

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

1	Introducció i Objectius	2
2	Descripció del/s motor/s	2
3	Selecció de les condicions de disseny	3
4	Càlcul paramètric del motor real	4
5	Estudi implementació <i>mixer</i>	5
6	Estudi implementació <i>Propeller</i>	6
6.1	Càlcul del <i>turboprop</i> amb optimització de la potència de la turbina de baixa pressió	6
6.2	Càlcul del turboprop substituint el fan per una hèlix	7
6.3	Conclusions sobre el <i>turboprop</i>	8
6.4	Elecció de l'hèlix	8
7	Càlcul i elecció de postcombustor	9
7.1	Paràmetres suposats	9
8	Decisió final sobre la motorització de l'aeronau	10
9	Conclusions	11
A	Annex: Verificació del codi	13
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	Selecció dels paràmetres de disseny	3
2	Pressions i Temperatures - motor real	5
3	Fluxos màssics - motor real	5
4	Comparativa mixer	6
5	Paràmetres C turboprop amb turbina de baixa pressió optimitzada	7
6	Paràmetres C turboprop amb turbina de baixa pressió no optimitzada	8
7	Paràmetres de l'hèlix.	9
8	Paràmetres suposats al postcombustor.	9
9	Resultats d'implementar el postcombustor.	10
10	Valors finals del motor escollit.	11
11	Dades del problema 2.4	13
12	Resultats problema 2.4	14
13	Dades del problema 4.2	14
14	Resultats problema 4.2	15
15	Dades del problema 2.5	15
16	Resultats problema 2.5	16
17	Dades del problema 3.3	16
18	Resultats problema 3.3	16

Índex de figures

1	Operació motors d'aeronaus. Imatge extreta de [1].	2
2	\hat{F} en funció de π_c i π_f	3
3	α_{opt} en funció de π_c i π_f	3
4	Algoritme emprat per trobar els valors òptims	4
5	Treball del mixer	5
6	Corbes de coeficient de potència d'una hèlix de pas variable.	8

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 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[1].

¹Verificació 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.

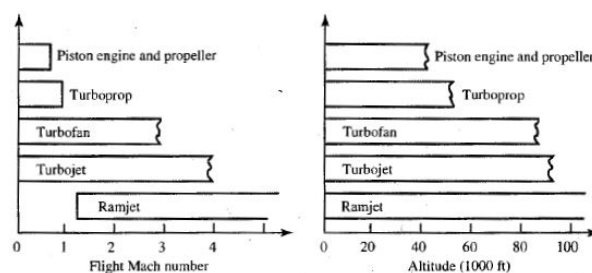


Figura 1: Operació motors d'aeronaus. Imatge extreta de [1].

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 velocitats de creuer generalment més alta.

3 Selecció 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 π_c , π_f i α . 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 és:

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

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

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

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 integrats a la funció *opt_parametros.m*, que prova diferents combinacions de π_f i π_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 π_f i π_c també incrementa \hat{F} i no es possible calcular cap màxim. S'adopta la idea de que, quan al augmentar els valors de π_f i π_c , \hat{F} no incrementa més d'un 2.5% no val la pena continuar augmentant els ratios de compressió.

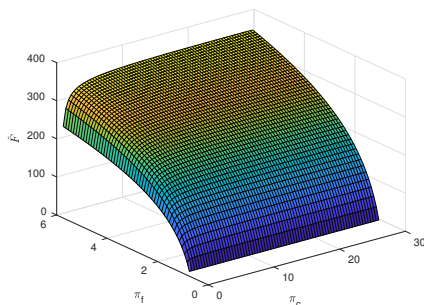


Figura 2: \hat{F} en funció de π_c i π_f

A més de maximitzar la força adimensional, es vol garantir un consum específic mínim. Per cada combinació π_f i π_c de valors, es pot obtenir la α 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:

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

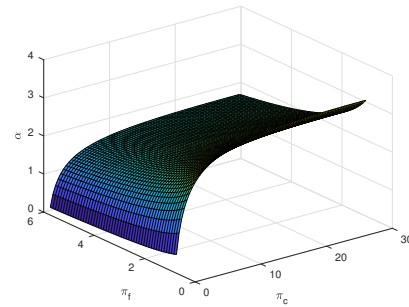


Figura 3: α_{opt} en funció de π_c i π_f

Finalment, els valors obtinguts són els següents:

Paràmetre	Valor
π_c	24.20
π_f	3.67
α_{opt}	4.21

Taula 1: 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 4. Resumidament, s'ha anat variant π_c o π_f fins arribar a una convergència de valors que donés un increment no significatiu de \hat{F} .

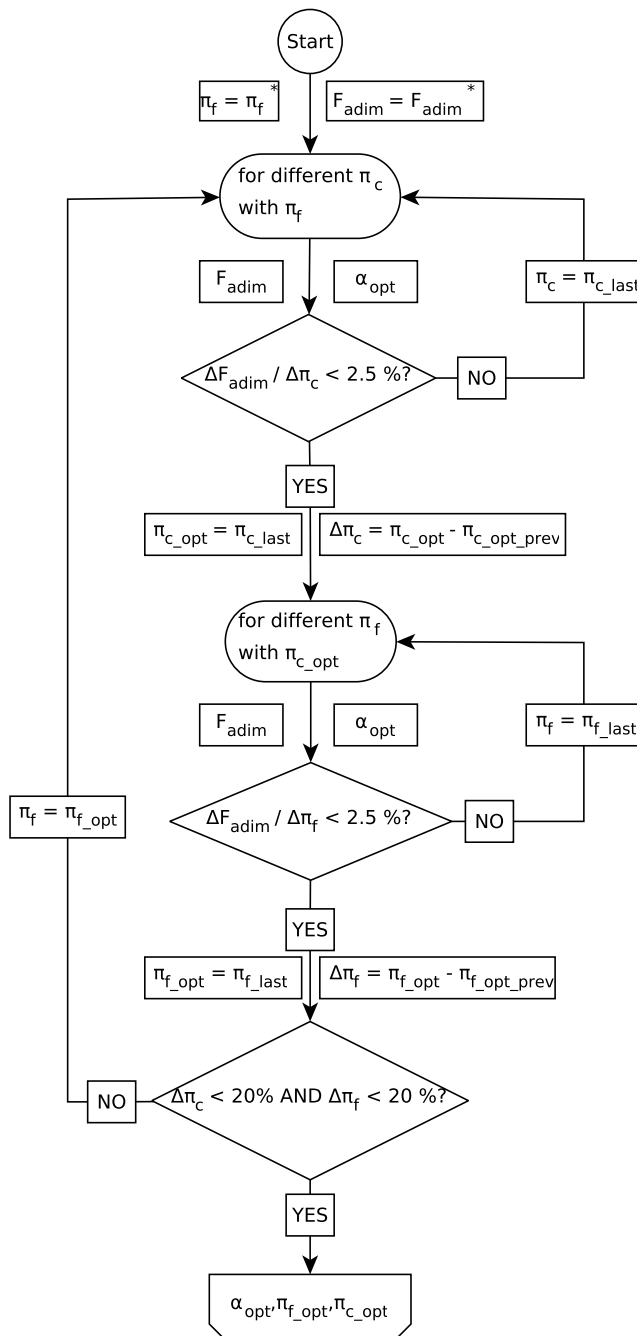


Figura 4: Algoritme emprat per trobar els valors òptims

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.

²La I indica ideal mentre que la R, real.

A continuació es mostren algunes consideracions rellevants per a cada etapa ²:

- **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, és 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 η_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} especificada. 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 τ_{tH}^R que si es combina

amb η_{tH} s'obté τ_{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'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 ($P_9 = P_0$) 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:

Etapa	π	τ	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	3.67	1.51	123.75	363.12
2.5t - 3t	6.59	1.81	815.43	657.64
3t - 4t	0.94	0.76	766.51	1780.00
4t - 4.5t	0.48	0.87	369.32	1539.90
4.5t - 6t	0.12	0.66	43.40	1017.50
6t - 9t	0.98	0.92	42.27	1017.50
16t - 19t	0.98	0.92	121.28	363.12

Taula 2: Pressions i Temperatures - motor real

Pel que fa als fluxos màssics:

Paràmetre	Valor [kg/s]
\dot{m}_o	13.17
\dot{m}_{sec}	55.51
\dot{m}_f	0.48

Taula 3: Fluxos màssics - motor real

Per aquesta configuració s'obté una empenya adimensional de $\hat{F} = 6.29$.

5 Estudi implementació *mixer*

S'ha considerat la possibilitat d'afegir un *mixer* al turbofan calculat. El criteri de decisió és simple; si el *mixer* millora l'empenya adimensional i per tant disminueix la mida del motor, s'adoptarà. De no ser així, es mantindrà el motor sense *mixer*. Per fer els càlculs necessaris s'ha creat la funció *mixer.m*. Aquesta té com a objectiu calcular les condicions del fluid a la sortida del mixer en funció de l'entrada a aquest dels dos fluxos, el primari i el secundari.

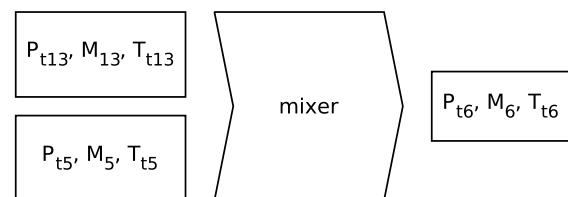


Figura 5: Treball del mixer

Pel que fa a les propietats termodinàmiques que depenen de la temperatura, es fa una mitjana ponderada per tal de trobar-les a la sortida. Per calcular altres valors necessaris com el Mach al flux secundari, s'imposa l'aproximació de que el flux al *mixer* és laminar, de forma que les pèrdues siguin mínimes. Per fer això es prenen les següents hipòtesis:

- $M_5 = 1$

$$\bullet P_5 = P_{13} = P_6$$

Es tracta d'hipòtesis molt simplificatives que són poc realistes, ja que realment el *mixer* serveix per barrejar el fluid del primari i del secundari i si el flux fos laminar no es produiria una barreja adequada. Per últim, es fa us de l'equació de quantitat de moviment per trobar les condicions de sortida:

$$F_6 = F_5 + F_{13} \quad (2)$$

On:

$$F = \dot{m} \sqrt{\frac{RT_t}{\gamma \phi}} \quad (3)$$

$$\phi = \left[\frac{M \sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}}{a + \gamma M^2} \right]^2 \quad (4)$$

Amb la Eq.2 es pot acabar traient el M_6 que servirà també per trobar P_{t6} . Si s'observen les equacions amb atenció i es fa un estudi de la funció ϕ s'arriba a veure que aquesta té un màxim per Mach igual a 1 en el qual $\phi_6 = 0.208$. En el present cas d'estudi s'obté que pels paràmetres de disseny escollits $\phi_6 = 0.2314$, per la qual cosa el M_6 s'ha hagut de limitar a 1 evitant condicions supersòniques i evidenciant que el *mixer* està ofegat. A continuació es presenta la comparativa entre el motor sense *mixer* i amb *mixer*.

Paràmetre	Valor
\hat{F}	6.29
\hat{F}_{mixer}	3.14

Taula 4: Comparativa *mixer*

Es pot concloure que el *mixer* perjudica al nostre motor doncs fa que l'empenta adimensional sigui més petita, el que voldria dir que el flux màssic necessari es major. Així doncs, **no s'emprarà mixer.**

6 Estudi implementació *Propeller*

Per escollir una hèlix, cal calcular el *turbo-prop* que la mourà. Al *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 calcular el *turboprop*: el primer consisteix en optimitzar la turbina de baixa pressió i el segon en simplement canviar el fan per una hèlix sense optimització, mantenint constant la turbina implementada.

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 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* des de el difusor a la tovera de sortida.

Les expressions del difusor no es veuen alterades respecte les del *turbofan*. En canvi, per calcular el compressor cal tenir en compte que no hi ha fan, per la qual cosa $P_{t25} = P_{t2}$, $T_{t25} = T_{t2}$ i $\pi_{cH} = \pi_C$. S'ha considerat que la π_c total del compressor del *turbofan*, ara ho sigui del compressor del *turboprop*.

Es segueix parametrizant el motor per la cambra 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 cas del *turbofan*. D'altre banda, la turbina de baixa pressió ja no està lligada al fan (s'ha tret), sinó que alimentarà l'hèlix. La idea del *turboprop* es que la major part de

l'empenta s'aconsegueixi mitjançant el moviment de més massa d'una manera més lenta per part de l'hèlix. Per aquesta raó el que interessa es obtenir empenta per part de l'hèlix i no per part del *turbojet*, de manera que es busca expansionar el fluid a la turbina de baixa el màxim possible maximitzant la potència transmesa a l'hèlix. Així doncs, alguns paràmetres de la turbina de baixa es calcularien segons:

$$\tau_{tL} = \frac{1}{\tau_{cH}\tau_r} \frac{(\tau_r\tau_{cH}(\tau_r - 1) + \tau_\lambda)}{\tau_\lambda - \tau_r\tau_c + \tau_r} \quad (5)$$

$$T_{t5} = \tau_{tL}T_{t45} \quad (6)$$

El valor de τ serà el valor real mentre que el rati de pressió resultant ha de ser calculat tenint en compte l'eficiència de la turbina, tal i com s'ha mostrat a l'apartat 4.

Per calcular la tovera, s'assumeix que $P_{t6} = P_{t5}$ i $T_{t6} = T_{t5}$. Per als paràmetres π_c , π_f i α , escollits en l'optimització resulta que el Mach de sortida, M_9 es imaginari. Aquest resultat es degut a que l'equació 5 obtinguda de la referencia [1] no té en compte les eficiències de la resta de components del motor per a calcular el punt de màxima expansió de fluid a la turbina. Per solucionar aquest problema, s'implementa una subrutina a la funció *ToveraPrimari.m* amb la següent idea: idealment s'expansionaria tot el fluid a la turbina de baixa pressió per donar el màxim de potencia a l'hèlix però deixant el fluid amb l'energia suficient per a sortir del *turbojet*. Es proposa fixar un Mach de sortida molt baix, $M_9 = 0.1$ i seguidament fer una re-càlculació de τ_{tL} per aquest Mach. El resultat, es una nova τ_{tL} que no és la més optima per a condicions ideals però es propera a la optima per a condicions reals.

Finalment, es calculen els paràmetres carac-

terístics del *turboprop*:

$$C_{cin} = (\gamma_c - 1)M_0 \cdot$$

$$\left[\sqrt{\frac{2}{\gamma_c - 1} \left(\tau_{tL}(\tau_\lambda + \tau_r - \tau_r\tau_{cH}) - \frac{\tau_\lambda}{\tau_r\tau_{cH}} \right)} - M_0 \right] \quad (7)$$

$$C_{prop} = \eta_{prop}\eta_{mec}(1 - \tau_{tL})(\tau_\lambda + \tau_r - \tau_r\tau_{cH}) \quad (8)$$

$$C_{tot} = C_{cin} + C_{prop} \quad (9)$$

S'obtenen els següents resultats:

Paràmetre	Valor
τ_{tL}	0.8168
C_{cin}	0.6113
C_{prop}	0.9801
C_{tot}	1.5914

Taula 5: 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*.

6.2 Càlcul del turboprop substituint el fan per una hèlix

En aquesta secció es proposa un altra idea per a la implementació de l'hèlix. Un cop calculats els paràmetres de la turbina del *turbofan*, es guarden τ_{tL} i π_{tL} per utilitzar-los dins la subrutina del *turboprop*, ja que es considera que l'únic que es fa es treure el *fan* i posar una hèlix sense variar la turbina que proporciona el treball necessari. Aleshores, es calculen tots el 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*.

Els resultats en aquest cas son els següents:

Paràmetre	Valor
τ_{tL}	0.8751
C_{cin}	0.6680
C_{prop}	0.6681
C_{tot}	1.3362

Taula 6: Paràmetres C turboprop amb turbina de baixa pressió no optimitzada

$C_{prop} \approx C_{cin}$. 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% del conjunt motor total.

6.3 Conclusions sobre el *turboprop*

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

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

6.4 Elecció de l'hèlix

Tot i que s'ha decidit no implementar un *turboprop* per les raons anteriorment esmentades, si que s'ha desenvolupat un algoritme per tal d'escollir l'hèlix a utilitzar. Per tal de fer-ho s'ha considerat el comportament que es pot visualitzar a la Figura 6.

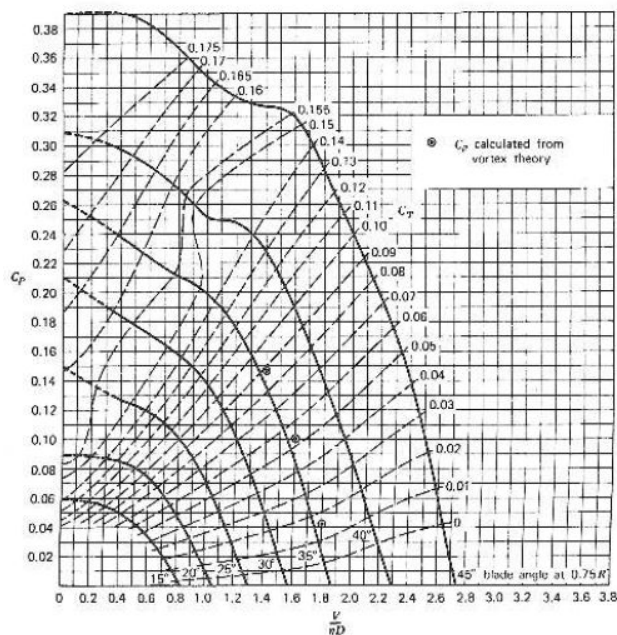


Figura 6: Corbes de coeficient de potència d'una hèlix de pas variable.

Del càlcul del *turboprop* obtenim l'empenta i la potència de l'hèlix, amb la qual cosa el que s'hauria de definir utilitzant la gràfica és el diàmetre i les revolucions a les quals gira l'hèlix. Per entrar a la gràfica es necessiten els següents coeficients:

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (10)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (11)$$

Amb els quals s'obtidria el paràmetre d'avanç:

$$J = \frac{V}{nD} \quad (12)$$

Degut a que aquests coeficients també depenen de les revolucions i el diàmetre, es necessari elaborar un procés iteratiu per tal de cercar possibles hèlixs que siguin solució. Per fer-ho s'ha creat una taula de valors a MATLAB on es relacionin C_P , C_T i J d'acord amb la gràfica 6. Per tal de simplificar el procés s'ha escollit la línia de pas de 40° per fer la taula. Seguidament s'ha iterat en valors de n i D fins a trobar els coeficients

de potència, empenta i avanç que es corresponguessin a un punt de la gràfica definida. El resultat ha sigut el següent:

Paràmetre	Valor
C_p	0.195
C_T	0.2491
J	0.7349
$n(\text{rev/s})$	126
$D(m)$	1.8

Taula 7: Paràmetres de l'hèlix.

Al fer la iteració ens adonem que es molt difícil trobar valors que corresponguin als de la gràfica. S'hauria de tenir més informació, com per exemple tots els possibles angles de pas implementats a la taula per a fer la iteració i trobar valors adequats.

7 Càlcul i elecció de postcombustor

Com s'ha vist amb anterioritat, per als nostres paràmetres de disseny el *mixer* no donava valors profitosos i s'ha decidit no implementar-lo. Així doncs, es decideix calcular un postcombustor que només vagi adherit al *core* del *turbofan*, creant la postcombustió 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 i una altra temperatura de sortida del component a estudiar.

Paràmetre	Valor
γ_{AB}	1.3
$C_{p_{AB}}$	$C_{p_{hot}}$
T_{t7}	2400 K
η_{AB}	0.99

Taula 8: Paràmetres suposats al postcombustor.

Per calcular el postcombustor es comença solucionant el cas del *turbofan* real com en els apartats anteriors, fins obtenir els valors dels seus paràmetres a la sortida de la turbina de baixa pressió.

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

Aleshores, es calcula la fracció de massa de combustible ($f_{AB} = \dot{m}_{f_{AB}}/\dot{m}_0$) que el postcombustor afegeix al flux primari. De igual manera que en el cas de la cambra de combustió ja existent, no s'ha considerat que $(1 + f) = 1$.

$$f_{AB} = (1 + f) \frac{\tau_{\lambda AB} - \tau_{\lambda} \tau_t}{\eta_{AB} \frac{h}{C_{p_c} T_0} - \tau_{\lambda AB}} \quad (13)$$

Les seccions situades després del postcombustor són recalculades ja que els paràmetres de sortida del postcombustor les modifica. Es calculen doncs les toveres del primari i del secundari i es re-defineix $f = f + f_{AB}$ 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*).

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

Taula 9: 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}_0 amb postcombustor és aproximadament un terç més baix que \dot{m}_0 sense, el paràmetre f és més del doble pel cas del postcombustor. Per últim, la variació d'àrees de sortida i entrada no es significativa, tot i que podem destacar que l'àrea d'entrada amb postcombustor es menor degut a que necessitem un flux d'aire \dot{m}_0 menor.

Ara bé, l'àrea de sortida es major al posar el postcombustor, ja que, ejectem partícules més denses i a més temperatura que sense el postcombustor.

Com a conclusió d'aquest apartat, podríem afirmar que posar un postcombustor surt a compte sempre i quan el consum del combustible i la complexitat del motor no suposi un problema (pocs cops passa); ja que, amb postcombustor aquest motor consumeix prop del doble de combustible que sense i, a canvi, el motor només redueix la seva enverga-

dura a l'entrada en 16cm. Si no hi ha uns condicionants geomètrics molt restrictius, no es consideraria utilitzar un postcombustor al *turbofan*.

8 Decisió final sobre la motorització de l'aeronau

En aquesta secció es farà un breu resum sobre l'obtingut amb els estudis d'implementació de *mixer*, *propeller* i *afterburner*.

- **Mixer:** Amb la implementació del *mixer* s'obté una empenta adimensional més petita el que voldria dir que el motor hauria de ser més gran per a produir la mateixa força. Es decideix no implementar cap *mixer*.
- **Hèlix:** Per als dos estudis fets sobre incorporació d'hèlix, aquesta no proporciona la majoria de l'empenta i hi hauria problemes de velocitat supersònica a la punta d'aquesta. Es decideix no implementar cap hèlix.
- **Afterburner:** En el cas del postcombustor l'empenta adimensional si disminueix fent el motor més petit però en contrapartida el consum de combustible augmenta. Com que un dels criteris de disseny es minimitzar el consum de fuel i la geometria no es restrictiva es decideix no implementar cap postcombustor.

Amb aquestes consideracions el motor final es el motor *turbofan* original, amb les següents característiques principals en quant a àrees:

Paràmetre	Valor
$\dot{m}_o(kg/s)$	13.17
$\dot{m}_{sec}(kg/s)$	55.51
$\dot{m}_f(kg/s)$	0.48
\hat{F}	6.29
$A_0(m^2)$	0.94
$A_9(m^2)$	0.27
$A_{19}(m^2)$	0.22

Taula 10: Valors finals del motor escollit.

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 fórmules de treball són 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. En aquesta línia, es podria millorar el present projecte combinant el codi amb assajos per a ser capaços de fer hipòtesis més realistes.

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 11: 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	0.221
π_{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 12: 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 13: Dades del problema 4.2

Paràmetre	Guia problemes	Codi	Error relatiu (%)
π_r	1.52	1.5243	0.282
π_d	0.92	0.92	0.000
π_t	0.273	0.2829	3.499
π_n	0.92	0.92	0.000
τ_r	1.128	1.128	0.000
τ_c	2.76	2.7541	0.214
τ_λ	6.93	6.9388	0.127
τ_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 14: 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 15: 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
γ_6	1.32	1.3226	0.197
M_6	0.43	0.4275	0.585

Taula 16: Resultats problema 2.5

A.4 Verificació turbopropeller

Dada	Valor
M_0	0.5
altura (m)	6000
η_{prop}	0.95
τ_λ	7
π_c	21.5

Taula 17: 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 18: Resultats problema 3.3