

ESEIAAT
SISTEMES DE PROPULSIÓ D'AERONAUS



Escola Superior d'Enginyeries Industrials,
Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

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	Elecció de les condicions de disseny per optimització	4
4	Càlcul paramètric del motor real	4
5	Càlcul i elecció de l'hèlix	5
5.1	Càlcul del turboprop amb optimització de la potència de la turbina de baixa pressió	5
5.2	Càlcul del turboprop substituint el fan per una hèlix	6
5.3	Conclusions sobre el turboprop	6
5.4	Elecció de l'hèlix	6
6	Càlcul i elecció de postcombustor	8
7	Càlcul de consum d'aire i fuel en vol	8
8	Càlcul de dimensionat d'àrees	9
9	Conclusions	9
10	Sample Section	10
A	Annex: Verificació del codi	12
A.1	Verificació turbofan	12
A.2	Verificació motor real	12
A.3	Verificació mixer	13
A.4	Verificació turbopropeller	13

Codis

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

Índex de figures

1	Operació motors d'aeronaus. Imatge extreta de [1].	3
2	Paràmetres C turboprop amb turbina de baixa pressió optimitzada	6
3	Paràmetres C turboprop amb turbina de baixa pressió no optimitzada	6
4	Corba de rendiment d'una hèlix de pas fix.	7
5	Paràmetres de disseny de l'hèlix.	7
6	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 Ma-

nent 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 són 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.

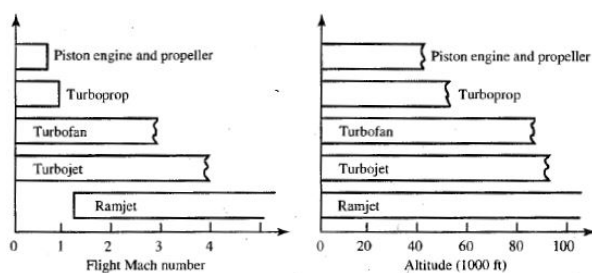


Figura 1: Operació motors d'aeronaus. Imatge extreta de [1].

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 Elecció de les condicions de disseny per optimització

Bàsicament s'han de triar π_c , π_f i α per tal d'obtenir el millor motor possible donades les dades de l'enunciat. Es recorda que:

$$\pi_c = \frac{P_{3t}}{P_{2t}} = \pi_f \times \pi_{cL} = \frac{P_{2.5t}}{P_{2t}} \times \frac{P_{3t}}{P_{2.5t}}$$

Per fer la tria, s'ha fet un extens estudi per tal de trobar els paràmetres adequats a aquestes condicions de vol. Aquest es troba integrat a la funció *opt_parametros.m* i consisteix en provar diferents combinacions de π_f i π_c per tal de trobar el punt on ja no valgui la pena continuar pujant-les, és a dir, allà on la força adimensional creixi poc amb la pujada dels paràmetres. Com que es vol garantir el mínim consum específic per cada combinació π_f i π_c de valors, es pot obtenir la α corresponent per complir aquest requisit. Tot el procés es pot veure molt clarament al següent diagrama:

4 Càlcul paramètric del motor real

5 Càlcul i elecció de l'hèlix

Per escollir una hèlix, cal calcular el turbo-prop que la mourà. Aleshores, el turbofan dissenyat anteriorment, a nivell pràctic, se l'hi extraurà el fan per substituir-lo per una hèlix. En aquesta secció s'explicaran els dos mètodes implementats per escollir l'hèlix: el primer optimitzant la turbina de baixa pressió i el segon on només es canvia el fan per una hèlix sense optimització.

Per a dur a terme aquests càlculs, s'han utilitzat els exercicis de turbofan solucionats per Pau Manent i les expressions del llibre [1]. A nivell d'implementació, s'han incorporat subrutines a dins de les funcions de càlcul del turbofan per tenir en compte els elements addicionals estudiats.

5.1 Càlcul del turbofan amb optimització de la potència de la turbina de baixa pressió

Es comença calculant el turbojet que alimenta l'hèlix, seguint els mateixos passos que en el turbofan. És a dir, des de el difusor a la tovera de sortida.

Les expressions del difusor no es veuen alterades respecte el turbofan. En canvi, per calcular el compressor cal tenir en compte que $P_{t25} = P_{t2}$, $T_{t25} = T_{t2}$ i $\pi_{cH} = \pi_C$, ja que s'ha extret el fan i el que abans era el compressor d'alta pressió, ara és l'únic compressor del motor. S'ha considerat que la π_C total del compressor del turbofan, ara ho sigui del compressor del turbofan.

Es segueix parametritzant el motor per la càmera de combustió, on es desenvolupen les mateixes expressions que pel turbofan amb l'excepció que $\tau_f = 1$.

La turbina d'alta pressió aportarà el treball per moure el compressor i es calcula com en el turbofan. D'altra banda, la turbina de baixa

pressió ja no està lligada el fan (s'ha tret), així doncs aquesta alimentarà l'hèlix. En aquest apartat s'ha optimitzat l'expansió d'aquesta turbina per tal de que extregui el màxim d'energia del fluid, ja que, el turbofan utilitza l'hèlix com a principal element de propulsió.

Així doncs, alguns paràmetres varien segons,

$$\tau_{tL} = \frac{1}{\tau_{cH}\tau_r} \frac{(\tau_r\tau_{cH}(\tau_r - 1) + \tau_\lambda)}{\tau_\lambda - \tau_r\tau_c + \tau_r} \quad (1)$$

$$T_{t5} = \tau_{tL}T_{t45} \quad (2)$$

On l'anterior expressió, calcula el valor per la constant τ de la turbina de baixa pressió, òptima (extreure el màxim d'energia).

Per calcular la tovera, s'assumeix que $P_{t6} = P_{t5}$ i $T_{t6} = T_{t5}$. Pe'ls paràmetres π_c , π_f i α , escollits en l'optimització, les expressions de la tovera presenten un problema al solucionar, aquest cas en particular. El Mach de sortida, M_9 es imaginari. Aquest resultat suggereix que la tovera no pot funcionar amb els paràmetres introduïts, o, com a mínim, no es capaç d'expandir encara més el fluid provinent de la turbina de baixa pressió.

Per solucionar aquest problema, s'implementa una subrutina a la funció *ToveraPrimari.m* amb la següent idea. Idealment s'expandiria tot el fluid a la turbina de baixa pressió per donar el màxim de potència a l'hèlix, però a nivell pràctic no es possible fer-ho, l'aire ha de sortir del motor. Es proposa fixar un Mach de sortida molt baix, $M_0 = 0.1$ i es recalcula τ_{tL} per aquest Mach. El resultat, es una nova τ_{tL} que si més no, no és la més òptima, és més òptima que la calculada amb el turbofan.

Finalment, es calculen els paràmetres ca-

racterístics del turboprop:

$$C_{cin} = (\gamma_c - 1)M_0 \left[\sqrt{\frac{2}{\gamma_c - 1} \left(\tau_{tL}(\tau_\lambda + \tau_r - \tau_r \tau_{cH}) - \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_{cH}} \right)^{\tau_{tL}}} C_{cin}^* M_0 \right] \quad (3)$$

$$C_{prop} = \eta_{prop} \eta_{mec} (1 - \tau_{tL}) (\tau_\lambda + \tau_r - \tau_r \tau_{cH}) \quad (4)$$

$$C_{tot} = C_{cin} + C_{prop} \quad (5)$$

obtenint-se els següents resultats:

Paràmetre	Valor
τ_{tL}	0.6740
C_{cin}	0.6145
C_{prop}	0.9636
C_{tot}	1.5781

Figura 2: Paràmetres C turboprop amb turbina de baixa pressió optimitzada

Tot i que $C_{cin} = 0.6145$, està lluny del cas ideal; amb $C_{prop} > C_{cin}$, s'entén que la font majoritària d'empenta és l'hèlix, representant un 60% de l'empenta del turboprop.

5.2 Càlcul del turboprop substituint el fan per una hèlix

En aquest cas, la idea es la següent. Un cop calculats els paràmetres del turbofan, es guarden τ_{tL} i π_{tL} per utilitzar-los dins la subrutina del turboprop. Aleshores, es calculen tots els paràmetres del turboprop com en l'apartat anterior, amb la diferència de que ara, no s'optimitza la turbina de baixa pressió, es deixa la mateixa que s'ha calculat pel turbofan.

Es continua l'implementació amb les equacions 3, 4 i 5. Obtenint el següent resultat:

Paràmetre	Valor
C_{cin}	0.8751
C_{cin}	0.6670
C_{prop}	0.6745
C_{tot}	1.3416

Figura 3: Paràmetres C turboprop amb turbina de baixa pressió no optimitzada

En aquest cas, $C_{prop} \approx C_{cin}$. Tal i com calia esperar, el fet de no optimitzar τ_{tL} , fa que el fluid s'expandeixi menys (τ_{tL} major) a la turbina de baixa pressió, fent que hi hagi menys potència disponible per l'hèlix. Conseqüentment, la empenta mitjançant l'hèlix no representa més del 50% de la total.

5.3 Conclusions sobre el turboprop

Mitjançant l'anàlisi d'aquests tipus de motor, s'ha vist com d'important és optimitzar la turbina de baixa pressió.

Ara bé, donat que en cap dels dos casos s'aconsegueix extreure la suficient potencia del fluid per utilitzar l'hèlix del turboprop com a quasi-únic element de propulsió, no es recomana implementar el turboprop en vers del turbofan perquè amb les característiques calculades, es tractaria d'un turboprop poc eficient.

5.4 Elecció de l'hèlix

Donat que no s'ha recomanat la implementació d'un turboprop per les raons anteriorment esmentades, no s'ha desenvolupat un algoritme molt complex per tal d'escollir l'hèlix pe'ls turboprops calculats. Una primera simplificació, ha sigut considerar l'hèlix de pas fixe i s'ha utilitzat el diagrama de la Figura ??, per determinar J a partir de η_{prop} conegut.

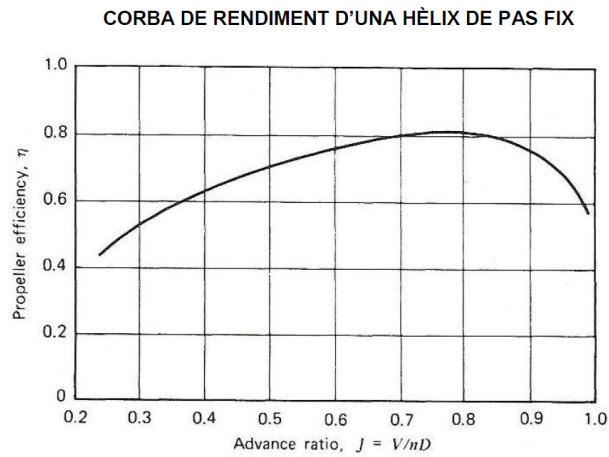


Figura 4: Corba de rendiment d'una hèlix de pas fix.

S'han considerat els següents paràmetres de disseny:

Paràmetre	Valor
η_{prop}	0.81
J	0.76
D	2.6m
v_0	600km/h

Figura 5: Paràmetres de disseny de l'hèlix.

Mitjançant l'expressió

$$J = V/nD \quad (6)$$

obtenim que el motor turboprop ha de fer girar l'hèlix de $2.6m$ a $n = 84.35rev/s$ o el que és el mateix $n = 5060rpm$.

- | | | | |
|----------|---|----------|--|
| 6 | Càlcul i elecció de post-combustor | 7 | Càlcul de consum d'aire i fuel en vol |
|----------|---|----------|--|

8 Càlcul de dimensionat d'àrees **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.

10 Sample Section

Sample Figure

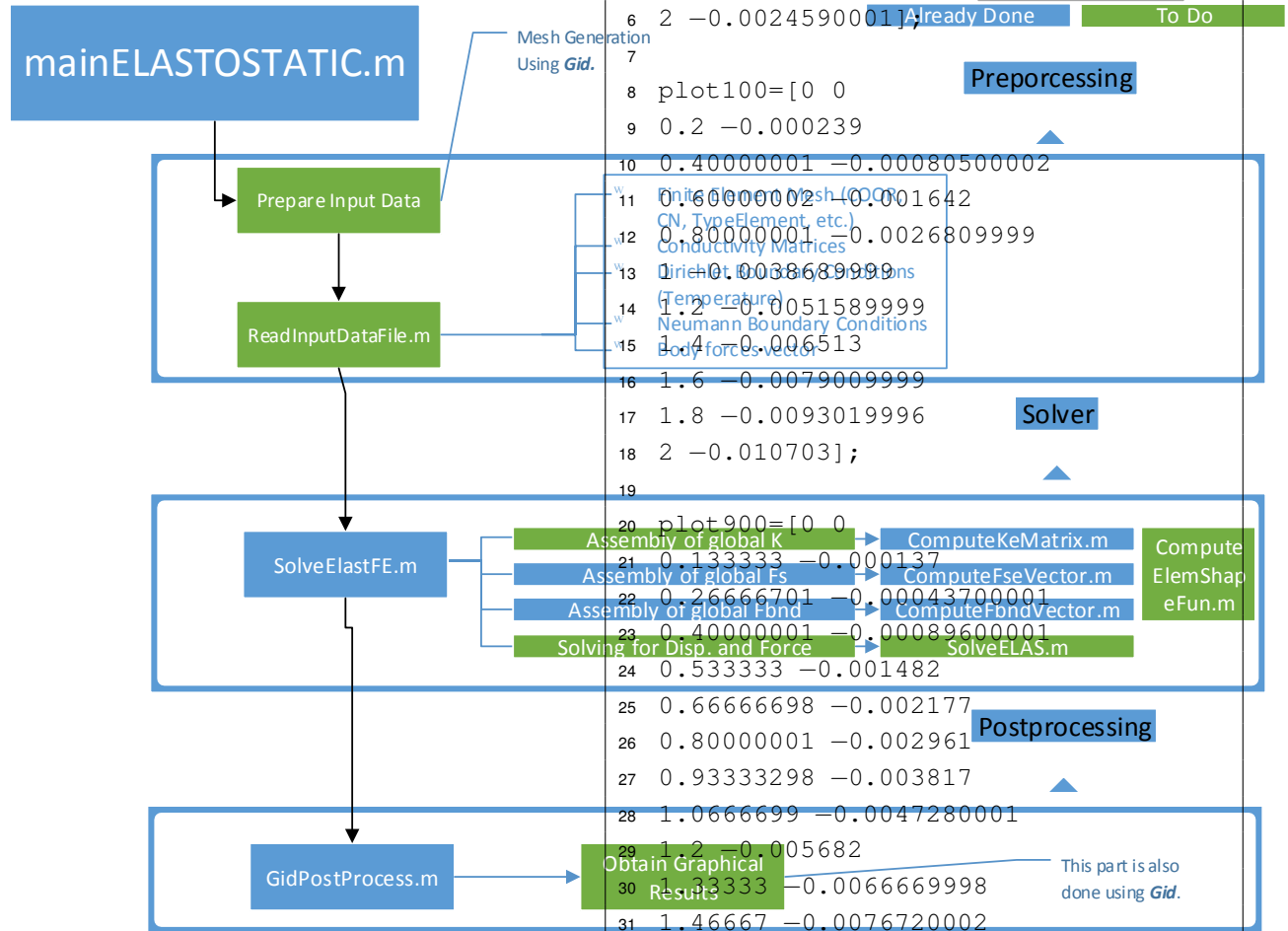


Figura 6: Sample Caption

Numbered equation:

$$K^e = \sum_{g=1}^m w_g (J^e B^{eT} C B^e)_{\xi=\xi_g} \quad (7)$$

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:

```

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 -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	0.227
π_{tL}	0.324	0.322	0.627
M_9	0.82	0.8303	1.247
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 (%)	Paràmetre	Guia problemes	Codi	Error relatiu (%)												
π_r	1.52	1.5243	0.282	C_{pi}	1004.5	1004.5	0.000												
π_d	0.92	0.92	0.000	C_{ps}	1248.6	1243.7	0.394												
π_t	0.273	0.2829	3.499	C_{pi}	1176.6	1176.7	0.008												
π_n	0.92	0.92	0.000	γ_6	1.32	1.3226	0.197												
τ_r	1.128	1.128	0.000	M_6	0.43	0.4275	0.585												
τ_c	2.76	2.7541	0.214	Taula 6: Resultats problema 2.5															
τ_λ	6.93	6.9388	0.127																
τ_t	0.75	0.7213	3.979																
P_{t0}	91200	91460	0.284	A.4 Verificació turbopropeller															
P_{t2}	83900	84144	0.290																
P_{t3}	2098000	2103600	0.266	<table><tr><th>Dada</th><th>Valor</th></tr><tr><td>M_0</td><td>0.5</td></tr><tr><td>altura (m)</td><td>6000</td></tr><tr><td>η_{prop}</td><td>0.95</td></tr><tr><td>τ_λ</td><td>7</td></tr><tr><td>π_c</td><td>21.5</td></tr></table>				Dada	Valor	M_0	0.5	altura (m)	6000	η_{prop}	0.95	τ_λ	7	π_c	21.5
Dada	Valor																		
M_0	0.5																		
altura (m)	6000																		
η_{prop}	0.95																		
τ_λ	7																		
π_c	21.5																		
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	Taula 7: Dades del problema 3.3															
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 (%)
T_{t0}	261.6	261.6075	0.002
T_{t2}	261.6	261.6075	0.002
T_{t3}	628.54	628.5602	0.003
T_{t4}	1744.05	1744.1	0.003
T_{t45}	1377.8	1386.6	0.006
T_{t5}	704	708.7247	0.006
T_{t9}	704	708.7247	0.006
P_{t0}	55925	56132	0.004
P_{t2}	55925	56132	0.004
P_{t3}	1202000	1206800	0.004
P_{t4}	1202000	1206800	0.004
P_{t45}	526700	541050	2.72
P_{t5}	50560	51625	2.11
P_{t9}	50560	51625	2.11
M_9	0.32	0.3549	9.38
C_c	0	2.664510 - 06	0.000
C_{prop}	256.9	256.7382	0.001
C_{tot}	256.9	256.7382	0.001

Taula 8: Resultats problema 3.3