

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

<b>1</b>	<b>Introducció i Objectius</b>	<b>3</b>
<b>2</b>	<b>Descripció del/s motor/s</b>	<b>3</b>
<b>3</b>	<b>Elecció de les condicions de disseny per un motor òptim</b>	<b>4</b>
<b>4</b>	<b>Càlcul paramètric del motor real</b>	<b>5</b>
<b>5</b>	<b>Càlcul i Elecció del Mixer</b>	<b>6</b>
<b>6</b>	<b>Càlcul i elecció de l'hèlix</b>	<b>6</b>
6.1	Paràmetres suposats . . . . .	6
6.2	Càlcul del turboprop amb optimització de la potència de la turbina de baixa pressió . . . . .	6
6.3	Càlcul del turboprop substituint el fan per una hèlix . . . . .	8
6.4	Conclusions sobre el turboprop . . . . .	8
6.5	Elecció de l'hèlix . . . . .	8
<b>7</b>	<b>Càlcul i elecció de postcombustor</b>	<b>10</b>
7.1	Paràmetres suposats . . . . .	10
7.2	Postcombustor adherit al flux primari . . . . .	10
7.2.1	Resultats postcombustor . . . . .	10
<b>8</b>	<b>Càlcul de consum d'aire i fuel en vol</b>	<b>10</b>
<b>9</b>	<b>Càlcul de dimensionat d'àrees</b>	<b>10</b>
<b>10</b>	<b>Conclusions</b>	<b>10</b>
<b>11</b>	<b>Sample Section</b>	<b>11</b>
<b>A</b>	<b>Annex: Verificació del codi</b>	<b>14</b>
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 . . . . .	11
---	----------------------	----

## Índex de figures

2	$\hat{F}$ en funció de $\pi_c$ i $\pi_f$ . . . . .	4
3	$\alpha_{opt}$ en funció de $\pi_c$ i $\pi_f$ . . . . .	4
4	Selecció dels paràmetres de disseny . . . . .	4
5	Algoritme emprat per trobar els valors òptims . . . . .	5
6	Fluxos màssics - motor real . . . . .	6
7	Paràmetres C turboprop amb turbina de baixa pressió optimitzada . . . . .	7
8	Paràmetres C turboprop amb turbina de baixa pressió no optimitzada . . . . .	8
9	Corba de rendiment d'una hèlix de pas fix. . . . .	8
10	Paràmetres de disseny de l'hèlix. . . . .	8
11	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: empena, 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 Marent com per part de Marc Maymó i del llibre

*Elements of Gas Turbine Propulsion*, de Jack D. Mattingly.

## 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 ??, per a les característiques esmentades els millors candidats serien el turbojet i el turbofan. 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.

<sup>1</sup>Verificació del codi es pot visualitzar a l'Annex A

### 3 Elecció de les condicions de disseny per un motor òptim

Donada l'alçada i la velocitat de vol, així com  $T_{t4}$  les tres variables de disseny són  $\pi_c$ ,  $\pi_f$  i  $\alpha$ . Així doncs, aquests s'han d'escollir per tal d'obtenir el millor motor possible donades les dades de l'enunciat mostrades a l'apartat 2. Es recorda que:

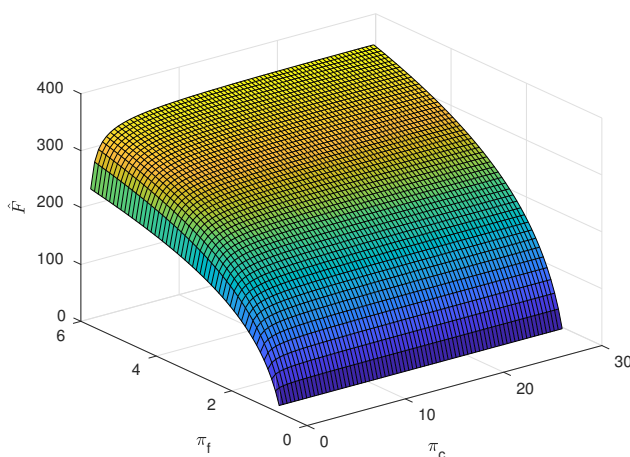
$$\pi_c = \frac{P_{3t}}{P_{2t}} = \pi_f \times \pi_{cL} = \frac{P_{2.5t}}{P_{2t}} \times \frac{P_{3t}}{P_{2.5t}}$$

$$\pi_f = \frac{P_{2.5t}}{P_{2t}} = \frac{P_{1.3t}}{P_{2t}}$$

$$\alpha = \frac{m_{primari}}{m_{secundari}}$$

Per fer la tria, s'ha fet un extens estudi amb l'objectiu de trobar els paràmetres adequats a les condicions de vol proporcionats a l'enunciat. Aquest es troba integrat a la funció *opt\_parametros.m* i es basa en dos criteris:

- Provar diferents combinacions de  $\pi_f$  i  $\pi_c$  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.



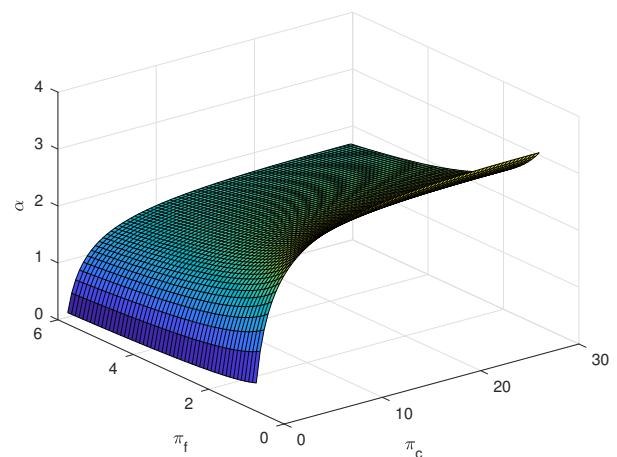
**Figura 2:**  $\hat{F}$  en funció de  $\pi_c$  i  $\pi_f$

- Garantir un consum específic mínim i una màxima empenta adimensional. Així, per cada combinació  $\pi_f$  i  $\pi_c$  de valors, es pot obtenir la  $\alpha$  corresponent per complir aquest requisit, seguint el procediment proposat a [1, 5-10] que principalment es basa en imposar:

$$\frac{\partial S}{\partial \alpha} = 0$$

Arribant així a:

$$\alpha_{opt} = \frac{1}{\tau_r(\tau_f - 1)} \left[ \tau_\lambda - \tau_r(\tau_c - 1) - \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} - \frac{1}{4}(\sqrt{\tau_r \tau_f - 1} + \sqrt{\tau_r - 1})^2 \right] \quad (1)$$



**Figura 3:**  $\alpha_{opt}$  en funció de  $\pi_c$  i  $\pi_f$

Finalment, els valors obtinguts són els següents:

Paràmetre	Valor
$\pi_c$	22.60
$\pi_f$	2.20
$\alpha_{opt}$	2.35

**Figura 4:** Selecció dels paràmetres de disseny

Aquests s'han comparat a valors típics vists a classe i a la bibliografia i s'ha conclòs que són uns valors raonables i realistes.

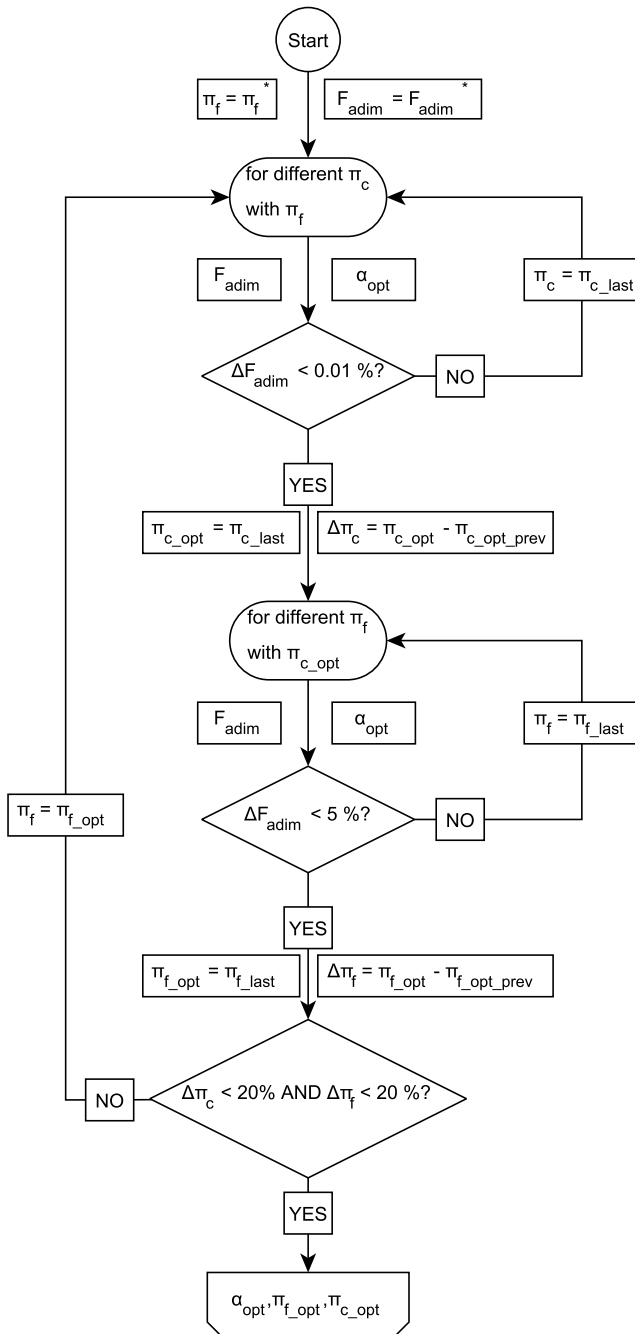
Tot el procés es pot veure esquematitzat a la Figura 5. Resumidament, s'ha anat variant  $\pi_c$  o  $\pi_f$  fins arribar a una convergència de valors que donés un increment significatiu de  $\hat{F}$ .

## 4 Càlcul paramètric del motor real

El següent pas consisteix a resoldre el turbofan sencer, sense tindre en compte *mixer* o *after-burner*, obtenint així la distribució de pressions i temperatures així com els diferents fluxos màssics. Bàsicament, es juga amb el diagrama T-S i amb les eficiències per tal d'aconseguir que el motor real es comporti com un d'ideal.

A continuació algunes consideracions rellevants per cada etapa <sup>2</sup>:

- **0t - 2t: Difusor.** Es considera adiabàtic i per tant,  $\tau_d = 1$ . Per altra banda,  $\pi_d = \eta_d$
- **2t - 2.5t: Fan.** Com que la tasca primordial del fan es incrementar la pressió, es fixa la pressió que assoleix el compressor ideal i es dissenya el cas real per tal que assoleixi el mateix objectiu. Així,  $P_{t25}^R = P_{t25}^I$  tot i que  $T_{t25}^R \neq T_{t25}^I$ . Coneixent el rendiment  $\eta_f$  es troben les noves temperatures.
- **2.5t - 3t: Compressor de baixa.** La mateixa explicació del fan és vàlida per al compressor de baixa doncs es dissenya amb el mateix criteri.
- **3t - 4t: Cambra de combustió.** En un cas ideal la combustió es produeix de forma isòbara mentre que al cas real la pressió no es del tot constant. Tot i així, es dissenya per tal d'arribar a la mateixa  $T_{t4}$ . El consum de combustible es troba igualant la calor generada per la crema a la calor proporcionada al fluid.
- **4t - 4.5t: Turbina d'alta.** De forma similar al cas del compressor, l'objectiu de la tovera real serà el d'aconseguir expandir el fluid igual que una



**Figura 5:** Algoritme emprat per trobar els valors òptims

<sup>2</sup>La I indica ideal mentre que la R, real.

ideal. Per aquest motiu s'imposa que  $P_{t45}^R = P_{t45}^I$ . Per resoldre la turbina doncs, cal igualar treballs. Concretament:  $\dot{W}_{cH}^R = \dot{W}_{tH}^R$ . D'aquesta igualtat s'obté  $\tau_{tH}^R$  que si es combina amb  $\eta_{tH}$  s'obté  $\tau_{tH}^I$  que permet trobar a al vegada  $P_{tH}^I = P_{tH}^R$ .

- **4.5t - 6t: Turbina de baixa.** La mateixa explicació de la turbina d'alta serveix per la de baixa, amb la diferència que ara el treball s'igualava al del fan.
- **6t - 9t: Tovera Primari.** Es considera adiabàtica i per tant,  $\tau_n = 1$ . Per altra banda,  $\pi_n = \eta_n$ . Per últim, per trobar els valors dinàmics a la sortida, es suposa que la tovera està adaptada ( $P_9 = P_0$ ).
- **16t - 19t: Tovera Secundari.** Funciona exactament igual que la del primari però amb les condicions d'entrada canviades.

Finalment, els resultats obtinguts que dona el programa **MAIN\_TURBOFAN.m** amb mixer, afterburner i propeller desactivats són:

Etapla	$\pi$	$\tau$	Pt [kPa]	Tt [K]
0 - 0t	1.23	1.06	35.10	240.22
0t - 2t	0.96	1	33.70	240.22
2t - 2.5t/13t	2.20	1.29	74.13	309.20
2.5t - 3t	10.27	2.07	761.52	641.44
3t - 4t	0.94	0.76	715.83	1780.00
4t - 4.5t	0.43	0.85	311.23	1509.20
4.5t - 6t	0.51	0.88	159.00	1320.70
6t - 9t	0.98	0.92	155.81	1320.70
16t - 19t	0.98	0.92	72.65	309.20

**Taula 1:** Pressions i Temperatures - motor real

Pel que fa als fluxos màssics:

Paràmetre	Valor [kg/s]
$m_o$	15.06
$m_{sec}$	35.46
$m_f$	0.56

**Figura 6:** Fluxos màssics - motor real

Per aquesta configuració s'obté una empenya adimensional de  $\hat{F} = 5.5$ .

## 5 Càlcul i Elecció del Mixer

## 6 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 incorpo-

rat subrutines a dins de les funcions de càlcul del turbofan per tenir en compte els elements addicionals estudiats.

### 6.1 Paràmetres suposats

TAULA PARAMETRES

### 6.2 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  $\pi_c$  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 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,

$$\tau_{tL} = \frac{1}{\tau_{cH}\tau_r} \frac{(\tau_r\tau_{cH}(\tau_r - 1) + \tau_\lambda)}{\tau_\lambda - \tau_r\tau_c + \tau_r} \quad (2)$$

$$T_{t5} = \tau_{tL}T_{t45} \quad (3)$$

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 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  $\tau_{tL}$  per aquest Mach. El resultat, es una nova  $\tau_{tL}$  que simes no, no és la més òptima, és més òptima que la calculada amb el turbofan.

Finalment, es calculen els paràmetres característics del turboprop:

$$C_{cin} = (\gamma_c - 1)M_0 \left[ \sqrt{\frac{2}{\gamma_c - 1} \left( \tau_{tL}(\tau_\lambda + \tau_r - \tau_r\tau_{cH}) - \frac{\tau_r}{\tau_r\tau} \right)} \right] \quad (4)$$

$$C_{prop} = \eta_{prop}\eta_{mec}(1 - \tau_{tL})(\tau_\lambda + \tau_r - \tau_r\tau_{cH}) \quad (5)$$

$$C_{tot} = C_{cin} + C_{prop} \quad (6)$$

obtenint-se els següents resultats:

Paràmetre	Valor
$\tau_{tL}$	0.6740
$C_{cin}$	0.6145
$C_{prop}$	0.9636
$C_{tot}$	1.5781

**Figura 7:** 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.



### 6.3 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 4, 5 i 6. Obtenint el següent resultat:

Paràmetre	Valor
$\tau_{tL}$	0.8751
$C_{cin}$	0.6670
$C_{prop}$	0.6745
$C_{tot}$	1.3416

**Figura 8:** 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  $\tau_{tL}$ , fa que el fluid s'expandeixi menys ( $\tau_{tL}$  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.

### 6.4 Conclusions sobre el turboprop

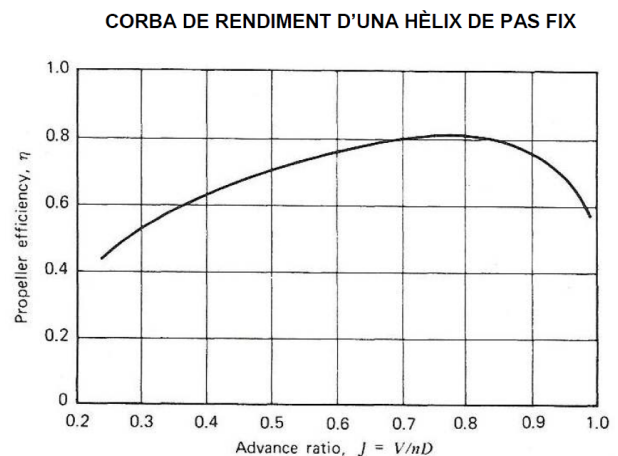
Mitjançant l'anàlisi d'aquests tipus de motor, s'ha vist com d'important és optimitzar la turbina de baixa pressió.

Ara bé, donat que en cap dels dos casos s'aconsegueix extreure la suficient potència 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.

### 6.5 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  $\eta_{prop}$  conegut.



**Figura 9:** Corba de rendiment d'una hèlix de pas fixe.

S'han considerat els següents paràmetres de disseny:

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

**Figura 10:** Paràmetres de disseny de l'hèlix.

Mitjançant l'expressió

$$J = V/nD \quad (7)$$

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  $n = 5060rpm$ .

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

$$v_{tip} = 2\pi n \frac{D}{2} = 2 \cdot \pi \cdot 84.35 \cdot 1.3 = 688.98m/s \quad (8)$$

és fàcil veure, que  $v_{tip} = 688.98m/s \gg a_0 = 301.6m/s$ , 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 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.

## 7 Càlcul i elecció de post-combustor

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

### 7.1 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

### 7.2 Postcombustor adherit al flux primari

Per calcular el postcombustor, s'ha seguit la referència dels problemes solucionats per Pau Manent a l'assignatura i la referència 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 postcombustor, situat al final de la turbina. Finalment, les seccions situades després del postcombustor són recalculades ja que aquest actua sobre elles.

PROCÉS ESPECÍFIC Càlcul

#### 7.2.1 Resultats postcombustor

## 8 Càlcul de consum d'aire i fuel en vol

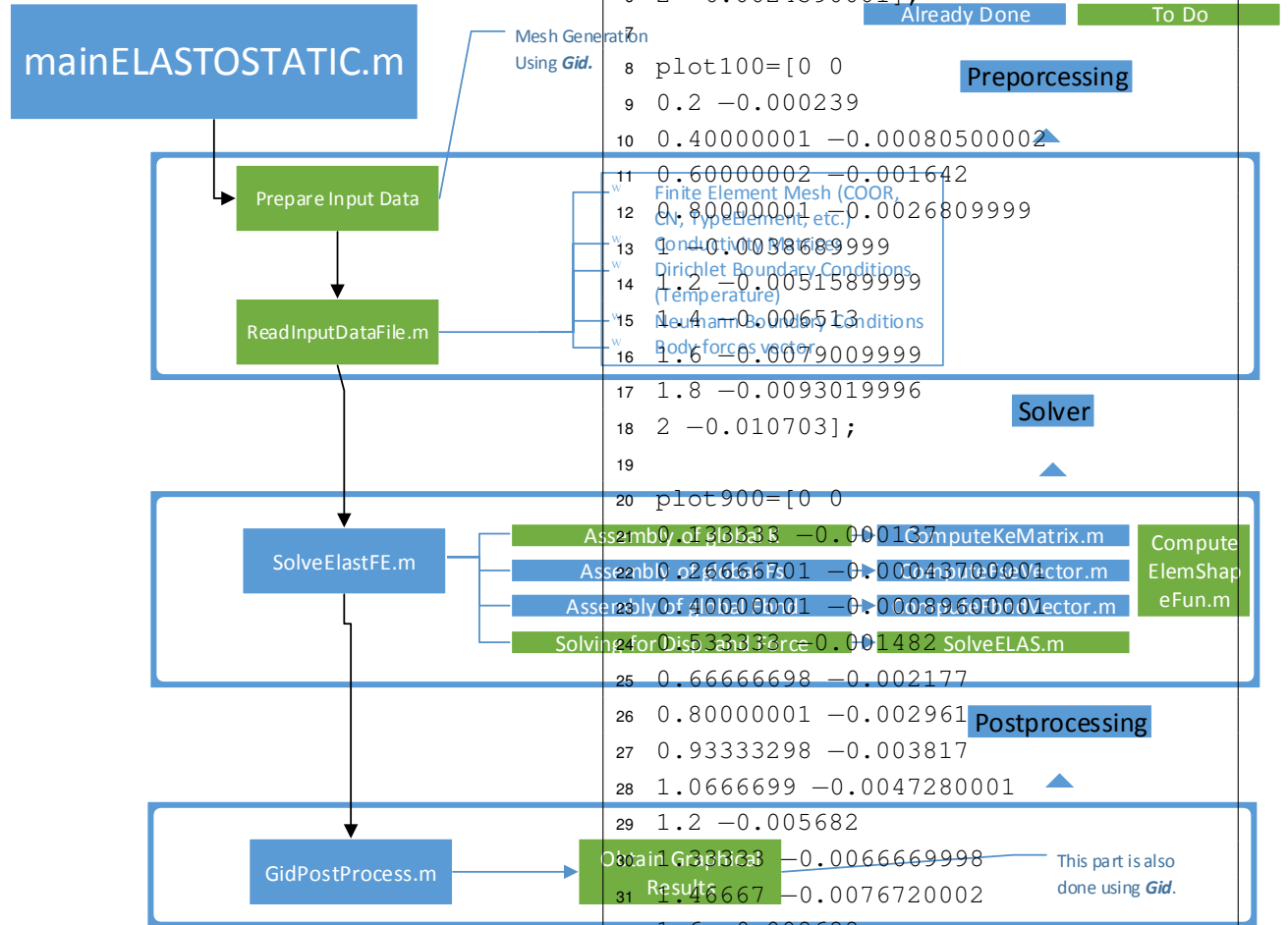
## 9 Càlcul de dimensionat d'àrees

## 10 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.

# 11 Sample Section

Sample Figure



**Figura 11: Sample Caption**

Numbered equation:

$$K^e = \sum_{g=1}^m w_g (J^e B^{eT} C B^e)_{\xi=\xi_g} \quad (9)$$

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:

<pre> 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,... </pre>	<pre> 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') </pre>
--	---

## 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 2:** 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	0.221
$\pi_{tL}$	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 3:** 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 4:** Dades del problema 4.2



Paràmetre	Guia problemes	Codi	Error relatiu (%)
$\pi_r$	1.52	1.5243	0.282
$\pi_d$	0.92	0.92	0.000
$\pi_t$	0.273	0.2829	3.499
$\pi_n$	0.92	0.92	0.000
$\tau_r$	1.128	1.128	0.000
$\tau_c$	2.76	2.7541	0.214
$\tau_\lambda$	6.93	6.9388	0.127
$\tau_t$	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 5:** 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 6:** 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
$\gamma_6$	1.32	1.3226	0.197
$M_6$	0.43	0.4275	0.585

**Taula 7:** Resultats problema 2.5

## A.4 Verificació turbopropeller

Dada	Valor
$M_0$	0.5
altura (m)	6000
$\eta_{prop}$	0.95
$\tau_\lambda$	7
$\pi_c$	21.5

**Taula 8:** 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 9:** Resultats problema 3.3