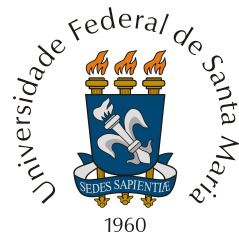


Universidade Federal de Santa Maria



Carancho Aerodesign

Manual de DATCOM

Nomes Kátia Maier dos Santos

Santa Maria, 17 de Julho de 2019

Conteúdo

| | | |
|----------|--|-----------|
| 1 | Introdução | 4 |
| 1.1 | O que é | 4 |
| 1.2 | Como fazer o <i>download</i> | 4 |
| 1.3 | Limitações | 4 |
| 2 | Aplicação | 6 |
| 2.1 | Comandos | 6 |
| 2.2 | Controle de Output | 13 |
| 2.3 | Formatação | 13 |
| 3 | Integração com MATLAB | 15 |
| A | Figuras | 17 |
| B | Programas | 21 |
| C | Exemplo | 25 |

Lista de Figuras

| | | |
|----|---|----|
| 1 | Definições de variáveis para <i>namelist</i> SYNTHIS. | 17 |
| 2 | Definições de variáveis para <i>input</i> do perfil. | 17 |
| 3 | Definições de variáveis. | 18 |
| 4 | Definição das envergaduras e cordas do flap. | 18 |
| 5 | “Nariz” do flap. | 19 |
| 6 | Definição da corda do flap. | 19 |
| 7 | Definição da variável PHETEP. | 20 |
| 8 | Definição da variável PHETE. | 20 |
| 9 | Pontos do perfil dado pelo programa em MATLAB. | 24 |
| 10 | Desenho da aeronave pelo programa drawDATCOMaircraft. | 28 |
| 11 | Desenho da aeronave pelo programa datcom3d-master. | 28 |

Lista de Tabelas

| | | |
|----|---|----|
| 1 | Arquivos do DATCOM.zip. | 4 |
| 2 | Arquivos do DATCOMEXECS.zip. | 4 |
| 3 | Limitações do DATCOM. | 5 |
| 4 | FLTCOM: Define condições de voo. | 7 |
| 5 | LOOP. | 7 |
| 6 | OPTINS. | 7 |
| 7 | SYNTHIS: Define cg, asa e empenagens. | 8 |
| 8 | BODY: Define a geometria do corpo. | 8 |
| 9 | WGPLNF/HTPLNF/VTPLNF: Define a geometria da asa/em- penagem horizontal/empenagem vertical. | 9 |
| 10 | TYPE. | 10 |
| 11 | NACA-H-4-0012 | 10 |
| 12 | WGSCHR/HTSCHR/VTsCHR: Definições extras da asa/em- penagem horizontal/empenagem vertical caso não seja NACA. | 10 |
| 13 | SYMFLP: Definições das superfícies de controle simétricas | 12 |
| 14 | ASYFLP: Definições das superfícies de controle simétricas | 12 |
| 15 | Comentários. | 13 |

1 Introdução

1.1 O que é

O *Data Compendium* (DATCOM) da Força Aérea Americana - *United States Air Force* (USAF), é um compilado de dados empíricos concebido pela empresa McDonnell Douglas[®] nos anos de 1975 até 1977. O programa Digital DATCOM é um programa computacional que contém todos esses dados e equações. O enfoque principal será a obtenção do modelo aerodinâmico completo e derivadas de estabilidade estática e dinâmica a partir da entrada de certos parâmetros da aeronave.

1.2 Como fazer o *download*

Ele pode ser baixado através do *site* oficial <http://www.pdas.com/datcomdownload.html>.

Primeiro é feito o *download* do arquivo **datcom.zip** com os seguintes arquivos:

Tabela 1: Arquivos do DATCOM.zip.

| | |
|--------------|--|
| readme.txt | Descrição geral dos arquivos |
| namelist.pdf | Descrição dos dados da <i>namelist</i> |
| datcom.f | Código do programa |
| exwin.zip | Exemplos de DATCOM para Windows |
| exlinux.zip | Exemplos de DATCOM para Linux |

Após, é necessário baixar o arquivo **datcomexecs.zip** que vai conter 3 programas, um para cada sistema operacional.

Tabela 2: Arquivos do DATCOMEXECS.zip.

| | |
|------------|---------------------|
| datcom.exe | DATCOM para Windows |
| datcom.lnx | DATCOM para Linux |
| datcom.mac | DATCOM para Mac |

No caso do Windows, é necessário manter apenas o arquivo **datcom.exe** e é esse que será utilizado para rodar os programas.

1.3 Limitações

O programa possui algumas limitações, que estão citadas na Tabela 3.

Tabela 3: Limitações do DATCOM.

| Configuração | Comentários |
|------------------------------|--|
| Corpo | Trata apenas com corpos de revolução ou aproximações A maioria dos dados aerodinâmicos para regimes transônicos não existem |
| Asa e empenagens | Vista em planta de asas com afilamento único, 2 afilamentos e do tipo “duplo delta” (ex: Concorde, Raffale...) Perfis que não são NACA precisam ser entrados ponto a ponto |
| Corpo-Asa e Corpo-EH | Métodos para estabilidade longitudinal captam apenas a influência de asas média Métodos para estabilidade látero-direcional consideram também influência de asas altas e baixas |
| Corpo-Asa-Empenagens | Dados de <i>downwash</i> são restritos apenas para asas com afilamento único Empenagem do tipo <i>twin</i> é incluída na análise látero-direcional apenas para regimes subsônicos |
| Geometrias não convencionais | São simuladas usando técnicas básicas O tipo <i>canard</i> é entrado como asa e a asa é entrada como empenagem horizontal |
| Configurações especiais | Asas com baixo alongamento são tratadas apenas em velocidades subsônicas |
| Superfícies de controle | Não há modelagem para superfícies de controle na empenagem vertical Todas as superfícies de controle são tratadas como <i>aps</i> Só é possível modelar uma superfície de controle por vez |

2 Aplicação

Após fazer a extração dos arquivos .zip citados na introdução, pode-se começar a utilizar o programa.

Os passos são listados a seguir.

1. Abra o bloco de notas
2. Escreva o código em FORTRAN desejado
3. Clique em Salvar Como , na opção Tipo selecione Todos os arquivos
4. Salve o nome do arquivo como for005.dat . **Cuidar para que o tipo do arquivo seja do formato DAT e não .txt**
5. Execute o arquivo datcom.exe do .zip datcomexec
6. Digite o nome do arquivo que deseja rodar, ou seja for005.dat e aperte Enter

O DATCOM será rodado e 3 arquivos serão criados:

1. datcom.out : arquivo com os dados de saída;
2. for013.dat : arquivo com dados para plotar;
3. for014.dat

2.1 Comandos

Para escrever o código em FORTRAN é necessário 4 grupos de inputs, listados a seguir.

1. De ne as condições de voo e dimensões de referência;
2. De ne as configurações básicas da geometria do corpo, asa e cauda e suas localizações;
3. De ne configurações adicionais como motor, superfícies de controle, efeito de solo etc. Também, de ne configurações "especiais" que não foram feitas no grupo 2, como baixo alongamento e junção fuselagem-asa;
4. De ne a execução do caso ou de vários casos, além de permitir o usuário escolher opções especiais para obter outputs extras.

É possível escolher o sistema de unidades a ser utilizado, nesse caso, o métrico. Então, coloca-se DIM no início do documento, antes da definição das variáveis.

A seguir, liste uma lista com as entradas para o programa. Elas são iniciadas e terminadas com o símbolo \$.

As que serão utilizadas estão listadas abaixo.

Tabela 4: FLTCON: Definição das condições de voo.

| Símbolo | Comando | Definição | Unidade |
|---------|-----------|---------------------------------|---------|
| - | NMACH | Quantidade de números de Mach | - |
| Mach | MACH(1) | Números de Mach | - |
| - | NALPHA | Quantidade de ângulos de ataque | - |
| | ALSCHD(1) | Ângulos de ataque | graus |
| - | NALT | Quantidade de altitudes | - |
| H | ALT(1) | Altitudes | m |
| W | WT | Peso da aeronave | N |
| | GAMMA | Ângulo de voo | graus |
| | LOOP | Verificar 5 | - |

Tabela 5: LOOP.

| Comando | Definição |
|---------|-------------------------------|
| 1 | Mach e altitude variáveis |
| 2 | Altitude fixa e Mach variável |
| 3 | Mach fixo e altitude variável |

Tabela 6: OPTINS.

| Símbolo | Comando | Definição | Unidade |
|-----------|---------|---|---------|
| - | ROUGFC | Fator de rugosidade da superfície sand roughness. Se não for definido, utiliza $0.406 \cdot 10^{-3}$ cm | cm |
| S_{ref} | SREF | Área de referência da asa | m^2 |
| c_{ma} | CBARR | Corda média aerodinâmica | m |

| | | | |
|---|-------|-----------------------------|---|
| - | BLREF | Envergadura vista em planta | m |
|---|-------|-----------------------------|---|

ATENÇÃO! Para a de nicação das variáveis a seguir sempre considerar o nariz da aeronave como linha de referência (zero). Olhar Fig. 1.

Tabela 7: SYNTHIS: De ne cg, asa e empenagens.

| Smbolo | Comando | De nicação | Unidade |
|----------|---------|---|---------|
| x_{cg} | XCG | Posição horizontal do cg | m |
| z_{cg} | ZCG | Posição vertical do cg com respeito a uma linha de referência | m |
| x_w | XW | Posição horizontal doapex da asa | m |
| z_w | ZW | Posição vertical doapex da asa com respeito a uma linha de referência | m |
| i_w | ALIW | Ângulo de incidência na corda da raiz da asa | graus |
| x_H | XH | Posição horizontal doapex da empenagem horizontal | m |
| z_H | ZH | Posição vertical doapex da empenagem vertical | m |
| i_H | ALIH | Ângulo de incidência da corda da raiz da empenagem horizontal | graus |
| x_V | XV | Posição horizontal doapex da empenagem vertical | m |
| z_V | ZV | Posição vertical doapex da empenagem vertical | m |
| - | SCALE | Escala dos dados | - |

Tabela 8: BODY: De ne a geometria do corpo.

| Smbolo | Comando | De nicação | Unidade |
|--------|---------|---|---------|
| - | NX | Numero de secções do corpo (maximo 20 pontos) | - |

| | | | |
|-----------|-------|--|---|
| x_i | X | Distância horizontal de cada seção | m |
| r_i | R | Metade da largura de cada seção | m |
| Z_{u_i} | ZU | Coordenadas z superior do corpo | m |
| Z_{L_i} | ZL | Coordenadas z inferior do corpo | m |
| - | BNOSE | 1.0: Formato Cilindrico 2.0: Formato de Ogiva | - |
| l_N | BLN | Comprimento do nariz | m |
| - | BTAIL | 1.0: Formato Cilindrico 2.0: Formato de Ogiva | - |
| l_A | BLA | Comprimento do afterbody cilíndrico | m |

Tabela 9: WGPLNF/HTPLNF/VTPLNF: De ne a geometria da asa/empenagem horizontal/empenagem vertical.

| Smbolo | Comando | De nicao | Unidade |
|-----------|---------|---|---------|
| c_t | CHRDTP | Comprimento da corda na ponta da asa | m |
| c_r | CHRDR | Comprimento da corda na raiz da asa | m |
| c_b | CHRDBP | Corda no breakpoint | m |
| $b_{=2}$ | SSPNE | Semi-envergadura molhada | m |
| $b_{=2}$ | SSPN | Semi-envergadura teórica | m |
| $b_0=2$ | SSPNOP | Painel externo da semi-envergadura | m |
| $(x=c)_i$ | SAVSI | En echamento da seção interna | graus |
| $(x=c)_o$ | SAVSO | En echamento da seção externa | graus |
| | TWISTA | Ângulo de torção da asa | graus |
| x/c | CHSTAT | Porcentagem da MAC que o alarino se referenciado. Geralmente e 1/4 da corda, 0.25 | - |
| i | DHDADI | Diedro da seção interna | graus |

| | | | |
|---|---------------|-------------------------|-------|
| o | DHDADO | Diedro da secao externa | graus |
| | TYPE | Olhar Tabela 10 | - |

Tabela 10: TYPE.

| Comando | De nicao |
|---------|--------------------------------------|
| 1 | Forma em planta reta |
| 2 | Forma em planta delta ($AR < 3$) |
| 3 | Forma em planta cranked ($AR > 3$) |

Após a de nicao das variáveis da asa ou empenagem coloca-se o per l da superfície. O DATCOM já reconhece automaticamente os per s NACA de 4, 5 ou 6 dígitos, sendo necessário apenas colocar o seu número. No Anexo B, encontra-se um programa que calcula os pontos necessários de per s.

Por exemplo, NACA-H-4-0012 significa

Tabela 11: NACA-H-4-0012

| Comando | Significado |
|---------|-----------------------------------|
| NACA | Família de per s |
| W/H/V | Asa/Emp. horizontal/Emp. vertical |
| 4 | Número de dígitos (série) |
| 0012 | Número do per l |

Caso o per l da asa ou empenagens não seja NACA, é necessário inserir os pontos manualmente, assim como outros parâmetros do per l. Isso é feito a partir das namelists WGSCHR, HTSCHR e VTSCHR.

Tabela 12: WGSCHR/HTSCHR/VTSCHR: De nicoes extras da asa/empenagem horizontal/empenagem vertical caso não seja NACA.

| Smbolo | Comando | De nicao | Unidade |
|---------------|---------|--|-----------------|
| $(t/c)_{max}$ | TOVC | Maxima espessura da secao do per l | Fracao de corda |
| $(x/c)_{MAX}$ | XOVC | Localizacao da corda na maxima espessura do aeroblio | Fracao de corda |
| C_{li} | CLI | Design lift coefficient | - |

| | | | |
|-----------------------|------------|---|----------------|
| i | ALPHAI | Ângulo de ataque no design lift coeficient | graus |
| C_l | CLALPA | Inclinação da curva de sustentação da secção do per l $\frac{dC_L}{d}$ por grau | - |
| $C_{l_{MAX}}$ | CLMAX | Coefficiente de sustentação máximo | - |
| C_{m_0} | CMO | Coefficiente de momento de arfagem com sustentação nula | - |
| $(R_{LE})_i$ | LERI | Raio do bordo de ataque do per l | Frção de corda |
| $(R_{LE})_o$ | LERO | R_{LE} do painel externo | - |
| - | CAMBER | .TRUE.: per l com arqueamento .FALSE.: per l sem arqueamento | - |
| $(t/c)_o$ | TOVCO | t/c do painel externo | - |
| $(x/c)_{MAX_o}$ | XOVCO | $(x/c)_{MAX}$ do painel externo | - |
| $(C_{m_0})_0$ | CMOT | C_{m_0} do painel externo | - |
| $(C_{l_{MAX}})_{M=0}$ | CLMAXL | Máximo coeficiente de sustentação do per l quando Mach = 0 | - |
| $X_{ac=C}$ | XAC | Centro aerodinâmico da secção | Frção de corda |
| $(y/c)_{max}$ | YCM | Máximo arqueamento do per l | Frção de corda |
| - | TYPEIN=1.0 | De nir os pontos do per l | - |
| - | NPTS | Número de pontos por secção (máximo 50) | - |
| $X_c=C$ | XCORD | Pontos de inputs x do per l | - |
| $Y_u=C$ | YUPPER | Pontos de inputs y superior do per l | - |
| $Y_L=C$ | YLOWER | Pontos de inputs y inferior do per l | - |

A Figura 2 mostra como deve ser feito input dos pontos do per l.

Tabela 13: SYMFLP: De nichões das superfícies de controle simétricas

| Smbolo | Comando | De nichão | Unidade |
|-----------------|---------|-------------------------------------|---------|
| - | FTYPE | Tipo de Flap | - |
| - | NDELTA | Quantidade de ângulos de de exão | - |
| f | DELTA | Ângulos de de exão | graus |
| tan((TE)=2) | PHETE | Tangente do ângulo do bordo de fuga | - |
| tan((TE)=2) | PHETEP | Tangente do ângulo do bordo de fuga | - |
| C _{fi} | CHRDFI | Corda do ap no painel interno | m |
| C _{fo} | CHRDFO | Corda do ap no painel externo | m |
| b _i | SPANFI | Envergadura do ap no painel interno | m |
| b _o | SPANFO | Envergadura do ap no painel externo | m |
| c _b | CB | Distância at a hinge line | m |
| t _c | TC | Espessura do per l no hinge line | m |
| - | NTYPE | Tipo de bordo de ataque | - |

Tabela 14: ASYFLP: De nichões das superfícies de controle simétricas

| Smbolo | Comando | De nichão | Unidade |
|-----------------|---------|-------------------------------------|---------|
| - | STYPE | Tipo de Flap | - |
| - | NDELTA | Quantidade de ângulos de de exão | - |
| f | DELTAL | Ângulos de de exão no ap esquerdo | graus |
| f | DELTAR | Ângulos de de exão no ap direito | graus |
| C _{fi} | CHRDFI | Corda do ap no painel interno | m |
| C _{fo} | CHRDFO | Corda do ap no painel externo | m |
| b _i | SPANFI | Envergadura do ap no painel interno | m |

| | | | |
|----------------|--------|--|---|
| b ₆ | SPANFO | Envergadura do ap no painel externo | m |
|----------------|--------|--|---|

Tabela 15: Comentários.

| Cor | Explicação |
|-----|--|
| ■ | Apenas quando tiver geometria complexa |

2.2 Controle de Output

Ultimo grupo de inputs. São comandos utilizados para definir os dados de saída.

- ^ DERIV RAD: As derivadas de estabilidade estarão em radianos.
- ^ DERIV DEG (padrão): As derivadas de estabilidade estarão em radianos.
- ^ PART: Fornece dados parciais para cada número de Mach entrado.
- ^ BUILD: Fornece os dados de cada parte da aeronave separada (asa, corpo, empenagem horizontal e empenagem vertical).
- ^ PLOT: Gera dados nos arquivos de saída for013 e for014 para plotar resultados.
- ^ TRIM: Trima a aeronave. **Não sabemos se os dados de trimagem são confiáveis, pois não se sabe os cálculos que o DATCOM utiliza. Usar essa opção apenas para meio de comparação e não como método principal de trimagem.**
- ^ NEXT CASE: Encerra o programa de entrada. Caso haja outro caso de teste no mesmo arquivo de entrada, ele passa para esse.

2.3 Formatação

Como toda linguagem de programação, para rodar o DATCOM sem erros é necessário prestar atenção em algumas regras. O programa começa com o comando CASEID que serve como se fosse o nome do programa, ou seja, pode-se colocar CASEID CaranchoRegular para identificar o avião que está sendo tratado. A seguir, começa-se colocando os parâmetros. Elas

são identificadas por começar e terminar com o símbolo \$. Um exemplo é
\$FLTCON NMACH=1.0 \$.

O FORTRAN é uma linguagem space sensitive. Isso significa que os espaços entre as palavras são importantes e podem gerar problemas na hora de rodar o código. Assim, o comando CASEID que inicia o programa começa na primeira linha do bloco de notas sem espaço algum. As namelists a seguir começam na "segunda coluna" e precisam de um espaço. Da mesma forma, os comandos como NMACH começam na terceira coluna e precisam de mais um espaço para não haver erros. Após os comandos, é necessário colocar uma vírgula para indicar que a namelist continua na linha abaixo ou o símbolo \$ para indicar que a mesma acabou.

Também, é preciso prestar atenção, pois o FORTRAN é uma linguagem decimal então, sempre coloca-se ponto "." após o número, como NMACH=1.0 .
As vezes, quando muitos dados são colocados na mesma linha, por exemplo na definição do corpo da aeronave, o DATCOM atinge o limite máximo de caracteres na mesma linha. E, assim, irá apresentar erro de sintaxe. Para a correção desse erro, é preciso continuar com a definição de variáveis na linha de baixo.

3 Integração com MATLAB

A partir da Aerospace Toolbox do MATLAB, é possível fazer a importação dos dados do DATCOM.

Existe um exemplo pronto do software que pode ser encontrado no site da MathWorks a partir do link <https://www.mathworks.com/help/aerotbx/examples/importing-from-usaf-digital-datcom-files.html>. Para visualizar o exemplo no MATLAB, basta digitar `astimportdatcom` na linha de comando que o script com o código irá abrir. Importando os dados do DATCOM para o MATLAB é possível plotar gráficos e realizar cálculos com os valores obtidos para as derivadas de estabilidade.

Com o programa `drawDATCOMaircraft` é possível desenhar a geometria da aeronave em 2D no MATLAB. O mesmo é encontrado em <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/34035-drawdatcomaircraft>. Atenção: ele não plota o perfil escolhido se o mesmo não for da família NACA.

De forma semelhante o programa `datcom3d-master` plota a aeronave em 3 dimensões. Ele pode ser encontrado no link <https://github.com/robojafar/datcom3d>.

Também, o pacote de programas `plotdatcom` plota diversos gráficos aerodinâmicos e de estabilidade da aeronave a partir dos dados de saída contidos em `for013`. Esse pacote é obtido através do GITHUB no link <https://github.com/robojafar/plotDATCOM>. É preciso tomar cuidado com os gráficos, pois as vezes o mesmo pode não ser conável. O ideal é sempre conferir os valores dados no arquivo `datcom.out` com os valores plotados nos gráficos.

Referências

- [1] Williams, J. E., and Vukelich, S. R. The USAF stability and control digital dATCOM. Volume I. Users manual MCDONNELL DOUGLAS ASTRONAUTICS CO ST LOUIS MO, 1979.

A Figuras

Figura 1: De nicøes de variáveis paranamelist SYNTHIS.

Fonte: [1].

Figura 2: De nicøes de variáveis parainput do per l.

Fonte: [1].

Figura 3: Definições de variáveis.

Fonte: [1].

Figura 4: Definição das envergaduras e cordas do α .

Fonte: [1].

Figura 5: \Nariz"do ap.

Fonte: [1].

Figura 6: De ncao da corda do ap.

Fonte: [1].

Figura 7: De nção da varável PHETEP.

Fonte: [1].

Figura 8: De nção da varável PHETE.

Fonte: [1].

B Programas

Programa que calcula os pontos do perfil quando ele não é NACA.

```
1 clear all; clc; close all;
2
3 %%
4 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% PROGRAMMA PARA DETERMINACAO DOS PONTOS QUE ...
   DESCREVEM O PERFIL AERODINAMICO PARA QUALQUER ...
   INTERVALO DO EIXO X %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
5
6 warning( O arquivo .dat deve estar na mesma pasta que o ...
   programa );
7 warning( O .dat deve conter apenas os numeros! E ...
   necessario excluir a primeira linha do arquivo que ...
   contem letras! );
8 a1 = input( Digite o perfil que voce deseja abrir (EX: ...
   mh80.dat): , s );
9 [x, y] = textread(a1);
10
11 n = length(y); %Numero de pontos
12 j = 1;
13
14 for i=1:n
15     if y(i) < 0
16         k(j) = i; %Vetor com os indices dos valores que ...
           sao negativos
17         j = j+1;
18     end
19 end
20
21 p = k(1); %Indice do primeiro valor negativo
22 q = 0;
23 r = 0;
24
25 %Loop de 1 ate o primeiro valor negativo, preenchendo x e ...
   y extradorso
26
27 for m = 1:(p-1)
28     X_extradorso(1+r) = x(m);
29     Y_extradorso(1+r) = y(m);
30     r = r + 1;
31 end
32
33
34 %Loop do primeiro valor negativo ate o ultimo, preenchendo ...
   x e y intradorso
35
```

```

36 for m = p:n
37     X_intradorso(1+q) = x(m);
38     Y_intradorso(1+q) = y(m);
39     q = q + 1;
40 end
41
42 %Transpor para vetor coluna
43 X_extradorso = X _extradorso ;
44 Y_extradorso = Y _extradorso ;
45 X_intradorso = X _intradorso ;
46 Y_intradorso = Y _intradorso ;
47
48 X_passo1 = input( Digite o passo do bordo de ataque (eixo ...
    X): );
49 X_passo2 = input( Digite o passo da parte central (eixo ...
    X): );
50 X_passo3 = input( Digite o passo do bordo de fuga (eixo ...
    X): );
51
52 X_intervalo1 = 0:X _passo1:0.3;
53 X_intervalo2 = 0.3:X _passo2:0.7;
54 X_intervalo3 = 0.7:X _passo3:1;
55
56 Coef _extradorso = polyfit(X _extradorso, Y _extradorso, 12); ...
    %Equacao do perfil para o extradorso
57 Y_extradorso _21 = polyval(Coef _extradorso, X _intervalo1);
58 Y_extradorso _22 = polyval(Coef _extradorso, X _intervalo2);
59 Y_extradorso _23 = polyval(Coef _extradorso, X _intervalo3);
60
61 Y_extradorso _2 = [Y _extradorso _21; Y _extradorso _22; ...
    Y_extradorso _23];
62
63 Coef _intradorso = polyfit(X _intradorso, Y _intradorso, 12); ...
    %Equacao do perfil para o intradorso
64 Y_intradorso _21 = polyval(Coef _intradorso, X _intervalo1);
65 Y_intradorso _22 = polyval(Coef _intradorso, X _intervalo2);
66 Y_intradorso _23 = polyval(Coef _intradorso, X _intervalo3);
67
68 Y_intradorso _2 = [Y _intradorso _21; Y _intradorso _22; ...
    Y_intradorso _23];
69
70 X_intervalo1 = X _intervalo1 ;
71 X_intervalo2 = X _intervalo2 ;
72 X_intervalo3 = X _intervalo3 ;
73 X_intervalo = [X _intervalo1; X _intervalo2; X _intervalo3];
74
75 var = table(X _intervalo, Y _extradorso _2, Y _intradorso _2);
76 open var
77

```

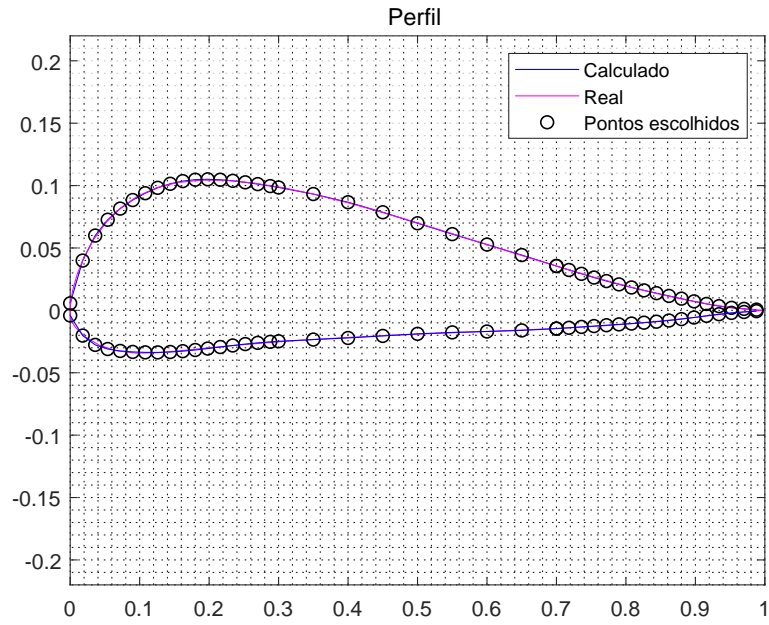
```

78 extra = [X _intervalo Y _extradorso _2];
79 intra = [X _intervalo Y _intradorso _2];
80
81
82 %Graficos
83 plot(extra(:,1), extra(:,2), b )
84 hold on
85 plot(x,y, m )
86 hold on
87 scatter(extra(:,1), extra(:,2), k );
88 hold on
89 scatter(intra(:,1), intra(:,2), k );
90 hold on
91 plot(intra(:,1), intra(:,2), b );
92 grid minor
93 ylim([ 0.22 0.22])
94 legend( Calculado , Real , Pontos escolhidos )
95 title( Perfil )

```

A Figura 9 mostra o resultado em gráfico. O programa também retorna uma tabela com os valores de $X_{\text{intervalo}}$ (XCORD), $Y_{\text{extradorso}_2}$ (YUPPER) e $Y_{\text{intradorso}_2}$ (YLOWER).

Figura 9: Pontos do perfil dado pelo programa em MATLAB.



Fonte: Própria autora.

C Exemplo

Um exemplo é mostrado a seguir.

```
DIM M
$FLTCON
  NMACH=1.0,
  MACH(1)=0.03,
  NALPHA=14.0,
  ALSCHD(1)=-6.0, -4.0, -2.0, 0.0, 2.0, 4.0, 6.0, 8.0, 10.0, 12.0,
  14.0, 16.0, 18.0, 20.0,
  NALT=3.0,
  ALT(1)=0.0, 876.5, 1301.2,
  WT = 45.57,
  GAMMA = 0.0,
  LOOP=3.0$
$OPTINS
  SREF=0.308,
  CBARR=0.2,
  BLREF=1.54$
$SYNTHS
  XCG=0.170,
  ZCG=0.006,
  XW=0.135,
  ZW=0.0429,
  ALIW=0.00,
  XH=0.712,
  ZH=0.021,
  ALIH=0.0,
  XV=0.624,
  ZV=0.028,
  SCALE=1.00$
$BODY
  NX=3.0,
  X(1)=0.0, 0.097, 0.289,
  R(1)=0.025, 0.0605, 0.0605,
  ZU(1)= 0.025, 0.0125, 0.0125,
  ZL(1)=-0.025, -0.117, -0.117,
  ITYPE=1.0$
$WGPLNF
  CHRDTP=0.2,
```

SSPNE=0.758,
SSPN=0.77,
CHRDR=0.2,
SAVSI=0.0,
CHSTAT=0.00,
TWI STA=0.00,
DHDADI=0.0,
TYPE=1.0\$

\$HTPLNF
CHRDTP=0.12,
SSPNE=0.225,
SSPN=0.225,
CHRDR=0.12,
SAVSI=0.0,
CHSTAT=0.00,
TWI STA=0.00,
DHDADI=0.0,
TYPE=1.0\$

\$VTPLNF
CHRDTP=0.18,
SSPNE=0.3,
SSPN=0.3,
CHRDR=0.18,
SAVSI=0.0,
CHSTAT=0.00,
TYPE=1.0\$

\$WGSCHR
TOVC=0.1389,
XOVC = 0.22,
CLI = 0.875,
ALPHAI=4.0,
CLALPA=0.10,
CLMAX = 1.55,
CMO = -0.061,
LERI=0.042,
CLMAXL = 1.55,
XAC = 0.25,
YCM = 0.0473,
TYPEIN=1.0,
NPTS = 34.0,
XCORD = 0.0000, 0.000967, 0.0043, 0.00871, 0.0333, 0.0666, 0.0999, 0.1333,

0. 1666, 0. 2000, 0. 2333, 0. 2666, 0. 3000, 0. 3333, 0. 3667, 0. 4000,
0. 4333, 0. 4666, 0. 5000, 0. 5333, 0. 5666, 0. 6000, 0. 6333, 0. 6666,
0. 7000, 0. 7333, 0. 7666, 0. 8000, 0. 8333, 0. 8666, 0. 9000, 0. 9333,
0. 9666, 1. 0000,
YUPPER = 0. 0, 0. 008, 0. 0179, 0. 027, 0. 0568, 0. 080, 0. 096, 0. 107,
0. 116, 0. 122, 0. 125, 0. 127, 0. 128, 0. 125, 0. 121, 0. 1169, 0. 1115,
0. 1062, 0. 100, 0. 0944, 0. 088, 0. 081, 0. 0748, 0. 0682, 0. 0617, 0. 0552,
0. 0488, 0. 0425, 0. 0361, 0. 0298, 0. 0233, 0. 0168, 0. 0093, 0. 0,
YLOWER = 0. 0000, -0. 005, -0. 010, -0. 014, -0. 0233, -0. 024, -0. 022,
-0. 018, -0. 015, -0. 0109, -0. 007, -0. 004, 0. 0, 0. 002, 0. 005, 0. 0076,
0. 0095, 0. 0111, 0. 0125, 0. 0136, 0. 0144, 0. 0148, 0. 0149, 0. 0148, 0. 0143,
0. 01373, 0. 0128, 0. 0117, 0. 0105, 0. 0090, 0. 0072, 0. 00512, 0. 00266, 0. 0\$

NACA-H-4-0012

NACA-V-4-0009

PLOT

BUILD

PART

DERIV RAD

DAMP

NEXT CASE

