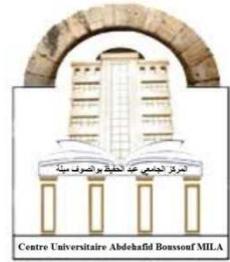




République Algérienne Démocratique et Populaire
 Ministre de l'Enseignement Supérieur et de la
 Recherche Scientifique
Centre Universitaire Abdel Hafid Boussouf
 Mila



Support de Cours

Mécanique de Propulsion

Destiné aux Etudiants de la 2^{ème} Année master Mécanique Energétique

Chapitre II : Principes et performances des moteurs à réaction

Elaboré par : Dr. ZEGHBID Ilhem

A380-800

Turboreacteur Trent 900

Air

Gaz brûlés

Les gaz de combustion C'est leur détente qui fournit une partie de la poussée du réacteur.

La soufflante agit comme une hélice d'avion et fournit une partie de la poussée du réacteur.

Les compresseurs drainent le plus d'air possible vers la chambre de combustion. Ils sont entraînés indépendamment par les turbines (de même couleur).

La chambre de combustion est l'endroit où le kérosène est injecté pour être brûlé.

Les turbines captent une partie de la puissance de la combustion pour entraîner les compresseurs et la soufflante. Ici, il y en a 3 qui tournent à des régimes distincts (gauche 10000 tours par minute (tpm), bleue 7500 tpm, noire 3000 tpm).

1 Un réacteur et une soufflante combinés donnent la poussée
 Le turboreacteur est un gros brûleur qui récupère l'énergie mécanique produite par la détente des gaz de combustion. Une partie de cette énergie pousse directement l'avion. L'autre sert à entraîner une soufflante, sorte d'hélice qui fournit l'autre partie de la poussée.

2 Le fonctionnement du réacteur en 4 étapes
 A l'entrée du réacteur, l'air est comprimé à 10 atmosphères (atm) par des roues à ailettes en rotation rapide, les compresseurs (1). La combustion air-kérosène porte la pression à 40 atm (2). Le gaz, éjecté vers l'arrière, entraîne d'autres roues, les turbines. Deux turbines distinctes entraînent les compresseurs (3). Une 3^e turbine entraîne la soufflante (4).

1. L'AIR EST COMPRIMÉ 2. LE KÉROSÈNE EST BRÛLÉ 3. LES TURBINES ENTRAÎNENT LES COMPRESSEURS 4. LA TURBINE ENTRAÎNE LA SOUFFLANTE

Poussée des gaz de combustion (peu de gaz à haute vitesse)
 Poussée de la soufflante (gros flux d'air à faible vitesse)

Soufflante Réacteur

LES ROUES SONT ENTRAÎNÉES PAR L'ÉJECTION DES GAZ

Parties mobiles Parties fixes

2009 > JUIN > SCIENCE & VIE 125

Année universitaire 2020-2021

II.1 Poussée des moteurs à réaction

La caractéristique la plus importante d'un moteur à réaction est sa capacité de production de poussée. Les équations qui permettent de calculer la poussée du moteur à réaction sont élaborées à partir de l'approche simple du volume de contrôle dans laquelle les propriétés entrantes et sortantes sont connues. Elles sont développées pour deux types de moteurs différents : le Turboréacteur, Turbosoufflante et Turbopropulseur.

II.1.1 Turboréacteur

La Figure II.1 représente un Turboréacteur. Ce stade de l'analyse, seules les conditions d'entrée et de sortie du moteur sont prises en compte.

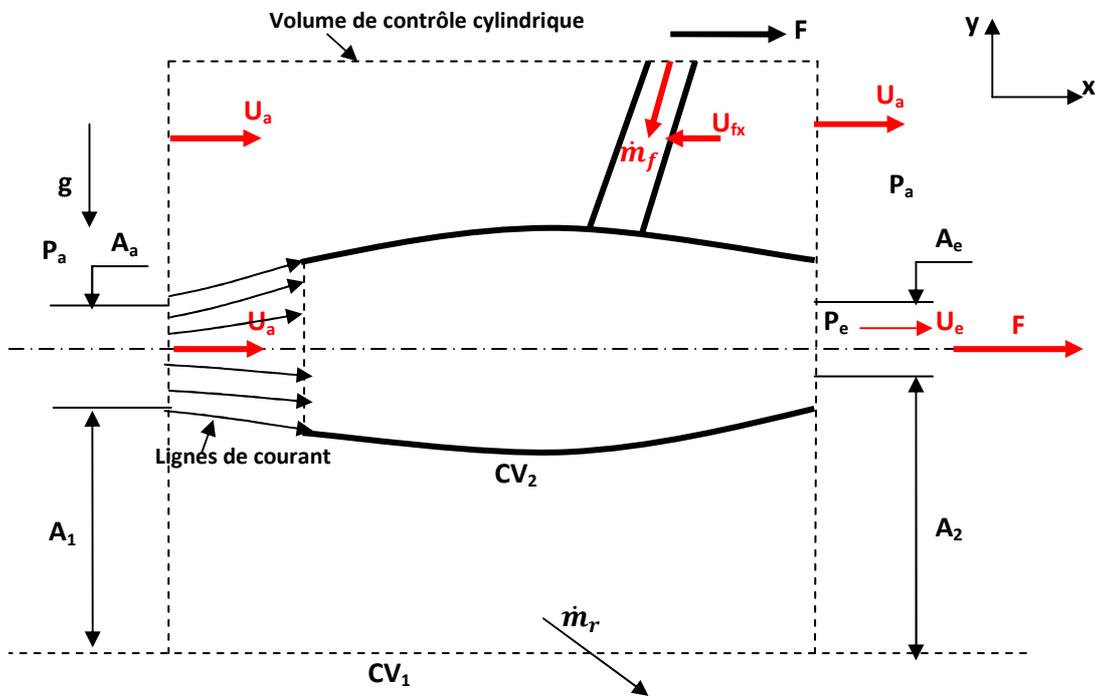


Figure II.1 définition du volume de contrôle pour un Turboréacteur.

Le moteur se déplace dans l'air vers la gauche avec une vitesse U_a . L'équation générale de la quantité de mouvement donne :

$$\sum F_s + \sum F_b = \frac{\partial}{\partial t} \int_{CV} V \rho dV + \int_{CS} V \cdot \rho \cdot V dV dA \dots \dots \dots II.1$$

L'écoulement est considéré permanent $\left(\frac{\partial}{\partial t}\right) = 0$

L'équation de poussée suivant l'axe (x), les forces de surface sont des pressions exercées sur le volume de contrôle.

La force F, représente la poussée développée. La pression est uniforme, et aux conditions atmosphériques P_a .

De plus, à la sortie du moteur, la pression est uniformément P_e , et la pression extérieure du moteur est la pression atmosphérique. La vitesse de l'échappement de l'engin est uniforme U_e . A l'arrière du volume de contrôle, l'air sort à une vitesse uniforme U_a dans toute la région A_2 .

Le combustible est injecté à un débit massique \dot{m}_f avec une vitesse $-U_{fx}$ dans la direction x, mais il ne contribue généralement pas de manière significative à la partie du flux de l'équation de mouvement. Un terme de débit massique, \dot{m}_r , peut sortir des côtés du volume de contrôle en raison du déplacement d'air par le moteur, qui doit être évalué et inclus dans l'analyse.

L'équation de mouvement :

$$F + P_a \cdot A_a + P_a \cdot A_1 - P_e \cdot A_e - P_a \cdot A_2 = -U_a \cdot \rho_a \cdot A_a \cdot U_a + U_e \cdot \rho_e \cdot A_e \cdot U_e - U_a \cdot \rho_a \cdot A_1 \cdot U_a + U_a \cdot \rho_a \cdot A_2 \cdot U_a + \dot{m}_r \cdot U_a - \dot{m}_f \cdot U_{fx} \dots\dots\dots \text{II.2}$$

Les flux massiques qui traversent les surfaces A_a et A_e , d'entrée et de sortie qui sont les flux de gaz entrant et sortant du moteur, sont :

$$\dot{m}_a = \rho_a \cdot A_a \cdot U_a \dots\dots\dots \text{II.3}$$

Et

$$\dot{m}_e = \rho_e \cdot A_e \cdot U_e \dots\dots\dots \text{II.4}$$

$$\text{Avec: } A_1 + A_a = A_2 + A_e \dots\dots\dots \text{II.5}$$

Combinons les trois équations II.3, II.4 et II.5 avec l'équation II.2 donne :

$$F + P_a \cdot A_2 + P_a \cdot A_e - P_e \cdot A_e - P_a \cdot A_2 = \dot{m}_e \cdot U_e - \dot{m}_a \cdot U_a + \dot{m}_r \cdot U_a - U_a^2 \cdot \rho_a \cdot (A_1 - A_2) - \dot{m}_f \cdot U_{fx} \dots\dots\dots \text{II.6}$$

Et comme l'écoulement est permanent, l'équation de continuité donne (en utilisant un second volume de contrôle CV₂, pour le moteur seulement) :

$$\dot{m}_e = \dot{m}_a + \dot{m}_f \dots\dots\dots\text{II.7}$$

Et CV₁ donne : $\dot{m}_e + \rho_a \cdot U_a \cdot A_2 + \dot{m}_r = \dot{m}_a + \rho_a \cdot U_a \cdot A_1 + \dot{m}_f \dots\dots\dots\text{II.8}$

On a: $\dot{m}_r = \rho_a \cdot U_a (A_1 - A_2) \dots\dots\dots\text{II.9}$

Donc l'équation II.6 avec l'équation II.9 donne :

$$F = (\dot{m}_e \cdot U_e - \dot{m}_a \cdot U_a) + A_e(P_e - P_a) - \dot{m}_f \cdot U_{fx} \dots\dots\dots\text{II.10}$$

Et avec l'équation II.7 :

$$F = \dot{m}_f \cdot U_a + \dot{m}_e(U_e - U_a) + A_e(P_e - P_a) \dots\dots\dots\text{II.11}$$

C'est l'équation générale pour un (Turboréacteur-Statoréacteur). Une autre hypothèse simplificatrice peut être souvent faite, le débit de carburant est beaucoup plus faible que le débit d'air ($\dot{m}_f \ll \dot{m}_a$)

$$\dot{m}_e = \dot{m}_a = \dot{m} \dots\dots\dots\text{II.12}$$

L'équation II.11 devient :

$$F = \dot{m} (U_e - U_a) + A_e(P_e - P_a) \dots\dots\dots\text{II.13}$$

Remarque : la poussée F est maximale lorsque P_e=P_a, on dit que la tuyère est adaptée.

II.1.2 Turbosoufflante avec ventilateur d'échappement

L'équation générale de mouvement est la même que pour cela du Turboréacteur. La Figure II.2 montre une Turbosoufflante. Un volume de contrôle cylindrique se déplace avec le moteur (CV1).

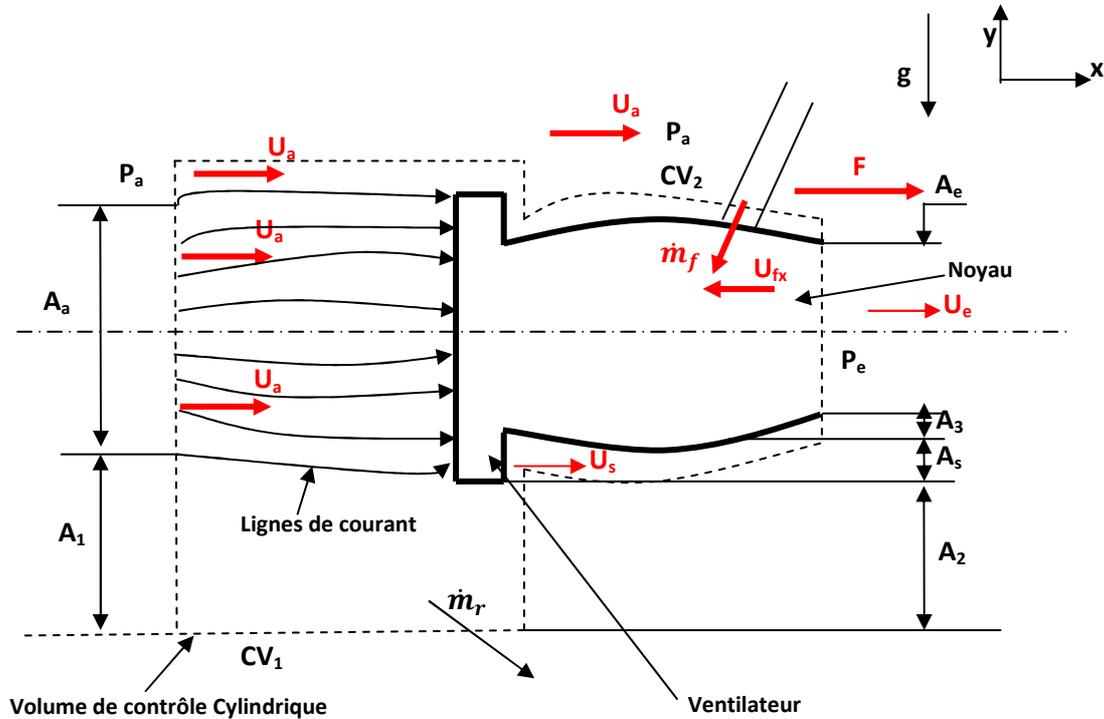


Figure II.2 définition du volume de contrôle pour une Turbosoufflante.

L'équation II.1 pour un écoulement permanent peut être écrite :

$$F + P_a \cdot A_1 + P_a \cdot A_a - P_a \cdot A_2 - P_s \cdot A_s - P_e \cdot A_e - P_a \cdot A_3 = -U_a \cdot \rho_a \cdot A_a \cdot U_a + U_e \cdot \rho_e \cdot A_e \cdot U_e + U_s \cdot \rho_s \cdot A_s \cdot U_s - U_a \cdot \rho_a \cdot A_1 \cdot U_a + U_a \cdot \rho_a \cdot A_2 \cdot U_a + \dot{m}_r \cdot U_a - \dot{m}_f \cdot U_{fx} \dots \dots \dots \text{II.14}$$

$$\text{Le volume de contrôle : } A_1 + A_a = A_2 + A_3 + A_s + A_e \dots \dots \dots \text{II.15}$$

Les trois débits massiques :

$$\begin{aligned} \dot{m}_a &= \rho_a \cdot A_a \cdot U_a \\ \dot{m}_e &= \rho_e \cdot A_e \cdot U_e \dots \dots \dots \text{II.16} \\ \dot{m}_s &= \rho_s \cdot A_s \cdot U_s \end{aligned}$$

Où \dot{m}_a est le débit total entrant dans l'engin, \dot{m}_e est le débit d'échappement primaire, \dot{m}_s est le débit d'évacuation du ventilateur (ou secondaire), l'équation II.14 devient :

$$F = A_e(P_e - P_a) + A_s(P_s - P_a) - \dot{m}_a \cdot U_a + \dot{m}_e \cdot U_e + \dot{m}_s \cdot U_s + \dot{m}_r \cdot U_a - U_a^2 \cdot \rho_a \cdot (A_1 - A_2) - \dot{m}_f \cdot U_{fx} \dots\dots\dots \text{II.17}$$

L'équation de continuité peut être utilisée pour montrer que l'utilisation d'un deuxième volume de contrôle CV₂ seulement autour de l'engin.

$$\dot{m}_e + \dot{m}_s = \dot{m}_a + \dot{m}_f \dots\dots\dots \text{II.18}$$

Et à travers CV₁ :

$$\dot{m}_e + \dot{m}_s + \rho_a \cdot U_a \cdot A_2 + \dot{m}_r = \dot{m}_a + \dot{m}_f + \rho_a \cdot U_a \cdot A_1 \dots\dots\dots \text{II.19}$$

Avec : $\dot{m}_r = \rho_a \cdot U_a \cdot (A_1 - A_2)$

Donc :

$$F = A_e(P_e - P_a) + A_s(P_s - P_a) + \dot{m}_e \cdot (U_e - U_a) + \dot{m}_s \cdot (U_s - U_a) + \dot{m}_f \cdot U_a - \dot{m}_f \cdot U_{fx} \dots\dots\dots \text{II.20}$$

Donc l'équation générale de la poussée d'une Turbosoufflante avec un ventilateur, si le débit de carburant est très faible ($\dot{m}_f \ll \dot{m}_a$) : $\dot{m}_a = \dot{m}_e + \dot{m}_s$

$$F = A_e(P_e - P_a) + A_s(P_s - P_a) + \dot{m}_e \cdot (U_e - U_a) + \dot{m}_s \cdot (U_s - U_a) \dots\dots\dots \text{II.21}$$

Quatre termes se dégagent de cette équation.

- 1^{er} terme : la poussée générée par les différences de pression à l'échappement primaire.
- 2^{ème} terme : c'est due aux pressions à l'échappement du ventilateur
- 3^{ème} et 4^{ème} terme : flux massique dans l'échappement primaire et dans l'échappement du ventilateur

Note : l'équation II.21 se ressemble à l'équation II.13 sauf dans le cas $A_s=0$ et $\dot{m}_s = 0$.

II.1.3 Statoréacteur

Le statoréacteur est le plus simple des moteurs à réaction, il ne possède aucune pièce mobile. Son invention remonte à 1912.

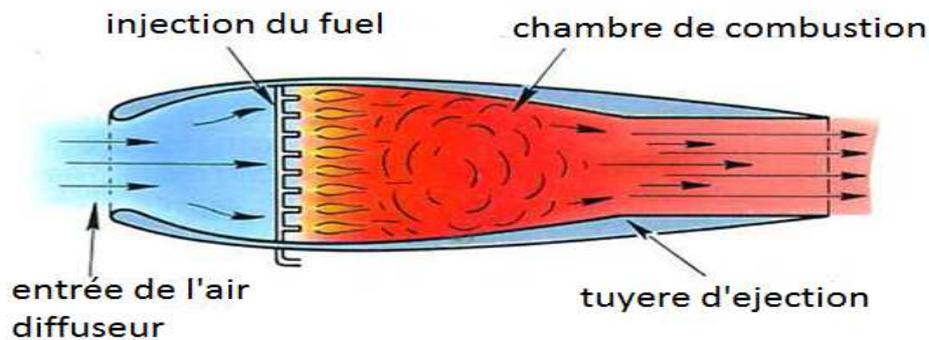


Figure II.3 Schéma de Principe du statoréacteur.

La construction d'un statoréacteur est montrée sur la Figure II.4.

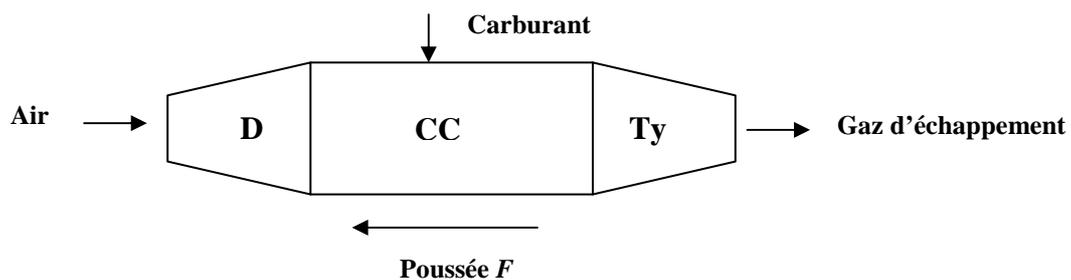


Figure II.4 Schéma d'un statoréacteur

- Le statoréacteur se compose de

- diffuseur (D)
- chambre de combustion (CC)
- tuyère d'échappement (Ty)

- **Fonctionnement**

- l'air provenant de l'atmosphère rentre dans le diffuseur du statoréacteur. Sa vitesse diminue et sa pression statique augmente.
- l'air sortant du diffuseur se mélange dans la chambre de combustion avec un carburant approprié. Une combustion est réalisée et le système reçoit une quantité de chaleur à pression constante.
- les gaz de combustion fortement chauffés traversent ensuite la tuyère et sortent à l'atmosphère à très grande vitesse.

- en raison de l'injection des gaz à très grande vitesse une réaction ou une force de poussée est développée dans le sens inverse. Cette force propulse l'avion dans l'air.

- **Applications**

- le statoréacteur est largement utilisé pour propulser les missiles et les avions à grande vitesse. Cela est dû à sa grande poussée et sa grande vitesse de fonctionnement.
- Les subsoniques statoréacteurs sont utilisés dans les armes de cible.

- **Efficacité du cycle idéale**

Le fonctionnement du statoréacteur s'effectue le cycle de Brayton, qui est illustré dans la figure II.5

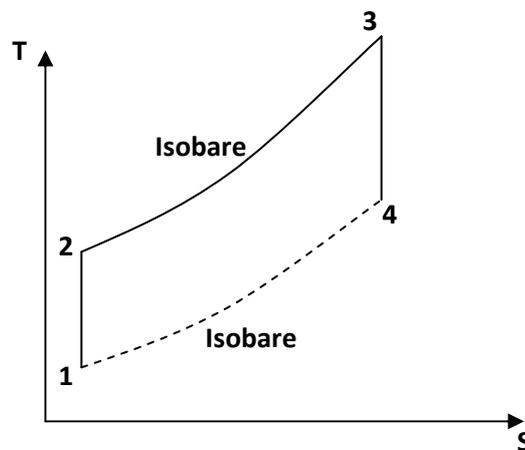


Figure II.5 Cycle idéal de Brayton pour un Statoréacteur

Les hypothèses suivantes sont faites :

- écoulement permanent
- écoulement unidimensionnel
- compression et expansion isentropiques
- gaz est parfait
- la chaleur est ajoutée à pression constante
- un nombre de Mach très faible dans la chambre de combustion

L'efficacité idéale du Statoréacteur est donné par :

$$\eta_I = 1 - \frac{1}{t}$$

Où, t est le rapport de température.

Avec :

$$t = \frac{T_2}{T_1} = \frac{T_{02}}{T_1} = \frac{T_{01}}{T_1} \quad (\because T_2 = T_{02} = T_{01}) \dots\dots\dots \text{II.22}$$

$$\rightarrow t = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2$$

En substituant la valeur de t dans l'équation II.22 :

$$\begin{aligned} \eta_I &= 1 - \frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2} \\ &= \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 - 1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2} \\ &= \frac{\frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2} \end{aligned}$$

Divisons par $(\frac{\gamma-1}{2} M_1^2)$:

$$\eta_I = \frac{1}{1 + \frac{2}{\gamma-1} \frac{1}{M_1^2}} \dots\dots\dots \text{II.23}$$

• **Efficacité du Diffuseur**

L'efficacité du diffuseur est donnée par :

$$\eta_D = \frac{ROD \frac{\gamma-1}{\gamma} - 1}{\frac{\gamma-1}{2} M_1^2} \dots\dots\dots \text{II.24}$$

Où, ROD est le rapport de pression dans le diffuseur.

$$ROD = \frac{P_{02}}{P_1}$$

• **Efficacité de Combustion**

$$\eta_B = \frac{\dot{m}_a \cdot C_p (T_{03} - T_{02})}{\dot{m}_f C.V} \dots\dots\dots \text{II.25}$$

Où, C.V est la valeur calorifique du fuel (carburant)

• **Efficacité de la tuyère**

$$\eta_N = \frac{T_{04} - T_4}{T_{04} - T_{4s}} \dots\dots\dots \text{II.26}$$

T_{4s} : température isentropique à l'entrée de la tuyère

T_{04} : température de stagnation à l'entrée de la tuyère

T_4 : température totale à l'entrée de la tuyère

- **Rapport de pression dans la tuyère**

$$ROD = ROJ = \frac{P_{03}}{P_4} \dots\dots\dots II.27$$

II.2 Mesures des performances des moteurs à réaction

II.2.1 Mesures de propulsion

L'un des paramètres les plus importants pour quantifier les performances d'un moteur à réaction est évidemment la poussée F .

Une autre quantité aussi importante que la poussée est la consommation de carburant spécifique (TSFC), qui est définie comme suit :

$$TSFC = \dot{m}_{ft}/F \dots\dots\dots II.28$$

Où \dot{m}_{ft} est le débit massique total du combustible. La TSFC est une mesure de la quantité de carburant utilisé pour une poussée donnée et permet des comparaisons d'efficacité entre différents moteurs. Un moteur bien adapté n'aura qu'une faible valeur pour TSFC.

Pour un moteur sans post combustion, cela devient :

$$TSFC = \dot{m}_f/F \dots\dots\dots II.29$$

Avec \dot{m}_f est le débit massique du combustible du brûleur. La TSFC peut être écrite sous la forme non dimensionnée en fonction de la vitesse du son ambiant :

$$\overline{TSFC} = TSFC \cdot a_a \dots\dots\dots II.30$$

La deuxième quantité est utilisée pour évaluer l'économie de carburant (mais elle est plus souvent utilisée dans les cas suivants : moteur fusée et l'impulsion spécifique.

Ceci est défini comme suit :

$$I_{sep} = F/(g \times \dot{m}_t) \dots\dots\dots II.31$$

Où g est la constante gravitationnelle. On peut retirer l'impulsion spécifique à la TSFC :

$$I_{sep} = 1/(g \times TSFC) \dots\dots\dots II.32$$

Ou bien en fonction du rapport de vitesse effective (σ) :

$$I_{sep} = \frac{V_0}{g} \left[\frac{1}{\sigma} - 1 \right] \dots\dots\dots \text{II.33}$$

Où : $\sigma = \frac{V_0}{V_e}$

Un autre paramètre sans dimension utilisé pour caractériser la performance d'un moteur c'est la poussée sans dimension.

$$\bar{F} = \frac{F}{\dot{m}_t \cdot a_a} \dots\dots\dots \text{II.34}$$

Où \dot{m}_t est le débit massique total d'air dans le moteur et a_a est la vitesse locale du son.

La poussée développée par unité de débit massique est connue sous le nom de poussée spécifique :

$$F_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_t} \dots\dots\dots \text{II.35}$$

La puissance de poussée est calculée sous la forme suivante :

$$P = F \times V_0 \dots\dots\dots \text{II.36}$$

II.2.2 Rendements (efficacités)

- **Rendement global de propulsion**

$$\eta = \frac{F \times V_0}{C \cdot P_c}$$

La puissance perçue par l'avion correspond au travail de la force exercée par le moteur (poussée F) sur le trajet effectué par l'avion par unité de temps (vitesse de vol V_0)

La consommation d'énergie correspond à la puissance calorifique dégagée par la quantité de carburant brûlée dans la chambre de combustion par unité de temps (consommation $C \times$ pouvoir calorifique P_c)

• **Rendement propulsif**

Le rôle du moteur est de mettre en vitesse une masse d'air captée (débit d'air) qui acquiert une énergie cinétique, et la puissance dynamique correspondante est :

$$\dot{W}_{out} = \frac{1}{2g_c} [(\dot{m}_0 + \dot{m}_f)V_e^2 - \dot{m}_0V_0^2] \dots\dots\dots\text{II.37}$$

V_e étant la vitesse moyenne d'éjection du mélange air-gaz de combustion.

La comparaison de la puissance acquise par les gaz à celle que reçoit l'avion permet de juger de la bonne utilisation de la turbomachine en tant que propulseur, c'est-à-dire son efficacité propulsive η_p

$$\eta_p = \frac{F \times V_0}{\dot{W}_{out}} = \frac{2V_0}{V_0 + V_e} \dots\dots\dots\text{II.38}$$

La poussée s'exerçant sur l'avion résulte de la variation de quantité de mouvement de la masse d'air captée (le débit de carburant étant négligé devant l'importance du débit d'air) aussi lorsque la tuyère est adaptée:

$$\eta_p = \frac{2}{\frac{V_e}{V_0} + 1} \dots\dots\dots\text{II.39}$$

• **Rendement thermique**

Le rendement thermique est exprimé par le rapport de l'énergie cinétique apporté aux flux de propulsion et de l'énergie de combustion

$$\eta_T = \frac{\dot{W}_{out}}{\dot{Q}_{in}} \dots\dots\dots\text{II.40}$$

II.2.3 Rapport de vitesse effective (σ)

Le rapport entre la vitesse de vol et la vitesse du jet est connu sous le nom de rapport de vitesse effectif (σ) :

$$\sigma = \frac{\text{vitesse du vol}}{\text{vitesse du jet ou vitesse des gaz d'échappement}} = \frac{V_0}{V_e} \dots\dots\dots\text{II.41}$$

Nous le savons que, la poussée $F = \dot{m}_a[V_e - V_0] = \dot{m}_a \cdot V_e \left[1 - \frac{V_0}{V_e}\right]$

$$F = \dot{m}_a \cdot V_e \cdot (1 - \sigma) \dots\dots\dots\text{II.42}$$

Annexe

TABLE 2
Properties of standard atmosphere

Z m	t $^{\circ}C$	T K	a m/s	p bar	ρ kg/m^3	μ $\frac{Ns}{m^2} \times 10^6$
0	15.00	288.15	340.5	1.0133	1.225	17.93
100	14.35	287.50	340.0	1.000	1.213	17.90
200	13.70	286.85	339.7	0.989	1.202	17.88
300	13.05	286.20	339.5	0.978	1.190	17.84
400	12.40	285.55	338.9	0.966	1.178	17.80
500	11.75	284.90	338.5	0.955	1.167	17.77
600	11.10	284.25	338.0	0.943	1.156	17.74
700	10.45	283.60	337.6	0.932	1.145	17.70
800	9.80	282.95	337.3	0.921	1.134	17.66
900	9.15	282.30	337.0	0.909	1.123	17.64
1000	8.50	281.65	336.6	0.898	1.111	17.61
1100	7.85	281.00	336.1	0.888	1.100	17.58
1200	7.20	280.35	335.7	0.877	1.090	17.55
1300	6.55	279.70	335.4	0.866	1.079	17.50
1400	5.90	279.05	335.0	0.856	1.070	17.48
1500	5.25	278.40	334.5	0.845	1.058	17.45
1600	4.60	277.75	334.1	0.835	1.048	17.40
1700	3.95	277.10	333.7	0.825	1.037	17.38
1800	3.30	276.45	333.4	0.815	1.027	17.35
1900	2.65	275.80	333.0	0.805	1.017	17.31
2000	2.00	275.15	332.6	0.795	1.006	17.28
2100	1.35	274.50	332.2	0.785	0.996	17.25
2200	0.70	273.85	332.0	0.775	0.986	17.22
2300	0.05	273.20	331.5	0.766	0.976	17.17
2400	-0.60	272.55	331.0	0.756	0.967	17.14
2500	-1.25	271.90	330.6	0.747	0.957	17.12

TABLE 2
Properties of standard atmosphere

Z m	t $^{\circ}C$	T K	a m/s	p bar	ρ kg/m^3	μ $\frac{Ns}{m^2} \times 10^6$
2600	-1.90	271.25	330.2	0.737	0.948	17.09
2700	-2.55	270.60	329.7	0.727	0.938	17.05
2800	-3.20	269.95	329.4	0.719	0.929	17.01
2900	-3.85	269.30	329.0	0.710	0.920	16.98
3000	-4.50	268.65	328.7	0.701	0.909	16.95
3500	-7.75	265.40	326.7	0.657	0.863	16.80
4000	-11.00	262.15	324.7	0.616	0.819	16.62
4500	-14.25	258.90	322.7	0.577	0.777	16.45
5000	-17.50	255.65	320.7	0.540	0.736	16.27
5500	-20.75	252.40	318.7	0.505	0.697	16.10
6000	-24.00	249.15	316.5	0.472	0.660	15.94
6500	-27.25	245.90	314.5	0.440	0.624	15.76
7000	-30.50	242.65	312.4	0.411	0.589	15.60
7500	-33.75	239.40	310.03	0.383	0.557	15.42
8000	-37.00	236.15	308.2	0.356	0.525	15.24
8500	-40.25	232.90	306.0	0.331	0.495	15.06
9000	-43.50	229.65	304.0	0.307	0.466	14.89
9500	-46.75	226.40	301.8	0.285	0.439	14.72
10000	-50.00	223.15	299.6	0.264	0.413	14.54
11000	-56.50	216.65	295.2	0.226	0.364	14.17
12000	-56.50	216.65	295.2	0.193	0.311	14.17
13000	-56.50	216.65	295.2	0.165	0.266	14.17
14000	-56.50	216.65	295.2	0.141	0.227	14.17
15000	-56.50	216.65	295.2	0.120	0.194	14.17
16000	-56.50	216.65	295.2	0.103	0.165	14.17
17000	-56.50	216.65	295.2	0.0878	0.141	14.17
18000	-56.50	216.65	295.2	0.0751	0.121	14.17
19000	-56.50	216.65	295.2	0.0641	0.103	14.17
20000	-56.60	216.65	295.2	0.0548	0.088	14.17

TABLE 3.2
Isentropic flow of perfect gases ($\gamma = 1.4$)

M	M^*	T/T_0	p/p_0	A/A^*	F/F^*	$\frac{A}{A^*} \frac{p}{P_0}$
0.00	0.000	1.000	1.000	∞	∞	∞
0.01	0.011	0.999	0.999	57.874	45.65	57.869
0.02	0.022	0.999	0.999	28.942	22.834	28.934
0.03	0.033	0.999	0.999	19.300	15.232	19.288
0.04	0.044	0.999	0.998	14.482	11.435	14.465
0.05	0.0548	0.999	0.998	11.592	9.158	11.571
0.06	0.0657	0.999	0.997	9.666	7.643	9.642
0.07	0.0766	0.999	0.996	8.292	6.562	8.263
0.08	0.0876	0.998	0.995	7.262	5.753	7.229
0.09	0.0985	0.998	0.994	6.461	5.125	6.425
0.10	0.1094	0.998	0.993	5.822	4.624	5.781
0.11	0.1204	0.9976	0.992	5.299	4.215	5.255
0.12	0.1313	0.9971	0.989	4.864	3.875	4.815
0.13	0.1422	0.9966	0.988	4.497	3.588	4.445
0.14	0.1531	0.996	0.986	4.182	3.343	4.126
0.15	0.1640	0.995	0.984	3.910	3.132	3.849
0.16	0.1750	0.9949	0.982	3.673	2.947	3.607
0.17	0.186	0.9943	0.980	3.464	2.786	3.394
0.18	0.1965	0.994	0.978	3.278	2.642	3.205
0.19	0.207	0.993	0.975	3.112	2.515	3.035
0.20	0.218	0.992	0.973	2.964	2.400	2.882
0.21	0.229	0.991	0.9697	2.829	2.297	2.744
0.22	0.239	0.990	0.967	2.707	2.205	2.618
0.23	0.251	0.989	0.964	2.597	2.120	2.503
0.24	0.261	0.988	0.961	2.495	2.043	2.398
0.25	0.272	0.987	0.957	2.403	1.973	2.300
0.26	0.283	0.986	0.954	2.317	1.909	2.211
0.27	0.294	0.9855	0.951	2.238	1.849	2.128
0.28	0.304	0.985	0.947	2.166	1.795	2.051
0.29	0.315	0.983	0.943	2.098	1.745	1.979
0.30	0.325	0.982	0.939	2.035	1.698	1.912

TABLE 3.2
Isentropic flow of perfect gases ($\gamma = 1.4$)

M	M^*	T/T_0	p/p_0	A/A^*	F/F^*	$\frac{A}{A^*} \frac{p}{p_0}$
0.31	0.336	0.981	0.936	1.976	1.655	1.849
0.32	0.347	0.979	0.932	1.922	1.614	1.790
0.33	0.357	0.978	0.927	1.871	1.577	1.735
0.34	0.368	0.977	0.923	1.823	1.542	1.683
0.35	0.378	0.976	0.918	1.778	1.509	1.634
0.36	0.389	0.975	0.914	1.735	1.479	1.587
0.37	0.400	0.973	0.909	1.696	1.450	1.543
0.38	0.410	0.972	0.905	1.658	1.424	1.501
0.39	0.421	0.970	0.900	1.623	1.398	1.462
0.40	0.431	0.969	0.895	1.590	1.375	1.424
0.41	0.442	0.967	0.891	1.558	1.353	1.388
0.42	0.452	0.966	0.886	1.529	1.332	1.354
0.43	0.463	0.964	0.881	1.500	1.312	1.322
0.44	0.473	0.963	0.876	1.474	1.294	1.290
0.45	0.483	0.961	0.870	1.448	1.276	1.261
0.46	0.494	0.959	0.865	1.425	1.259	1.232
0.47	0.504	0.958	0.859	1.402	1.244	1.205
0.48	0.514	0.956	0.854	1.380	1.230	1.178
0.49	0.524	0.954	0.848	1.360	1.216	1.154
0.50	0.534	0.952	0.843	1.340	1.203	1.129
0.51	0.545	0.951	0.837	1.321	1.190	1.106
0.52	0.555	0.948	0.832	1.303	1.178	1.084
0.53	0.565	0.947	0.826	1.287	1.167	1.062
0.54	0.575	0.945	0.820	1.270	1.157	1.042
0.55	0.585	0.943	0.814	1.255	1.147	1.022
0.56	0.595	0.941	0.808	1.240	1.138	1.002
0.57	0.605	0.939	0.802	1.226	1.129	0.984
0.58	0.615	0.937	0.796	1.213	1.121	0.966
0.59	0.625	0.935	0.790	1.200	1.113	0.948
0.60	0.635	0.933	0.784	1.188	1.105	0.932

TABLE 3.2
Isentropic flow of perfect gases ($\gamma = 1.4$)

M	M^*	T/T_0	p/p_0	A/A^*	F/F^*	$\frac{A}{A^*} \frac{p}{p_0}$
0.61	0.645	0.931	0.778	1.177	1.098	0.915
0.62	0.655	0.928	0.772	1.166	1.091	0.900
0.63	0.664	0.926	0.765	1.155	1.085	0.885
0.64	0.674	0.924	0.759	1.145	1.078	0.869
0.65	0.684	0.922	0.753	1.136	1.073	0.855
0.66	0.693	0.919	0.746	1.126	1.068	0.841
0.67	0.703	0.917	0.740	1.118	1.063	0.827
0.68	0.713	0.915	0.734	1.109	1.058	0.814
0.69	0.722	0.913	0.727	1.102	1.053	0.802
0.70	0.732	0.911	0.721	1.094	1.049	0.789
0.71	0.741	0.908	0.714	1.087	1.045	0.777
0.72	0.751	0.906	0.708	1.081	1.041	0.765
0.73	0.760	0.904	0.701	1.074	1.038	0.753
0.74	0.769	0.901	0.695	1.068	1.035	0.742
0.75	0.779	0.899	0.688	1.062	1.031	0.732
0.76	0.788	0.896	0.682	1.057	1.028	0.721
0.77	0.797	0.894	0.676	1.052	1.026	0.711
0.78	0.807	0.892	0.669	1.047	1.023	0.700
0.79	0.816	0.889	0.663	1.043	1.021	0.691
0.80	0.825	0.886	0.656	1.038	1.018	0.681
0.81	0.834	0.884	0.649	1.034	1.017	0.672
0.82	0.843	0.881	0.643	1.031	1.015	0.663
0.83	0.852	0.879	0.636	1.027	1.013	0.654
0.84	0.861	0.876	0.630	1.024	1.011	0.645
0.85	0.870	0.874	0.624	1.021	1.009	0.636
0.86	0.879	0.871	0.617	1.018	1.008	0.628
0.87	0.888	0.868	0.610	1.015	1.007	0.620
0.88	0.897	0.869	0.604	1.013	1.006	0.612
0.89	0.906	0.863	0.598	1.011	1.005	0.604
0.90	0.915	0.861	0.591	1.009	1.004	0.596

TABLE 3.2
Isentropic flow of perfect gases ($\gamma = 1.4$)

M	M^*	T/T_0	p/p_0	A/A^*	F/F^*	$\frac{A}{A^*} \frac{p}{p_0}$
0.91	0.923	0.858	0.585	1.007	1.003	0.589
0.92	0.932	0.855	0.578	1.006	1.0025	0.582
0.93	0.941	0.853	0.572	1.004	1.002	0.575
0.94	0.949	0.849	0.566	1.003	1.0014	0.567
0.95	0.958	0.847	0.559	1.002	1.0009	0.561
0.96	0.966	0.844	0.553	1.0014	1.0006	0.554
0.97	0.975	0.842	0.547	1.0008	1.0003	0.547
0.98	0.983	0.839	0.541	1.0003	1.0001	0.541
0.99	0.992	0.836	0.534	1.0001	1.000	0.535
1.00	1.000	0.834	0.528	1.000	1.000	0.528
1.01	1.0083	0.831	0.522	1.0001	1.000	0.522
1.02	1.017	0.828	0.516	1.0003	1.0001	0.516
1.03	1.025	0.825	0.510	1.0007	1.0003	0.510
1.04	1.033	0.822	0.504	1.0013	1.0005	0.505
1.05	1.041	0.819	0.498	1.002	1.0008	0.498
1.06	1.049	0.816	0.492	1.003	1.0012	0.493
1.07	1.057	0.814	0.486	1.004	1.0016	0.488
1.08	1.065	0.811	0.480	1.005	1.002	0.483
1.09	1.073	0.808	0.474	1.006	1.0025	0.477
1.10	1.081	0.805	0.468	1.008	1.003	0.472
1.11	1.089	0.802	0.463	1.009	1.0036	0.467
1.12	1.097	0.799	0.457	1.011	1.004	0.462
1.13	1.105	0.796	0.451	1.013	1.005	0.457
1.14	1.113	0.794	0.445	1.015	1.0057	0.452
1.15	1.120	0.791	0.439	1.017	1.006	0.447
1.16	1.128	0.788	0.434	1.019	1.007	0.443
1.17	1.136	0.785	0.428	1.022	1.008	0.438
1.18	1.143	0.782	0.423	1.025	1.009	0.434
1.19	1.151	0.779	0.418	1.028	1.010	0.429
1.20	1.158	0.776	0.412	1.030	1.011	0.425

TABLE 3.2
Isentropic flow of perfect gases ($\gamma = 1.4$)

M	M^*	T/T_0	p/p_0	A/A^*	F/F^*	$\frac{A}{A^*} \frac{p}{p_0}$
1.21	1.166	0.774	0.407	1.034	1.012	0.421
1.22	1.173	0.771	0.402	1.037	1.013	0.416
1.23	1.181	0.768	0.396	1.039	1.014	0.412
1.24	1.188	0.765	0.391	1.043	1.015	0.408
1.25	1.195	0.762	0.386	1.047	1.016	0.404
1.26	1.203	0.759	0.381	1.050	1.017	0.400
1.27	1.210	0.756	0.376	1.054	1.018	0.396
1.28	1.217	0.753	0.371	1.058	1.019	0.392
1.29	1.224	0.750	0.366	1.062	1.021	0.388
1.30	1.231	0.747	0.361	1.066	1.022	0.385
1.31	1.238	0.745	0.356	1.071	1.023	0.381
1.32	1.245	0.742	0.351	1.075	1.024	0.378
1.33	1.252	0.738	0.346	1.079	1.025	0.374
1.34	1.259	0.736	0.342	1.084	1.027	0.370
1.35	1.266	0.733	0.337	1.089	1.028	0.367
1.36	1.273	0.730	0.332	1.094	1.029	0.364
1.37	1.280	0.727	0.328	1.099	1.031	0.360
1.38	1.286	0.724	0.323	1.104	1.032	0.357
1.39	1.293	0.721	0.318	1.110	1.033	0.354
1.40	1.300	0.718	0.314	1.115	1.035	0.350
1.41	1.306	0.716	0.309	1.121	1.036	0.347
1.42	1.313	0.713	0.305	1.126	1.037	0.344
1.43	1.319	0.709	0.301	1.132	1.039	0.341
1.44	1.326	0.706	0.297	1.138	1.040	0.338
1.45	1.333	0.704	0.293	1.144	1.042	0.335
1.46	1.339	0.701	0.288	1.150	1.043	0.332
1.47	1.345	0.698	0.285	1.156	1.044	0.329
1.48	1.352	0.695	0.280	1.163	1.046	0.326
1.49	1.358	0.693	0.276	1.170	1.047	0.323
1.50	1.365	0.689	0.272	1.176	1.048	0.320

TABLE 3.2
Isentropic flow of perfect gases ($\gamma = 1.4$)

M	M^*	T/T_0	p/p_0	A/A^*	F/F^*	$\frac{A}{A^*} \frac{p}{p_0}$
1.51	1.371	0.687	0.268	1.183	1.050	0.317
1.52	1.377	0.684	0.265	1.189	1.052	0.315
1.53	1.383	0.681	0.261	1.197	1.053	0.312
1.54	1.389	0.678	0.257	1.204	1.055	0.309
1.55	1.395	0.675	0.253	1.211	1.056	0.307
1.56	1.402	0.673	0.249	1.219	1.057	0.304
1.57	1.408	0.670	0.246	1.227	1.059	0.302
1.58	1.414	0.667	0.242	1.234	1.061	0.300
1.59	1.419	0.664	0.238	1.242	1.062	0.297
1.60	1.425	0.661	0.235	1.250	1.063	0.294
1.61	1.431	0.658	0.232	1.258	1.065	0.292
1.62	1.437	0.656	0.228	1.267	1.067	0.289
1.63	1.443	0.653	0.225	1.275	1.068	0.287
1.64	1.448	0.650	0.222	1.284	1.069	0.285
1.65	1.454	0.647	0.218	1.292	1.071	0.282
1.66	1.460	0.645	0.215	1.301	1.073	0.280
1.67	1.466	0.642	0.212	1.310	1.074	0.278
1.68	1.471	0.639	0.208	1.319	1.076	0.275
1.69	1.477	0.636	0.206	1.328	1.077	0.273
1.70	1.483	0.634	0.203	1.337	1.078	0.271
1.71	1.485	0.631	0.200	1.347	1.080	0.269
1.72	1.494	0.628	0.196	1.357	1.082	0.267
1.73	1.499	0.626	0.194	1.367	1.083	0.265
1.74	1.504	0.623	0.191	1.376	1.085	0.262
1.75	1.509	0.620	0.187	1.387	1.086	0.260
1.76	1.515	0.617	0.185	1.397	1.087	0.258
1.77	1.520	0.615	0.182	1.407	1.089	0.256
1.78	1.526	0.612	0.179	1.418	1.091	0.254
1.79	1.531	0.609	0.177	1.428	1.092	0.252
1.80	1.536	0.607	0.174	1.439	1.094	0.250

TABLE 3.2
Isentropic flow of perfect gases ($\gamma = 1.4$)

M	M^*	T/T_0	p/p_0	A/A^*	F/F^*	$\frac{A}{A^*} \frac{p}{p_0}$
1.81	1.541	0.604	0.171	1.450	1.095	0.248
1.82	1.546	0.602	0.168	1.461	1.096	0.247
1.83	1.551	0.598	0.166	1.472	1.098	0.245
1.84	1.556	0.596	0.164	1.484	1.099	0.243
1.85	1.561	0.594	0.161	1.495	1.100	0.241
1.86	1.566	0.591	0.158	1.507	1.102	0.239
1.87	1.571	0.588	0.156	1.518	1.104	0.237
1.88	1.576	0.585	0.154	1.531	1.105	0.235
1.89	1.581	0.583	0.152	1.543	1.107	0.234
1.90	1.586	0.581	0.149	1.555	1.108	0.232
1.91	1.591	0.578	0.147	1.568	1.110	0.230
1.92	1.596	0.575	0.145	1.580	1.111	0.228
1.93	1.600	0.573	0.142	1.593	1.113	0.227
1.94	1.605	0.570	0.140	1.606	1.114	0.225
1.95	1.609	0.568	0.138	1.619	1.116	0.223
1.96	1.615	0.566	0.136	1.633	1.117	0.222
1.97	1.619	0.563	0.134	1.646	1.118	0.220
1.98	1.624	0.561	0.132	1.659	1.120	0.219
1.99	1.628	0.558	0.129	1.674	1.121	0.217
2.00	1.633	0.555	0.128	1.687	1.123	0.216
2.01	1.638	0.553	0.126	1.702	1.124	0.214
2.02	1.642	0.551	0.114	1.716	1.126	0.213
2.03	1.646	0.548	0.122	1.731	1.127	0.211
2.04	1.651	0.546	0.120	1.745	1.128	0.209
2.05	1.655	0.543	0.118	1.760	1.130	0.208
2.06	1.660	0.541	0.116	1.775	1.131	0.207
2.07	1.664	0.538	0.115	1.790	1.133	0.205
2.08	1.668	0.536	0.113	1.805	1.134	0.204
2.09	1.673	0.534	0.111	1.821	1.135	0.202
2.10	1.677	0.531	0.109	1.837	1.137	0.200

TABLE 3.2
Isentropic flow of perfect gases ($\gamma = 1.4$)

M	M^*	T/T_0	p/p_0	A/A^*	F/F^*	$\frac{A}{A^*} \frac{p}{p_0}$
2.11	1.681	0.529	0.108	1.853	1.138	0.199
2.12	1.685	0.527	0.106	1.869	1.139	0.198
2.13	1.689	0.524	0.1043	1.885	1.141	0.197
2.14	1.694	0.522	0.1027	1.902	1.142	0.195
2.15	1.698	0.519	0.1010	1.918	1.143	0.194
2.16	1.702	0.517	0.0996	1.935	1.145	0.193
2.17	1.706	0.515	0.0980	1.953	1.146	0.191
2.18	1.710	0.513	0.0965	1.969	1.147	0.190
2.19	1.714	0.510	0.095	1.987	1.148	0.188
2.20	1.718	0.508	0.0935	2.005	1.150	0.187
2.21	1.722	0.506	0.0921	2.023	1.151	0.186
2.22	1.726	0.504	0.0906	2.041	1.153	0.185
2.23	1.730	0.501	0.0892	2.059	1.154	0.184
2.24	1.734	0.499	0.0878	2.078	1.155	0.183
2.25	1.737	0.497	0.0865	2.096	1.156	0.181
2.26	1.741	0.495	0.0851	2.115	1.158	0.180
2.27	1.745	0.492	0.0838	2.135	1.159	0.179
2.28	1.749	0.490	0.0825	2.154	1.160	0.178
2.29	1.753	0.488	0.0812	2.173	1.162	0.1765
2.30	1.756	0.486	0.0800	2.193	1.163	0.175
2.31	1.760	0.484	0.0787	2.213	1.164	0.174
2.32	1.764	0.482	0.0775	2.233	1.165	0.173
2.33	1.767	0.479	0.0763	2.254	1.167	0.172
2.34	1.771	0.477	0.0751	2.274	1.168	0.171
2.35	1.775	0.475	0.0740	2.295	1.169	0.169
2.36	1.778	0.473	0.0728	2.316	1.170	0.168
2.37	1.782	0.471	0.0717	2.338	1.172	0.167
2.38	1.785	0.469	0.0706	2.359	1.173	0.166
2.39	1.789	0.467	0.0695	2.381	1.174	0.165
2.40	1.792	0.464	0.0684	2.403	1.175	0.164

TABLE 3.2
Isentropic flow of perfect gases ($\gamma = 1.4$)

M	M^*	T/T_0	p/p_0	A/A^*	F/F^*	$\frac{A}{A^*} \frac{p}{p_0}$
2.41	1.796	0.463	0.0673	2.425	1.176	0.163
2.42	1.799	0.461	0.0663	2.448	1.178	0.162
2.43	1.803	0.458	0.0653	2.471	1.179	0.161
2.44	1.806	0.456	0.0643	2.494	1.180	0.160
2.45	1.809	0.454	0.0633	2.517	1.181	0.159
2.46	1.813	0.452	0.0623	2.540	1.182	0.158
2.47	1.816	0.450	0.0613	2.564	1.183	0.157
2.48	1.819	0.448	0.0604	2.588	1.184	0.156
2.49	1.823	0.446	0.0595	2.612	1.186	0.155
2.50	1.826	0.444	0.0585	2.637	1.187	0.154
2.51	1.829	0.442	0.0576	2.662	1.188	0.153
2.52	1.832	0.441	0.0567	2.686	1.189	0.152
2.53	1.835	0.438	0.0558	2.712	1.190	0.151
2.54	1.838	0.436	0.0550	2.737	1.191	0.150
2.55	1.842	0.434	0.0542	2.763	1.192	0.149
2.56	1.845	0.433	0.0533	2.789	1.193	0.1487
2.57	1.848	0.431	0.0525	2.815	1.195	0.1475
2.58	1.851	0.429	0.0517	2.842	1.196	0.147
2.59	1.854	0.427	0.0509	2.869	1.197	0.146
2.60	1.857	0.425	0.0501	2.896	1.198	0.145
2.61	1.860	0.423	0.0494	2.923	1.199	0.144
2.62	1.863	0.421	0.0486	2.951	1.200	0.143
2.63	1.866	0.419	0.0478	2.980	1.201	0.1425
2.64	1.869	0.417	0.0471	3.007	1.202	0.142
2.65	1.872	0.415	0.0464	3.306	1.203	0.141
2.66	1.875	0.414	0.0457	3.065	1.204	0.140
2.67	1.878	0.412	0.0449	3.094	1.205	0.139
2.68	1.881	0.410	0.0443	3.123	1.206	0.138
2.69	1.884	0.408	0.0436	3.153	1.207	0.1375
2.70	1.886	0.407	0.043	3.183	1.208	0.137

TABLE 3.2
Isentropic flow of perfect gases ($\gamma = 1.4$)

M	M^*	T/T_0	p/p_0	A/A^*	F/F^*	$\frac{A}{A^*} \frac{p}{p_0}$
2.71	1.889	0.405	0.0423	3.213	1.209	0.136
2.72	1.892	0.403	0.0417	3.244	1.210	0.135
2.73	1.895	0.402	0.0410	3.275	1.211	0.134
2.74	1.898	0.399	0.0404	3.306	1.212	0.1335
2.75	1.900	0.398	0.0398	3.337	1.213	0.133
2.76	1.903	0.396	0.0392	3.369	1.214	0.132
2.77	1.906	0.395	0.0386	3.402	1.215	0.131
2.78	1.908	0.393	0.0379	3.434	1.216	0.130
2.79	1.911	0.391	0.0374	3.467	1.217	0.1297
2.80	1.914	0.389	0.0369	3.500	1.218	0.129
2.81	1.915	0.388	0.0363	3.534	1.219	0.128
2.82	1.919	0.386	0.0357	3.567	1.220	0.1275
2.83	1.922	0.384	0.0352	3.602	1.221	0.127
2.84	1.925	0.382	0.0347	3.636	1.222	0.126
2.85	1.927	0.381	0.0342	3.670	1.223	0.125
2.86	1.929	0.379	0.0336	3.706	1.224	0.1245
2.87	1.932	0.378	0.0331	3.741	1.225	0.124
2.88	1.935	0.376	0.0326	3.777	1.226	0.123
2.89	1.937	0.375	0.0321	3.813	1.227	0.1225
2.90	1.940	0.373	0.0317	3.850	1.228	0.122
2.91	1.942	0.371	0.0312	3.887	1.229	0.121
2.92	1.945	0.369	0.0307	3.924	1.230	0.120
2.93	1.947	0.368	0.0303	3.961	1.2305	0.1198
2.94	1.950	0.367	0.0298	4.000	1.231	0.119
2.95	1.952	0.365	0.0294	4.037	1.232	0.1185
2.96	1.955	0.363	0.0289	4.076	1.233	0.118
2.97	1.957	0.362	0.0285	4.115	1.234	0.117
2.98	1.959	0.360	0.0281	4.155	1.235	0.117
2.99	1.962	0.358	0.0276	4.195	1.236	0.116
3.00	1.964	0.357	0.0272	4.235	1.237	0.115

TABLE 3.2
Isentropic flow of perfect gases ($\gamma = 1.4$)

M	M^*	T/T_0	p/p_0	A/A^*	F/F^*	$\frac{A}{A^*} \frac{p}{p_0}$
3.05	1.976	0.349	0.0253	4.441	1.241	0.112
3.10	1.987	0.342	0.0235	4.657	1.246	0.109
3.15	1.997	0.335	0.0218	4.884	1.249	0.106
3.20	2.008	0.328	0.0202	5.121	1.253	0.104
3.25	2.018	0.321	0.0188	5.369	1.257	0.101
3.30	2.028	0.315	0.0175	5.628	1.260	0.098
3.35	2.037	0.308	0.0163	5.900	1.264	0.096
3.40	2.047	0.302	0.0151	6.184	1.268	0.0935
3.45	2.056	0.296	0.0141	6.480	1.272	0.091
3.50	2.064	0.289	0.0131	6.789	1.274	0.089
3.55	2.073	0.284	12.2×10^{-3}	7.113	1.278	0.087
3.60	2.081	0.278	11.38×10^{-3}	7.450	1.281	0.085
3.65	2.089	0.273	10.62×10^{-3}	7.802	1.284	0.083
3.70	2.095	0.268	9.9×10^{-3}	8.169	1.287	0.081
3.75	2.104	0.262	9.24×10^{-3}	8.552	1.289	0.079
3.80	2.111	0.257	8.63×10^{-3}	8.950	1.292	0.077
3.85	2.118	0.252	8.06×10^{-3}	9.366	1.295	0.075
3.90	2.125	0.247	7.53×10^{-3}	9.800	1.298	0.0738
3.95	2.132	0.243	7.04×10^{-3}	10.249	1.300	0.072
4.00	2.138	0.238	6.592×10^{-3}	10.719	1.303	0.071
4.05	2.145	0.234	6.16×10^{-3}	11.207	1.305	0.069
4.10	2.151	0.229	5.77×10^{-3}	11.715	1.308	0.0676
4.15	2.156	0.235	5.4×10^{-3}	12.243	1.310	0.066
4.20	2.162	0.221	5.06×10^{-3}	12.792	1.312	0.0648
4.25	2.168	0.217	4.74×10^{-3}	13.362	1.315	0.0635
4.30	2.173	0.213	4.45×10^{-3}	13.955	1.317	0.062
4.35	2.178	0.209	4.17×10^{-3}	14.571	1.319	0.0608
4.40	2.184	0.205	3.92×10^{-3}	15.210	1.321	0.060
4.45	2.188	0.202	3.68×10^{-3}	15.872	1.323	0.058
4.50	2.194	0.198	3.46×10^{-3}	16.562	1.325	0.057
5.00	2.236	0.167	1.89×10^{-3}	25.000	1.341	0.047

TABLE 3.2

Isentropic flow of perfect gases ($\gamma = 1.4$)

M	M^*	T/T_0	p/p_0	A/A^*	F/F^*	$\frac{A}{A^*} \frac{p}{p_0}$
6.00	2.295	0.122	63.3×10^{-5}	53.180	1.365	0.033
7.00	2.333	0.093	24.2×10^{-5}	104.143	1.381	0.025
8.00	2.359	0.072	10.2×10^{-5}	190.110	1.392	0.0195
9.00	2.377	0.058	4.74×10^{-5}	327.189	1.399	0.0156
10.00	2.390	0.047	2.36×10^{-5}	536.00	1.404	0.0126
∞	2.45	0	0	∞	1.429	0