

ESEIAAT
SISTEMES DE PROPULSIÓ D'AERONAUS

Parametrització d'un motor Jet

Eva María Urbano González

Pol Fontanes

Boyan Naydenov

24 de maig de 2018

Índex

1	Introducció i Objectius	2
2	Descripció del/s motor/s	3
3	Càlcul paramètric del motor i optimització per a les condicions de disseny	4
4	Càlcul i elecció de l'hèlix	5
5	Càlcul i elecció de postcombustor	6
6	Càlcul de consum d'aire i fuel en vol	7
7	Càlcul de dimensionat d'àrees	8
8	Conclusions	9
9	Sample Section	10
A	Annex: Verificació del codi	14
A.1	Verificació turbofan	14
A.2	Verificació motor real	15
A.3	Verificació mixer	16
A.4	Verificació turbopropeller	17

Codis

1	ComputeK.m	10
---	----------------------	----

Índex de figures

1	Operació motors d'aeronaus. Imatge extreta de [1].	3
2	Sample Caption	10

1 Introducció i Objectius

El present treball forma part de l'assignatura de Sistemes de Propulsió d'Aeronaus. Gran part d'aquesta assignatura consisteix en l'estudi dels tipus de motors d'una aeronau i de les possibilitats d'optimització, a més de la parametrització dels motors tant en cas ideal com en cas real.

Per tal profunditzar en les àrees de coneixement relacionades amb l'assignatura es proposa la realització d'aquest projecte. L'objectiu es el disseny preliminar de la motorització d'una aeronau partint de tres condicions de disseny: empenta, velocitat i altitud de vol. Amb aquestes condicions el sistema no queda definit, de manera que es necessari establir certs criteris per a aconseguir tots els paràmetres del motor. En les següents pàgines es discutirà quin tipus de motor pot ser adequat i el criteri de disseny a utilitzar.

A més de fer el càlcul del motor escollit, es faran estudis per a la possible implementació de *mixer*, *propeller* i *afterburner*. Amb aquests estudis es busca saber si pel motor escollit aquests sistemes son profitosos o no, tenint en compte els resultats obtinguts amb ells i sense ells i el pensament crític del grup de treball.

Per últim es discutirà com serà el motor final i es calcularan les àrees d'aquest i el consum d'aire i combustible.

Els càlculs que es mostraran han estat realitzats utilitzant un codi desenvolupat en MATLAB. Aquest codi ha sigut verificat utilitzant com a referencia problemes resolts a classe¹ per a assegurar la validesa dels resultats. La informació teòrica per a poder-lo fer a estat extreta dels apunts de classe de teoria i problemes de l'assignatura de Sistemes de Propulsió d'Aeronaus tant per part de Pau Manent com per part de Marc Maymó i del llibre *Elements of Gas Turbine Propulsion*, de Jack D. Mattingly.

¹ Verificació del codi es pot visualitzar a l'Annex A

2 Descripció del/s motor/s

Les característiques que ha de complir el motor son les següents:

- Empenta de creuer: $F = 25000N$
- Alçada de vol: $h = 9500m$
- Velocitat de creuer: $v = 600km/h$

A més de tot això es tracta d'un disseny real, per la qual cosa s'han de tenir en compte els següents ratis i temperatura màxima d'entrada a la turbina:

- Rati de pressió al difusor: $\pi_d = 0.96$
- Rendiment al compressor: $\eta_c = 0.88$
- Rati de pressió a la cambra de combustió: $\pi_b = 0.94$
- Eficiència de combustió: $\eta_b = 0.99$
- Rendiments de turbina: $\eta_{tH} = \eta_{tL} = 0.87$
- Rati de pressió a la tovera: $\pi_n = 0.98$
- Rendiment mecànic: $\eta_{mec} = 0.99$
- Temperatura d'entrada a la turbina: $T_{t4} = 1780$

Segons la Figura 1, per a les característiques esmentades els millors candidats serien el turbojet i el turbofan.

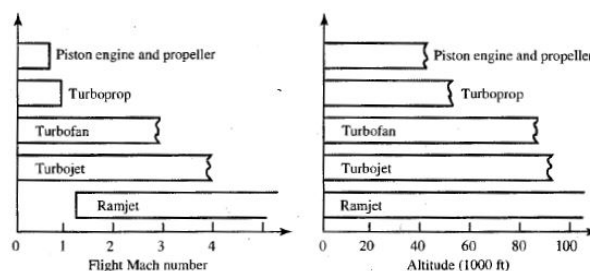


Figura 1: Operació motors d'aeronaus. Imatge extreta de [1].

Un dels criteris per al disseny del motor serà el de minimitzar el consum de combustible incrementant l'eficiència propulsiva. El tipus de motor adequat es doncs el turbofan, més massa a una velocitat més petita.

3 Càlcul paramètric del motor i optimització per a les condicions de disseny

4 Càlcul i elecció de l'hèlix

5 Càlcul i elecció de postcombustor

6 Càlcul de consum d'aire i fuel en vol

7 Cálcul de dimensionat d'àrees

8 Conclusions

Ens agradaria dedicar unes línies a fer unes conclusions personals sobre aquest projecte. El fet d'enfrontar-se al disseny d'un motor es dràsticament diferent al fet de resoldre un problema proposat a classe. Tot i que les dades, suposicions i formules de treball son aproximadament les mateixes, han sorgit molts dubtes durant el disseny d'aquest motor. Ha sigut necessari raonar i pensar de manera crítica per a trobar sentit físic a alguns dels resultats que han sorgit, ja que als exercicis de classe i a la teoria sempre ens trobàvem amb problemes pensats per a tenir solució. Creiem que s'han adquirit molts coneixements amb aquest treball però degut a la quantitat de possibilitats que hem vist i de dubtes que han sorgit hi ha encara molts coneixements que necessitem adquirir per a poder dissenyar satisfactòriament un motor real.

9 Sample Section

Sample Figure

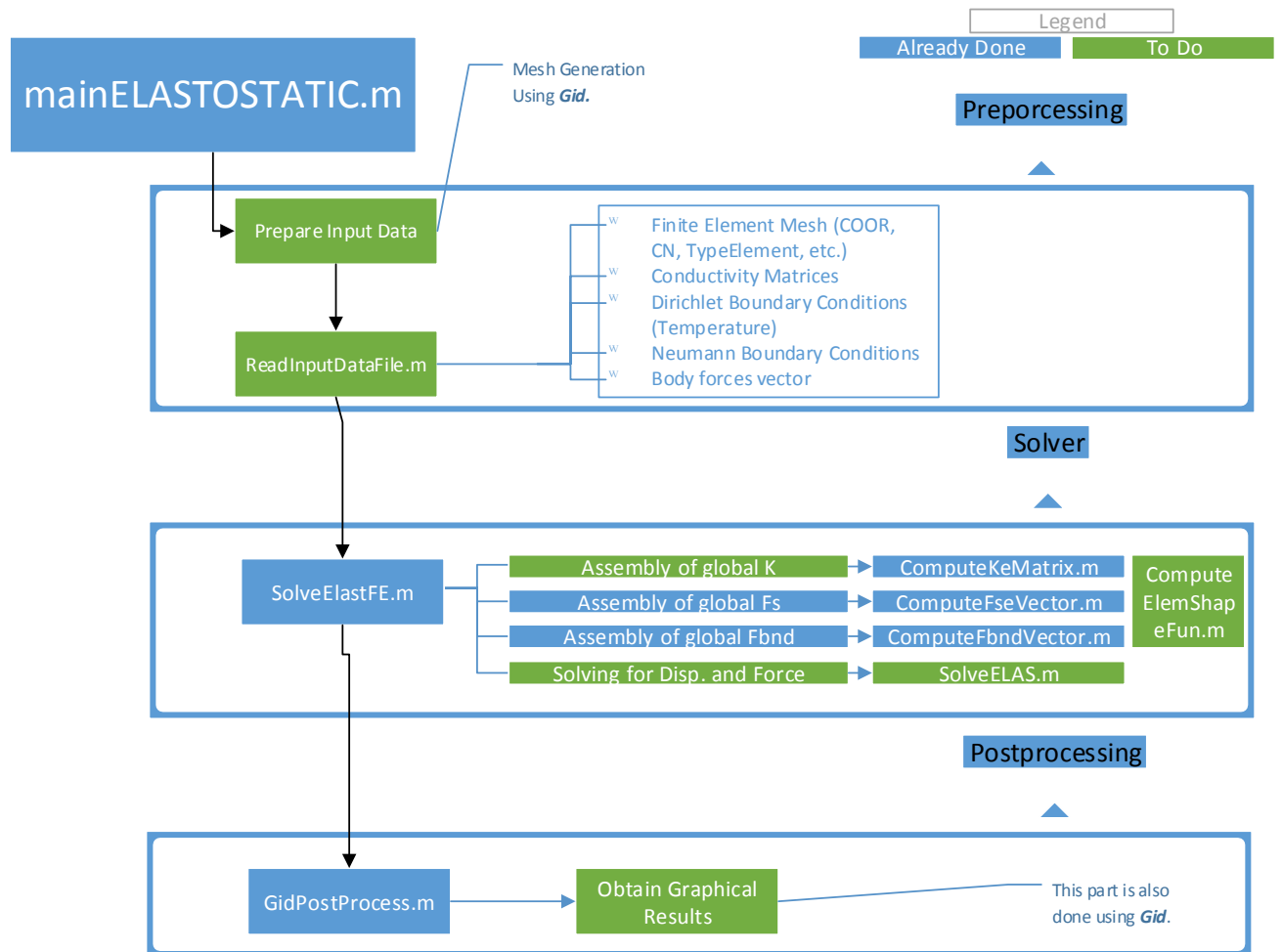


Figura 2: Sample Caption

Numbered equation:

$$K^e = \sum_{g=1}^m w_g (J^e B^{eT} C B^e)_{\xi=\xi_g} \quad (1)$$

In line equation: final Global stiffness matrix K dimensions will be $n_{sd}n_{pt} \times n_{sd}n_{pt}$. Amb les dades disponibles de velocitat de creuer i altitud podem assimilar que el tipus d'aeronau per al qual va destinat es un avió de negocis lleuger, com pot ser el Cessna 510 Citation Mustang.

Sample Listing:

Codis 1: ComputeK.m

```
1 clc;
2 clear all;
3 close all;
```

```

4 plot1=[0 0
5 1 -0.00087300001
6 2 -0.0024590001];
7
8 plot100=[0 0
9 0.2 -0.000239
10 0.40000001 -0.00080500002
11 0.60000002 -0.001642
12 0.80000001 -0.0026809999
13 1 -0.0038689999
14 1.2 -0.0051589999
15 1.4 -0.006513
16 1.6 -0.0079009999
17 1.8 -0.0093019996
18 2 -0.010703];
19
20 plot900=[0 0
21 0.133333 -0.000137
22 0.26666701 -0.00043700001
23 0.40000001 -0.00089600001
24 0.533333 -0.001482
25 0.66666698 -0.002177
26 0.80000001 -0.002961
27 0.93333298 -0.003817
28 1.0666699 -0.0047280001
29 1.2 -0.005682
30 1.33333 -0.0066669998
31 1.46667 -0.0076720002
32 1.6 -0.008688
33 1.73333 -0.0097110001
34 1.86667 -0.010734
35 2 -0.011756];
36
37 plot4=[0 0
38 0.1 -9.4000003e-005
39 0.2 -0.00028099999
40 0.30000001 -0.00056999997
41 0.40000001 -0.00094400003
42 0.5 -0.001392
43 0.60000002 -0.001907
44 0.69999999 -0.002478
45 0.80000001 -0.0030990001
46 0.89999998 -0.003762
47 1 -0.0044590002
48 1.1 -0.0051850001
49 1.2 -0.0059329998
50 1.3 -0.006699
51 1.4 -0.0074780001
52 1.5 -0.0082660001
53 1.6 -0.0090589998
54 1.7 -0.0098559996
55 1.8 -0.010654
56 1.9 -0.011451

```

```

57 2 -0.012247];
58
59 figure
60 hold on
61 plot(plot1(:,1),plot1(:,2),'-.g',...
62      'LineWidth',2)
63 plot(plot100(:,1),plot100(:,2),'—k',...
64      'LineWidth',2)
65 plot(plot900(:,1),plot900(:,2),'-.r',...
66      'LineWidth',2)
67 plot(plot4(:,1),plot4(:,2),'—b',...
68      'LineWidth',2)
69 axis([0 2 -0.02 0.02])
70 xlabel('BEM x axis',...
71 'FontSize',12,...
72 'FontName','Helvetica')
73
74 ylabel('nodal y-displacement',...
75 'FontSize',12,...
76 'FontName','Helvetica')
77
78 legend('MESH1','MESH2','MESH3','MESH4',...
79 'FontUnits','points',...
80 'interpreter','normal',...
81 'FontSize',14,...
82 'FontName','Helvetica',...
83 'Location','NorthEast')
84
85
86 hold off
87 print -depsc2 myplot.eps
88 % legend('900 elements','100 elements','1 element')

```

Referències

- [1] J.D. Mattingly. *Elements of gas turbine performance*. 1996.

A Annex: Verificació del codi

Per tal de verificar el codi el que s'ha fet es variar els paràmetres d'entrada per les dades d'alguns dels problemes resolts a classe i a la guia de problemes. Seguidament, s'ha calculat la variació entre els resultats obtinguts a classe, que anomenarem manuals, amb els resultats computats pel codi utilitzat. S'han utilitzat quatre exercicis de la guia per fer la verificació:

- Problema 2.4: Verificació del càlcul del turbofan.
- Problema 4.2: Verificació del càlcul del motor amb eficiències.
- Problema 2.5: Verificació del càlcul del mixer.
- Problema 3.3: Verificació del càlcul del trubopropeller considerant turbina per a extraure treball màxim.

No s'ha utilitzat cap exercici per a verificar el càlcul de l'afterburner ja que la seva implementació es molt similar a la de una cambra de combustió.

A.1 Verificació turbofan

Paràmetre	Valor
π_f	1.5
π_c 12	
α	6
F(N)	50000
T_{t4}	1143
altura de vol (m)	0
Mach de vol	0

Taula 1: Dades del problema 2.4

Paràmetre	Guia problemes	Codi	Error relatiu (%)
τ_c	2.03	2.0339	0.192
τ_f	1.12	1.1228	0.249
π_r	1	1	0.000
τ_r	1	1	0.000
τ_λ	3.97	3.9667	0.083
τ_{tH}	0.77	0.7733	0.427
π_{tH}	0.4	0.4067	1.647
τ_{tL}	0.725	0.7234	0.221
π_{tL}	0.324	0.322	0.621
M_9	0.82	0.8303	1.241
M_{19}	0.783	0.7837	0.089
F_{adim}	5.836	5.877	0.698
m_0	26.2	25.0038	4.784
m_f	0.342	0.3341	2.365

Taula 2: Resultats problema 2.4

A.2 Verificació motor real

Paràmetre	Valor
η_d	0.92
π_c	25
π_b	0.97
T_{t4}	1700
η_c	0.86
η_b	0.98
η_n	0.92

Taula 3: Dades del problema 4.2

Paràmetre	Guia problemes	Codi	Error relatiu (%)
π_r	1.52	1.5243	0.282
π_d	0.92	0.92	0.000
π_t	0.273	0.2829	3.499
π_n	0.92	0.92	0.000
τ_r	1.128	1.128	0.000
τ_c	2.76	2.7541	0.214
τ_λ	6.93	6.9388	0.127
τ_t	0.75	0.7213	3.979
P_{t0}	91200	91460	0.284
P_{t2}	83900	84144	0.290
P_{t3}	2098000	2103600	0.266
P_{t4}	2034000	2040500	0.319
P_{t5}	570000	577170	1.242
P_{t9}	524400	531000	1.243
T_{t0}	276.3	276.36	0.022
T_{t2}	276.3	276.36	0.022
T_{t3}	760	761.1098	0.146
T_{t5}	1282	1226.3	4.542
T_{t9}	1282	1226.3	4.542

Taula 4: Resultats problema 4.2

A.3 Verificació mixer

Paràmetre	Valor
M_5	1
T_{t5}/T_0	4.1
P_{t5}/P_0	4.2
m_5/m_6	0.72
M_{13}	0.39
T_{13}/T_0	1.51
R_5	287
R_{13}	287
γ_5	1.3
γ_{13}	1.4

Taula 5: Dades del problema 2.5

Paràmetre	Guia problemes	Codi	Error relatiu (%)
C_{p13}	1004.5	1004.5	0.000
C_{p5}	1248.6	1243.7	0.394
C_{p16}	1176.6	1176.7	0.008
γ_6	1.32	1.3226	0.197
M_6	0.43	0.4275	0.585

Taula 6: Resultats problema 2.5

A.4 Verificació turbopropeller

Dada	Valor
M_0	0.5
altura (m)	6000
η_{prop}	0.95
τ_λ	7
π_c	21.5

Taula 7: Dades del problema 3.3

Paràmetre	Guia problemes	Codi	Error relatiu (%)
T_{t0}	261.6	261.6075	0.003
T_{t2}	261.6	261.6075	0.003
T_{t3}	628.54	628.5602	0.003
T_{t4}	1744.05	1744.1	0.003
T_{t45}	1377.8	1386.6	0.635
T_{t5}	704	708.7247	0.667
T_{t9}	704	708.7247	0.667
P_{t0}	55925	56132	0.369
P_{t2}	55925	56132	0.369
P_{t3}	1202000	1206800	0.398
P_{t4}	1202000	1206800	0.398
P_{t45}	526700	541050	2.652
P_{t5}	50560	51625	2.063
P_{t9}	50560	51625	2.063
M_9	0.32	0.3549	9.834
C_c	0	$2.6645 \cdot 10^{-06}$	0.000
C_{prop}	256.9	256.7382	0.063
C_{tot}	256.9	256.7382	0.063

Taula 8: Resultats problema 3.3