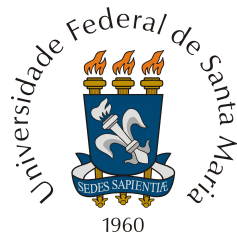


Universidade Federal de Santa Maria



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	FLTCON: 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>flaps</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. Define as condições de voo e dimensões de referência;
2. Define as configurações básicas da geometria do corpo, asa e cauda e suas localizações;
3. Define configurações adicionais como motor, superfícies de controle, efeito de solo etc. Também, define configurações “especiais” que não foram definidas no grupo 2, como baixo alongamento e junção fuselagem-asa;
4. Define 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 M no início do documento, antes da definição das variáveis.

A *namelist* é uma lista com as entradas para o programa. Elas são iniciadas e terminadas com o sinal \$.

As que serão utilizadas estão listadas abaixo.

Tabela 4: FLTCON: Define 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	-
α	ALSCHD(1)	Ângulos de ataque	graus
-	NALT	Quantidade de altitudes	-
H	ALT(1)	Altitudes	m
W	WT	Peso da aeronave	N
γ	GAMMA	Ângulo de voo	graus
	LOOP	Checar 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 <i>sand roughness</i> . Se não for definido, utiliza $0.406 \cdot 10^{-3}$ cm	cm
S_{ref}	SREF	Área de referência da asa	m ²
cma	CBARR	Corda média aerodinâmica	m

CARANCHO

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

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

Tabela 7: SYNTHIS: Define cg, asa e empenagens.

Símbolo	Comando	Definição	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 do <i>apex</i> da asa	m
z_W	ZW	Posição vertical do <i>apex</i> 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 do <i>apex</i> da empenagem horizontal	m
z_H	ZH	Posição vertical do <i>apex</i> da empenagem vertical	m
i_H	ALIH	Ângulo de incidência da corda da raiz da empenagem horizontal	graus
x_V	XV	Posição horizontal do <i>apex</i> da empenagem vertical	m
z_V	ZV	Posição vertical do <i>apex</i> da empenagem vertical	m
-	SCALE	Escala dos dados	-

Tabela 8: BODY: Define a geometria do corpo.

Símbolo	Comando	Definição	Unidade
-	NX	Número de seções do corpo (máximo 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 Cilíndrico 2.0: Formato de Ogiva	-
l_N	BLN	Comprimento do nariz	m
-	BTAIL	1.0: Formato Cilíndrico 2.0: Formato de Ogiva	-
l_A	BLA	Comprimento do <i>afterbody</i> cilíndrico	m

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

Símbolo	Comando	Definição	Unidade
c_t	CHRDTP	Comprimento da corda na ponta da asa	m
c_r	CHRRDR	Comprimento da corda na raiz da asa	m
c_b	CHRDBP	Corda no <i>breakpoint</i>	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
$(\Lambda_{x/c})_i$	SAVSI	Enflechamento da seção interna	graus
$(\Lambda_{x/c})_o$	SAVSO	Enflechamento da seção externa	graus
Θ	TWISTA	Ângulo de torção da asa	graus
x/c	CHSTAT	Porcentagem da MAC que o afilamento será referenciado. Geralmente é 1/4 da corda, 0.25	-
Γ_i	DHDADI	Diedro da seção interna	graus

CARANCHO

Γ_o	DHDADO	Diedro da seção externa	graus
	TYPE	Olhar Tabela 10	-

Tabela 10: TYPE.

Comando	Definição
1	Forma em planta reta
2	Forma em planta delta ($AR < 3$)
3	Forma em planta <i>cranked</i> ($AR > 3$)

Após a definição das variáveis da asa ou empenagem coloca-se o perfil da superfície. O DATCOM já reconhece automaticamente os perfis 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 perfis.

Por exemplo, NACA-H-4-0012 significa

Tabela 11: NACA-H-4-0012

Comando	Significado
NACA	Família de perfis
W/H/V	Asa/Emp. horizontal/Emp. vertical
4	Número de dígitos (série)
0012	Número do perfil

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

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

Símbolo	Comando	Definição	Unidade
$(t/c)_{max}$	TOVC	Máxima espessura da seção do perfil	Fração de corda
$(x/c)_{MAX}$	XOVC	Localização da corda na máxima espessura do aerofólio	Fração de corda
C_{l_i}	CLI	Design lift coefficient	-

CARANCHO

α_i	ALPHAI	Ângulo de ataque no design lift coefficient	graus
C_{l_α}	CLALPA	Inclinação da curva de sustentação da seção do perfil $\left(\frac{dC_L}{d\alpha} \text{ por grau}\right)$	-
$C_{l_{MAX}}$	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 perfil	Fração de corda
$(R_{LE})_o$	LERO	R_{LE} do painel externo	-
-	CAMBER	.TRUE.: perfil com arqueamento .FALSE.: perfil sem arqueamento	-
$(t/c)_o$	TOVCO	t/c do painel externo	-
$(x/c)_{MAX_0}$	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 perfil quando Mach = 0	-
X_{ac}/C	XAC	Centro aerodinâmico da seção	Fração de corda
$(y/c)_{max}$	YCM	Máximo arqueamento do perfil	Fração de corda
-	TYPEIN=1.0	Definir os pontos do perfil	-
-	NPTS	Número de pontos por seção (máximo 50)	-
X_c/C	XCORD	Pontos de inputs x do perfil	-
Y_u/C	YUPPER	Pontos de inputs y superior do perfil	-
Y_L/C	YLOWER	Pontos de inputs y inferior do perfil	-

A Figura 2 mostra como deve ser feito o *input* dos pontos do perfil.

Tabela 13: SYMFLP: Definições das superfícies de controle simétricas


Símbolo	Comando	Definição	Unidade
-	FTYPE	Tipo de Flap	-
-	NDELTA	Quantidade de ângulos de deflexão	-
δ_f	DELTA	Ângulos de deflexão	graus
$\tan(\phi(TE)/2)$	PHETE	Tangente do ângulo do bordo de fuga	-
$\tan(\phi(TE)/2)$	PHETEP	Tangente do ângulo do bordo de fuga	-
C_{fi}	CHRDFI	Corda do flap no painel interno	m
C_{fo}	CHRDFO	Corda do flap no painel externo	m
b_i	SPANFI	Envergadura do flap no painel interno	m
b_o	SPANFO	Envergadura do flap no painel externo	m
c_b	CB	Distância até a <i>hinge line</i>	m
t_c	TC	Espessura do perfil no <i>hinge line</i>	m
-	NTYPE	Tipo de bordo de ataque	-

Tabela 14: ASYFLP: Definições das superfícies de controle simétricas

Símbolo	Comando	Definição	Unidade
-	STYPE	Tipo de Flap	-
-	NDELTA	Quantidade de ângulos de deflexão	-
δ_f	DELTAL	Ângulos de deflexão no flap esquerdo	graus
δ_f	DELTAR	Ângulos de deflexão no flap direito	graus
C_{fi}	CHRDFI	Corda do flap no painel interno	m
C_{fo}	CHRDFO	Corda do flap no painel externo	m
b_i	SPANFI	Envergadura do flap no painel interno	m

b_o	SPANFO	Envergadura do flap no painel externo	m
-------	--------	--	---

Tabela 15: Comentários.

Cor	Explicação
	Apenas quando tiver geometria complexa

2.2 Controle de Output

Último 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 definido 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 as *namelists*. 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**. Às 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 `edit astimportddatcom` 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>.

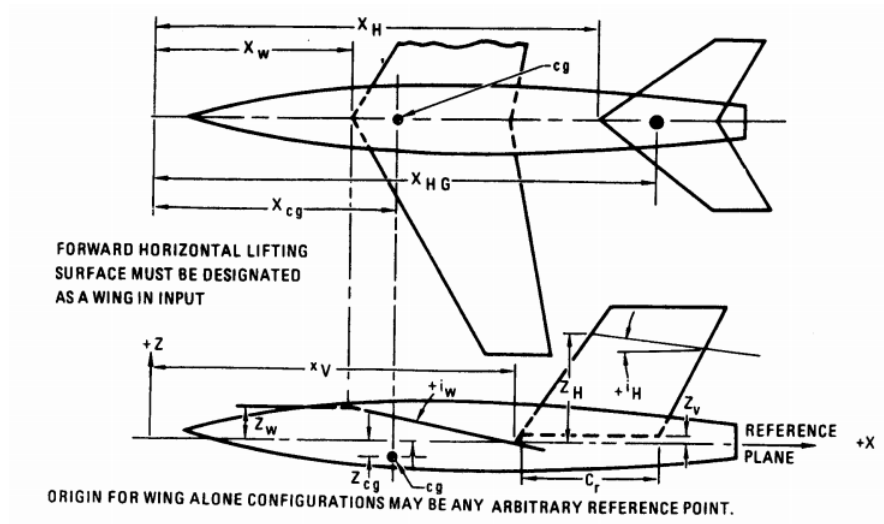
Também, o pacote de programas `plotdatcom` plota diversos gráficos aerodinâmicos e de estabilidade da aeronave a partir dos dados de saída contidos em `for013`. Esse pacote é obtido através do GITHUB no link <https://github.com/robojafar/plotDATCOM>. É preciso tomar cuidado com os gráficos, pois às vezes o mesmo pode não ser confiável. 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.

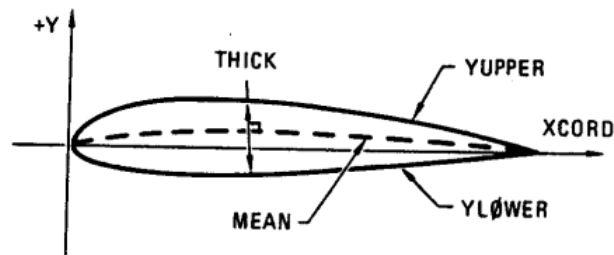
A Figuras

Figura 1: Definições de variáveis para *namelist* SYNTHIS.



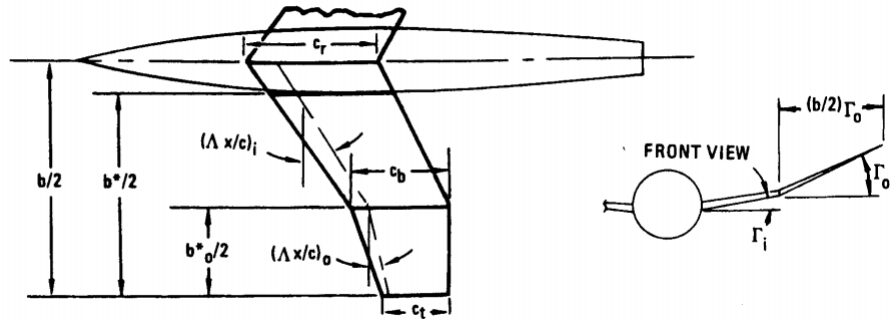
Fonte: [1].

Figura 2: Definições de variáveis para *input* do perfil.



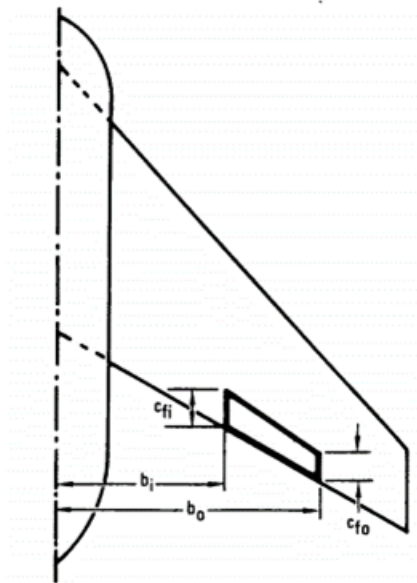
Fonte: [1].

Figura 3: Definições de variáveis.



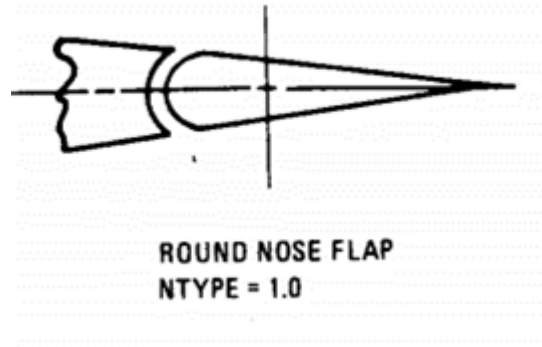
Fonte: [1].

Figura 4: Definição das envergaduras e cordas do flap.



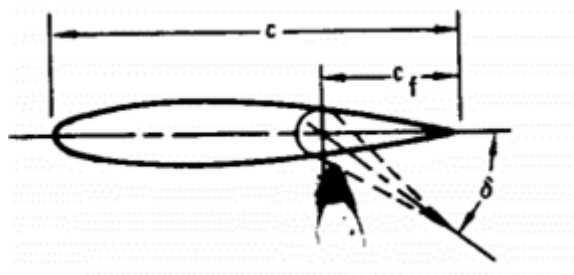
Fonte: [1].

Figura 5: “Nariz” do flap.



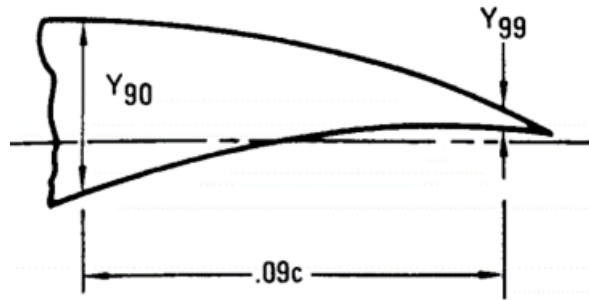
Fonte: [1].

Figura 6: Definição da corda do flap.



Fonte: [1].

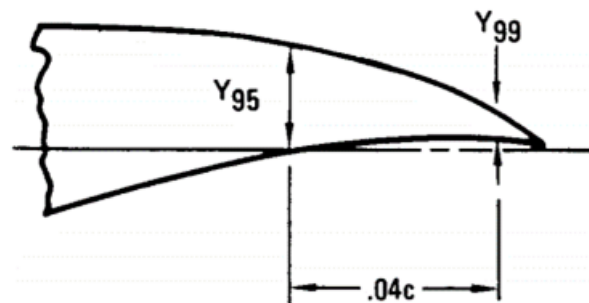
Figura 7: Definição da variável PHETEP.



$$\tan (\phi_{TE} / 2) = 1 / 2 \left[\frac{Y_{90} - Y_{99}}{9} \right]$$

Fonte: [1].

Figura 8: Definição da variável PHETE.



$$\tan (\phi_{TE} / 2) = 1 / 2 \left[\frac{Y_{95} - Y_{99}}{4} \right]$$

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 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
5   DESCREVEM O PERFIL AERODINAMICO PARA QUALQUER ...
6   INTERVALO DO EIXO X %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
7
8 warning('O arquivo .dat deve estar na mesma pasta que o ...
9   programa');
10 warning('O .dat deve conter apenas os numeros! E ...
11   necessario excluir a primeira linha do arquivo que ...
12   contem letras!');
13 a1 = input('Digite o perfil que voce deseja abrir (EX: ...
14   mh80.dat): ', 's');
15 [x, y] = textread(a1);
16
17 n = length(y); %Numero de pontos
18 j = 1;
19
20 for i=1:n
21   if y(i) < 0
22     k(j) = i; %Vetor com os indices dos valores que ...
23     sao negativos
24     j = j+1;
25   end
26 end
27
28 p = k(1); %Indice do primeiro valor negativo
29 q = 0;
30 r = 0;
31
32 %Loop de 1 ate o primeiro valor negativo, preenchendo x e ...
33   y extradorso
34
35 for m = 1:(p-1)
36   X_extradorso(1+r) = x(m);
37   Y_extradorso(1+r) = y(m);
38   r = r + 1;
39 end
40
41 %Loop do primeiro valor negativo ate o ultimo, preenchendo ...
42   x e y intradorso
43
44
```

```

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

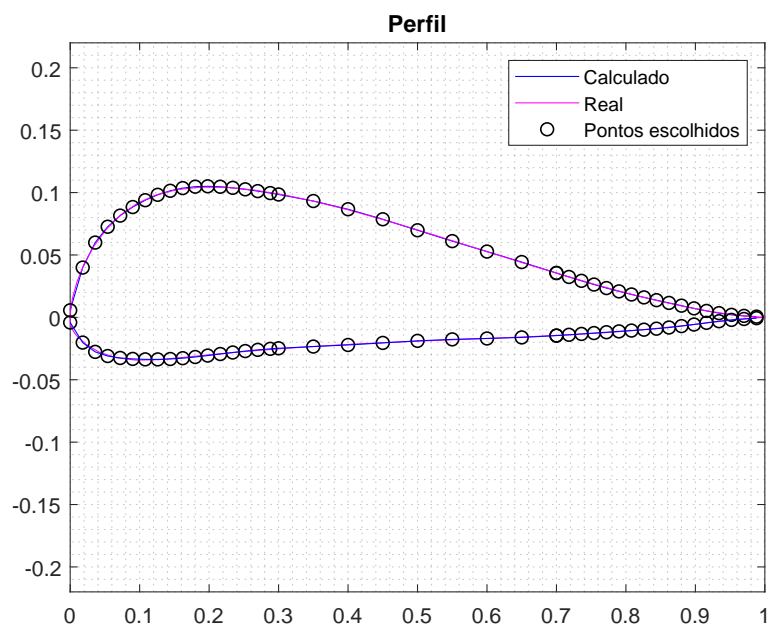
```

CARANCHO

```
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_intervalo` (XCORD), `Y_extradorso_2` (YUPPER) e `Y_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,

```

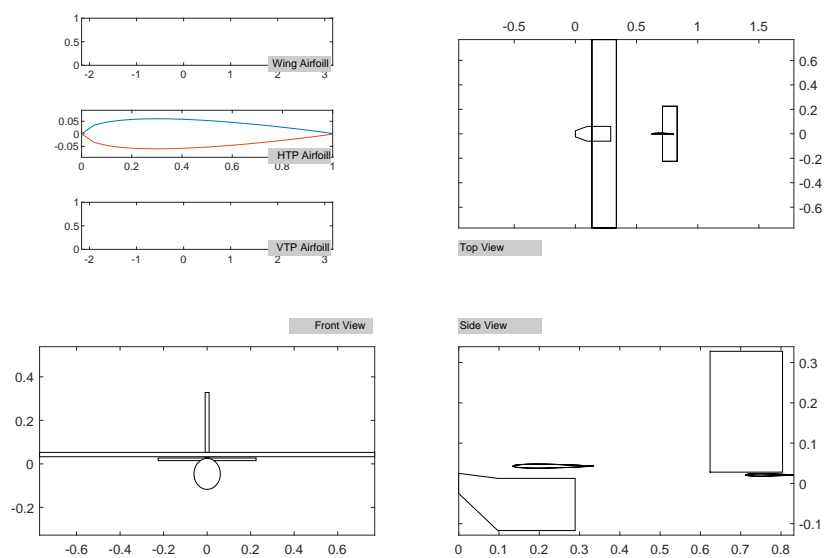
CARANCHO

```
SSPNE=0.758,  
SSPN=0.77,  
CHRDRE=0.2,  
SAVSI=0.0,  
CHSTAT=0.00,  
TWISTA=0.00,  
DHDADI=0.0,  
TYPE=1.0$  
$HTPLNF  
  CHRDTP=0.12,  
  SSPNE=0.225,  
  SSPN=0.225,  
  CHRDRE=0.12,  
  SAVSI=0.0,  
  CHSTAT=0.00,  
  TWISTA=0.00,  
  DHDADI=0.0,  
  TYPE=1.0$  
$VTPLNF  
  CHRDTP=0.18,  
  SSPNE=0.3,  
  SSPN=0.3,  
  CHRDRE=0.18,  
  SAVSI=0.0,  
  CHSTAT=0.00,  
  TYPE=1.0$  
$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,
```

CARANCHO

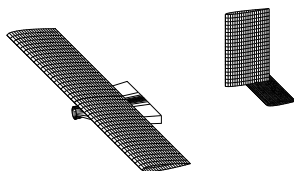
```
0.1666,0.2000,0.2333,0.2666,0.3000,0.3333,0.3667,0.4000,
0.4333,0.4666,0.5000,0.5333,0.5666,0.6000,0.6333,0.6666,
0.7000,0.7333,0.7666,0.8000,0.8333,0.8666,0.9000,0.9333,
0.9666,1.0000,
YUPPER = 0.0,0.008,0.0179,0.027,0.0568,0.080,0.096,0.107,
0.116,0.122,0.125,0.127,0.128,0.125,0.121,0.1169,0.1115,
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
```

Figura 10: Desenho da aeronave pelo programa drawDATCOMaircraft.



Fonte: Própria autora.

Figura 11: Desenho da aeronave pelo programa datcom3d-master.



Fonte: Própria autora.