

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

<b>1</b>	<b>Introducció i Objectius</b>	<b>2</b>
<b>2</b>	<b>Descripció del/s motor/s</b>	<b>3</b>
<b>3</b>	<b>Càlcul paramètric del motor i optimització per a les condicions de disseny</b>	<b>4</b>
<b>4</b>	<b>Càlcul i elecció de l'hèlix</b>	<b>5</b>
4.1	Càlcul del turboprop amb optimització de la potència de la turbina de baixa pressió . . . . .	5
4.2	Càlcul del turboprop substituint el fan per una hèlix . . . . .	6
4.3	Conclusions sobre el turboprop . . . . .	6
<b>5</b>	<b>Càlcul i elecció de postcombustor</b>	<b>7</b>
<b>6</b>	<b>Càlcul de consum d'aire i fuel en vol</b>	<b>7</b>
<b>7</b>	<b>Càlcul de dimensionat d'àrees</b>	<b>8</b>
<b>8</b>	<b>Conclusions</b>	<b>8</b>
<b>9</b>	<b>Sample Section</b>	<b>9</b>
<b>A</b>	<b>Annex: Verificació del codi</b>	<b>11</b>
A.1	Verificació turbofan . . . . .	11
A.2	Verificació motor real . . . . .	11
A.3	Verificació mixer . . . . .	12
A.4	Verificació turbopropeller . . . . .	12

## Codis

1	ComputeK.m . . . . .	9
---	----------------------	---

## 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	Sample Caption . . . . .	9

# 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 classe<sup>1</sup> 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.

---

<sup>1</sup> 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.

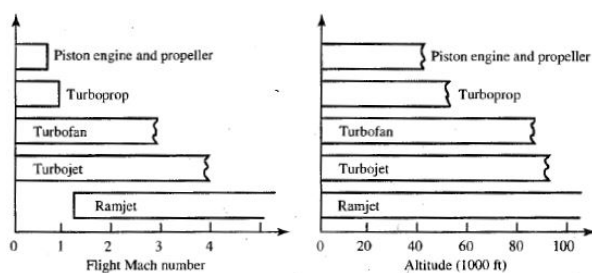


Figura 1: Operació motors d'aeronaus. Imatge extreta de [1].

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

## 4 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.

### 4.1 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  $\pi_C$  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  $\tau$  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  $\pi_c$ ,  $\pi_f$  i  $\alpha$ , 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  $\tau_{tL}$  per aquest Mach. El resultat, es una nova  $\tau_{tL}$  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
$\tau_{tL}$	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.

## 4.2 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  $\tau_{tL}$  i  $\pi_{tL}$  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 l

## 4.3 Conclusions sobre el turboprop

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.

- |          |   |          |  |
|----------|---|----------|--|
| <b>5</b> | <b>Càlcul i elecció de post-combustor</b> | <b>6</b> | <b>Càlcul de consum d'aire i fuel en vol</b> |
|----------|---|----------|--|



## 7 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.

## 9 Sample Section

Sample Figure

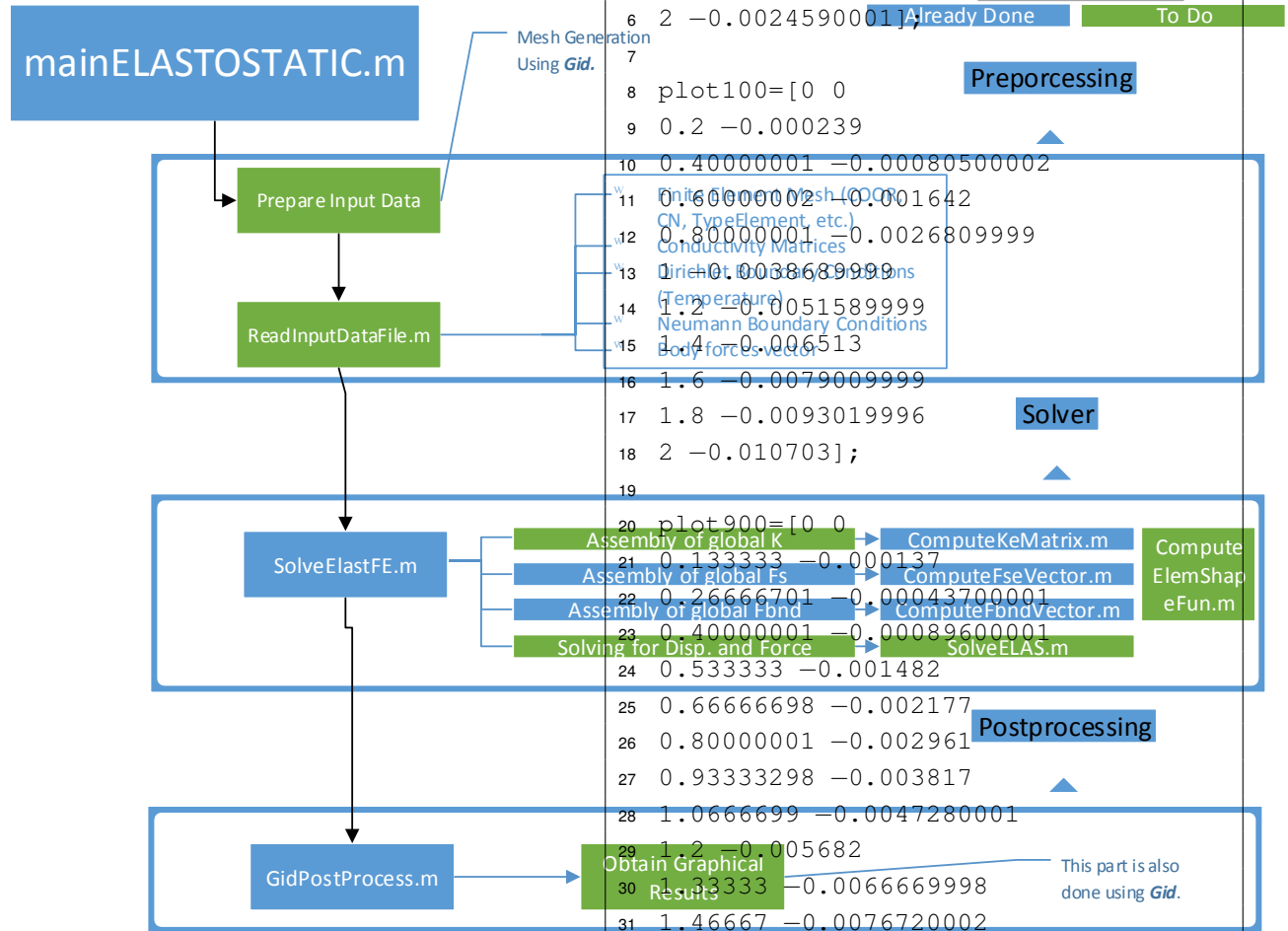


Figura 4: Sample Caption

Numbered equation:

$$K^e = \sum_{g=1}^m w_g (J^e B^{eT} C B^e)_{\xi=\xi_g} \quad (6)$$

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
$\pi_f$	1.5
$\pi_c$	12
$\alpha$	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
$\tau_c$	2.03	2.0339	0.192
$\tau_f$	1.12	1.1228	0.249
$\pi_r$	1	1	0.000
$\tau_r$	1	1	0.000
$\tau_\lambda$	3.97	3.9667	0.083
$\tau_{tH}$	0.77	0.7733	0.427
$\pi_{tH}$	0.4	0.4067	1.647
$\tau_{tL}$	0.725	0.7234	0.227
$\pi_{tL}$	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
$\eta_d$	0.92
$\pi_c$	25
$\pi_b$	0.97
$T_{t4}$	1700
$\eta_c$	0.86
$\eta_b$	0.98
$\eta_n$	0.92

Taula 3: Dades del problema 4.2

Paràmetre	Guia problemes	Codi	Error relatiu (%)	Paràmetre	Guia problemes	Codi	Error relatiu (%)												
$\pi_r$	1.52	1.5243	0.282	$C_{p14}$	1004.5	1004.5	0.000												
$\pi_d$	0.92	0.92	0.000	$C_{p5}$	1248.6	1243.7	0.394												
$\pi_t$	0.273	0.2829	3.499	$C_{p14}$	1176.6	1176.7	0.008												
$\pi_n$	0.92	0.92	0.000	$\gamma_6$	1.32	1.3226	0.197												
$\tau_r$	1.128	1.128	0.000	$M_6$	0.43	0.4275	0.585												
$\tau_c$	2.76	2.7541	0.214	Taula 6: Resultats problema 2.5															
$\tau_\lambda$	6.93	6.9388	0.127																
$\tau_t$	0.75	0.7213	3.979																
$P_{t0}$	91200	91460	0.284	<b>A.4 Verificació turbopropeller</b>															
$P_{t2}$	83900	84144	0.290																
$P_{t3}$	2098000	2103600	0.266	<table><tr><th>Dada</th><th>Valor</th></tr><tr><td><math>M_0</math></td><td>0.5</td></tr><tr><td>altura (m)</td><td>6000</td></tr><tr><td><math>\eta_{prop}</math></td><td>0.95</td></tr><tr><td><math>\tau_\lambda</math></td><td>7</td></tr><tr><td><math>\pi_c</math></td><td>21.5</td></tr></table>				Dada	Valor	$M_0$	0.5	altura (m)	6000	$\eta_{prop}$	0.95	$\tau_\lambda$	7	$\pi_c$	21.5
Dada	Valor																		
$M_0$	0.5																		
altura (m)	6000																		
$\eta_{prop}$	0.95																		
$\tau_\lambda$	7																		
$\pi_c$	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
$\gamma_5$	1.3
$\gamma_{13}$	1.4

Taula 5: Dades del problema 2.5

Paràmetre	Guia problemes	Codi	Error relatiu (%)
$T_{t0}$	261.6	261.6075	0.000
$T_{t2}$	261.6	261.6075	0.000
$T_{t3}$	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	0.007
$T_{t9}$	704	708.7247	0.007
$P_{t0}$	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	2.720
$P_{t5}$	50560	51625	2.100
$P_{t9}$	50560	51625	2.100
$M_9$	0.32	0.3549	9.375
$C_c$	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