カン型燃焼器の反応流に関する数値解析
Numerical Study of the Reacting Flow in a Can-Type Combustor

謝　正海，東京大学大学院，〒113－8656 東京都文京区本郷 7－3－1，E-mail: sha@cfdl.t.u-tokyo.ac.jp
荒川　忠一，東京大学工学部，〒113－8656 東京都文京区本郷 7－3－1，E-mail: arakawa@cfdl.t.u-tokyo.ac.jp
Zhenghai　XIE, Graduate school, The University of Tokyo, 7－3－1 Hongo, Bunkyou-ku, Tokyo　113－8656
Chuichi　ARAKAWA, Faculty of Engineering, The University of Tokyo, 7－3－1 Hongo, Bunkyou-ku, Tokyo

This paper describes some issues on the numerical study for the reacting flow in a practical can-type combustor, in which a model of the lean premixed combustion of methane is included. KIVA code is modified by the authors and applied to simulate the complex flow.　It is used as a design tool for predicting the exhaust characteristics, pattern factor of temperature and so on.　From the results obtained so far, it is confirmed that the modified code can be used to guide the low-emission combustion experiments.

１．緒言

実用燃焼器内の流れについて，現状では燃料の混合等を含め燃焼反応を含まない計算は設計支援に役立っているが，燃焼を含んだ解析は実用レベルにあるとは言い難い。燃焼解析では，流れ，化学反応，伝熱を同時に解く必要があり，現状の計算機能力の限界から実用的にはこれらの現象をモデル化する必要がある。しかし，乱流や燃焼のモデリング及び反応熱と流体運動の強い相互作用のため，数値解析は単純な流れ解析より格段に困難である。一方，燃焼場といえども質量，運動量，エネルギー，化学種保存式によって記述できる現象であり，これら基礎方程式を解くことにより化学反応を伴う流れ場の解明することは理論的に可能なはずである。大規模な計算機開発が続いている現在、数値解析により燃焼器内部の流れや燃焼に関する状態量を様々の視点から，短期間にしかも正確に知る機会が近い将来に必ず訪れると考えている。従って精度の良い実用的な燃焼解析ソフト(1)が利用できれば，現在多くの資源と期間をかけて行われている新しい燃焼器開発等を，短時間で効率的に実施できる可能性が高い。

本研究はエンジン解析専用コード KIVA(2)のソースコードに基づき，ガスタービン実用燃焼器を対象として，著者らによるその修正と新たな機能の追加により，設計に利用できる解析コードを研究開発しようとするものである。

２．燃焼器解析の KIVA 適用

２－１．コード修正

KIVA は乱流、化学反応、単成分の燃料の噴霧と蒸発などを考慮した非定常運動方程式を解く。多成分気相の解法は、ALE(Arbitrary　Lagarangian　Eulerian)と呼ばれる有限体積法を基本としている。空間の離散化は，解析領域を六面体の小さなセル(要素)に分割した有限差分メッシュ（スタガード格子）上で行われ，圧力，密度，温度，乱流エネルギー等スカラーはセルの中心で定義され，それに対して速度ベクトルの３成分(u,v,w)はセルの頂点で定義される。

実用ガスタービン燃焼器においては，燃料噴射，燃焼用空気あるいは予混合気体，冷却と希釈空気は，それぞれ違う速度，温度，密度，乱流パラメーターを持ち，各自の入口から燃焼器に流入する。KIVA に燃焼器解析を適用すると，このような複雑な状況に応じて，格子生成と多数個の入口条件を対応できる修正が必要である。燃焼器の格子生成においては，それぞれの入口境界で速度に対し接点識別子を，スカラーに対しセル識別子を区域番号(Region　No.)で付け，それらの識別子に対し，解析コードの境界に対応するところで速度，密度，乱流エネルギーなど入り口条件の与え方を書き直し，多数個入口条件を対応できるようになった。または KIVA の格子生成コードを利用する時，燃焼器の壁近傍，流れ変化の激しいところで細かく分割できる比例格子生成機能をコードに組み込んだ。

２－２．コード検証

燃焼器解析をする前に，Owen(3)の噴流実験を対象にし，コードを検証する。Fig.1 に示すように 2 つの同軸ジェット流が突然拡大管へ流れ込み，パイプの軸中心側(図中の上側)でのジェット流の流速は約 2.4m／s で，パイプの壁側(図中の凸部)でのジェット流の流速は約 29m／s である。軸対称モデルで，乱流 k－ε モデルと壁法則を使い，修正した KIVA で流れの解析を行った。Fig.1 は計算速度ベクトルと流線を示し，Fig.2 は実験の流線を示す。図に見えるように入口面積の突然拡大による CRZ(Corner Recirculation Zone)と内・外ジェットの流量差による CTRZ（Central Toroidal Recirculation Zone）という二つの循環区域が流れ場で鮮明に現れ，計算と実験流れの様子がよく似ていることがわかった。これらの循環渦は実用燃焼器によく利用される。ただし燃焼器の入口では，旋回器によって旋回流を発生させ，中心部に生じる負圧による循環渦 CTRZ で燃焼ガスを戻して火炎を安定させる。または燃焼器内部の流れに急激な拡大部を作り，ウォールリセス型(wall　recess　type)と呼ばれる循環渦 CRZ によって高温燃焼ガスを巻き込み，火炎の安定化を行う。

ジェット流の入口から離れる 0.25D，1.8D（D:円管直径）の 2 つの断面位置で半径方向の軸速度分布を Fig.3 に示す。ここで，0.25D 位置は CRZ，CTRZ の 2 つの循環渦を横断し，1.8D は CRZ，CTRZ の下流に位置される。計算上の入口流速，密度，乱流分布など実験情報不足から，密度は大気状態に，流速は平均流速分布に，乱流エネルギーは 5%運動エネルギーにした。図のように，計算結果と実験値とは定性的に合うことを示した。検証結果から，KIVA 修正コードは相対的によい予測精度を持ち，実用燃焼器に適用できると考えられる。

Copyright © 2000 by JSCFD

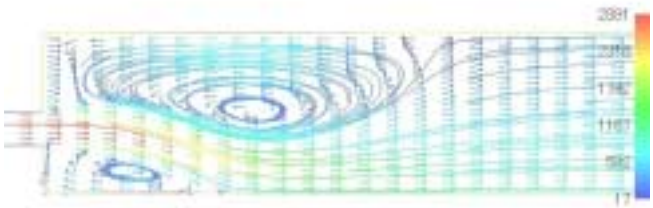


Fig.1　計算速度ベクトル(cm/s)と流線

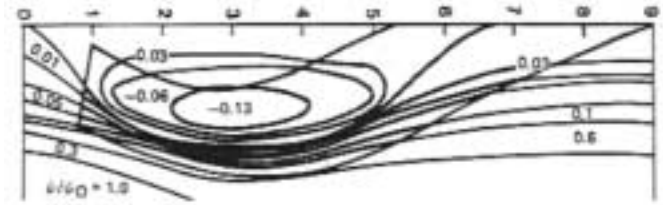


Fig.2　実験流線

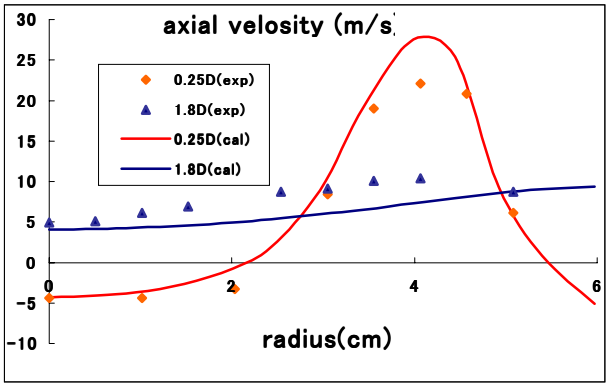


Fig. 3　軸速度分布

3. 燃焼器の軸対称モデル解析

3－1. 解析モデル

計算対象となる実用燃焼器はいわゆるカン型で(Fig.4)，燃焼用空気は案内羽根によってスワールをかけられてから，それぞれ Pilot，1st と 2nd 通路へ流れ込む。Pilot 燃料は Pilot 通路のスワーラの直後に置いてある Pilot ノズルから，1st 及び 2nd 燃料はスワーラの直前に置いてある 1st ノズル及び 2nd ノズルから旋回方向にそれぞれ高圧で噴射される。燃料流と空気流が混合してから，燃焼器の中に流れ込む。

軸対称計算モデルは，Fig.4 に示すように，燃料－空気混合気が Pilot，1st 及び 2nd 通路に流入し，冷却空気と希釈空気はそれぞれスロット冷却口と台状希釈区域から燃焼器に流れ込むものとする。軸対称モデルとして，Fig.4 での対称軸の右側部分を計算領域とし，円周方向は 0.5 度の六面体セクト格子を利用した。

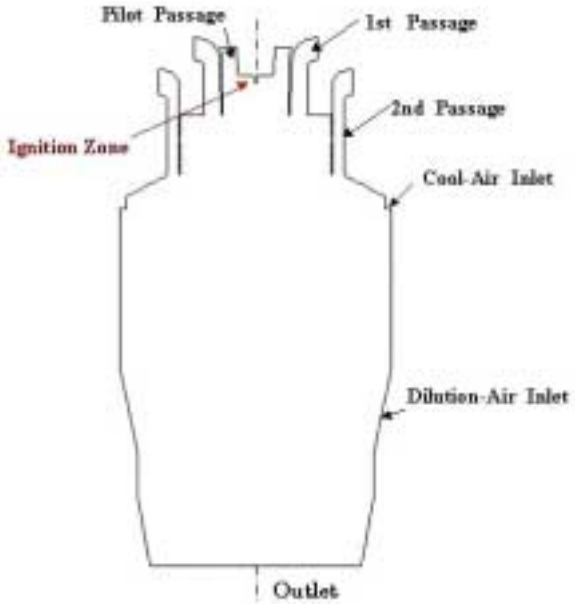


Fig.4　燃焼器解析モデル

3－2. 境界条件

燃焼器での流れは亜音速範囲にあるため，入口で圧力を指定することはせずに，化学種成分の密度を指定する。また速度，乱流パラメーターを設定する。予混合気体の入口においては，法線方向流速を流量により算出し，旋回速度成分を案内羽根の形状により計算した。出口は周囲の一定圧力，および下流方向勾配ゼロの流出条件を与える。周方向境界の 2 面に対しては周期条件を与える。実験燃料は都市ガスで，計算上メタンとすることにした。Table1 に示されるのは既知 50%負荷の実験総燃料噴射量(標準状態)と空気比である。それに基づき，空気流量は計算により得られる。本研究で計算に必要な実験値は不足するため，大気状態で既知流量実験値を維持して境界を設定することとする。即ち，Table1 の計測値を維持し、入口で予混合気体流入の方式で，大気標準状態での速度と密度を設定する。ここで，予混合気の空気比と大気成分によるそれぞれ化学種密度を決める。大気成分はそれぞれ：O_2：0,2201，　N_2：0.7650，CO_2：0,0099，H_2O：0,0050　である。計算上，メタン，酸素を含む 12 種の化学成分を設定した。即ち CH_4, O_2, N_2, CO_2, H_2O, H, H_2, O, N, OH, CO, NO である。

Table 1　実験計測入口空気，ガス流量(50%負荷)

50%負荷	空気比 α (1)	ガス流量 (Nm3/hr) (2)	空気流量 (Nm3/hr) (1)×(2)×9.524
Pilot	2.60	9.27	229.55
1st	1.80	24.55	420.87
2nd	5.42	11.85	611.70
Cool＋Dil.	-	-	416.84
Total	3.86	45.67	1678.95

3－3. 燃焼モデル

気体燃料燃焼反応のモデル化において問題になるのは、反応機構のモデル化と乱流燃焼のモデル化である[4]。ここで，メタン酸化反応は一つの総括反応で化学反応を記述すると，

$$CH_4 + 2O_2 \rightarrow CO_2 + 2H_2O \qquad (1)$$

である。反応速度は、アレニウス式によると，次式

Copyright © 2000 by JSCFD

$$\dot{\omega}_k = -\frac{d\left[CH_4\right]}{dt}$$

$$= 1.3\times10^9 \exp\left(-48.4/RT\right)\left[CH_4\right]^{-0.3}\left[O_2\right]^{1.3} \quad (2)$$

で与えられる。

実用ガスタービン燃焼器内の流れは乱流状態にあり，乱流火炎についての知見が必要とされている。乱流火炎内では流速，温度，化学種濃度及び圧力は時間的に変動しているが，時間平均量のそれらの諸量を知れば実用上十分である場合が多いと考えられる。このような乱流火炎の数値解析を行う場合，乱流燃焼モデルを必要とするため，今回は k－ε乱流モデルと組み合わせ，Magnussen ら[5]の渦消散モデルを採用した。実用上，下記の燃焼反応

$$fuel(1kg) + O_2\,(r_s kg) \rightarrow product(1 + r_s kg) \quad (3)$$

に対し燃料酸化反応速度は，

mixing－ controlled モデル(渦消散モデル)で，

$$\dot{\omega}_m = A\cdot(\frac{\varepsilon}{k})\cdot\min[\rho_f, \frac{\rho_{O_2}}{r_s}, \frac{B\rho_p}{1+r_s}] \quad (4)$$

と書ける。または kinetics－controlled モデル(アレニウス式)で，

$$\dot{\omega}_k = A_f T^{\zeta_f} \exp\left(-\frac{E_f}{T}\right)\left(\frac{\rho_f}{W_f}\right)^{a'_f}\left(\frac{\rho_{O_2}}{W_{O_2}}\right)^{a'_{O_2}} \quad (5)$$

と書ける。2 つのモデルを組み合わせ、反応速度の大きいモデルの値を取ることにした。即ち，

$$\dot{\omega}_r = \max[\dot{\omega}_k, \dot{\omega}_m] \quad (6)$$

となる。燃料酸化反応とともに NO の生成は，extended Zel'dovich 機構

$$\left.\begin{array}{c} O + N_2 \leftrightarrow NO + N \\ O_2 + N \leftrightarrow NO + O \\ OH + N \leftrightarrow NO + H \end{array}\right\} \quad (7)$$

と 6 式の平衡化学反応

$$\left.\begin{array}{c} H_2 \leftrightarrow 2H \\ O_2 \leftrightarrow 2O \\ N_2 \leftrightarrow 2N \\ 2CO_2 \leftrightarrow 2CO + O_2 \\ 2OH \leftrightarrow O_2 + H_2 \\ 2H_2O \leftrightarrow 2H_2 + O_2 \end{array}\right\} \quad (8)$$

を含む 10 式の化学反応過程を計算する。

3－4. 解析結果

ここで，乱流においては標準乱流 k－ε モデル及び壁法則を，対流（移流）項計算においては準 2 次精度 QSOU（quasi-second-order upwind differencing）スキームを採用した。計算格子が動かないため，ALE 法の特例として Euler 方式とした。

①格子構成

本研究で格子の依存性を調べるため、軸対称モデルに対して四種類の格子について調査を行った。下記の格子を作った。

Table 2 軸対称モデル格子種類

No	格子 (セル数×接点数)	説明 (No 1 と比べる)
1	4394×9168	－
2	6975×14404	1 次領域、軸中心側格子密
3	6574×13624	1 次領域、壁側格子密
4	18056×36880	(2×2)4 倍以上分割

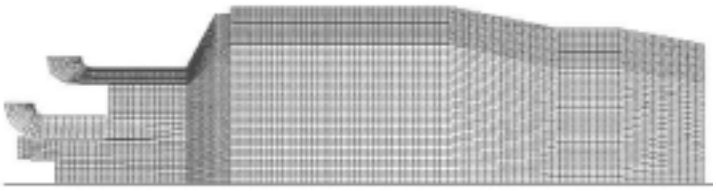


Fig.5　軸対称モデル格子構成(格子 No.3)

ここで，No4 格子は No１格子を元にして軸方向と半径方向に再分割したもので，No2，No3 格子は No1 格子を元にして説明のように局部再分割したものである。

②流れ解析

Table2 の No.1～No.4 の 4 種類格子を対象にし，修正版 KIVA コードで化学反応を含まない流れの計算をした。発散しない適切な初期時間ステップ及び初期条件を与えてから，計算を走らせる。燃焼器内の平均圧力，密度，温度，最大温度等の履歴を監視し，安定な状態にいたると計算を打ち切る。Fig. 6 は No3 格子で計算する時，初めから安定までの計算領域での平均温度履歴である。図に見えるようにおおよそ 8000 時間ステップ(サイクル)を経て，流れ場は安定な状態にある。

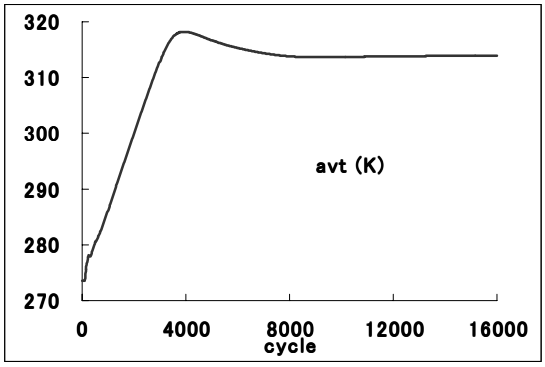
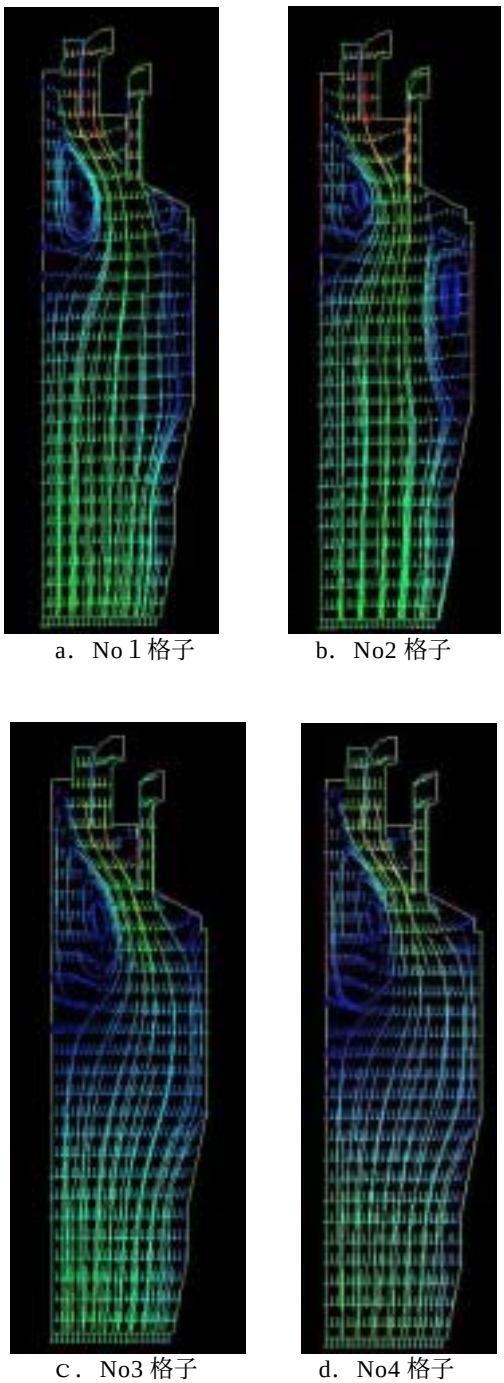


Fig.6　流れ場の平均温度履歴（K，No3 格子）

4 種類の格子における安定状態での計算速度ベクトルはそれぞれ Fig.7 に、メタン質量分率はそれぞれ Fig.8 に示される。図のように，旋回によって中心軸のまわりで一つの大きな循環渦が生成され，1st と 2nd ノズル(通路)の間の角で剥離渦もできて，これらの循環渦は燃焼器稼働中大きな保炎役割を果たすことが考えられる。４つの格子種類における解析結果からみると，No1，No2 格子の解析流れは，ライナー（壁）付近で循環渦も発生し，燃料は壁から離れたある距離まで到達している様子が示される。それに対して No3 格子と No4 格子は壁の周辺で格子解像度が相対的に上昇し，旋回流の特性を十分に反映すると考えられる。また，No3 格子は No4 格子とほぼ同一の流れ、燃料濃度分布を示し，No4 格子の代わりに、本研究は No3 格子を解析格子とした。

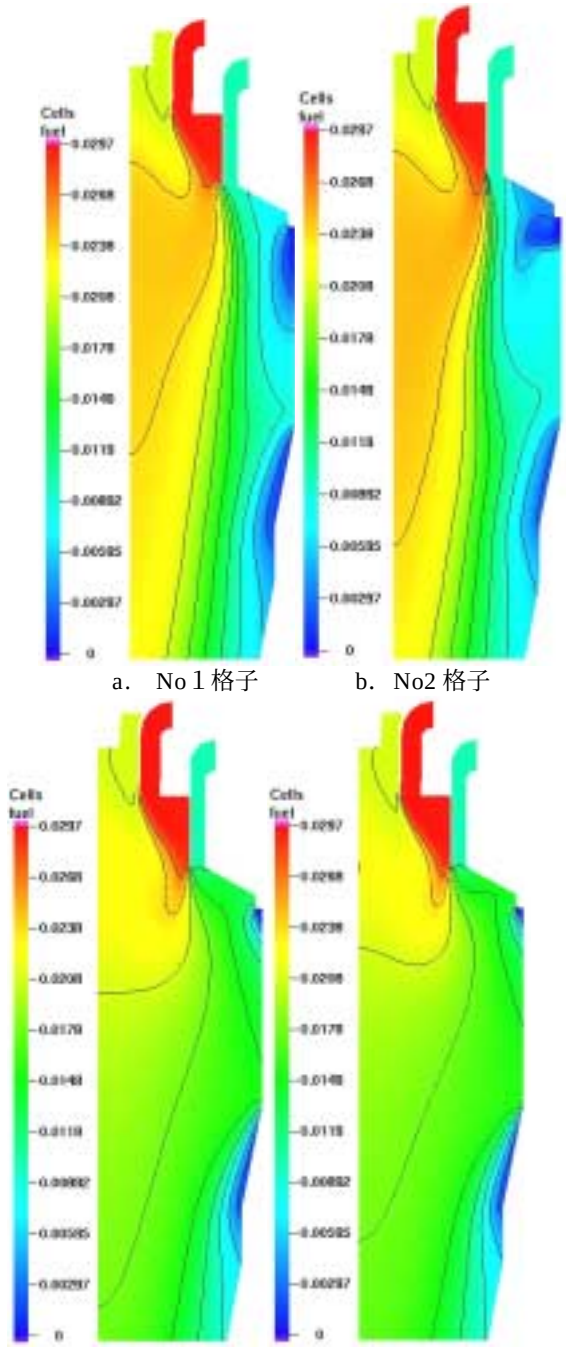
Copyright © 2000 by JSCFD



a．No１格子　b．No2 格子

c．No3 格子　d．No4 格子

Fig.7　計算速度ベクトルと流線



a．No１格子　b．No2 格子

c．No3 格子　d．No4 格子

Fig.8 メタン質量分率コンター

③燃焼反応流解析

計算初期から 2500 時間ステップまで燃焼を含まない流れ計算を行い，計算領域の上流側流れがおよそ安定してから、点火モデルによって点火領域で(Fig.4 参照)着火させ、十分な燃焼が広がるまで火を消さないよう配慮した。点火の時，点火領域のセルで内部エネルギー I は次式により与えた。

$$I = I \cdot (1 + xignit \cdot dt) \qquad (9)$$

ここに，dt は時間ステップ，$xignit$ は点火係数で，計算が発散しないように 1000―10000.0 の間，または点火時間と一緒に調整する。

本研究で実験情報により，1st と 2nd ノズル(通路)の間の角を附加点火領域とした。発散を防げるように 5000 ステップで附加点火を起こした。Fig９は計算初めから安定まで

Copyright © 2000 by JSCFD

計算領域での平均温度の履歴である。

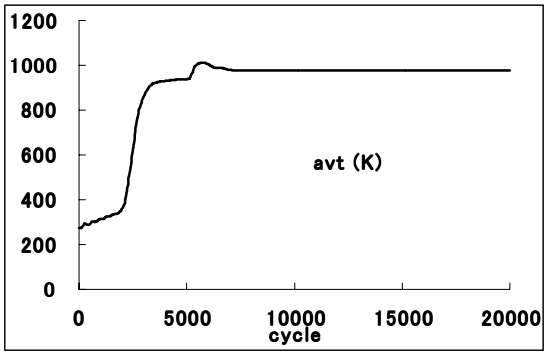
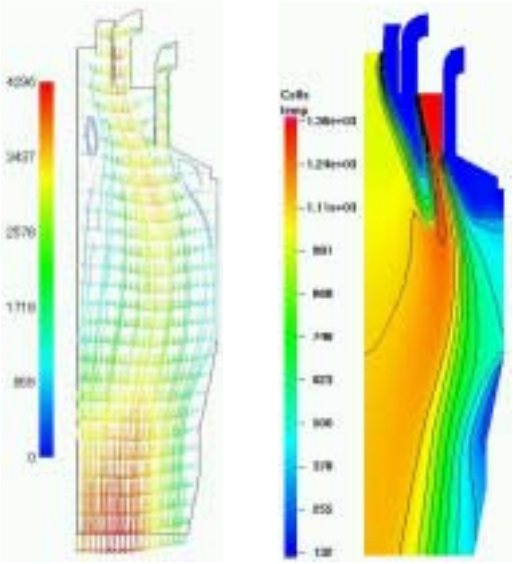


Fig. 9　流れ場の平均温度履歴(K)

Fig10 は軸対称モデルで計算した速度場と温度場である。2nd の予混合気体が極めて希薄で，また旋回強度が十分ではないため，燃焼は相対的に中心部で起きる様子が示される。



a.流線と速度ベクトル(cm/s)　　b.温度コンター(℃)
Fig.10　軸対称モデル計算結果

４．燃焼器の三次元モデル解析

4－1. 解析モデル及び境界条件

燃焼器内部周方向変化を考慮し、三次元モデルで燃焼器の燃焼反応流解析を行った。実燃焼器はパイロット通路で空気がスワラーを通り，スワラーの直後に位置される燃料噴射口から燃料が旋回方向へ噴出される。それに対応し，3 次元解析でパイロットの流入は 2 つの方式で解析を行う。即ち，Fig.11 のように，燃料と空気は別々に噴射口とパイロット入口から燃焼器に入り，または軸対称モデルのように噴射口を無くしパイロット口から予混合気体が燃焼器に入る。Table3 は 3 次元モデル解析用の 3 種類格子を示す。ここに希釈流はライナーと 35°をなす方向で希釈領域に入る方式１と，ライナーと垂直なる方向で希釈領域に入る方式 2 に分ける(Fig.12)。希釈流方式 1 は千鳥配列の分布形状をもつ数百個の極く小さな希釈孔に応じるもので，方式 2 は円周方向 12 個平均分布希釈孔に応じるものである。Fig.13 には格子 No.1 を，Fig.14 には格子 No.3 を示し，図中赤色で希釈流入口を示す。

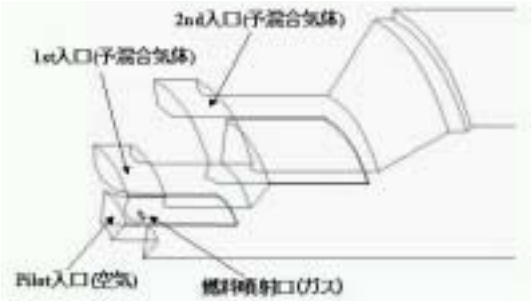


Fig.11　No1 格子の燃料混合気入り口(パイロット噴射)

Table 3　3 次元モデル格子種類

No	パイロット流入方式	希釈流入方式	円周角	格子 (セル数×接点数)
1	メタン噴射	type１	45°	27004×32927
2	予混合気体	type１	30°	35152×41256
3	予混合気体	type2	30°	45440×52107

3 次元モデル解析での境界条件は軸対称モデルと同じであるが，No.1 格子のパイロットガス噴射は円周方向に設定した。

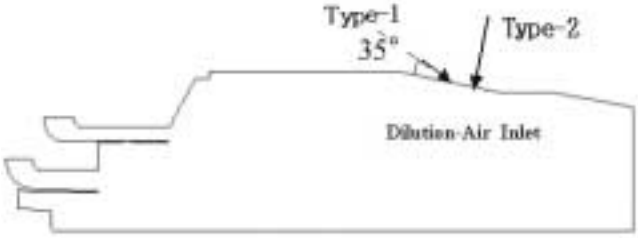


Fig.12　希釈流の方式

Fig.13　3 次元モデル格子(No1)

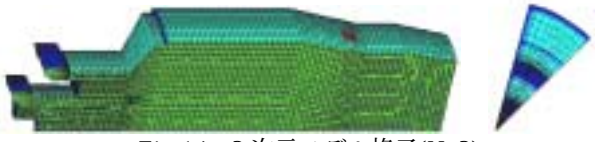


Fig.14　3 次元モデル格子(No3)

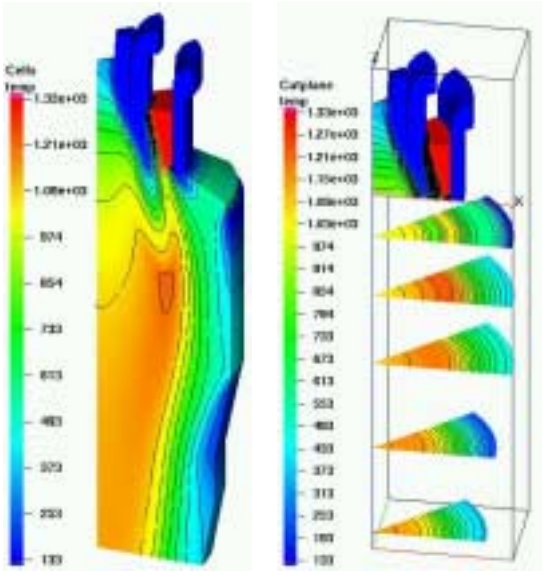
4－2.解析結果

3 種類のモデル格子を対象にし，燃焼解析を行った。ここで乱流に関しては標準 k-ε モデル及び壁法則を採用し，燃焼モデルは軸対称解析と同様である。

①　No.1 格子

Fig.15 は No.1 格子で計算した温度分布で，横断面(x－y 面)の温度分布は，ほぼ軸対称な分布を示している。

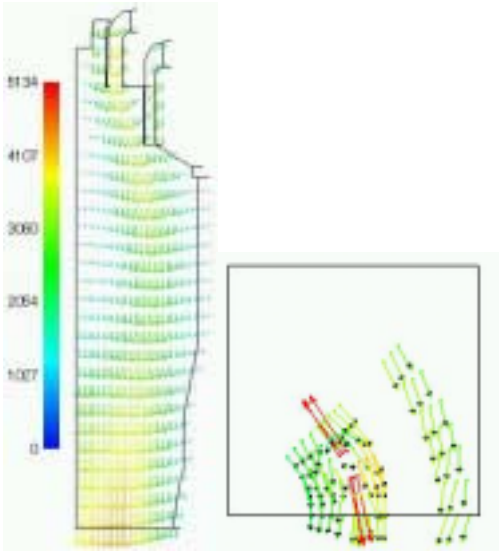
Copyright © 2000 by JSCFD



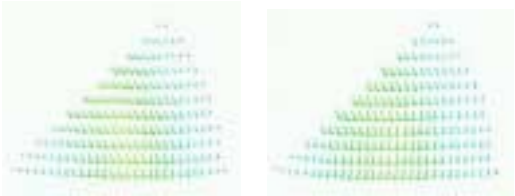
a.温度コンター　　b.横断面温度コンター

Fig.15　計算温度(℃，No１格子)

Fig.16 は速度の計算結果で，断面の位置は Fig.17 で示される。速度は時計回り方向で旋回し，出口まで続くことを示している。



a.断面１　　b.噴射口断面



c.断面 2　　d.断面 3

e.断面４　　ｆ.断面　5

Fig.16　計算速度ベクトル(cm/s, No.１格子)

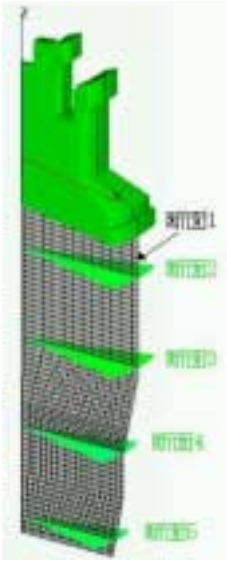


Fig.17　断面位置

②No.2 格子

Fig.18 は No.2 格子で計算した温度分布で，Fig.19 は計算した速度ベクトルである。

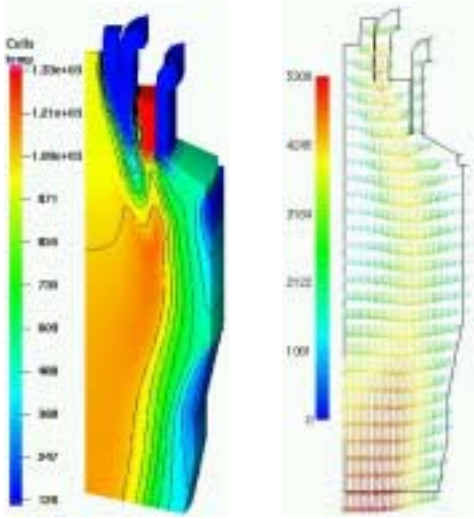
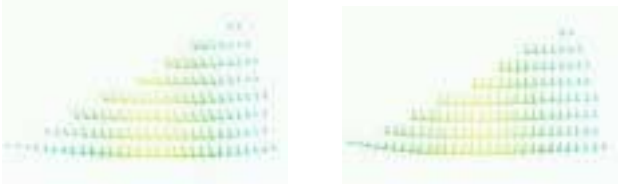


Fig.18　計算温度(℃，No.2 格子)　　a.断面 1



b.断面 2　　c.断面 3

d.断面 4　　e.断面 5

Fig.19　計算速度ベクトル(cm/s, No2 格子)

③No.3 格子

Fig.20 は No.3 格子で計算した温度分布で，Fig.21 は計算した速度ベクトルである。

Copyright © 2000 by JSCFD

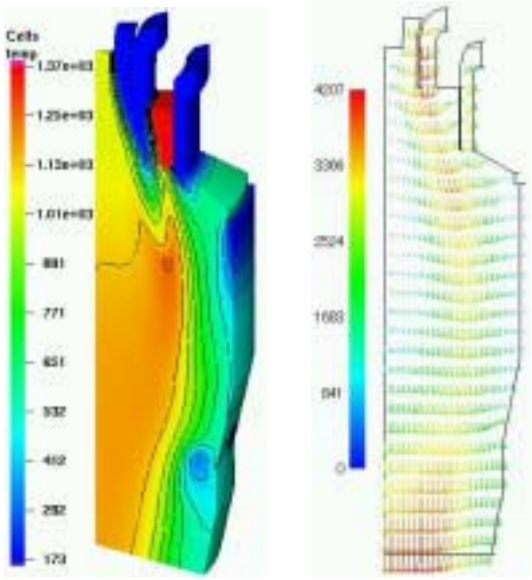


Fig.20　計算温度(℃，No.3 格子)　a.断面 1

b.断面 2

c.断面 3

d.希釈孔中心断面

e.断面 4

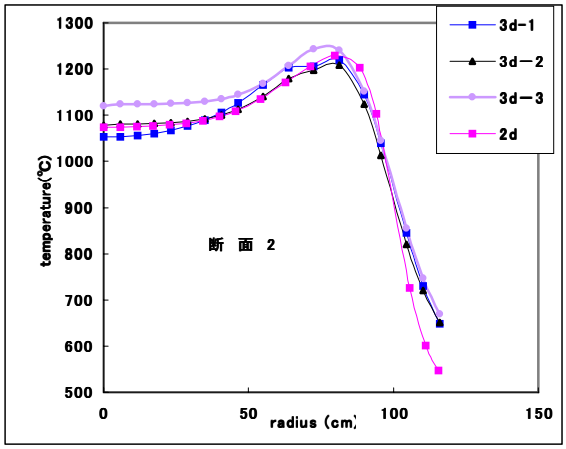
f.断面 5

Fig.21　計算速度ベクトル(cm/s, No3 格子)

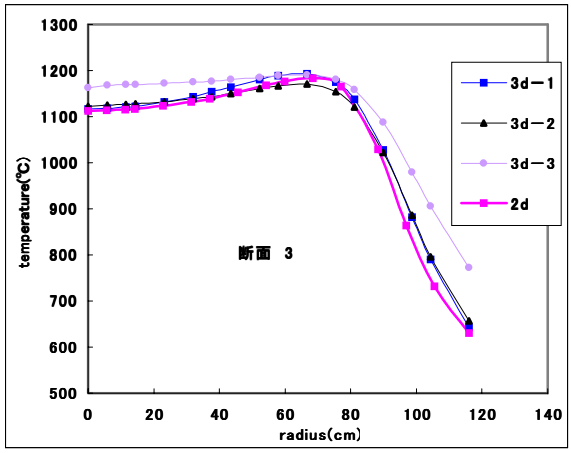
4－3.検討

本研究は，軸対称，三次元モデルで実用燃焼器の燃焼解析を行い，数値解析による燃焼器内部での流れや温度分布，それに化学種成分の分布を容易に知ることを可能にした。燃焼器流れは同じ向きでスワーラにより旋回をかけられ，旋回は出口まで続き，旋回による軸中心部で CTRZ 渦が生成され，1st と 2 nd の角で CRZ 渦も生成される。Fig.22 に希釈領域の上流側断面 2 と断面 3(Fig.17)での平均温度を示す。軸対称モデル(2d)と三次元モデル(3d)の 3 種類格子で計算した結果は同じ傾向を示している。

なお、数値計算上の必要性から軸対称モデルと 3 次元モデルで計算出口での設定圧力の差が多少存在する。また、希釈流の方式などによる計算温度の差が生じる。燃焼器の主区域での計算結果からみると，実現象に近いと考えられたパイロットで燃料を小孔から噴射する方式と，計算に便利な予混合流入を仮定した方式は，ほぼ同じ計算結果を与えることがわかった。したがって，以下の 3 次元計算では後者の方式を採用することとした。



a．断面 2



b.断面 3

Fig.22 計算温度分布(半径方向)

5．燃焼器解析の設計応用

5－1．設計評価

ガスタービンの燃焼器の設計や開発で最も重要で、同時に最も難しい問題は，タービンへの流出ガス温度分布を満足のいくものにすることである。燃焼器ガス温度分布は燃焼器直後にあるタービンノズルやタービン動翼の寿命を決定的にすると考えられる。評価は出口面での最高局所温度 T_{max}，平均温度 T_{avg}，それに温度の mass-weighted standard deviation(MWSD)と pattern factor(PF)の大きさで判断する。MWSD と PF は次の二式 ，

$$MWSD = \frac{\sqrt{\left[\sum_i m_i \left(T_i - T_{avg}\right)^2 / \sum_i m_i\right]}}{T_{avg}} \qquad (10)$$

$$PF = \frac{T_{\max} - T_{avg}}{T_{avg} - T_{jet}} \qquad (11)$$

と書ける。MWSD と PF が小さい方がよい。

100%設計負荷の時、燃焼器における大気状態のガス流量、空気流量と空気比はそれぞれ Table4 に示される。本研究においてはガス予混合希薄燃焼にあたり，最大温度が小さく，NOx の排出も極くわずかである。設計負荷に基づき設計の参考として，旋回強度と希釈空気流量の変化により排ガス，PF 或いは MWSD を評価することにした。計算は修正 KIVA を元に更に PF，MWSD，排ガス等の計算機能をコードに組み込んだ。

Copyright © 2000 by JSCFD

Table 4　入り口空気，ガス流量(100%負荷)

100%負荷	空気比 α (1)	ガス流量 (Nm3/hr) (2)	空気流量 (Nm3/hr) (1)×(2)× 9.524
Pilot	2.37	9.29	209.69
1st	1.35	29.95	385.08
2nd	2.07	28.37	559.31
Cool, Dilution	-	-	378.45
Total	2.38	67.61	1532.52

5−2. 旋回強度に関する評価

ガスタービンの出力は1st と 2nd の燃料-空気予混合気体量により決められる。設計スワーラの旋回角度は 60°で，今回 50°から 75°までの範囲にわたり角度を変更して軸対称モデルで計算を行った。計算結果は Figs.24〜Fig.28 に示され，燃焼器軸方向の概略寸法は Fig.23 に示される。排ガス評価として，NO Emission Index(EI)：Grams of NO/kg of Fuel；同様に CO においては，CO Emission Index (EI)：Grams of CO/kg of Fuel である。

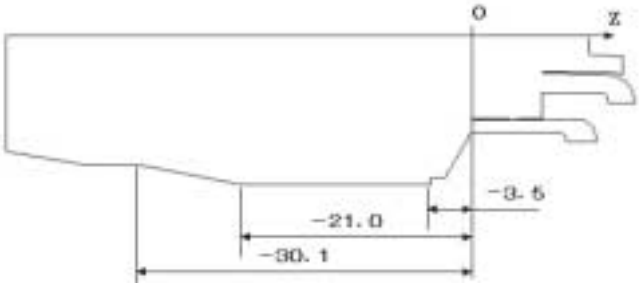


Fig.23 燃焼器軸方向(z)概略寸法

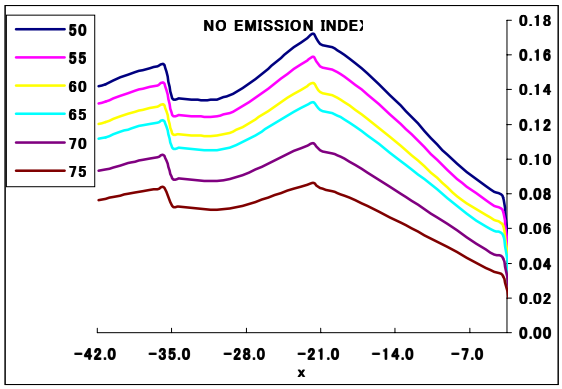


Fig.24　軸方向 NO(EI)の変化

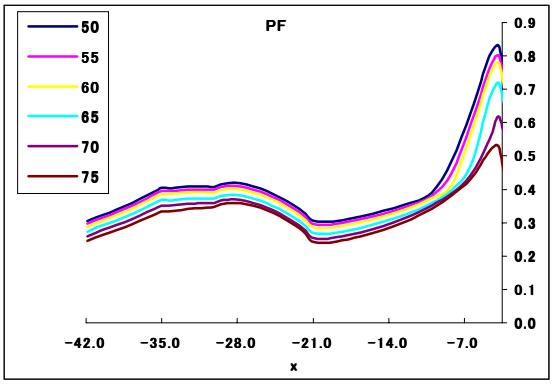


Fig.25　軸方向 PF の変化

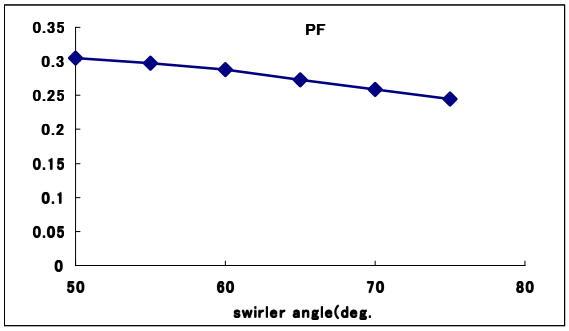


Fig.26　出口 PF−旋回角度との関係

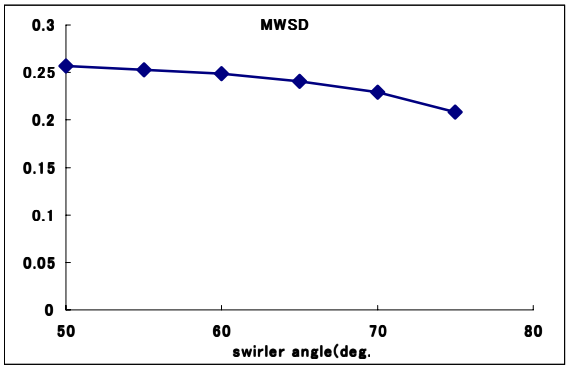


Fig.27　出口 MWSD−旋回角度との関係

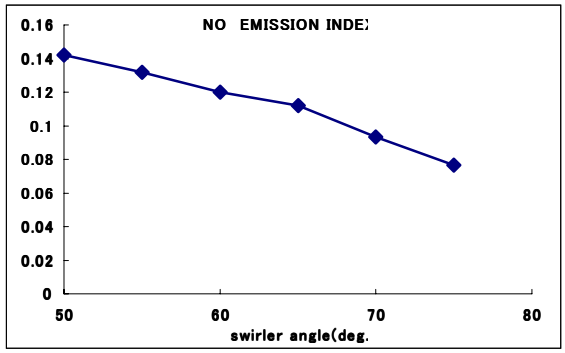


Fig.28　出口 NO(EI)−旋回角度との関係

全体の結果からみると、1st と 2nd でのスワーラ角度が 50°から 75°に大きくなると PF，MWSD，NOx排出は良い方向へと変化することが示されている。

5−3. 希釈空気流量に関する評価

燃焼器で燃焼後の高温ガス，壁面の冷却に使用された

Copyright © 2000 by JSCFD

燃焼器内の空気，そしてライナーから注入された希釈空気が，効率よく混合されて燃焼器下流の温度分布を平均化し，その平均温度あるいはその分布をタービンが許容できることが望ましい。ここで希釈孔から希釈空気の流量変化により 3 次元モデルで出口排ガス，温度均一化を解析した。希釈孔は周方向 12 個に均一に分布し，3 次元計算モデルは 30°セクト格子を取った。J.D.Holdeman ら[(6)] は燃焼器希釈流の最適混合設計について次式を提案した。

$$J = \frac{1}{2}\left(\frac{nC}{\pi}\right)^2 \qquad (12)$$

ここで，　$J = \dfrac{\rho_j V_j^2}{\rho_\infty V_\infty^2}$

n：希釈孔数；

C：実験値，約 2.5；

ρ_j，ρ_∞：噴流，主流の密度；

V_j，V_∞：噴流，主流の速度。

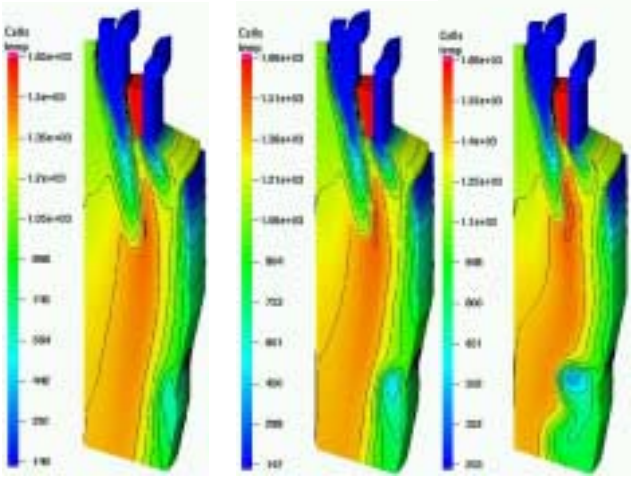
本研究対象においては，上式により，$J = 45.6$ となる。今回はそれを計算範囲に入れ，設計流量を含む 3 つの希釈流量ケースについて解析を行った。即ち，

Case1：$J = 3.6$　(流量比：0.5)

Case2：$J = 14.4$ (設計値，流量比：1)

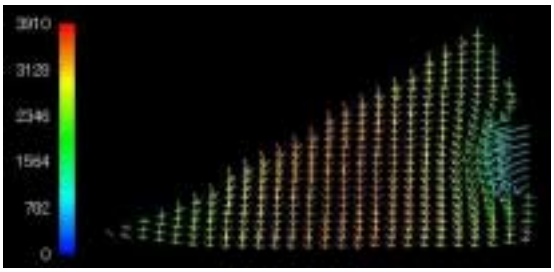
Case3：$J = 57.6$ (流量比：2)

ここで流量比は Case2 に対する相対希釈流量を意味する。Fig.29～Fig.34 は計算結果である。希釈流が強くなると，中心部に近づき，横断面で乱れの渦が強くなる様子が示されている。MWSD において差が小さく，Case 1 と Case 3 の値は Case 2 より小さいことを示し，NOx 排出において Case 2 は一番よく，CO 排出において Case3 は一番よいことを示している。

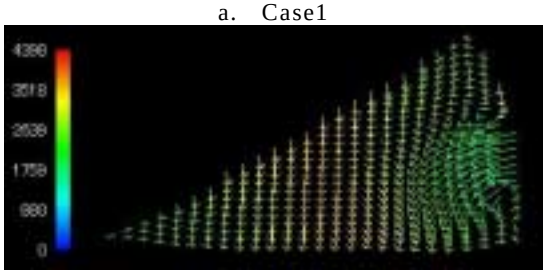


a.Case1　　b.Case2　　c.Case3

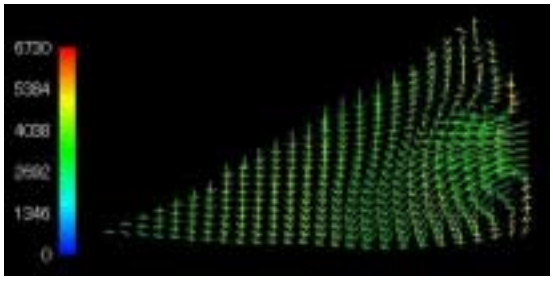
Fig.29　温度分布(℃)



a.　Case1



b.　Case2



c.　Case3

Fig.30　希釈流中心断面での計算速度ベクトル(cm/s)

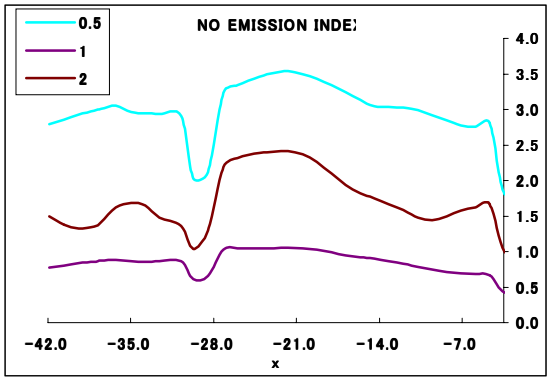


Fig.31　軸方向 NO(EI)の変化

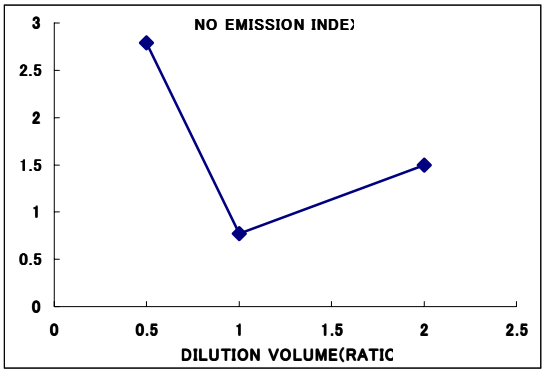


Fig.32　出口 NO(EI)－希釈流量との関係

Copyright © 2000 by JSCFD

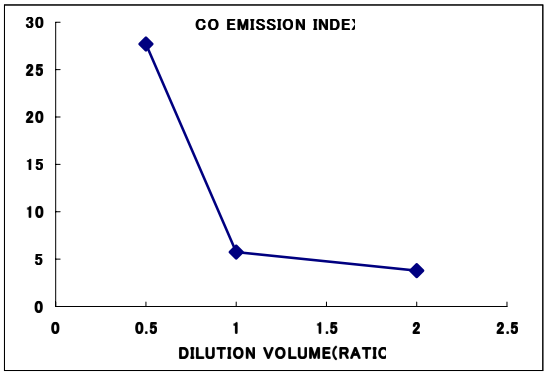


Fig.33　出口 CO(EI)－希釈流量との関係

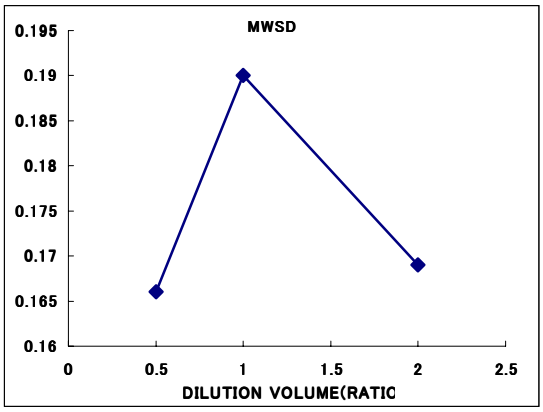


Fig.34　出口 MWSD－希釈流量との関係

6.まとめ

本研究では，エンジン専用解析コード KIVA のソースコードに対して，著者らが新しい機能を加えることにより，実用ガスタービンのカン型燃焼器の複雑反応流解析に適用できるようになった。今回は，初めてメタンの希薄予混合燃焼流解析を対象に，軸対称及び三次元モデルでの数値シミュレーション方法を確立した。さらに，実用燃焼器設計について幾つかの性能評価を試み，設計ソフト開発の一歩を踏み出した。

今後，メタン予混合希薄燃焼あるいは複雑旋回流に対して，より適切な燃焼モデルと乱流モデルを本解析コードに付加し，燃焼器における実用的に精度高い解析ソフトを開発し続けることとする。

参考文献

(1)M.C.Cline&G.J.Micklow&S.L.Yang&H.L.Nguyen,1995, “Numerical Analysis of the Flow Fields in a Staged Gas Turbine Combustor, ” ***J. of Propulsion and Power***,*11(5)*,pp894-898

(2) A.A.Amsden, 1997, "KIVA-3V: A Block-Structured KIVA Program for Engines with Vertical or Canted Valves," ***Los Alamos National Laboratory report LA-13313-MS,*** July

(3) F.K. Owen, 1976, “Measurements and Observations of Turbulent Recirculating Jet Flows ”, ***AIAA Journal***,Vol.14, Nov. pp. 1556-1562.

(4) B.S.Brewster&S. M. Cannon&J.R.Farmer&F.L.Meng, 1999, “Modeling of lean premixed combustion in stationary gas turbines ”, ***Progress in Energy and Combustion Science***, 25,pp353-385

(5) B.F.Magnussen&B.H.Hjertager, 1977, “ On Mathematical Modelling of Turbulent Combustion with Special Emphasis on Soot Formation and Combustion, ”***Sixteenth Symposium (International) on Combustion***,The Combustion Institute, Pittsburgh

(6)J.D.Holdeman&R.Reynolds&C.White , 1987 , “ A Numerical Study of the effects of Curvature and Convergence on Dilution Jet Mixing ”, AIAA paper 87-1953

Copyright © 2000 by JSCFD