
MANUAL DO USUÁRIO



LUCAS DE ASSIS SILVA

Universidade Federal do Espírito Santo

VITÓRIA, BRASIL

2019

*Este trabalho é dedicado ao aprendizado,
aos amigos e aos ótimos momentos proporcionados
pela Equipe AVES e pelo programa Ciência sem Fronteiras.*

Agradecimentos

Os agradecimentos principais são direcionados ao Guilherme Fabiano M. dos Santos, ao Leonardo de Assis Silva, à Vanessa Gomes Valadão, a todos da [Equipe AVES](#) que contribuíram para que este programa conseguisse se tornar realidade e ao *MathWorks Student Competition Program* por ter cedido a licença utilizada para o desenvolvimento do projeto.

Os agradecimentos especiais são direcionados aos meus pais, que sempre me ajudam, incentivam e apoiam; e ao programa Ciência sem Fronteiras, que gerou grande motivação para este trabalho.

Sumário

	Introdução	6
I	GERANDO E TRABALHANDO COM GRÁFICOS	7
1	ARQUIVO	8
1.1	Compatibilidade de dados com o programa	8
1.2	Abrir	8
1.3	Abrir em nova aba	8
1.4	Converter arquivo	8
1.5	Mesclar figuras (.fig)	9
1.6	Salvar e carregar <i>Workspace</i>	9
2	EXPORTAR	10
2.1	Dados	10
2.2	Gráficos	10
2.3	Dois eixos y (Layout 3)	10
3	OPÇÕES	11
3.1	Preferências	11
3.2	Idioma	11
4	AJUDA	12
5	LAYOUTS	13
5.1	Layout 1	13
5.2	Layout 2	14
5.3	Layout 3	15
6	FERRAMENTAS PARA OS GRÁFICOS	17
6.1	Ampliar / Reduzir	17
6.2	Mover	17
6.3	Cursor de dados	17
7	ABAS	18

II	ESTATÍSTICA	19
8	BARRAS DE ERRO	20
9	REJEIÇÃO DE DADOS	22
9.1	Crítério de Chauvenet	22
9.1.1	Aplicativo	22
9.1.2	Revisão bibliográfica	23
III	AERONÁUTICA	25
10	CARTÃO DE VOO	26
10.0.1	Aplicativo	26
10.0.2	Revisão bibliográfica	26
11	ATMOSFERA	27
11.1	Altitude densidade	27
11.1.1	Aplicativo	27
11.1.2	Revisão bibliográfica	28
12	DESEMPENHO	30
12.1	Decolagem e pouso	30
12.1.1	Aplicativo	30
12.1.2	Revisão bibliográfica	31
12.2	Razão de subida e descida	34
12.2.1	Aplicativo	34
12.2.2	Revisão bibliográfica	35
12.3	Curva	38
12.3.1	Aplicativo	38
12.3.2	Revisão bibliográfica	39
12.4	Velocidade de estol	42
12.4.1	Aplicativo	42
12.4.2	Revisão bibliográfica	43
12.5	Trajetória de voo	47
12.5.1	Aplicativo	47
12.6	Polar de arrasto	50
12.6.1	Aplicativo	50
12.6.2	Revisão bibliográfica	53
13	ESTABILIDADE E CONTROLE	56
13.1	Ponto neutro	56

13.1.1	Aplicativo	56
13.1.2	Revisão bibliográfica	58
13.2	Análise dinâmica	60
13.2.1	Aplicativo	60
13.2.2	Revisão bibliográfica	65
 REFERÊNCIAS		 70

Introdução

Este documento é um manual que auxilia a sanar dúvidas referentes ao ICXS. Além de esclarecer cada função do programa, ele explica a teoria por trás de alguns aplicativos.

ICXS – lê-se em inglês *I see axes* – é um programa criado por Lucas de Assis Silva como projeto de iniciação científica orientado pelo Prof. Dr. Guilherme F. M. dos Santos.

Desenvolvido em MATLAB, com licença da Equipe AVES cedida pelo *MathWorks Student Competition Program*, o principal objetivo dessa ferramenta, como indica seu slogan: *Beyond the data* (Além dos dados), é auxiliar na análise de dados.

O propósito inicial desse *software* é ajudar nos estudos aeronáuticos relacionados a ensaios de voo e simulações. Assim, aplicativos foram desenvolvidos para calcular as propriedades das aeronaves, baseando-se em metodologias disponíveis nas literaturas e análises estatísticas. Dessa forma, objetiva-se reduzir o tempo de análise dos dados após a aquisição deles de forma a não atrasar o projeto da aeronave com os testes de voo.

É importante ressaltar que esse programa é gratuito e foi desenvolvido para o uso acadêmico.

Dúvidas? Entre em contato: <www.linkedin.com/in/lucas-de-assis-silva/>

Parte I

Gerando e trabalhando com gráficos

1 Arquivo

1.1 Compatibilidade de dados com o programa

Tipo de arquivo: MATLAB (*.mat*), Excel (*.xls**) ou *Comma-separated values* (*.csv*, *.txt*, *.dat*).

Cabeçalho: o nome de cada série de dados deve ser compatível com os nomes aceitáveis pelo MATLAB® para suas variáveis <www.mathworks.com/help/matlab/matlab_prog/variable-names.html>.

Dados: Os dados devem estar em **formato colunar** e todas variáveis devem apresentar **vetores de mesmo tamanho**.

1.2 Abrir

Abre arquivo na aba selecionada. Para acionar esta função, pode-se também selecionar (**Ctrl** + **O**).

Caso nenhum arquivo tenha sido aberto ainda, abre uma nova aba.

1.3 Abrir em nova aba

Abre arquivo em nova aba. Para acionar esta função, pode-se também selecionar (**Ctrl** + **T**).

Caso nenhum arquivo tenha sido aberto ainda, cria uma nova aba.

1.4 Converter arquivo

Converter arquivo para .mat...: converte arquivos de Excel (*.xls**) ou *Comma-separated values* (*.csv*, *.txt*, *.dat*) para MATLAB (*.mat*). Essa função é bem útil caso algum arquivo que será aberto várias vezes não esteja na extensão *.mat*, tendo em vista que abrir arquivo nesse formato é muito mais rápido.

Converter de .mat...: converte arquivos de MATLAB (*.mat*) para Excel (*.xlsx*) ou *Comma-separated values* (*.csv*).

1.5 Mesclar figuras (.fig)

Combina um conjunto de figuras selecionadas pelo usuário em uma única figura.

Ao selecionar esse menu, deve-se primeiramente escolher a figura base, da qual serão copiadas propriedades como: título do gráfico e dos eixos e tamanho do gráfico e da fonte do texto. Em seguida, deve-se selecionar as outras figuras que também serão unidas. Caso alguma figura não tenha legenda, sua legenda será o próprio nome do arquivo. Dessa forma, recomenda-se que arquivos com múltiplos dados tenham legenda já definida.

1.6 Salvar e carregar *Workspace*

Possibilita salvar e carregar o nome de cada variável que está sendo plotada em todos os gráficos. Dessa forma, é possível replicar as análises com diferentes arquivos que contenham variáveis de mesmo nome ao carregar o ***Workspace*** salvo anteriormente.

Exemplo: ao analisar a decolagem do avião, parâmetros como velocidade, distância, altura e atuação do profundor podem ser parâmetros importantes de se avaliar. Pode-se plotar esses dados, salvar o workspace e carregar sempre que a decolagem for analisada.

Salvar workspace: salva um arquivo com os nomes das variáveis utilizadas.

Carregar workspace: carrega arquivo com os nomes das variáveis. Caso este comando seja usado e os dados do programa não possuírem todas as variáveis carregadas, ele mostra as existentes e ignora as outras.

2 Exportar

A função de exportar do programa contém duas finalidades principais, exportar dados ou gráficos.

2.1 Dados

Exporta todos os **dados** da aba selecionada, considerando os **limites** (intervalos) definidos em um dos **Layouts**, aquele selecionado no **menu**.

Esses dados podem ser exportados nos formatos MATLAB (*.mat*), Excel (*.xlsx*) ou *Comma-separated values* (*.csv*).

2.2 Gráficos

Exporta o gráfico selecionado da interface principal para uma nova janela. Nessa nova janela, é possível **modificar** as características do gráfico e **salvá-lo** em diferentes formatos.

No caso do gráfico do Layout 3, além de simplesmente exportá-lo da forma que ele é exibido, existe também a opção de exportá-lo com *2 eixos y diferentes*. Essa opção é explicada na seção seguinte.

2.3 Dois eixos y (Layout 3)

Exporta o gráfico do Layout 3 com uma variável sendo representada por um eixo na esquerda e outra por um eixo na direita do gráfico.

Os **dados de Y** são definidos como os **2 primeiros do *listbox*** que estão selecionados. Além disso, o valor deles na nova figura será o valor absoluto, independente se a opção *Plotar usando porcentagem* estiver selecionada.

Limites do eixo X: são iguais aos apresentados na interface principal.

Limites dos eixos Y: são escolhidos automaticamente de forma a apresentar melhor os dados.

Nota: Este comando só funciona caso pelo menos 2 variáveis do *listbox* do Layout 3 estiverem selecionadas.

3 Opções

3.1 Preferências

Este menu, que também pode ser ativado pelo comando (**Ctrl + P**), modifica algumas características da aparência dos gráficos do programa.

Estilo da linha: seleciona o estilo da linha, podendo ser **sólida** ou de **pontos**. Predefinido: sólido.

Cor da linha: seleciona por meio de um **selecionador de cores** (*color picker*) a cor das linhas. Essa cor escolhida não é válida para o [Layout 3](#). Predefinido: azul.

Marca decimal: seleciona se o separador decimal será **vírgula** ou **ponto**. Caso a **vírgula** seja definida como separador decimal, ela **só aparecerá quando o gráfico for exportado**. Predefinido: ponto.

Tamanho da fonte: seleciona o tamanho da fonte dos eixos e da legenda dos gráficos. Predefinido: 12.

Aplicar: aplica ao programa as modificações selecionadas neste menu, fechando a janela das preferências.

Restaurar: as características dos gráficos voltam a ser as **predefinidas**, fechando a janela das preferências.

3.2 Idioma

Seleciona o idioma do programa, podendo ser **Inglês** ou **Português (Brasil)**.

Nota: mesmo selecionando **Português** como idioma do programa, os menus iterativos que surgem ao clicar nos gráficos com o botão direito continuam em **inglês**, assim como o menu da janela aberta ao exportar os gráficos.

4 Ajuda

Este menu abre o “**Manual do usuário**”.

5 Layouts

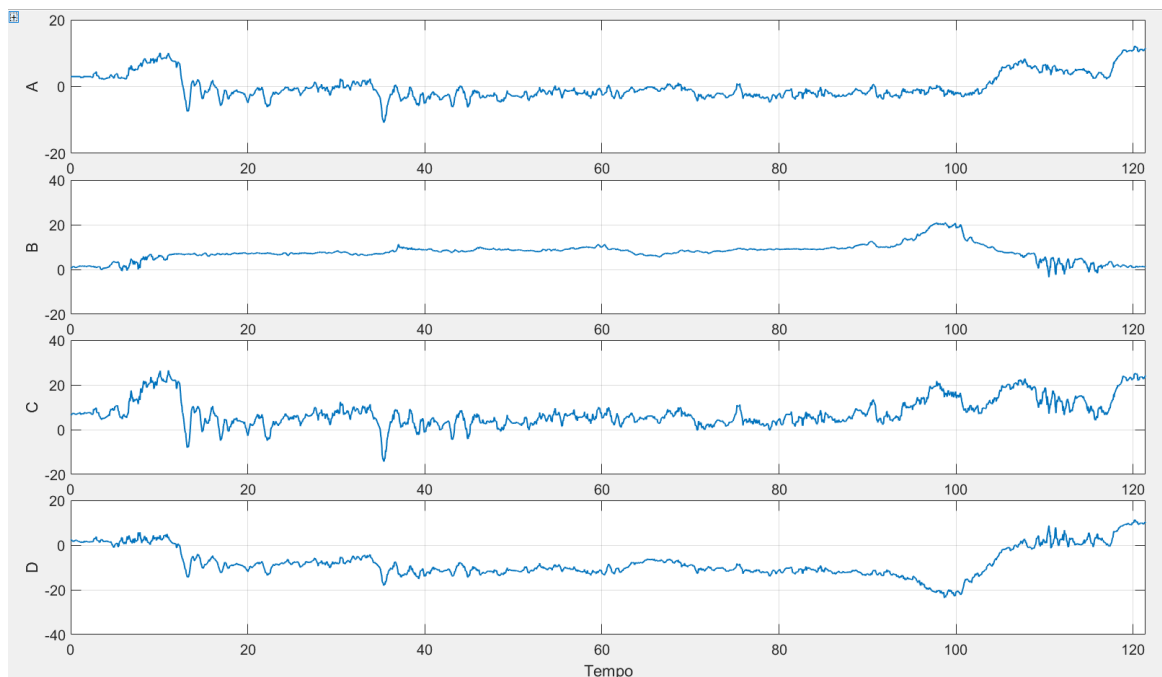
Para exibir os dados, há **3 layouts disponíveis**.

Cada layout pode ser selecionado com um clique em uma das opções na primeira seção da barra de ferramentas. Ao **mudar de layout**, as opções selecionadas nele são guardadas no programa, isto é, ao voltar para ele, nada terá sido modificado.

5.1 Layout 1

Apresenta os dados em **4 gráficos** diferentes com a mesma variável no **eixo X**. Em cada um dos gráficos, apenas uma variável pode ser plotada em Y.

Figura 1 – Exemplo de utilização do [Layout 1](#)



Fonte: Produzido pelo autor

Botão “+”: abre uma janela, na qual os dados dos gráficos podem ser definidos. Dessa forma, o botão torna-se “-”, que fecha essa janela ao ser clicado.

Plot X: define a variável com os dados para o eixo X.

X1 e X2: definem, respectivamente, o limite inferior e superior do eixo X dos gráficos. Os valores de X1 e X2 devem pertencer ao intervalo de valores da variável plotada em X e $X2 > X1$.

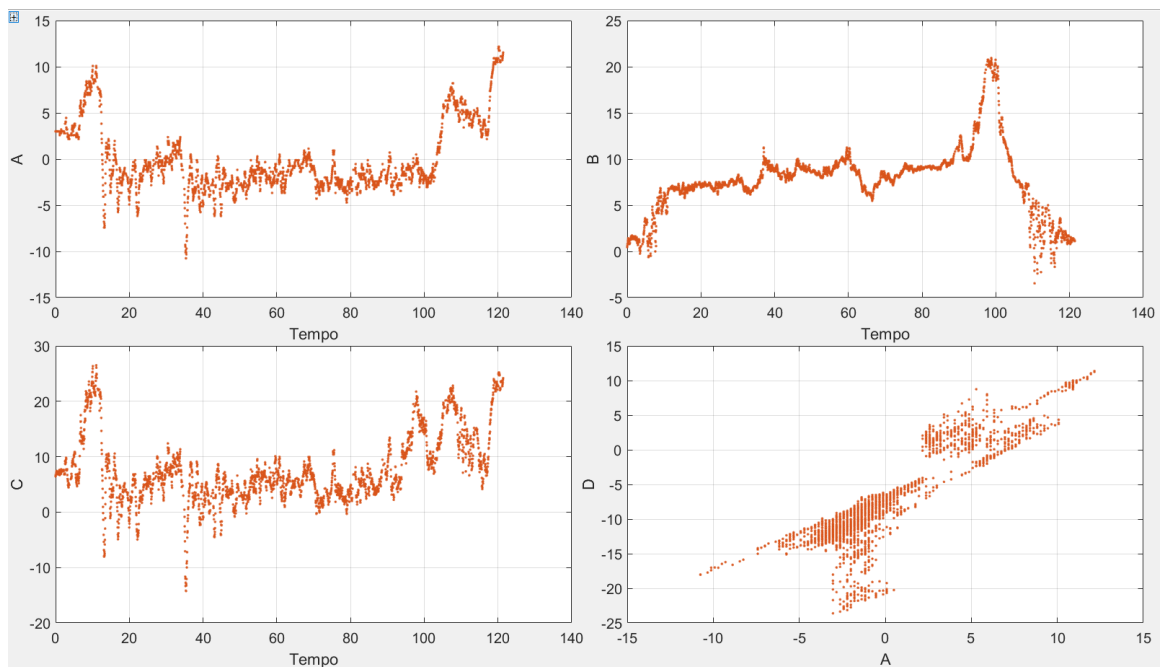
É importante que a **marca decimal** seja o PONTO (ela NÃO pode ser vírgula).

Plot AY, BY, CY e DY: seleciona a variável com os dados para o eixo Y de cada gráfico.

5.2 Layout 2

Apresenta os dados em **4 gráficos** distintos. Em cada um dos gráficos, apenas uma variável pode ser plotada em X e em Y, podendo ser iguais ou diferentes.

Figura 2 – Exemplo de utilização do [Layout 2](#)



Fonte: Produzido pelo autor

Botão “+”: abre uma janela, na qual os dados dos gráficos podem ser definidos. Dessa forma, o botão torna-se “-”, que fecha essa janela ao ser clicado.

Plot AX, BX, CX e DX: seleciona a variável com os dados para o eixo X de cada gráfico.

Plot AY, BY, CY e DY: seleciona a variável com os dados para o eixo Y de cada gráfico.

Escolha o intervalo: faz com que apareçam as opções **Lim Var**, **Lim 1** e **Lim 2**. Assim, é possível limitar os dados plotados de acordo com uma terceira variável. Essa opção é muito útil para analisar X e Y em um certo intervalo do parâmetro **Lim Var**.

Nota: Só pode ser ativado quando um arquivo já foi aberto.

Lim Var: seleciona a variável a ser utilizada como parâmetro para limitar os dados plotados no Layout 2.

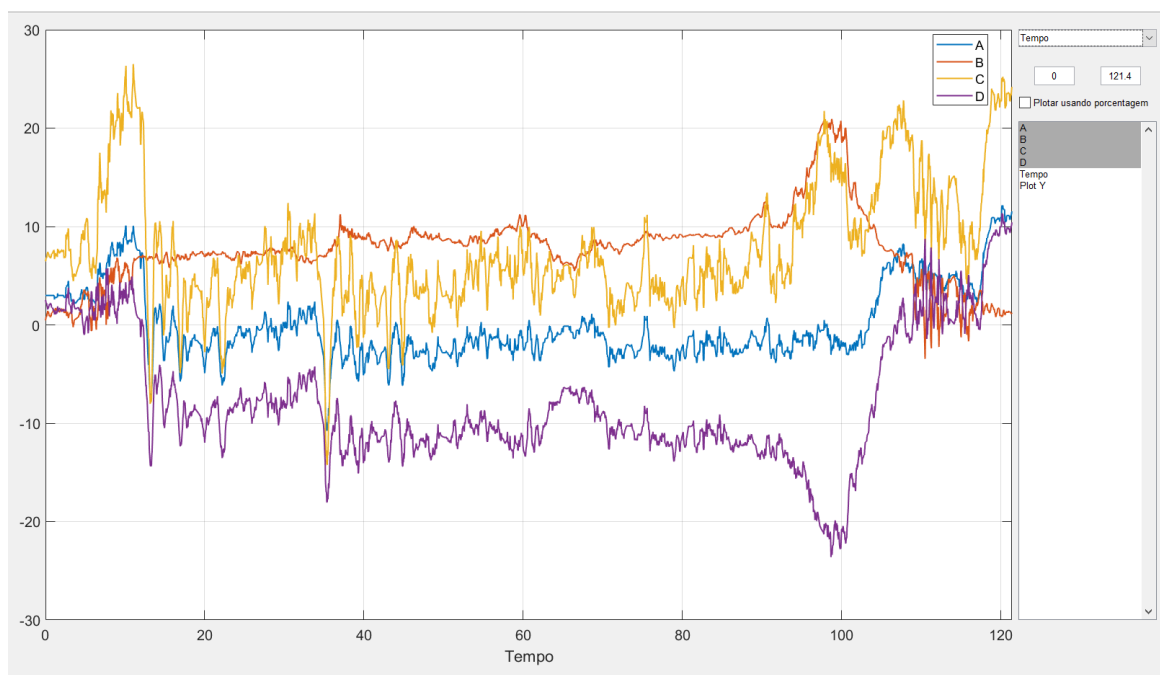
Lim1 e Lim2: definem, respectivamente, o limite inferior e superior da variável selecionada em Lim Var. Os valores de Lim1 e Lim2 devem pertencer ao intervalo de valores de Lim Var e $\text{Lim2} \geq \text{Lim1}$.

É importante que a **marca decimal** seja o PONTO (ela NÃO pode ser vírgula).

5.3 Layout 3

Apresenta **múltiplos dados em um mesmo gráfico**. Dessa forma, a identificação da correspondência entre os dados se dá por meio da legenda.

Figura 3 – Exemplo de utilização do [Layout 3](#)



Fonte: Produzido pelo autor

Plot X: define a variável com os dados para o eixo X.

X1 e X2: definem, respectivamente, o limite inferior e superior do eixo X do gráfico. Os valores de X1 e X2 devem pertencer ao intervalo de valores da variável plotada em X e $X2 > X1$.

É importante que a **marca decimal** seja o PONTO (ela NÃO pode ser vírgula).

Plotar usando porcentagem: plota os dados de Y como porcentagem do máximo absoluto de cada variável. Esse comando é útil quando a ordem de grandeza dos dados é

diferente.

Plot Y: seleciona a variável com os dados para o eixo Y, podendo ter mais de uma variável escolhida.

6 Ferramentas para os gráficos

Para melhorar a interação com os gráficos da interface principal, existem quatro ferramentas disponíveis na segunda seção da barra de ferramentas.

6.1 Ampliar / Reduzir

Ativam o **zoom interativo**. Ao pressionar o mouse em cima de um gráfico, é possível modificar os limites dos eixos. Essa modificação pode ser feita pressionando o botão esquerdo do mouse ou usando a rolagem dele.

Quando a opção de *zoom* é ativada, não é possível modificar os limites dos eixos X escrevendo nos **Layouts 1 e 3** em **X1 e X2**.

Nota: pode ser que, ao mudar a aba, a ferramenta **Reduzir** não funcione como esperado. Caso isso ocorra, selecione qualquer variável para ser plotada novamente. Isso reinicia os limites dos eixos.

Nota²: caso seja exportado o gráfico da opção **Dois eixos y (Layout 3)** enquanto *Ampliar / Reduzir* estiver ligado, ele será exportado sem as modificações realizadas no gráfico durante o *zoom*.

6.2 Mover

Move a visão do gráfico de forma interativa, ao clicar nele. Essa mudança não afeta no *zoom* do gráfico e pode ser feita para cima, baixo, direita e esquerda.

6.3 Cursor de dados

Permite **leitura direta de dados plotados** nos gráficos, exibindo seus valores ao serem selecionados. O cursor pode ser **movido** arrastando-o com o mouse ou pelas setas do teclado. Além disso, pode ser **deletado** com a tecla *delete*.

Para criar **várias caixas com dados**, selecione *Shift* + clique.

7 Abas

Para abrir uma nova aba, deve-se usar o comando **Abrir**, caso não haja arquivo aberto, ou **Abrir em nova aba**, a qualquer momento. O número **máximo de abas é 10**.

Cada aba pode ser selecionada com um clique em uma das opções na terceira seção da barra de ferramentas. **Mudar de aba** não modifica as alterações feitas na aba atual, pois elas são salvas pelo programa.

Parte II

Estatística

8 Barras de erro

Imprime novas barras de erro em figura já existente no formato “.fig”.

Importe a figura utilizando o menu *Importar*. Em seguida, informe os dados para as barras de erro. Esses dados são a posição central da barra (X,Y) e o valor do erro/incerteza ($\delta X, \delta Y$). Para isso, há duas opções:

- a) **Importar dados (ICXS):** selecione este botão e escolha em cada um dos menus que aparecerão a variável que representa os valores de X, δX , Y e δY .
- b) **Informar dados:** Escreva na tabela os valores de X, δX , Y e δY . Caso queira adicionar mais dados, clique em *Nova linha*. Caso queira deletar linhas específicas, selecione-as e clique em *Excluir linha*.

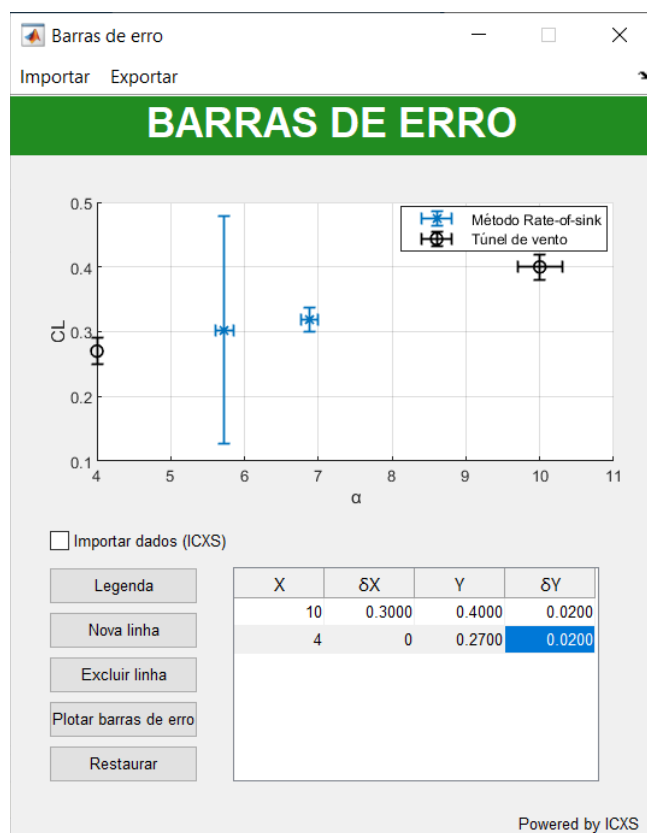
Para modificar as legendas, selecione o botão *Legenda*. Aparecerá uma janela, na qual elas podem ser alteradas. Para fechar essa janela, clique novamente em *Legenda* ou na tecla *escape*.

Clique em *Plotar barras de erro* para imprimir no aplicativo o novo gráfico. Caso queira restaurar a figura importada inicialmente e excluir as informações de X, δX , Y e δY , selecione *Restaurar*.

Exporte o resultado final com o menu *Exportar*. Uma nova janela será aberta, na qual algumas propriedades ainda podem ser alteradas e a figura pode ser salvo em diferentes formatos.

A [Figura 4](#) demonstra um exemplo de utilização deste aplicativo, unindo dados calculados do coeficiente de sustentação pelo método *Rate of sink* (figura gerada pelo aplicativo [Polar de arrasto](#)) e dados de túnel de vento retirados de [Horton, Eldredge e Klein \(1965\)](#).

Figura 4 – Exemplo de utilização do aplicativo Barras de Erro



Fonte: Autor

9 Rejeição de dados

9.1 Critério de Chauvenet

9.1.1 Aplicativo

Aplica o **Critério de Chauvenet** em um conjunto de dados.

Importe os dados clicando em *Importar* e selecionando de qual *Gráfico* do [Layout 1](#) eles provém. Os dados serão expostos no diagrama do aplicativo e os elementos rejeitados segundo o *Critério de Chauvenet* são expostos na caixa de texto: *Dados rejeitados*.

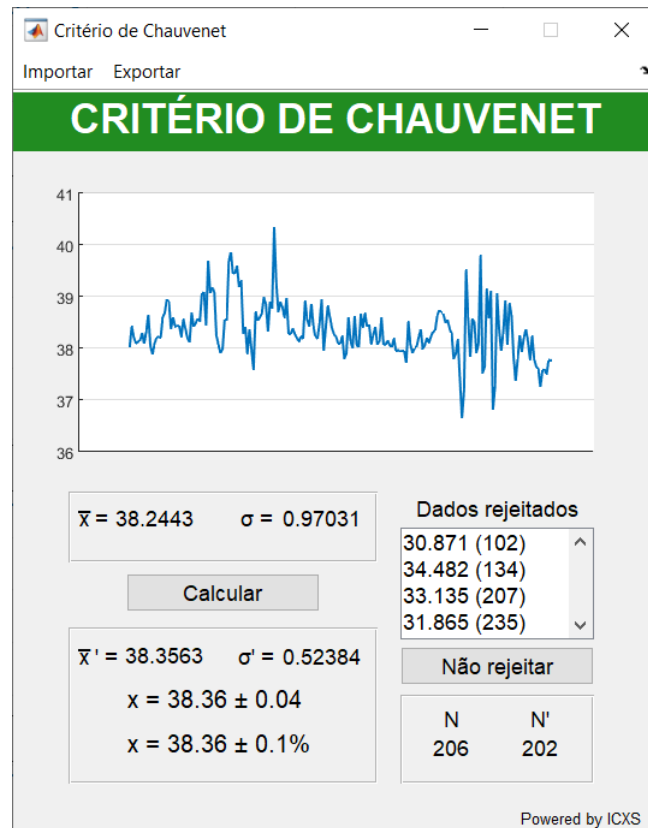
\bar{x} e σ são, respectivamente, a média e o desvio padrão dos dados iniciais. Ao clicar em *Calcular*, é possível obter o valor da nova média, \bar{x}' , do novo desvio padrão, σ' , e do valor arredondado da média utilizando como incerteza o desvio padrão da média ($\sigma'/\sqrt{N'}$). N corresponde ao número de dados antes da aplicação do Critério de Chauvenet, e N' representa o número de dados não rejeitados.

Caso algum dos dados selecionados não deva ser rejeitado, selecione-o e clique em *Não rejeitar*. Em seguida, calcule os novos valores de média e desvio padrão clicando em *Calcular**.

Exporte os dados não rejeitados clicando no menu *Exportar* e selecione a extensão do arquivo que os conterá.

A [Figura 5](#) demonstra um exemplo de utilização deste aplicativo no tratamento de dados de um termopar em um experimento de transferência de calor. Percebe-se que o desvio padrão reduz em 46% e a média aumenta em 0,3%. Para chegar nesse resultado, os dados foram carregados na interface principal, plotados no Layout 1, importados no aplicativo e os valores finais foram calculados.

Figura 5 – Exemplo de utilização do aplicativo Critério de Chauvenet



Fonte: Autor

9.1.2 Revisão bibliográfica

Ao realizar medições, é possível que ocorram erros e alguns dados divirjam fortemente dos outros. Dessa forma, o *Critério de Chauvenet* propõe uma metodologia estatística para conferir se essas medidas devem ser descartadas, considerando que as medições são governadas por uma distribuição normal.

Assim, os cálculos realizados seguem algoritmo apresentado em [Taylor \(1997\)](#) para eliminar um dado suspeito e estendido para múltiplos dados pela metodologia apresentada por [Rochim \(2016\)](#):

1. Calcular média (\bar{x}) e desvio padrão (σ) do conjunto de dados (N);
2. Calcular o desvio de cada medição em relação à média, dividido pelo desvio padrão:

$$d_i = (x_i - \bar{x})/\sigma;$$
3. Estimar para cada medição a probabilidade (P_i) de um dado diferir pelo menos d_i da média;

4. Obter a quantidade de dados do conjunto que espera-se ter desvio d_i : $n_i = N \cdot P_i$;
5. Cada medida possui 50% de chance de “sobreviver”, isto é, caso $n_i < 1/2$, o dado deve ser rejeitado.

Tendo em vista que muitos cientistas discordam da rejeição de dados sem comprovação que determinada medida é incorreta (TAYLOR, 1997), o aplicativo proporciona ao usuário escolher dados que seriam rejeitados pelo critério para que eles não sejam excluídos. Além disso, o aplicativo segue o consenso dos experimentalistas de que o *Critério de Chauvenet* só deve ser aplicado aos dados uma vez, isto é, ele não deve ser aplicado aos valores recalculados da média e do desvio padrão (TAYLOR, 1997).

O **arredondamento** realizado na apresentação dos resultados é o proposto por Taylor (1997, Capítulo 2). Assim, a incerteza possui apenas um algarismo significativo, a não ser que ele seja igual a 1 ou 2. Nesses casos, a incerteza terá 2 algarismos significativos. O arredondamento do “valor provável” se dá de forma a corresponder com os algarismos significativos da incerteza.

Parte III

Aeronáutica

10 Cartão de voo

10.0.1 Aplicativo

Abre arquivo de planilha com informações complementares sobre os dados de voo da aba que está ativada. Para isso, ele deve respeitar as seguintes condições:

- a) Estar **localizado** na mesma pasta que o arquivo carregado no programa;
- b) Seu **nome** deve começar com “FC_” e terminar com o mesmo nome do arquivo que possui os dados adquiridos em voo;
- c) Possuir o **formato** “.xlsx”.

10.0.2 Revisão bibliográfica

Segundo [Kimberlin \(2003\)](#), esses documentos comuns em testes de voo, *Flight data cards*, são personalizados. No entanto, normalmente devem conter informações como:

- a) Dia e horário do teste;
- b) Tipo do avião;
- c) Propósito do teste;
- d) Posição do centro de gravidade;
- e) Peso do avião na decolagem;
- f) Tempo de voo.

11 Atmosfera

11.1 Altitude densidade

11.1.1 Aplicativo

Calcula a **densidade do ar** e a respectiva **altitude densidade**. Para isso existem 2 opções no aplicativo:

- a) Cálculo da densidade (kg/m^3) e da altitude densidade (m) por meio de informações das condições atmosféricas:

Primeiramente, escreva nas caixas correspondentes o valor da Temperatura ($^{\circ}C$), Pressão (Pa) e Umidade relativa (%) no painel superior. Caso queira calcular também a propagação da incerteza, escreva seus respectivos valores após o símbolo \pm .

Em seguida, clique no botão “*Calcular*” e os valores calculados serão exibidos. Eles são apresentados de 2 (duas) formas: (i) Valor provável \pm incerteza e (ii) Valor provável \pm incerteza relativa (%).

Caso os valores informados das incertezas das condições atmosféricas forem nulos, não será apresentada a incerteza no resultado final.

- b) Conversão entre densidade (kg/m^3) e altitude densidade (m):

No painel inferior, escreva na caixa correspondente o valor que deseja converter. Em seguida, pressione a tecla *Enter* ou selecione o botão com a seta para o lado da grandeza que deseja obter.

A [Figura 6](#) demonstra um exemplo de utilização deste aplicativo. No painel superior, foi calculada a densidade e a altitude densidade de um voo em Vitória - ES, utilizando a estação meteorológica da Equipe AVES. Já no painel inferior, foi calculada qual seria a densidade do ar considerando uma altitude densidade de $1200m$, valor comum em São José dos Campos durante a competição SAE Brasil Aerodesign.

Figura 6 – Exemplo de utilização do aplicativo Altitude densidade

Fonte: Autor

11.1.2 Revisão bibliográfica

Segundo Shelquist (2016), a altitude densidade é definida como a altitude ISA (*International Standard Atmosphere*) com a mesma densidade do ar que está sendo avaliado. Esse parâmetro é importante para que voos em diferentes condições atmosféricas possam ser comparados.

Os **cálculos da densidade e da altitude densidade** foram baseados na teoria apresentada, respectivamente, por Stull (2015) (utilizando a equação de Tetens) e AC23-8C (2011). No site feito por Shelquist (2016), existe uma calculadora que foi utilizada como base para comparação dos resultados, obtendo valores compatíveis. As equações utilizadas estão expostas abaixo de forma reduzida:

$$P_v = RH \cdot 6,1078 \cdot \exp\left(\frac{17,2694 \cdot T}{237,3 + T}\right) \cdot 100 \quad (11.1)$$

$$\rho = \left(\frac{P}{287,05 \cdot (T + 273,15)}\right) \cdot \left(1 - \frac{0,378 \cdot P_v}{P}\right) \quad (11.2)$$

$$AD = (0,3048 \cdot 145539) \cdot \left[1 - \left(\sqrt{\frac{\rho}{1,225}} \right)^{0,4699} \right] \quad (11.3)$$

Onde:

P_v : Pressão de vapor da água (Pa)	ρ : Densidade do ar (kg/m^3)
T : Temperatura ($^{\circ}C$)	P : Pressão do ar (Pa)
RH : Umidade relativa (decimal)	AD : Altitude densidade (m)

Os cálculos da **propagação de incerteza** seguem a metodologia apresentada por Taylor (1997, Capítulo 3). Dessa forma, considera-se que as incertezas são independentes e como fórmula geral:

$$\delta q = \sqrt{\left(\frac{\partial q}{\partial x} \delta x \right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial q}{\partial z} \delta z \right)^2} \quad (11.4)$$

O **arredondamento** realizado na apresentação dos resultados é o proposto em Taylor (1997, Capítulo 2). Assim, a incerteza possui apenas um algarismo significativo, a não ser que ele seja igual a 1 ou 2. Nesses casos, a incerteza terá 2 algarismos significativos. O arredondamento do “valor provável” se dá de forma a corresponder com os algarismos significativos da incerteza.

12 Desempenho

12.1 Decolagem e pouso

12.1.1 Aplicativo

Corrige a distância de decolagem e pouso medida em testes em solo para ser comparada com uma condição de referência.

Primeiramente, selecione **Decolagem** ou **Pouso** no painel superior. Dessa forma, as informações que devem ser informadas para a correção serão destacadas.

Em seguida, informe a distância percorrida em solo, S , com sua incerteza, preencha os dados a serem corrigidos e clique em *Calcular*.

As correções são divididas em dois painéis:

- a) **Correção do vento:** informe a velocidade de decolagem ou pouso do avião relativa ao chão (V_g) e a velocidade do vento na direção da pista (V_w) durante o teste. É importante que elas estejam na mesma unidade.

Atente-se ao sinal da velocidade do vento: $V_w > 0$ em caso de vento de proa e $V_w < 0$ com vento de cauda. Caso não deseje realizar essa correção, iguale V_w a zero.

- b) **Correção do empuxo, peso e densidade:** para esse processo, informe as seguintes características:

- **Peso:** digite em W_{ref} o peso (massa) da aeronave de referência e em W_t o peso (massa) durante o teste na unidade que desejar.
- **Densidade:** informe a densidade do ar da atmosfera de referência em ρ_{ref} e a encontrada durante o teste em ρ_t em kg/m^3 .
- **Temperatura:** informe em T_{ref} a temperatura de referência ($^{\circ}C$) e em T_t a temperatura ($^{\circ}C$) durante o teste.

Caso queira considerar T_{ref} como a temperatura de referência ISA considerando a densidade informada para cálculo, clique na seta para baixo entre ρ_{ref} e T_{ref} .

A [Figura 7](#) demonstra um exemplo de utilização deste aplicativo. Nesse exemplo, os dados de um teste realizado em Vitória - ES foram corrigidos para uma condição de referência, sendo que o valor da densidade foi previamente calculado no aplicativo [Altitude densidade](#) ([Figura 6](#)). Como referência, considerou-se um voo com $12kg$ em São José dos Campos e altitude densidade de $1200m$ (conversão da altitude densidade para densidade:

Figura 6). Nesse caso, a velocidade do vento no teste foi igual a zero. Destaca-se que, para aeronaves de pequeno porte, como as da competição SAE Brasil Aerodesign, não foi possível validar a performance da correção da velocidade do vento.

Figura 7 – Exemplo de utilização do aplicativo Decolagem e Pouso

The figure displays two side-by-side screenshots of a software application titled "Decolagem e Pouso". Both screens have a dark blue header with the title in white. Below the header, there is a section "Desempenho em solo" with two radio buttons: "Decolagem" (selected in (a), unselected in (b)) and "Pouso" (unselected in (a), selected in (b)).

Below this, there is a field for "S = 24 ± 1". Then, a section "Correção do vento" with two input fields: "Vg = 10 ± 0" and "Vwt = 0 ± 0".

Next, a section "Correção do empuxo, peso e densidade" with four input fields: "Wt = 10 ± 0.05", "Wref = 12", "pt = 1.187 ± 0.006", and "pref = 1.09". Below these are two more input fields: "Tt = 24 ± 0" and "Tref = 25".

A "Calcular" button is located below the input fields. At the bottom, the results are displayed: "S = 45.7 ± 2" and "S = 45.7 ± 4%" for (a), and "S = 37.6 ± 1.6" and "S = 37.6 ± 4%" for (b). The footer of each screen says "Powered by ICXS".

(a) Decolagem

(b) Pouso

Fonte: Autor

12.1.2 Revisão bibliográfica

Devido às limitações da pista de decolagem e pouso, é de extrema importância saber o comprimento necessário de pista para que o avião consiga decolar e pousar com diferentes cargas e condições atmosféricas.

Apesar de a maioria das referências dividirem a distância de decolagem e pouso em dois: solo e ar, este aplicativo trata apenas do percurso em solo.

Devido à complexidade em obter alguns dados durante os voos, efetuar correções por meios exatos é tido como algo muito difícil de realizar. Dessa maneira, formulações empíricas foram desenvolvidas com dados obtidos em diversos ensaios, [Gallagher et al. \(1992\)](#).

A [Equação 12.1](#) mostra como corrigir a distância de decolagem considerando: vento (V_w), peso, densidade do ar e tração do motor para aeronaves com hélice de passo fixo e aceleração máxima. Já a [Equação 12.2](#) exibe a expressão para corrigir a distância de

pouso considerando: vento, peso e densidade do ar (no pouso, é considerado motor em marcha lenta e freio ativado no máximo, sem causar derrapagem).

$$S_{decolagem_{ref}} = S_{decolagem_t} \cdot \left(1 + \frac{V_w}{V_g}\right)^{1,85} \cdot \left(\frac{W_{ref}}{W_t}\right)^{2,4} \cdot \left(\frac{\rho_t}{\rho_{ref}}\right)^{2,4} \cdot \left(\frac{T_{ref}}{T_t}\right)^{0,5} \quad (12.1)$$

$$S_{pouso_{ref}} = S_{pouso_t} \cdot \left(1 + \frac{V_w}{V_g}\right)^{1,85} \cdot \left(\frac{W_{ref}}{W_t}\right)^2 \cdot \left(\frac{\rho_t}{\rho_{ref}}\right) \quad (12.2)$$

Onde:

S_{ref} : Distância corrigida (Unidade de comprimento)

S_t : Distância medida (Unidade de S_{ref})

V_w : Velocidade do vento na direção da pista (m/s)

V_g : Velocidade relativa ao solo (m/s)

W_{ref} : Peso de referência (Unidade de massa)

W_t : Peso do avião em teste (Unidade de W_{ref})

ρ_{ref} : Densidade do ar de referência (kg/m^3)

ρ_t : Densidade do ar durante o teste (kg/m^3)

T_{ref} : Temperatura do ar de referência (K)

T_t : Temperatura do ar em teste (K)

Além dessas correções, ainda é proposta nas literaturas a correção para a inclinação da pista. No entanto, como [Gallagher et al. \(1992\)](#) afirma que a diferença de inclinação deve ser muito grande para que os dados sejam significativamente afetados, ela não foi considerada para o aplicativo.

Segundo [Herrington et al. \(1966\)](#), os resultados obtidos com essas fórmulas são suficientemente precisos para mudanças de até 20% nas variáveis. Além disso, ele deixa claro que a correção do peso para o pouso não é tão precisa. Dessa forma, o peso da aeronave testada deve ser o mais próximo possível do valor de referência.

[Gallagher et al. \(1992\)](#) recomenda que a velocidade do vento deve ser constante e menor que 10 nós (5,14 m/s) para que as equações 12.1 e 12.2 sejam válidas.

[AC23-8C \(2011\)](#) propõe que sejam feitos testes com diferentes pesos do avião e com o centro de gravidade em sua posição mais crítica, normalmente dianteira. Além disso, aponta que três decolagens com a carga máxima são suficientes para adequada verificação nas altitudes testadas.

Os cálculos da **propagação de incerteza** seguem a metodologia apresentada por Taylor (1997, Capítulo 3). Dessa forma, considera-se que as incertezas são independentes e como fórmula geral:

$$\delta q = \sqrt{\left(\frac{\partial q}{\partial x} \delta x\right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial q}{\partial z} \delta z\right)^2} \quad (12.3)$$

O **arredondamento** realizado na apresentação dos resultados é o proposto em Taylor (1997, Capítulo 2). Assim, a incerteza possui apenas um algarismo significativo, a não ser que ele seja igual a 1 ou 2. Nesses casos, a incerteza terá 2 algarismos significativos. O arredondamento do “valor provável” se dá de forma a corresponder com os algarismos significativos da incerteza.

12.2 Razão de subida e descida

12.2.1 Aplicativo

Corrige a **razão de subida/descida** medida em voo para ser comparada com uma condição de referência.

Este aplicativo é dividido em duas partes. A **primeira parte** se refere às informações coletadas em voo:

- a) **Razão de subida/descida:** neste painel, há algumas possibilidades para obter a velocidade vertical (V_y): *i.* Informe diretamente V_y ; *ii.* Informe as alturas inicial e final ($H1$ e $H2$) e a diferença do tempo (Δt), em seguida clique em *Calcular*; *iii.* Clique em *Importar* e escolha de qual gráfico do [Layout 1](#) deseja importar os valores da altura e tempo. Em seguida, clique em *Calcular*.

Informe a incerteza da altura antes de *Calcular* a velocidade, caso queira obter a incerteza dela.

- b) **Velocidade:** neste painel, há duas possibilidades para obter a velocidade (V): *i.* Informe diretamente V ; *ii.* Modifique a opção *Entrada do usuário* para a opção com o gráfico do [Layout 1](#) do qual deseja importar o valor da velocidade. Selecionando esta opção, a incerteza do Tipo A obtida será informada no campo δVA .

Selecione *CAS* (velocidade calibrada) ou *TAS* (velocidade verdadeira) para indicar qual tipo de velocidade foi informada. Caso tenha selecionado *CAS*, informe também a densidade ρ .

Já a **segunda parte** está relacionada com a correção dos dados em comparação com uma referência. Para ativar os métodos de correção desejados, clique em *Ativar* em cada painel.

- a) **Densidade:** informe a densidade do ar da atmosfera de referência em ρ_{ref} e a encontrada durante o teste em ρ_t .
- b) **Peso:** digite em W_{ref} o peso (massa) da aeronave de referência e em W_t o peso (massa) durante o teste.
- c) **Arrasto:** informe em e o fator de eficiência de Oswald (caso não saiba o valor, deixe 0,8) e em b , a envergadura do avião.

Nota: todas grandezas devem estar no SI.

Após o preenchimento de todas as grandezas necessárias, clique em *Calcular*, no centro do aplicativo, para obter a razão de subida/descida, *TAS* e o ângulo de subida.

O aplicativo Razão de subida e descida está exposto na [Figura 8](#). Como não foi possível obter dados em voo ou nas literaturas, esse aplicativo ainda não foi validado.

Figura 8 – Aplicativo Razão de subida e descida

Fonte: Autor

12.2.2 Revisão bibliográfica

As razões de subida e descida são altamente conectadas à segurança da aeronave, relacionando-se respectivamente com: a capacidade da aeronave de atingir uma altura segura após a decolagem dentro de uma distância aceitável, e com a capacidade dela de se aproximar para pouso de forma eficiente e segura.

Sawtooth é um dos métodos mais utilizados para determinar a razão de subida e descida. Para análise dos dados, [AC23-8C \(2011\)](#) recomenda que vários testes com velocidade constante sejam conduzidos para cada configuração e em diferentes altitudes (*i.* perto do nível do mar, *ii.* perto do teto, *iii.* altura intermediária); e [Kimberlin \(2003\)](#) indica que pelo menos dois testes devem ser realizados para cada velocidade.

Os limites de velocidade dos testes devem conter a velocidade de melhor subida (aproximadamente $1,4 \cdot V_s$) e os intervalos das velocidades medidas devem ser menores em baixas velocidades e maiores em altas velocidades.

O procedimento de teste é descrito por [Ward e Strganac \(1998\)](#):

- a) Regular aeronave para a configuração pretendida;
- b) Alinhar 90° com o vento;
- c) Trimar aeronave na velocidade desejada;
- d) Subir até a altura almejada, mantendo velocidade constante.

Para obter resultados mais precisos, são encontradas algumas dicas nas literaturas [AC23-8C \(2011\)](#), [Kimberlin \(2003\)](#), [Ward e Strganac \(1998\)](#):

- a) O ar deve estar suave, praticamente sem vento;
- b) O procedimento deve ser realizado com vento a 90° para minimizar seus efeitos;
- c) A velocidade de subida/descida observada deve ser maior que $0,508m/s$;
- d) A duração da subida deve ser de pelo menos 1 minuto com velocidade (IAS) mantida de forma bem precisa ($\pm 1nó, 0,51m/s$, é desejável).

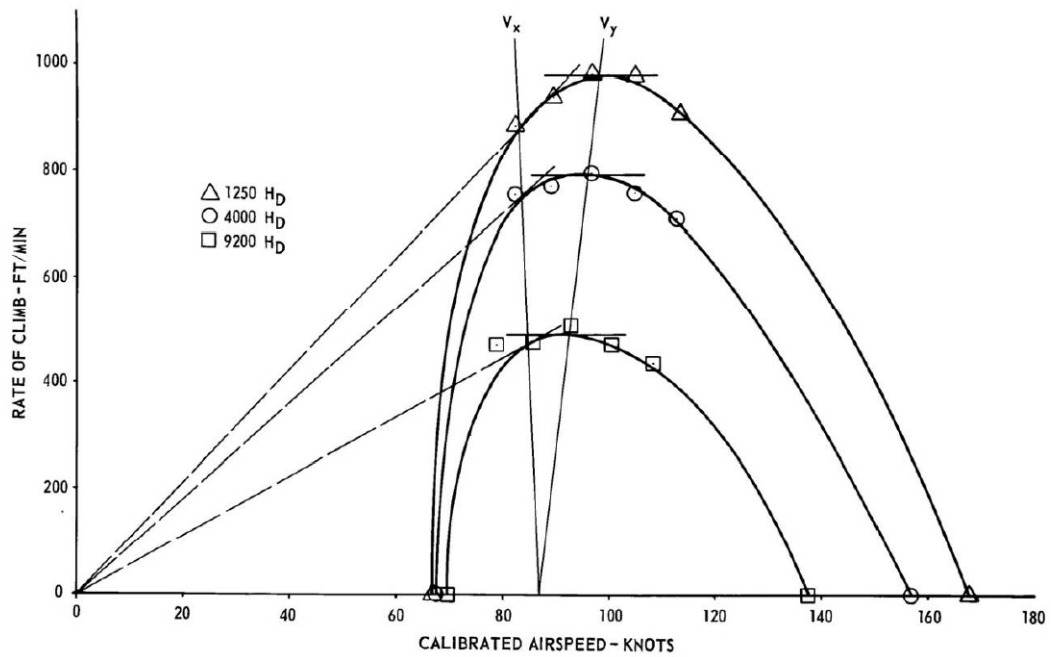
Como algumas dessas dicas podem ser difíceis de seguir com um VANT sem telemetria, deve haver certa dispersão dos dados.

A velocidade vertical observada é obtida com a razão entre a diferença de altura e de tempo ou traçando uma reta que melhor represente a variação da altura no tempo.

Para correção do seu valor para uma condição de referência, é apresentado em [AC23-8C \(2011\)](#) um procedimento. Ele foi utilizado neste programa, com algumas modificações: as unidades foram transformadas para o SI, a correção pela temperatura foi modificada pela densidade, seguindo [Ward e Strganac \(1998\)](#), e a correção da tração fica para **trabalhos futuros** por não ser possível para a *Equipe AVES* medir em voo o que é necessário para ela.

Após as devidas correções da velocidade vertical encontrada em voo, ela pode ser plotada junto com a velocidade calibrada (ou verdadeira) do ar, como mostrado na [Figura 9](#). Assim, pode-se encontrar a maior velocidade de subida (V_y) e a velocidade com maior ângulo de subida (V_x).

Figura 9 – Razão de subida



Fonte: [AC23-8C \(2011\)](#)

Os cálculos da **propagação de incerteza** seguem a metodologia apresentada por [Taylor \(1997, Capítulo 3\)](#). Dessa forma, considera-se que as incertezas são independentes e como fórmula geral:

$$\delta q = \sqrt{\left(\frac{\partial q}{\partial x} \delta x\right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial q}{\partial z} \delta z\right)^2} \quad (12.4)$$

O **arredondamento** realizado na apresentação dos resultados é o proposto em [Taylor \(1997, Capítulo 2\)](#). Assim, a incerteza possui apenas um algarismo significativo, a não ser que ele seja igual a 1 ou 2. Nesses casos, a incerteza terá 2 algarismos significativos. O arredondamento do “valor provável” se dá de forma a corresponder com os algarismos significativos da incerteza.

12.3 Curva

12.3.1 Aplicativo

Corrige o fator de carga em **curva** medido em voo para ser comparado com uma condição de referência e calcula outros parâmetros dessa manobra.

Este aplicativo é dividido em duas partes. A **primeira parte** se refere às informações coletadas em voo:

- a) **Fator de carga:** neste painel, há duas possibilidades para obter o fator de carga (n): *i.* Informe diretamente n ; *ii.* Modifique a opção *Entrada do usuário* para a opção com o gráfico do [Layout 1](#) do qual deseja importar o valor do fator de carga. Selecionando esta opção, a incerteza do Tipo A obtida será informada no campo δnA .

Em *ntar*, informe o valor de n que tara o fator de carga durante a curva, como explicado na [Revisão bibliográfica](#).

- b) **Velocidade:** neste painel, há duas possibilidades para obter a velocidade (V): *i.* Informe diretamente V ; *ii.* Modifique a opção *Entrada do usuário* para a opção com o gráfico do [Layout 1](#) do qual deseja importar o valor da velocidade. Selecionando esta opção, a incerteza do Tipo A obtida será informada no campo δVA .

Selecione *CAS* (velocidade calibrada) ou *TAS* (velocidade verdadeira) para indicar qual tipo de velocidade foi informada. Caso tenha selecionado *CAS*, informe também a densidade ρ .

Já a **segunda parte** está relacionada com a correção dos dados em comparação com uma referência. Para ativar os métodos de correção desejados, selecione-os no painel *Métodos de correção de dados*.

- a) **Densidade:** informe a densidade do ar, ρ , da atmosfera de referência e a encontrada durante o teste (com sua incerteza) em seus respectivos painéis.
- b) **Peso:** digite em W o peso (massa) da aeronave de referência e o peso (massa) durante o teste (com sua incerteza) em seus respectivos painéis.

Após o preenchimento de todas as grandezas necessárias, clique em *Calcular*.

Como resultado final, são expressas as seguintes grandezas: fator de carga corrigido (n), *TAS* (Vt), raio da curva (R), velocidade angular (ω), ângulo de inclinação lateral (ϕ). Caso os dados informados estejam no *SI*, o resultado também estará, com exceção de ϕ , que é informado em graus.

O aplicativo Curva está exposto na Figura 10. Como não foi possível obter dados em voo ou nas literaturas, esse aplicativo ainda não foi validado.

Figura 10 – Aplicativo Curva

Fonte: Autor

12.3.2 Revisão bibliográfica

Tendo em vista o elevado fator de carga (n) que o avião pode atingir em curva, essa é uma das manobras mais críticas na competição de *aerodesign*. Dessa forma, é muito importante que essa fase do voo seja bem analisada.

Kimberlin (2003) sugere que o procedimento para realização desse teste deve seguir os seguintes passos:

- Obter *1g trim* com altura, velocidade e tração constantes;
- Estabelecer um ângulo de inclinação lateral e permitir que a velocidade se estabilize;
- Realizar a manobra por pelo menos 5 (cinco) segundos com o avião em equilíbrio estável.

Ele também indica que o primeiro teste seja feito com $\phi = 30^\circ$ e a cada novo ensaio esse valor seja aumentado gradativamente até que seja atingido o máximo fator

de carga em voo nivelado. O aumento da angulação deve ser menor a medida que n aumenta. Como limites de variação da altitude e velocidade, Ward e Strganac (1998) propõe respectivamente $15m$ e $1m/s$.

Tendo em vista que o desempenho curvando para diferentes lados pode ser diferente, isso deve ser testado.

Para a correção dos dados e cálculo dos outros parâmetros da curva, foram utilizadas as seguintes equações, presentes em Kimberlin (2003) e Gallagher et al. (1992):

a) **Tara do fator de carga:**

A diferença entre o valor de n obtido ao trimar inicialmente o avião e $1g$ deve ser utilizada para tarar os dados (No aplicativo: $ntar$).

$$n_{ref} = n_t - n_{tar} \quad (12.5)$$

Onde:

n_{ref} : Fator de carga de referência (—)

n_t : Fator de carga no teste (—)

$$n_{tar} = n_{triminicial} - 1$$

b) **Peso da aeronave:**

$$n_{ref} = n_t \cdot \frac{W_{ref}}{W_t} \quad (12.6)$$

Onde:

W_{ref} : Peso de referência do avião (Unidade de massa ou peso)

W_t : Peso do avião em teste (Mesma unidade que W_{ref})

c) **Densidade do ar:**

$$n_{ref} = n_t \cdot \left(\frac{\rho_{ref}}{\rho_t} \right)^{\frac{5,255863}{4,255863}} \quad (12.7)$$

Onde:

ρ_{ref} : Densidade do ar de referência (Unidade de densidade)

ρ_t : Densidade do ar durante o teste (Mesma unidade que ρ_{ref})

d) **Ângulo de inclinação (ϕ):**

$$\phi = \arccos \left(\frac{1}{n} \right) \cdot \frac{180}{\pi} \quad (12.8)$$

e) **Raio da curva (R):**

$$R = \frac{V_t^2}{g \cdot \sqrt{n^2 - 1}} \quad (12.9)$$

Onde:

g : Aceleração da gravidade (m/s^2)

V_t : TAS (m/s)

f) **Velocidade angular (ω):**

$$\omega = \frac{g \cdot \sqrt{n^2 - 1}}{V_t} \quad (12.10)$$

Os cálculos da **propagação de incerteza** seguem a metodologia apresentada por [Taylor \(1997, Capítulo 3\)](#). Dessa forma, considera-se que as incertezas são independentes e como fórmula geral:

$$\delta q = \sqrt{\left(\frac{\partial q}{\partial x} \delta x\right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial q}{\partial z} \delta z\right)^2} \quad (12.11)$$

O **arredondamento** realizado na apresentação dos resultados é o proposto em [Taylor \(1997, Capítulo 2\)](#). Assim, a incerteza possui apenas um algarismo significativo, a não ser que ele seja igual a 1 ou 2. Nesses casos, a incerteza terá 2 algarismos significativos. O arredondamento do “valor provável” se dá de forma a corresponder com os algarismos significativos da incerteza.

12.4 Velocidade de estol

12.4.1 Aplicativo

Corrige a **velocidade de estol** medida em voo para ser comparada com uma condição de referência.

Primeiramente, informe os valores da velocidade de estol, seguindo a metodologia exposta na [Revisão bibliográfica](#), e da sua incerteza no campo V_{so} . Em seguida, escolha os métodos de correção dos dados que deseja utilizar e digite nos campos disponíveis os valores correspondentes:

- a) **Peso:** digite em W o peso (massa) da aeronave de referência e durante o teste.
- b) **Taxa de desaceleração:** digite em $C [m]$ a corda média aerodinâmica do avião em metros, e clique em \dot{V} para calcular a desaceleração antes do estol. Informe no campo V_f a velocidade do fim da reta “entry rate slope” ([Figura 12](#)) e nos campos $t1$ e $t2$, respectivamente, os tempos inicial e final da desaceleração. Clique em *Calcular* para obter o valor da desaceleração.

Modifique a densidade de referência para obter TAS em condições atmosféricas com aquela densidade. Modifique o valor do teste caso a velocidade informada seja TAS , não CAS . Esses valores devem estar em kg/m^3 .

Pressione o botão *Calcular* para obter a velocidade de estol corrigida com sua incerteza absoluta e relativa.

Este aplicativo também pode ser utilizado para simples conversão entre CAS e TAS , sabendo que a densidade do ar considerada em CAS é $1,225 kg/m^3$.

O aplicativo Velocidade de estol está exposto na [Figura 11](#). Como não foi possível obter dados em voo ou nas literaturas, esse aplicativo ainda não foi validado.

Figura 11 – Aplicativo Velocidade de estol

VELOCIDADE DE ESTOL

Métodos de correção de dados

☐ Peso ☐ Taxa de desaceleração

Referência

W = $\rho = 1.225$

Teste

Vso = ±

W = ± $\rho = 1.225$

C [m] = ± V = ±

Calcular

CAS = ... ± ... TAS = ... ± ...

CAS = ... ± ... % TAS = ... ± ... %

Powered by ICXS

Fonte: Autor

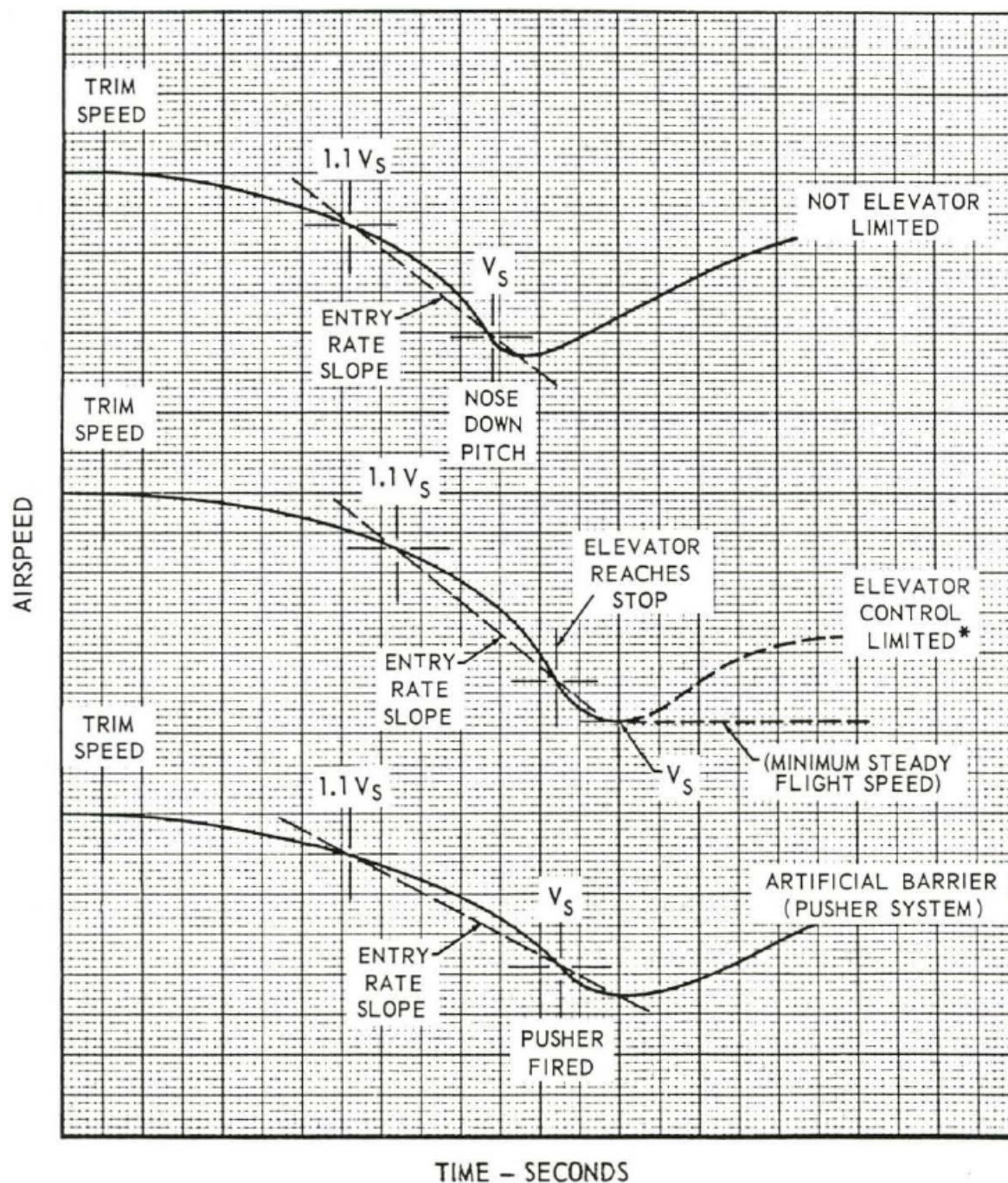
12.4.2 Revisão bibliográfica

A velocidade de estol é definida como a velocidade na qual o coeficiente de sustentação necessário para um voo nivelado atinge seu maior valor. Como não é possível medir o CL durante o voo, [AC23-8C \(2011\)](#) propõe 3 possíveis condições para considerar o avião estolado:

- Movimento incontrolável do nariz do avião para baixo;
- Velocidade mínima para voo nivelado depois que o profundor atinge seu limite de deflexão (O tempo que o profundor é mantido nessa deflexão deve ser maior que dois segundos.);
- Movimento do nariz para baixo resultante da ativação de um dispositivo de controle.

O teste deve ser realizado para diferentes posições do centro de gravidade (CG), mas começando pelo CG mais a frente, por ser menos crítico ([AC23-8C, 2011](#)). Além disso, toda a faixa de atuação possível para o profundor deve estar disponível, principalmente o limite com deflexão máxima para cima.

Figura 12 – Velocidade de estol



Fonte: AC23-8C (2011)

As tolerâncias dos ensaios são especificadas pela FAR23 (2004) e, no caso, devem ser calculadas levando em consideração alterações causadas pelo consumo de combustível e possíveis erros de medição. As tolerâncias são:

- +5% a -10% do peso a ser considerado;
- $\pm 7\%$ do passeio de CG total permitido.

Para realização do ensaio, deve-se seguir o procedimento abaixo:

- a) Aeronave deve ser trimada a aproximadamente 1,5 vezes a velocidade de estol;
- b) O empuxo do motor deve ser reduzido até a condição de empuxo zero ou marcha lenta;
- c) O profundor deve ser acionado pelo piloto para manter o avião com desaceleração de 1 nó/s ($0,514\text{ m/s}$) do momento em que o avião atinge velocidade de 1,1 vezes a velocidade de estol até que o estol ocorra.

Caso não exista um sistema de telemetria, o procedimento ainda pode ser realizado, tendo em vista que há métodos de redução de dados para correção das grandezas envolvidas no ensaio.

[AC23-8C \(2011\)](#) considera que a única correção dos dados das velocidades de estol que pode ser feita é a do peso. Segundo [Kimberlin \(2003\)](#), para pequenos aviões apenas essa correção é necessária.

No entanto, por motivos de segurança e falta de telemetria, o procedimento de teste indicado por [AC23-8C \(2011\)](#) acaba sendo modificado. Assim, são apresentadas também outras formas de correção.

a) **Peso da aeronave:**

$$V_{sref} = V_{st} \cdot \sqrt{\frac{W_{ref}}{W_t}} \quad (12.12)$$

Onde:

V_{st} : CAS do estol no teste (Unidade de velocidade)

V_{sref} : Velocidade de estol de referência do avião (Mesma unidade que V_{st})

W_{ref} : Peso de referência do avião (Unidade de massa ou peso)

W_t : Peso do avião em teste (Mesma unidade que W_{ref})

b) **Taxa de desaceleração:**

Pela metodologia apresentada, a taxa de desaceleração deveria ser de 1 nó/s ($0,514\text{ m/s}^2$) após atingir $1,1 \cdot V_s$. Como as vezes não é possível manter essa taxa, utiliza-se a forma abaixo, apresentada por [Kimberlin \(2003\)](#), para correção dos dados com desaceleração maior que 1 nó/s .

A desaceleração pode ser calculada da forma demonstrada na [Figura 12](#) e as equações abaixo demonstram como deve ser calculada a velocidade de estol corrigida.

$$V_{sref} = V_{st} \cdot \sqrt{\frac{R+2}{R+1}} \quad (12.13)$$

$$R = \frac{V_{st}}{\frac{C \cdot 3,28084}{2} \cdot \dot{V}} \quad (12.14)$$

Onde:

C : Corda média aerodinâmica (m)

\dot{V} : Taxa de desaceleração (Unidade de V_{st}/s)

Os cálculos da **propagação de incerteza** seguem a metodologia apresentada por Taylor (1997, Capítulo 3). Dessa forma, considera-se que as incertezas são independentes e como fórmula geral:

$$\delta q = \sqrt{\left(\frac{\partial q}{\partial x} \delta x\right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial q}{\partial z} \delta z\right)^2} \quad (12.15)$$

O **arredondamento** realizado na apresentação dos resultados é o proposto em Taylor (1997, Capítulo 2). Assim, a incerteza possui apenas um algarismo significativo, a não ser que ele seja igual a 1 ou 2. Nesses casos, a incerteza terá 2 algarismos significativos. O arredondamento do “valor provável” se dá de forma a corresponder com os algarismos significativos da incerteza.

12.5 Trajetória de voo

12.5.1 Aplicativo

Gera figuras com a **trajetória de voo** do avião.

Primeiramente, clique em *Importar* para carregar no aplicativo os dados da aba aberta na interface principal do ICXS.

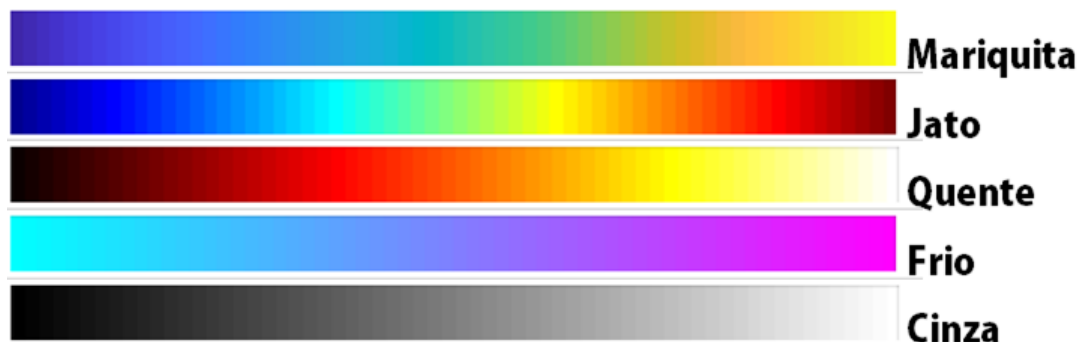
Em seguida, informe quais variáveis correspondem aos eixos X , Y e Z (eixo perpendicular à Terra). Caso queira delimitar os dados a serem plotados, selecione uma variável em *Limite* e escreva em *Lim 1* e *Lim 2* os limites inferior e superior, respectivamente.

Informe no painel *Sistema de coordenadas* qual o tipo dos dados que foram selecionados. *Cartesiano* corresponde a dados em unidade de comprimento para X e Y , enquanto *Geográfico* deve ser usado para dados de latitude e longitude, respectivamente.

No painel *Cor*, selecione como deseja a cor dos gráficos.

- Cor fixa*: utiliza a cor e o tipo de marcador selecionados em [Preferências](#) no ICXS;
- Mapa de cores*: selecione em *Variável* a grandeza que será usada como referência para criar o mapa de cores e escolha em *Tipo do mapa* o grupo de cores. Os grupos de cores disponíveis podem ser observados na [Figura 13](#).

Figura 13 – Opções de *escalas de cor*



Fonte: Modificado de [MathWorks \(2018\)](#)

Clique em **Gráfico em 3D** para gerar um diagrama de três dimensões com os dados selecionados.

Clique em **Gráfico em 2D** para gerar um diagrama de duas dimensões com os dados selecionados. Caso a opção *Geográfico* esteja selecionada no painel *Sistema de coordenadas*, uma imagem da Terra com a trajetória em duas dimensões será gerada (nesse caso, a cor dos dados será sempre vermelha).

A Figura 14 demonstra um exemplo de utilização deste aplicativo. Nesse exemplo, os dados utilizados foram de um voo realizado em Vila Velha - ES. Assim, para os eixos X e Y foram escolhidos a *Latitude* e *Longitude* do GPS (Sistema de coordenadas geográfico) e para o eixo Z, a altitude provida pelo barômetro. Para excluir os dados adquiridos antes e depois do voo, foi utilizada a variável *Tempo* como delimitadora.

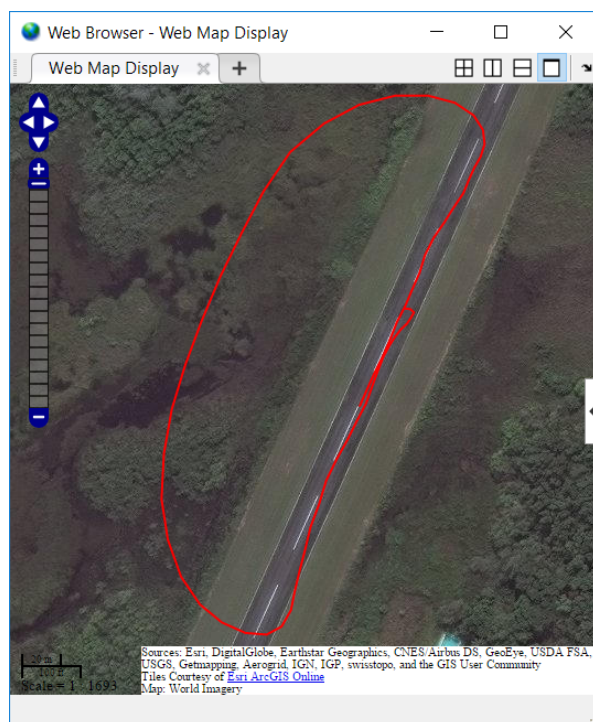
O resultado, ao plotar o *Gráfico em 2D* foi a Figura 15a, que demonstra exatamente o caminho percorrido pela aeronave da Equipe AVES (esse mapa é gerado com auxílio do *Mapping ToolboxTM* do MATLAB). Ao selecionar o *Mapa de cores* com a variável *Velocidade* para ser plotada utilizando *Gráfico em 3D*, obteve-se a Figura 15b.

Figura 14 – Exemplo de utilização do aplicativo Trajetória de voo

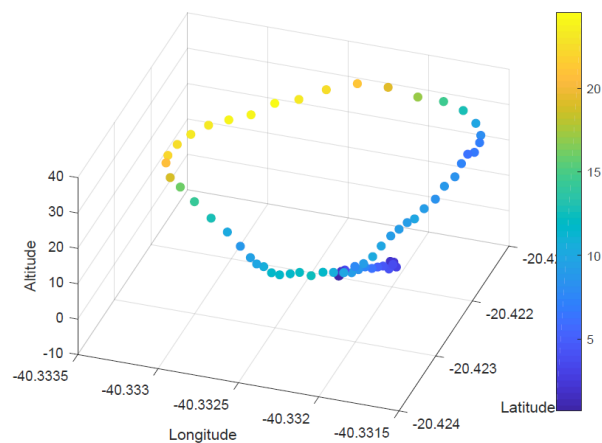


Fonte: Autor

Figura 15 – Resultados da utilização do aplicativo Trajetória de voo



(a) Gráfico em 2D (Geográfico)



(b) Gráfico em 3D

Fonte: Autor

12.6 Polar de arrasto

12.6.1 Aplicativo

Calcula os **coeficientes aerodinâmicos** e possibilita a visualização dos resultados por meio de tabela e gráfico.

Este aplicativo propõe três diferentes métodos para realizar os cálculos. Selecione o método desejado na *barra de ferramentas* e siga os passos apresentados abaixo.

Informe os dados para que os cálculos possam ser realizados. Para isso, há duas opções:

- a) **Importar:** selecione este botão para carregar no aplicativo os dados da aba aberta na interface principal do ICXS e escolha em cada um dos menus a variável que representa os valores desejados.
- b) **Informar dados:** escreva na tabela os valores de cada variável. Caso queira adicionar mais dados, clique em *Nova linha*. Caso queira deletar linhas específicas, selecione-as e clique em *Excluir linha*. Como há duas tabelas, as linhas selecionadas em uma tabela também serão deletadas na outra.

Selecione a opção *Restaurar* para deletar todas informações das tabelas do método selecionado na barra de ferramentas.

Cada método exige dados diferentes, seus significados e respectivas unidades de medida são mostrados abaixo. Quando há δ na frente de alguma variável, significa a incerteza dela. Essa incerteza deve estar na mesma unidade do “valor provável”.

MÉTODO *ACCELEROMETER*

an: aceleração normal (Unidades de g)	al: aceleração longitudinal (Unidades de g)
α: ângulo de ataque (rad)	q: pressão dinâmica ($kg/(m \cdot s^2)$)
W: massa total (kg)	F: empuxo (N)
S: área da asa (m^2)	

MÉTODO *STABILIZED-GLIDE*

α: ângulo de ataque (rad)	θ: ângulo de atitude (rad)
al: aceleração longitudinal (Unidades de g)	q: pressão dinâmica ($kg/(m \cdot s^2)$)
W: massa total (kg)	S: área da asa (m^2)

Nota: selecione em “Calcular usando” se o programa deve levar em consideração nos cálculos os dados informados para θ ou *al*.

MÉTODO *RATE-OF-SINK*

V1 : velocidade inicial (m/s)	V2 : velocidade final (m/s)
ΔH : variação da altitude (m)	Δt : variação do tempo (s)
ρ : densidade do ar (kg/m^3)	α : ângulo de ataque (rad)
W : massa total (kg)	S : área da asa (m^2)

Notas: selecione em “Calcular usando” se os dados informados para as velocidades correspondem a V_t (TAS) ou V_c (CAS). O ângulo α não é utilizado nos cálculos, mas é muito útil na apresentação dos resultados.

Clique em *Calcular* para que as propriedades aerodinâmicas sejam calculadas. Para observar os resultados, selecione na barra de ferramentas os menus *Resultados* ou *Gráfico*.

RESULTADOS

Clique em *Selecionar método* e escolha o método, do qual deseja obter os resultados calculados. Clique em *Escrever dados* e os valores aparecerão nas tabelas.

GRÁFICO

Selecione em *Eixo X* e em *Eixo Y* as variáveis que deseja visualizar no gráfico. Em seguida, selecione os métodos para que seus resultados sejam expostos no gráfico.

Escolha a cor e o tipo de marcador para cada método. Caso deseje visualizar também as barras de erro, marque a opção *Barra de erro*.

Pressione o botão *Plotar* e os dados aparecerão no gráfico. Ele pode ser modificado por três ferramentas disponíveis. O funcionamento de cada uma delas foi explicado no [Capítulo 6](#).

Aperte o botão *Exportar* para gerar uma figura com o gráfico fora do aplicativo.

Nota: apesar de o ângulo de ataque (α) dever ser informado em *radianos*, ele é convertido para *graus* ($^\circ$) nos resultados.

A [Figura 16](#) demonstra um exemplo de utilização deste aplicativo. Nesse exemplo, foram utilizados os dados disponibilizados por [Horton, Eldredge e Klein \(1965\)](#). O único valor calculado que se distanciou do apresentado no artigo foi a incerteza de L/D pelo método *Rate-of-Sink*. Enquanto o artigo fornece um valor de 0,1, foi calculado pelo aplicativo 0,04.

Na [Figura 16d](#), observa-se a variação de L/D com CL . Com mais dados de teste, seria possível obter a curva L/D x CL para todo o envelope de voo da aeronave em questão. Além disso, Existe a possibilidade de modificar as variáveis plotadas, podendo escolher também CL^2 , CD , α , L , e D .

Figura 16 – Exemplo de utilização do aplicativo Polar de arrasto



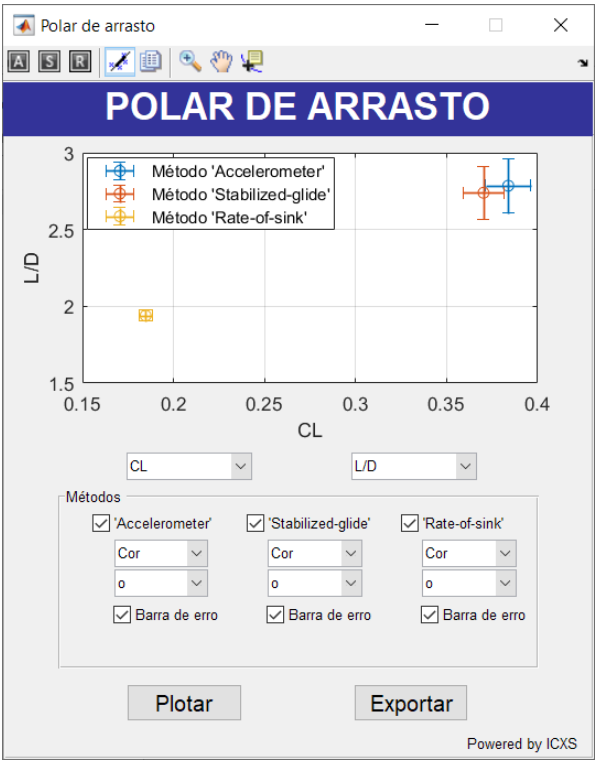
(a) Método *Accelerometer*



(b) Método *Stabilized-glide*



(c) Método *Rate-of-Sink*



(d) Resultados

Fonte: Autor

12.6.2 Revisão bibliográfica

Para determinar a polar de arrasto de uma aeronave em voo, há diversos métodos que se diferem pelo tipo dos sensores necessários e as manobras que devem ser realizadas. Dessa forma, cada método possui vantagens e desvantagens se comparado aos outros.

Para este aplicativo, foram escolhidos três métodos diferentes, apresentados por [Horton, Eldredge e Klein \(1965\)](#). Nesse artigo, foi realizada a comparação entre as metodologias, provando que elas produzem resultados muito parecidos, diferenciando-se fundamentalmente na aquisição dos dados.

Todas equações utilizadas nos cálculos aerodinâmicos deste aplicativo foram baseados nos trabalhos de [Horton, Eldredge e Klein \(1965\)](#) e [Beeler, Bellman e Saltzman \(1956\)](#). Para todos os métodos, os coeficientes de sustentação e arrasto serão calculados da seguinte maneira (Sendo $q = \rho \cdot V^2/2$):

$$CL = \frac{L}{q \cdot S} \quad (12.16)$$

$$CD = -\frac{D}{q \cdot S} \quad (12.17)$$

MÉTODO *ACCELEROMETER*

As principais vantagens deste método são: o avião não precisa estar planando para que ele possa ser utilizado e ele possibilita conseguir grande quantidade de dados em um único voo, necessitando menos ensaios.

Com essa metodologia, é possível conseguir toda a polar de arrasto em apenas uma manobra. Para isso, deve-se atuar suavemente o profundor para cima até atingir a menor velocidade e para baixo até alcançar a maior velocidade. Dessa forma, pode-se cobrir toda a faixa de ângulo de ataque e velocidade.

Apesar de talvez não ser o método mais preciso, seus resultados são melhorados com a quantidade de dados que consegue fornecer.

Para calcular a sustentação (L) e o arrasto (D), necessita-se da medição da aceleração normal (an) e axial (al), com auxílio de um acelerômetro, além do ângulo de ataque (α), peso (W) e empuxo (F).

$$L = (an \cdot W) \cdot \cos(\alpha) - (F - W \cdot al) \cdot \sin(\alpha) \quad (12.18)$$

$$D = (F - W \cdot al) \cdot \cos(\alpha) + (an \cdot W) \cdot \sin(\alpha) \quad (12.19)$$

$$L/D = \frac{L}{D} \quad (12.20)$$

MÉTODO *STABILIZED-GLIDE*

A principal premissa deste método é que o somatório de forças no avião é considerado nulo. Isso significa que para sua utilização, a velocidade deve ser constante durante o planeio efetuado no teste.

Tendo em vista que manter um voo extremamente estável com velocidade constante em diferentes ângulos de ataque é uma tarefa bem complicada, esse procedimento para obter a polar de arrasto é um dos mais difíceis. No entanto, ele é um dos mais simples no que diz respeito ao sensoreamento, necessitando apenas da medição do ângulo de ataque (α) e do ângulo de atitude (θ), além da velocidade e do peso (W).

As propriedades são calculadas da seguinte maneira:

$$\gamma = \theta - \alpha \quad (12.21)$$

$$L = W \cdot \cos(\gamma) \quad (12.22)$$

$$D = W \cdot \sin(\gamma) \quad (12.23)$$

$$L/D = -\cot(\gamma) \quad (12.24)$$

Caso a medição de θ seja feita pelo acelerômetro:

$$\theta = \arcsen(al) \quad (12.25)$$

MÉTODO *RATE-OF-SINK*

Baseando-se no sensoreamento, este método é o mais diferente dentre os três apresentados. Para avaliar o desempenho aerodinâmico, não é necessário medir ângulos e acelerações, mas velocidade, altura e tempo.

Para maior acurácia, o avião deve planar por um longo período de tempo. Além disso, a velocidade deve ser mantida o mais constante possível. Dessa forma, podem ser calculados os coeficientes aerodinâmicos da seguinte maneira:

$$L/D = \frac{\sqrt{d^2 - \Delta h^2}}{\Delta h} \quad (12.26)$$

Onde:

d : Distância percorrida pelo avião (m), calculada como o produto do tempo pela velocidade (TAS) média

Δh : Diferença entre as alturas final e inicial

Caso haja diferença entre as velocidades (TAS) final e inicial, deve-se aplicar uma correção na perda de altitude.

$$\Delta h_c = \Delta h - \frac{V_2^2 - V_1^2}{2 \cdot g} \quad (12.27)$$

Os demais coeficientes aerodinâmicos são calculados da mesma forma que no método *Stabilized-glide*. No entanto, calcula-se primeiramente γ pela Equação 12.24.

Os cálculos da **propagação de incerteza** seguem a metodologia apresentada por Taylor (1997, Capítulo 3). Dessa forma, considera-se que as incertezas são independentes e como fórmula geral:

$$\delta q = \sqrt{\left(\frac{\partial q}{\partial x} \delta x\right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial q}{\partial z} \delta z\right)^2} \quad (12.28)$$

13 Estabilidade e Controle

13.1 Ponto neutro

13.1.1 Aplicativo

Calcula a posição do **ponto neutro** da aeronave e sua incerteza.

Informe os dados para que os cálculos possam ser realizados. Para isso, há duas opções:

- a) **Importar dados (ICXS):** selecione este botão e escolha em cada um dos menus que aparecerão a variável que representa os valores de X_{CG} (posição do centro de gravidade), δX_{CG} (incerteza da posição do centro de gravidade), C_L (coeficiente de sustentação), δC_L (incerteza do coeficiente de sustentação), δe (deflexão do profundor) e $\delta \delta e$ (incerteza da deflexão do profundor).
- b) **Informar dados:** escreva na tabela os valores de X_{CG} , δX_{CG} , C_L , δC_L , δe e $\delta \delta e$. Caso queira adicionar mais dados, clique em *Nova linha*. Caso queira deletar linhas específicas, selecione-as e clique em *Excluir linha*.

Nota: as incertezas informadas são utilizadas apenas para plotar as barras de erro, a incerteza do ponto neutro é calculada utilizando a dispersão dos dados de entrada.

A opção *Restaurar* retorna o aplicativo para suas características padrão. Dessa forma, deleta todas as linhas e informações calculadas anteriormente.

Clique em *Calcular* para que o ponto neutro seja calculado. Ele será apresentado como o “valor provável” e o intervalo inferior e superior considerando sua incerteza.

Selecione *Mostrar gráficos* para ver os diagramas utilizados para cálculo do ponto neutro. Neles, é possível ver, por exemplo, as curvas de incerteza e barras de erro. Para exportá-los, clique no menu *Exportar* e escolha o gráfico para realizar a ação. Selecione *Ocultar gráficos* para voltar à página inicial.

O aplicativo também possibilita: (a) cálculo da margem estática e (b) cálculo da deflexão necessária do profundor em voo com determinado coeficiente de sustentação:

- a) Informe na caixa de texto X_{CG} a posição do centro de gravidade para a qual deseja calcular a margem estática e em MAC a corda média aerodinâmica. X_{CG} , MAC e o ponto neutro devem estar na mesma unidade.

Clique em *ME* e o resultado aparecerá em porcentagem.

- b) Informe na caixa de texto X_{CG} a posição do centro de gravidade e em C_L o coeficiente de sustentação para a situação que deseja analisar.

Barra de ferramentas:

- a) *Ampliar*: ativa o **zoom interativo**. Ao pressionar o mouse em cima de um gráfico, é possível modificar os limites dos eixos. Essa modificação pode ser feita pressionando o botão esquerdo do mouse ou usando a rolagem dele.
- b) *Mover*: **move a visão do gráfico** de forma interativa. Essa mudança não afeta no *zoom* do gráfico e pode ser feita para cima, baixo, direita e esquerda.
- c) *Cursor de dados*: permite **leitura direta de dados plotados** nos gráficos exibindo seus valores ao serem selecionados. O cursor pode ser **movido** arrastando-o com o mouse ou pelas setas do teclado. Além disso, pode ser **deletado** com a tecla *delete*. Para criar **várias caixas com dados**, selecione *Shift* + clique.
- d) *Nível de confiabilidade*: marque *Selecionar confiabilidade* para definir um nível de confiabilidade específico para o cálculo das incertezas e escreva ele na caixa de texto. Tecle *escape* no teclado para fechar essa janela.

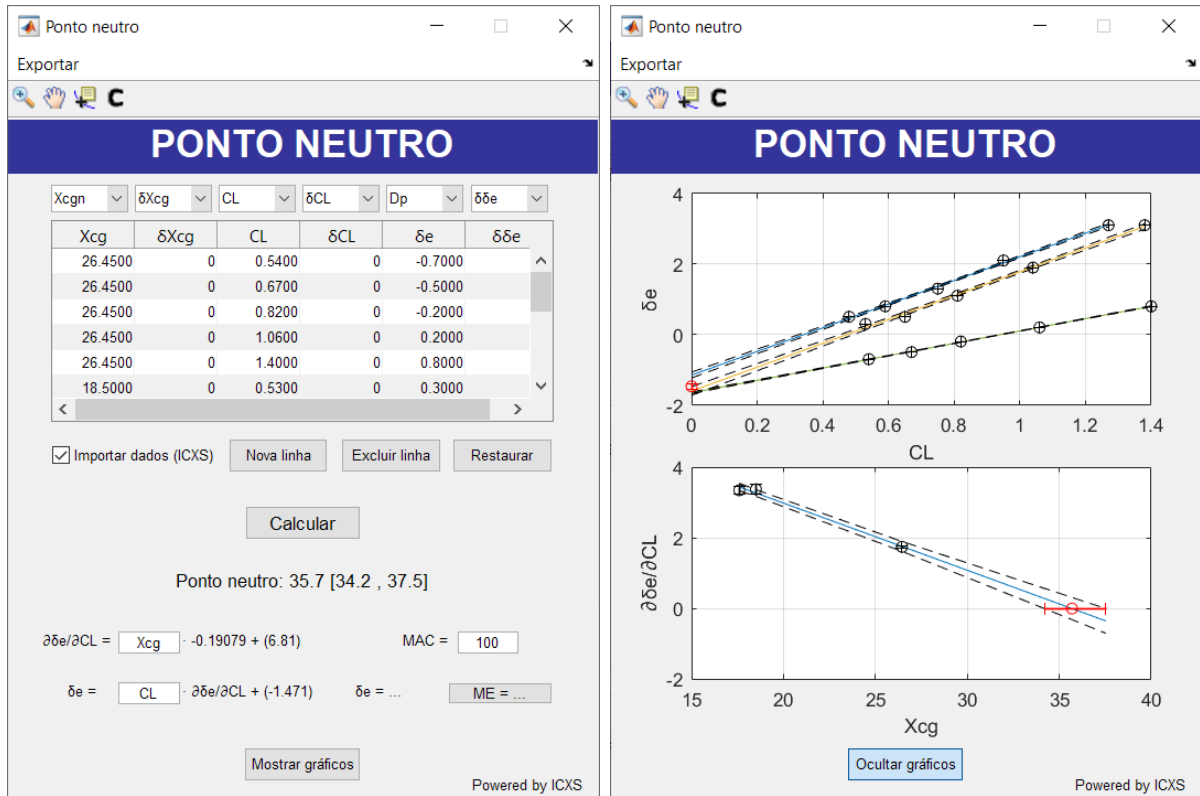
A [Figura 17](#) demonstra um exemplo de utilização deste aplicativo. Nesse exemplo, foram utilizados os dados disponibilizados por [Kimberlin \(2003\)](#). Os dados, previamente carregados na interface principal do programa, foram importados na primeira janela do aplicativo ([Figura 17a](#)) e os gráficos, gerados após clicar em *Calcular*, podem ser analisados na segunda janela ([Figura 17b](#)).

[Kimberlin \(2003\)](#) propõe uma metodologia mais complexa, na qual o ponto neutro varia com o CL. No entanto, utilizando os dados fornecidos por ele ao apresentar sua metodologia, obteve-se um erro de apenas 1% para X_{PN} da aeronave trimada. Além disso, a faixa de valor de X_{PN} (34 a 38,5) é da mesma ordem de grandeza dos valores máximo e mínimo considerando as incertezas calculadas (34,2 a 37,5).

Caso a margem estática ou a deflexão do profundor necessária para certa situação de voo fossem visadas, elas ainda poderiam ter sido calculadas, substituindo os valores de X_{CG} e CL (MAC poderia ser mantida 100, pois os valores de X_{CG} estão em porcentagem da corda média aerodinâmica).

Como o valor de CL não é medido em voo, na prática, pode-se utilizar o aplicativo [Polar de arrasto](#) para calculá-lo.

Figura 17 – Exemplo de utilização do aplicativo Ponto neutro



Fonte: Autor

13.1.2 Revisão bibliográfica

O ponto neutro é definido por [Ward e Strganac \(1998\)](#) como a posição do centro de gravidade (X_{CG}), na qual o momento de arfagem (C_m) é independente do ângulo de ataque (α), mantidas as superfícies de controle longitudinais fixas. Isso significa que para essa X_{CG} , $\partial C_m / \partial \alpha = 0$. Como pode ser visto das equações de 13.1 a 13.4, quando $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = 0$, $\frac{\partial \delta e}{\partial C_L} = 0$. Dessa forma, ensaios são conduzidos de modo a estimar para qual X_{CG} isso ocorre.

$$C_m = C_{m0} + \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \cdot \alpha + \frac{\partial C_m}{\partial \delta_e} \cdot \delta_e \quad (13.1)$$

$$C_L = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \cdot \alpha + \frac{\partial C_L}{\partial \delta_e} \cdot \delta_e \quad (13.2)$$

Para um voo estacionário trimado, $C_m = 0$. Sendo assim:

$$\delta_{e_{trim}} = \frac{C_{m0} \cdot \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} + \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \cdot C_{L_{trim}}}{\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial C_L}{\partial \delta_e} - \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial C_m}{\partial \delta_e}} \quad (13.3)$$

$$\frac{\partial \delta_{e_{trim}}}{\partial C_{L_{trim}}} = - \frac{\frac{\partial C_m}{\partial \alpha}}{\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial C_m}{\partial \delta_e} - \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial C_L}{\partial \delta_e}} \quad (13.4)$$

O método proposto por [Ward e Strganac \(1998\)](#) é baseado na utilização da deflexão do profundor (δe) para variar a velocidade do avião com potência constante. O piloto deve trimar a aeronave, e então usar o controle longitudinal para que o avião mude de velocidade, mantendo-a então constante. Uma série de manobras devem se suceder para que sejam colhidos os dados para diferentes velocidades/deflexões do profundor.

Esses testes devem ser realizados com o centro de gravidade em diferentes posições. Para uma melhor análise estatística, são recomendados ensaios com pelo menos 5 posições diferentes.

Tendo os dados adquiridos, eles são então plotados juntamente em um gráfico δe x C_L , e é criada uma curva de ajuste linear para cada X_{CG} pelo método dos mínimos quadrados, [Taylor \(1997, Capítulo 8\)](#).

Em seguida, tendo $\partial \delta e / \partial C_L$ para cada X_{CG} , os valores são apresentados em um gráfico e é possível encontrar a posição do ponto neutro (X_{PN}) por meio de uma regressão linear. Como dito anteriormente, $\frac{\partial \delta e}{\partial C_L} = 0$ quando $X_{CG} = X_{PN}$.

[Kimberlin \(2003\)](#) indica que essa metodologia não é uma forma segura de abordar o tema, sendo o ponto neutro função do coeficiente de sustentação. No entanto, considerando a incerteza atrelada às dispersões das medições, foi percebido que, em geral, um cálculo mais complexo não resultava em resultados realmente mais precisos.

As incertezas calculadas no programa são todas relacionadas com a dispersão dos dados e o *MMQ*. Dessa forma, as barras de incerteza referentes às informações fornecidas pelo usuário não são utilizadas nos cálculos da incerteza da X_{PN} . No entanto, podem ser usadas para comparar com as bandas de nível de confiabilidade, calculadas utilizando teoria apresentada em [Draper e Smith \(1998, Capítulo 3\)](#). Essa teoria considera que os dados pertencem a uma distribuição *t de Student* e a regressão possui grau de liberdade $N-2$.

O **arredondamento** realizado na apresentação dos resultados é o proposto em [Taylor \(1997, Capítulo 2\)](#). Assim, a incerteza possui apenas um algarismo significativo, a não ser que ele seja igual a 1 ou 2. Nesses casos, a incerteza terá 2 algarismos significativos. O arredondamento do “valor provável” se dá de forma a corresponder com os algarismos significativos da incerteza.

13.2 Análise dinâmica

13.2.1 Aplicativo

Calcula as **características da resposta dinâmica** da aeronave submetida a diferentes estímulos. Além disso, compara as medições com a resposta calculada para obter uma estimativa de erro.

O aplicativo é dividido em três abas, cada uma contém um método para analisar um tipo diferente de resposta. Utilize o método ***Modified Transient Peak Ratio (MTPR)*** no caso de resposta oscilatória com razão de amortecimento $-0,5 < \zeta < 0,5$. Caso a razão de amortecimento esteja entre $0,5 < \zeta < 1,2$, use o método ***Maximum Slope (MS)***. Para respostas de primeira ordem: ***Resposta de Primeira Ordem***.

Para iniciar o estudo utilizando cada método, o procedimento é o mesmo. Clique em *Importar* para carregar no aplicativo os dados da aba aberta na interface principal do ICXS e as opções definidas em *Preferências*. Em seguida, selecione nos menus *X (Eixo Y)* e *Tempo* as variáveis para serem plotadas respectivamente nos eixos Y e X. Nas caixas *T1* e *T2*, digite os limites para o eixo X (aproximadamente o tempo quando começa e termina a manobra).

Nota: recomenda-se que os dados importantes para o estudo sejam analisados primeiramente no *Layout 1* e que os limites do tempo definidos no aplicativo selecionem somente os dados referentes à resposta dinâmica a ser estudada.

MODIFIED TRANSIENT PEAK RATIO (MTPR)

Após importar os dados para essa aba do aplicativo, escreva na tabela os dados referentes aos vales e picos. Na coluna *Tempo*, digite o tempo e na coluna *X*, digite o valor da resposta (no gráfico, é o valor do eixo Y).

Para adicionar mais dados, clique em *Nova linha*. Para deletar uma linha, selecione *Excluir linha*. O programa somente funcionará caso haja pelo menos três linhas.

Selecione *Calcular* para que o programa calcule: valor da resposta em estado estacionário (X_∞), ganho (K), razão de amortecimento (ζ), frequência não amortecida (ω_n), estimativa de erro com a raiz do valor quadrático médio (*RMSE*) e estimativa da qualidade de ajuste pelo método *NRMSE (Ajuste [%])*. Além disso, serão plotados no gráfico os pontos selecionados para análise (informados na tabela) em vermelho e a resposta dinâmica calculada em preto.

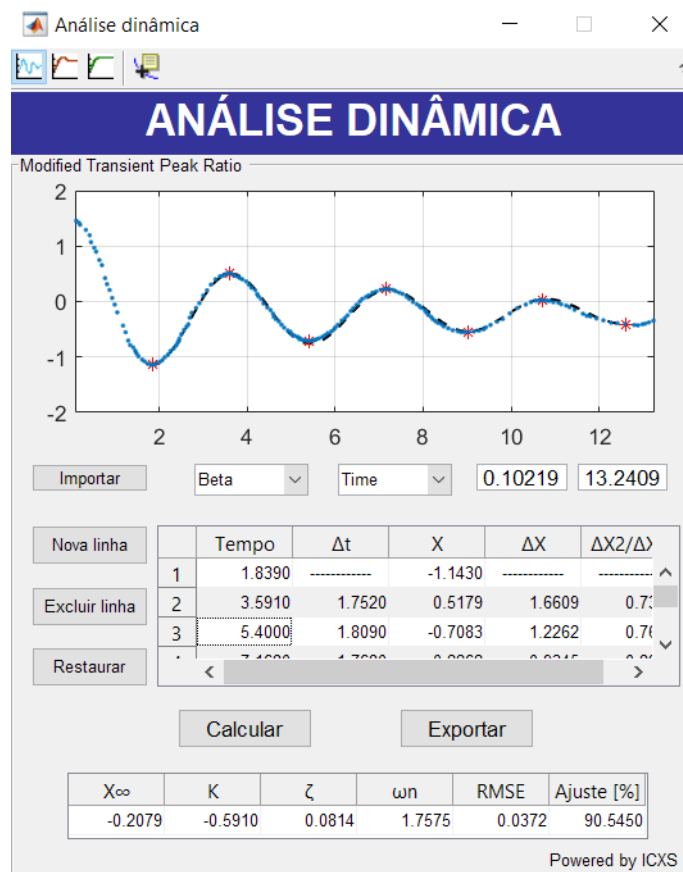
Aperte o botão *Exportar* para gerar uma figura com o gráfico fora do aplicativo. Esse gráfico exportado conterá as medições e a resposta calculada.

Clique em *Restaurar* para limpar os dados das tabelas e retornar o gráfico do aplicativo para a situação que estava antes que o botão *Calcular* fosse selecionado.

A Figura 18 demonstra um exemplo de utilização deste aplicativo. Nesse exemplo, foram utilizados dados de voo do avião VFW-Fokker 614 em teste de estabilidade latero-direcional fornecidos por Reis (2016). Esses dados foram carregados na interface principal do ICXS e posteriormente importados para o aplicativo. Assim, foram escritos os valores de tempo dos picos e vales e respectivos valores de β nas colunas *Tempo* e *X* e clicou-se em *Calcular* para obter as características dinâmicas dessa aeronave no modo *Dutch Roll*.

No estudo de Reis (2016), foram utilizados vários modelos para calcular ζ e ω_n . Comparando com os resultados do método com melhor performance segundo a dissertação, $\zeta = 0,0879$ e $\omega_n = 1,7922\text{rad/s}$, obtém-se erro de 7% para ζ e 2% para ω_n .

Figura 18 – Exemplo de utilização do aplicativo Análise dinâmica: MTPR



Fonte: Autor

MAXIMUM SLOPE (MS)

Após importar os dados para essa aba do aplicativo, escreva na tabela os dados pedidos:

- X_{m1} : valor máximo ou mínimo da resposta (primeiro que ocorrer)
- X_{m2} : valor máximo ou mínimo da resposta (o que ocorrer por último)

c) $tms1$ e $tms2$: valores de tempo para ajudar no cálculo da reta de maior inclinação

Clique em *Gerar MS* para que a reta de maior inclinação e as retas auxiliares da metodologia sejam desenhadas em vermelho no gráfico e a segunda tabela seja preenchida. O encontro da reta de maior inclinação com $Xm1$ ocorre no tempo $t1$ e o encontro dela com $Xm2$ acontece no tempo $t2$. $X(t2)$ é o valor da resposta no tempo $t2$. Modifique os valores da primeira ou da segunda tabela caso o aplicativo não tenha encontrado a melhor reta possível.

Selecione *Calcular* para que o programa calcule: valor da resposta em estado estacionário (X_∞), ganho (K), razão de amortecimento (ζ), frequência não amortecida (ω_n), estimativa de erro com a raiz do valor quadrático médio ($RMSE$) e estimativa da qualidade de ajuste pelo método $NRMSSE$ (*Ajuste [%]*). Além disso, serão redesenhadas em vermelho no gráfico a reta de maior inclinação e as retas auxiliares da metodologia e a resposta dinâmica calculada em preto.

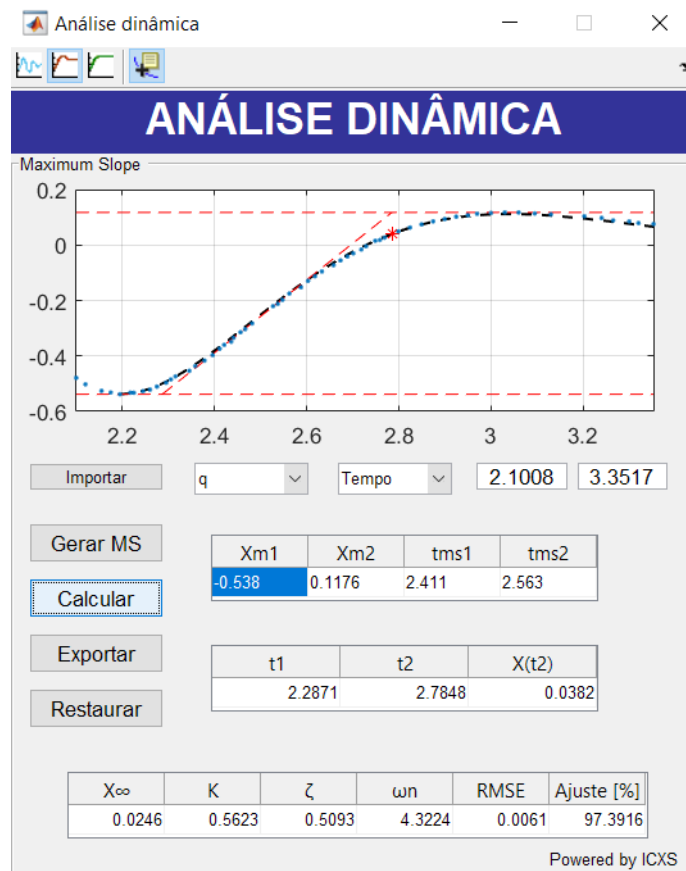
Aperte o botão *Exportar* para gerar uma figura com o gráfico fora do aplicativo. Esse gráfico exportado conterá as medições e a resposta calculada.

Clique em *Restaurar* para limpar os dados das tabelas e retornar o gráfico do aplicativo para a situação que estava antes que o botão *Calcular* fosse selecionado.

A [Figura 19](#) demonstra um exemplo de utilização deste aplicativo. Nesse exemplo, foram utilizados dados gerados matematicamente por [Ward e Strganac \(1998\)](#), sendo $\zeta = 0,493$ e $\omega_n = 4,27 \text{ rad/s}$. Comparando com os resultados do aplicativo, tem-se ζ com erro de 3,3% e ω_n com erro de 1,2%.

Esses dados foram carregados na interface principal do ICXS e posteriormente importados para o aplicativo. Assim, foram escritos os valores pedidos de q e *Tempo* na primeira tabela, clicou-se em *Gerar MS* e em *Calcular* para obter as características dinâmicas de estabilidade longitudinal dessa aeronave teórica no modo *Short-Period*.

Figura 19 – Exemplo de utilização do aplicativo Análise dinâmica: MS



Fonte: Autor

RESPOSTA DE PRIMEIRA ORDEM

Após importar os dados para essa aba do aplicativo, escreva na tabela os dados: $t1$: tempo que inicia a resposta, Xf : valor da resposta no tempo final que aparece no gráfico do aplicativo. Note que esse valor não precisa ser exatamente o valor de uma medição.

Selecione *Calcular* para que o programa calcule: valor da resposta em estado estacionário (X_{∞}), ganho (K), constante de tempo (τ), estimativa de erro com a raiz do valor quadrático médio ($RMSE$) e estimativa da qualidade de ajuste pelo método $NRMSE$ ($Ajuste [\%]$). Além disso, será destacado com um asterisco vermelho no gráfico o ponto indicando a constante de tempo e será desenhada em preto a resposta dinâmica calculada.

Aperte o botão *Exportar* para gerar uma figura com o gráfico fora do aplicativo. Esse gráfico exportado conterá as medições e a resposta calculada.

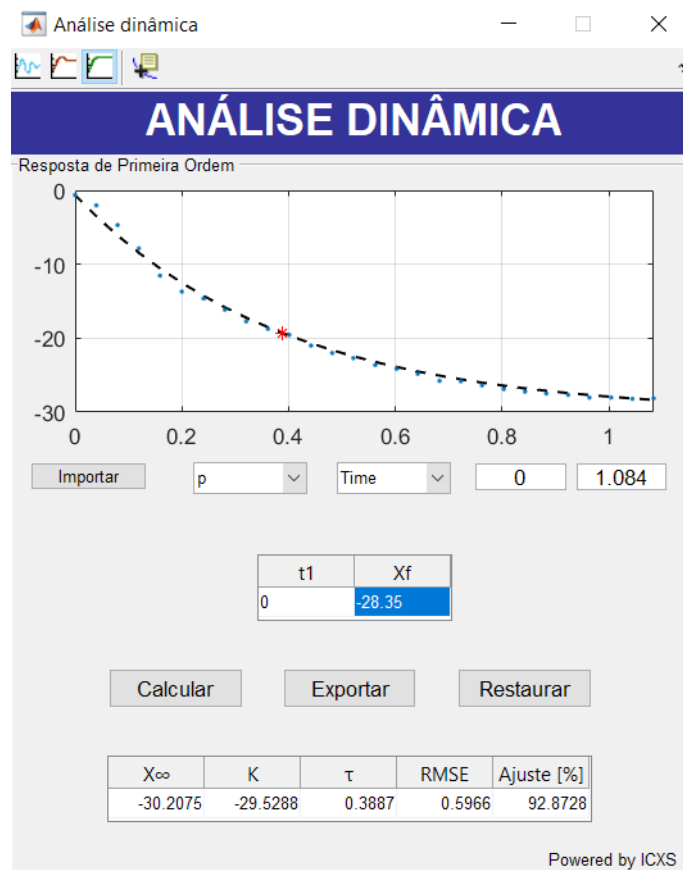
Clique em *Restaurar* para limpar os dados das tabelas e retornar o gráfico do aplicativo para a situação que estava antes que o botão *Calcular* fosse selecionado.

A Figura 20 demonstra um exemplo de utilização deste aplicativo. Nesse exemplo,

foram utilizados dados de voo do VFW 614 em teste de rolagem fornecidos por Reis (2016). Esses dados foram carregados na interface principal do ICXS e posteriormente importados para o aplicativo. Assim, foram escritos os valores pedidos de $t1$ e Xf na tabela e clicou-se em *Calcular* para obter as características dinâmicas dessa aeronave no modo resposta de primeira ordem.

No estudo de Reis (2016), foram utilizados vários modelos para calcular τ . Comparando com os resultados do método com melhor performance segundo o artigo, $\tau = 0,46s$, obtém-se erro de 15%. Tendo em vista que o ajuste dos dados foi de 93%, esse erro pode ter sido causado por uma má extração dos dados dos gráficos de Reis (2016).

Figura 20 – Exemplo de utilização do aplicativo Análise dinâmica: Resposta de Primeira Ordem



Fonte: Autor

Para ajudar a extrair os dados dos gráficos em todas as abas, utilize a ferramenta *Cursor de dados*. Ela permite leitura direta de dados plotados exibindo seus valores ao serem selecionados. O cursor pode ser **movido** arrastando-o com o mouse ou pelas setas do teclado. Além disso, pode ser **deletado** com a tecla *delete*. Para criar **várias caixas com dados**, selecione *Shift* + clique.

13.2.2 Revisão bibliográfica

As características dinâmicas de uma aeronave são importantes parâmetros utilizados na avaliação da qualidade de voo, como diz [Reis \(2016\)](#).

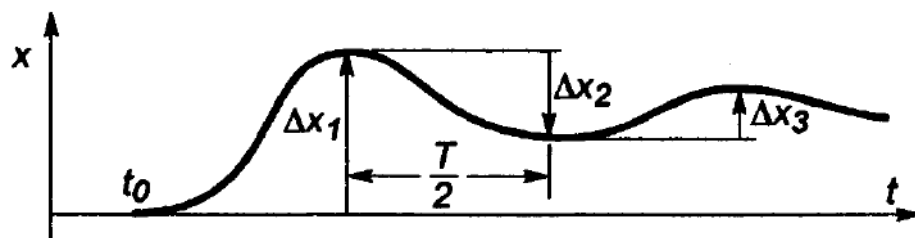
Com o acontecimento de rajada de vento ou atuação de uma superfície de comando, pode-se excitar algum dos modos dinâmicos: movimento longitudinal: *Phugoid*, *Short-Period*; movimento latero-direcional: *Dutch Roll*, Rolamento puro e Espiral. Esses modos são quantificados por: frequência natural, coeficiente de amortecimento e constante de tempo. Seus valores podem ser obtidos por meio de simulações, ensaios em túnel de vento e formulações que utilizam as propriedades da aeronave. No entanto, necessitam de validação com os voos. Dessa forma, são propostos métodos para extrair essas informações com ensaios em voo.

Há vários métodos para analisar as respostas de primeira e segunda ordem obtidas nos ensaios. Os métodos presentes neste aplicativo são de certa forma simples e considerados suficientemente eficazes para a maioria dos casos, [Langdon e Cross \(1977\)](#).

- a) **Método *Modified Transient Peak Ratio (MTPR)***: apresentado por [Ward e Strganac \(1998\)](#), essa é uma forma conveniente de estimar a frequência e o amortecimento de uma resposta oscilatória com razão de amortecimento $-0,5 < \zeta < 0,5$.

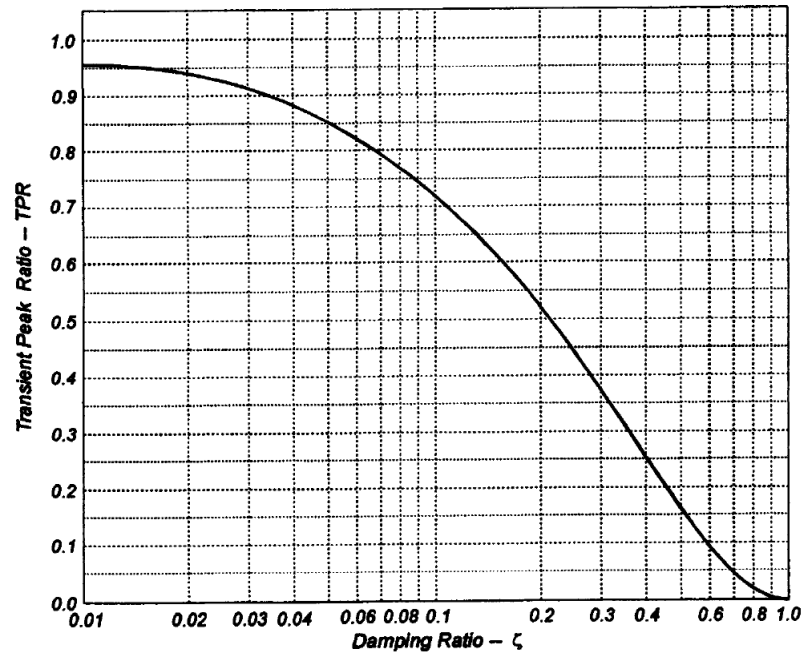
Os parâmetros indicados na [Figura 21](#) devem ser estimados e, em seguida, calculam-se a frequência amortecida: $\omega_d = \frac{2\pi}{T}$ e as razões de picos transiente (*TPR*): $\frac{\Delta x_{i+1}}{\Delta x_i}$. Normalmente, o valor das razões não é igual, então, utiliza-se uma média.

Figura 21 – Medições para utilizar o método *MTPR*



Fonte: [Ward e Strganac \(1998\)](#)

Com o valor de *TPR*, é possível calcular a razão de amortecimento, ζ , com a [Figura 22](#).

Figura 22 – Relação entre TPR e razão de amortecimento

Fonte: Ward e Strganac (1998)

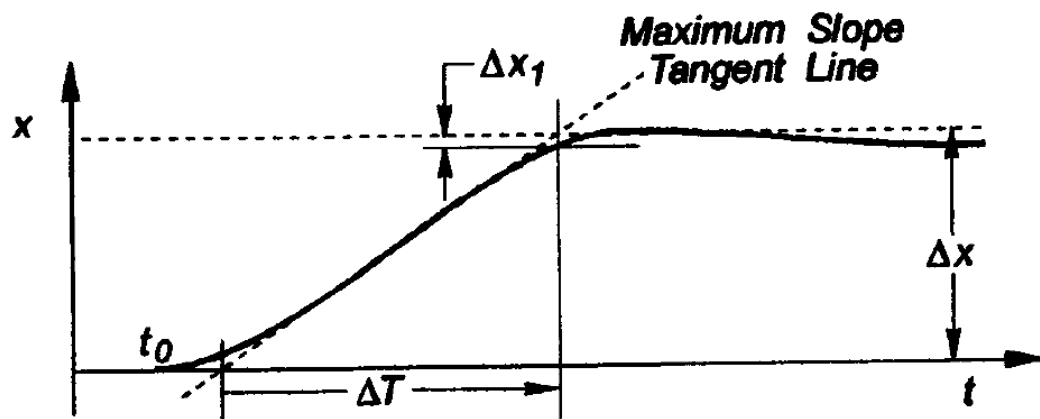
Tendo os valores da frequência amortecida (ωd) e razão de amortecimento (ζ), é possível calcular a frequência não amortecida (ωn): $\frac{\omega d}{\sqrt{1-\zeta^2}}$.

- b) **Método *Maximum Slope (MS)***: no caso de respostas altamente amortecidas, é difícil identificar os parâmetros para utilizar o método *MTPR*. Dessa forma, Langdon e Cross (1977) propõe um método que utiliza apenas os dois primeiros picos. Ward e Strganac (1998) recomenda que ele seja usado no caso de razão de amortecimento $0,5 < \zeta < 1,2$.

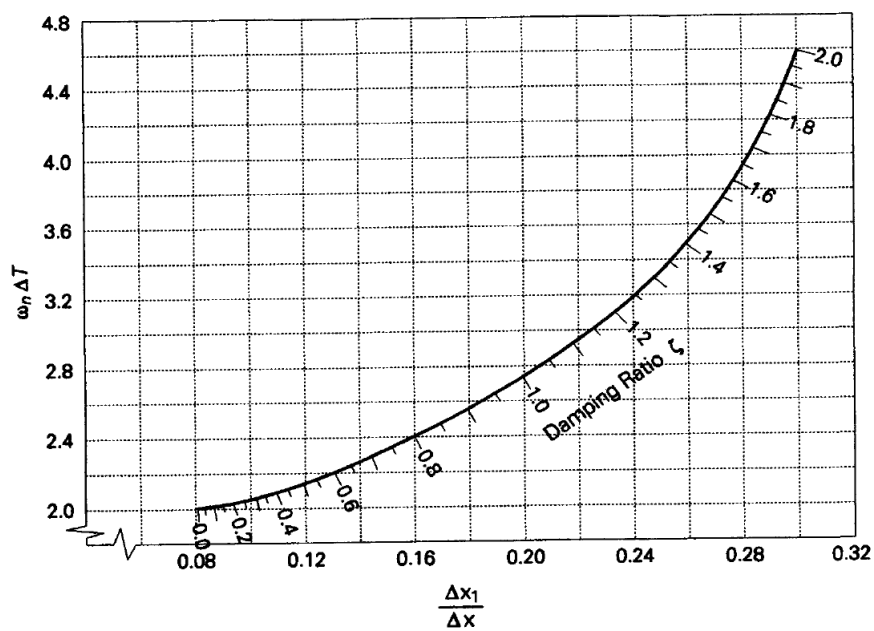
Os passos da análise são apresentados em Langdon e Cross (1977) e seguem abaixo:

1. Desenhar a linha de máxima tangente;
2. Desenhar linhas horizontais nos pontos máximos de meio ciclo;
3. Marcar os pontos de interseção entre as linhas horizontais e a linha de máxima tangente;
4. Interseção da linha vertical em t_2 e a curva de resposta define ΔX_1 ;
5. Anote $\frac{\Delta X_1}{\Delta X}$ e determine o valor de ζ e $\omega n \cdot \Delta t$ com a Figura 24;
6. Por fim, frequência não amortecida é então calculada: $\omega n = \frac{\omega n \cdot \Delta T}{\Delta T}$.

Figura 23 – Medições para utilizar o método MS



Fonte: Ward e Strganac (1998)

Figura 24 – Diagrama para determinar ζ e ω_n pelo método MS

Fonte: Ward e Strganac (1998)

Pela dificuldade em calcular de forma correta ΔX_1 , isso pode gerar erro no cálculo de ζ , mas praticamente não afeta o valor de ω_n (WARD; STRGANAC, 1998).

- c) **Resposta de Primeira Ordem:** em alguns casos, a aeronave se comporta de forma que seu movimento não apresente oscilações, chegando ao estado estacionário de forma suave. Nesse caso, a propriedade que caracteriza esse

movimento é a constante de tempo, τ , que é o tempo para atingir 63,2% da resposta de primeira ordem em estado estacionário.

Para realizar os ensaios, o piloto deve *trimar* a aeronave e aplicar uma das manobras indicadas na Figura 25, dependendo do movimento que deseja estudar. Na Tabela 1, pode-se observar algumas características de cada um dos modos dinâmicos, sendo:

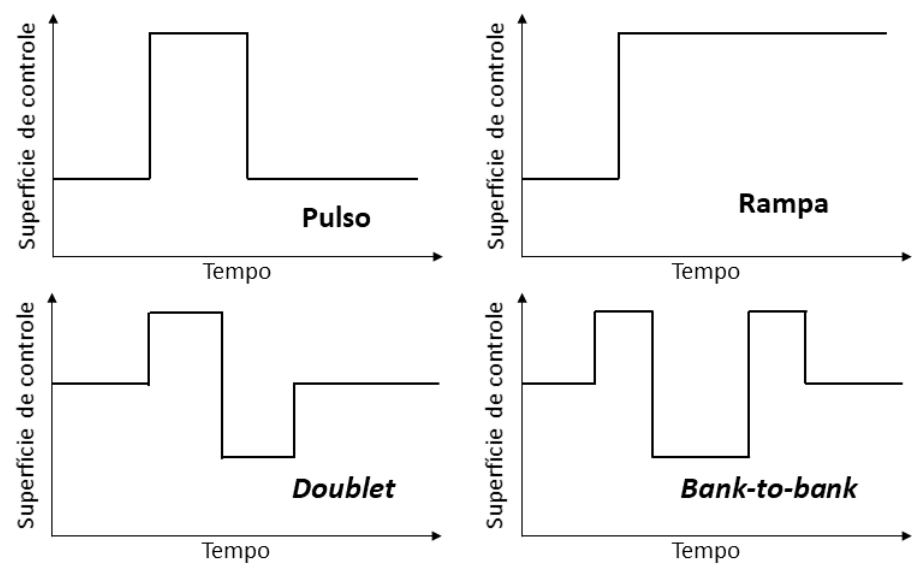
- a) Manobra mais indicada para excitar o movimento nos ensaios (Para informações quantitativas sobre cada manobra, consultar as referências já citadas);
- b) Método mais indicado para analisar os resultados;
- c) Propriedades que definem melhor o movimento;
- d) Variáveis que devem ter a resposta dinâmica estudadas.

Tabela 1 – Características dos modos dinâmicos de aeronaves

	<i>Phugoid</i>	<i>Short-Period</i>	<i>Dutch Roll</i>	Rolamento puro	Espiral
a	Pulso: profundor	<i>Doublet</i> : profundor	<i>Doublet</i> : leme	<i>Bank-to-bank</i> ou Rampa: aileron	Pulso: aileron
b	<i>MTPR</i>	<i>MS</i>	<i>MTPR</i>	Resp. de ordem 1	Não abordado no aplicativo
c	$\omega n, \zeta$	$\omega n, \zeta$	$\omega n, \zeta$	τ	τ
d	Velocidade	Ângulo α ou velocidade q	Ângulo β ou velocidade r	Velocidade p	Velocidade p

Fonte: Autor

Figura 25 – Manobras mais recomendadas nos ensaios para análise dinâmica



Fonte: Autor

Para encontrar os valores do ganho e da resposta em estado estacionário, foi implementada uma rotina que buscava o melhor ajuste de curvas de forma iterativa. Esse ajuste foi calculado utilizando a métrica *NRMSE* do *System Identification Toolbox* do MATLAB, conforme a [Equação 13.5](#).

$$Ajuste = 100 \cdot \left(1 - \frac{\sqrt{\sum (X_{Medido} - X_{Calc})^2}}{\sqrt{\sum (X_{Medido} - \bar{X}_{Medido})^2}} \right) \quad (13.5)$$

Referências

- BEELER, D. E.; BELLMAN, D. R.; SALTZMAN, E. J. Flight techniques for determining airplane drag at high mach numbers. NATO Advisory Group for Aerospace Research and Development, Paris, 1956.
- DRAPER, N. R.; SMITH, H. *Applied regression analysis*. Estados Unidos da América: John Wiley & Sons, 1998.
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION ADVISORY CIRCULAR. *Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes*. Washington, D.C.: U.S. Government Printing Office, 2011.
- FEDERAL AVIATION REGULATION. *Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes*. Washington, D.C.: U.S. Government Printing Office, 2004.
- GALLAGHER, G. L. et al. *Fixed Wing Performance*. [S.l.]: Veda Incorporated, 1992.
- HERRINGTON, R. M. et al. *USAF Flight Test Engineering Handbook*. Air Force Flight Test Center, Edwards AFB: [s.n.], 1966.
- HORTON, V. W.; ELDREDGE, R. C.; KLEIN, R. E. *Flight-determined low-speed lift and drag characteristics of the lightweight M2-F1 lifting body*. Washington, D.C.: National Aeronautics and Space Administration, 1965.
- KIMBERLIN, R. D. *Flight testing of fixed wing aircraft*. Virgínia: AIAA, 2003.
- LANGDON, S. D.; CROSS, W. V. *Fixed Wing Stability and Control Theory and Flight Test Techniques*. [S.l.: s.n.], 1977.
- MATHWORKS, I. T. *MathWorks: Support*. 2018. Disponível em: <www.mathworks.com/support.html>. Acesso em: 4 jul 2018.
- REIS, J. L. C. *Aircraft Dynamic Analysis Methods Using Flight Tests*. Belo Horizonte: Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica. Universidade Federal de Minas Gerais, 2016.
- ROCHIM, A. F. Chauvenet's criterion, peirce's criterion, and thompson's criterion (literatures review). University of Indonesia, Depok, Indonesia, 2016.
- SHELQUIST, R. *An Introduction to Air Density and Density Altitude Calculations*. 2016. Disponível em: <https://wahiduddin.net/calc/density_altitude.htm>. Acesso em: 04 jan 2018.
- STULL, R. *Meteorology for Scientists and Engineers*. Vancouver: University of British Columbia, 2015.
- TAYLOR, J. *Introduction to error analysis, the study of uncertainties in physical measurements*. Califórnia: University Science Books, 1997.

WARD, D. T.; STRGANAC, T. W. *Introduction to Flight Test Engineering*. Dubuque, Iowa: Hunt Publishing Co., 1998.