

# Prédiction numérique des émissions d'oxydes d'azote en sortie d'un foyer de combustion aéronautique

Abdallah BENAROUS<sup>1,2\*</sup>, Amine HAMBLI<sup>3</sup>, Halim BENTEBBICHE<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Département de Génie Mécanique, Faculté de Technologie, Université Hassiba Benbouali, Chlef, Algérie

\* (auteur correspondant : a.benarous@univ-chlef.dz)

<sup>2</sup>Laboratoire de Contrôle, Essais, Mesures et Simulation en Mécanique (LCEMSM), UHB, Chlef, Algérie

<sup>3</sup>Faculté de Génie Mécanique et de Génie des Procédés, USTHB, Alger, Algérie

**Résumé** – Le présent travail est une contribution à la prédiction numérique du niveau d'émissions polluantes pour un modèle de foyer aéronautique. Les conditions en entrée du foyer sont évaluées par le biais d'un calcul thermodynamique, partant du diffuseur d'air jusqu'en sortie de compresseur haute pression. La pression de combustion et la température de paroi de la chambre, sont mises en évidence quand à leurs contributions au niveau d'émissions et au taux d'uniformité thermique, en sortie du foyer.

## Nomenclature

		<i>Symboles grecques</i>	
$C_p$	Capacité calorifique à pression constante	$\beta$	Dosage molaire en air
$H$	Fonction enthalpie du gaz	$\epsilon$	Efficacité aérodynamique
$k$	Energie cinétique turbulente	$\varepsilon$	Taux de dissipation de $k$
		$\eta$	Rendement thermodynamique
$P$	Pression statique	$\Phi$	Fonction thermodynamique
$r$	Constante massique des gaz	$\tau$	Taux de compression
$T$	Température		
$V$	Vitesse en vol	<i>Indices et exposants</i>	
$W$	Travail utile	$ch$	Chambre de combustion
$Y_k$	Fraction massique de l'espèce « k »	$c, cbp(chp)$	Compression, compresseur basse (haute) pression
$Z$	Altitude du vol	$d, diff$	Détente, diffuseur
$\_$	Moyenne au sens de Reynolds	$s$	Valeur stœchiométrique
$\sim$	Moyenne au sens de Favre		

## 1. Introduction

L'accumulation dans l'atmosphère de certains gaz par les activités industrielles et de transport, est susceptible d'entraîner d'importantes modifications du climat et de compromettre la pérennité de la biosphère [1]. Le niveau des rejets est non seulement limité par la réglementation, mais considéré aussi comme un critère de performance technico-économique. Particulièrement, les émissions polluantes des avions sont réglementées au niveau international par l'office de l'aviation civile (OACI). Cette réglementation a été instaurée en 1993 et sert de base à la certification des moteurs d'avions [2]. Elle décrit les procédures d'essais et de mesure et fixe les normes qui limitent les émissions de fumées, d'oxydes d'azote (NOx) et de monoxyde de carbone (CO) selon un cycle complet LTO (Landing, Take-Off).

Particulièrement, les oxydes d'azote (NOx) méritent une attention particulière car ils constituent plus que la moitié (60%) de la composition des émissions polluantes des foyers aéronautiques [3].

Aux stades de conception, il est utile de disposer d'outils de simulation pour la prévision des niveaux de rejets polluants, pour lesquels les conditions d'exploitation et les caractéristiques technologiques du moteur, seraient des paramètres à introduire par l'utilisateur. Bien que les formulations empiriques existent et s'utilisent à grande échelle dans les stades d'avants projets, elles présentent l'inconvénient d'être à caractère *Ad-Hoc* à chaque type de foyer [4]. A à cet effet, les concepteurs de moteurs d'avions œuvrent pour réduire les coûts des essais sur bancs en entreprenant des recherches basées sur les calculs numériques en mécanique des fluides (CFD). Dans le présent travail, une investigation numérique est conduite dans le but de prédire le taux d'émissions de type NOx pour un modèle de turboréacteur mono-flux. Les points de fonctionnement correspondants aux différentes manœuvres (roulage, décollage, montée) de l'aéronef sont caractérisés en termes de pression et de température d'entrée au foyer. Une analyse de l'uniformité radiale de la température (liée intimement à la durée de vie de la turbine) en sortie de chambre de combustion, est aussi présentée.

## 2. Conditions d'entrée en chambre de combustion

L'écoulement en amont de la chambre de combustion subit des transformations au cours de son passage par des organes fixes et mobiles. Ces organes sont schématisés en tranches et repérés par des indices (Fig.1). Les transformations thermodynamiques modifient les grandeurs totales (pression et température) via des fonctions  $\Phi$ , définies par le biais des enthalpies massiques de l'air et de la vapeur du kérosène, comme des polynômes de Keenan et Kayes [5]:

$$\Phi(T) = \int \frac{dH(T)}{r.T} \quad (1)$$

Un programme thermodynamique est développé afin de prédire numériquement la température et la pression statiques en chaque tranche située en amont de la chambre de combustion [6]. Le programme considère le caractère polytropique des transformations dans les organes mobiles, les pertes de charge dans les conduits, les prélèvements d'air et de puissance ainsi que les pertes par frottements sur les attelages compresseurs – turbines.

Le travail absorbé ou fourni lors d'une compression ou une détente peut être considéré comme une fraction de l'enthalpie disponible :

$$\delta W^+ = \alpha \cdot C_p(T) dT \quad (2)$$

L'hypothèse du gaz parfait permet de lier le rapport de compression ou de détente à travers un organe mobile, au gradient de la fonction  $\Phi$  par la relation [6]:

$$\Phi(T_{i+1}) - \Phi(T_i) = \frac{1}{1-\alpha} \text{Ln} \frac{P_{i+1}}{P_i} \quad (3)$$

où  $\alpha = 1 - \eta_c$  pour une compression et  $\alpha = 1 - 1/\eta_d$  pour une détente. A partir de la donnée de l'altitude locale  $Z_0$  et de la vitesse du vol  $V_0$ , il est possible de déterminer les grandeurs statiques  $P_0, T_0$  selon le modèle de l'atmosphère standard [2] ainsi que la température totale  $T_1$  à l'entrée du diffuseur, par résolution de l'équation :

$$H(T_1) = H(T(Z_0)) + V_0^2 / 2 \quad (4)$$

Le calcul des grandeurs totales dans les tranches suivantes (2 à 4, Fig.1) et par application de la relation (3), permet d'exprimer la température et la pression de l'air à l'entrée de la chambre de combustion selon la forme [6] :

$$P_{4i} = \tau_{cbp} \cdot \tau_{chp} \cdot (1 - \epsilon_{diff}) \cdot P(Z_0) \cdot e^{\Delta\Phi_{1-2}}, \Phi(T_{4i}) = \Phi(T_1) + \frac{\text{Ln} \tau_{cbp}}{\eta_{cbp}} + \frac{\text{Ln} \tau_{chp}}{\eta_{chp}} \quad (5)$$

$$\text{avec } \Delta\Phi_{1-3} = \Phi(T_1) - \Phi(T_0)$$

### 3. Modélisation de la chimie et de la turbulence

Une description Lagrangienne [7] est utilisée pour la modélisation de l'injection du Jet-A1 liquide, s'opérant en un seul point. Le spray est pris comme monodisperse où seul l'effet de l'air sur la dynamique du spray est considéré (couplage one-way).

Le code des équilibres chimiques CEA [5] est utilisé pour analyser le nombre, le type et la composition à richesse donnée du mélange réactif. En plus des produits de combustion, on considère que le monoxyde d'azote est issu des mécanismes, thermique de Zeldovitch [8] et précoce [9] et ce, lors d'un calcul post-flamme.

Le modèle de turbulence à deux équations de transport ( $k - \varepsilon$ ) est utilisé pour ce cas de figure. Une correction de Pope est effectuée sur l'équation de transport du taux de dissipation ( $\varepsilon$ ) et ce, pour bien capter les étirements tourbillonnaires dus au caractère rond du jet en sortie de l'injecteur [10]. Un modèle de relaxation linéaire est utilisé pour la description du couplage chimie-turbulence. Les taux de réaction des espèces transportées sont sensés être contrôlés par la dynamique des grandes structures de turbulence ( $\varepsilon/k$ ) [11].

### 4. Le modèle géométrique

La chambre de combustion étudiée est de type tubo-annulaire [12] composée de plusieurs tubes de flammes répartis périphériquement sur sa base. Ces derniers seront modélisés par une seule injection coaxiale à laquelle on rapportera un débit global (Fig.2). L'injecteur introduit partiellement dans le volume de la chambre de combustion délivre un combustible ( $C_{12}H_{23}$ ) liquide pulvérisé par un écoulement d'air prélevé du dernier étage du compresseur haute pression. Il est à noter que nous ne modélisons pas la zone de dilution, puisqu'on voudrait prédire le niveau maximal de  $NO_x$ , ces derniers étant produits en grandes proportions dans la zone primaire [8].

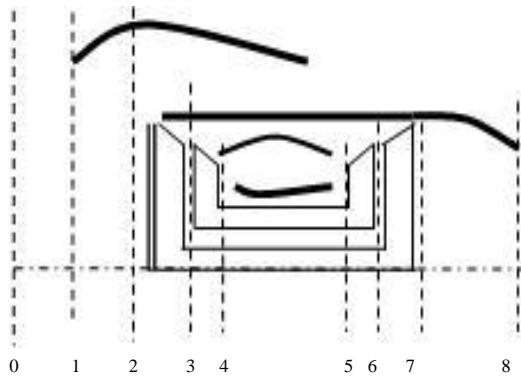


Figure 1 : Schématisation en tranches du turboréacteur.

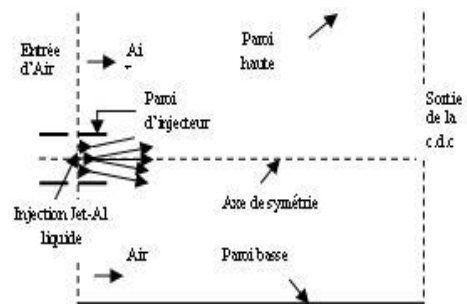


Figure 2 : Schéma du modèle de la chambre de combustion.

## 5. Résultats et discussions

Les conditions de fonctionnement du foyer sont prises assimilables à celles d'un turboréacteur mono-flux [6]. Le cycle de l'aéronef est étudié pour les situations de roulage (R), de montée (TO1), de décollage (TO2) et de croisière (C), sensées se dérouler pendant différents temps de manœuvres [2]. Les données correspondantes à ces points et relatives au régime du moteur, à la vitesse et à l'altitude du vol, sont représentées sur le tableau 1.

Situation / temps de manœuvre [2]	Altitude km	Vitesse moyenne km.h <sup>-1</sup>	Taux de compression / roulage
Roulage (R) / 25 min	0,0	25,0	1,0
Montée (TO1) / 03 min	0,0 à 6,0	180,0	10,0
Décollage (TO2) / 45 sec	0,0	230,0	14,0
Croisière (C) / 25 min	6,0 à 14,0	800,0	6,0

Tableau 1 : Données considérées pour les points du cycle LTO.

Pour chacun des points d'analyse, les conditions de température moyenne en entrée de chambre de combustion sont obtenues (Fig.3) par utilisation du modèle standard de l'atmosphère et des formules de transformations thermodynamiques, implémentées dans la boucle des calculs [6].

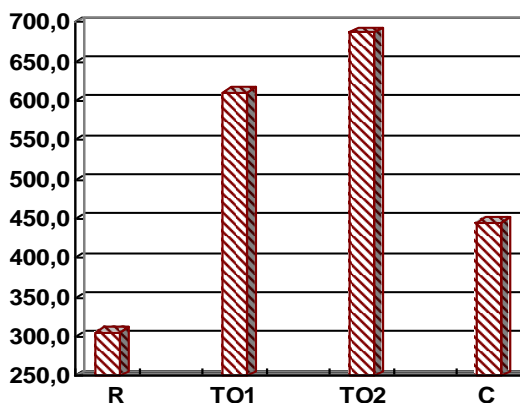


Figure 3 : Température d'entrée en chambre de combustion (K).

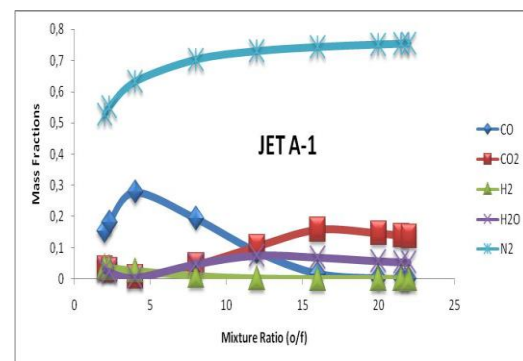


Figure 4 : Teneurs du mélange en produits de combustion.

Les faibles valeurs de la température en entrée de chambre de combustion ( $T_{3i}$ ) sont notées pour les deux situations du roulage et de croisière. En effet, en roulage le turboréacteur développe une poussée inférieure à 7% de sa valeur maximale, correspondant à un taux de compression global de 1,2 qui n'offre pas les conditions propices (faible vitesse) pour le préchauffage de l'air. En vol de croisière, la température  $T_{3i}$  varie dans [434 K – 491 K], mais reste assez faible en raison de la valeur moyenne du taux de compression relatif (qui correspond à 46% de poussée) et des faibles valeurs de température de l'air externe [ -56C°, -24C°]. Le cas de la montée affiche une température conséquente [530 K – 610 K] pour les altitudes considérées et ce en raison du régime du turboréacteur correspondant à 85% de poussée affichée.

En situation de décollage, le niveau de la température au sol ainsi que le taux de compression global (correspondant à 100% de poussée) contribuent à élever le niveau de la température  $T_{3i}$  de l'air en entrée de chambre de combustion. Les valeurs obtenues pour la pression et la température ( $P_{3i}, T_{3i}$ ) seront considérés comme des conditions d'entrée au domaine de calcul, sur lequel on entreprend des calculs réactifs.

Pour ce domaine numérique, un maillage structuré contenant 66150 cellules quadrilatérales est construit pour le modèle axisymétrique de l'ensemble injecteur – chambre de combustion (Fig.2). Il est raffiné près de la zone de l'injecteur en raison de la présence d'une couche de mélange. Ce dernier est retenu dans la suite des calculs puisque les tests effectués sur des maillages plus fins contenant 88410 et 108135 cellules, ont révélés des écarts relatifs inférieurs à 5% pour la température statique.

L'analyse thermochimique effectuée sur la combustion de la vapeur du kérosène dans l'air et par utilisation du code CEA, montre que dans la plage [15.0, 17.0] du rapport de mélange correspondant au passage du roulage (point R) à la croisière (C), les espèces chimiques les plus prépondérantes sont réduites à des molécules saturées  $CO_2$ ,  $H_2O$  et  $N_2$ , (Fig.4).

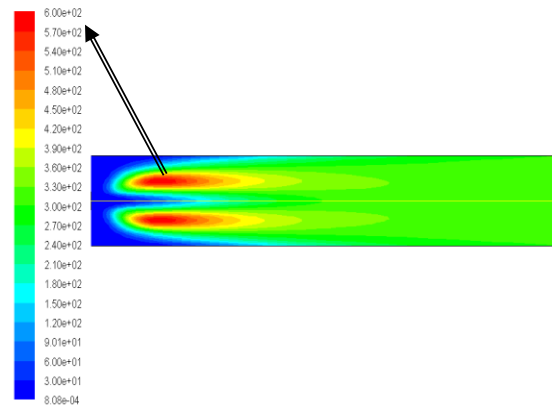
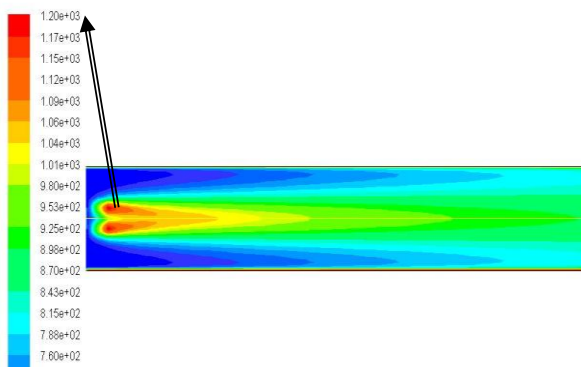
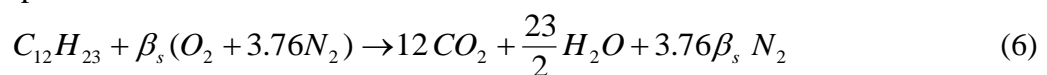


Figure 5 : Contour spatial de la température statique.

Figure 6 : Contour spatial du NO (en ppm).

Ce résultat est en faveur de l'utilisation d'un modèle de combustion décrite par une chimie à une seule étape:



En termes de température de flamme adiabatique (TFA), une surestimation de 5% par rapport à la valeur citée dans la bibliographie [13] et ce, en raison de la non prise en compte des pertes aux parois. En se plaçant dans le cas d'une paroi adiabatique de la chambre de combustion, toute l'énergie thermique de la flamme transmis aux gaz brûlés est convectée en sortie du foyer, faisant apparaître un gradient radial de température. Le pic de la température statique ( $\approx 1200$  K) (Fig.5) est atteint en une position avale au point d'injection, faisant apparaître une configuration « liftée » pour la flamme de diffusion. Ceci peut s'expliquer par le fait que les conditions d'établissement de la flamme, dictées par le modèle du taux de réaction (Magnussen dans ce cas) ne peuvent s'établir qu'à partir d'une distance assurant la vaporisation complète du kérosène liquide.

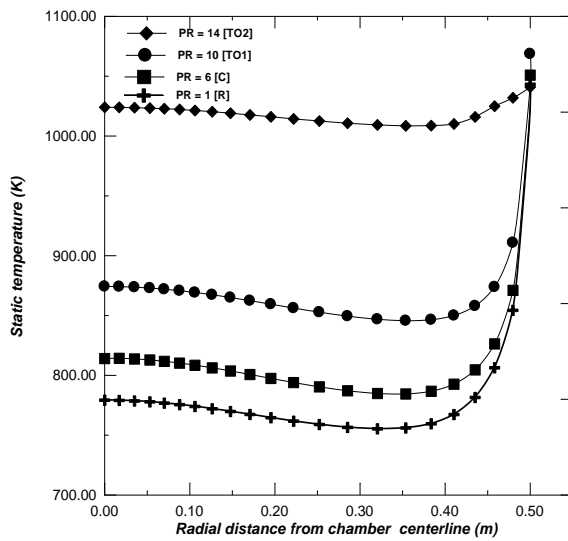


Figure 7 : Profil radial de température en sortie de CC.

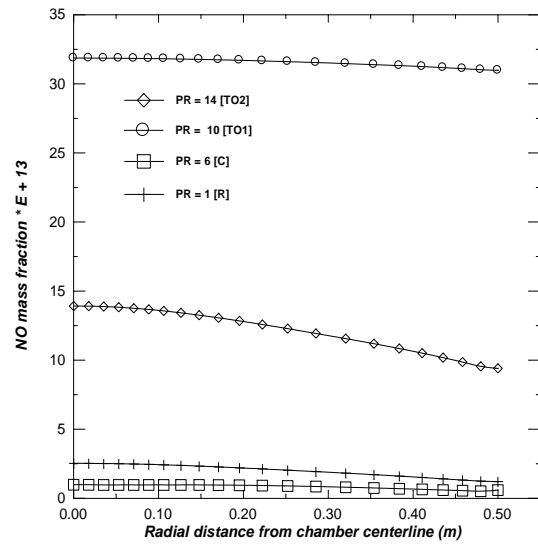


Figure 8 : Profil radial du monoxyde d'azote (NO) en sortie de CC.

Quant à la fraction massique du NO (Fig.6), la valeur maximale  $Y_{NO} = 600$  ppm est atteinte en une position située en aval du pic de température. La formation du NO n'est donc pas uniquement fonction de la température, mais la stœchiométrie (disponibilité du radical O) conditionne aussi les zones de formation du monoxyde d'azote.

Pour le moteur étudié, le rapport relatif de pression  $PR = P_{ch} / (P_{ch})_R$  passe de l'unité lors du roulage (R) à 14 pour le régime de décollage (C, pleine charge). Dans ce cas, le niveau de la température en sortie de chambre augmente avec la pression (Fig. 7) selon un profil dont le gradient change de signe en passant de la zone adjacente à l'axe de la chambre à celle située en proche paroi. En effet, la configuration de l'injection liquide (sur l'axe) et la situation de la couche de mélange (en dessus de l'axe) fait que la flamme de diffusion (de type jet) induit une légère diminution radiale de la température, partant de l'axe (voir figure 5) pour remonter dans la zone située dans le prolongement axial de la couche de mélange ( $0,4 \geq r \geq 0,3$ ). La température continue de s'élever pour atteindre une valeur proche (le maillage n'étant pas raffiné au niveau de la couche limite thermique) à celle de la paroi, qui est supposée fixée à 1100 K. Ce gradient radial n'est pas très prononcé pour le cas du décollage (TO2) où la pression de combustion est élevée, induisant une température importante pour le cœur de l'écoulement (supérieur à 1000 K sur l'axe) et réduisant entre autre, l'écart avec la température de paroi.

En accord avec les temps de manœuvres en cycle LTO, les fractions massiques présentées pour le monoxyde d'azote, représentent des valeurs cumulées au cours des calculs instationnaires. On note une légère diminution du niveau global du NO lorsqu'on passe du roulage (R) à la croisière (C) (Fig.8). En effet, pour ces deux points de fonctionnement (ayant un même temps de manœuvre), la température moyenne en sortie (voir figure 7) se trouve en dessous de 850 K, limitant ainsi le taux de formation du NO thermique, alors que l'augmentation de la pression est en faveur d'une diminution du NO précoce. D'autre part, l'effet de la pression n'est pas répercuté sur le taux d'émission, lorsque l'aéronef passe du décollage à la montée (Fig.8). En effet, le niveau moyen du NO en montée observe une augmentation relative de 136% par rapport à celui du décollage et ce, en raison du temps important (03 minutes) considéré pour cette manœuvre. Ce résultat reproduit bien la situation réelle du cycle LTO, pour lequel les rejets de NO en phase de montée représentent une moyenne de 50% du taux global d'émissions [2].

En plus du niveau d'émissions, il est intéressant d'analyser les valeurs du facteur RTDF (Reduced Temperature Distribution Factor), qui mesure le degré d'uniformité radiale de la température en sortie de chambre de combustion. Ce facteur s'exprime en fonction des valeurs des températures au plan d'entrée (4) et de sortie (5) du foyer (voir figure 1) et se définit comme:

$$RTDF = \frac{\tilde{T}_5^{Max} - \tilde{T}_4}{\langle \tilde{T} \rangle_5 - \tilde{T}_4}, \langle \tilde{T} \rangle_5 = \frac{\int \bar{\rho} \cdot \tilde{T} \cdot dA}{\int \bar{\rho} \cdot dA} \quad (7)$$

Un gradient radial important de la température révèle une distribution non symétrique de la couche de mélange, synonyme d'une mauvaise qualité de mélange.

L'examen de la valeur du *RTDF* pour les différents points de fonctionnement (Fig.9) montre que le point de décollage correspondant à  $PR = 14$ , offre le facteur le plus proche de l'unité ( $RTDF = 1,12$ ), traduisant ainsi la forme quasi-plate du profil de température. Dans une telle condition de pression, la tension de surface des gouttes de kérosène diminue et la vaporisation se fait rapidement ce qui favorise la diffusion de chaleur dans le cœur de l'écoulement, et offre entre autre, une bonne homogénéisation du mélange combustible/air.

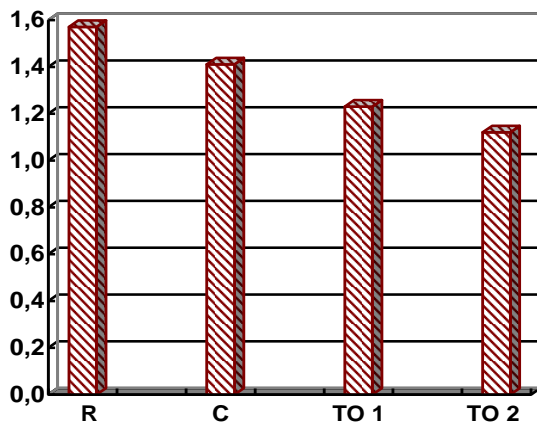


Figure 9 : Valeurs du RTDF pour différents points de fonctionnement.

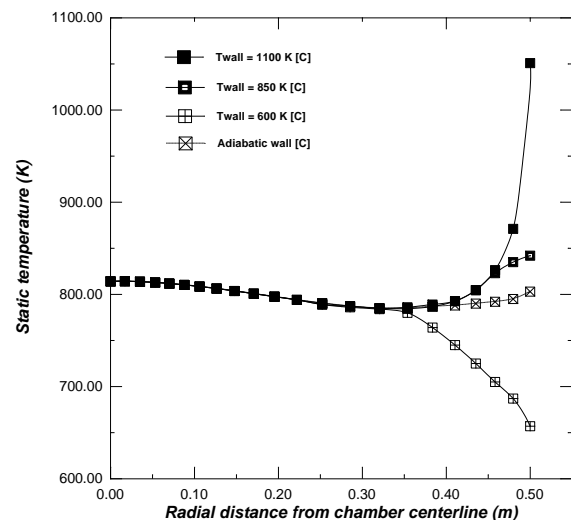


Figure 10 : Effet de la température de paroi sur le profil de température en sortie de CC.

Pour la situation particulière du vol en croisière, la paroi de la chambre de combustion peut être soumise à un refroidissement par de l'air externe, susceptible de modifier sa température.

Dans ce contexte, une analyse paramétrique a permis de montrer que le niveau d'émission en NO n'est pas très sensible aux conditions thermiques à la paroi de chambre, ce qui n'est pas le cas pour l'uniformité radiale de la température. En effet, pour le cas où la paroi est maintenue à une valeur constante, le gradient est important spécifiquement dans la zone de proche paroi ( $r > 0,4$ mètre) (Fig.10). Le cas particulier  $T_{wall} = 850K$  est intéressant puisque qu'il permet de reproduire un profil de température légèrement courbé, correspondant à un facteur  $RTDF = 1,10$ . Ce résultat était prévisible puisque la moyenne radiale de la température pour ce point de fonctionnement est de 820 K. Le cas d'une paroi isolée thermiquement, montre que le profil de température est quasi-plat, se traduisant par un  $RTDF = 1,08$ .

## 6. Conclusion

Dans ce travail, il a été question d'analyser l'ambiance thermique et environnementale en sortie d'une enceinte assimilable à un foyer aéronautique. Les conditions d'alimentation en air et en combustible ont été identiques à celles d'un turboréacteur mono flux. Il a été montré que la pressurisation du foyer était favorable à une bonne pulvérisation du spray ce qui améliorerait l'efficacité de la combustion tout en réduisant les émissions du NO précoce. Assurer une adiabaticité pour la paroi du foyer paraissait atténuer le gradient radial de la température, améliorant entre autre, la valeur du facteur *RTDF*.

## Références

- [1] C. Elichegaray, La pollution atmosphérique, *Actes de l'Ecole d'Eté de Combustion*, (Oléron, France, 09-15 Mai. 2004).
- [2] M. Janic, *The Sustainability of Air Transportation: A Quantitative Analysis and Assessment*, Ashgate Publishing, Burlington, USA (2007).
- [3] A.S. Tomlin, Can combustion technologies reduce our impact on both the global climate and local air quality, *Third European Combustion Meeting*, (Crete, Grèce, 11-13 Avril. 2007).
- [4] L. Tsague, J. Tsogo, T.T. Tatietsse, Prediction of the production of nitrogen oxides in turbojet engines, *Atmospheric Environment.*, 40(2006), 5727-5733.
- [5] Gordon, S., McBride, B.J., Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications (CEA), The software package, *NASA Reference Publication*. 1311, Ohio, USA (1996).
- [6] A. Benarous, A. Liazid, Une approche thermo-chimique pour le calcul des performances des turbo-réacteurs, *Journées Nationales de Mécanique*, (Ouargla, Algérie, 15-16 Mars. 2005).
- [7] Fluent V6.3, The software Package, *Fluent Inc*, (New Hampshire, USA, 2006).
- [8] G.F. Pearce, D. Krestschmer, D. Odgers, J. Wan, The prediction of thermal NO<sub>x</sub> in gas turbine exhausts, *Eleventh Symposium on Air Breathing Engines*, (Tokyo, Japan, 20-24 Sept. 1993).
- [9] C.P. Fenimore, Formation of nitric oxide in premixed hydrocarbon flames, *13<sup>th</sup> Symposium on Combustion*, *The Combustion Institute*, (1971), 373-380.
- [10] S.B. Pope, An explanation of the turbulent round-jet / plane-jet anomaly, *AIAA Journal.*, 16-3 (1978), 279-281.
- [11] B.F., Magnussen, B.H., Hjertager, On mathematical models of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion, *The International Symposium on Combustion*, (Pittsburgh, USA, 15-20 Aout. 1976).
- [12] D. Middleton, Boeing method two indices, *Appendix K (FAA/SETA)*. 1 (1992), 6-9.
- [13] J.E. Shepherd, C.D. Nuyt, J.J. Lee, Flash point and chemical composition of aviation kerosene. *Technical Report of the Explosion Dynamics Laboratory*. 4 (1999), 1-18.