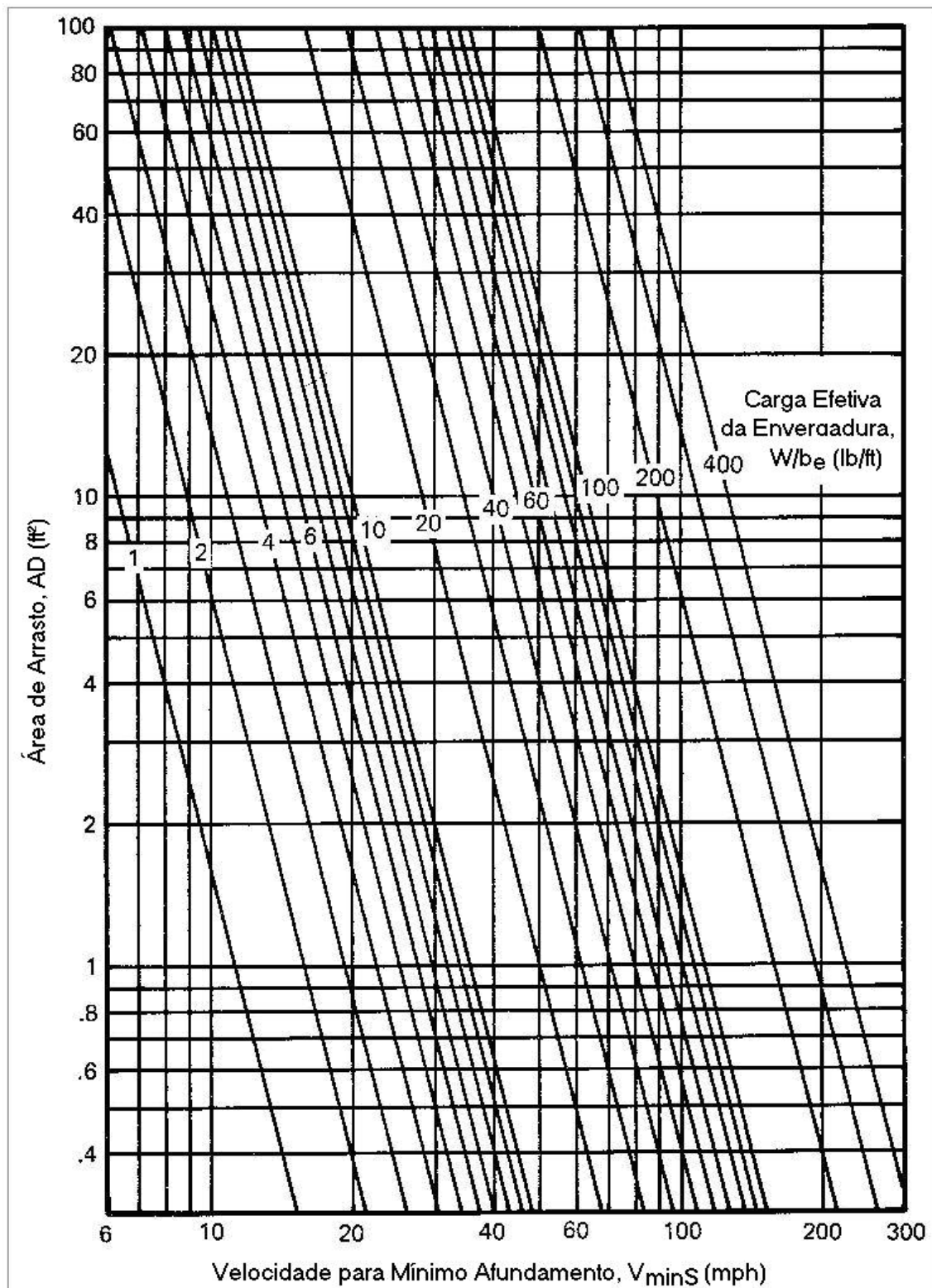


Figura 3.10 - Relação entre AD , W/b_e e $V_{\min S}$. (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

3.8 RAZÃO MÍNIMA DE AFUNDAMENTO

Se for conhecida a potência mínima necessária para o nível de vôo e o peso grosso do avião, então poderá ser calculada a razão mínima de afundamento. Estes valores foram calculados nas etapas (7) e (2), respectivamente.

Abaixo é apresentada a fórmula usada para calcular a potência mínima do motor (THP_{\min}) necessária para o vôo.

$$THP_{\min} = \frac{W R_{S \min}}{33000} \quad (16)$$

Onde:

THP_{\min}	Potência mínima para vôo (<i>hp</i>)
W	Peso grosso (<i>lb</i>)
$R_{S \min}$	Razão mínima de afundamento (<i>fpm</i>)
33000	Constante

Para exemplo de cálculo a potência mínima necessária para o vôo a nível do mar será de 39,515 hp (THP_{\min}) e o peso grosso (W) é de 1500 lb. Assumindo esses valores para a equação (16) a razão mínima de afundamento será $R_{S \min} = 869,331 \text{ fpm}$.

A tabela (8) apresenta os valores trabalhados nesta etapa.

Tabela 8 – Valores consolidados na etapa 8

$R_{S \min}$	W	THP_{\min}
869,331 <i>fpm</i>	1500 <i>lb</i>	120 <i>hp</i>

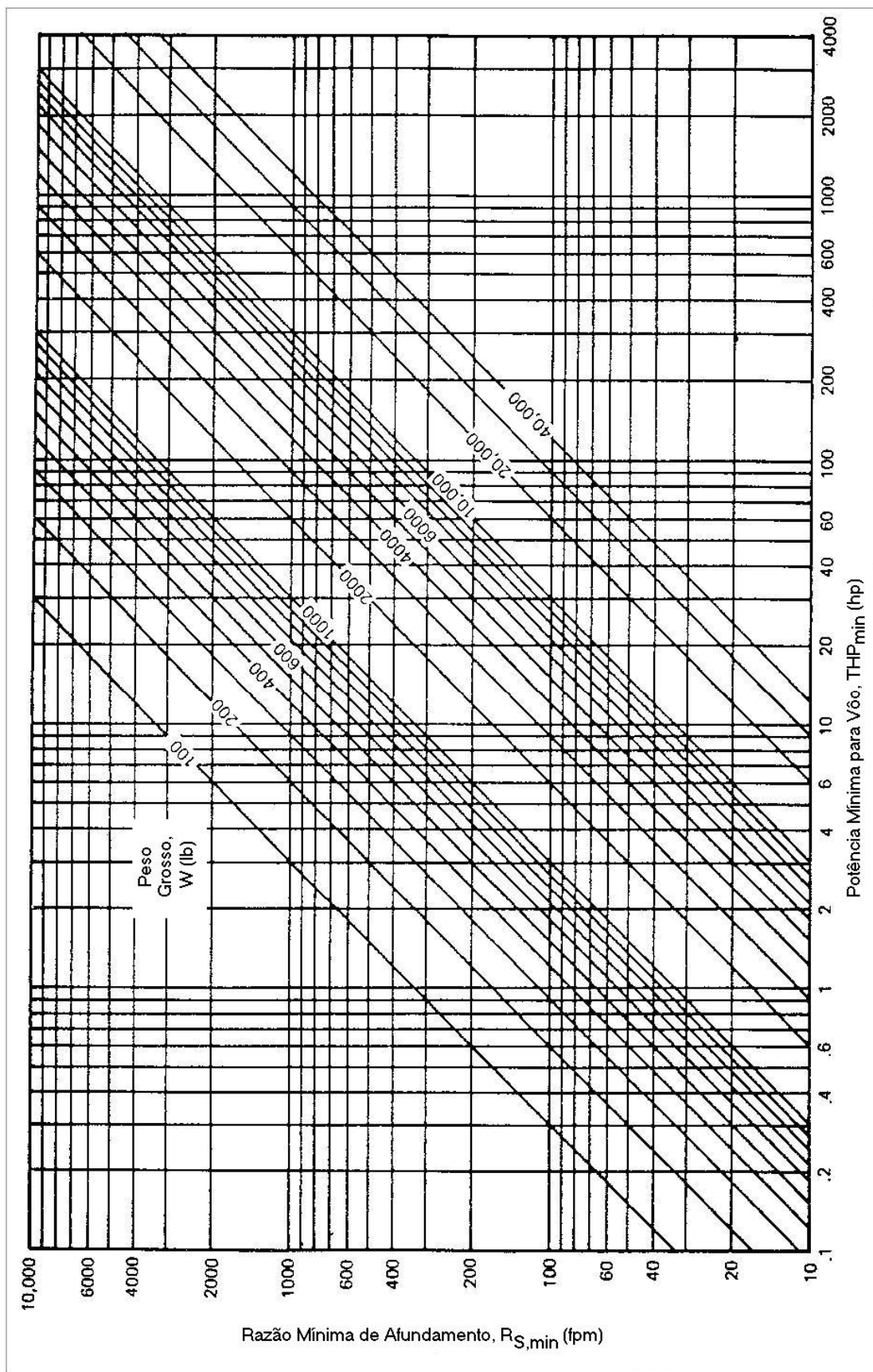


Figura 3.11 - Relação entre THP_{min} , $R_{S,min}$ e W . (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

3.9 PLANEIO MÁXIMO

O planeio máximo é um parâmetro importante para o vôo planado. O planeio indica qual será o deslocamento do avião na horizontal para cada unidade de distância deslocada na vertical.

A equação (17) expressa o planeio máximo em função da área de arrasto e da envergadura efetiva.

$$(L/D)_{\max} = 0,8862 \frac{b_e}{\sqrt{AD}} \quad (17)$$

Onde:

$(L/D)_{\max}$	Planeio Máximo
0,8862	Constante
b_e	Envergadura Efetiva (<i>ft</i>)
AD	Área de Arrasto (<i>ft</i> ²)

É interessante notar que o planeio não depende do peso, da área de asa ou altitude.

Para exemplo de cálculo será usado o valor da envergadura efetiva encontrado na etapa (3) e a área de arrasto encontrada na etapa (5). Resolvendo a equação (17), o valor encontrado para a máxima razão de sustentação-arrasto será $(L/D)_{\max} = 9,154$.

$$(L/D)_{\max} = 0,8862 \frac{17,941}{\sqrt{3,017}}$$

A tabela (9) apresenta os valores consolidados nesta etapa.

Tabela 9 – Valores consolidados na etapa 9

$(L/D)_{\max}$	b_e	AD
9,154	17,941 <i>ft</i>	3,017 <i>ft</i> ²

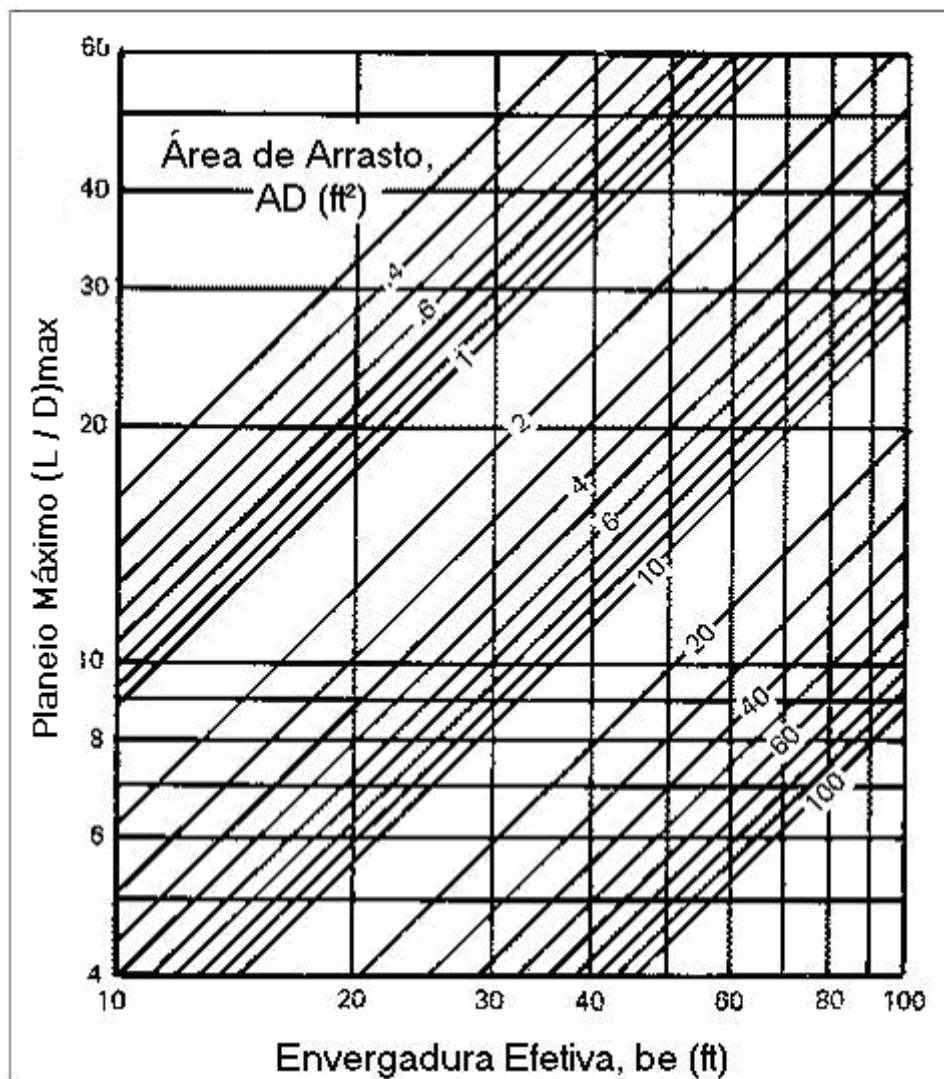


Figura 3.12 - Relação entre A_D , b_e e $(L/D)_{max}$. (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

3.10 COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO PARA VÔO COM AFUNDAMENTO MÍNIMO

Esta etapa irá calcular o coeficiente de sustentação necessário para que o avião voe em certa velocidade com um afundamento mínimo. O coeficiente de sustentação será encontrado em função da área de arrasto (A_D) encontrada na etapa (5) e da corda efetiva (c_e) encontrada na etapa (3).

Esta etapa é importante para verificar a consistência dos dados, pois o coeficiente de sustentação em função do afundamento mínimo ($C_{L, \min S}$) deve estar entre os valores encontrados para o coeficiente de sustentação máximo e mínimo na etapa (1).

A fórmula para o coeficiente de sustentação em função da área de arrasto e da corda efetiva é apresentada na equação (18).

$$C_{L, \min S} = 3,07 \frac{\sqrt{AD}}{c_e} \quad (18)$$

Onde:

$C_{L, \min S}$ Coeficiente de sustentação para vôo com afundamento mínimo

AD Área de Arrasto (ft^2)

c_e Corda média efetiva (ft)

3,07 Constante

A tabela (10) apresenta os valores trabalhados nesta etapa.

Tabela 10 – Valores consolidados na etapa 10

$C_{L, \min S}$	AD	c_e
1,113	3,017 ft^2	4,791 ft

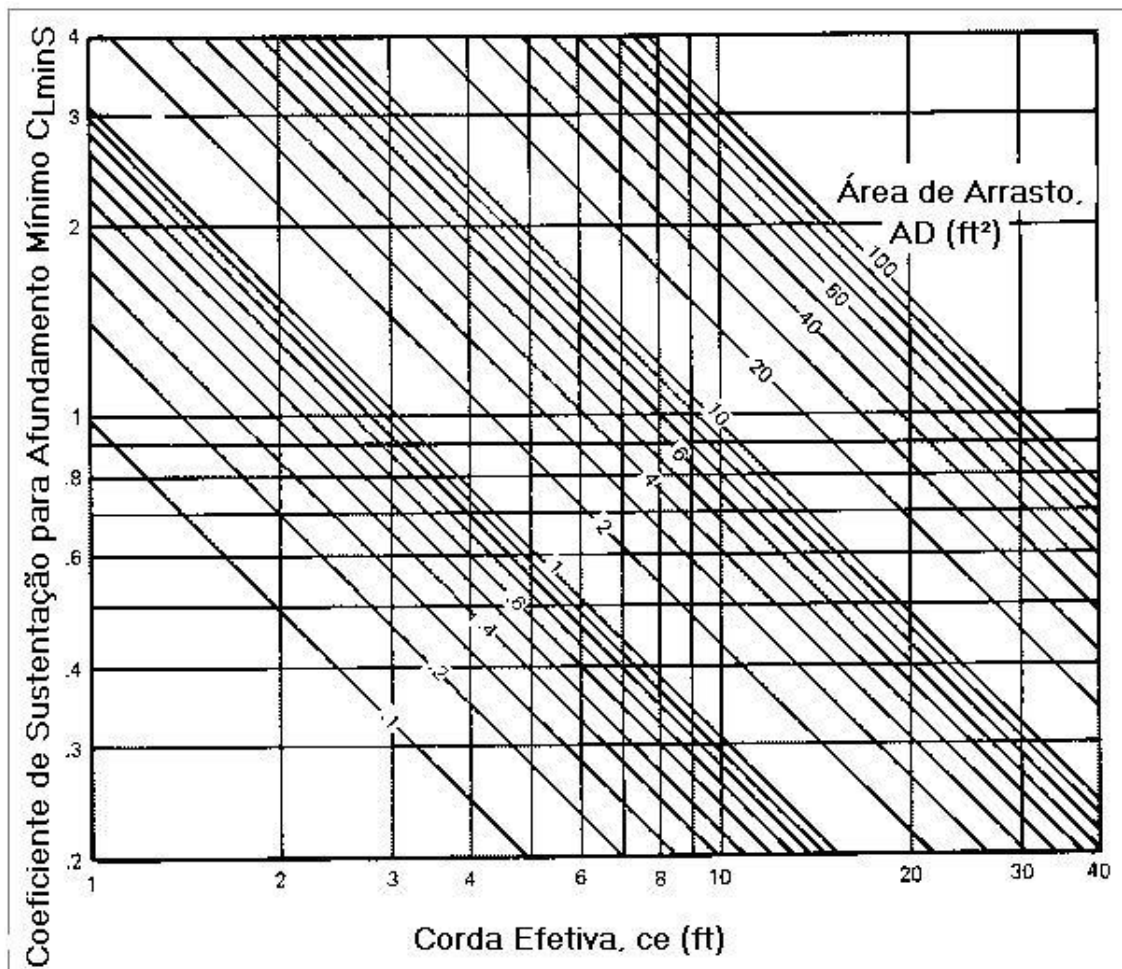


Figura 3.13 - Relação entre $C_{L, \min S}$, AD e c_e . (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

3.11 MÁXIMA RAZÃO DE SUBIDA IDEALIZADA

O propósito desta etapa é encontrar a máxima razão de subida idealizada ($R_{C, \max}^*$) em função da potência do motor (BHP) e do peso grosso (W). Esta razão de subida é o deslocamento vertical ascendente, ou para cima, que o avião se desloca a cada minuto.

A figura 3.14 a seguir, apresenta um motor suspendendo o peso grosso do avião.

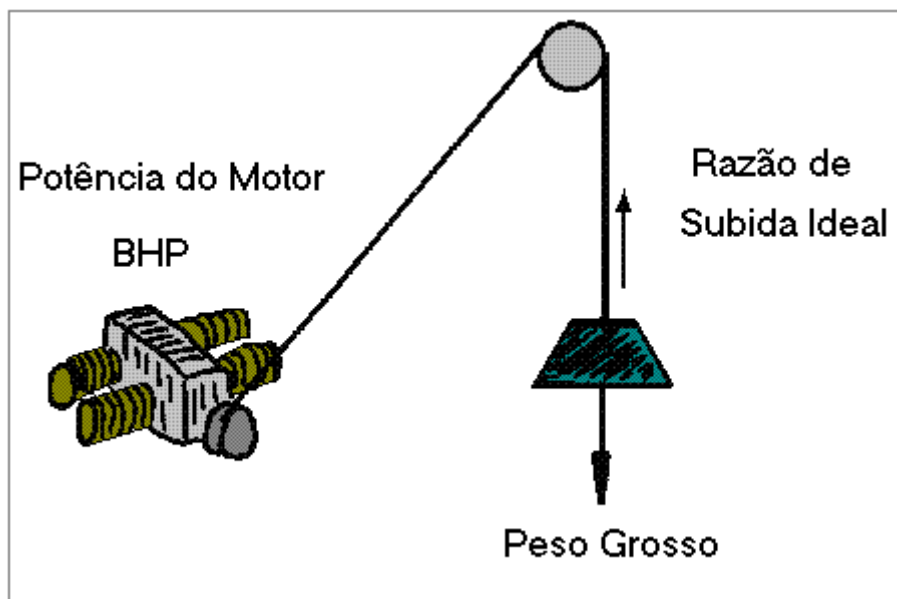


Figura 3.14 – Motor suportando o peso do avião. (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

A equação (19) é usada para calcular a máxima razão de subida idealizada em função do peso (W) e da potência (BHP).

$$BHP = \frac{R_{C, \max}^* W}{33000} \quad (19)$$

Onde:

BHP	Potência do Motor (hp)
$R_{C, \max}^*$	Máxima razão de subida idealizada (fpm)
W	Peso Grosso(lb)
33000	Constante

Para exemplo de cálculo a potência do motor $BHP = 150 hp$ e o peso grosso $W = 1500 lb$. Resolvendo a equação (19) será encontrada uma máxima razão de subida de $3300 fpm$.

A tabela 11 a seguir, apresenta os valores consolidados nesta etapa.

Tabela 11 – Valores consolidados na etapa 11

BHP	W	RC, \max
150 <i>hp</i>	1500 <i>lb</i>	3300 <i>fpm</i>

3.12 TRAÇÃO ESTÁTICA E VELOCIDADE DO AR PARA EFICIÊNCIA DE 74% NA HÉLICE

A partir dos valores encontrados para tamanho do motor (BHP) e diâmetro da hélice (D_p) pode ser encontrado o valor da tração estática (T_s) e a velocidade do ar (V_{prop}) para a hélice resultar numa eficiência de 74%. Esta tração e eficiência são idealizações que podem ser esperadas na prática.

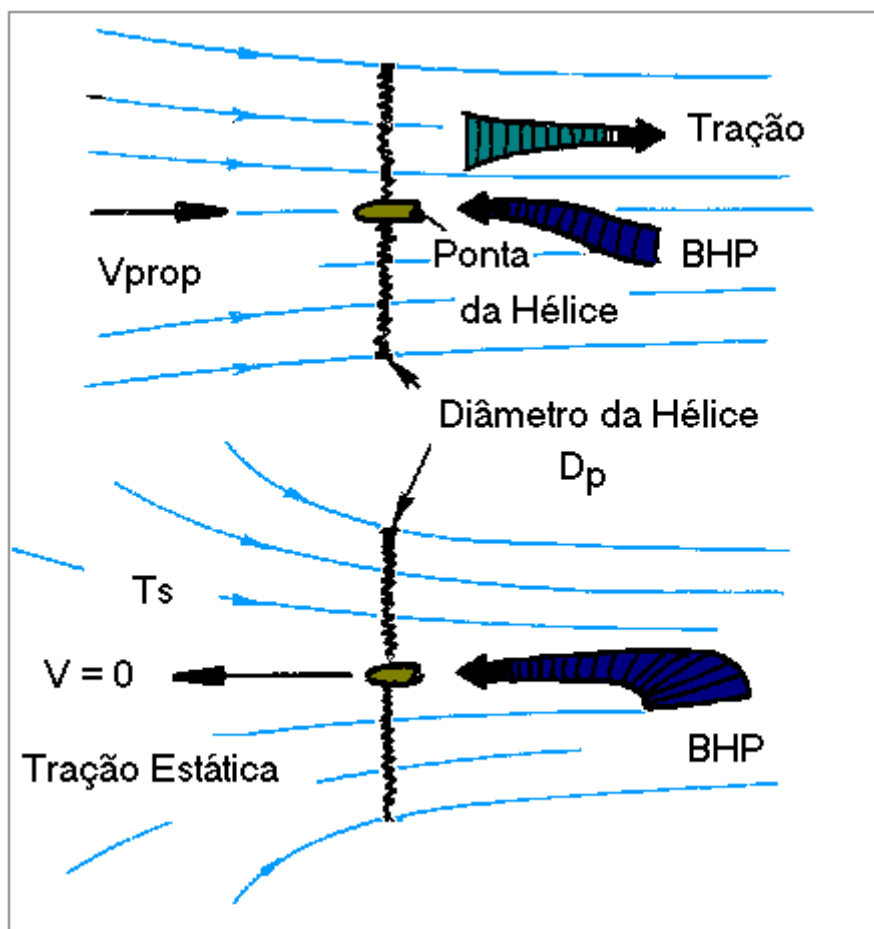


Figura 3.15 - Tração Estática e Vel. do Ar para 74% Eficiência na Hélice. (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

A expressão matemática usada para encontrar a tração estática ao nível do mar é apresentada na equação (20).

$$T_s = 10,41 [BHP D_p]^{2/3} \quad (20)$$

Onde:

T_s Tração estática (*lb*)
 BHP Potência do motor (*hp*)
 D_p Diâmetro da hélice (*ft*)
 10,41 Constante

A velocidade do ar para a hélice será calculada pela equação (21).

$$V_{prop} = 41,8 \left[\frac{BHP}{D_p^2} \right]^{1/3} \quad (21)$$

Onde:

V_{prop} Velocidade do ar (*mph*)
 BHP Potência do motor (*hp*)
 D_p Diâmetro da hélice (*ft*)
 41,8 Constante

Para exemplo de cálculo será assumido que o diâmetro da hélice é de 6 *ft* . Se a potência do motor (BHP) for 150 *hp* , então a tração estática (T_s) será 970,389 *lb* e a velocidade do ar (V_{prop}) será 67,262 *mph* .

A tabela (12) apresenta os valores trabalhados nesta etapa.

Tabela 12 – Valores consolidados na etapa 12

T_s	V_{prop}
970,389 <i>lb</i>	67,262 <i>mph</i>

3.13 NÚMERO MACH

Esta etapa é usada para verificar se a velocidade nas extremidades da hélice não irá se tornar alta demais. Se o número Mach da extremidade da hélice exceder 0,8, a eficiência irá cair bruscamente e o barulho das pás irá aumentar.

A equação (22) calcula o número Mach da extremidade da hélice.

$$M_p = \frac{RPM D_p}{21008} \quad (22)$$

Onde:

- M_p Número Mach
- RPM Rotação (RPM)
- D_p Diâmetro da hélice (ft)
- 21008 Constante

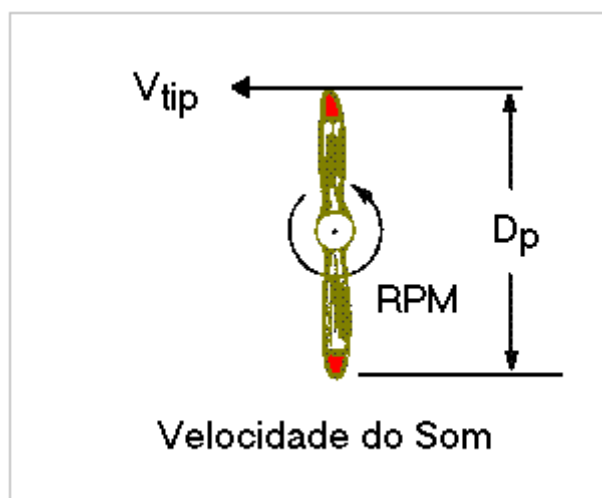


Figura 3.16 - Velocidade nos extremos da hélice. (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

Para exemplo de cálculo será assumido que a rotação (RPM) da hélice será 2700 rpm e o diâmetro (D_p) será 6 ft . Então o número Mach encontrado será 0,771.

A tabela (13) a seguir, apresenta os valores consolidados nesta etapa.

Tabela 13 – Valores consolidados na etapa 13

M_p	RPM	D_p
0,771	2700 rpm	6 ft

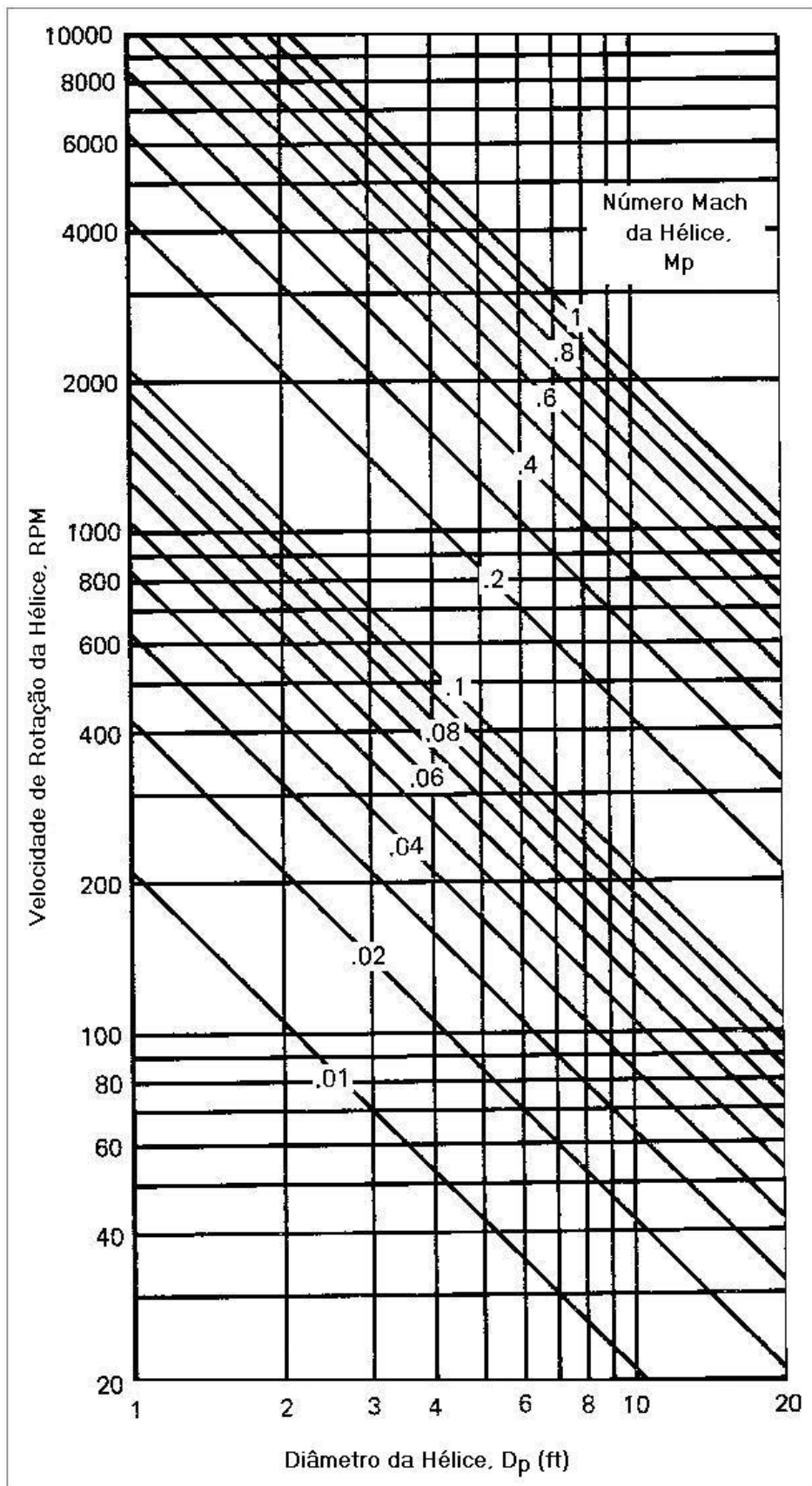


Figura 3.17 - Relação entre D_p , RPM e M_p . (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

3.14 PRIMEIRA VERIFICAÇÃO DE CONSISTÊNCIA DE DADOS

Esta etapa será usada para verificação da consistência de dados. Os valores da velocidade para afundamento mínimo ($V_{\min S}$), razão mínima de afundamento ($R_{S, \min}$) e o planeio máximo ($(L/D)_{\max}$) podem ser relacionados uma vez que $\frac{V_{\min S}}{R_{S, \min}}$ é a razão de sustentação-arrasto sob condições de afundamento mínimo e esta se relaciona com o planeio máximo por meio da equação (23).

$$(L/D)_{\max} = 101.6 \frac{V_{\min S}}{R_{S, \min}} \quad (23)$$

Onde:

$(L/D)_{\max}$	Planeio máximo
$V_{\min S}$	Velocidade para afundamento mínimo
$R_{S, \min}$	Razão mínima de afundamento
101.6	Constante

Para exemplo de cálculo $(L/D)_{\max} = 9,154$, $V_{\min S} = 78,329 \text{ mph}$ e $R_{S, \min} = 869,331 \text{ fpm}$. Os dois lados da equação (23) devem ter o mesmo valor, caso contrário há necessidade de rever os valores calculados anteriormente.

3.15 SEGUNDA VERIFICAÇÃO DE CONSISTÊNCIA DE DADOS

Esta etapa é mais uma verificação de consistência de dados. Foram encontrados os valores da razão de aspecto efetiva (eAR), do coeficiente de arrasto com sustentação zero ($C_{D,0}$) e do coeficiente de sustentação para vôo com afundamento mínimo ($C_{L, \min S}$) que podem ser relacionados por meio da equação (24).

$$C_{L, \min S} = 3.07 \sqrt{eAR C_{D, O}} \quad (24)$$

Onde:

- $C_{L, \min S}$ Coeficiente de sustentação para vôo com afundamento mínimo
 eAR Razão de aspecto efetiva
 $C_{D, O}$ Coeficiente de arrasto com sustentação zero
 3.07 Constante

Para o planeio máximo $(L/D)_{\max}$, será usada a equação (25).

$$(L/D)_{\max} = 0.886 \sqrt{\frac{eAR}{C_{D, O}}} \quad (25)$$

Onde:

- $(L/D)_{\max}$ Planeio máximo
 eAR Razão de aspecto efetiva
 $C_{D, O}$ Coeficiente de arrasto com sustentação zero
 0.886 Constante

Se não for possível equilibrar as equações (24) e (25) então os cálculos deverão ser revisados.

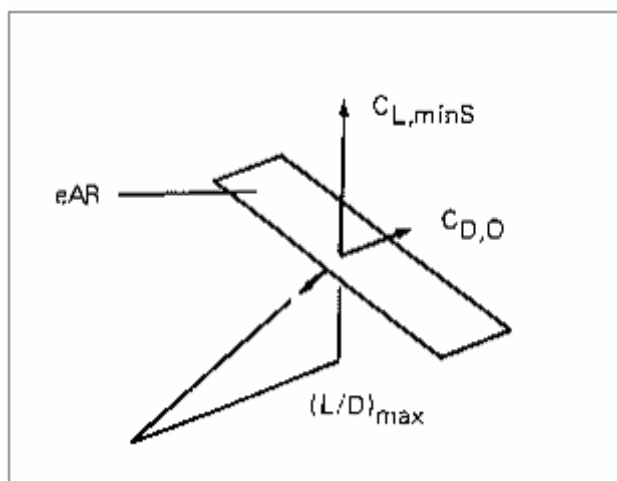


Figura 3.18 - Consistência de dados. (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

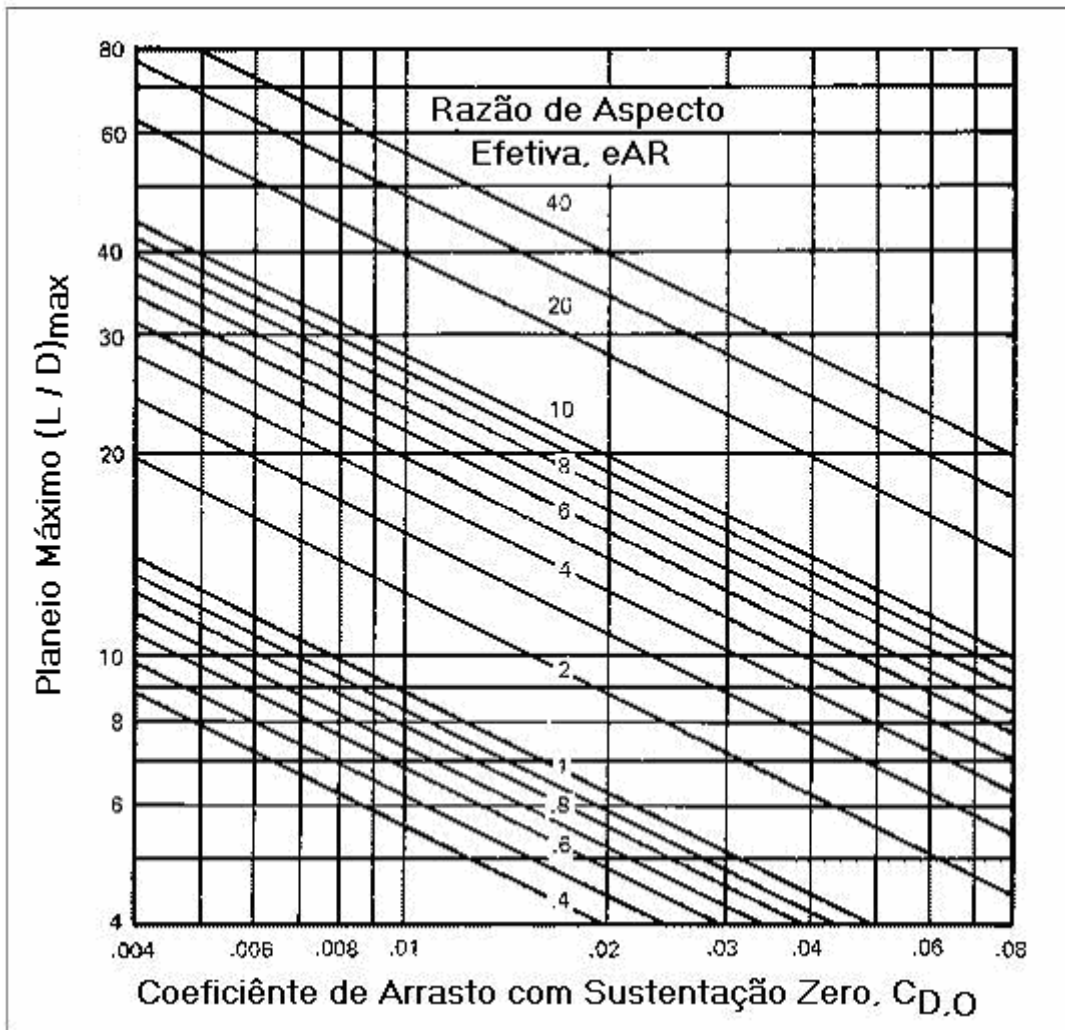


Figura 3.19 - Relação entre $(L/D)_{\max}$, $C_{D,O}$ e eAR . (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

3.16 ÚLTIMA VERIFICAÇÃO DE CONSISTÊNCIA DE DADOS

Esta etapa realizará a última verificação de consistência de dados. Assumindo os valores encontrados de $D_{\min} = 163,869 \text{ lb}$, $W = 1500 \text{ lb}$ e $(L/D)_{\max} = 9.154$ estes devem ser consistentes conforme a relação apresentada pela figura 3.20. Por análise é possível perceber que dividindo W por D_{\min} será possível encontrar o valor de $(L/D)_{\max}$. O ângulo encontrado deve ser mantido em vôo para que ocorra o planoio máximo.

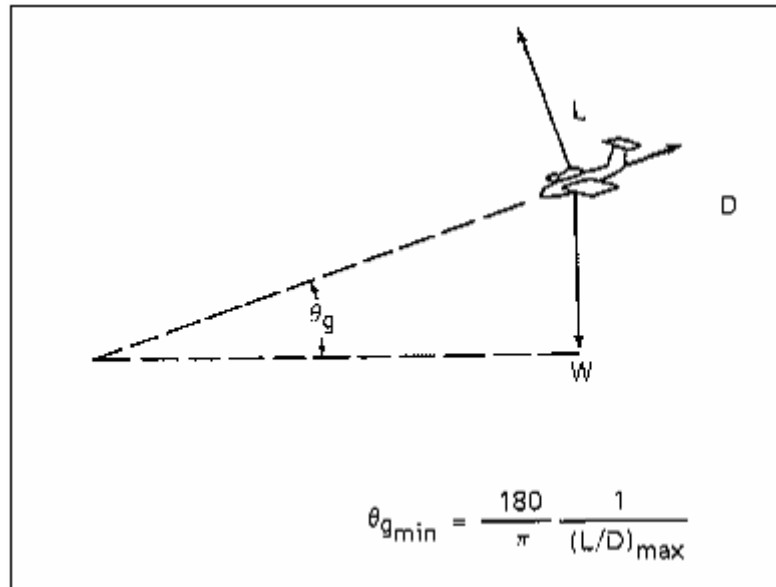


Figura 3.20 - **Consistência de dados.** (CRAWFORD, Donald R. A., 1979)

4 IMPLEMENTAÇÃO DO APLICATIVO

Para a implementação do aplicativo será utilizado o recurso JSP que é a abreviação de Java Server Pages, que em português seria Páginas de Servidor Java. É uma tecnologia orientada a criar páginas web com programação em Java.

Como o aplicativo é implementado em JSP então será preciso também de um servidor TomCat que será responsável pela compilação das classes Java e interpretará as requisições de cada usuário. Para conhecimento, o TomCat utilizado será o 5.0. Esta versão foi escolhida unicamente por estar entre as versões atuais e consagradas.

Por conveniência e praticidade o compilador utilizado será o NetBeans IDE 5.0 que oferece recursos vantajosos em relação a outros compiladores. Além de o NetBeans ser gratuito ele permite integrar servidores, trabalhar com vários projetos distintos e não insere trechos de código automático durante a implementação das páginas HTML ou JSP.

Da mesma forma que o capítulo 3 desta monografia, o aplicativo seguirá a mesma seqüência de etapas para a realização dos cálculos, porém somente até a etapa 13, pois após esta etapa é realizada a verificação de consistência de dados e neste caso, do aplicativo, pode-se assumir que os cálculos são realizados de forma correta tornando a verificação de consistência desnecessária.

No primeiro momento o usuário deverá indicar o nome do avião caso já o tenha, e qual o sistema de medidas (imperial ou métrico) deseja trabalhar. Nos próximos passos o usuário deverá apenas inserir os dados solicitados pelo aplicativo e este por vez irá realizar os cálculos necessários. Ao final de todas as etapas o aplicativo irá gerar um documento do Microsoft Word para impressão do relatório de análise.

A seguir a figura 4 apresenta um fluxograma para facilitar a compreensão da dinâmica do aplicativo.

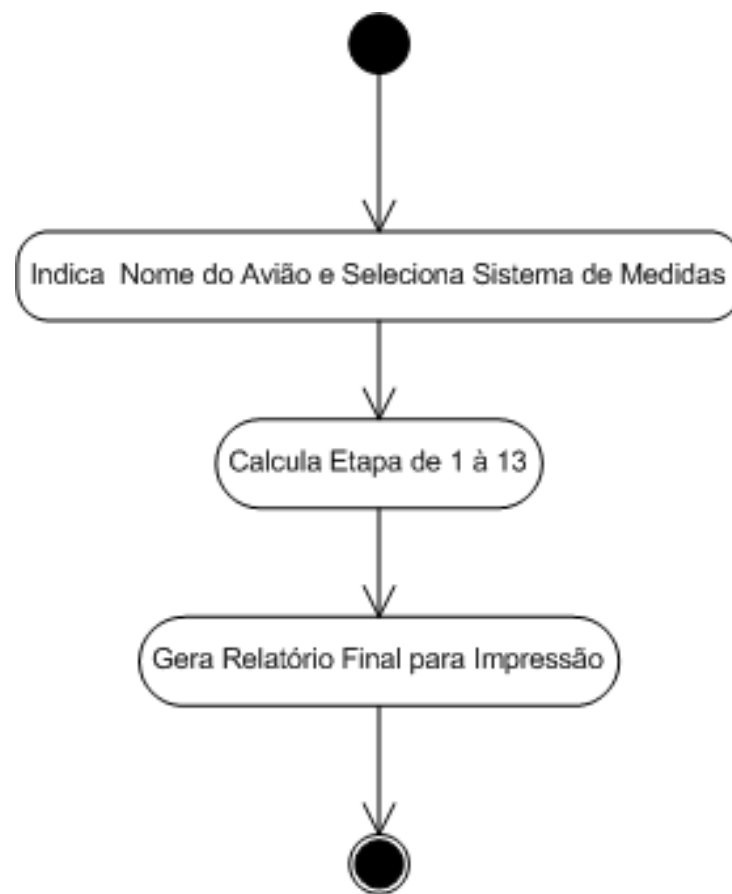


Figura 4.0 – Fluxograma.

A figura 4.1, próxima página, apresenta um fluxograma mais detalhado sobre a dinâmica do aplicativo.

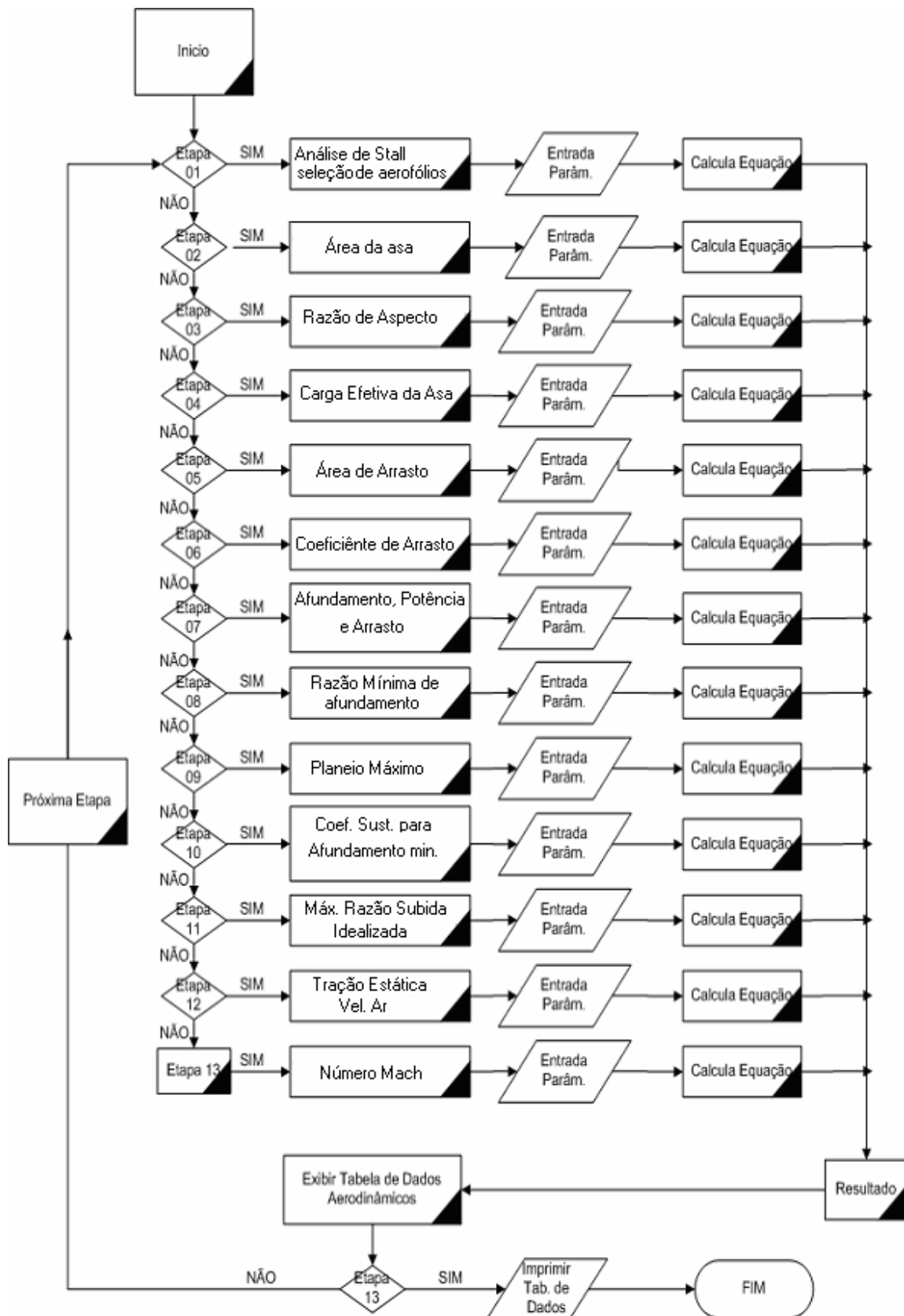


Figura 4.1 – Fluxograma.

4.1 DINÂMICA DO APLICATIVO

A seguir serão apresentadas algumas telas do aplicativo demonstrando, de forma resumida, a análise do Thorp T-18 Tiger e os resultados obtidos ao final.

A figura 5 apresenta a tela inicial do aplicativo. Neste momento o aplicativo solicitará ao usuário que escreva o nome do avião que está sendo analisado ou projetado e qual o sistema de medidas que se deseja trabalhar. Conforme comentado anteriormente a aviação adota como padrão as medidas do Sistema Imperial, mas caso o usuário não esteja adaptado à essas medidas então o aplicativo oferece a opção de trabalhar com sistema métrico, que seria comumente o segundo sistema de medidas mais utilizado.

ANÁLISE DE PERFORMANCE AERODINÂMICA PARAMETRIZADA PARA AVIÕES DE PEQUENO PORTE



Nome do Avião:

Unidades de Medida: Sistema Métrico
 Sistema Imperial

Figura 5.0 – Tela Inicial do Aplicativo.

Após a tela inicial o sistema irá para a primeira etapa de procedimentos (figura 5.1). Os valores preenchidos, nos campos de entrada, são referentes ao Thorp T-18 Tiger. Cada etapa contém uma figura com o intuito de instruir o usuário em relação ao que está sendo analisado. Neste caso o desenho representa o perfil de uma asa com uma certa inclinação e um fluxo de ar reagindo a este perfil. Portanto o que está sendo analisado é o Stall e o Aerofólio ou Perfil da asa. No quadro a direita da figura é apresentado um resumo da análise que está sendo feita. Conforme se avança uma etapa os valores encontrados serão inseridos neste quadro que estará presente em todas as telas até a geração do relatório no Microsoft Word.

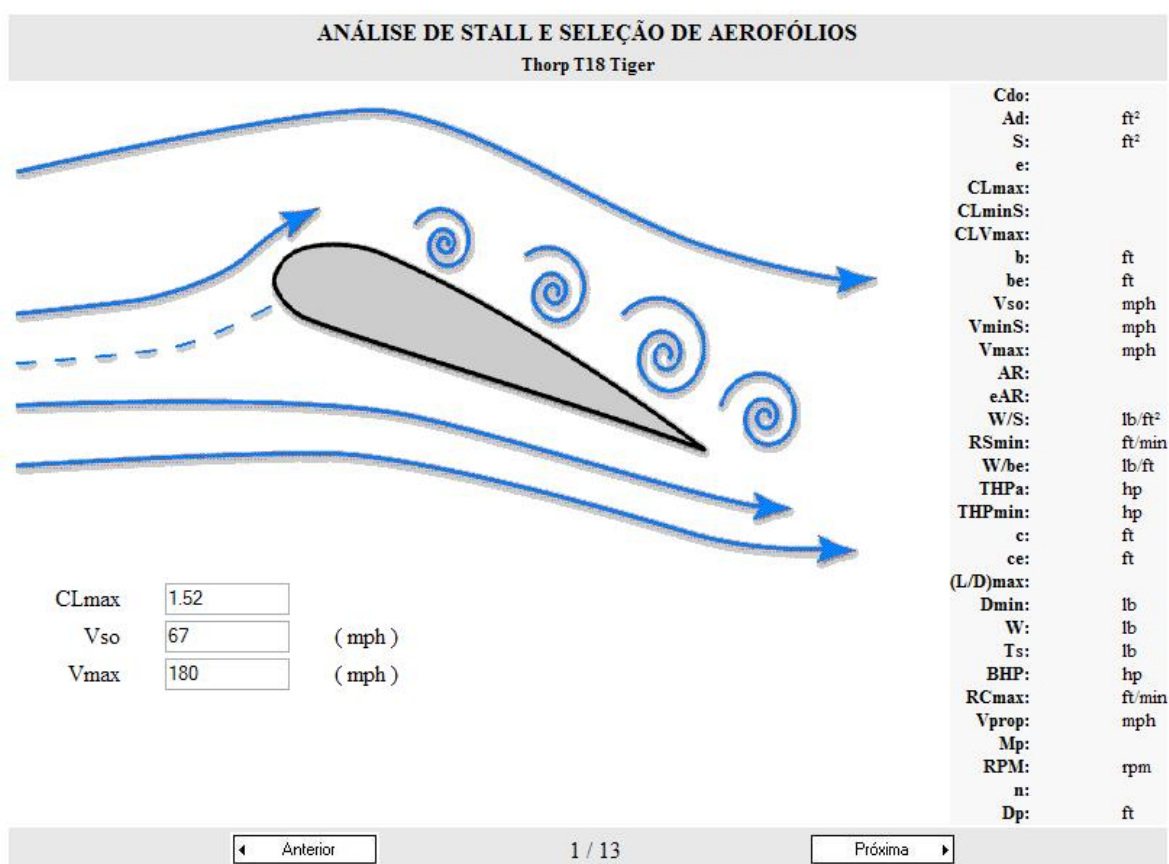


Figura 5.1 – Demonstração da Etapa 1.

A figura 5.2, a seguir, apresenta a etapa 2 em execução. É possível perceber que foram inseridos valores no quadro de análise que são referentes à etapa 1. A qualquer momento o usuário pode clicar em ‘anterior’ e retornar uma etapa. Quando isso acontecer os valores referentes à última etapa executada serão automaticamente apagados assumindo assim que o usuário pretende fazer alterações.

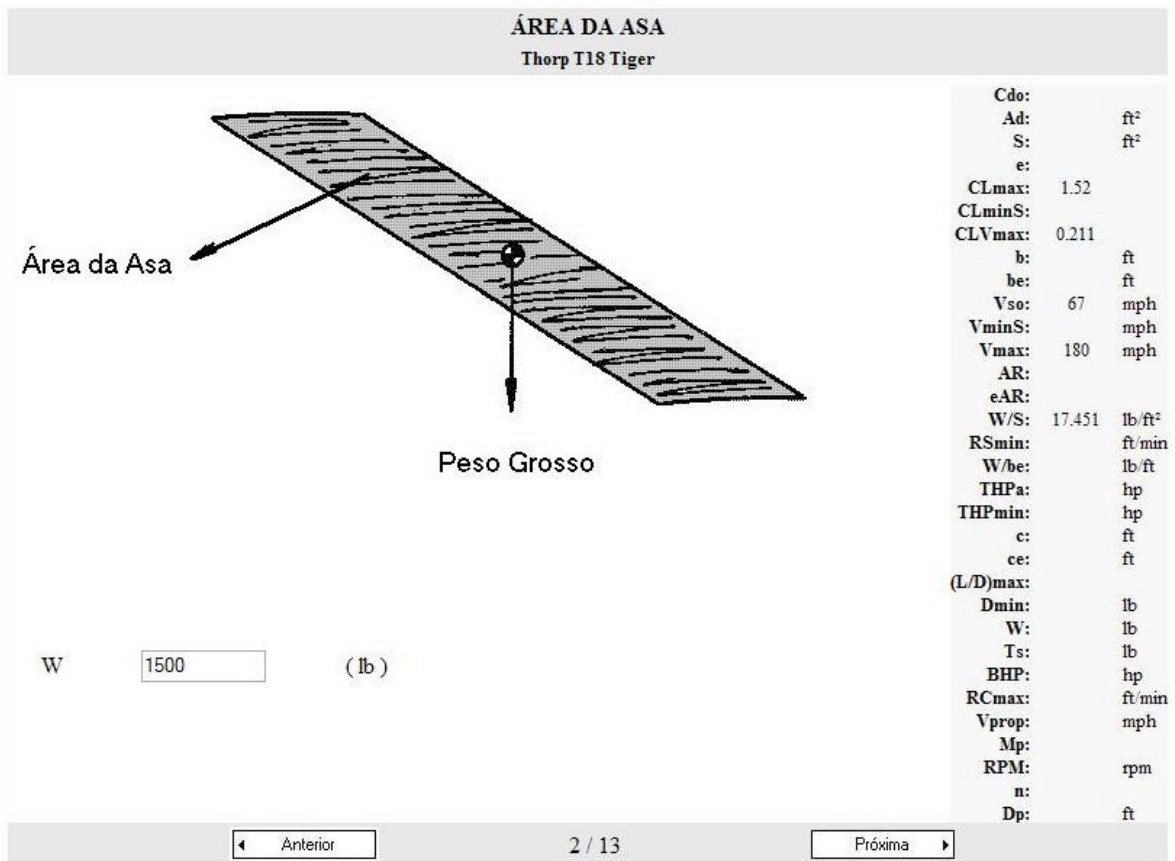


Figura 5.2 – Demonstração da Etapa 2.

Não são todas as etapas do aplicativo que irão solicitar dados do usuário pois os cálculos irão ocorrer de forma automática, mas mesmo assim o aplicativo obriga o usuário a observar a tela em execução para que ele compreenda, por meio do desenho da tela, o que está sendo calculado. A figura 5.3 apresenta um exemplo de tela que não solicita dados do usuário.

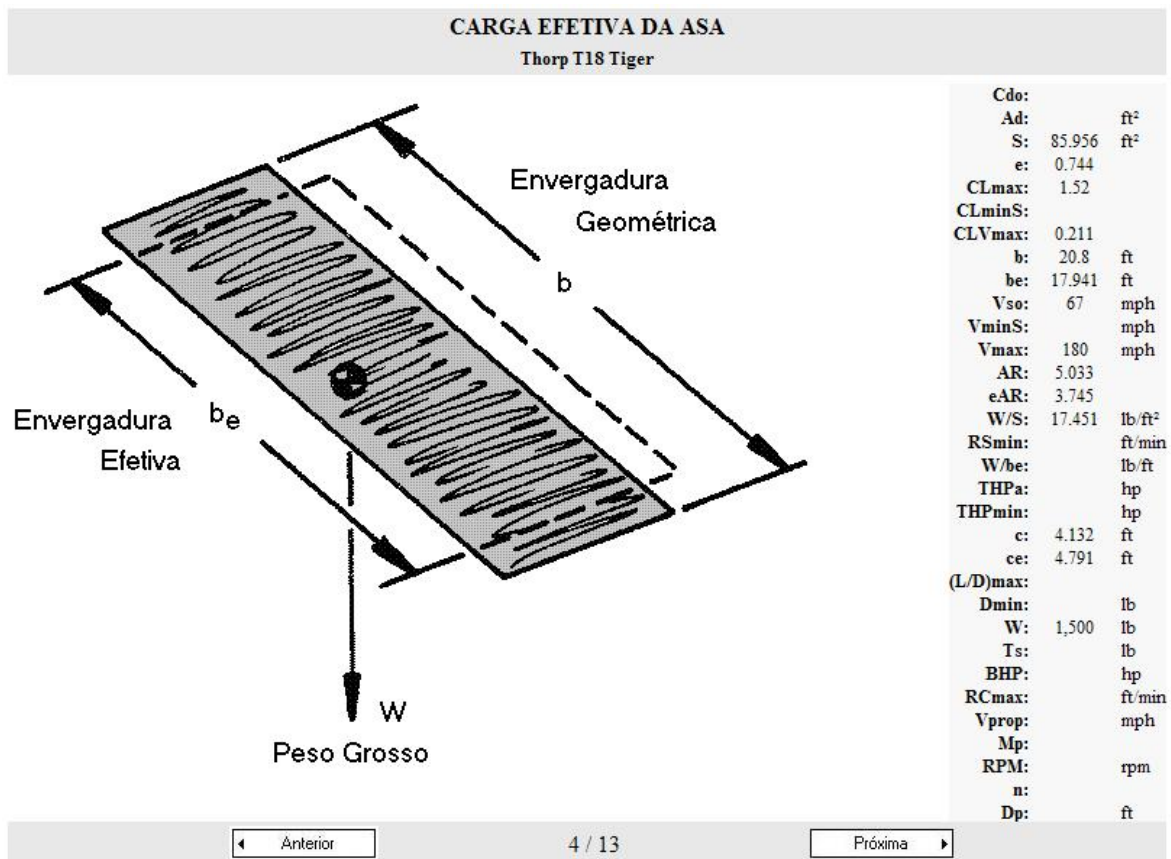
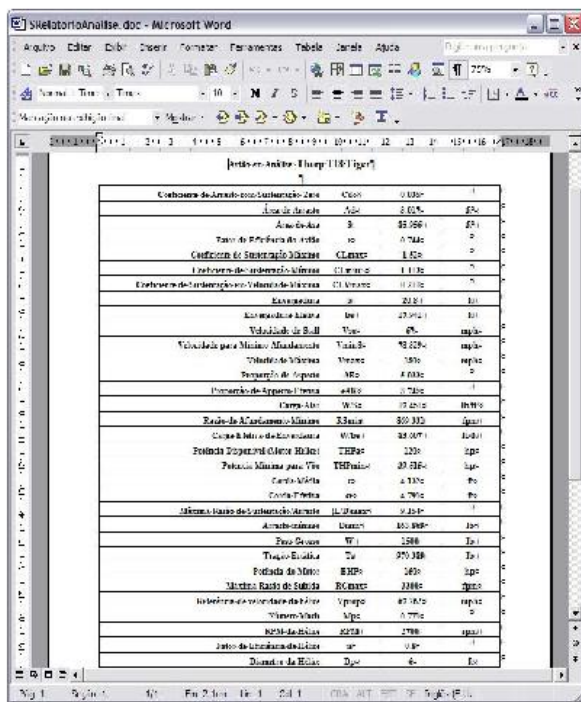


Figura 5.3 – Demonstração de tela que não solicita dados.

Todas as etapas irão prosseguir da mesma forma. Após a etapa 13 será solicitada uma confirmação dos dados expostos para análise, conforme figura 5.4, para que seja gerado o relatório final.

CONFIRMAÇÃO DOS DADOS PARA O RELATÓRIO

Thorp T18 Tiger



The screenshot shows a Microsoft Word document titled 'BikeletorioAnalise.doc'. The main content is a table with 5 columns: 'Descrição', 'Unidade', 'Valor', 'Unidade', and 'Valor'. The table lists various specifications for the 'Thorp T18 Tiger' boat, such as 'Comprimento do Amado com Sustentação Zena', 'Área do Amado', 'Tubo do Propulsor de Fibra', and 'Velocidade para Mínimo Manuseio'. The table is contained within a Word window that has a standard menu bar (Arquivo, Editar, etc.) and a toolbar.

Cdo: 0.035
Ad: 3.017 ft²
S: 85.956 ft²
e: 0.744
CLmax: 1.52
CLminS: 1.113
CLVmax: 0.211
b: 20.8 ft
be: 17.941 ft
Vso: 67 mph
VminS: 78.329 mph
Vmax: 180 mph
AR: 5.033
eAR: 3.745
W/S: 17.451 lb/ft²
RSmin: 869.331 ft/min
W/be: 83.607 lb/ft
THPa: 120 hp
THPmin: 39.515 hp
c: 4.132 ft
ce: 4.791 ft
(L/D)max: 9.154
Dmin: 163.869 lb
W: 1,500 lb
Ts: 970.389 lb
BHP: 150 hp
RCmax: 3,300 ft/min
Vprop: 67.262 mph
Mp: 0.771
RPM: 2,700 rpm
n: 0.8
Dp: 6 ft

Anterior

Próxima

Figura 5.4 – Confirmação dos Dados para o Relatório.

4.2 DIAGRAMA DE CLASSES

A seguir serão apresentadas as especificações das classes que foram criadas para o desenvolvimento do aplicativo.

ESPECIFICAÇÃO DE CLASSES							
IDENTIFICAÇÃO DO PROJETO				SIGLA			
Sistema para cálculos aerodinâmicos							
Nome da Classe	AVIÃO			Versão	1.0		
Descrição da Classe:	Esta classe contém as características de performance aerodinâmica do avião. Ela armazena valores e contém métodos responsáveis pelos cálculos de cada etapa.			Características			
					X	Ator	Persistente
							Abstrata
Atributos							
Vs	Nome de Atributo	Descrição	Tipo	Tamanho			
-	nome	Nome do avião a ser projetado ou analisado	String	-			
	cdo	Coeficiente de arrasto com sustentação zero	double	-			
-	ad	Área de Arrasto	double	-			
-	s	Área de Asa	double	-			
-	clmax	Coeficiente de sustentação máximo	double	-			
-	clminS	Coeficiente de sustentação para afundamento mínimo	double	-			
-	clvmax	Coeficiente de sustentação para velocidade máxima	double	-			
-	b	Envergadura	double	-			
-	be	Envergadura Efetiva	double	-			
-	vso	Velocidade de stall	double	-			
-	vminS	Velocidade para afundamento mínimo	double	-			
-	vmax	Velocidade máxima	double	-			
-	ar	Razão de aspecto	double	-			
-	ear	Razão de aspecto efetivo	double	-			
-	ws	Carga Alar	double	-			
-	rsmin	Razão mínima de afundamento	double	-			
-	wbe	Carga efetiva da asa	double	-			
-	thpa	Tração disponível	double	-			
-	thpmin	Tração mínima para vôo	double	-			
-	c	Corda	double	-			
-	ce	Corda efetiva	double	-			
-	ldmax	Planeio máximo	double	-			
-	dmin	Arrasto mínimo	double	-			

-	w	Peso total de decolagem	double	-
-	ts	Tração estática	double	-
-	bhp	Potência do Motor	double	-
-	rcmax	Máxima razão de subida idealizada	double	-
-	vprop	Velocidade do ar para eficiência de 74% na hélice	double	-
-	mp	Número Mach	double	-
-	rpm	Rotação do Motor	double	-
-	dp	Diâmetro da hélice	double	-
-	e	Fator de eficiência do avião	double	-
-	n	Eficiência da hélice	double	-
Métodos				
Vs	Nome do Método	Parâmetros	Descrição	
+	cargaAlar ()	double pCLmax, double pVso, double pVmax, String pSistemaMedida	Calcula a Carga da Asa	
+	areaDeAsa ()	double pW, String pSistemaMedida	Calcula a Área da asa	
+	razaoAspectoEDerivados ()	double pB, double pE, String pSistemaMedida	Calcula a Razão de aspecto, envergadura, (exatos e efetivos)	
+	cargaEfetivaAsa ()		Calcula a Carga efetiva da Asa	
+	tração()	double pBHP, double pN	Calcula a Tração do motor	
+	arrasto()		Calcula o Arrasto	
+	arrastoPotenciaAfundamentoMin()		Calcula o Arrasto mínimo, Potência Mínima e Adundamento Mínimo	
+	razaoAfundamento ()		Calcula a Razão de afundamento	
+	maximaSustentacaoArrasto()		Calcula o planeio máximo	
+	coeficienteSustEAfundMin()		Calcula o coeficiente de sustentação e adundamento mínimo	
+	maximaRazaoSubida()		Calcula a Razão máxima de subida idealizada	
+	tracaoEstaticaEVprop()	double pDP, String pSistemaMedida	Calcula a Tração estática e Velocidade do ar para ef de 74% da hélice	

+	numeroMAC	double pRPM	Calcula o Número MACH
Nome da Classe		UNIDADE	Versão 1.0
Descrição da Classe:			Características
Esta classe contém métodos responsáveis pela conversão de unidades. Esta conversão pode ser feita de sistema métrico para imperial e vice-versa.			Ator
			X Persistente
			Abstrata
Métodos			
Vs	Nome do Método	Parâmetros	Descrição
+	kg_lb ()	double kg	Converte de kg para lb
+	m_ft()	double m	Converte de m para ft
+	kmh_mph	double kmh	Converte de Kmh para mph
+	kg_m2_lb_ft2()	double kg_m2	Converte de kg_m2 para lb_ft2
+	kgm_lbft()	double kgm	Converte de kgm para lbft
+	m2_ft2	double m2	Converte de m2 para ft2
+	mpm_fpm()	double mpm	Converte de mpm para fpm
+	lb_kg()	double lb	Converte de lb para kg
+	ft_m()	double ft	Converte de ft para m
+	mph_kmh()	double mph	Converte de mph para kmh
+	ft2_mt2()	double ft2	Converte de ft2 para mt2
+	lb_ft2_kg_m2()	double lb_ft2	Converte de lb_ft2 para kg_m2
+	lbft_kgm()	double lbft	Converte de lbft para kgm
+	in_ft()	double in	Converte de in para ft

Obs.: Vs – Visibilidade (+ Pública – Privada # Protegida)

5 RESULTADOS OBTIDOS

Todos os dados calculados pelo aplicativo encontram-se na tabela 14 no mesmo formato do relatório final gerado pelo aplicativo.

Tabela 14 – Resultados da análise do Thorp T-18 Tiger

Coefficiente de Arrasto com Sustentação Zero	Cdo	0.035	
Área de Arrasto	Ad	3.017	ft²
Área de Asa	S	85.956	ft²
Fator de Eficiência do Avião	e	0.744	
Coefficiente de Sustentação Máximo	CLmax	1.52	
Coefficiente de Sustentação Mínimo	CLminS	1.113	
Coefficiente de Sustentação em Velocidade Máxima	CLVmax	0.211	
Envergadura	b	20.8	ft
Envergadura Efetiva	be	17.941	ft
Velocidade de Stall	Vso	67	mph
Velocidade para Mínimo Afundamento	VminS	78.329	mph
Velocidade Máxima	Vmax	180	mph
Razão de Aspecto	AR	5.033	
Razão de Aspecto Efetiva	eAR	3.745	
Carga Alar	W/S	17.451	lb/ft²
Razão de Afundamento Mínimo	RSmin	869.331	fpm
Carga Efetiva da Asa	W/be	83.607	lb/ft
Potência Disponível (Motor-Hélice)	THPa	120	hp
Potência Mínima para Vôo	THPmin	39.515	hp
Corda Média	c	4.132	ft
Corda Efetiva	ce	4.791	ft
Planeio Máximo	(L/D)max	9.154	
Arrasto Mínimo	Dmin	163.869	lb
Peso Total de Decolagem	W	1500	lb
Tração Estática	Ts	970.389	lb
Potência do Motor	BHP	150	hp
Máxima Razão de Subida Idealizada	RCmax	3300	fpm
Velocidade do Ar Para Eficiência de 74% na Hélice	Vprop	67.262	mph
Número Mach	Mp	0.771	
RPM da Hélice	RPM	2700	rpm
Fator de Eficiência da Hélice	n	0.8	
Diâmetro da Hélice	Dp	6	ft

6 VALIDAÇÃO DOS RESULTADOS OBTIDOS

Os resultados obtidos estão apresentados na tabela 15 onde é possível comparar os resultados encontrados pelo aplicativo com os resultados encontrados por Crawford. Por esta tabela é possível notar que tais resultados possuem uma variação muito pequena. Isso significa que os resultados do aplicativo são muito precisos e coerentes, portanto seus resultados são válidos.

Na prática as dimensões físicas não devem ser ignoradas, mas valores como planeio máximo ou velocidade para afundamento mínimo não serão percebidos pelo piloto por tão pouca diferença.

Tabela 15 – Validação dos Resultados Obtidos

Parâmetros	Resultados do Aplicativo	Dados do Avião (Crawford)	Variação
Cdo	0.035	0.035	0
Ad	3.017 ft ²	3 ft ²	0.017
S	85.956 ft ²	86 ft ²	0.044
e	0.744	0.744	-
CLmax	1.52	1.52	-
CLminS	1.113	1.12	0.007
CLVmax	0.211	0.21	0.001
b	20.8 ft	20.8 ft	-
be	17.941 ft	18 ft	0.059
Vso	67 mph	67 mph	-
VminS	78.329 mph	78 mph	0.329
Vmax	180 mph	180 mph	-
AR	5.033	5	0.033
eAR	3.745	3.75	0.005
W/S	17.451 lb/ft ²	17.4 lb/ft ²	0.051
RSmin	869.331 fpm	860 fpm	9.331
W/be	83.607 lb/ft	83 lb/ft	0.607
THPa	120 hp	120 hp	-
THPmin	39.515 hp	39 hp	0.515
c	4.132 ft	4.1 ft	0.032
ce	4.791 ft	4.78 ft	0.011
(L/D)max	9.154	9.2	0.046

Dmin	163.869 lb	163 lb	0.869
W	1500 lb	1500 lb	-
Ts	970.389 lb	970 lb	0.389
BHP	150 hp	150 hp	-
RCmax	3300 fpm	3300 fpm	0
Vprop	67.262 mph	67 mph	0.262
Mp	0.771	0.77	0.001
RPM	2700 rpm	2700 rpm	-
n	0.8	0.8	-
Dp	6 ft	6 ft	-

7 CONCLUSÕES

Esta monografia apresentou de forma simples e resumida uma série de conceitos de aerodinâmica para aviões de pequeno porte, com o objetivo de elaborar um aplicativo para auxiliar a análise aerodinâmica deste tipo de avião.

O embasamento teórico apresentado por esta monografia, incluindo os conceitos de aerodinâmica para aviões, é suficiente para o entendimento dos conceitos essenciais necessários para o projeto de um avião.

Toda a teoria mencionada, nesta monografia, foi traduzida em uma linguagem de programação para reduzir a necessidade de o usuário do aplicativo ter grandes conhecimentos sobre aerodinâmica e para realizar cálculos precisos com maior rapidez e eficiência obrigando o usuário a começar pelo ponto de análise mais prático apresentando cada procedimento de análise de forma instrutiva por meios de figuras representativas e direcionando a análise até o final onde é gerado um relatório para impressão.

Os valores calculados pelo aplicativo foram comparados com os valores do Thorp T-18 Tiger, o que permite observar que os resultados são coerentes e portanto o aplicativo está validado.

O aplicativo desenvolvido atende as necessidades de cálculo para o propósito do trabalho em pauta e poderá ser utilizado pelos leitores uma vez que o mesmo foi validado com sucesso.

O objetivo proposto foi atendido.

7.1 SUGESTÃO PARA TRABALHOS FUTUROS

Havendo interesse em dar continuidade com este trabalho é recomendado que o interessado prossiga com a parte de estabilidade do avião, onde será calculado o balanço da aeronave, área de comandos, área da calda, comprimento da calda, passeio do centro de gravidade e outros recursos que objetivam estabilizar o vôo.

REFERÊNCIAS

- 1 AEROMECH. **Properties of the atmosphere.** [S.I.]. Disponível em: <<http://www.aeromech.usyd.edu.au/aero/atmos.html>>. Acesso em: 27 Aug. 2006.
- 2 ANSWERS. **Aspect Ratio.** [S.I.]. Disponível em: <<http://www.answers.com/topic/aspect-ratio>>. Acesso em: 17 Sept. 2006.
- 3 CRAWFOR, Donald R. **A Practical Guide to Airplane Performance and Design.** United States of America: [s.n.], 1979. il. (Delta Lithograph Company). 206p.
- 4 ENG-TIPS FORUMS. **Aerodynamic Engineering Fórum.** [S.I.]. Disponível em: <<http://www.eng-tips.com/threadminder.cfm?pid=1>>. Acesso em: 20 Aug. 2006.
- 5 FREESHELL. **SA Standard Atmosphere - Graph paper.** [S.I.]. Disponível em: <<http://evoisard.freeshell.org>>. Acesso em: 18 Sept. 2006.
- 6 FREESHELL. **Stuff for Aeronautical Engineering and flight Testing.** [S.I.]. Disponível em: <<http://evoisard.freeshell.org>>. Acesso em: 18 Sept. 2006.
- 7 HILTON, Eduardo. **Dinâmica e Aerodinâmica de Aviões.** Brasil. [s.n.], 1995. il. 310p.
- 8 HILTON, Eduardo. **O Avião.** Brasil. [s.n.], 1998. il. 330p.
- 9 ICAO. **International Civil Aviation Organization.** [S.I.]. Disponível em: <http://www.icao.int/icao/en/m_links.html>. Acesso em: 27 Aug. 2006.
- 10 ICFD Institute of Computational Fluid Dynamics. **Computational Fluid Dynamics and Visualization** . [S.I.]. Disponível em: <<http://selair.selkirk.bc.ca/aerodynamics1/Performance/Page8.html>>. Acesso em: 26 Sept. 2006.
- 11 LOWAGIE. **iText.** [S.I.]. Disponível em: <<http://www.lowagie.com>>. Acesso em: 03 Sept. 2006.
- 12 MADEIRA, John. **Condutos Forçados.** Brasília, DF, 2006. 86p. (Monografia - Faculdade de Ciências Exatas e Tecnologia, Engenharia de Computação.)
- 13 MARINHEIRO, João. **Conhecimentos Técnicos.** [S.I.]. Disponível em: <http://www.airandinas.com/sala_ct.html>. Acesso em: 20 ago. 2006.
- 14 METRIC CONVERSION FACTORS. Department of Transportation. Washington State, Sept, 2006. Disponível em: <<http://www.wsdot.wa.gov/reference/metrics/factors.htm>>. Acesso em: 03 Sept. 2006.

15 NASA. **Aerodynamics**. [S.I.]. Disponível em: <<http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/short.html>>. Acesso em: 20 Aug. 2006.

16 NASA. **Convert Anything to Anything**. [S.I.]. Disponível em: <http://stargazers.gsfc.nasa.gov/students/homework_help.htm>. Acesso em: 03 Sept. 2006.

17 PROFESSIONAL PILOT. **Aerodynamics**. [S.I.]. Disponível em: <<http://www.professionalpilot.ca>>. Acesso em: 21 Sept. 2006.

18 PROFESSIONAL PILOT. **Engine and Propeller Efficiency**. [S.I.]. Disponível em: <<http://selair.selkirk.bc.ca/aerodynamics1/Performance/Page8.html>>. Acesso em: 26 Sept. 2006.

19 SENTANDO A PUA. **Glossário**. [S.I.]. Disponível em: <<http://www.sentandoapua.com.br/thunderbolt/glossario.htm>>. Acesso em: 17 out. 2006.

20 STANFORD. Aircraft Design: **Synthesis and Analysis**. [S.I.]. Disponível em: <<http://adg.stanford.edu/aa241/AircraftDesign.html> >. Acesso em: 18 Sept. 2006.

GLOSSÁRIO

Área da Asa – É a corda multiplicada pela envergadura.

Área de Arrasto – É a área do avião que gera arrasto, tais como fuselagem, asas, empenagens e partes expostas ao fluxo de ar durante o vôo.

Carga Útil – É a carga que o avião suporta ou seja, é o peso do Piloto, Passageiro, quantidade de combustível e bagagens.

Coefficiente de Arrasto – É a quantidade de arrasto provocado por um perfil.

Coefficiente de Sustentação – É a capacidade que tem um perfil de asa de gerar sustentação.

Corda Média - Linha reta desenhada a partir do bordo de ataque de um aerofólio até seu bordo de fuga e medida no meio da Asa.

Diâmetro da Hélice – É o comprimento da hélice medido de uma ponta a outra.

Envergadura - Medida entre as pontas das asas de uma aeronave.

Máxima Razão de Sustentação-Arrasto – É a razão que indica qual será o deslocamento do avião na horizontal para cada unidade de distância deslocada na vertical. Um avião com a razão 8:1 (Lê-se 8 pra 1) se desloca 8 metros (ou unidade de medida) na horizontal a cada 1 metro na vertical. Esta razão é o planeio do avião.

Número Mach - Medida de velocidade em função da velocidade do som. O número Mach é a relação entre a velocidade de um objeto móvel e a velocidade do som - 340 m/s ou 1.220 km/h ao nível do mar.

Peso Grosso – É o peso total que o avião consegue decolar. Este peso conta com motor, piloto e passageiro, estrutura do avião, pneus, bagagens e qualquer objeto ou acessório que possa afetar o peso do avião.

Peso Seco – É o peso da estrutura do avião. O peso seco não considera combustível, peso do piloto e passageiro. Apenas fuselagem e motor.

Potência Disponível – Ver Potência Motor-Hélice.

Potência do Motor – É a potência do motor fornecida pelo fabricante.

Potência Mínima – É a potência mínima do motor, necessária para o avião decolar.

Potência Motor-Hélice – É a potência fornecida pelo conjunto motor e hélice.

Razão de Aspecto – É a relação existente entre a envergadura de uma asa e a corda existente.

Razão de Subida – É o deslocamento vertical ascendente, ou para cima, que o avião se desloca a cada minuto.

Razão Mínima de Afundamento - Razão em que o avião se desloca verticalmente para baixo, medida a cada unidade de tempo.

Rotação – É a velocidade de giros que o motor é capaz de realizar a cada minuto.

Tração Estática – Tração proporcionada pela hélice no instante em que o motor adquire potência máxima na arrancada do avião para a decolagem.

Velocidade para Afundamento Mínimo – É a velocidade adequada para que o avião tenha um afundamento mínimo.

APÊNDICE A – ABREVIACÕES E SÍMBOLOS

Zero-Lift Drag Coefficient	Coefficiente de arrasto com sustentação zero	$C_{D,O}$
Drag Área	Área de Arrasto	A_D (ft^2)
Wing Area	Área de Asa	S (ft^2)
Maximum Lift Coefficient	Coefficiente de Sustentação Máximo	$C_{L,max}$
Lift Coefficient at Minimum Sink Power Conditions	Coefficiente de Sustentação para Afundamento Mínimo	$CL, min S$
	Coefficiente de Sustentação para Velocidade Máxima	$CL,V max$
Span	Envergadura	b (ft)
Effective Span	Envergadura Efetiva	b_e (ft)
Stall Speed	Velocidade de Stall	$V_{s,O}$ (mph)
Speed for Minimum Sink Rate	Velocidade para Afundamento Mínimo	$V_{min S}$ (mph)
Maximum Cruise Speed	Velocidade Máxima	V_{max} (mph)
Aspect Ratio	Razão de Aspecto	AR
Effective Aspect Ratio	Razão de Aspecto Efetiva	eAR
Wing Loading	Carga Alar	W / S (lb / ft^2)
Minimum Sink Rate	Razão de Afundamento Mínimo	RS, min (fpm)
Effective Span Loading	Carga Efetiva da Asa	W / b_e (lb / ft)
Thrust Horsepower Available	Potência Disponível	THP_a (hp)
Minimum Thrust Horsepower	Potência Mínima	THP_{min} (hp)
Chord	Corda	c (ft)
Effective Chord	Corda Efetiva	c_e (ft)
Maximum Lift-to-Drag Ratio	Planeio Máximo	$(L / D)_{max}$
Minimum Drag	Arrasto Máximo	D_{min} (lb)
Weight	Peso Total para Decolagem (Peso Grosso)	W (lb)
Ideal Static Thrust	Tração Estática	T_s (lb)
Engine Brake Horsepower	Potência do Motor	BHP (hp)

Max ideal rate of climb	Máxima Razão de Subida Idealizada	$R_{C, \max}^*$	(<i>fpm</i>)
Speed for 74% propeller efficiency	Velocidade do ar para 74% Eficiência na Hélice	V_{prop}	(<i>mph</i>)
Propeller tip Mach Number	Número Mach	M_p	
Propeller Rotational Speed	Velocidade de Rotação	RPM	(<i>rpm</i>)
Propeller Diameter	Diâmetro da Hélice	D_p	(<i>ft</i>)

APÊNDICE B – UNIDADES

Sistema Métrico para Sistema Imperial

<i>Kg</i>	2.20462262185	<i>lb</i>
<i>m</i>	3.28083989501	<i>ft</i>
<i>Kmh</i>	0.6213712	<i>mph</i>
<i>Kg / m²</i>	0.2048161	<i>lb / ft²</i>
<i>Kgm</i>	0.671968976751	<i>lbft</i>
<i>m²</i>	10.76391	<i>ft²</i>
<i>mpm</i>	3.28084	<i>fpm</i>

Sistema Imperial para Sistema Métrico

<i>lb</i>	0.45359237	<i>Kg</i>
<i>ft</i>	0.3048	<i>m</i>
<i>mph</i>	1.609344	<i>Kmh</i>
<i>ft²</i>	0.09290304	<i>m²</i>
<i>lb / ft²</i>	4.882428	<i>Kg / m²</i>
<i>lbft</i>	1.48816394	<i>Kgm</i>
<i>fpm</i>	0.3048	<i>mpm</i>

Outros

<i>in</i>	0.08333333	<i>ft</i>
-----------	------------	-----------

ANEXO A – CÓDIGO DE PROGRAMAÇÃO

Os recursos do aplicativo estão divididos entre duas classes e uma servlet.

Um servlet é um programa que manipula mensagens de requisição e respostas entre um cliente e um servidor de maneira que as resposta enviadas para o cliente são "construídas" dinamicamente e uma classe Java de uma forma muito simplificada, seria uma ferramenta de comunicação entre o usuário e o seu programa, que apresenta uma série de procedimentos definidos.

A seguir será apresentado o código dos 3 arquivos citados anteriormente. Cada código contém comentários em relação ao propósito de sua criação e da utilização de seus métodos.

Arquivo: Avião.java

```
/*
 * Aviao.java
 *
 * Created on 28 de Agosto de 20,0f0,0f6, 15:0,0f4
 *
 */

package projeto;

import java.lang.Math;
import projeto.Unidade;

/**
 *
 * Classe Aviao
 * @author Leonardo do Nascimento Cunha
 *
 * Esta classe contém todas as características de performance aerodinâmica
```

```
* do avião. Ela armazena valores e contém métodos responsáveis pelos  
* cálculos de cada etapa.  
*/
```

```
public class Aviao {
```

```
    private String nome = "";
```

```
    //Dados do avião que serão lançados para a tabela de performance aerodinâmica
```

```
    private double cdo = 0.0d;
```

```
    private double ad = 0.0d;
```

```
    private double s = 0.0d;
```

```
    private double clmax = 0.0d;
```

```
    private double clminS = 0.0d;
```

```
    private double clvmax = 0.0d;
```

```
    private double b = 0.0d;
```

```
    private double be = 0.0d;
```

```
    private double vso = 0.0d;
```

```
    private double vminS = 0.0d;
```

```
    private double vmax = 0.0d;
```

```
    private double ar = 0.0d;
```

```
    private double ear = 0.0d;
```

```
    private double ws = 0.0d;
```

```
    private double rsmin = 0.0d;
```

```
    private double wbe = 0.0d;
```

```
    private double thpa = 0.0d;
```

```
    private double thpmin = 0.0d;
```

```
    private double c = 0.0d;
```

```
    private double ce = 0.0d;
```

```
    private double ldmax = 0.0d;
```

```
    private double dmin = 0.0d;
```

```
    private double w = 0.0d;
```

```
    private double ts = 0.0d;
```

```
    private double bhp = 0.0d;
```

```
    private double rcmax = 0.0d;
```

```
    private double vprop = 0.0d;
```

```
    private double mp = 0.0d;
```

```
private double rpm = 0.0d;
private double dp = 0.0;
private double e = 0.0;
private double n = 0.0;
```

```
/** Creates a new instance of Aviao */
```

```
public Aviao(String pNomeAviao) {
    nome = pNomeAviao;
}
```

```
/**-----
 * Nome = Nome do avião a ser projetado ou analisado
 * -----*/
```

```
public void setNome(String pNome) {
    nome = pNome;
}
public String getNome() {
    return nome;
}
```

```
/**-----
 * Cdo = Coeficiente de arrasto com sustentação zero
 * -----*/
```

```
public void setCdo(double pCdo) {
    cdo = pCdo;
}
public double getCdo() {
    return cdo;
}
```

```
/**-----
 * Ad = Área de Arrasto
 * -----*/
```

```
public void setAd(double pAd) {
    ad = pAd;
}
```



```

}
public double getAd() {
    return ad;
}

/**-----
 * S = Área de Asa
 * -----*/
public void setS(double pS) {
    s = pS;
}
public double getS() {
    return s;
}

/**-----
 * CLmax = Coeficiente de sustentação máximo
 * -----*/
public void setClmax(double pClmax) {
    clmax = pClmax;
}
public double getClmax() {
    return clmax;
}

/**-----
 * CLmin = Coeficiente de sustentação para afundamento mínimo
 * -----*/
public void setClminS(double pClminS) {
    clminS = pClminS;
}
public double getClminS() {
    return clminS;
}

/**-----
 * CLvmax = Coeficiente de sustentação para velocidade máxima
 * -----*/
public void setClvmax(double pClvmax) {
    clvmax = pClvmax;
}

```

```

}
public double getClvmax() {
    return clvmax;
}

/**-----
 * B = Envergadura
 * -----*/
public void setB(double pB) {
    b = pB;
}
public double getB() {
    return b;
}

/**-----
 * Be = Envergadura Efetiva
 * -----*/
public void setBe(double pBe) {
    be = pBe;
}
public double getBe() {
    return be;
}

/**-----
 * Vso = Velocidade de stall
 * -----*/
public void setVso(double pVso) {
    vso = pVso;
}
public double getVso() {
    return vso;
}

/**-----
 * VminS = Velocidade para afundamento mínimo
 * -----*/
public void setVminS(double pVminS) {
    vminS = pVminS;
}

```

```

}
public double getVminS() {
    return vminS;
}

/**-----
 * Vmax = Velocidade máxima
 * -----*/
public void setVmax(double pVmax) {
    vmax = pVmax;
}
public double getVmax() {

    return vmax;
}

/**-----
 * Ar = Razão de aspecto
 * -----*/
public void setAr(double pAr) {
    ar = pAr;
}
public double getAr() {
    return ar;
}

/**-----
 * Ear = Razão de Aspecto Efetivo
 * -----*/
public void setEar(double pEar) {
    ear = pEar;
}
public double getEar() {
    return ear;
}

/**-----
 * Ws = Carga Alar
 * -----*/
public void setWs(double pWs) {

```

```

    ws = pWs;
}
public double getWs() {
    return ws;
}

/**-----
 * Rsmín = Razão mínima de afundamento
 * -----*/
public void setRsmín(double pRsmín) {
    rsmín = pRsmín;
}
public double getRsmín() {
    return rsmín;
}

/**-----
 * Wbe = Carga efetiva da asa
 * -----*/
public void setWbe(double pWbe) {
    wbe = pWbe;
}
public double getWbe() {
    return wbe;
}

/**-----
 * Thpa = Tração disponível
 * -----*/
public void setThpa(double pThpa) {
    thpa = pThpa;
}
public double getThpa() {
    return thpa;
}

/**-----
 * Thpmin = Tração mínima para vôo
 * -----*/
public void setThpmin(double pThpmin) {

```

```

    thpmin = pThpmin;
}
public double getThpmin() {
    return thpmin;
}

/**-----
 * C = Corda
 * -----*/
public void setC(double pC) {
    c = pC;
}
public double getC() {
    return c;
}

/**-----
 * Ce = Corda efetiva
 * -----*/
public void setCe(double pCe) {
    ce = pCe;
}
public double getCe() {
    return ce;
}

/**-----
 * Ldmax = Planeio Máximo
 * -----*/
public void setLdmax(double pLdmax) {
    ldmax = pLdmax;
}
public double getLdmax() {
    return ldmax;
}

/**-----
 * Dmin = Arrasto mínimo
 * -----*/
public void setDmin(double pDmin) {

```

```

    dmin = pDmin;
}
public double getDmin() {
    return dmin;
}

/**-----
 * W = Peso Total de decolagem
 * -----*/
public void setW(double pW) {
    w = pW;
}
public double getW() {
    return w;
}

/**-----
 * Ts = Tração estática
 * -----*/
public void setTs(double pTs) {
    ts = pTs;
}
public double getTs() {
    return ts;
}

/**-----
 * Bhp = Potência do Motor
 * -----*/
public void setBhp(double pBhp) {
    bhp = pBhp;
}
public double getBhp() {
    return bhp;
}

/**-----
 * Rcmax = Máxima razão de subida idealizada
 * -----*/
public void setRcmax(double pRcmax) {

```

```

    rcmx = pRcmx;
}
public double getRcmx() {
    return rcmx;
}

/**-----
 * Vprop = Velocidade do ar para eficiência de 74% na hélice
 * -----*/
public void setVprop(double pVprop) {
    vprop = pVprop;
}
public double getVprop() {
    return vprop;
}

/**-----
 * Mp = Número Mach
 * -----*/
public void setMp(double pMp) {
    mp = pMp;
}
public double getMp() {
    return mp;
}

/**-----
 * RPM = Rotação do Motor
 * -----*/
public void setRpm(double pRpm) {
    rpm = pRpm;
}
public double getRpm() {
    return rpm;
}

/**-----
 * Dp = Diâmetro da hélice
 * -----*/
public void setDp(double pDp) {

```

```

    dp = pDp;
}
public double getDp() {
    return dp;
}

/**-----
 * E = Fator de eficiência do avião
 * -----*/
public void setE(double pE) {
    e = pE;
}
public double getE() {
    return e;
}

/**-----
 * N = Eficiência da hélice
 * -----*/
public void setN(double pN) {
    n = pN;
}
public double getN() {
    return n;
}

//*****
// Resolução das equações separadas por etapas
//*****

/**-----
 *
 *          E T A P A 0 1
 * Carga Alar
 * -----*/

```



```

public void cargaAlar(double pCLmax, double pVso, double pVmax, String pSistemaMedida) {

    //0 = Sistema Métrico
    if (pSistemaMedida.equals("0")) {
        pVso = Unidade.kmh_mph(pVso);
        pVmax = Unidade.kmh_mph(pVmax);
    }

    setClmax(pCLmax);

    setVmax(pVmax);

    //encontrando carga alar com velocidade e CL minimos
    setWs((clmax * Math.pow(pVso,2)) / 391);

    //Velocidade de stall com flap
    setVso( Math.sqrt((ws * 391) / pCLmax));

    setClvmax( (ws * 391) / (vmax * vmax));

}

/**-----
 *          E T A P A 0 2
 *  Área da asa
 * -----*/
public void areaDeAsa(double pW, String pSistemaMedida ) {

    //0 = Sistema Métrico
    if (pSistemaMedida.equals("0")) {
        pW = Unidade.kg_lb(pW);
    }

    setW(pW);

    setS(w / ws);

}

```

```

/**-----
*           E T A P A 0 3
* Razão de aspecto, envergadura, (exatos e efetivos)
* -----*/
public void razaoAspectoEDerivados(double pB, double pE, String pSistemaMedida) {

    //0 = Sistema Métrico
    if (pSistemaMedida.equals("0")) {
        pB = Unidade.m_ft(pB);
    }

    setB(pB);

    setAr( (b * b) / s);

    setC( b / ar);

    setBe( b * Math.sqrt(pE) );

    setEar( (be * be) / s);

    setCe( be / ear);

    setE(pE);

}

/**-----
*           E T A P A 0 4
* Carga efetiva da asa
* -----*/
public void cargaEfetivaAsa() {

    setWbe( w / be);

}

/**-----

```

```

*           E T A P A 0 5
* Tração do motor
* -----*/
public void tracao(double pBHP, double pN) {

    setBhp(pBHP);

    setN(pN);

    setThpa(n * bhp);

    setAd( (thpa * 146625) / Math.pow(vmax,3));

}

/**-----
*           E T A P A 0 6
* Arrasto
* -----*/
public void arrasto() {

    setCdo( ad / s );

}

/**-----
*           E T A P A 0 7
* Arrasto mínimo, Potência Mínima e Adundamento Mínimo
* -----*/
public void arrastoPotenciaAfundamentoMin() {

    setVminS( (11.29 * Math.sqrt(wbe)) / Math.sqrt(Math.sqrt(ad)));

    setThpmin( 0.03922 * Math.sqrt(Math.sqrt(ad)) * wbe * Math.sqrt(wbe));

    setDmin( w / ((0.8862 * be) / Math.sqrt(ad)) );

}

```

```

/**-----
 *           E T A P A 0 8
 * Razão de afundamento
 * -----*/
public void razaoAfundamento() {

    //calculando o Rs
    setRsmin( (33000 * thpmin) / w);

    //calculando o Rc
    //setRcmax( (33000 * (getThpa() / getW())) - getRsmin());

}

/**-----
 *           E T A P A 0 9
 * Planeio Máximo
 * -----*/
public void maximaSustentacaoArrasto() {

    setLdmax( 0.8862 * be / Math.sqrt(ad));

}

/**-----
 *           E T A P A 1 0
 * Coeficiente de sustentação e afundamento mínimo
 * -----*/
public void coeficienteSustEAfundMin() {

    setClminS((3.07 * Math.sqrt(ad) )/ ce );

}

/**-----
 *           E T A P A 1 1
 * Razão máxima de subida idealizada
 * -----*/
public void maximaRazaoSubida() {

```

```

    setRcmax((33000 * bhp) / w);

}

/**-----
 *          E T A P A 1 2
 * Tração estática e Velocidade do ar para 74% de eficiência na hélice
 * -----*/
public void tracaoEstaticaEVprop(double pDP, String pSistemaMedida) {

    //o parâmetro pDP é passado em polegadas em função das medidas utilizadas
    // pelos fabricantes de hélices. Então aqui é convertido para ft em função
    // do estado em que se encontra a equação.

    //0 = Sistema Métrico
    if (pSistemaMedida.equals("0")) {
        pDP = Unidade.m_ft(pDP);
    }

    setDp(pDP);

    setTs( 10.41 * (Math.pow( (bhp * dp) , (0.666666666667) ) ));

    setVprop( 41.8 * (Math.pow( bhp / Math.pow((dp), 2 ), (0.333333333333))) );

}

/**-----
 *          E T A P A 1 3
 * Número MACH
 * -----*/
public void numeroMAC(double pRPM) {

    setRpm(pRPM);

    setMp((rpm * dp) / 21008);

}

}

```

Arquivo: Unidade.java

```

/*
 * Unidade.java
 *
 *
 * Created on 5 de Setembro de 2006, 10:55
 *
 */

/**
 *
 * Classe Unidade
 * @author Leonardo do Nascimento Cunha
 *
 * Esta classe realiza a conversão de unidades entre sistema métrico e imperial
 *
 */

package projeto;

/**
 *
 * @author lcunha
 */
public class Unidade {

    /** Creates a new instance of Unidade */
    public Unidade() {
    }

    /**-----
     *
     * SISTEMA MÉTRICO PARA IMPERIAL
     *-----*/

    public static double kg_lb(double kg){
        kg = (kg * (2.20462262185));
        return kg;
    }

    public static double m_ft(double m){
        m = (m * (3.28083989501));
        return m;
    }

    public static double kmh_mph(double kmh){
        kmh = (kmh * (0.6213712));
        return kmh;
    }
}

```

```

public static double kg_m2_lb_ft2(double kg_m2){
    kg_m2 = (kg_m2 * (0.2048161));
    return kg_m2;
}

```

```

public static double kgm_lbft(double kgm){
    kgm = (kgm * (0.671968976751));
    return kgm;
}

```

```

public static double m2_ft2(double m2){
    m2 = (m2 * (10.76391));
    return m2;
}

```

```

public static double mpm_fpm(double mpm){
    mpm = (mpm * (3.28084));
    return mpm;
}

```

```

/**-----
                SISTEMA IMPERIAL PARA MÉTRICO
-----*/

```

```

public static double lb_kg(double lb){

    lb = (lb * (0.45359237));
    return lb;
}

```

```

public static double ft_m(double ft){

    ft = (ft * (0.3048));
    return ft;
}

```

```

public static double mph_kmh(double mph){
    mph = (mph * (1.609344));
    return mph;
}

```

```

public static double ft2_mt2(double ft2){
    ft2 = (ft2 * (0.09290304));
    return ft2;
}

```

```

public static double lb_ft2_kg_m2(double lb_ft2){
    lb_ft2 = (lb_ft2 * (4.882428));
    return lb_ft2;
}

```

```

public static double lbft_kgm(double lbft){
    lbft = (lbft * (1.48816394));
}

```

```

    return lbft;
}

public static double fpm_mpm(double fpm){
    fpm = (fpm * (0.3048));
    return fpm;
}

/**-----
                        O U T R A S
-----*/
public static double in_ft(double in){
    in = (in * (0.08333333));
    return in;
}

}

```

Arquivo: SRelatorioAnalise.java

```

/*
 * SRelatorioAnalise.java
 * Esta Servlet tem a função de gerar uma relatório no Ms Word
 * para que possa ser possível imprimir e gravar o arquivo em disco.
 *
 * Created on 4 de Outubro de 2006, 15:55
 *
 */

package relatorio;

import com.lowagie.text.pdf.PdfWriter;
import com.lowagie.text.rtf.RtfWriter2;
import java.io.*;
import java.net.*;
import javax.servlet.*;
import javax.servlet.http.*;
import com.lowagie.text.*;
import projeto.Aviao;

```



```

import projeto.Unidade;
import java.text.DecimalFormat;

/**
 *
 * @author Leonardo do Nascimento Cunha
 * @version 1.0
 */
public class SRelatorioAnalise extends HttpServlet {

    public synchronized boolean executa(HttpServletRequest request, HttpServletResponse response,
    ByteArrayOutputStream pBaos) throws DocumentException, BadElementException, Exception {

        Font TIMES_BOLD_10_UNDERLINE = FontFactory.getFont(FontFactory.TIMES_BOLD, 10,
    Font.UNDERLINE);
        Font TIMES_BOLD_10 = FontFactory.getFont(FontFactory.TIMES_BOLD, 10, Font.BOLD);
        Font TIMES_BOLD_12 = FontFactory.getFont(FontFactory.TIMES_BOLD, 12, Font.BOLD);
        Font TIMES_NORMAL_10 = FontFactory.getFont(FontFactory.TIMES_ROMAN, 10,
    Font.NORMAL);

        Document documento;
        Table tr;
        DecimalFormat decimal = new DecimalFormat("0.###");

        documento = new Document(PageSize.A4, 60, 60, 60, 60);

        //-----CRIANDO E ABRINDO O DOCUMENTO-----
        RtfWriter2 rtfWriter = RtfWriter2.getInstance(documento, pBaos);
        PdfWriter pdfWriter = PdfWriter.getInstance(documento, pBaos);
        documento.open();
        Paragraph paragrafos;

        Aviao aviao = (Aviao)request.getSession().getAttribute("aviao");
        String sistemaMedida = (String)request.getSession().getAttribute("sistemaMedida");

```

```

//-----Nome do Avião-----
paragrafos = new Paragraph();
paragrafos.add(new Chunk( "Avião em Análise: ", TIMES_BOLD_10));
paragrafos.add(new Chunk( (!aviao.getNome().equals("") ?aviao.getNome():""),TIMES_BOLD_12));
paragrafos.setAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
documento.add(paragrafos);

tr = new Table(4);
tr.setWidth(100);
tr.setWidths(new float[]{55, 15, 15, 15});

Cell celula = null;

//-----Cdo-----
celula = new Cell(new Chunk("Coeficiente de Arrasto com Sustentação Zero",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("Cdo",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getCdo() !=
0?decimal.format(aviao.getCdo()):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----Ad-----
celula = new Cell(new Chunk("Área de Arrasto",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

```

```

celula = new Cell(new Chunk("Ad",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getAd() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.ft2_mt2(aviao.getAd())):decimal.format(aviao.getAd()
):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((sistemaMedida.equals("0")?"m²":"ft²"),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----S-----
celula = new Cell(new Chunk("Área de Asa",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("S",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getS() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.ft2_mt2(aviao.getS())):decimal.format(aviao.getS())):"
"),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk( (sistemaMedida.equals("0")?"m²":"ft²"),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----e-----
celula = new Cell(new Chunk("Fator de Eficiência do Avião",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("e",TIMES_BOLD_10));

```

```

celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

```

```

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getE() != 0?
decimal.format(aviao.getE()):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

```

```

celula = new Cell(new Chunk("",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

```

```

//-----CLmax-----
celula = new Cell(new Chunk("Coeficiente de Sustentação Máximo",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

```

```

celula = new Cell(new Chunk("CLmax",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

```

```

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getClmax() != 0?
decimal.format(aviao.getClmax()):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

```

```

celula = new Cell(new Chunk("",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

```

```

//-----CLminS-----
celula = new Cell(new Chunk("Coeficiente de Sustentação Mínimo",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

```

```

celula = new Cell(new Chunk("CLminS",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

```

```

        celula = new Cell(new Chunk((aviao.getClminS() != 0?
decimal.format(aviao.getClminS()):""),TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk("",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

        //-----CLVmax-----
        celula = new Cell(new Chunk("Coeficiente de Sustentação em Velocidade
Máxima",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk("CLVmax",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk((aviao.getClvmax() != 0?
decimal.format(aviao.getClvmax()):""),TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk("",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

        //-----b-----
        celula = new Cell(new Chunk("Envergadura",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk("b",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk((aviao.getB() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.ft_m(aviao.getB())):decimal.format(aviao.getB())):""),
TIMES_BOLD_10));

```

```

celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((sistemaMedida.equals("0")?"m":"ft"),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----be-----
celula = new Cell(new Chunk("Envergadura Efetiva",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("be",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getBe() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.ft_m(aviao.getBe())):decimal.format(aviao.getBe())):""
),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((sistemaMedida.equals("0")?"m":"ft"),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----Vso-----
celula = new Cell(new Chunk("Velocidade de Stall",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("Vso",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getVso() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.mph_kmh(aviao.getVso())):decimal.format(aviao.getV
so())):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

```

```

celula = new Cell(new Chunk((sistemaMedida.equals("0")?"kmh":"mph"),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----VminS-----
celula = new Cell(new Chunk("Velocidade para Mínimo Afundamento",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("VminS",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getVminS() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.mph_kmh(aviao.getVminS())):decimal.format(aviao.ge
tVminS())):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((sistemaMedida.equals("0")?"kmh":"mph"),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----Vmax-----
celula = new Cell(new Chunk("Velocidade Máxima",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("Vmax",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getVmax() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.mph_kmh(aviao.getVmax())):decimal.format(aviao.get
Vmax())):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((sistemaMedida.equals("0")?"kmh":"mph"),TIMES_BOLD_10));

```

```

celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----AR-----
celula = new Cell(new Chunk("Razão de Aspecto",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("AR",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getAr() != 0?
decimal.format(aviao.getAr()):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----eAR-----
celula = new Cell(new Chunk("Razão de Aspecto Efetiva",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("eAR",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getEar() != 0?
decimal.format(aviao.getEar()):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----W/S-----

```



```

celula = new Cell(new Chunk("Carga Alar",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("W/S",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getWs() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.lb_ft2_kg_m2(aviao.getWs())):decimal.format(aviao.g
etWs())):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((sistemaMedida.equals("0")?"kg/m2":"lb/ft2"),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----RSmin-----
celula = new Cell(new Chunk("Razão de Afundamento Mínimo",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("RSmin",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getRsmin() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.fpm_mpm(aviao.getRsmin())):decimal.format(aviao.ge
tRsmin())):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((sistemaMedida.equals("0")?"mpm":"fpm"),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----W/be-----
celula = new Cell(new Chunk("Carga Efetiva da Asa",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);

```

```

tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("W/be",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getWbe() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.lbft_kgm(aviao.getWbe())):decimal.format(aviao.getW
be())):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((sistemaMedida.equals("0")?"kg/m":"lb/ft"),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----THPa-----
celula = new Cell(new Chunk("Potência Disponível (Motor-Hélice)",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("THPa",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getThpa() != 0?
decimal.format(aviao.getThpa())):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("hp",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----THPmin-----
celula = new Cell(new Chunk("Potência Mínima para Voo",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("THPmin",TIMES_BOLD_10));

```

```

celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getThpmin() != 0?
decimal.format(aviao.getThpmin()):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("hp",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----c-----
celula = new Cell(new Chunk("Corda Média",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("c",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getC() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.ft_m(aviao.getC())):decimal.format(aviao.getC())):""),
TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((sistemaMedida.equals("0")?"m":"ft"),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----ce-----
celula = new Cell(new Chunk("Corda Efetiva",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("ce",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

```

```

        celula = new Cell(new Chunk((aviao.getCe() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.ft_m(aviao.getCe())):decimal.format(aviao.getCe())):""
),TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk((sistemaMedida.equals("0")?"m":"ft"),TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

//------(L/D)max-----
        celula = new Cell(new Chunk("Planeio Máximo",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk("(L/D)max",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk((aviao.getLdmax() != 0?
decimal.format(aviao.getLdmax()):""),TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk("",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

//-----Dmin-----
        celula = new Cell(new Chunk("Arrasto Mínimo",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk("Dmin",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

```

```

        celula = new Cell(new Chunk((aviao.getDmin() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.lb_kg(aviao.getDmin())):decimal.format(aviao.getDmi
n())):""),TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk((sistemaMedida.equals("0")?"kg":"lb"),TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

//-----W-----
        celula = new Cell(new Chunk("Peso Total de Decolagem",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk("W",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk((aviao.getW() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.lb_kg(aviao.getW())):decimal.format(aviao.getW())):""
),TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk((sistemaMedida.equals("0")?"kg":"lb"),TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

//-----Ts-----
        celula = new Cell(new Chunk("Tração Estática",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk("Ts",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

```

```

        celula = new Cell(new Chunk((aviao.getTs() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.lb_kg(aviao.getTs())):decimal.format(aviao.getTs())):"
"),TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk((sistemaMedida.equals("0")?"kg":"lb"),TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

//-----BHP-----
        celula = new Cell(new Chunk("Potência do Motor",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk("BHP",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk((aviao.getBhp() != 0?
decimal.format(aviao.getBhp()):""),TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk("hp",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

//-----RCmax-----
        celula = new Cell(new Chunk("Máxima Razão de Subida Idealizada",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk("RCmax",TIMES_BOLD_10));
        celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
        tr.addCell(celula);

        celula = new Cell(new Chunk((aviao.getRcmax() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.fpm_mpm(aviao.getRcmax())):decimal.format(aviao.g
etRcmax())):""),TIMES_BOLD_10));

```

```

celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((sistemaMedida.equals("0")?"mpm":"fpm"),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----Vprop-----
celula = new Cell(new Chunk("Velocidade do Ar Para Eficiência de 74% na
Hélice",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("Vprop",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getVprop() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.mph_kmh(aviao.getVprop())):decimal.format(aviao.get
Vprop())):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((sistemaMedida.equals("0")?"kmh":"mph"),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----Mp-----
celula = new Cell(new Chunk("Número Mach",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("Mp",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getMp() != 0?
decimal.format(aviao.getMp())):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

```

```

celula = new Cell(new Chunk("",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----RPM-----
celula = new Cell(new Chunk("RPM da Hélice",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("RPM",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getRpm() != 0?
decimal.format(aviao.getRpm()):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("rpm",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

//-----N-----
celula = new Cell(new Chunk("Fator de Eficiência da Hélice",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("n",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getN() != 0?
decimal.format(aviao.getN()):""),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

```



```

//-----Dp-----
celula = new Cell(new Chunk("Diâmetro da Hélice",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_RIGHT);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk("Dp",TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((aviao.getDp() != 0?
(sistemaMedida.equals("0")?decimal.format(Unidade.ft_m(aviao.getDp())):decimal.format(aviao.getDp())):"
"),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

celula = new Cell(new Chunk((sistemaMedida.equals("0")?"m":"ft"),TIMES_BOLD_10));
celula.setHorizontalAlignment(Element.ALIGN_CENTER);
tr.addCell(celula);

documento.add(tr);

documento.close();
return true;

}

public void doGet(HttpServletRequest request, HttpServletResponse response) throws ServletException,
IOException {

    ByteArrayOutputStream baos=new ByteArrayOutputStream();

```

```
try
{
    if (executa(request, response, baos)) {
        response.setContentType("application/msword");
        //Passando para a saida o tamanho do conteúdo a ser enviado.
        response.setContentLength(baos.size());
        ///Passando o pdf para a saída.
        response.getOutputStream().write(baos.toByteArray());
        response.getOutputStream().flush();
        response.getOutputStream().close();
    }
} catch (Exception ex) {
    response.getOutputStream().println("Erro: "+ex);
    ex.printStackTrace(System.err);
}

}

//Process the HTTP Post request
public void doPost(HttpServletRequest request, HttpServletResponse response) throws
    ServletException, IOException {
    doGet(request,response);
}

}
```