

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 | 3 |
| 2 | Descripció del/s motor/s | 4 |
| 3 | Elecció de les condicions de disseny per optimització | 5 |
| 4 | Càlcul paramètric del motor real | 5 |
| 5 | Càlcul i elecció de l'hèlix | 6 |
| 5.1 | Paràmetres suposats | 6 |
| 5.2 | Càlcul del turboprop amb optimització de la potència de la turbina de baixa pressió | 6 |
| 5.3 | Càlcul del turboprop substituint el fan per una hèlix | 7 |
| 5.4 | Conclusions sobre el turboprop | 7 |
| 5.5 | Elecció de l'hèlix | 7 |
| 6 | Càlcul i elecció de postcombustor | 9 |
| 6.1 | Paràmetres suposats | 9 |
| 6.2 | Postcombustor adherit al flux primari | 9 |
| 7 | Càlcul de consum d'aire i fuel en vol | 9 |
| 8 | Càlcul de dimensionat d'àrees | 10 |
| 9 | Conclusions | 10 |
| 10 | Sample Section | 11 |
| A | Annex: Verificació del codi | 13 |
| A.1 | Verificació turbofan | 13 |
| A.2 | Verificació motor real | 13 |
| A.3 | Verificació mixer | 14 |
| A.4 | Verificació turbopropeller | 14 |

Codis

| | | |
|---|----------------------|----|
| 1 | ComputeK.m | 11 |
|---|----------------------|----|

Índex de figures

| | | |
|---|------------------------------------------------------------------------------|---|
| 1 | Operació motors d'aeronaus. Imatge extreta de [1]. | 4 |
| 2 | Paràmetres C turboprop amb turbina de baixa pressió optimitzada | 7 |
| 3 | Paràmetres C turboprop amb turbina de baixa pressió no optimitzada | 7 |

| | | |
|---|----------------------------------------------------|----|
| 4 | Corba de rendiment d'una hèlix de pas fix. | 8 |
| 5 | Paràmetres de disseny de l'hèlix. | 8 |
| 6 | Sample Caption | 11 |

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 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.

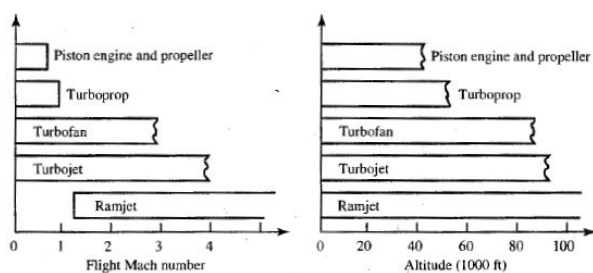


Figura 1: Operació motors d'aeronaus. Imatge extreta de [1].

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 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 turboprop 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 Paràmetres suposats

TAULA PARAMETRES

5.2 Càlcul del turboprop 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 matei-

xes 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 al 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 turboprop 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'expansionar 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 potencia 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 no-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.

5.3 Càlcul del turboprop substituïnt 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.

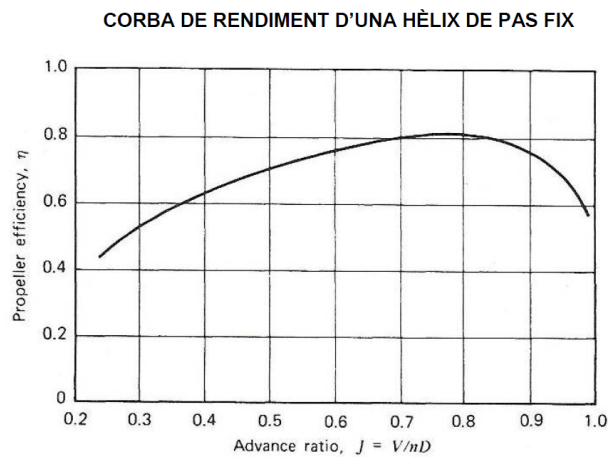
5.4 Conclusions sobre el turboprop

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.

5.5 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.



per no implementar el turboprop. Per tal, de reduir la velocitat de punta, es podria augmentar el radi de l'hèlix amb el fi de disminuir n , tenint en compte que com més gran el radi, més velocitat a la punta de l'hèlix.

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 $n = 84.35 \text{ rev/s}$ o el que és el mateix $n = 5060 \text{ rpm}$.

Per últim, podem calcular la velocitat de punta de pala de les hèlix segons,

$$v_{tip} = 2\pi n \frac{D}{2} = 2 \cdot \pi \cdot 84.35 \cdot 1.3 = 688.98 \text{ m/s} \quad (7)$$

és fàcil veure, que $v_{tip} = 688.98 \text{ m/s} \gg a_0 = 301.6 \text{ m/s}$, per tant, les puntes de l'hèlix segurament estan en regim supersònic, fet que redueix dràsticament la seva eficiència. Aquest, podria ser un argument addicional

6 Càlcul i elecció de post-combustor

7 Càlcul de consum d'aire i fuel en vol

Com s'ha vist amb anterioritat, el mixer pe'ls nostres paràmetres donava problemes a l'implementar-lo. Així doncs, es decideix calcular un post-combustor que només vagi adherit al core del turbofan, creant la postcombustió del flux primari.

6.1 Paràmetres suposats

Tot i que la gran majoria de paràmetres venien donats per l'enunciat del treball, amb l'objectiu de fer-lo més realista s'han suposat certes eficiències específiques del component estudiat.

TAULA PARAMETRES

6.2 Posctombustor adherit al flux primari

Per calcular el postcombustor, s'ha seguit la referencia dels problemes solucionats per Pau Manent a l'assignatura i la referencia del llibre [1].

Es comença solucionant el cas del turbofan real, tal i com s'a implementat al codi, fins obtenir els valors dels seus paràmetres a les toveres. Després, s'aplica el càlcul del post-combustor, situat al final de la turbina. Finalment, les seccions situades després del postcombustor són recalculades ja que aquest actua sobre elles.

PROCÉS ESPECÍFIC Càlcul

6.2.1 Resultats postcombustor

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

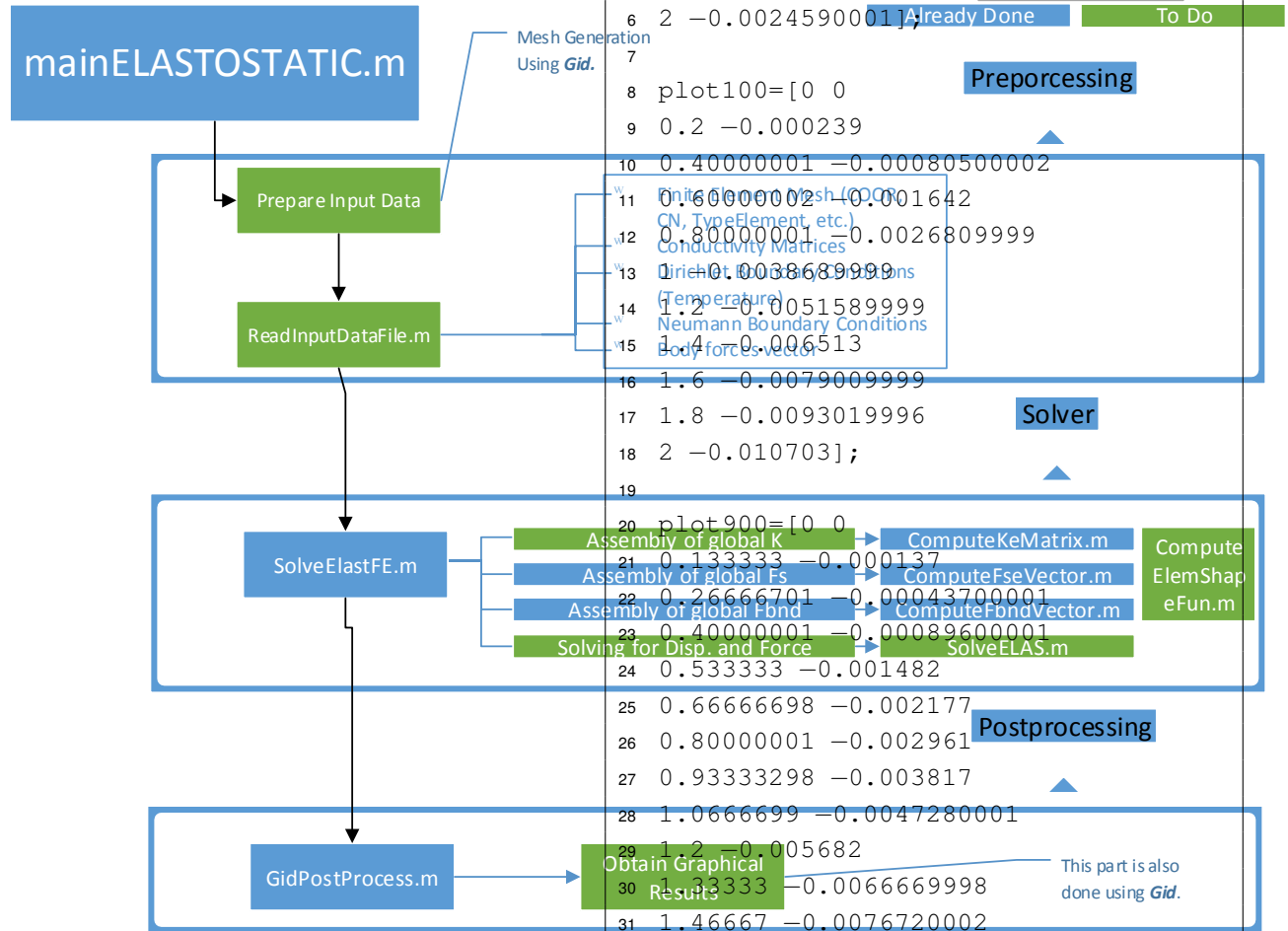


Figura 6: Sample Caption

Numbered equation:

$$K^e = \sum_{g=1}^m w_g (J^e B^{eT} C B^e)_{\xi=\xi_g} \quad (8)$$

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:

```

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_{p14} | 1004.5 | 1004.5 | 0.000 |
| π_d | 0.92 | 0.92 | 0.000 | C_{p5} | 1248.6 | 1243.7 | 0.394 |
| π_t | 0.273 | 0.2829 | 3.499 | C_{p14} | 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 | Dada | | Valor | |
| P_{t4} | 2034000 | 2040500 | 0.319 | M_0 | | 0.5 | |
| P_{t5} | 570000 | 577170 | 1.242 | altura (m) | | 6000 | |
| P_{t9} | 524400 | 531000 | 1.243 | η_{prop} | | 0.95 | |
| T_{t0} | 276.3 | 276.36 | 0.022 | τ_λ | | 7 | |
| T_{t2} | 276.3 | 276.36 | 0.022 | π_c | | 21.5 | |
| 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 | 0.000 |
| 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 | 2.710 |
| P_{t5} | 50560 | 51625 | 2.100 |
| P_{t9} | 50560 | 51625 | 2.100 |
| M_9 | 0.32 | 0.3549 | 9.344 |
| 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