

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*

25 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</b>	<b>4</b>
<b>4</b>	<b>Càlcul paramètric del motor real</b>	<b>5</b>
<b>5</b>	<b>Estudi implementació <i>mixer</i></b>	<b>6</b>
<b>6</b>	<b>Estudi implementació <i>Propeller</i></b>	<b>6</b>
6.1	Paràmetres suposats . . . . .	6
6.2	Càlcul del <i>turboprop</i> amb optimització de la potència de la turbina de baixa pressió . . . . .	7
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>9</b>
7.1	Paràmetres suposats . . . . .	9
7.2	Postcombustor adherit al flux primari . . . . .	9
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>Conclusions</b>	<b>11</b>
<b>A</b>	<b>Annex: Verificació del codi</b>	<b>13</b>
A.1	Verificació turbofan . . . . .	13
A.2	Verificació motor real . . . . .	14
A.3	Verificació mixer . . . . .	15
A.4	Verificació turbopropeller . . . . .	16

## Índex de taules

1	Pressions i Temperatures - motor real . . . . .	6
2	Dades del problema 2.4 . . . . .	13
3	Resultats problema 2.4 . . . . .	14
4	Dades del problema 4.2 . . . . .	14
5	Resultats problema 4.2 . . . . .	15
6	Dades del problema 2.5 . . . . .	15
7	Resultats problema 2.5 . . . . .	16
8	Dades del problema 3.3 . . . . .	16
9	Resultats problema 3.3 . . . . .	16

## Índex de figures

1	Operació motors d'aeronaus. Imatge extreta de [1]. . . . .	3
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 . . . . .	8
8	Paràmetres C turboprop amb turbina de baixa pressió no optimitzada . . . . .	8
9	Corba de rendiment d'una hèlix de pas fix. . . . .	9
10	Paràmetres de disseny de l'hèlix. . . . .	9
11	Paràmetres suposats al postcombustor. . . . .	9
12	Resultats d'implementar el postcombustor. . . . .	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 classe<sup>1</sup> per a assegurar la validesa dels resultats. La informació teòrica per a poder-lo fer ha 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.

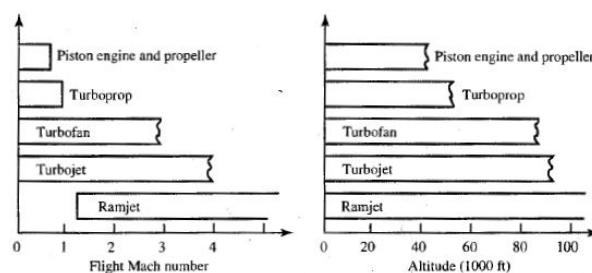
<sup>1</sup> Verificació del codi es pot visualitzar a l'Annex A

# 2 Descripció del/s motor/s

Les característiques que ha de complir el motor 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 certs ratis de pressió i temperatura que afectaran com a eficiències. Tant les dades d'eficiència com la temperatura màxima a l'entrada de la turbina poden ser consultades a l'enunciat del projecte. Segons la Figura 1, per a les característiques esmentades els millors candidats serien el turbojet, el turbofan i el turboprop, tot i que aquest últim està bastant restringit a augmentar la velocitat de vol.



**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. Això es podria aconseguir tant amb un turboprop com amb un turbofan, ja que aquests mouen més massa a una velocitat més petita. La velocitat de creuer que es requereix de disseny es prou baixa per a un turboprop, tot i així, es decideix dissenyar primerament un turbofan per a augmentar la capacitat de velocitat de l'aeronau i poder-la equiparar a aeronaus actuals, amb una velocitat de creuer generalment més alta.

### 3 Elecció de les condicions de disseny

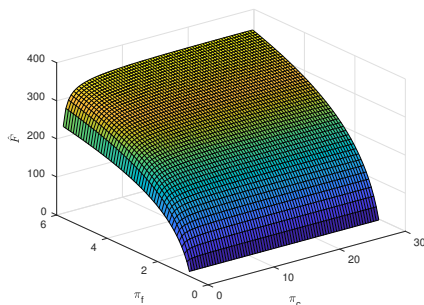
Donada l'alçada i la velocitat de vol, així com  $T_{t4}$  les tres variables necessàries per fer el disseny són  $\pi_c$ ,  $\pi_f$  i  $\alpha$ . Aquests s'han d'escollir per tal d'obtenir el millor motor possible donades les dades de l'enunciat mostrades a l'apartat 2. La definició dels paràmetres de disseny es:

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

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

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

Per fer la tria, s'ha fet un extens estudi amb l'objectiu de trobar els paràmetres adequats a les condicions de vol proporcionades a l'enunciat i als criteris de disseny imposats. Aquests es troben integrat a la funció *opt\_parametros.m*, que prova diferents combinacions de  $\pi_f$  i  $\pi_c$  i calcula amb elles la força adimensional. Es busca maximitzar aquest paràmetre per poder obtenir un motor petit. Tal i com es veu a la Figura 2, al incrementar  $\pi_f$  i  $\pi_c$  també incrementa  $\hat{F}$  i no es possible calcular cap màxim. S'adopta la idea de que, quan al augmentar els valors de  $\pi_f$  i  $\pi_c$ ,  $\hat{F}$  no incrementa més d'un 5% no val la pena continuar augmentant els ratios de compressió.



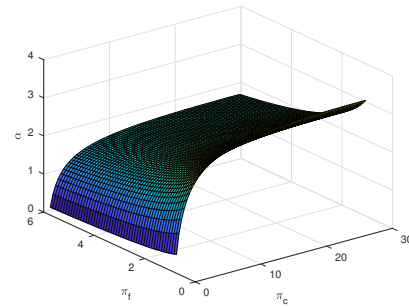
**Figura 2:**  $\hat{F}$  en funció de  $\pi_c$  i  $\pi_f$

A més de maximitzar la força adimensional, es vol garantir un consum específic mínim. 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:

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



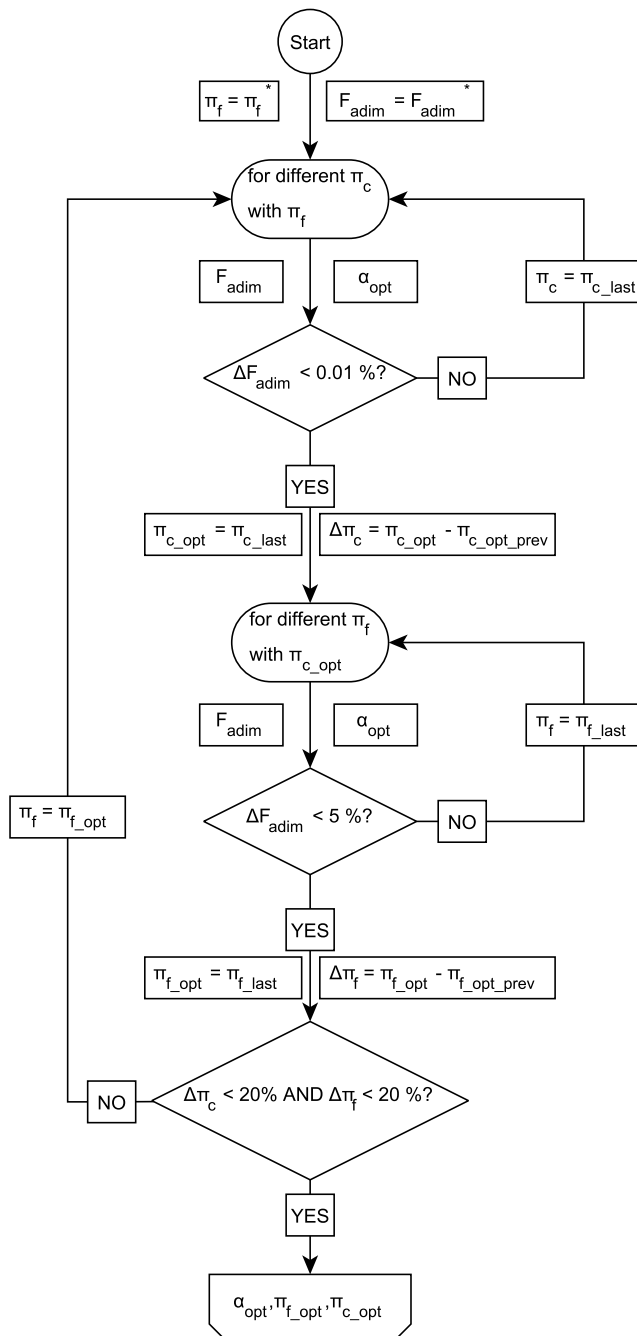
**Figura 3:**  $\alpha_{opt}$  en funció de  $\pi_c$  i  $\pi_f$

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 d'altres aeronaus i s'ha conclòs que són uns valors raonables i realistes. Tot el procés realitzat 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 no significatiu de  $\hat{F}$ .



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

## 4 Càlcul paramètric del motor real

El següent pas consisteix a resoldre el turbofan real sencer, sense tindre en compte *mixer* ni *afterburner*, obtenint així la distribució de pressions, temperatures i fluxos màssics.

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

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

- **0t - 2t: Difusor.** Es considera adiabàtic i per tant,  $\tau_d = 1$ . Per altra banda si que es produeix una pèrdua de pressió total que es manifesta com  $\pi_d = \eta_d$ .
- **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, es a dir, la pressió de sortida es manté constant però la temperatura varia segons la eficiència. 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 hi ha una pèrdua de pressió total. Es dissenya per tal d'arribar a la  $T_{t4}$  de disseny. El consum de combustible es troba igualant la calor generada per la crema a la calor proporcionada al fluid. Es important esmentar que en la realització del codi no s'han fet simplifications com considerar  $C_P = ct$  o  $(1 + f) \simeq 1$ .
- **4t - 4.5t: Turbina d'alta.** L'objectiu de la tovera real serà el d'aconseguir expandir el fluid per tal d'aportar el treball necessari al compressor. 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  $P_{tH}^I = P_{tH}^R$ .

- **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'iguala 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 ( $P_9 = P_0$ ) i si no ho està es restringeix el valor  $M_9 = 1$  ja que considerem tovera convergent.

- **16t - 19t: Tovera Secundari.** Funciona exactament igual que la del primari però amb les condicions d'entrada del flux secundari.

Finalment, els resultats obtinguts que dona el programa **MAIN.TURBOFAN.m** amb les opcions de *mixer*, *afterburner* i *propeller* desactivades són:

Etap	$\pi$	$\tau$	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 Estudi implementació *mixer*

## 6 Estudi implementació *Propeller*

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.

### 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'altre 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:

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

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

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

obtenint-se els següents resultats:



Paràmetre	Valor
$\tau_{tL}$	0.8168
$C_{cin}$	0.6113
$C_{prop}$	0.9801
$C_{tot}$	1.5914

**Figura 7:** Paràmetres  $C$  turboprop amb turbina de baixa pressió optimitzada

Tot i que  $C_{cin} = 0.6113$ , està lluny del cas ideal on seria 0; amb  $C_{prop} > C_{cin}$ , s'entén que la font majoritària d'empenta és l'hèlix, representant un 62% 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
$C_{cin}$	0.6680
$C_{prop}$	0.6681
$C_{tot}$	1.3362

**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% del conjunt motor total.

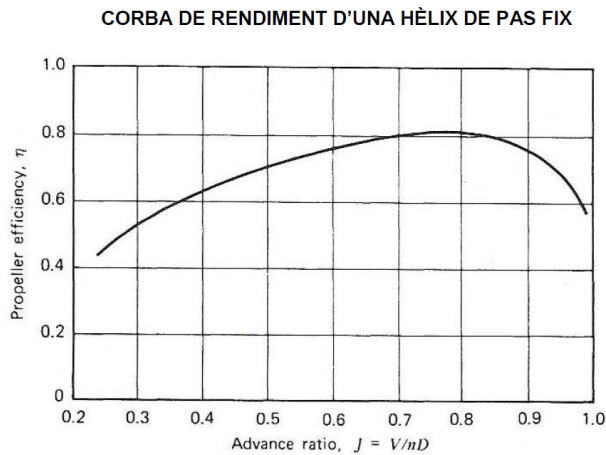
### 6.4 Conclusions sobre el turboprop

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 següent figura, per determinar  $J$  a partir de  $\eta_{prop}$  conegut. El diagrama es un exemple del que ens proveiria un fabricant per tal de saber si ens interessen les seves hèlix.



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

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.

Tal i com se'ns ha proposat a classe, agafem la  $D$  tal que,  $D = 2D_{difusor}$ . Així doncs, mitjançant l'expressió

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

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

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

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

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 per no implementar el turboprop, ja que opcions com augmentar  $D$  per disminuir  $n$ , comportarien un turboprop exageradament gran.

## 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.

Paràmetre	Valor
$\gamma_{AB}$	1.3
$C_{pAB}$	$C_{pt}$
$T_{t7}$	2400K
$\eta_{AB}$	0.99

**Figura 11:** Paràmetres suposats al postcombustor.

### 7.2 Postcombustor 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 com en els apartats anteriors, fins obtenir els valors dels seus paràmetres a les toveres.

Després, comença el càlcul del postcombustor, situat al final de la turbina. Es considera que  $T_{t9} = T_{t7}$ ,  $P_{t9} = \pi_n P_{t6}$  i es defineix  $\tau_{\lambda AB} = \frac{C_{pAB} T_{t7}}{C_{p_c} T_0}$ .

Aleshores, es calcula la fracció de massa de combustible ( $f_{AB} = \dot{m}_{fAB}/\dot{m}_0$ ) que el postcombustor afegeix al flux primari.

$$f_{AB} = (1 + f) \frac{\tau_{\lambda AB} - \tau_{\lambda} \tau_t}{\eta_{AB} \frac{h}{C_{p_c} T_0} - \tau_{\lambda AB}} \quad (9)$$

Finalment, les seccions situades després del postcombustor són recalculades, ja que, els paràmetres de sortida del postcombustor les modifica. Concretament s'imposa que  $f = f + f_{AB}$ , dins el codi per poder aplicar la funció de càlcul de la força adimensional (*Fadimensional.m*). S'acaba el càlcul del postcombustor extraient els cabals màssics característics del motor amb postcombustor (*Fluxosmasics.m*).

### 7.2.1 Resultats postcombustor

A la següent taula, es compara el motor dissenyat amb i sense postcombustor, per decidir sobre la seva eficàcia.

Paràmetre	Valor amb AB	Valor sense AB
$\hat{F}$	8.6803	6.2908
$\dot{m}_0$	9.55kg/s	13.18kg/s
$\dot{m}_f$	0.81kg/s	0.48kg/s
$f$	0.0850	0.0365
$D_0$	93.06cm	109.32cm
$D_9$	61.56cm	58.12cm
$T_{t9}$	2400K	1017K

**Figura 12:** Resultats d'implementar el postcombustor.

La comparativa de resultats, dona informació molt interessant. Per començar, amb el postcombustor la força adimensional ( $\hat{F}$ ) augmenta. Podem explicar aquest comportament, perquè  $\dot{m}_0$  disminueix i  $\hat{F} = F/(\dot{m}_0 a_0)$ . Qualitativament, el fet d'afegir massa de combustible (més dens que l'aire) i treure l'aire per la tovera a una temperatura més elevada, provoca que amb menys massa ejectada (però amb més densitat), s'aconsegueixi la mateixa empenta.

Tanmateix, el cabal màssic de combustible total augmenta, perquè tot i que  $\dot{m}_f$  és aproximadament un terç més baix, el paràmetre  $f$  és més del doble.

Per últim, la variació d'àrees de sortida i entrada no es significativa, tot i que podem destacar, que l'àrea d'entrada es menor degut a que necessitem un flux d'aire menor, però la de sortida es major, ja que ejectionem partícules més denses a més temperatura que sense el postcombustor.

Com a conclusió d'aquest apartat, podríem afirmar que posar un postcombustor surt a compte sempre i quant, el consum del combustible no suposi un problema; ja que, amb postcombustor aquest motor consumeix prop del doble de combustible que sense i, a canvi, el motor només redueix la seva envergadura a l'entrada en 10cm. Si no hi ha uns condicionants geomètrics molt restrictius, no considerariem utilitzar un postcombustor al turbofan.

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

Aquí hay que poner el motor final propuesto, fuerza adimensional, consumo de aire, consumo de combustible i areas.

## 9 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.

## 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