

CEA-VLM 2,5D

Instruções de Utilização

Luiz Augusto Tavares de Vargas

Paulo Henrique Iscold Andrade de Oliveira

INDICE

1	INTRODUÇÃO: CEA-VLM 2,5 D.....	3
1.1	CEA- 2D.....	3
1.2	CEA- VLM.....	3
2	ESTRUTURA DE PASTAS	5
3	CEA_2D	6
3.1	CONTORNO2D	6
3.2	CALCULAR PERFIL	7
3.3	POS PROCESSAMENTO 2D	9
4	CEA_VLM.....	11
4.1	SUPERFÍCIES.....	11
4.2	POLARES	13
4.3	CALCULAR AERONAVE	14
4.4	POS PROCESSAMENTO 3D	17

1 INTRODUÇÃO: CEA-VLM 2,5 D

O Cea-VLM 2,5 D é um ambiente de projeto de aeronaves bastante sofisticado, composto por dois aplicativos integrados, o CEA- 2D e o CEA- VLM.

1.1 CEA- 2D

O CEA- 2D é um software para calculo de perfis aerodinâmicos baseado no método dos painéis em conjunto com um modelo semi-empírico de camada limite.

- Ambientes de pré e pós processamento com interface gráfica.
- Método dos Painéis com duas formulações disponíveis: Hess-Smith e Vortice Linear.
- Cálculo da camada limite utilizando o modelo de Thwaites para a região laminar, o critério de transição proposto por Michael e o modelo de Head para a região Turbulenta.
- Modelo adicional para correção da não linearidade da curva de sustentação (estol) proposto por Eppler modificado.

1.2 CEA- VLM

O CEA-VLM é o software para calculo da aeronave completa. É baseado no método da linha sustentadora estendida (Weissinger), porém incorporando uma série de modelos adicionais bastante sofisticados não disponíveis nos softwares similares.

- Método da linha sustentadora estendida (Weissinger)
 - Utilização das informações tabeladas bidimensionais do perfil aerodinâmico, obtidas experimentalmente ou calculadas numericamente, podendo assim calcular a região não linear da curva de sustentação (estol) e incluir efeitos de arrasto parasita e momento aerodinâmico do perfil.
 - Possibilidade de utilização de geometrias bastante complexas com infinitas superfícies planas e não-planas, torção geométrica, diedro e enflechamento.
 - Permite torção aerodinâmica.
-

- Pode-se utilizar qualquer tipo de distribuição de malha, sendo que na implementação estão disponíveis quatro tipos.
 - Cálculo das forças, momentos e seus respectivos coeficientes em três sistemas de coordenadas diferentes (eixo do corpo, eixo de estabilidade e eixo do vento).
 - Alinhamento da esteira plana
 - Modelo adicional de esteira livre
 - Avaliação do campo de escoamento e Momentum no infinito para cálculo do arrasto induzido (Trefftz-Plane).
 - Aceita as mais diversas condições de voo, com o escoamento alinhado em ângulo de ataque ou derrapagem e a aeronave em atitude de voo com velocidades angulares de rolamento, arfagem e picada.
 - Grande velocidade de processamento, gastando cerca de 2 segundos para uma aeronave completa composta por 100 painéis, incluindo processamento e saída gráfica (resultado obtido em um computador do tipo PC, 1,4 GHz, 512 MB de RAM).
-

2 ESTRUTURA DE PASTAS

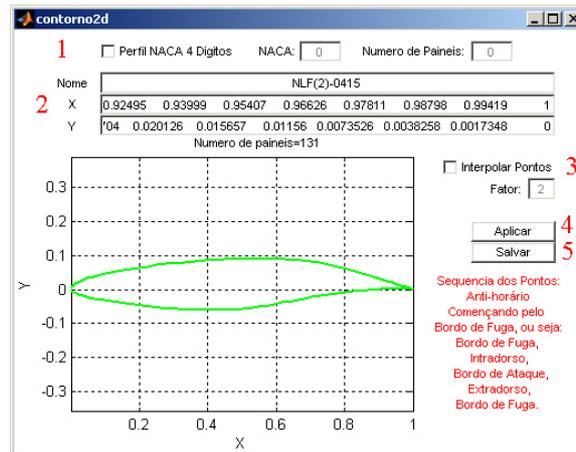
- Perfils: Pasta onde são armazenados os perfils disponíveis para cálculo.
- Aeronaves: Pasta onde são armazenadas as aeronaves disponíveis para cálculo.
- Resultados Perfil: Pasta onde são armazenados os resultados dos perfis. Esses resultados estão disponíveis para visualização ou utilização em uma aeronave completa.
- Resultados Aeronaves: Pasta onde são armazenados os resultados das aeronaves completas.
- Cea: Pasta onde estão todos os arquivos fontes do programa.
 - Diversos: Pasta onde estão os arquivos complementares compartilhados por mais de um módulo do programa principal.
 - s2d: Arquivos responsáveis pela solução do escoamento bidimensional.
 - s3d: Arquivos responsáveis pela solução do escoamento tridimensional.
 - g2d: Arquivos referentes ao ambiente gráfico bidimensional.
 - g3d: Arquivos referentes ao ambiente gráfico tridimensional.

Observações: Para executar os programas basta executar “cea_2d” ou “cea_vlm” dentro da pasta principal de instalação.

Os arquivos de resultados estão no formato “*.MAT” podendo carregados e visualizados normalmente no workspace do MATLAB.

3 CEA_2D

3.1 Contorno2d



1) Geração da geometria do perfil utilizando as equações dos perfis NACA 4 Dígitos.

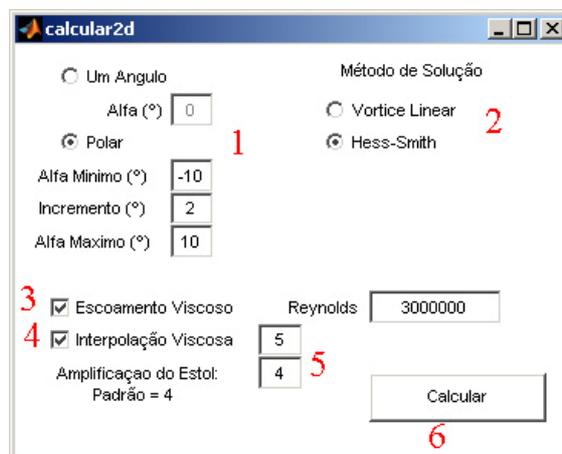
2) Fornecimento direto das coordenadas X e Y do perfil. É importante notar que a seqüência de entrada desses pontos deve obrigatoriamente ser no sentido horário iniciando-se pelo bordo de fuga, ou seja: BORDO FUGA-INTRADOSO-BORDO DE ATAQUE-EXTRADORSO-BORDO DE FUGA.

3) Caso a quantidade de pontos fornecida seja insatisfatória, pode-se utilizar a opção “Interpolar pontos” para gerar novos pontos interpolados a partir de um polinômio do tipo “Spline”, gerado com os pontos fornecidos. O parâmetro “Fator” indica quantos pontos serão criados ENTRE cada intervalo de pontos fornecidos. Caso o parâmetro seja MAIOR que UM, serão criados novos pontos, caso seja MENOR que UM, a quantidade de pontos irá diminuir. A nova geometria interpolada será mostrada com linhas vermelhas no gráfico de visualização do perfil.

4) Aplica a configuração adotada gerando uma pré-visualização do perfil no campo correspondente.

5) Salva a geometria do perfil na pasta “Perfis” usando o nome indicado no campo “Nome”.

3.2 Calcular Perfil



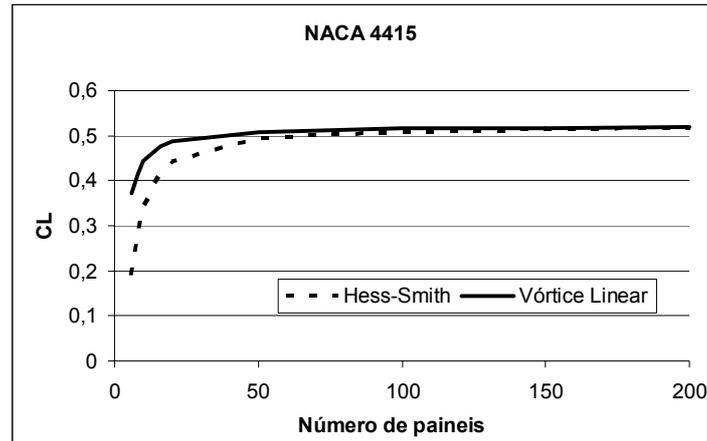
Neste ambiente são determinadas as condições de vôo do perfil aerodinâmico selecionado para cálculo.

1) Podem ser calculados somente um ângulo de ataque ou uma seqüência de ângulos, formando assim a “Polar aerodinâmica” do perfil. NO caso da polar aerodinâmica devem ser informados o ângulo de ataque inicial, final e o incremento a ser utilizado.

2) Método de Solução.

Hess-Smith: Solução clássica do escoamento potencial feita através da distribuição de singularidades (escoamentos elementares) do tipo fontes e vórtices combinados. Cada painel é composto por infinitas fontes de intensidade constante sobre o painel e infinitos vórtices de intensidade única para todo o perfil. Boa precisão e menos sensível a abertura do bordo de fuga em relação ao método de Vórtice Linear.

Vórtice Linear: A solução do escoamento potencial é feita através da distribuição de singularidades (escoamentos elementares) do tipo vórtice. Cada painel é composto por infinitos vórtices que variam sua intensidade linearmente ao longo do painel. Esta característica proporciona ótima precisão dos resultados necessitando de menos painéis para obtenção de resultados convergentes em relação o método de Hess-Smith, no entanto é muito sensível à abertura do bordo de fuga, logo só deve ser usado com o bordo de fuga fechado.



3) Escoamento Viscoso: Habilita os modelos de camada limite numa iteração fraca com o escoamento potencial, utilizando os seguintes modelos:

- Região laminar: Thwaites
- Região Turbulenta: Head
- Critério de Transição: Michel
- Modelo de estol: Epler modificado, onde a penalidade na sustentação é função da variável “Amplificação do Estol”.

4) Devido a dificuldade inerente ao cálculo da camada limite, uma malha muito refinada (mais refinada que a utilizada na solução potencial) pode ser necessária para a solução das equações diferenciais governantes do escoamento viscoso. Este parâmetro é o número de pontos de integração em cada painel obtido através da interpolação, com polinômios do tipo Hermite, dos resultados potenciais, ou seja, o número de pontos de integração adicionais, criados entre cada ponto de controle de cada painel. Caso seja desativado, ou igualado a um, os pontos de integração da camada limite serão os mesmo dos pontos de controle do escoamento potencial.

5) Em seu modelo original Epler propõe que a penalidade na sustentação em função do ponto de descolamento é dado por:

$$\Delta c_l = 2\pi\Delta\alpha = -\pi \frac{S_{sep}}{c} (\delta_{us} + \alpha_c)$$

Onde S_{sep} é o ponto de descolamento do escoamento, δ_{us} é o ângulo do bordo de fuga em relação a linha de corda, c é a corda do perfil e α_c é o ângulo de ataque geométrico.

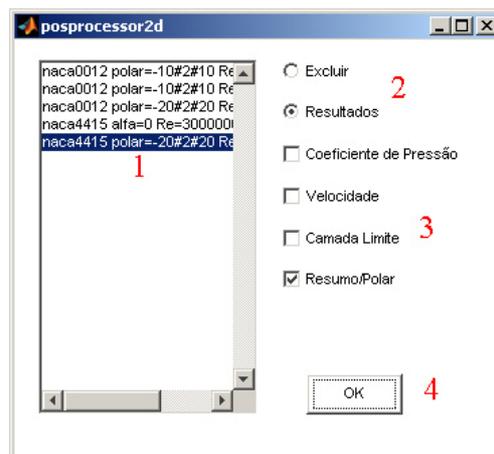
Entretanto observações mostraram que a inclusão de uma variável K, pode levar a curva de sustentação teórica na região do estol bem mais próxima das curvas experimentais, logo o modelo modificado torna-se:

$$\Delta c_l = 2\pi\Delta\alpha = -K \cdot \pi \frac{S_{sep}}{c} (\delta_{us} + \alpha_c)$$

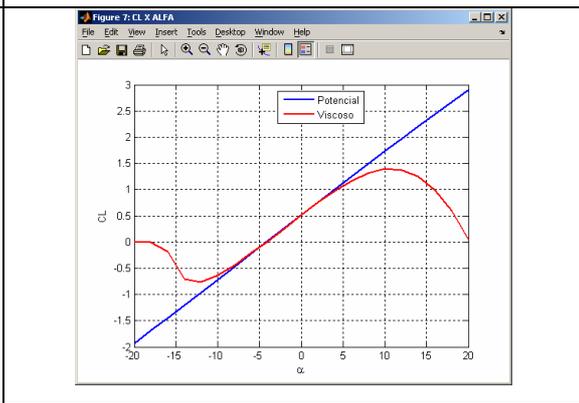
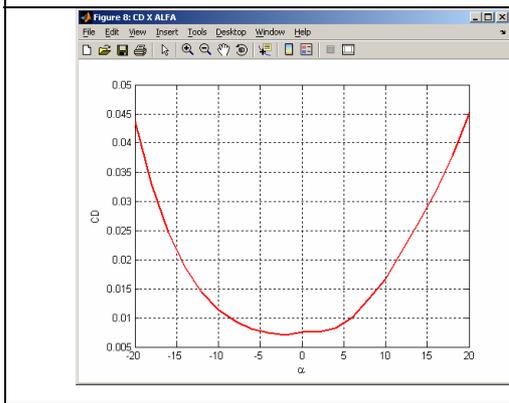
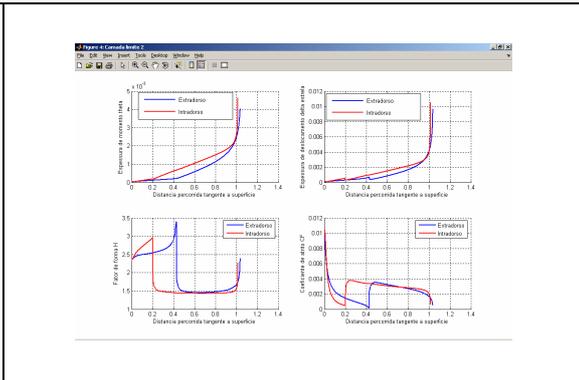
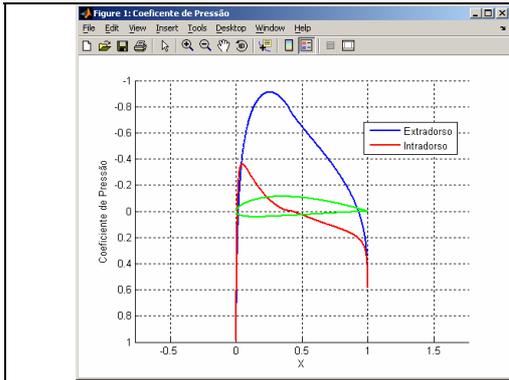
Onde K é o dado de entrada “Amplificação do Estol”.

6) Executa os procedimentos de cálculo da geometria considerada. È importante notar que o arquivo de resultados será salvo na pasta “Resultados Perfis” com o seguinte formato: “Nome do perfil # Ângulo de ataque mínimo # incremento # ângulo de ataque máximo # N° de Reynolds.” Caso seja necessário, o nome do arquivo de solução pode ser alterado manualmente.

3.3 Pos Processamento 2D

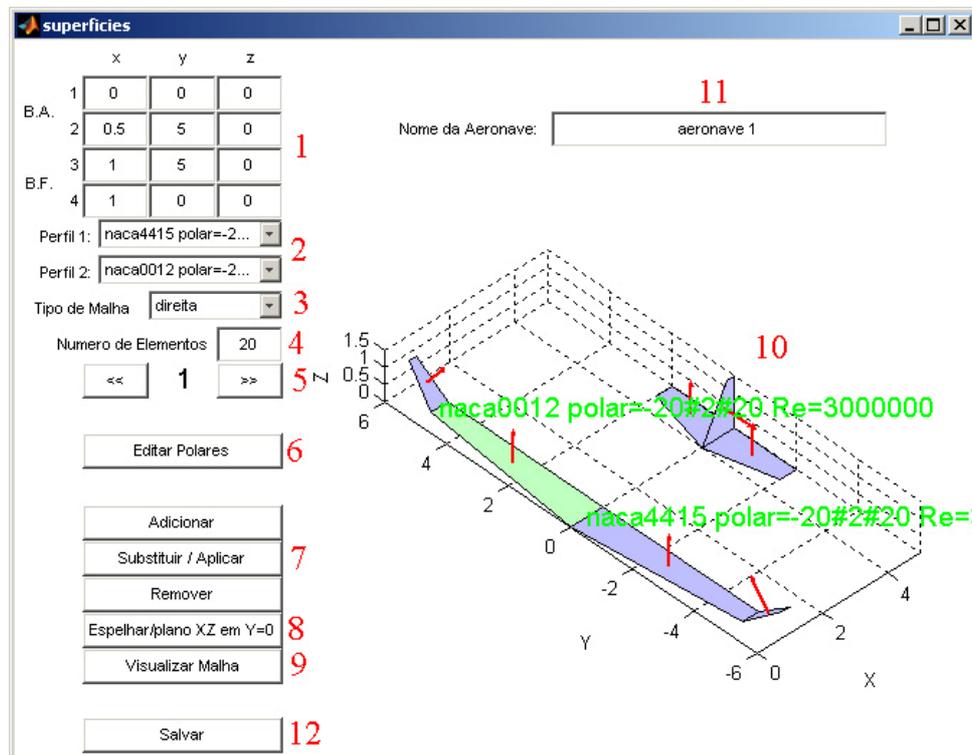


- 1) Seleção dos resultados disponíveis previamente calculados.
- 2) Excluir ou mostrar os resultados
- 3) Resultados disponíveis para seleção. È importante notar que as formas de apresentação dos resultados irão variar caso tenha sido utilizado um único ângulo de ataque ou uma seqüência de ângulos de ataque para o cálculo do perfil.
- 4) Mostra os resultados de interesse selecionados



4 CEA_VLM

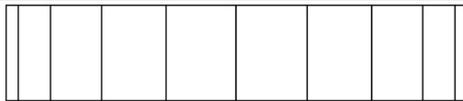
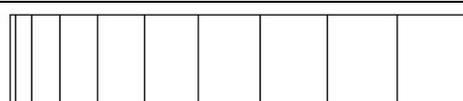
4.1 Superfícies



1) São fornecidas as coordenadas dos vértices de cada superfície. É de fundamental importância a seqüência de entrada, pois os vértices do bordo de ataque (B.A) irão determinar onde estão os vórtices colados do vórtice ferradura e as coordenadas irão também determinar a direção da normal da superfície.

2) São fornecidos os perfis constituintes de cada superfície. Cada superfície é composta de dois perfis, permitindo assim torções aerodinâmicas. O “perfil 1” diz respeito ao perfil esquerdo da superfície e o “perfil 2” diz respeito ao perfil direito da superfície.

3) São informados o tipo de malha de cada superfície, sendo que estão disponíveis 4 tipos de malhas distintos:

	Igualmente espaçada
	Co-seno
	Esquerda
	Direita

4) É informado em quantos elementos (painéis) cada superfície deve ser discretizada, usando o tipo de malha correspondente.

5) Botões para navegar entre as superfícies já criadas, selecionando-as também como ativas para edição. O número central indica o número da superfície atualmente selecionada.

6) Abre o ambiente de edição das polares que estarão disponíveis para esta aeronave.

7) É o responsável pela adição /edição / remoção de superfícies da aeronave.

8) Cria uma nova superfície espelhada da superfície selecionada em relação a um plano XZ que contém o ponto $Y=0$.

9) Gera uma pré-visualização da malha, mostrando os vórtices ferradura que serão criados, os pontos de controle localizado a $\frac{3}{4}$ de corda e as normais dos painéis criados.

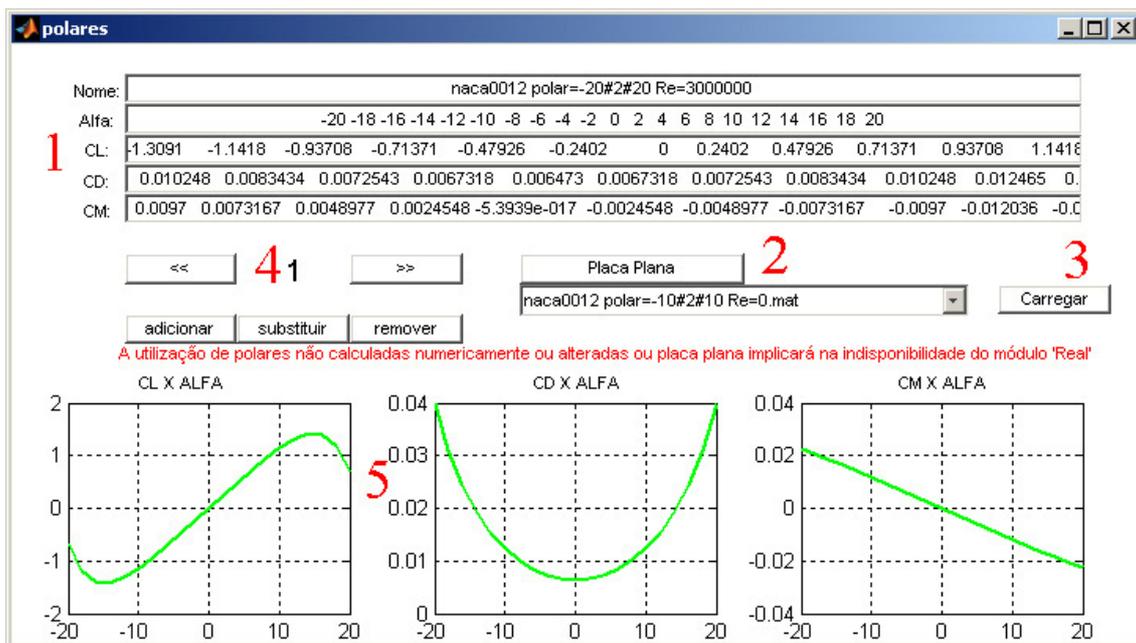
10) Entrada do nome da aeronave.

11) É mostrado o atual estado da geometria da aeronave, bem como o nome dos perfis aerodinâmicos utilizados pela superfície selecionada. A superfície selecionada é desenhada na cor VERDE enquanto as demais superfícies são desenhadas na cor azul. É importante notar também que se o perfil utilizado pela superfície seja proveniente de cálculo numérico utilizando o “CEA_2D”, o nome será mostrado da cor verde, enquanto que se o perfil utilizado tiver sido adicionado através de edição MANUAL das polares, o nome do perfil será mostrado em VERMELHO. Perfis do tipo placa plana também serão mostradas em VERMELHO. O objetivo desta distinção de

cores no nome dos perfil é a indicação do conhecimento do campo de pressão bidimensional do perfil, o que irá habilitar ou desabilitar o modulo de pós-processamento chamado de “Real”.

12) Salva o arquivo com as configurações geométricas da aeronave na pasta /aeronaves com o nome da aeronave indicado pelo campo 10 “Nome da aeronave”.

4.2 Polares



1) Entrada manual de uma polar aerodinâmica obtida experimentalmente em túnel de vento ou modificação de uma polar obtida numericamente.

2) Cria a polar de uma placa plana em regime potencial.

3) Carrega a polar de um perfil calculado numericamente através do software “CEA 2D”.

4) Botões de navegação entre as polares em uso.

5) Representação gráfica das polares em uso.

4.3 Calcular Aeronave

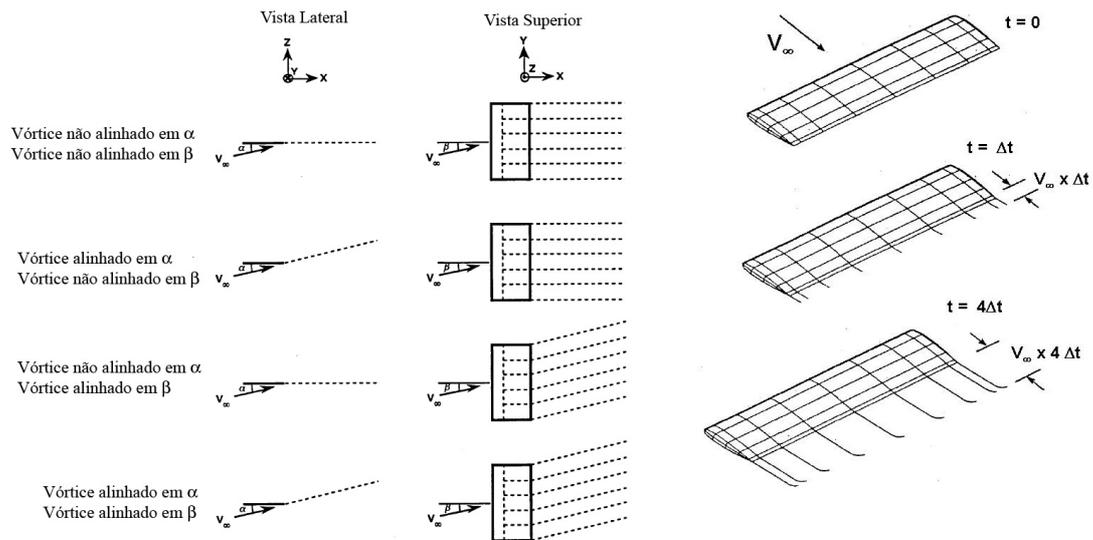
The screenshot shows the 'calcular3d' software interface with the following parameters and controls:

- 1** Flight condition parameters: ALFA(°) = 5, BETA(°) = 0, Vel. Angular [p q r] (°/s) = 0 0 0, Posição do C.G. [x y z] = 0 0 0, Densidade do ar = 1.225.
- 2** Reference values: Velocidade de Referência = 10, Corda de Referência = 0.625, Envergadura de Referência = 18, Area de Referência = 12.375.
- 3** Wing geometry: Comprimento do Vórtice = 20.
- 4** Iteration and convergence parameters: Numero máximo de iterações = 500, Coef. de amortecimento = 0.01, Coef. de dissipação = 0.01, tolerância = 0.001.
- 5** Physical models: Treffts Plane (Variação de Momentum), Arrasto Parasita.
- 6** Convergence display: mostrar_convergencia.
- 7** Solution file name: Nome do Arquivo de Solucao = Resultado 1.
- 8** Calculation button: Calcular.
- Wing type: Esteira Plana (with Alinhamento Alfa and Alinhamento Beta), Esteira Livre.
- Simulation settings: Tempo(s) = 2, Discretização = 20, Runge-Kutta 2° Ordem.

1) Condição de vôo da aeronave. É informado o ângulo de ataque, derrapagem, velocidade de rolamento, arfagem, guinada, posição do centro de gravidade e densidade do ar.

2) Valores de referência usados na adimensionalização das forças. Em geral a corda, envergadura e área de referência são baseadas nas características geométricas da asa principal, enquanto que a velocidade de referência é a velocidade de vôo de referência. Atenção especial deve ser dada a esses valores ao ser trabalhar com manobras.

3) A geometria da esteira possui forte influência nos resultados em alguns casos específicos. No caso da esteira plana, pode-se alinhá-la em alfa e ou beta. Deve-se informar também o comprimento do vórtice de fuga, que garanta a convergência dos resultados, em função do seu comprimento. Pode-se utilizar ainda um modelo de esteira livre, no qual a esteira se desenvolve de acordo com as linhas de corrente do escoamento potencial (modelo transiente). Neste caso, é necessário informar o tempo de simulação, o numero de elementos da esteira, e o tipo de integrador a ser utilizado.



4) Como o modelo é não linear, na região do estol instabilidades numéricas podem ocorrer, principalmente em condições críticas de análise, como altos ângulos de ataque e manobras. Os parâmetros numéricos que regem o modelo não linear são o número máximo de iterações, os coeficientes de amortecimento e dissipação e a tolerância, que é o critério de convergência.

O coeficiente de amortecimento torna mais suave a transição dos valores numéricos entre cada iteração, ou seja, o valor da circulação encontrado em uma iteração anterior ganha um peso adicional na determinação da circulação na próxima iteração, através da seguinte condição:

$$X_{T+1} = X_T + \Delta X_{T+1}$$

$$\Delta X_{T+1} = \Delta X_T + \frac{1}{K+1} \Delta X_{T+1}$$

Onde X é uma variável arbitrária, T é o número da iteração e K é o coeficiente de amortecimento.

Com o aumento de K o resultado final não é alterado, apenas aumenta-se o número de iterações necessárias para a convergência.

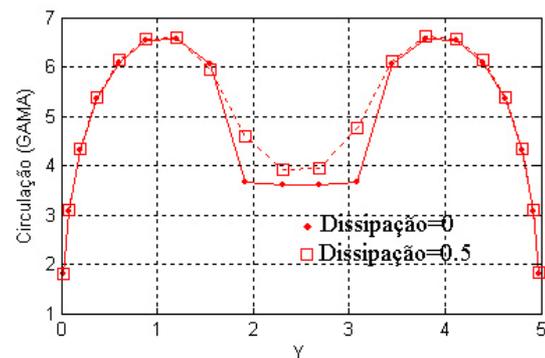
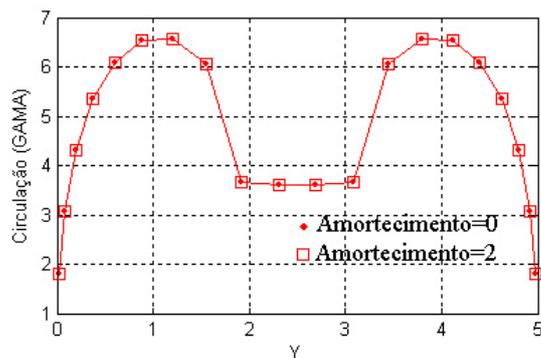
Diferentemente do que ocorre com o coeficiente de amortecimento, o coeficiente de dissipação altera o resultado.

Seu mecanismo de atuação considera a circulação nos painéis adjacentes para o cálculo da circulação num dado painel.

$$\delta_i = \frac{\left(\delta_i + \Pi \frac{(\delta_{i-1} + \delta_{i+1})}{2} \right)}{1 + \Pi}$$

Coefficiente de amortecimento	Resultado, coeficiente de sustentação	Número de iterações
0	.98185	58
.5	.98185	86
2	.98185	162

Coefficiente de dissipação	Resultado, coeficiente de sustentação	Número de iterações
0	.98185	58
.01	.98474	55
.1	1.0034	36
.5	1.0311	26



5) É importante notar que SEMPRE são calculados os valores do arrasto induzindo no com a técnica do Trefftz-Plane (variação de momentum) e o arrasto parasita.

Caso a opção de Trefftz-Plane seja habilitada, o valor do arrasto induzido calculado pelo teorema de Kutta-Joukowski é substituído pelo valor encontrado pelo método do Trefftz-Plane, e os cálculos das forças em todos os sistemas de coordenadas levarão em consideração esse arrasto induzido.

Caso a opção de arrasto parasita seja habilitada, essa componente também será adicionada no cálculo das forças aerodinâmicas nos três sistemas de coordenadas.

$$\vec{F} = F_{\xi} \vec{\xi} + F_{\zeta} \vec{\zeta} + F_{\eta} \vec{\eta} + [CD_{Parasita} \vec{\xi} + 0 \vec{\zeta} + 0 \vec{\eta}]$$

Sendo :

F_{ξ} → Proveniente de Kutta-Joukowski ou Trefftz-Plane

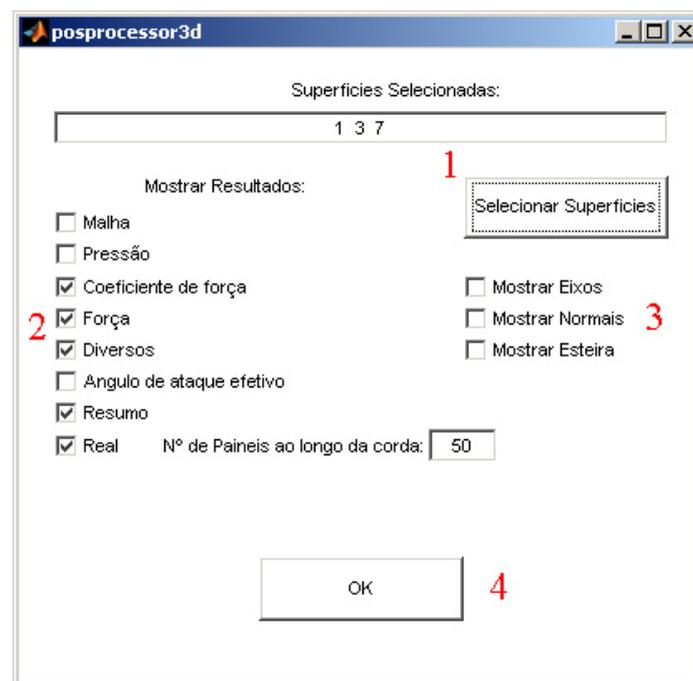
F_{ζ} → Proveniente de Kutta-Joukowski

F_{η} → Proveniente de Kutta-Joukowski

Onde $\vec{\xi}, \vec{\zeta}, \vec{\eta}$ Representam o sistema de coordenadas do vento.

- 6) Mostra a diferença máxima obtida para o coeficiente de sustentação a cada iteração entre as seções da asa.
- 7) Nome do arquivo de resultados a ser salvo na pasta “ Resultados Aeronaves”.
- 8) Executa o procedimento de cálculo com a configuração adotada.

4.4 Pos Processamento 3D



1) São selecionadas as superfícies para as quais serão mostrados os resultados. Todos os resultados, incluindo as forças e momentos em torno do centro de gravidade resultantes dizem respeito somente as superfícies que estão selecionadas.

2) Possibilidades de visualização dos resultados na forma de gráficos, vetores e cores distintas para representar os resultados principais que de maneira geral podem ser do interesse do projetista.

É importante notar que nos gráficos de coeficiente de força e força os vetores estão normalizados em relação ao de maior módulo.

É importante notar também que a opção REAL mostra a distribuição de pressão sobre o perfil aerodinâmico, incluindo os efeitos dos ângulos de ataque efetivos, por isso, essa opção só estará disponível caso as polares utilizadas como dado de entrada nas superfícies sejam exclusivamente provenientes do cálculo numérico bidimensional.

3) Mostra os eixos (sistemas de coordenada), normais de cada painel e a esteira (vórtices) nos gráficos.

4) Mostra os gráficos selecionados.

