

航空機ガスタービン燃焼器内における火炎伝播の数値解析 Numerical analysis of flame propagation in a combustor of an aircraft gas turbine

富永 卓司, 東大院 工学系研究科, 東京都目黒区駒場 4-6-1, E-mail: tominaga@icebeer.iis.u-tokyo.ac.jp
谷口 伸行, 東大 情報基盤センター, 東京都文京区弥生 2-11-16, E-mail: ntani@iis.u-tokyo.ac.jp
伊藤 裕一, 東大 生産技術研究所, 東京都目黒区駒場 4-6-1, E-mail: itoh@icebeer.iis.u-tokyo.ac.jp
小林 敏雄, 東大 生産技術研究所, 東京都目黒区駒場 4-6-1, E-mail: kobaya@iis.u-tokyo.ac.jp
今村 亮, 川崎重工業 (株) ガスタービン開発センター, 兵庫県明石市川崎町 1-1, E-mail: imamura_a@khi.co.jp
都留 智子, 川崎重工業 (株) ガスタービン開発センター, 兵庫県明石市川崎町 1-1, E-mail: tsuru_t@khi.co.jp
Takuji TOMINAGA, School of Mechanical Engineering, the University of Tokyo, 4-6-1 Komaba, Meguro-ku, Tokyo
Nobuyuki TANIGUCHI, Information Technology Center, the University of Tokyo, 2-11-16 Yayoi, Bunkyo-ku, Tokyo
Yuichi ITOH, Institute of Industrial Science, the University of Tokyo, 4-6-1 Komaba, Meguro-ku, Tokyo
Toshio KOBAYASHI, Institute of Industrial Science, University of Tokyo, 4-6-1 Komaba, Meguro-ku, Tokyo
Akira IMAMURA, Kawasaki Heavy Industries, LTD., 1-1 Kawasaki-cho, Akashi-city, Hyogo
Tomoko TSURU, Kawasaki Heavy Industries, LTD., 1-1 Kawasaki-cho, Akashi-city, Hyogo

A large eddy simulation (LES) and a G-equation based on flamelet concept are demonstrated in engineering design for a premixed aircraft gas-turbine combustor. G-equation model is extended for combustion in a non-uniform equivalent ratio of premixed gas. The simulations of the flame propagation are executed in some conditions with different relations of the equivalent ratios, and as a result, the flame positions and propagating behaviors depend on the equivalent ratios.

1. はじめに

近年, 環境問題への配慮から各種内燃機関に対する高効率化と有害排出物の低減の要求が高まっており, 航空機ガスタービンに関してもその例外ではない。ガスタービン燃焼器では, 有害排気である NO_x の低減と機関の高効率化を両立させる手法の一つとして希薄予混合燃焼の採用が挙げられるが, その不安定な燃焼特性から大きな出力変化を要求される航空機ガスタービンへの導入はいまだに困難である。この困難の克服において燃焼器の設計段階における燃焼状態予測手法の確立は重要な要素であり, 数値解析による燃焼状態の予測への期待も高まっている。

このような観点から注目されるのが Large Eddy Simulation (LES) と G 方程式による数値解析手法である。LES は時間平均モデルを用いないことから非定常現象に適した乱流解析法であり, G 方程式は flamelet 概念に基づき予混合燃焼を比較的容易な計算によって解析可能とするモデルである。現状で使用可能な計算機資源等を含めて考慮した場合, この組み合わせによる解析^{[1][2]}は非常に有効な手段であると考えられる。

本研究では, 上述の手法を用いて非定常的な流れ場解析及びステージングタイプの燃焼器において重要な要素である火炎伝播の数値解析を行った。さらに, 予混合気の当量比が空間分布しているケースへ G 方程式モデルを拡張し, 流入予混合気の当量比がステージごとに異なる場合の火炎伝播状況の変化を表現可能なモデルとした。また, 実用燃焼器への解析の適用を想定し, 複雑流れ場の再現手法として実験による計測値の境界条件への適用も併せて行った。

2. 対象燃焼器の構成

本研究で対象とした環状燃焼器形状全体図及び 1 セクタ分を抽出した図を Fig.1 に示す。本形状は全周 16 セクタの環状ステージング燃焼器を想定したものである。ステージング燃焼器とは燃焼領域の大きさで出力を変化させる形状の燃焼器で, 希薄燃焼の際の燃焼不安定を避け, 安定な出力変化を目的としたものである。ここでは, 環状燃焼器の内側に常時燃焼を行うパイロット領域, 外側に高出力時のみ希薄燃焼を行うメイン領域を配している。メイン領域入口には 6 本の小ノズルがらせん状に組み合わせられた複合ノズルが配置されており, パイロット領域入口にはスワラ羽根の組み込まれた従来型のノズルが配置されている。これらのノズルは各セクタに 1 対ずつ配置されており, 旋回流を生成しながら燃焼器内へ予混合気を噴出する。

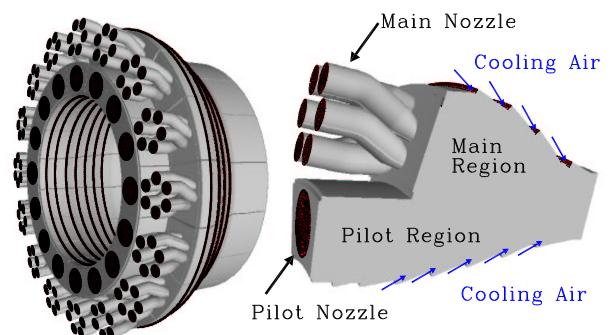


Fig.1: The combustor and the one sector model

また燃焼器の内壁と外壁には冷却空気流入口があり, 燃焼器壁面の冷却の為に冷却空気が流入する。数値解析モデ

ルとしては、上記形状より 1 セクタを抽出した。

なお、本燃焼器形状については、ノズル間の相互干渉を考慮し 3 セクタを抽出した供試体を用いた実験が行われており、非燃焼流れに対する流れ場の測定及び燃焼流れに対するメイン領域への着火の検証がなされている^[3]。解析結果の章において、測定値との解析結果の比較についても述べる。

3. 記号

特に断わりのない限り、本論文では以下の記号を用いる。

x_i	: 3 次元正規直交座標系における i 座標 ($i = 1, 2, 3$)
$\bar{a}$	: 物理量 a に空間フィルタを施した値
u_i	: i 方向の速度成分
ρ	: 密度
p	: 圧力 / 密度 ($= \frac{P}{\rho}$)
P	: 圧力
T	: 温度
u'	: 乱流変動速度成分
ν	: 動粘性係数
τ_{ij}	: フィルタ操作による乱流応力
Δ	: LES におけるフィルタ幅
S_c	: Schmidt 数
ν_{SGS}	: SGS 成分による乱流動粘性係数
S_{cSGS}	: 乱流 Schmidt 数
S_{ij}	: ひずみ速度テンソル
$ S $	: $= \{(\sum_{i,j} (S_{ij}^2))\}^{\frac{1}{2}}$
G	: 火炎面位置を表現するスカラ
ξ	: 混合分率
s_L	: 層流火炎伝播速度
s_T	: 乱流火炎伝播速度
δ	: 火炎厚み
ϕ_{main}	: メインノズルから流入する予混合気の当量比
ϕ_{pilot}	: パイロットノズルから流入する 予混合気の当量比
r	: 対象環状燃焼器中心軸からの半径
R	: 対象環状燃焼器外半径

4. 基礎方程式

現在の解析では、燃焼による流れ場への影響は考慮していない。従って流れ場及び燃焼に対し、それぞれ独立に基礎方程式を示す。

4.1 流れ場の基礎方程式

LES の基礎方程式は以下になる。
運動方程式：

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \bar{u}_i \bar{u}_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\nu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \tau_{ij} \right) \quad (1)$$

連続の式：

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (2)$$

ここで Smagorinsky モデルを用いると、 τ_{ij} は

$$\tau_{ij} \equiv \bar{u}_i \bar{u}_j - \bar{u}_i \bar{u}_j = -2\nu_{SGS} \bar{S}_{ij}, \quad (3)$$

$$\nu_{SGS} = (C_s \Delta)^2 |\bar{S}| \quad (4)$$

という形でモデリングされる。

4.2 燃焼の基礎方程式

G 方程式とは、予混合燃焼における火炎伝播について、火炎が極めて薄い層状構造であると仮定する flamelet モデルを用いた火炎面位置を表すスカラ方程式である。火炎面はスカラ G がある値 G_0 をとる等値面で表され、 $G < G_0$ が未燃領域、 $G > G_0$ が既燃領域を表す。本研究では $0 \leq G \leq 1$ 、 $G_0 = 0.5$ とした。LES に適合するようにフィルタリングを施した G 方程式は以下になる。

$$\frac{\partial \bar{G}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{u}_j \bar{G}}{\partial x_j} = s_L |\nabla \bar{G}| - \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{u}_j \bar{G} - \bar{u}_j \bar{G}) \quad (5)$$

通常は単一の予混合気による燃焼を取り扱うため、これまでの G 方程式モデルでは s_L を定数として扱っていた。しかし、今回のように当量比の異なる予混合気が解析領域内に存在する場合には、 s_L を変数として扱う必要がある。これは、Müller *et al.*^[4]が RANS による噴流拡散火炎の浮き上がり表現のモデルに採用されている手法であるが、今回はそれを LES での予混合燃焼解析へ適用した。実際には s_L の値は当量比、温度等に依存するが、本研究では局所の当量比にのみ依存するものと仮定した。すなわち、

$$s_L(\xi, T, \dots) \simeq s_L(\xi) \quad (6)$$

とした。

$s_L(\xi)$ がどのような関数であるかは、本研究で取り扱った燃焼が希薄燃焼であるため文献によるデータからは得られなかった。そのため、文献^[5]による実験値で最も低い当量比における伝播速度の値と勾配を用い、伝播速度が当量比とともに線形に減少する関数形を仮定した。当量比の空間分布については、フィルタリングした混合分率の輸送方程式

$$\frac{\partial \bar{\xi}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{u}_j \bar{\xi}}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \left(\frac{\nu}{S_c} + \frac{\nu_{SGS}}{S_{cSGS}} \right) \frac{\partial \bar{\xi}}{\partial x_j} \right\} \quad (7)$$

を同時に解析し、その瞬時値から算出した。

式 (5) は、実際の火炎面にフィルタ操作を施して滑らかなにした火炎面に対する方程式となっている。このため右辺の 2 つの項に対しては何らかのモデルを導入し、滑らかな火炎面を表すスカラ $\bar{G}$ によって評価することを可能とする必要がある。

まず、右辺第 1 項に関しては乱流火炎伝播速度 s_T を導入した以下のようなモデルを採用した。

$$s_L |\nabla \bar{G}| = s_T |\nabla \bar{G}| \quad (8)$$

$$\frac{s_T}{s_L} = \exp \left\{ \frac{(u'/s_L)^2}{(s_T/s_L)^2} \right\} \quad (9)$$

$$u' = \Delta |\bar{S}| \quad (10)$$

ここで、 s_T についての式 (9) は、Yakhot *et al.* ^[7]によるモデルを用いている。このモデルは変動速度成分 u' が大きくなると指数関数的に s_T の値が増大するが、指数部を $(s_T/s_L)^2$ で除することで s_L が過大となることを抑制するものである。 u' についてはさまざまな評価法があるが、本研究では式 (10) の形式を用いた。

次に式 (5) の右辺第 2 項に関しては、線形拡散を仮定した以下のようなモデルを採用した。

$$(\overline{u_j G} - \bar{u}_j \bar{G}) = -\frac{\nu_{SGS}}{\sigma_G} \frac{\partial \bar{G}}{\partial x_j} \quad (11)$$

ここで、係数 σ_G に物理的な意味はないが、この項全体は SGS 成分による火炎面の拡散と捉えることができる。したがって、この項には火炎に尖点が発生することを防ぐ効果があり σ_G はその強度を決定する係数となっている。本研究では、経験値として $\sigma_G = 0.25$ を用いた。

最後に、火炎伸張による消炎のモデリングについて述べる。せん断の強い領域では、火炎が引き伸ばされることによって消炎が起こる事が知られている。そのため本研究では実験データをもとに、以下のような条件下で消炎が起こるものとし、火炎伝播速度が 0 になるモデル^[6]を用いた。

$$g \left(\frac{\delta}{s_L} \right) \geq 2.663 \quad (12)$$

$$g = |\bar{S}| \quad (13)$$

ここで、 g は速度勾配であり、本研究では式 (13) のように取り扱った。また、 δ の値は Götting *et al.* ^[8]を元に見積もった。

5. 計算条件

主な解析条件については Tab.1 に示す。

Tab.1: Computational condition

Reynolds Number	59600
Pressure P(MPa)	0.1013
Temperature T(K)	623
Fuel	Methane-Air
Equivalent ratio ϕ_{main}	0.4, 0.6
ϕ_{pilot}	0.7

5.1 解析格子

数値解析に用いた格子を Fig.2 に示す。格子数はメイン領域に約 22 万点 ($91 \times 40 \times 61$)、パイロット領域に約 37 万点 ($151 \times 40 \times 61$) の合計約 59 万点を配した。ノズル及び冷却空気流入口等の詳細形状については、境界条件により表現することとし、解析格子では簡素化した燃焼器形状

を構成した。

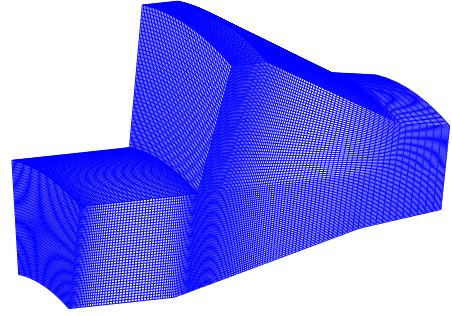


Fig.2: Computational grid

5.2 境界条件

環状燃焼器全体を表現するため、円周方向に対しては周期境界条件を用いた。パイロットノズルからの流入条件は、解析領域全体と比較して小スケールなノズルが作り出す複雑流れ場の再現手法として、実験による測定値を用いた。具体的には、ステレオ PIV によるノズル単体が作り出す流れ場を測定し、ノズル出口断面での速度場の時間平均値を解析領域の境界面に与えるという形をとった。メインノズルからの流入境界条件はノズル開口部に一樣流速を与えるものとした。内壁および外壁については、冷却空気の流入があるため境界層が打ち消されていると仮定し free-slip 条件を適用した。

5.3 解析手法

小垣ら^[9]による境界適合格子スキームを用いた LES 解析コードに、スカラ計算プログラムを組み込んで解析を行った。主な計算手法について Tab.2 に示す。

Tab.2: Computational method

Method for flow field (LES・Kogaki(1999))	
Coupling algorithm	fractional step method ($\Delta t = 2.0 \times 10^{-6}$ [sec])
SGS model	Smagorinsky model ($C_S = 0.1$)
Spatial differential scheme	Second-order central differential scheme
Time advancing scheme (advection term)	Second-order Adams-Bashforth scheme
(diffusion term)	Crank-Nicolson scheme
Stabilizing method	6th-order explicit filter
Method for flame propagation (Scalar G)	
Spatial differential scheme (advection term) (diffusion term)	QUICK Second-order central differential scheme
Time advancing scheme	Second-order Adams-Bashforth scheme

5.4 計算時間

流れ場及び 2 つのスカラ (G および ξ) の解析における 37000step の統計量取得に、HITACHI SR8000(東京大学情

報基盤センター)の1 node(8CPU)を用いて12日間を要した。

6. 解析結果

6.1 流れ場

Fig.3 に本数値解析による軸方向速度瞬時値の断面分布を示す。断面(1)では中心に逆流域が発生しており、これは実験値を適用した境界条件により表現されるパイロットノズルからの流れが解析領域内に生成した旋回流によるものである。その流れは断面(2)に至ると構造のほとんどが失われているが、逆流域は依然存在している。断面(2)において、メインノズルからの流れは6本のノズルから流入するそれぞれのジェットが流入してしばらくは互いに干渉せず独立な構造をもっており、それらに囲まれた領域に逆流域が形成されていることも確認できる。断面(3)では、独立だったメインノズルからの流れは拡散が進みすでに個々のジェットを確認することはできないが、中心部の逆流域は保持されている。また、メインノズルからの流れが、パイロットノズルからの流れに入り込んでおり、パイロットノズルにより作られた逆流域は失われている。そして断面(4)では、ノズルにより形成された流れの構造は確認できないほど拡散混合が進行している。

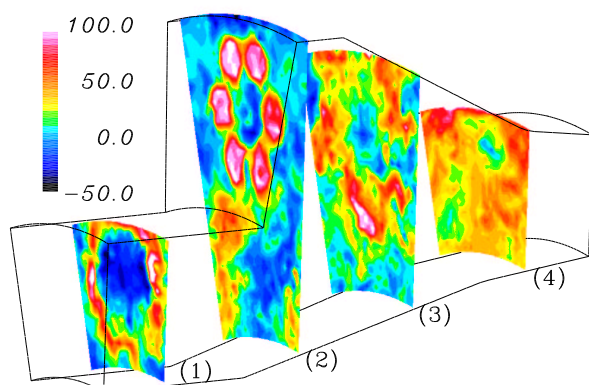


Fig.3: Contours of the instantaneous axial velocity

次に Fig.3 中の断面(1)と(2)の中心における軸方向速度と周方向速度について、解析結果(37000step分の統計量)と実験値との比較を Fig.4, Fig.5 にそれぞれ示す。

断面(1)での軸方向速度について、実験ではパイロットノズルからの流れの中心部分($r/R = 0.65 \sim 0.7$)に逆流域が発生しており、解析でも逆流が表現されている事がわかる (Fig.4 (上)) しかし、定量的には解析結果に逆流速度の過大評価が見られる。また同断面での周方向速度についても、実験と同様な旋回の様子(周方向速度の正負の反転)が解析上で表現されている事がわかるが、ピークの値を比較すると解析結果に過大評価が見られる (Fig.5 (上)) 断面(2)では、パイロットノズルからの流れ($r/R = 0.6 \sim 0.7$)にお

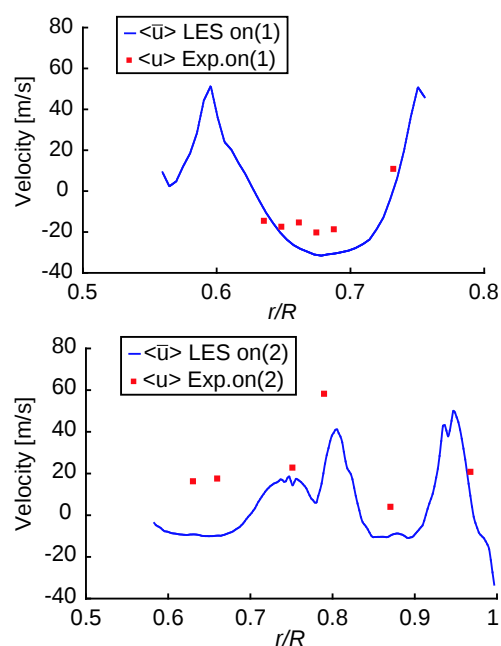


Fig.4: The axial velocity at the center of a sector

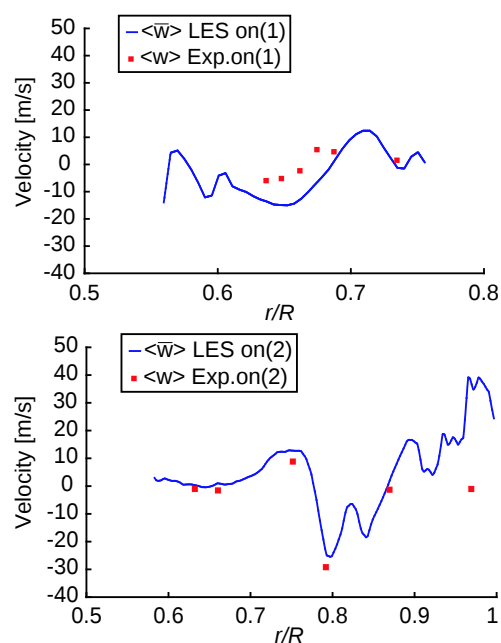


Fig.5: The tangential velocity at the center of a sector

いて軸方向速度が実験と解析で逆転している (Fig.4 (下))。すなわち、実験では断面(2)に至るまでにパイロットノズルの旋回流が作り出した逆流域が閉じているのに対し、解析上では断面(2)まで逆流域が伸びているということであり、解析では逆流域の大きさに関して過大評価をしていると言える。次に、メインノズルからの流れ($r/R = 0.75 \sim 1$)では、ノズルからのジェットが中心上を横切っている2箇所、軸方向速度が高い部分と、ノズルからのジェットに囲まれて軸方向速度の低くなっている領域の位置は実験と解析で一致している。しかし、周方向速度 (Fig.5 (下)) の

$r/R = 0.95$ 付近では大きな差異がある．この原因は，解析において冷却空気の流入を free-slip 境界条件でモデル化したことによるものであると考える．また，ここでも旋回流の中心における逆流速度の過大評価が見られる．

ここまで述べてきたように，速度のピーク値の過大評価が全体にわたって見られる．この原因としては，流入条件に平均値を用いて時間的に一様であると設定しているために，流入する流れは乱れ成分を一切持たず，ジェットの構造などが実際よりも崩れにくくなっていることが考えられる．

6.2 火炎伝播

Tab.1 にあるように，本研究では 2 つのノズルから流入する予混合気の当量比の組み合わせに関して 2 ケースの数値解析を行った．1 ケースは燃焼実験において火炎伝播の希薄限界近傍の $\phi_{pilot} = 0.7$, $\phi_{main} = 0.4$ という組み合わせであり，もう 1 ケースは確実な火炎伝播が確認された $\phi_{pilot} = 0.7$, $\phi_{main} = 0.6$ という組み合わせである．初期条件としてパイロットノズル出口下流の逆流域内に着火点を定義し，以降の火炎の広がりに対する解析を行った．Fig.7 にそれぞれのケースでのスカラ G の伝播の経過を示す．各画像は，上から下へ点火 12ms 後から 6ms 毎のスカラ G の断面分布である．

どちらのケースも $\phi_{pilot} = 0.7$ であることから，パイロット領域内では火炎伝播の様子にほとんど差が見られない． $\phi_{main} = 0.4$ のケースではメイン領域に部分的には G の値が高い領域が存在し，火炎片がメイン領域に入り込む様子が表現されているが，全体的には未燃領域でありメイン側への着火が行われているとは考えられない．それに対して $\phi_{main} = 0.6$ のケースでは最終的にメイン領域の逆流域内が既燃領域 ($G > 0.5$) となっており，メイン側への着火が行われていると考える．このとき，火炎はメインノズルの 6 本のジェットの間から逆流域に入り込むものと，下流から逆流に沿って伝播するものとがあり，やがてそれらが結合して逆流域が既燃領域となっている．

7. まとめ

一般座標系 LES による流れ場の解析と G 方程式モデルによる予混合燃焼火炎伝播の解析を実用的な燃焼器形状へ適用した．また，希薄予混合燃焼器における代表的な火炎安定手法であるステーシングタイプの燃焼器に特徴的な，予混合気の当量比が空間分布を持つ場合へのモデルの拡張を行った．

その結果，流れ場に関しては，ノズルによる旋回流に起因する循環領域など火炎伝播に強い影響を与えると考えられる要素を再現していた．しかし，定量的な一致にまでは至っておらず，その原因としては一定の流入条件，冷却空気のモデル化などが考えられる．火炎伝播に関しては，新たに導入したモデルによる解析は安定に実行され，当量比

の異なる条件下での火炎伝播の位置，状態の変化が表現された．

今回の解析は燃焼による流れ場への影響を考慮していなかったが，現在，低 Mach 数近似に基づく密度変化流れの解析手法を用い，燃焼による流れ場の変化を考慮した解析への拡張をすすめている．

8. 謝辞

NEDO の委託研究「航空機エンジン最適化シミュレーション技術の開発」の助成を受けた．ここに謝意を表する．

参考文献

- [1] Menon, S. , Large-eddy simulation of combustion instabilities, Proceedings of the Sixth International Conference on Numerical Combustion, 1996-3
- [2] 朴, 小林, 谷口, 機論 67-659, B(2001), pp. 1609-1616
- [3] 今村ら, ステージング燃焼器内火炎伝播の数値解析に関する研究, ガスタービン学会秋期講演会, 2001
- [4] Müller, C. M. , Breitbach, H. , and Peters, N. , Twenty-Fifth Symposium (International) on Combustion / The Combustion Institute, pp. 1099-1106, 1994
- [5] 本田尚士 監修, ”環境圏の新しい燃焼工学”, フジテクノシステム, p. 15, 1999.
- [6] 稲毛, 大塚, 機論 63-609, B(1997), pp. 1806-1813
- [7] Yakhot, V. , Propagation Velocity of Premixed Turbulent Flames, Combustion Science and Technology, Vol.60, 1988
- [8] Göttgens, J. , Mauss, F. and Peters, N. , Twenty-Fourth Symposium (International) on Combustion / The Combustion Institute, pp. 129-135, 1992.
- [9] 小垣, 小林, 谷口, 機論 65-633, B(1999), pp. 1559-1567

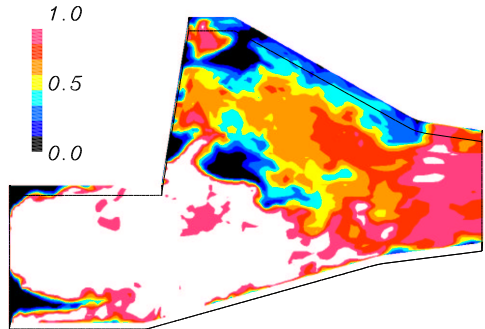
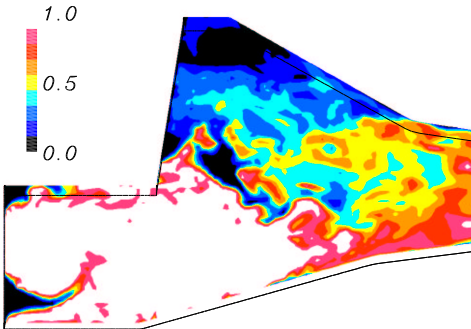
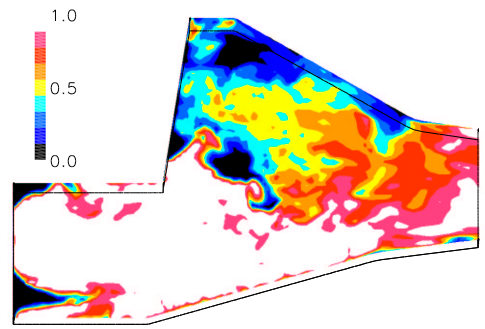
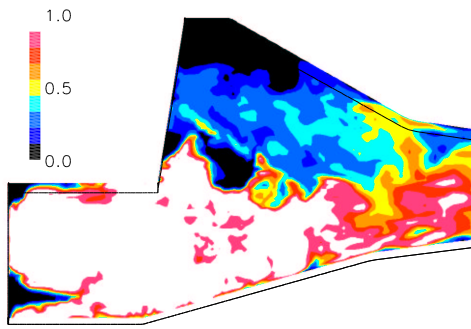
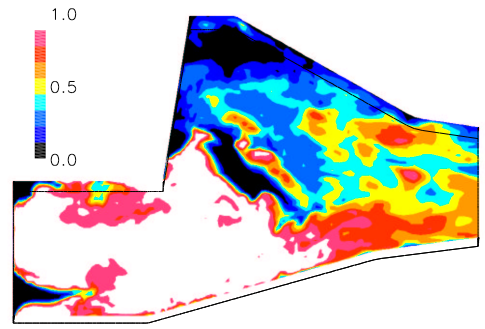
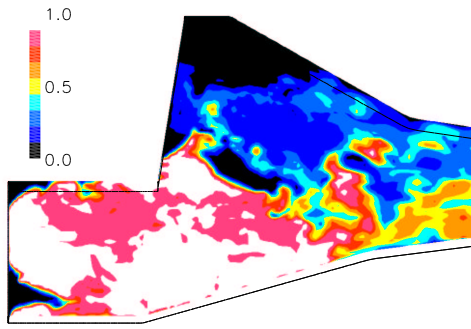
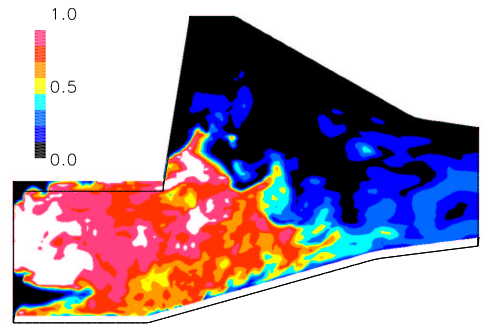
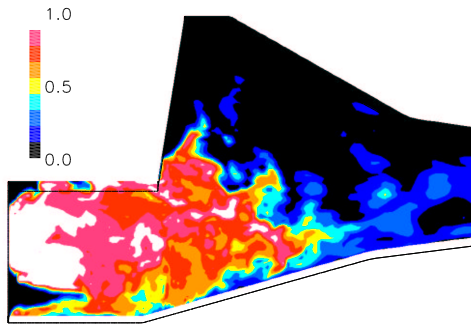
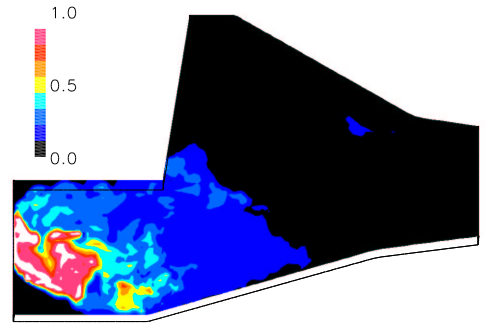
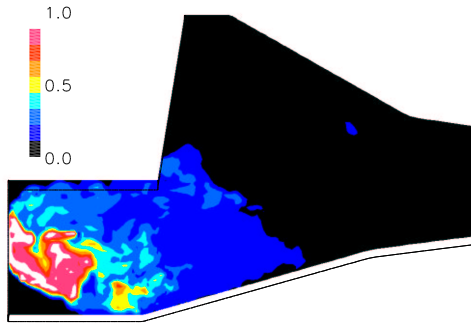


Fig.6: Time evolution of flame (Contour of scalar G)
($\phi_{main} = 0.4$, $\phi_{pilot} = 0.7$)

Fig.7: Time evolution of flame (Contour of scalar G)
($\phi_{main} = 0.6$, $\phi_{pilot} = 0.7$)