

Etude d'un turboréacteur simple flux avec poste-combustion

INTRODUCTION ET PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT

Introduction

Le turboréacteur est un système de propulsion à réaction fondé sur le principe d

'une force de réaction en milieu élastique dans le sens opposé à une force d'action créée par une réaction thermodynamique

. Ce type de moteur est essentiellement utilisé sur les avions de type commercial ou militaire. La poussée générée résulte de l

'accélération d'une certaine quantité d'air entre l'entrée (buse d'entrée d'air) et la sortie (tuyère d'éjection).

Afin d'éjecter une quantité d

'air suffisante en masse un accroissement de la pression à vitesse constante est assurée par le compresseur d

'entrée puis augmenté brusquement par la combustion d

'un carburant, généralement du kérosène, dans l'oxygène de l

'air qui traverse la machine. Une partie de l

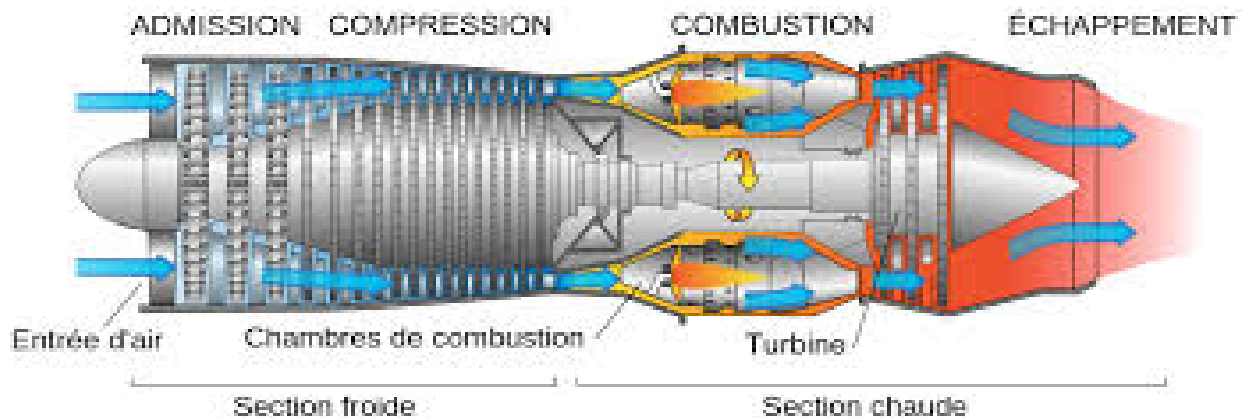
'énergie produite est récupérée par une turbine à gaz à la sortie de la chambre de combustion pour entraîner certains accessoires dont le compresseur situé juste en aval de l'entrée d'air, l

'autre partie du flux chaud (additionnée ou non au flux froid suivant le type de réacteur)

produit la poussée par détente dans la tuyère d'éjection.

Error, unable to parse

Introduction Le turboréacteur est un système de propulsion



Principe de fonctionnement

Une masse d'air importante entrant dans le réacteur à une vitesse V_1 et en sortant à une vitesse V_2 telle que $V_2 \gg V_1$ produit une force de réaction utilisée comme force de poussée propulsive. L'admission de l'air servant à la propulsion se fait à travers la manche (buse) d'entrée d'air qui peut être à géométrie variable sur certains avions afin de permettre le vol supersonique.

Aspiré par le fan ou soufflante pour les moteurs équipés puis comprimé via un compresseur axial (ou centrifuge sur certains moteurs) l'air comprimé et réchauffé passe en partie (ou en totalité) à travers la chambre de combustion où il est mélangé avec du kérosène pulvérisé qui s'enflamme spontanément (fonctionnement nominal).

Suite à cette combustion il se produit alors une forte dilatation des gaz brûlés dont une partie, par leur détente dans la turbines à gaz, permet l'entraînement du compresseur, du fan et des accessoires nécessaires au fonctionnement du réacteur

Le reste des gaz brûlés est transformé en énergie de pression derrière la turbine puis en énergie cinétique par effet Venturi dans la tuyère dont la section peut être variable en fonction du domaine de vol (convergente en subsonique ou divergente en supersonique) afin de réaliser la poussée de l'avion.

L'écoulement de l'air est maintenu subsonique au sein du réacteur dans tout le domaine de vol et le fonctionnement du réacteur continue tant qu'il y a injection de carburant

Turboreacteur à simple flux

Principe de propulsion par réaction

La vitesse de l'air prélevé dans l'atmosphère est augmentée par la combustion créée au cœur du moteur avant d'être rejeté vers l'arrière. C'est, ainsi, que la poussée de l'engin est assurée.

La poussée d'un moteur à réaction (noté F) résulte du produit du débit de la masse d'air (noté m) par la différence entre la vitesse de sortie (notée V_s) et la vitesse d'entrée (notée V_e) du flux gazeux : Poussée d'un turboréacteur peut être calculée approximativement à partir de l'équation :

$$F_{\text{poussée}} = M \times (V_{\text{sortie}} - V_{\text{entrée}})$$

avec : M = Débit massique de l'air passant dans le moteur, le débit du carburant étant négligeable (kg/s)

V_{sortie} = Vitesse de sortie des gaz de la tuyère (m/s)

$V_{\text{entrée}}$ = Vitesse d'entrée des gaz dans le compresseur (m/s)
 $M \times V_{\text{sortie}}$: Représente la poussée de la tuyère, tandis que $M \times V_{\text{entrée}}$ correspond à la force de traînée de l'entrée d'air. Ainsi pour que le turboréacteur crée une poussée vers l'avant, il faut naturellement que la vitesse des gaz d'échappement soit supérieure à celle de l'aéronef.

Cycle thermodynamique

Le cycle Thermodynamique du Turboréacteur comprend 4 stades où l'air subit des modifications physiques ou chimiques :

Aspiration

Compression

Combustion

Détente / éjection

Ces quatre phases du cycle thermodynamique s'effectuent simultanément à des endroits différents par opposition aux quatre temps du moteur à explosion qui se réalisent dans le même cylindre.

Pour assurer la réalisation de ce cycle le Turboréacteur (mono flux) est constitué de deux parties :

Un ensemble Compresseur-Foyer-Turbine qui transforme l'énergie

chimique du carburant en énergie potentielle de gaz comprimés et chauds

Une tuyère d'éjection qui transforme en vitesse l'énergie de pression fournie par le générateur de gaz

et voici un schéma qui résume toutes ces étapes :

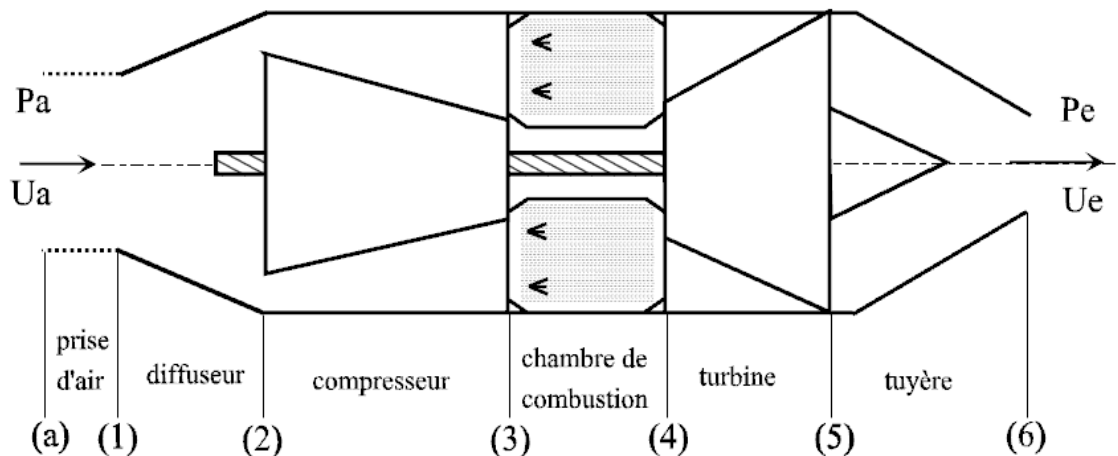


Figure II.2- Représentation schématique des éléments d'un turboréacteur.

Durant l'écoulement du fluide à travers le turboréacteur, l'air subit les processus suivants:

- de (a) à (1) : l'air qui a la vitesse de vol au point (a) atteint l'entrée du diffuseur après une certaine accélération ou décélération;
- de (1) à (2) : la vitesse de l'air diminue dans le diffuseur et dans le système de canalisation jusqu'à l'entrée du compresseur;
- de (2) à (3) : l'air est comprimé dans le compresseur;
- de (3) à (4) : l'air est chauffé par la combustion du combustible ou fuel (généralement du kérosène) dans la chambre de combustion;
- de (4) à (5) : l'air est détendu dans la turbine pour produire la puissance nécessaire à l'entraînement du compresseur.
- de (5) à (6) : la vitesse de l'air augmente dans la tuyère (une autre détente) jusqu'à la section d'éjection.

[> restart

▼ **DONNEES**

▼ **Point d'adaptation ($Z=22000\text{ m}$):**

```
[> Ta := 218.65 :
[> Pa := 4000 :
[> Ma := 2.2 :
```

▼ **Paramètres moteurs:**

```
[> Da := 25 :
[> TauxC := 6 :
[> T04 := 1250 :
[> T05p := 1500 :
```

▼ **Différents rendements:**

```
[> EtaD := 0.87 :
[> EtaCh := 0.98 :
[> EtaT := 0.93 :
[> EtaC := 0.88 :
[> EtaPC := 0.98 :
[> EtaR := 0.97 :
```

▼ **Caractéristique thermodynamiques:**

```
[> Cp := 1008.7 :
[> Cpg := 1354.9 :
[> Cpf := 2000 :
[> Tf := 303 :
[> QR := 43920000 :
[> Gam := 1.4 :
[> Gamg := 1.315 :
[> Pci := 43920000 :
```

▼ **CALCUL DES VARIABLES**

▼ **Condition amont**

```
[> qa := sqrt((Gam - 1) * Cp * Ta) * Ma :
[> Rhoa := ( (Gam * Pa) / (Cp * (Gam - 1) * Ta) ) :
[> P0a := Pa * ( 1 + (Gam - 1) * Ma^2 / 2 ) ^ ( Gam / (Gam - 1) ) :
[> T0a := Ta * ( 1 + (Gam - 1) * Ma^2 / 2 ) :
```

$$\left[\begin{array}{l} > Rho0a := \frac{(P0a \cdot Gam)}{(Cp \cdot (Gam - 1) \cdot T0a)} : \end{array} \right.$$

▼ **Entrée diffuseur**

$$\left[\begin{array}{l} > q1 := qa : \\ > P01 := P0a : \\ > T01 := T0a : \\ > P01 := Rho0a : \end{array} \right.$$

▼ **Sortie diffuseur - Entrée compresseur**

$$\left[\begin{array}{l} > P02 := Pa \cdot \left(\left(1 + \frac{(Gam - 1) \cdot Ma^2 \cdot EtaD}{2} \right)^{\frac{Gam}{(Gam - 1)}} \right) : \\ > T02 := T0a : \\ > P02 := \frac{Gam \cdot P02}{Cp \cdot (Gam - 1) \cdot T02} : \end{array} \right.$$

▼ **Sortie compresseur - Entrée chambre de combustion**

$$\left[\begin{array}{l} > Wc := \frac{Cp \cdot T02 \cdot \left((TauxC)^{\frac{Gam - 1}{Gam}} - 1 \right)}{EtaC} : \\ > Pc := Wc \cdot Da : \\ > P03 := TauxC \cdot P02 : \\ > T03 := T02 \cdot \left(1 + \frac{TauxC^{\frac{Gam - 1}{Gam}} - 1}{EtaC} \right) : \\ > P03 := \frac{Gam \cdot P03}{Cp \cdot (Gam - 1) \cdot T03} : \end{array} \right.$$

▼ **Sortie chambre de combustion - Entrée turbine**

$$\left[\begin{array}{l} > P04 := P03 : \\ > P04 := \frac{(Gamg \cdot P04)}{Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T04} : \\ > Df := \left(\frac{Da \cdot ((Cpg \cdot T04) - (Cp \cdot T03)) - (Cpf \cdot Tf)}{(QR \cdot EtaCh) - (Cpg \cdot T04)} \right) : \end{array} \right.$$

$$\begin{aligned}
& > f := \frac{Df}{Da} : \\
& > TauxD := \frac{1}{\left(1 - \frac{Cp \cdot T0a \cdot \left(\left(TauxC \frac{(Gam-1)}{(Gam)} \right) - 1 \right)}{EtaC \cdot EtaT \cdot Cpg \cdot (1+f) \cdot T04} \right)} \frac{\frac{Gamg}{Gamg-1}}{Gamg-1} : \\
& > Wt := (Cpg \cdot EtaT \cdot T04) \cdot \left(1 - TauxD \frac{1-Gamg}{Gamg} \right) : \\
& > Pt := Wt \cdot (Da + Df) :
\end{aligned}$$

▼ *Sortie turbine -Entrée tuyère*

$$\begin{aligned}
& > P05 := \frac{P04}{TauxD} : \\
& > T05 := T04 \cdot \left(1 - EtaT \cdot \left(1 - TauxD \frac{1-Gamg}{Gamg} \right) \right) : \\
& > P05 := \frac{(Gamg \cdot P05)}{Cpg \cdot (Gamg-1) \cdot T05} :
\end{aligned}$$

▼ *Sortie tuyère*

$$\begin{aligned}
& > P6 := Pa : \\
& > T6 := T05 \cdot \left(1 - EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{P6}{P05} \right)^{\frac{Gamg-1}{Gamg}} \right) \right) : \\
& > P6 := \frac{(Gamg \cdot Pa)}{(Cpg \cdot (Gamg-1) \cdot T6)} : \\
& > P06 := Pa \left(1 - EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{Pa}{P05} \right)^{\frac{Gamg-1}{Gamg}} \right) \right)^{\frac{Gamg}{1-Gamg}} : \\
& > T06 := T05 : \\
& > P06 := \frac{(Gamg \cdot Pa)}{(Cpg \cdot (Gamg-1) \cdot T6)} : \\
& > De := Da + Df : \\
& > q6 := \text{sqrt} \left(2 \cdot Cpg \cdot T05 \cdot EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{Pa}{P05} \right)^{\frac{Gamg-1}{Gamg}} \right) \right) : \\
& > P := Da \cdot ((1+f) \cdot q6 - qa) :
\end{aligned}$$

▼ *Poussée et consommation spécifiques*

$$\begin{aligned} & \left[\begin{aligned} & \text{> } FDa := \frac{P}{Da} : \\ & \text{> } Cs := \frac{3600 \cdot Df}{P} : \end{aligned} \right. \end{aligned}$$

▼ *Défférents rendements*

$$\begin{aligned} & \left[\begin{aligned} & \text{> } EtaTh := \frac{((1 + f) \cdot q6^2 - qa^2)}{2 \cdot f \cdot QR} : \\ & \text{> } EtaP := \frac{(2 \cdot P \cdot qa)}{Da \cdot ((1 + f) \cdot q6^2 - qa^2)} : \\ & \text{> } EtaG := EtaTh \cdot EtaP : \end{aligned} \right. \end{aligned}$$

▼ *Combustion dans la tuyère de ralonge*

$$\begin{aligned} & \left[\begin{aligned} & \text{> } P05p := P05 : \\ & \text{> } Rho05p := \frac{(Gamg \cdot P05p)}{Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T05p} : \\ & \text{> } Dfp := \frac{(Da + Df) \cdot Cpg \cdot (T05p - T05)}{(EtaPC \cdot Pci) + (Cpf \cdot Tf) - (Cpg \cdot T05p)} : \\ & \text{> } fp := \frac{Dfp}{Da + Df} : \end{aligned} \right. \end{aligned}$$

▼ *Sortie tuyère de ralonge*

$$\begin{aligned} & \left[\begin{aligned} & \text{> } P6p := Pa : \\ & \text{> } T6p := T05p \cdot \left(1 - EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{P6p}{P05p} \right)^{\frac{Gamg - 1}{Gamg}} \right) \right) : \\ & \text{> } Rho6p := \frac{Gamg \cdot P6p}{Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T6p} : \\ & \text{> } P06p := P6p \cdot \left(1 - EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{P6p}{P05p} \right)^{\frac{Gamg - 1}{Gamg}} \right) \right)^{\frac{Gamg}{1 - Gamg}} : \\ & \text{> } T06p := T05p : \end{aligned} \right. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 &> Rho06p := \frac{Gamg \cdot P06p}{Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T06p} : \\
 &> q6p := \text{sqrt} \left(2 \cdot Cpg \cdot T05p \cdot EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{P6p}{P05p} \right)^{\frac{Gamg - 1}{Gamg}} \right) \right) : \\
 &> Pp := ((Da + Df + Dfp) \cdot q6p - (Da \cdot qa)) :
 \end{aligned}$$

▼ *Poussée et consommation spécifiques*

$$\begin{aligned}
 &> FDAp := \frac{Pp}{Da} : \\
 &> Csp := \frac{3600 \cdot (Df + Dfp)}{Pp} :
 \end{aligned}$$

▼ *Différents rendement*

$$\begin{aligned}
 &> EtaThp := \frac{\left(\frac{(Da + Df + Dfp) \cdot q6p^2}{2} - \frac{(Da \cdot qa^2)}{2} \right)}{(Df + Dfp) \cdot QR} : \\
 &> EtaPp := \frac{(Pp \cdot qa)}{\left(\frac{(Da + Df + Dfp) \cdot q6p^2}{2} - \frac{(Da \cdot qa^2)}{2} \right)} : \\
 &> EtaGp := EtaThp \cdot EtaPp :
 \end{aligned}$$

▼ *Gains*

$$\begin{aligned}
 &> Gp := \frac{(Pp - P)}{P} : \\
 &> Gcs := \frac{Csp - Cs}{Cs} :
 \end{aligned}$$

▼ **RESULTATS**

▼ **TABLEAUX**

▼ *Turboréacteur*

Condition amont

qa	653,44	$\frac{m}{s}$
$T0a$	430,30	K
$P0a$	$42,77 \times 10^3$	Pa
$Rho0a$	$344,89 \times 10^{-3}$	$\frac{kg}{m^3}$

Entrée diffuseur		
$q1$	653,44	$\frac{m}{s}$
$P01$	$42,77 \times 10^3$	K
$T01$	430,30	Pa
$P01$	$344,89 \times 10^{-3}$	$\frac{kg}{m^3}$

Sortie diffuseur – Entrée compresseur		
$P02$	$33,94 \times 10^3$	Pa
$T02$	430,30	K
$P02$	$273,68 \times 10^{-3}$	$\frac{kg}{m^3}$

Sortie compresseur – Entrée chambre de combustion		
WC	$329,73 \times 10^3$	$\frac{J}{kg}$
Pc	$8,24 \times 10^6$	MW
$P03$	$203,64 \times 10^3$	Pa
	757,19	K

$T03$		
$P03$	0.9331617768	$\frac{kg}{m^3}$

Sortie chambre de combustion – Entrée turbine

$P04$	$203,64 \times 10^3$	Pa
$P04$	$501,94 \times 10^{-3}$	$\frac{kg}{m^3}$
f	$21,90 \times 10^{-3}$	$\frac{kg\text{Fuel}}{kg\text{Air}}$
$TauxD$	2,60	
Wt	$322,67 \times 10^3$	$\frac{J}{kg}$
Df	$5,47 \times 10^{-1}$	$\frac{kg}{s}$
Pt	$8,24 \times 10^6$	W

Sortie turbine – Entrée tuyère

$P05$	$78,21 \times 10^3$	Pa
$T05$	$1,01 \times 10^3$	K
$P05$	$238,15 \times 10^{-3}$	$\frac{kg}{m^3}$

Sortie tuyère

$P6$	4000	Pa
$T6$	511,85	K
$P6$	$24,08 \times 10^{-3}$	$\frac{kg}{m^3}$

q_6	$1,16 \times 10^3$	$\frac{m}{s}$
P	$13,40 \times 10^3$	N

Poussée et consommation spécifiques		
C_s	$147,09 \times 10^{-3}$	$\frac{kg}{N.h}$
FDa	536,05	$\frac{N.s}{kg}$

Défférents rendements	
$EtaTh$	49,77%
$EtaP$	73,16%
$EtaG$	36,41%

▼ **Post-Combustion**

Combustion dans la tuyère de ralonge		
D_{fp}	$406,03 \times 10^{-3}$	$\frac{kg}{s}$
f_p	$15,89 \times 10^{-3}$	$\frac{kg_{Fuel}}{kg_{Air}}$
P_{05p}	$78,21 \times 10^3$	Pa
Rho_{05p}	$160,65 \times 10^{-3}$	$\frac{kg}{m^3}$

Sortie tuyère de ralonge		
P_{6p}	4000	Pa
	758,78	K

T_{6p}		
Rho_{6p}	$16,24 \times 10^{-3}$	$\frac{kg}{m^3}$
q_{6p}	$1,42 \times 10^3$	$\frac{m}{s}$
P_p	$20,45 \times 10^3$	N

Poussée et consommation spécifiques		
C_{sp}	$167,90 \times 10^{-3}$	$\frac{kg}{N.h}$
FD_{Ap}	817,85	$\frac{N.s}{KG}$

Différents rendement	
Eta_{Thp}	49,49%
Eta_{Pp}	64,46%
Eta_{Gp}	31,90%

Gains	
G_p	52,57%
G_{cs}	14,15%

▼ **COURBES CARACTERISTIQUES**

▼ **Poussée et Consommation spécifiques du turboréacteur en fonction de TauxC pour différents Ma**

[> restart

▼ **Données**

▼ *Point d'adaptation (Z=22000 m)*

[> $Ta := 218.65 :$
[> $Pa := 4000 :$

▼ *Paramètres moteurs*

[> $Da := 25 :$
[> $T05p := 1500 :$

▼ *Différents rendements*

[> $EtaD := 0.87 :$
[> $EtaCh := 0.98 :$
[> $EtaT := 0.93 :$
[> $EtaC := 0.88 :$
[> $EtaPC := 0.98 :$
[> $EtaR := 0.97 :$

▼ *Caractéristique thermodynamiques*

[> $Cp := 1008.7 :$
[> $Cpg := 1354.9 :$
[> $Cpf := 2000 :$
[> $Tf := 303 :$
[> $QR := 43920000 :$
[> $Gam := 1.4 :$
[> $Gamg := 1.315 :$
[> $Pci := 43920000 :$

▼ *Calcul des variables*

▼ *Condition amont*

[> $qa := \text{sqrt}((Gam - 1) \cdot Cp \cdot Ta) \cdot Ma :$
[> $Rhoa := \left(\frac{(Gam \cdot Pa)}{(Cp \cdot (Gam - 1) \cdot Ta)} \right) :$
[> $P0a := Pa \cdot \left(1 + \frac{(Gam - 1) \cdot Ma^2}{2} \right)^{\frac{Gam}{(Gam - 1)}} :$
[> $T0a := Ta \cdot \left(1 + \frac{(Gam - 1) \cdot Ma^2}{2} \right) :$
[> $Rho0a := \frac{(P0a \cdot Gam)}{(Cp \cdot (Gam - 1) \cdot T0a)} :$

Entrée diffuseur

$$\begin{aligned} & \text{> } q1 := qa: \\ & \text{> } P01 := P0a: \\ & \text{> } T01 := T0a: \\ & \text{> } P01 := Rho0a: \end{aligned}$$

Sortie diffuseur - Entrée compresseur

$$\begin{aligned} & \text{> } P02 := Pa \cdot \left(\left(1 + \frac{(Gam-1) \cdot Ma^2 \cdot EtaD}{2} \right)^{\frac{Gam}{(Gam-1)}} \right): \\ & \text{> } T02 := T0a: \\ & \text{> } P02 := \frac{Gam \cdot P02}{Cp \cdot (Gam-1) \cdot T02}: \end{aligned}$$

Sortie compresseur - Entrée chambre de combustion

$$\begin{aligned} & \text{> } Wc := \frac{Cp \cdot T02 \cdot \left((TauxC)^{\frac{Gam-1}{Gam}} - 1 \right)}{EtaC}: \\ & \text{> } Pc := Wc \cdot Da: \\ & \text{> } P03 := TauxC \cdot P02: \\ & \text{> } T03 := T02 \cdot \left(1 + \frac{TauxC \cdot \frac{Gam-1}{Gam} - 1}{EtaC} \right): \\ & \text{> } P03 := \frac{Gam \cdot P03}{Cp \cdot (Gam-1) \cdot T03}: \end{aligned}$$

Sortie chambre de combustion - Entrée turbine

$$\begin{aligned} & \text{> } P04 := P03: \\ & \text{> } P04 := \frac{(Gamg \cdot P04)}{Cpg \cdot (Gamg-1) \cdot T04}: \\ & \text{> } Df := \left(\frac{Da \cdot ((Cpg \cdot T04) - (Cp \cdot T03)) - (Cpf \cdot Tf)}{(QR \cdot EtaCh) - (Cpg \cdot T04)} \right): \\ & \text{> } f := \frac{Df}{Da}: \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & > TauxD := \frac{1}{\left(1 - \frac{Cp \cdot T0a \cdot \left(\left(TauxC^{\frac{Gam-1}{Gam}} \right) - 1 \right)}{EtaC \cdot EtaT \cdot Cpg \cdot (1+f) \cdot T04} \right)^{\frac{Gamg}{Gamg-1}}} : \\
 & > Wt := (Cpg \cdot EtaT \cdot T04) \cdot \left(1 - TauxD^{\frac{1-Gamg}{Gamg}} \right) : \\
 & > Pt := Wt \cdot (Da + Df) :
 \end{aligned}$$

▼ *Sortie turbine -Entrée tuyère*

$$\begin{aligned}
 & > P05 := \frac{P04}{TauxD} : \\
 & > T05 := T04 \cdot \left(1 - EtaT \cdot \left(1 - TauxD^{\frac{1-Gamg}{Gamg}} \right) \right) : \\
 & > P05 := \frac{(Gamg \cdot P05)}{Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T05} :
 \end{aligned}$$

▼ *Sortie tuyère*

$$\begin{aligned}
 & > P6 := Pa : \\
 & > T6 := T05 \cdot \left(1 - EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{P6}{P05} \right)^{\frac{Gamg-1}{Gamg}} \right) \right) : \\
 & > P6 := \frac{(Gamg \cdot Pa)}{(Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T6)} : \\
 & > P06 := Pa \cdot \left(1 - EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{Pa}{P05} \right)^{\frac{Gamg-1}{Gamg}} \right) \right)^{\frac{Gamg}{1-Gamg}} : \\
 & > T06 := T05 : \\
 & > P06 := \frac{(Gamg \cdot Pa)}{(Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T6)} : \\
 & > De := Da + Df : \\
 & > q6 := \text{sqrt} \left(2 \cdot Cpg \cdot T05 \cdot EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{Pa}{P05} \right)^{\frac{Gamg-1}{Gamg}} \right) \right) : \\
 & > P := Da \cdot ((1+f) \cdot q6 - qa) :
 \end{aligned}$$

▼ *Poussée et consommation spécifiques*

$$\begin{aligned} &> FDa := \frac{P}{Da} : \\ &> Cs := \frac{3600 \cdot Df}{P} : \end{aligned}$$

▼ *Défférents rendements*

$$\begin{aligned} &> EtaTh := \frac{((1 + f) \cdot q6^2 - qa^2)}{2 \cdot f \cdot QR} : \\ &> EtaP := \frac{(2 \cdot P \cdot qa)}{Da \cdot ((1 + f) \cdot q6^2 - qa^2)} : \\ &> EtaG := EtaTh \cdot EtaP : \end{aligned}$$

▼ *Combustion dans la tuyère de ralonge*

$$\begin{aligned} &> P05p := P05 : \\ &> Rho05p := \frac{(Gamg \cdot P05p)}{Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T05p} : \\ &> Dfp := \frac{(Da + Df) \cdot Cpg \cdot (T05p - T05)}{(EtaPC \cdot Pci) + (Cpf \cdot Tf) - (Cpg \cdot T05p)} : \\ &> fp := \frac{Dfp}{Da + Df} : \end{aligned}$$

▼ *Sortie tuyère de ralonge*

$$\begin{aligned} &> P6p := Pa : \\ &> T6p := T05p \cdot \left(1 - EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{P6p}{P05p} \right)^{\frac{Gamg - 1}{Gamg}} \right) \right) : \\ &> Rho6p := \frac{Gamg \cdot P6p}{Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T6p} : \\ &> P06p := P6p \cdot \left(1 - EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{P6p}{P05p} \right)^{\frac{Gamg - 1}{Gamg}} \right) \right)^{\frac{Gamg}{1 - Gamg}} : \\ &> T06p := T05p : \\ &> Rho06p := \frac{Gamg \cdot P06p}{Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T06p} : \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \text{> } q6p := \text{sqrt} \left(2 \cdot Cpg \cdot T05p \cdot \text{EtaR} \cdot \left(1 - \left(\frac{P6p}{P05p} \right)^{\frac{Gamg-1}{Gamg}} \right) \right) : \\ & \text{> } Pp := ((Da + Df + Dfp) \cdot q6p - (Da \cdot qa)) : \end{aligned}$$

▼ *Poussée et consommation spécifiques*

$$\begin{aligned} & \text{> } FDAp := \frac{Pp}{Da} : \\ & \text{> } Csp := \frac{3600 \cdot (Df + Dfp)}{Pp} : \end{aligned}$$

▼ *Différents rendement*

$$\begin{aligned} & \text{> } \text{EtaThp} := \frac{\left(\frac{(Da + Df + Dfp) \cdot q6p^2}{2} - \frac{(Da \cdot qa^2)}{2} \right)}{(Df + Dfp) \cdot QR} : \\ & \text{> } \text{EtaPp} := \frac{(Pp \cdot qa)}{\left(\frac{(Da + Df + Dfp) \cdot q6p^2}{2} - \frac{(Da \cdot qa^2)}{2} \right)} : \\ & \text{> } \text{EtaGp} := \text{EtaThp} \cdot \text{EtaPp} : \end{aligned}$$

▼ *Gains*

$$\begin{aligned} & \text{> } Gp := \frac{(Pp - P)}{P} : \\ & \text{> } Gcs := \frac{Csp - Cs}{Cs} : \end{aligned}$$

▼ *Courbes Caractéristiques*

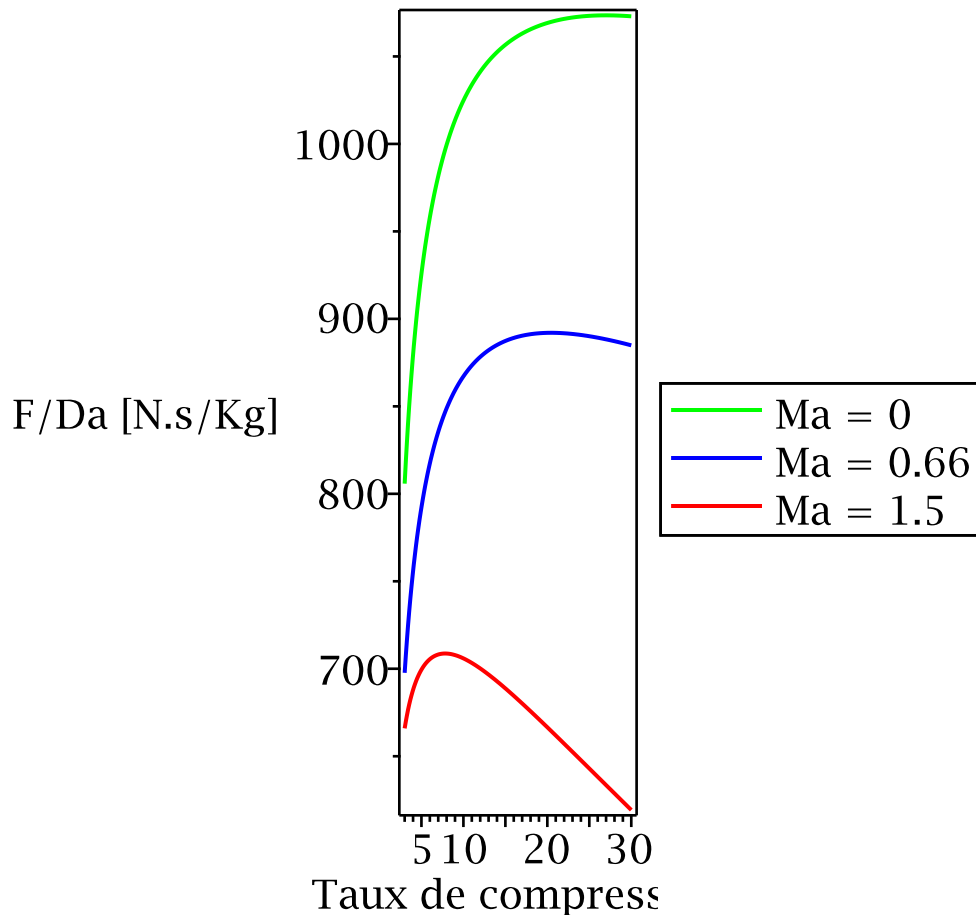
$$\begin{aligned} & \text{> } P := Da \cdot ((1 + f) \cdot q6 - qa) : \\ & \text{> } T04 := 1300 : \\ & \text{> } Ma := 0 : \\ & \text{> } FDA1 := \frac{P}{Da} : \\ & \text{> } Cs1 := \frac{3600 \cdot Df}{P} : \\ & \text{> } Ma := 0.66 : \end{aligned}$$

```

>  $FDa2 := \frac{P}{Da} :$ 
=
>  $Cs2 := \frac{3600 \cdot Df}{P} :$ 
=
>  $Ma := 1.5 :$ 
=
>  $FDa3 := \frac{P}{Da} :$ 
=
>  $Cs3 := \frac{3600 \cdot Df}{P} :$ 
=
> plot([  $FDa1$ ,  $FDa2$ ,  $FDa3$ ],  $TauxC = 3..30$ ,  $axes = boxed$ ,  $color$ 
      = [ $green$ ,  $blue$ ,  $red$ ],  $title$ 
      = "Poussée spécifique du turboréacteur en fonction de  $Ma$ ",
       $titlefont = [TIMES, ROMAN, 16]$ ,  $legend = ["Ma = 0",$ 
      " $Ma = 0.66$ ", " $Ma = 1.5$ "],  $legendstyle = [font = [TIMES,$ 
       $ROMAN, 12]$ ,  $location = right]$ ,  $labels$ 
      = ["Taux de compression", " $F/Da \left[ \frac{N.s}{Kg} \right]$ "],  $labelfont = [TIMES,$ 
       $ROMAN, 12]$ );

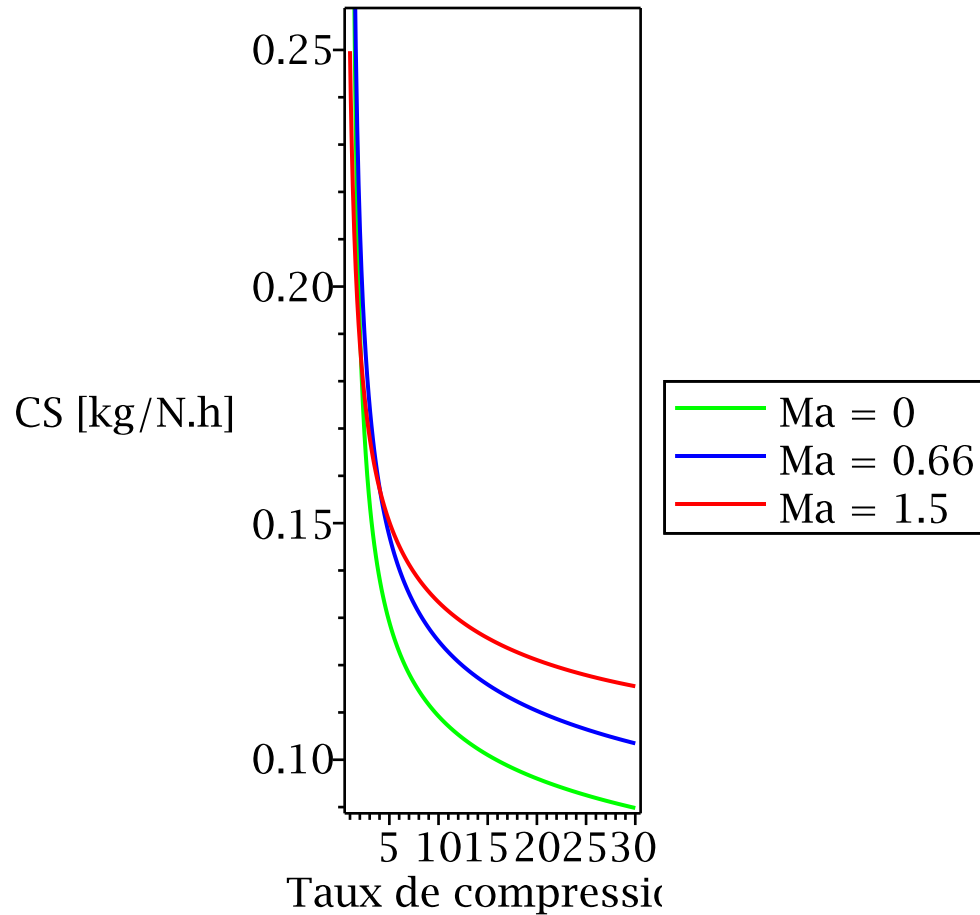
```

Poussée spécifique du turboréacteur en fonction de Ma



```
> plot([Cs1, Cs2, Cs3], TauxC = 1..30, axes = boxed, color = [green,
    blue, red], title
    = "Consommation spécifique du turboréacteur en fonction de
    Ma", titlefont = [TIMES, ROMAN, 16], legend = ["Ma = 0",
    "Ma = 0.66", "Ma = 1.5"], legendstyle = [font = [TIMES,
    ROMAN, 12], location = right], labels
    = ["Taux de compression", "CS  $\left[\frac{kg}{N.h}\right]"], labelfont = [TIMES,
    ROMAN, 12]);$ 
```

Consommation spécifique du turboréacteur en fonction de Ma



Poussée et Consommation spécifiques du turboréacteur en fonction de TauxC pour différentes T04

[> restart

Données

Point d'adaptation (Z=22000 m)

[> Ta := 218.65 :

[> Pa := 4000 :

Paramètres moteurs

[> Da := 25 :

[> T05p := 1500 :

Différents rendements

```
[> EtaD := 0.87 :
=> EtaCh := 0.98 :
=> EtaT := 0.93 :
=> EtaC := 0.88 :
=> EtaPC := 0.98 :
=> EtaR := 0.97 :
```

▼ *Caractéristique thermodynamiques*

```
[> Cp := 1008.7 :
=> Cpg := 1354.9 :
=> Cpf := 2000 :
=> Tf := 303 :
=> QR := 43920000 :
=> Gam := 1.4 :
=> Gamg := 1.315 :
=> Pci := 43920000 :
```

▼ *Calcul des variables*

▼ *Condition amont*

```
[> qa := sqrt((Gam - 1) * Cp * Ta) * Ma :
=> Rhoa := ( (Gam * Pa) / (Cp * (Gam - 1) * Ta) ) :
=> P0a := Pa * ( 1 + (Gam - 1) * Ma^2 / 2 ) ^ (Gam / (Gam - 1)) :
=> T0a := Ta * ( 1 + (Gam - 1) * Ma^2 / 2 ) :
=> Rho0a := (P0a * Gam) / (Cp * (Gam - 1) * T0a) :
```

▼ *Entrée diffuseur*

```
[> q1 := qa :
=> P01 := P0a :
=> T01 := T0a :
=> P01 := Rho0a :
```

▼ *Sortie diffuseur - Entrée compresseur*

$$\begin{aligned}
 & > P02 := Pa \cdot \left(\left(1 + \frac{(Gam - 1) \cdot Ma^2 \cdot EtaD}{2} \right)^{\frac{Gam}{(Gam - 1)}} \right) : \\
 & > T02 := T0a : \\
 & > P02 := \frac{Gam \cdot P02}{Cp \cdot (Gam - 1) \cdot T02} :
 \end{aligned}$$

▼ *Sortie compresseur - Entrée chambre de combustion*

$$\begin{aligned}
 & > Wc := \frac{Cp \cdot T02 \cdot \left((TauxC)^{\frac{Gam - 1}{Gam}} - 1 \right)}{EtaC} : \\
 & > Pc := Wc \cdot Da : \\
 & > P03 := TauxC \cdot P02 : \\
 & > T03 := T02 \cdot \left(1 + \frac{TauxC \cdot \frac{Gam - 1}{Gam} - 1}{EtaC} \right) : \\
 & > P03 := \frac{Gam \cdot P03}{Cp \cdot (Gam - 1) \cdot T03} :
 \end{aligned}$$

▼ *Sortie chambre de combustion - Entrée turbine*

$$\begin{aligned}
 & > P04 := P03 : \\
 & > P04 := \frac{(Gamg \cdot P04)}{Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T04} : \\
 & > Df := \left(\frac{Da \cdot ((Cpg \cdot T04) - (Cp \cdot T03)) - (Cpf \cdot Tf)}{(QR \cdot EtaCh) - (Cpg \cdot T04)} \right) : \\
 & > f := \frac{Df}{Da} : \\
 & > TauxD := \frac{1}{\left(1 - \frac{Cp \cdot T0a \cdot \left(\left(TauxC^{\frac{(Gam - 1)}{Gam}} - 1 \right) \right)}{EtaC \cdot EtaT \cdot Cpg \cdot (1 + f) \cdot T04} \right)^{\frac{Gamg}{Gamg - 1}}} : \\
 & > Wt := (Cpg \cdot EtaT \cdot T04) \cdot \left(1 - TauxD^{\frac{1 - Gamg}{Gamg}} \right) : \\
 & > Pt := Wt \cdot (Da + Df) :
 \end{aligned}$$

▼ *Sortie turbine - Entrée tuyère*

$$\begin{aligned}
 &> P05 := \frac{P04}{TauxD} : \\
 &> T05 := T04 \cdot \left(1 - EtaT \cdot \left(1 - TauxD^{\frac{1 - Gamg}{Gamg}} \right) \right) : \\
 &> P05 := \frac{(Gamg \cdot P05)}{Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T05} :
 \end{aligned}$$

▼ *Sortie tuyère*

$$\begin{aligned}
 &> P6 := Pa : \\
 &> T6 := T05 \cdot \left(1 - EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{P6}{P05} \right)^{\frac{Gamg - 1}{Gamg}} \right) \right) : \\
 &> P6 := \frac{(Gamg \cdot Pa)}{(Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T6)} : \\
 &> P06 := Pa \cdot \left(1 - EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{Pa}{P05} \right)^{\frac{Gamg - 1}{Gamg}} \right) \right)^{\frac{Gamg}{1 - Gamg}} : \\
 &> T06 := T05 : \\
 &> P06 := \frac{(Gamg \cdot Pa)}{(Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T6)} : \\
 &> De := Da + Df : \\
 &> q6 := \text{sqrt} \left(2 \cdot Cpg \cdot T05 \cdot EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{Pa}{P05} \right)^{\frac{Gamg - 1}{Gamg}} \right) \right) : \\
 &> P := Da \cdot ((1 + f) \cdot q6 - qa) :
 \end{aligned}$$

▼ *Poussée et consommation spécifiques*

$$\begin{aligned}
 &> FDa := \frac{P}{Da} : \\
 &> Cs := \frac{3600 \cdot Df}{P} :
 \end{aligned}$$

▼ *Défférents rendements*

$$> EtaTh := \frac{((1 + f) \cdot q6^2 - qa^2)}{2 \cdot f \cdot QR} :$$

$$\begin{aligned} & \text{EtaP} := \frac{(2 \cdot P \cdot qa)}{Da \cdot ((1 + f) \cdot q6^2 - qa^2)} : \\ & \text{EtaG} := \text{EtaTh} \cdot \text{EtaP} : \end{aligned}$$

Combustion dans la tuyère de ralonge

$$\begin{aligned} & P05p := P05 : \\ & \text{Rho05p} := \frac{(Gamg \cdot P05p)}{Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T05p} : \\ & Dfp := \frac{(Da + Df) \cdot Cpg \cdot (T05p - T05)}{(\text{EtaPC} \cdot Pci) + (Cpf \cdot Tf) - (Cpg \cdot T05p)} : \\ & fp := \frac{Dfp}{Da + Df} : \end{aligned}$$

Sortie tuyère de ralonge

$$\begin{aligned} & P6p := Pa : \\ & T6p := T05p \cdot \left(1 - \text{EtaR} \cdot \left(1 - \left(\frac{P6p}{P05p} \right)^{\frac{Gamg - 1}{Gamg}} \right) \right) : \\ & \text{Rho6p} := \frac{Gamg \cdot P6p}{Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T6p} : \\ & P06p := P6p \cdot \left(1 - \text{EtaR} \cdot \left(1 - \left(\frac{P6p}{P05p} \right)^{\frac{Gamg - 1}{Gamg}} \right) \right)^{\frac{Gamg}{1 - Gamg}} : \\ & T06p := T05p : \\ & \text{Rho06p} := \frac{Gamg \cdot P06p}{Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T06p} : \\ & q6p := \text{sqrt} \left(2 \cdot Cpg \cdot T05p \cdot \text{EtaR} \cdot \left(1 - \left(\frac{P6p}{P05p} \right)^{\frac{Gamg - 1}{Gamg}} \right) \right) : \\ & Pp := ((Da + Df + Dfp) \cdot q6p - (Da \cdot qa)) : \end{aligned}$$

Poussée et consommation spécifiques

$$\begin{aligned} & FDAp := \frac{Pp}{Da} : \\ & Csp := \frac{3600 \cdot (Df + Dfp)}{Pp} : \end{aligned}$$

▼ *Différents rendement*

$$\begin{aligned} & \left[\begin{aligned} > \text{EtaThp} := \frac{\left(\frac{(Da + Df + Dfp) \cdot q6p^2}{2} - \frac{(Da \cdot qa^2)}{2} \right)}{(Df + Dfp) \cdot QR} : \\ & \left[\begin{aligned} > \text{EtaPp} := \frac{(Pp \cdot qa)}{\left(\frac{(Da + Df + Dfp) \cdot q6p^2}{2} - \frac{(Da \cdot qa^2)}{2} \right)} : \\ & \left[\begin{aligned} > \text{EtaGp} := \text{EtaThp} \cdot \text{EtaPp} : \end{aligned} \right] \end{aligned} \right] \end{aligned}$$

▼ *Gains*

$$\begin{aligned} & \left[\begin{aligned} > Gp := \frac{(Pp - P)}{P} : \\ & \left[\begin{aligned} > Gcs := \frac{Csp - Cs}{Cs} : \end{aligned} \right] \end{aligned} \right] \end{aligned}$$

▼ *Courbes Caractéristiques*

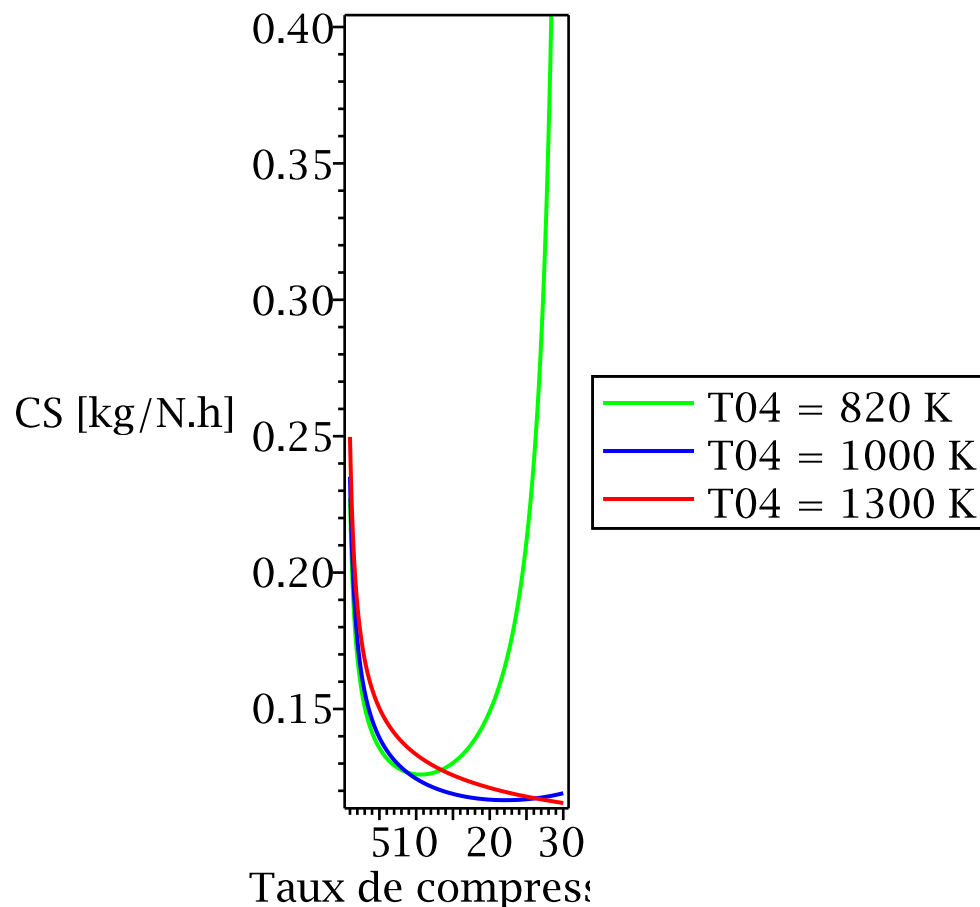
```

> Ma := 1.5 :
> T04 := 820 :
> Cs21 :=  $\frac{3600 \cdot Df}{P}$  :
> FDa21 :=  $\frac{P}{Da}$  :
> T04 := 1000 :
> Cs22 :=  $\frac{3600 \cdot Df}{P}$  :
> FDa22 :=  $\frac{P}{Da}$  :
> T04 := 1300 :
> Cs23 :=  $\frac{3600 \cdot Df}{P}$  :
> FDa23 :=  $\frac{P}{Da}$  :
> plot([Cs21, Cs22, Cs23], TauxC = 1..30, axes = boxed, color
      = [green, blue, red], title
      = "Consommation spécifique du turboréacteur en fonction de

```

```
T04", titlefont = [TIMES, ROMAN, 16], legend = ["T04 = 820 K",
"T04 = 1000 K", "T04 = 1300 K"], legendstyle = [ 'font'
= [TIMES, ROMAN, 10], 'location' = right], legendstyle = [ 'font'
= [TIMES, ROMAN, 12], 'location' = right], labels
= ["Taux de compression", "CS  $\left[\frac{kg}{N.h}\right]"], labelfont = [TIMES,
ROMAN, 12]);$ 
```

Consommation spécifique du turboréacteur en fonction de T04



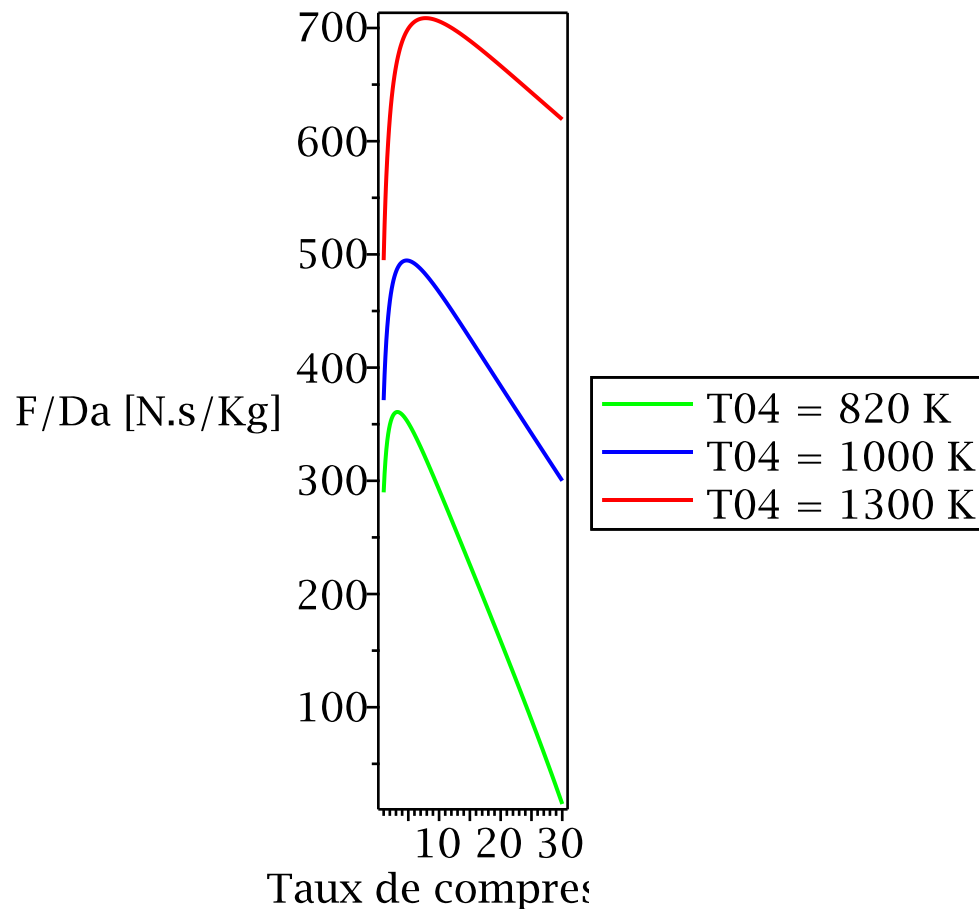
```
>
> plot([FDa21, FDa22, FDa23], TauxC = 1..30, axes = boxed, color
```

```

= [green, blue, red], title
= "Poussée spécifique du turboréacteur en fonction de T04",
titlefont = [TIMES, ROMAN, 16], legend = ["T04 = 820 K",
"T04 = 1000 K", "T04 = 1300 K"],'legendstyle' = [ 'font'
= [ TIMES, ROMAN, 12], 'location' = right], labels
= ["Taux de compression", "F/Da  $\left[ \frac{N.s}{Kg} \right]"]$ , labelfont = [TIMES,
ROMAN, 12]);

```

Poussée spécifique du turboréacteur en fonction de T04



▼ **Poussée et Consommation spécifiques du turboréacteur en fonction de Ma pour différentes T04**

L> restart

▼ **Données**

▼ *Point d'adaptation (Z=22000 m)*

[> $Ta := 218.65 :$
[> $Pa := 4000 :$

▼ *Paramètres moteurs*

[> $Da := 25 :$
[> $T05p := 1500 :$

▼ *Différents rendements*

[> $EtaD := 0.87 :$
[> $EtaCh := 0.98 :$
[> $EtaT := 0.93 :$
[> $EtaC := 0.88 :$
[> $EtaPC := 0.98 :$
[> $EtaR := 0.97 :$

▼ *Caractéristique thermodynamiques*

[> $Cp := 1008.7 :$
[> $Cpg := 1354.9 :$
[> $Cpf := 2000 :$
[> $Tf := 303 :$
[> $QR := 43920000 :$
[> $Gam := 1.4 :$
[> $Gamg := 1.315 :$
[> $Pci := 43920000 :$

▼ **Calcul des variables**

▼ *Condition amont*

[> $qa := \text{sqrt}((Gam - 1) \cdot Cp \cdot Ta) \cdot Ma :$
[> $Rhoa := \left(\frac{(Gam \cdot Pa)}{(Cp \cdot (Gam - 1) \cdot Ta)} \right) :$
[> $P0a := Pa \cdot \left(1 + \frac{(Gam - 1) \cdot Ma^2}{2} \right)^{\frac{Gam}{(Gam - 1)}} :$
[> $T0a := Ta \cdot \left(1 + \frac{(Gam - 1) \cdot Ma^2}{2} \right) :$
[> $Rho0a := \frac{(P0a \cdot Gam)}{(Cp \cdot (Gam - 1) \cdot T0a)} :$

▼ *Entrée diffuseur*

$$\begin{aligned} & \left[\begin{aligned} & \textcolor{red}{> } q1 := qa: \\ & \textcolor{red}{> } P01 := P0a: \\ & \textcolor{red}{> } T01 := T0a: \\ & \textcolor{red}{> } P01 := Rho0a: \end{aligned} \right. \end{aligned}$$

▼ *Sortie diffuseur - Entrée compresseur*

$$\begin{aligned} & \left[\begin{aligned} & \textcolor{red}{> } P02 := Pa \cdot \left(\left(1 + \frac{(Gam-1) \cdot Ma^2 \cdot EtaD}{2} \right)^{\frac{Gam}{(Gam-1)}} \right) : \\ & \textcolor{red}{> } T02 := T0a: \\ & \textcolor{red}{> } P02 := \frac{Gam \cdot P02}{Cp \cdot (Gam-1) \cdot T02} : \end{aligned} \right. \end{aligned}$$

▼ *Sortie compresseur - Entrée chambre de combustion*

$$\begin{aligned} & \left[\begin{aligned} & \textcolor{red}{> } Wc := \frac{Cp \cdot T02 \cdot \left((TauxC)^{\frac{Gam-1}{Gam}} - 1 \right)}{EtaC} : \\ & \textcolor{red}{> } Pc := Wc \cdot Da: \\ & \textcolor{red}{> } P03 := TauxC \cdot P02: \\ & \textcolor{red}{> } T03 := T02 \cdot \left(1 + \frac{TauxC^{\frac{Gam-1}{Gam}} - 1}{EtaC} \right) : \\ & \textcolor{red}{> } P03 := \frac{Gam \cdot P03}{Cp \cdot (Gam-1) \cdot T03} : \end{aligned} \right. \end{aligned}$$

▼ *Sortie chambre de combustion - Entrée turbine*

$$\begin{aligned} & \left[\begin{aligned} & \textcolor{red}{> } P04 := P03: \\ & \textcolor{red}{> } P04 := \frac{(Gamg \cdot P04)}{Cpg \cdot (Gamg-1) \cdot T04} : \\ & \textcolor{red}{> } Df := \left(\frac{Da \cdot ((Cpg \cdot T04) - (Cp \cdot T03)) - (Cpf \cdot Tf)}{(QR \cdot EtaCh) - (Cpg \cdot T04)} \right) : \\ & \textcolor{red}{> } f := \frac{Df}{Da} : \end{aligned} \right. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & > TauxD := \frac{1}{\left(1 - \frac{Cp \cdot T0a \cdot \left(\left(TauxC^{\frac{Gam-1}{Gam}}\right) - 1\right)}{EtaC \cdot EtaT \cdot Cpg \cdot (1+f) \cdot T04}\right)^{\frac{Gam}{Gam-1}}} : \\
 & > Wt := (Cpg \cdot EtaT \cdot T04) \cdot \left(1 - TauxD^{\frac{1-Gam}{Gam}}\right) : \\
 & > Pt := Wt \cdot (Da + Df) :
 \end{aligned}$$

▼ *Sortie turbine -Entrée tuyère*

$$\begin{aligned}
 & > P05 := \frac{P04}{TauxD} : \\
 & > T05 := T04 \cdot \left(1 - EtaT \cdot \left(1 - TauxD^{\frac{1-Gam}{Gam}}\right)\right) : \\
 & > P05 := \frac{(Gam \cdot P05)}{Cpg \cdot (Gam - 1) \cdot T05} :
 \end{aligned}$$

▼ *Sortie tuyère*

$$\begin{aligned}
 & > P6 := Pa : \\
 & > T6 := T05 \cdot \left(1 - EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{P6}{P05}\right)^{\frac{Gam-1}{Gam}}\right)\right) : \\
 & > P6 := \frac{(Gam \cdot Pa)}{(Cpg \cdot (Gam - 1) \cdot T6)} : \\
 & > P06 := Pa \cdot \left(1 - EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{Pa}{P05}\right)^{\frac{Gam-1}{Gam}}\right)\right)^{\frac{Gam}{1-Gam}} : \\
 & > T06 := T05 : \\
 & > P06 := \frac{(Gam \cdot Pa)}{(Cpg \cdot (Gam - 1) \cdot T6)} : \\
 & > De := Da + Df : \\
 & > q6 := \text{sqrt}\left(2 \cdot Cpg \cdot T05 \cdot EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{Pa}{P05}\right)^{\frac{Gam-1}{Gam}}\right)\right) : \\
 & > P := Da \cdot ((1+f) \cdot q6 - qa) :
 \end{aligned}$$

▼ *Poussée et consommation spécifiques*

$$\begin{aligned} & > FDa := \frac{P}{Da} : \\ & > Cs := \frac{3600 \cdot Df}{P} : \end{aligned}$$

▼ *Défférents rendements*

$$\begin{aligned} & > EtaTh := \frac{((1 + f) \cdot q6^2 - qa^2)}{2 \cdot f \cdot QR} : \\ & > EtaP := \frac{(2 \cdot P \cdot qa)}{Da \cdot ((1 + f) \cdot q6^2 - qa^2)} : \\ & > EtaG := EtaTh \cdot EtaP : \end{aligned}$$

▼ *Combustion dans la tuyère de ralonge*

$$\begin{aligned} & > P05p := P05 : \\ & > Rho05p := \frac{(Gamg \cdot P05p)}{Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T05p} : \\ & > Dfp := \frac{(Da + Df) \cdot Cpg \cdot (T05p - T05)}{(EtaPC \cdot Pci) + (Cpf \cdot Tf) - (Cpg \cdot T05p)} : \\ & > fp := \frac{Dfp}{Da + Df} : \end{aligned}$$

▼ *Sortie tuyère de ralonge*

$$\begin{aligned} & > P6p := Pa : \\ & > T6p := T05p \cdot \left(1 - EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{P6p}{P05p} \right)^{\frac{Gamg - 1}{Gamg}} \right) \right) : \\ & > Rho6p := \frac{Gamg \cdot P6p}{Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T6p} : \\ & > P06p := P6p \cdot \left(1 - EtaR \cdot \left(1 - \left(\frac{P6p}{P05p} \right)^{\frac{Gamg - 1}{Gamg}} \right) \right)^{\frac{Gamg}{1 - Gamg}} : \\ & > T06p := T05p : \\ & > Rho06p := \frac{Gamg \cdot P06p}{Cpg \cdot (Gamg - 1) \cdot T06p} : \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \text{> } q6p := \text{sqrt} \left(2 \cdot Cpg \cdot T05p \cdot \text{EtaR} \cdot \left(1 - \left(\frac{P6p}{P05p} \right)^{\frac{Gamg-1}{Gamg}} \right) \right) : \\ & \text{> } Pp := ((Da + Df + Dfp) \cdot q6p - (Da \cdot qa)) : \end{aligned}$$

▼ *Poussée et consommation spécifiques*

$$\begin{aligned} & \text{> } FDAp := \frac{Pp}{Da} : \\ & \text{> } Csp := \frac{3600 \cdot (Df + Dfp)}{Pp} : \end{aligned}$$

▼ *Différents rendement*

$$\begin{aligned} & \text{> } \text{EtaThp} := \frac{\left(\frac{(Da + Df + Dfp) \cdot q6p^2}{2} - \frac{(Da \cdot qa^2)}{2} \right)}{(Df + Dfp) \cdot QR} : \\ & \text{> } \text{EtaPp} := \frac{(Pp \cdot qa)}{\left(\frac{(Da + Df + Dfp) \cdot q6p^2}{2} - \frac{(Da \cdot qa^2)}{2} \right)} : \\ & \text{> } \text{EtaGp} := \text{EtaThp} \cdot \text{EtaPp} : \end{aligned}$$

▼ *Gains*

$$\begin{aligned} & \text{> } Gp := \frac{(Pp - P)}{P} : \\ & \text{> } Gcs := \frac{Csp - Cs}{Cs} : \end{aligned}$$

▼ *Courbes Caractéristiques*

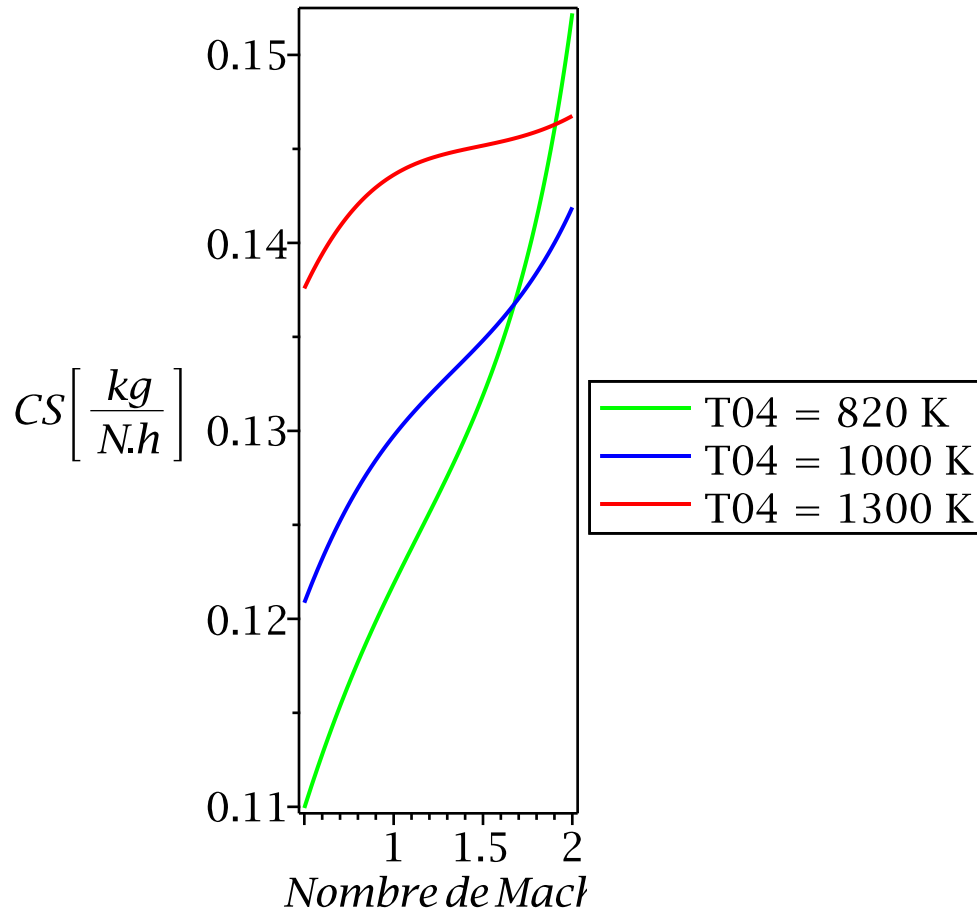
$$\begin{aligned} & \text{> } \text{TauxC} := 6 : \\ & \text{> } T04 := 820 : \\ & \text{> } Cs31 := \frac{3600 \cdot Df}{P} : \\ & \text{> } FDa31 := \frac{P}{Da} : \\ & \text{> } T04 := 1000 : \\ & \text{> } Cs32 := \frac{3600 \cdot Df}{P} : \end{aligned}$$

```

>  $FDa32 := \frac{P}{Da} :$ 
└─
>  $T04 := 1300 :$ 
└─
>  $Cs33 := \frac{3600 \cdot Df}{P} :$ 
└─
>  $FDa33 := \frac{P}{Da} :$ 
└─
> plot([Cs31, Cs32, Cs33], Ma = 0.5..2, axes = boxed, color = [green,
    blue, red], title
    = "Consommation spécifique du turboréacteur en fonction de
    T04", titlefont = [TIMES, ROMAN, 16], legend = ["T04 = 820 K",
    "T04 = 1000 K", "T04 = 1300 K"], 'legendstyle' = [ 'font'
    = [ TIMES, ROMAN, 12 ], 'location' = right ], labels
    = [ Nombre de Mach ,  $CS \left[ \frac{kg}{N.h} \right]$  ], labelfont = [ TIMES, ROMAN,
    12 ] );

```

Consommation spécifique du turboréacteur en fonction de T04



```
> plot([FDa31, FDa32, FDa33], Ma = 0.5..2, y = 0.00..1000, axes
= boxed, color = [green, blue, red], title
= "Poussée spécifique du turboréacteur en fonction de T04",
titlefont = [TIMES, ROMAN, 16], legend = ["T04=820 k",
"T04=1000 k", "T04=1300k"], 'legendstyle' = [ 'font' = [ TIMES,
ROMAN, 12], 'location' = right], labels = [ Nombre de Mach ,
"F/Da [ \frac{N.s}{Kg} ]", labelfont = [ TIMES, ROMAN, 12] );
```

Poussée spécifique du turboréacteur en fonction de T04

