

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

CFD解析による航空機用燃焼器の空気孔配置の最適化

飯野 淳, 牧田 光正, 野崎 理

2007年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

CFD解析による航空機用燃焼器の空気孔配置の最適化*

飯野 淳^{*1}, 牧田 光正^{*1}, 野崎 理^{*2}

Optimization of Air Hole Arrangement in Aeroengine Combustor by CFD Analysis*

Jun IINO^{*1}, Mitsumasa MAKIDA^{*1}, Osamu NOZAKI^{*2}

Abstract

The Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) has started TechCLEAN, “Technology development project for clean engines” in October 2003, and has conducted research to develop the combustor of the engine which the specification is matched to the Eco-engine. This engine is designed in the project of “Research and Development for an Environmental-Friendly Small Aircraft Engine” which has been started by the New Energy and Industrial Technology Development Organization (NEDO) in April 2003. Since this combustor is for the next generation aircraft commercial engines, the target of this development is to reduce NOx emissions below 50% of the ICAO (International Civil Aviation Organization) CAEP4 (Committee on Aviation Environmental Protection 4) standard with simple fuel system. In this combustor, we apply the rich-lean combustion concept by adopting simple single-stage airblast fuel nozzle. We discuss the CFD analysis which is conducted in the development process for this aircraft engine combustor in this paper. Steady non-combustion flow is calculated to construct a useful CFD analysis method for the screening work which is important in the earlier stage of combustor development. At first, we compare the CFD results with those of combustion experiments and investigate parameters which has relation with blowout and ignition performance. Then, the combustor which is predicted to have better blowout performance is suggested by optimizing arrangement of air holes.

概 要

宇宙航空研究開発機構(JAXA)では、2003年10月より「クリーンエンジン技術研究開発」(TechCLEANプロジェクト)を開始し、その中で経済産業省・新エネルギー産業技術総合開発機構(NEDO)が2003年4月より開始した「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」への支援の一環としてエコエンジン仕様に合致する燃焼器を開発している。この燃焼器は商用の次期航空機エンジン用で、開発にあたっては、出来るだけ単純な構造を採用しながらICAO (International Civil Aviation Organization) CAEP4 (Committee of Aviation Environmental Protection 4) の50%以下へNOxの排出を低減することを目標としている。このような目標を実現するために、JAXAの燃焼器では、シンプルなエアブラスト型のシングル燃料ノズルを用いたリッチ・リーン燃焼方式を採用している。本論文は、この燃焼器の開発の一環として行われているCFD (Computational Fluid Dynamics) 解析について述べたものである。燃焼器開発の初期段階で重要なスクリーニング作業に有益なCFD解析方法を構築することを目的とし、計算負荷が小さい非燃焼定常流れ場の解析を行っている。まず、上記開発の中で行われた燃焼実験の結果との比較を実施し、保炎、着火性能と関連のあるCFD解析から得られるパラメータを検出した。さらに、このパラメータを用いて保炎性能が高いと予測される空気孔配置を提案する。

* 2007年2月28日受付 (Received 28 February, 2007)

^{*1} 航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム (Clean Engine Team, Aviation Program Group)

^{*2} 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター (Aeroengine Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

記号

D	ライナ高さ[m]
\dot{m}_n	n番目の流線の担う空気の流量[kg/s]
m_n	セルにおけるn番目の流線の担う空気の質量[kg]
m_{noz}	セルにおける燃料ノズルからの空気の質量[kg]
m_{heat}	セルにおける燃焼用空気孔からの空気の質量[kg]
m_{dil}	セルにおける希釈用空気孔からの空気の質量[kg]
m_{total}	$= m_{noz} + m_{heat} + m_{dil}$ [kg]
R	セルにおける燃料ノズルからの空気が占める割合($= m_{noz} / m_{total}$)
\bar{R}	一次燃焼領域全質量中燃料ノズルからの空気が占める割合
Δt_n	n番目の流線がセルに滞在する時間[ms]
$\frac{\Delta t_n}{\Delta t_n}$	燃料ノズルから流入する空気が一次燃焼領域に滞在する時間[ms]
x, r, θ	座標系の3方向成分[m]
v_r	速度の半径方向成分[m/s]
\vec{v}_n	n番目の流線の起点における空気の速度[m/s]
ρ_n	n番目の流線の起点における空気の密度[kg/m ³]
δs	起点設置面における流線一個あたりの面積素片[m ²]

1. まえがき

近年、航空用エンジンの主要構成要素である燃焼器は、省エネルギーや環境保全の観点から、高負荷化、有害排出物(窒素化合物:NOx)の低減化が要求され、それらを実現するための技術を開発することが重要な課題となっている。

このような背景から、宇宙航空研究開発機構(JAXA)では、2003年10月より「クリーンエンジン技術研究開発」(TechCLEANプロジェクト)を開始し、燃焼器から排出されるNOxを低減するための燃焼技術の研究・開発を精力的に行ってきた。現在開発している燃焼器は、2003年4月から経済産業省・新エネルギー産業技術総合開発機構(NEDO)が実施している「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」における「エコエンジン」の仕様に合わせたものである。エコエンジンは、圧力比20程度の商用航空機用エンジンで、エンジン全体のコストを抑えるため構造を単純にすることと、燃焼器については、広い作動範囲に渡って燃焼性能を維持しつつ、ICAO(International Civil Aviation Organization) CAEP4(Committee on Aviation Environmental Protection 4)規制値に対して50%以下にNOx排出低減することが目標として設定されている。

このような設定目標を実現するために、JAXAではこの燃焼器に対して、エアブラスト型で構造のシンプルなシングル燃料ノズルを採用し、その燃料ノズルから導入された燃料の濃い混合気で燃料ノズル近傍の領域を

過濃燃焼状態とし、その下流において空気を導入し希薄燃焼を行うリッチ・リーン燃焼方式を採用している。この燃焼方式を採用することにより、シンプルな燃焼器構造でありながら、燃料ノズル近傍の過濃燃焼領域で保炎・着火性能を維持しつつ、NOxの排出を抑制することが可能となる。

実験では既に、16個の燃料ノズルを有する環状燃焼器から周方向に3/16の領域を切り出した「3/16 マルチセクタ燃焼器」において、CAEP4基準値の40%NOx排出レベルを達成し、現在は実機と同形態の環状燃焼器による試験を実施中である[1-3]。今回のような実機燃焼器の開発においては、定格条件での燃焼効率やNOx生成量などの燃焼性能を満たすこともさることながら、負荷を下げた状態での保炎性能や、低温・低圧での着火性能を確保することの優先順位が高くなっており、本論文では、上記航空機用エンジン燃焼器の開発の一環として、着火・保炎性能の向上を目指して行われたCFD(Computational Fluid Dynamics)解析について述べる。このCFD解析の目的は、燃焼器の開発の初期段階におけるスクリーニング作業に有益なCFD技術を構築することである。

燃焼器のような実験コストの高い製品を短期間、低コストで開発するためには、開発の初期段階におけるスクリーニング作業を効率的に行うことが重要であるが、そのためには、数多くのケースの情報を収集する能力と、各ケースの性能の優劣を的確に判断する能力が必要である。燃料の微粒化現象、燃焼反応を含むCFD解析は、近年非常に精力的に研究[4-5]がなされてきているが、現時点での計算機能力では、計算精度、計算時間等の問題がある。また、非燃焼場のCFD解析は、ある程度信頼性が保証されている結果が短時間で得られるため、近年多くのメーカ、研究機関で積極的に利用されるようになってきているが、現時点で燃焼器の燃焼性能の優劣を判断する確立された手法を提供しているとは言い難い。

このような現状を踏まえ、本研究では、JAXAで開発している小型航空機エンジン用燃焼器をモデルとして、非燃焼場の定常計算を実施し、その結果と、開発の途中で得られた実験結果との比較から、保炎、着火性能の優劣を決定する際に指標となるパラメータを検出する。さらに、そのパラメータを用いて高い保炎性能が期待される燃焼器を提案する。

2. 解析対象

図1は、今回のCFD解析の対象となる実験で使用された3/16 マルチセクタ燃焼器を示したものである。図1(a)は、斜め上流から撮影したもので、環状に3個の燃料ノズルが示されている。図1(b)は、図1(a)の燃焼器から燃料ノズルをはずして、上方から撮影したもので、空気の流れは図中赤線で示されるように上から下へととなっている。本燃焼器ではリッチ・リーン燃焼を行うために、燃料ノズル付近の領域を過濃燃焼状態とし、その後図1(b)に示される中央部に6個左右に並んだ燃焼用空気孔から導入される空気を用いて急速に希釈し、希薄燃焼を行っている。

燃焼用空気孔より下流域において9個左右に並んだ空気孔は希釈用空気孔で、タービンへ運ばれる空気の温

度を下げ、温度分布を一様にするための空気を導入する役目がある。また、燃焼用空気孔の上流域と希釈用空気孔の下流域に設けられている多数の小さな冷却用空気孔からは、壁面の過熱を防ぐための空気が壁面に沿うように導入される。

本燃焼器では、着火条件における燃料ノズル近傍の局所当量比を1付近とするために、燃料ノズル以外の燃焼・希釈・冷却用空気流量が全流量の約9割となっており、ノズルの特性のみならず、各空気の導入位置・空気量配分が燃焼器の性能を大きく左右するものとなっている。特に燃焼用空気孔はリッチ・リーン燃焼に直接関わってくる空気を導入しているため、その配置・大きさは非常に重要である。従って本論文では燃焼用空気孔の配置に注目して議論を進める。

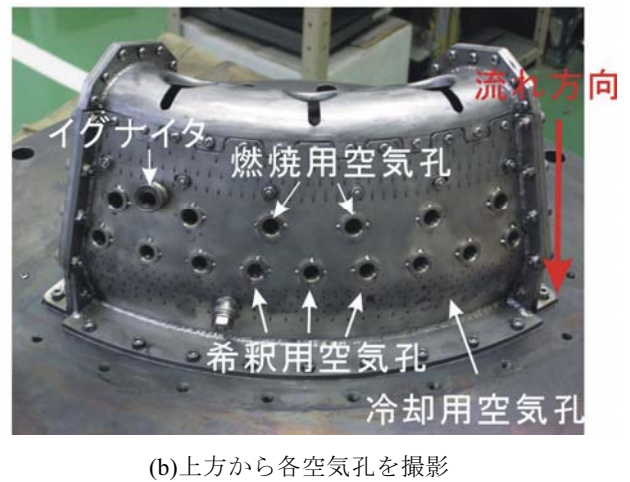
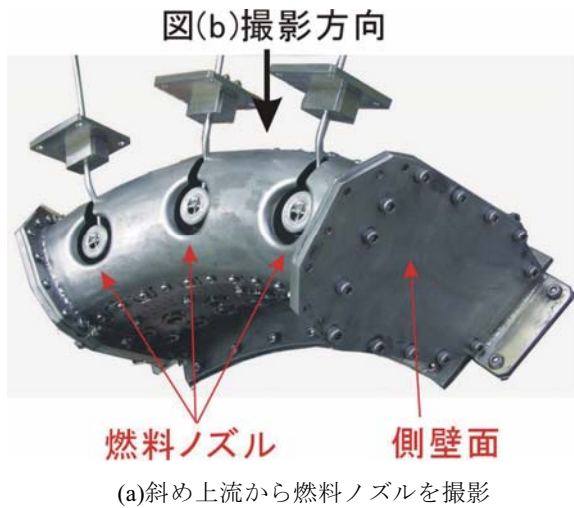


図1 3/16 マルチセクタ燃焼器

3. 解析手法

本章では、今回行ったCFD解析の計算方法並びに計算で使用した計算格子について述べる。

3.1 計算方法

本CFD解析では、JAXA開発の三次元圧縮性コードであるUPACS (Unified Platform for Aerospace Computational Simulation) [6][7]を使用している。UPACSには様々は計算手法が組み込まれているが、今回使用した主な計算手法は以下の通りである。

方程式 : RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations)

乱流モデル : Spalart-Allmaras

空間離散化 : 有限体積法

時間積分 : MFGS(Matrix Free Gauss Seidel) 陰解法と局所時間刻法の併用

高次精度化 : MUSCL(Monotone Upstream-centered

Schemes for Conservation Laws)法

格子 : 構造格子(マルチブロック法と重合格子の併用)

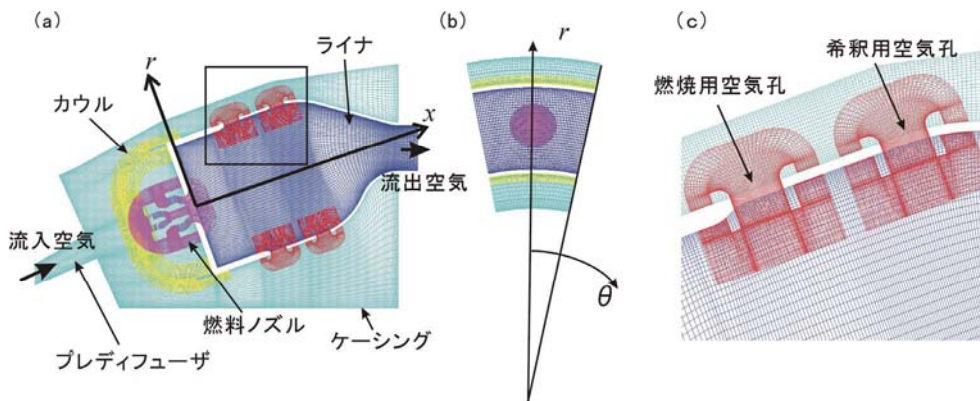
本CFD解析は、実験結果との比較を前提としているため、プレディフューザ、ケーシング、ライナ、カウル等を計算対象に含め、実験状況をなるべく忠実に再現している。ただし、計算負荷を小さくするために、実験で使用された3/16 マルチセクタモデル(図1参照)における側壁面の影響は中央のセクタの流れ場には影響が少ないものと仮定して、1/16の領域において側面に周期境界条件を用いて計算を行った。また空気孔に関しては、冷却用空気孔から導入される空気はライナ内の流れ場には影響が少ないものとして、燃焼用空気孔及び希釈用空気孔のみを再現している。さらに、複雑形状の計算対象を扱う手段としてSteger[8]らによって提案された重合格子法*を採用している。

3.2 計算格子

本CFD解析で使用した計算格子を側方から見たものを図 2(a), 後方から見たものを図 2(b)に示す. 議論の際の座標系は, ライナ前面に設置された燃料ノズル (ピンク) 出口の中心を原点とし, 燃料ノズルの軸方向を x 方向, ライナの高さ方向を r 方向, 周方向を θ 方向とする. 従って図 2(a)は, 燃料ノズル中心 ($\theta=0$) を通る $x-r$ 断面, 図 2(b)は, $r-\theta$ 断面を示していることになる.

重合格子法は, ブロック同士の接続部が完全に一致していない格子を用いる方法で, 図 2(a)の異なる色で示されるブロック同士の接続部で採用されている. 図 2(c)は,

図 2(a)中, 四角で囲まれた部分を拡大したもので, 燃焼用, 希釈用空気孔(赤色), ケーシング(シアン), ライナ(青色)の格子が重合格子によって接続されている様子を示したものである. 重合格子法を用いることにより, 部品の形状や位置を変更したい場合は, 変更したい部品のみを入れ換えれば済むので計算格子を作成する時間が大幅に短縮でき, 効率の良い計算が可能となる. 特に今回のCFD解析のように, 燃焼用空気孔の位置のみを変更させて数多くのケースを扱いたい場合には有益である.



(a)燃焼器全体を側方より表示, (b) 燃焼器全体を後方より表示, (c)各空気孔, ケーシング及びライナ(重合格子)

図 2 計算格子

4. 実験結果との比較

今回の燃焼器の開発では, 最初に保炎性能に対する燃焼用空気孔の配置の影響と着火性能に対するイグナイタの位置の影響を燃焼実験で調べている. 本章では, それらの実験結果との比較を行うことにより, 燃焼性能と関連のある非燃焼定常CFD解析から得られるパラメータの調査を試みる. 尚, 保炎, 着火両実験ともに, 大気圧, 入口温度 10°C 付近で行われている.

4.1 保炎性能

図 3 は, 燃焼実験において保炎性能を比較した 2 ケースに関して, CFD解析に使用した計算格子からカウル, 燃料ノズル, ライナ, 各空気孔の部分抜き出して, 固体壁面の部分をグレーで着色したものである. 図 3(a)は, ライナの上下面における穴の位置が一致している上下対向配置, 図 3(b)は, 穴の位置が互い違いになっている上下千鳥配置の燃焼器であり, 実験では, 千鳥配置の方が保炎性能が高いという結果が得られている.

一般的に燃焼場における保炎性能の優劣は,

- 燃料ノズルの微粒化性能
- 燃料ノズルからライナ内に流入する燃料と空気

混合気が燃焼領域に滞在する時間

の 2 つのパラメータによって支配されると考えられるが, それぞれの影響の度合いは燃焼器の形態に依存する. しかし, 今回の比較実験では, 同じ燃料ノズルを使用し空気孔の配置を変化させていることから, 微粒化性能よりも混合気の滞在時間の方が保炎性能に影響を及ぼしていると考えられる. そこで, 本研究ではまず, 各燃焼器の燃料ノズルの出口断面に様に流線の起点を設置し, その流線から一次燃焼領域における混合気の滞在時間を求めた. 尚, 本燃焼器では, 図 4 のシヤンの太線で示される, 燃焼用空気孔の中心を通る $r-\theta$ 断面 H より上流域を一次燃焼領域としている. 図 5(a)は, 上下対向配置燃焼器の一次燃焼領域をライナ後ろ上方から眺めたもので, 燃焼用空気孔を残してライナ上面の壁を削除して示している. 図中, 四角で囲まれた領域の紫色の部分が流線の起点である. 四角で囲まれた領域を拡大し, 起点の設置面正面から眺めたものが図 5(b)になる. ノズル出口に設置された流線の起点は, 一つの起点が占める面積 δs が等しくなるように, 燃料ノズル部に 912 個設置されている. 燃料ノズル内に設けられている燃料噴出口から噴出

*UPACSにおける重合格子法に関しては, 参考文献[9][10]を参照のこと.

された燃料は、実際にはその付近に非定常・非一様に分布するが、本解析では噴出口より下流の燃料ノズル出口全域(起点を配置した領域)に定常で一様に分布すると仮定している。図 5(c)は図 5(a)に示される起点からの流線を側面に周期境界条件を設定して描いたものである。

図 6 は、図 5(c)の各流線の軌跡上を通過する流体粒子が一次燃焼領域に滞在する時間 $\overline{\Delta t_n}$ を求め、上下対向配置、上下千鳥配置の 2 ケースについてヒストグラムとしてまとめたものである。この図におけるヒストグラムは一次燃焼領域において流線が循環する回数で色分けされており、一度も循環せずに通過したものは赤色で、一度循環したものは緑色で示されている(図 4b参照)。この図から保炎性能が高かった上下千鳥配置では、上下対向配置と比較して、一次燃焼領域で燃料ノズルからの空気が循環し、長い時間滞在していることが分かる。

さらに詳細に流れ場を調査するために、空気的全質量中燃料ノズルからの空気が占める割合を、燃料ノズル、燃焼用空気孔、希釈用空気孔を起点とする流線の軌跡から、下記の方法で求めた。まず、燃焼用空気孔、希釈用空気孔に流線の起点を図 4 の燃料ノズルの場合と同様に設置する。図 7(a)に、上下対向配置燃焼器に設置された流線の起点を黄色(燃焼用空気孔上面)、シアン(燃焼用空気孔下面)で示す。さらに図 7(b)は、図 7(a)における四角で囲まれた領域を拡大し、起点の設置面正面から眺めた図で、流線の起点は、燃焼用空気孔には一つの起点の占める面積 δs が燃料ノズルの場合と等しくなるよう 1320 個設置されている。尚、希釈用空気孔にも同様に流線の起点が設置されている。図 7(c)は、燃焼用空気孔(図 7b)を起点とする流線を側面に周期境界条件を設定して描いたものである。

次に、図 5(c)、図 7(c)で示される流線から、一次燃焼領域において、空気的全質量中燃料ノズルからの空気が占める割合を計算するために、一次燃焼領域を x 方向、 r 方向、 θ 方向にそれぞれ $20 \times 20 \times 20$ 個のセルに分割する。燃料ノズルに起点を N 個設置し、その中で n 番目の流線が先程分割した (i, j, k) 番目のセルに Δt_n 滞在したとすると、そのセルに存在する質量 $m_n(i, j, k)$ は、

$$m_n(i, j, k) = \dot{m}_n \Delta t_n, \quad (4.1)$$

となる。ここで、 \dot{m}_n は n 番目の流線が担う流量、 $\dot{m}_n = \rho_n \vec{v}_n \cdot \delta \vec{s}$ で、起点において定義され、ノズル流量 \dot{m}_{noz} と $\dot{m}_{noz} = \sum_n \dot{m}_n$ の関係がある。

さらに、セル (i, j, k) における燃料ノズルからの空気の質量 $m_{noz}(i, j, k)$ は、

$$m_{noz}(i, j, k) = \sum_{n=1}^N m_n(i, j, k), \quad (4.2)$$

で求められる。燃焼用及び希釈用空気孔に対しても同様にセル (i, j, k) における質量 $m_{heat}(i, j, k)$ 、 $m_{dil}(i, j, k)$ をそれぞれ求めると、セル (i, j, k) における空気的全質量中燃料ノズルからの空気が占める割合 R は、

$$R(i, j, k) = \frac{m_{noz}(i, j, k)}{m_{total}(i, j, k)}, \quad (4.3)$$

となる。ここで、セル (i, j, k) の全質量 $m_{total}(i, j, k)$ は、

$$m_{total}(i, j, k) = m_{noz}(i, j, k) + m_{heat}(i, j, k) + m_{dil}(i, j, k), \quad (4.4)$$

である。また、一次燃焼領域全質量中燃料ノズルからの空気の占める割合 \bar{R} は、

$$\bar{R} = \frac{\overline{m_{noz}}}{\overline{m_{total}}}, \quad \frac{\overline{m_{noz}}}{\overline{m_{total}}} = \frac{\sum_{i,j,k} m_{noz}(i, j, k)}{\sum_{i,j,k} m_{total}(i, j, k)}, \quad (4.5)$$

で求められる。一次燃焼領域における燃料ノズルからの空気の滞在時間の流量平均 $\overline{\Delta t}$ は、

$$\overline{\Delta t} = \frac{\sum_n \dot{m}_n \overline{\Delta t_n}}{\sum_n \dot{m}_n} = \frac{\overline{m_{noz}}}{\dot{m}_{noz}}, \quad (4.6)$$

で求められる。式(4.5)と式(4.6)の比較から、 \bar{R} と $\overline{\Delta t}$ の違いは $\overline{m_{noz}}$ を $\overline{m_{total}}$ で規格化するか、 \dot{m}_{noz} で規格化するかの違いとなっている。

ここで上記の方法で、上下対向配置(図 3a)、上下千鳥配置(図 3b)に対して、燃料ノズルからの空気の割合 R を求め図 8 に示す。図 8(a)(b)は上下対向配置、図 8(c)(d)は上下千鳥配置の場合で、図 8(a)(c)では R が 0.8 以上、図 8(b)(d)では 0.2 以下の領域のみに等値線の色をつけて表示している。これらのCFDの結果の図より、上下対向配置では、上下千鳥配置と比較して、一次燃焼領域に燃焼用空気孔からの空気がより多く流入してきていることが分かる。今回の燃焼器は、着火条件における局所等量比を 1 としているので、一次燃焼領域がノズルからの空気のみで満たされたとしても過濃側燃焼限界には達しな

い.. 従って R が上下千鳥配置の方が高くなっている いう実験結果と対応している.
 CFD解析結果は, 上下千鳥配置の方が保炎性能が高いと

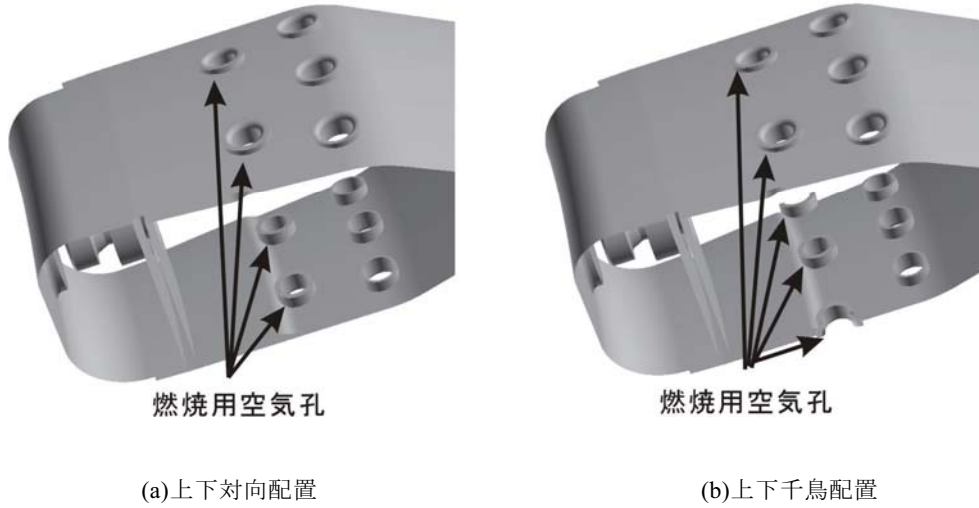


図 3 1/16 セクタモデルの燃烧用空気孔配置

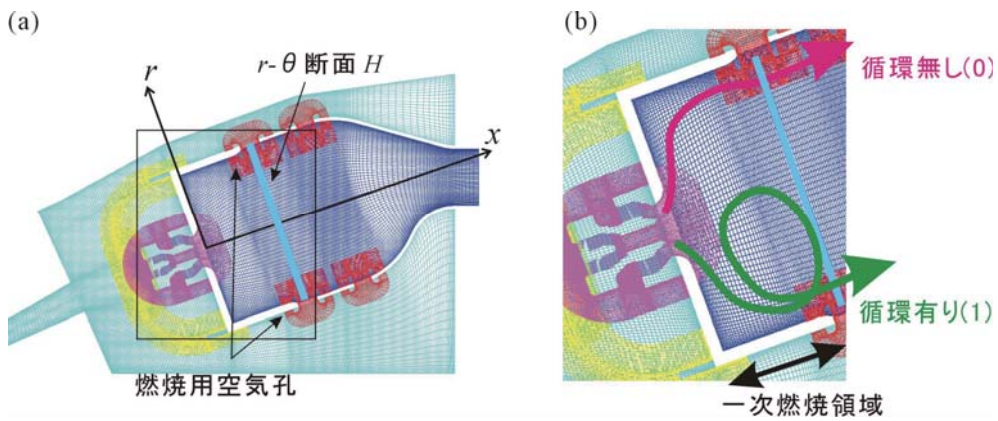
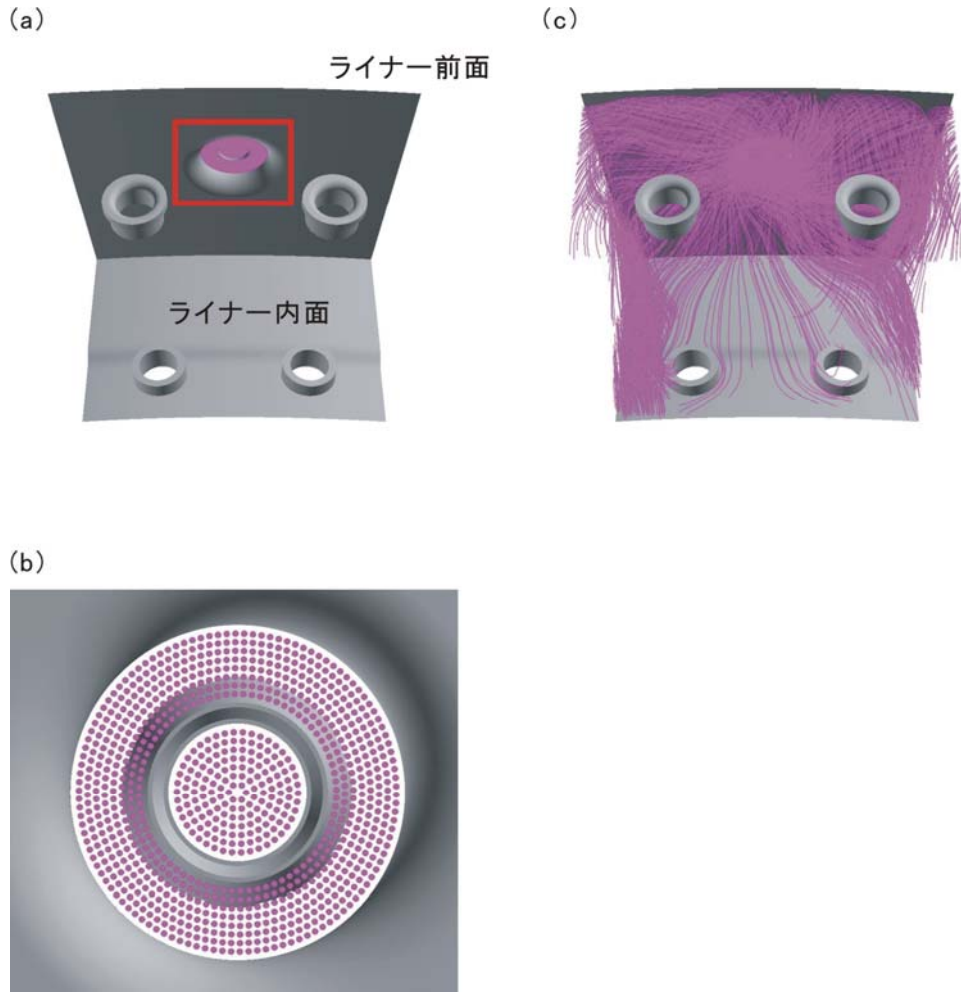
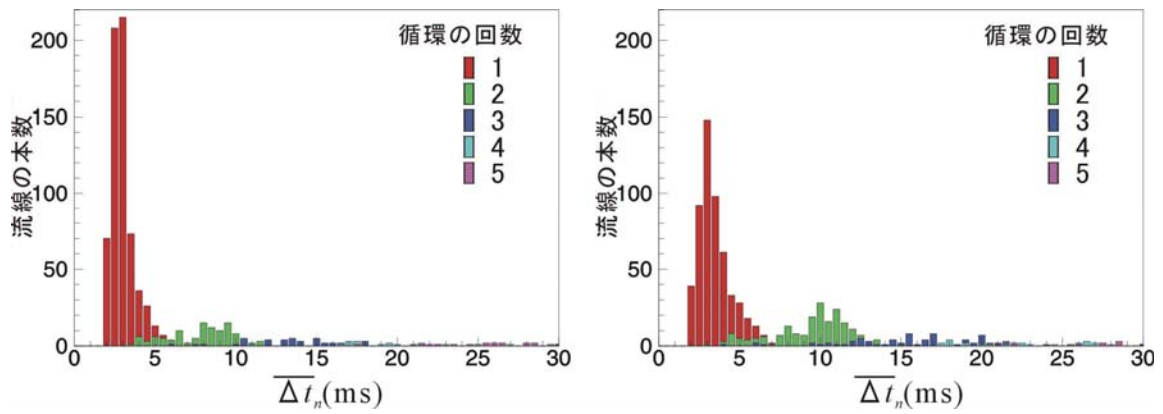


図 4 一次燃烧領域概念図



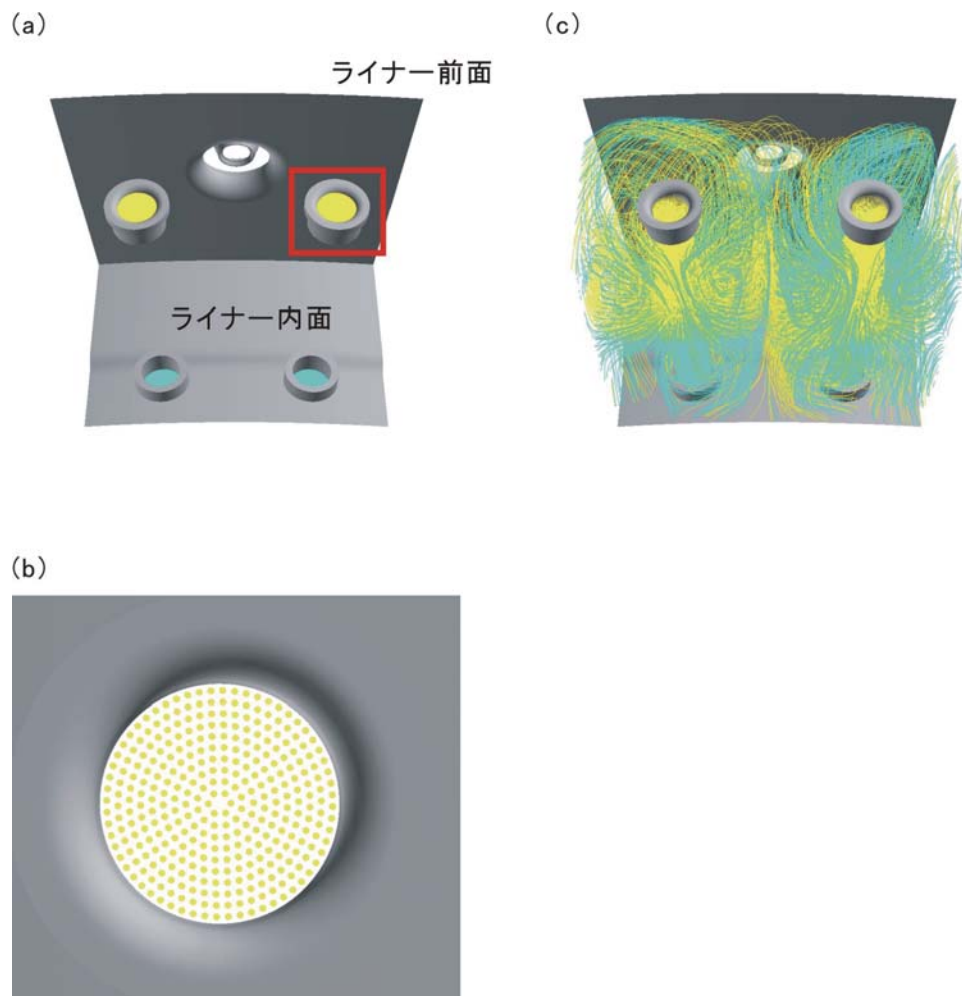
(a)燃料ノズルを通過する流線の起点, (b)燃料ノズル拡大図, (c)実際の流線
 図 5 燃料ノズルを起点とする流線



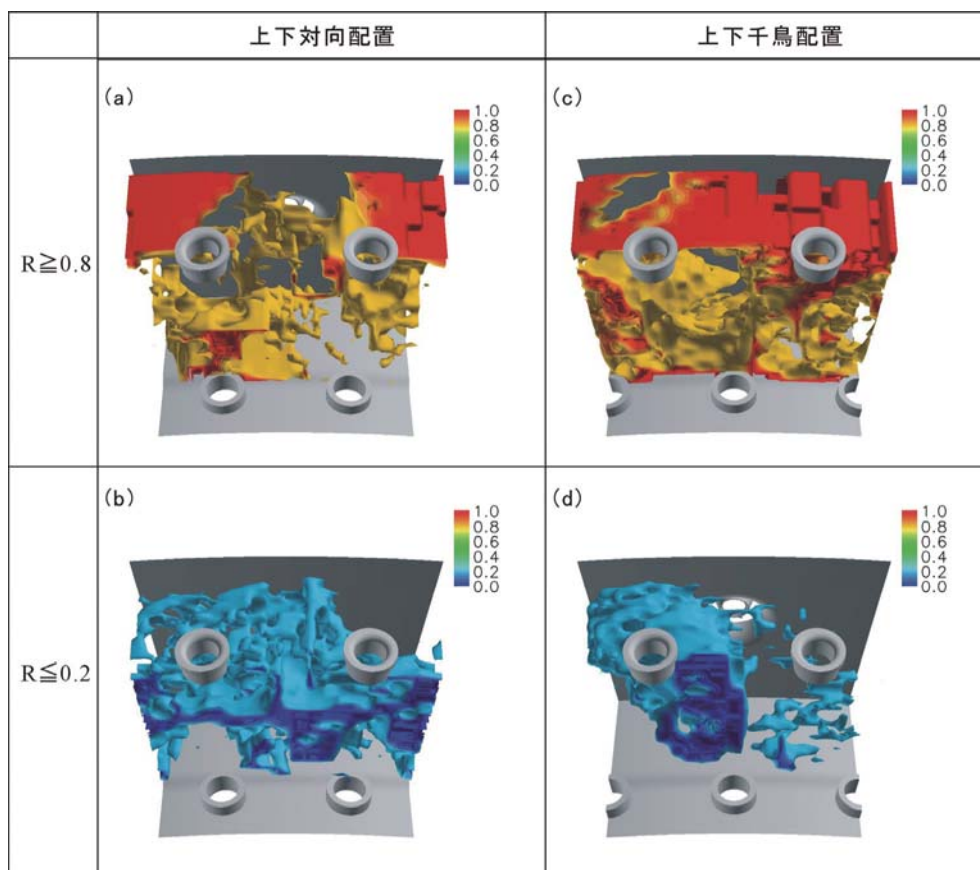
(a)上下対向配置

(b)上下千鳥配置

図 6 各燃焼器において燃料ノズルを通過する混合気が一次燃焼領域に滞在する時間 $\overline{\Delta t_n}$ (ms)



(a) 燃焼用空気孔を通過する流線の起点, (b) 燃焼用空気孔拡大図, (c) 実際の流線
図 7 燃焼用空気孔を起点とする流線

(a)(b)上下対向配置, (c)(d)上下千鳥配置, (a)(c) $R \geq 0.8$ の領域, (b)(d) $R \leq 0.2$ の領域図 8 燃料ノズルからの空気の割合 R

4.2 着火性能

前節では、燃料ノズルから流入する空気が一次燃焼領域に滞在する時間 $\overline{\Delta t_n}$ と燃料ノズルからの空気の割合 R の空間分布を用いて、燃焼実験における保炎性能の結果を説明した。本節では、さらに、燃焼実験における着火性能の結果を非燃焼CFDの結果から説明することを試みる。

今回の小型航空機エンジン用燃焼器の開発では、保炎性能の高かった上下千鳥配置燃焼器において、着火性能に対するイグナイタの位置の影響を調べている。図 9(a)(b)に、着火試験で使用した供試体の 1/16 セクタ燃焼器の上面と下面を撮影したものをそれぞれ示す。燃料ノズルは図の左側に位置し、流れ方向は左から右へとなっている。図 9 に示される通り、イグナイタと燃焼用空気孔の相対的な位置関係が変化するようにライナ上面と下面 2 箇所に設置したところ、下面にイグナイタを設置した方が着火性能が高いことが明らかになった。ここからは、上面に設置したイグナイタをイグナイタ 1、下面に設置したものをイグナイタ 2 と呼ぶことにする。尚、今回の計算では、実験にあわせて 1/16 セクタ燃焼器

の側面を固体壁面としている。

図 10 は、その計算結果から前節同様、燃料ノズルからの空気の占める割合 R の空間分布を求め、各無次元半径 r/D (D は、ライナ高さ)における R の $x-\theta$ 断面分布を示したものである。また、図 10 (a)~(c)は、ライナ下面付近の $x-\theta$ 断面であるため、イグナイタ 2 の位置を②で、図 10(d)~(f)はライナ上面付近の分布を示しているので、イグナイタ 1 の位置を①で示す。図 10(d)~(f)において①付近に、燃料ノズルからの空気の割合 R が非常に低い領域が存在しており、この領域には、燃焼用空気孔から燃料を全く含まない空気が流入してきていることが考えられる。燃焼器内部で着火するためには、イグナイタからの火花によって着火した燃料が燃え尽きる前に、炎が燃え移る必要があり、イグナイタ 1 付近のように燃料の非常に薄い混合気が流入している領域では、着火性能は低くなると考えられる。このような考察から着火の際のイグナイタ位置を選択する際には、燃料の空間的な分布を知る必要があり、非燃焼CFDから求められる燃料ノズルからの空気の占める割合 R の空間分布が非常に有効である可能性がある。

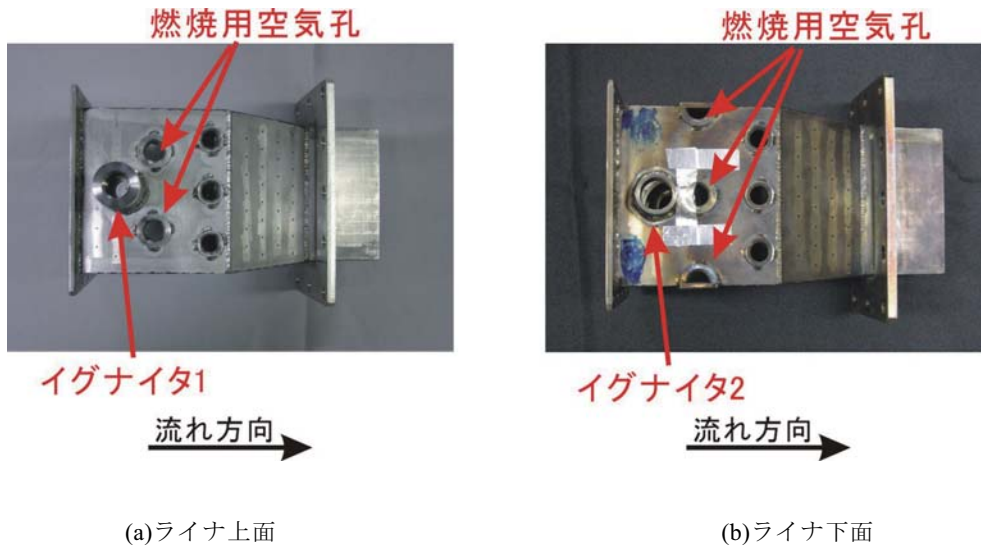
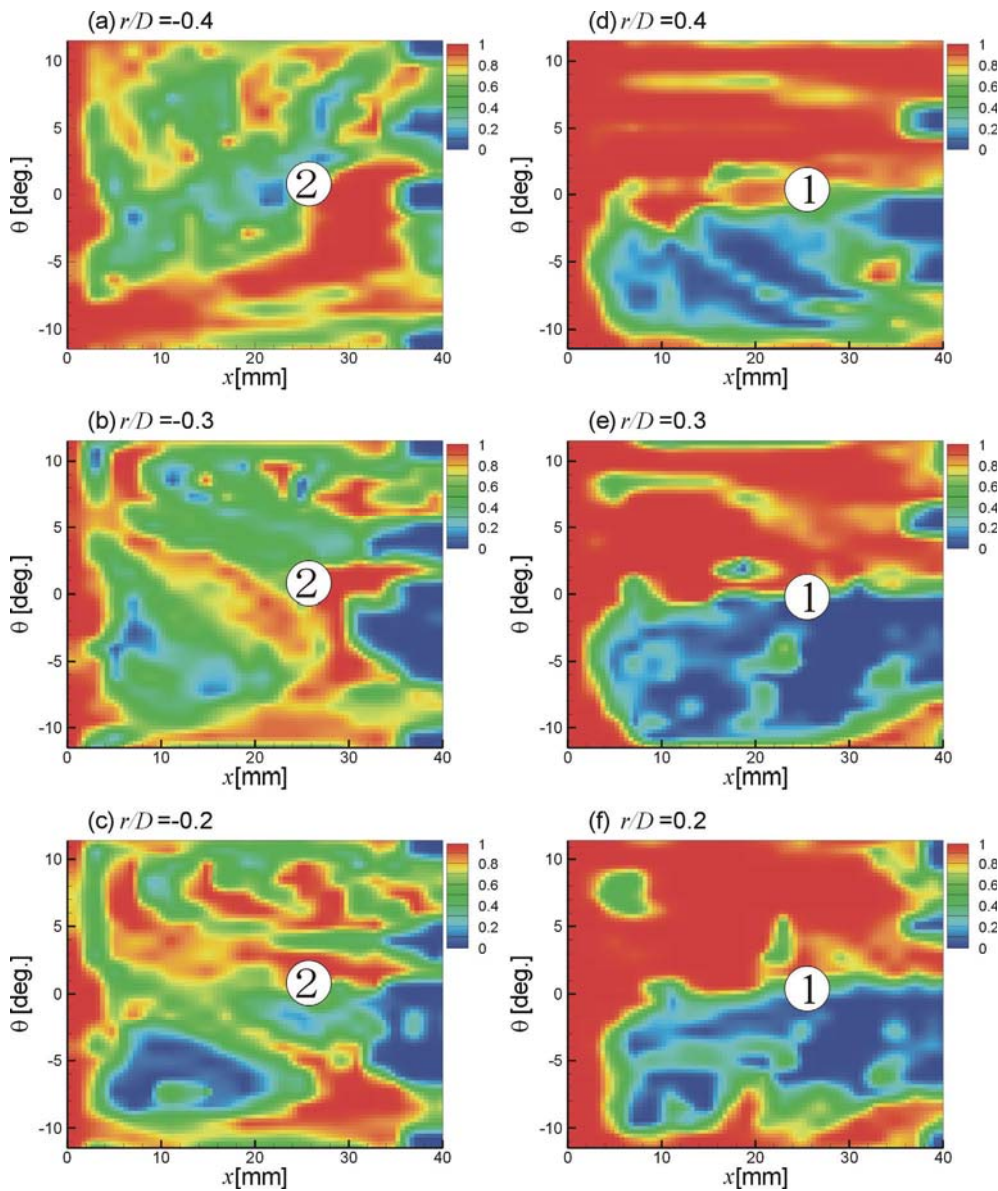


図 9 着火試験を行った 1/16 シングルセクタモデル,



(a) $r/D = -0.4$, (b) $r/D = -0.3$, (c) $r/D = -0.2$, (d) $r/D = 0.4$, (e) $r/D = 0.3$, (f) $r/D = 0.2$

図 10 各無次元半径断面における燃料ノズルからの空気の割合 R

5. 保炎性能の高い空気孔配置の提案

前章では、保炎性能、着火性能を調べた実験結果を、非燃焼定常CFD解析から得られるパラメータによってある程度説明できることを明らかにした。

そこで本章では、非燃焼CFD解析の結果から、燃焼性能が高いと考えられる燃焼空気孔配置を提案する試みを行う。燃焼性能の優劣は、NOx排出量、保炎性能、燃焼効率等、様々な性能の中で総合的に評価されるものであるが、本研究では、スクリーニング作業に役立つCFD技術構築の第一歩としてあえて保炎性能にのみ着目する。今回の燃焼器は、着火条件における局所等量比を1付近としているので、一次燃焼領域がノズルからの空気のみで満たされたとしても一次燃焼領域の過濃側燃焼限界には達しない。従って、一次燃焼領域における燃料ノズルからの空気の割合 R がなるべく高い燃焼空気孔配置を調査した。調査を始める際の基準となる空気孔配置としては、実験において保炎性能の高かった上下千鳥配置を採用している。

5.1 上下逆千鳥配置

本燃焼器では、燃料ノズルからライナ内に流入する空気は旋回しているため、上下千鳥配置のように上下面の孔が対象に配置されていない場合、上下の配置を逆にすると(上下逆千鳥配置)流れ場が変化する可能性がある。従って、本節ではまず、基準となる上下千鳥配置の流れ場を理解する意味も含めて、上下逆千鳥配置燃焼器のCFD解析を行った。

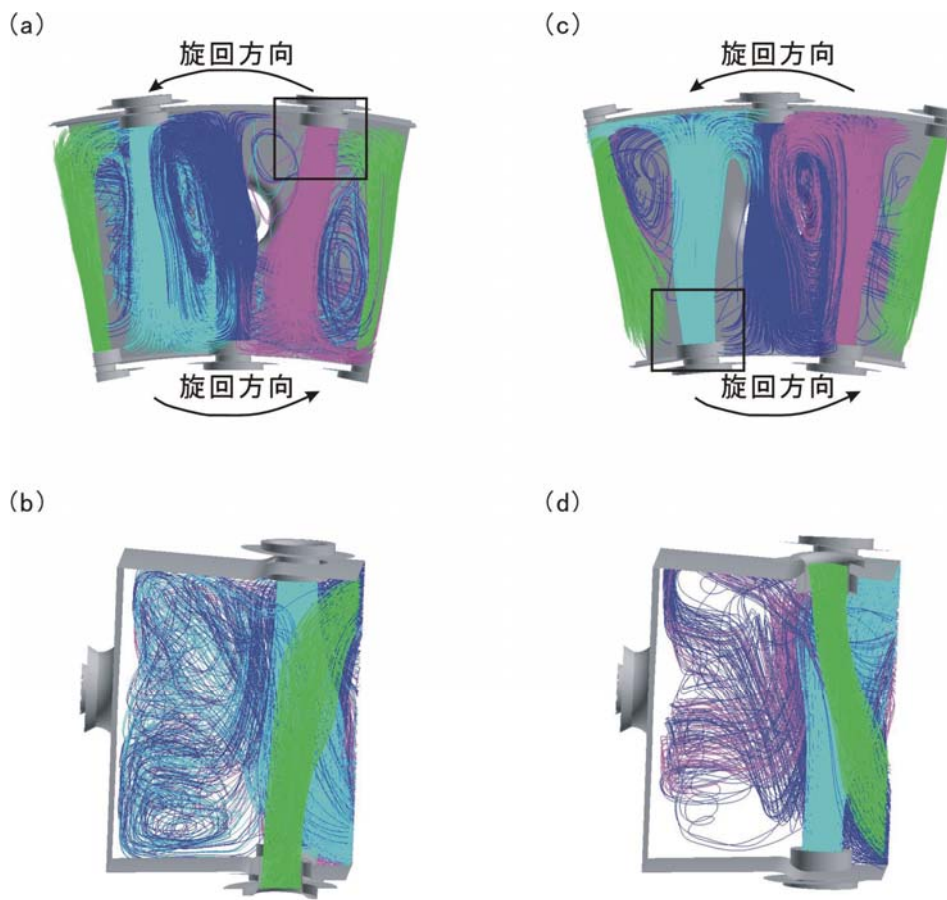
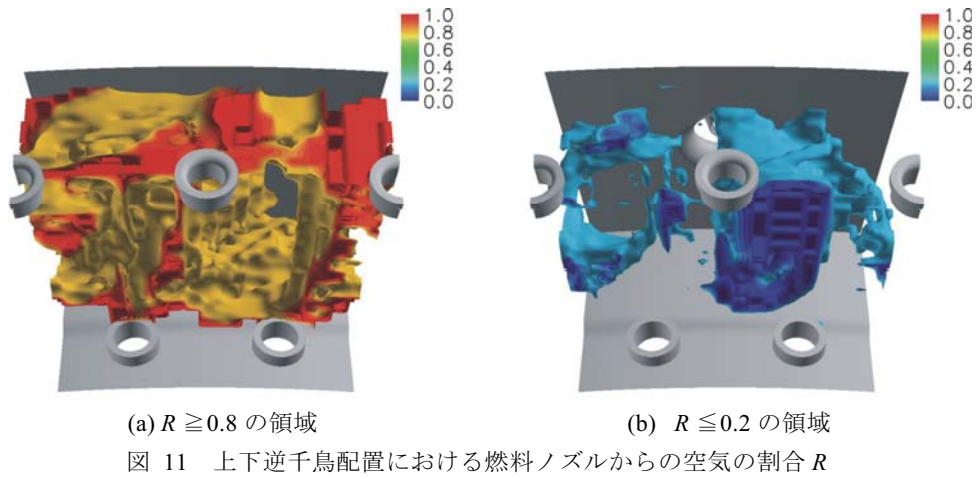
図11では燃料ノズルからの空気の割合 R を求め、 R が0.8以上の領域を図11(a)、0.2以下の領域を図11(b)にそれぞれ示す。図8との比較から、上下千鳥配置(図8c,d)と上下逆千鳥配置(図11a,b)はほぼ R が同等であるが、上下対向配置(図8a,b)は、著しく割合 R が小さくなっていることが分かる。実際に一次燃焼領域全質量における割合 \bar{R} を求めると、それぞれ0.46、0.647、0.67となった(表1参照)。また、上下千鳥配置と上下逆千鳥配置では分布が左右逆転していることも、図8(c)(d)と図11を比較すると分かる。

この左右の分布が逆転している理由を調べるために、図12(a)(b)に上下千鳥配置、図12(c)(d)に上下逆千鳥配置において燃焼用空気孔を起点とした流線をそれぞれ示す。図12(a)(c)は一次燃焼領域を下流から見たもので、図には、燃料ノズルからライナに流入した空気の旋回方向も示している。流線の色は左から緑、シアン、青色、ピンク、緑で、両端の緑で示される流線は同一の孔を起点と

したものとなっている。尚、一次燃焼領域における流線の挙動を見やすくするために、一次燃焼領域より下流の流線は削除している。図12(a)(c)から、中央に並ぶ三個の孔から流入した空気の流線(シアン、青色、ピンク)は、多くが対面壁に衝突後、燃料ノズルからライナに流入した空気の旋回方向に曲がっていることが分かる。さらに、上下千鳥配置(図12a)ではシアンと青色の流線が、上下逆千鳥配置(図12b)では青色とピンクの流線が絡まりあいつながら回転し、縦渦を形成する様子も伺える。

図12(b)(d)は、それぞれの燃焼器を側方から見た図であるが、図12(a)(c)で縦渦を形成した流線(図12bの上下千鳥配置：シアンと青、図12dの上下逆千鳥配置：ピンクと青)が主に一次燃焼領域に流入しており、そのため図8(c)(d)、図11において R の分布に左右の偏りが生じていることが分かる。

燃焼用空気孔付近の流れ場をさらに詳細に調べるために、空気孔の中心を通る $r-\theta$ 断面 H (図5a:シアンの太線)における速度の r 方向速度成分 v_r [m/s]の分布を求め、図13(a)に上下千鳥配置、(b)に上下逆千鳥配置の場合をそれぞれ示す。図13には、燃料ノズルを起点とする流線が断面 H を通過した位置を離散点で重ねて示している。点の色は、燃料ノズルからの流れが一次燃焼領域で循環したかどうかで区別されており、紫色の点は循環せずに、ピンクの点は一度以上循環をして断面 H を通過したものとなっている。この図から燃料ノズルからの空気の流線は、断面 H において、上下両壁面近傍の空気孔と空気孔の間を通過していることが分かる。この傾向は特に一次燃焼領域において循環をせずに通過する流線(紫色)に顕著である。また、燃焼用空気孔からの流線を示した図12(a)(c)と比較すると、燃料ノズルからの空気は主に図12(a)(c)の四角で囲まれた領域から下流の流出していることも分かる。この領域では、中央の燃焼用空気孔から流入した流線(青色)が対面壁に衝突した際に曲げられた逆側に存在し、燃焼用空気孔からの流線がほとんど存在していない。燃料ノズルからの空気の割合 R を大きくするためには、燃料ノズルから流入する空気が一次燃焼領域内で循環することが必要である。従って、 R を大きくするためには、図12(a)(c)の四角で囲まれた領域を燃焼用空気孔から流入する空気で満たし、燃料ノズルから流入する空気の通過を防がなくてはならないと考えられる。



(a)(b)上下千鳥配置, (c)(d)上下逆千鳥配置
 図 12 燃焼用空気孔を起点とする流線

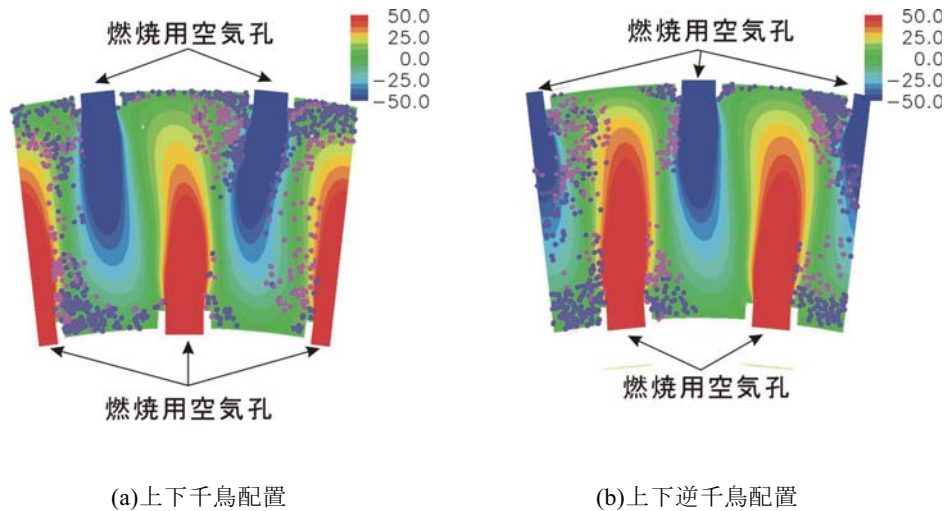


図 13 燃焼用空気孔の中心を通る断面 H における速度の r 方向成分 v_r [m/s] 分布と燃料ノズルを起点とする流線が断面 H を通過する位置 (紫色：一次燃焼領域で循環無し、ピンク：循環有り)

5.2 燃焼用空気孔の数を増加させた場合

前節において、燃焼用空気孔を通る断面 H における流れ場の様子(図 13)から、燃料ノズルを起点とする流線は、ライナ上下面近傍の空気孔と空気孔の間を通過していることが明らかにされた。従って本節では、燃料ノズルからの空気が一次燃焼領域に占める割合 R を増加させる目的で、上下千鳥配置の燃焼用空気孔を増やし、空気孔と空気孔の間の距離を小さくした燃焼器のCFD解析を行った(図 14a,b参照)。この際、孔の断面積は、燃焼器全体の有効開口面積が変化しないように決定し、各孔から流入する流量の変化量が 1%以内であることを確認している。

図 15 には、各ケースにおける燃料ノズルからの空気の割合 R を示す。孔が 2 個の場合(図 8c,d)と比較すると、

燃焼用空気孔の増加は、空気の割合 R を減少させる効果があることが分かる。一次燃焼領域全質量中燃料ノズルからの空気の割合 \bar{R} は、それぞれ 0.368, 0.375 であった(表 1 参照)。

図 16 には、断面 H における流れ場を示すが、空気孔が 2 個の場合(図 13)と比較すると、循環をせずに断面 H を通過する燃料ノズルからの流線が増加していることが分かる。これは、

- 燃焼用空気孔で一個あたりの断面積が減少したこと
- 隣り合う対向ジェットとの間隔の減少に伴って、ジェット同士の干渉する度合いが増したことにより燃焼用空気孔から導入されるジェットが対面壁まで届かなくなったためと考えられる。

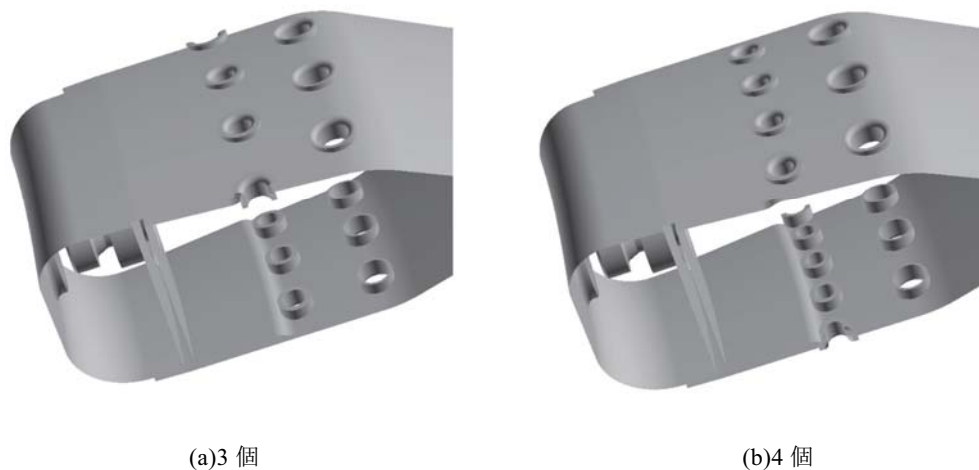
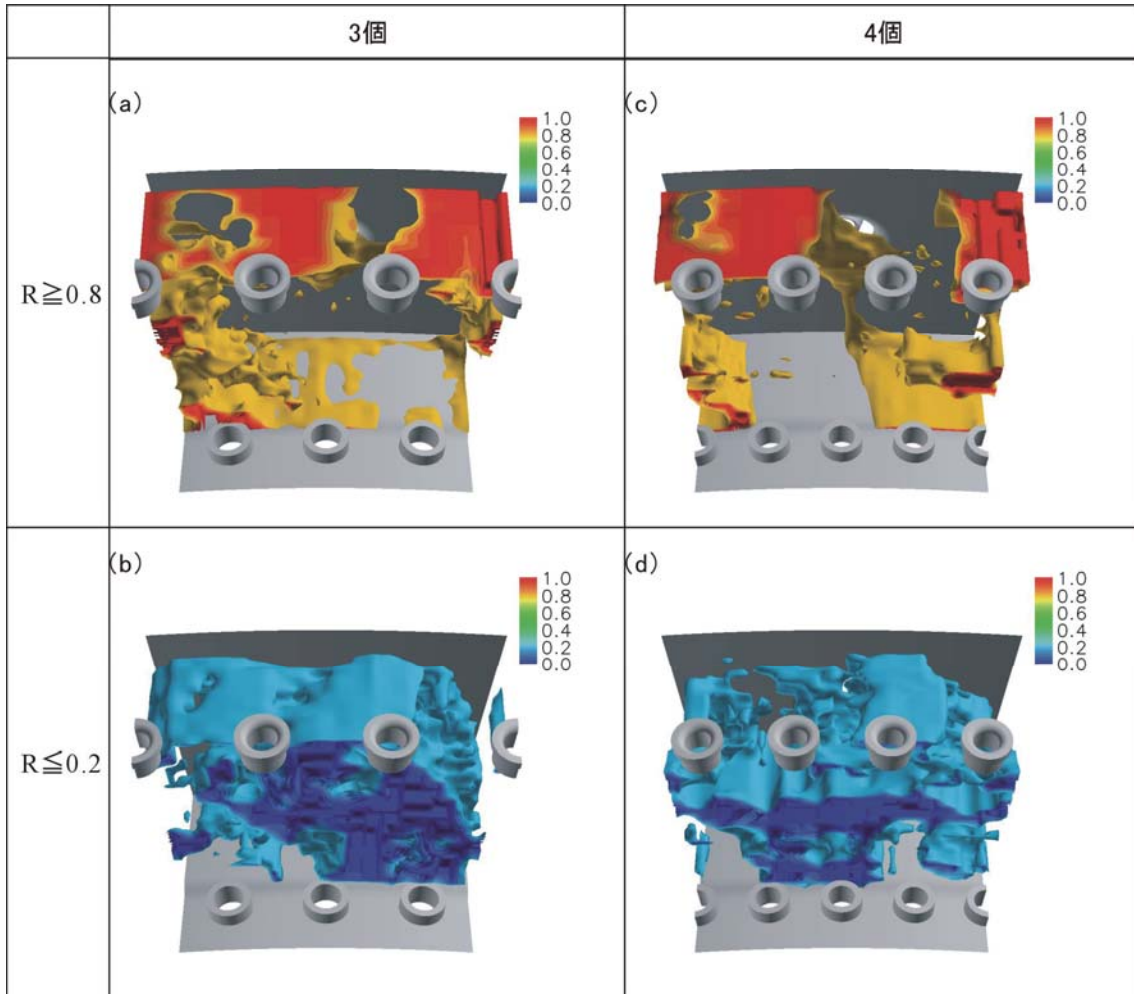


図 14 燃焼用空気孔の数を増やした場合の空気孔配置図



(a)(b)3 個, (c)(d)4 個 (a)(c) $R \geq 0.8$ の領域, (b)(d) $R \leq 0.2$ の領域
 図 15 燃料ノズルからの空気の割合 R

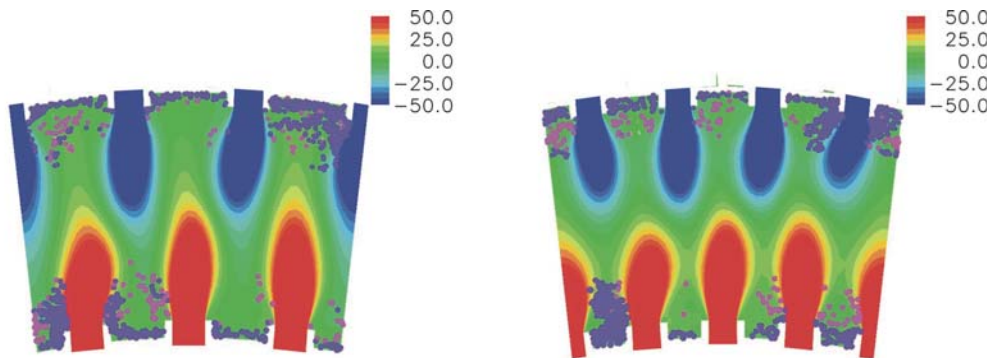


図 16 燃焼用空気孔の中心を通る断面 H における速度の r 方向成分 v_r [m/s] 分布と燃料ノズルを起点とする流線が断面 H を通過する位置 (紫色：一次燃焼領域で循環無し, ピンク：循環有り)

5.3 燃焼用空気孔を2個対にした場合

前節までの議論から、本研究の目的である燃料ノズルからの空気の割合 R を大きくするためには、燃料ノズルからの空気が上下両面付近の燃焼用空気孔間の隙間をすり抜けるのを、対面の空気孔から流入する空気(ジェット)によって防ぐ必要があることが分かった。しかし、現在の上下千鳥配置燃焼器では、対面に達したジェットが燃料ノズルから流入する旋回流によって曲げられるため、その逆側に隙間が出来てしまうことも明らかにされた(図 12a,c参照)。従って、本節では、より強い貫通力のジェットを形成することにより、旋回流の影響をうけずに空気孔間の隙間を埋めるモデルを考案する。

貫通力を強くするために孔の断面積を大きくすることが考えられるが、現在の流量を維持するためには孔の数を1個に減らさなければならず、周方向の非一様性が増す危険性がある。また、周方向の一様性を保つために、孔の形状を楕円もしくは長方形にすることが考えられるが、形状を決めるパラメータが増えてしまうことと加工性の観点から今回は採用しなかった。

以上から、図 17 に示すように燃焼用空気孔を2個対にした配置のモデルに対してCFD解析を行った。図 18 には上下空気孔配置を2個対にした場合の流れ場の様子を示す。図 18(a)は、空気孔を起点とした流線で、2個の孔からの流線はそれぞれ上面を青色で、下面をシアンで示している。この図から、対面に達した2本のジェットがそれぞれ周方向の左右に別れて空気孔間の隙間を埋め

ていることが分かる。

図 18(b)には、断面 H における流れ場の様子を示す。燃料ノズルからの流線が通過した位置を上下千鳥配置の場合(図 13)と比較すると、上下壁面近傍を通過する燃料ノズルからの空気が減少し、一次燃焼領域を循環してから断面 H を通過する流線(ピンク)が非常に多くなっていることが分かる。

図 18(c)(d)には、燃料ノズルからの空気の割合 R の分布を示す。空気孔を2個対に配置することによって燃料ノズルからの空気の割合 R が著しく大きくなっている。一次燃焼領域全体における割合 R は、上下逆千鳥配置の0.67に対して0.824と約15%増加した(表1参照)。

図 13 と図 18 の速度の r 方向成分 v_r の分布から、上下空気孔配置を2個対にした場合、空気孔からのジェットが強くなっている。これは、空気孔を2個対にしたために、上下千鳥配置の場合のように、隣接する対向ジェット同士がお互いに弱めあうことを防いだためと考えられる。

最後に、燃焼用空気孔を2個対にした場合の燃料ノズルを通過する空気が一次燃焼領域に滞在する時間 $\overline{\Delta t_n}$ を図 19 に示す。図 6(b)の上下千鳥配置の場合と比較して、循環せずに一次燃焼領域を通過する空気が減少しており、より保炎性能が高まる可能性があると考えられる。

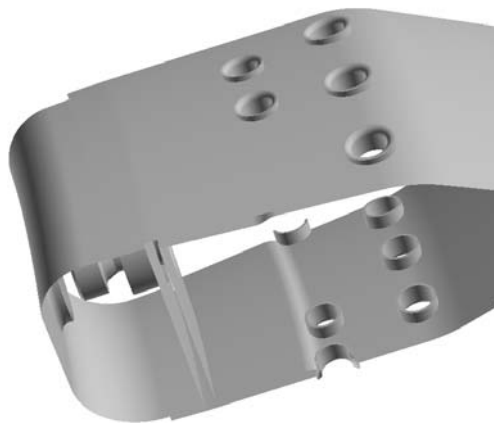
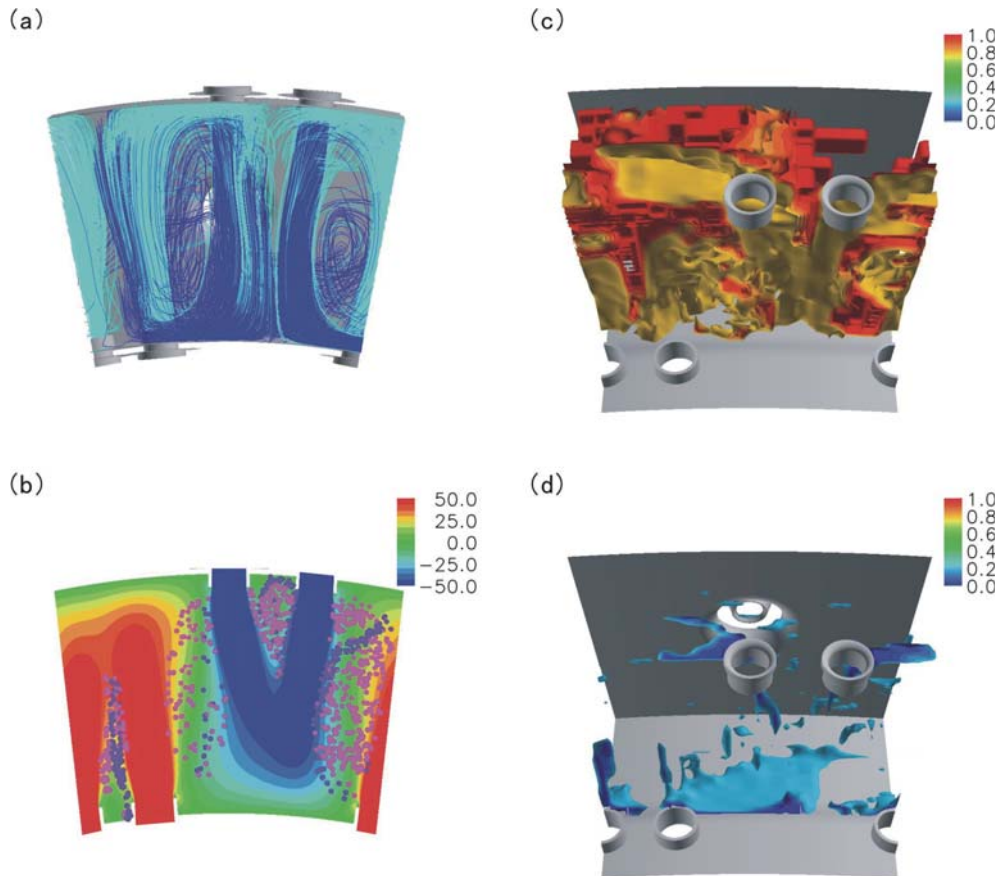


図 17 燃焼用空気孔を2個対にした場合の空気孔配置図



(a)燃焼用空気孔を起点とする流線, (b)燃焼用空気孔中心断面 H における速度の r 方向成分 v_r [m/s] 分布と燃料ノズルを起点とする流線が断面 H を通過する位置 (紫色: 一次燃焼領域で循環無し, ピンク: 循環有り), (c)(d) 燃料ノズルからの空気の割合 R (c) $R \geq 0.8$ の領域, (d) $R \leq 0.2$ の領域

図 18 燃焼用空気孔を 2 個対にした場合の流れ場

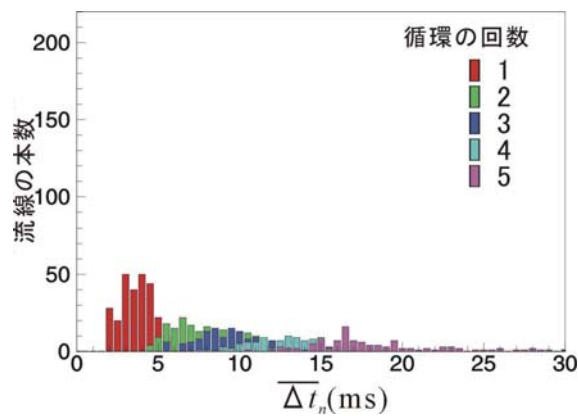


図 19 燃焼用空気孔を 2 個対にした場合において燃料ノズルを通過する空気が一次燃焼領域に滞在する時間 $\overline{\Delta t_n}$ (ms)

表 1 各燃焼用空気孔配置における一次燃焼領域全質量中燃料ノズルからの空気が占める割合 \bar{R}

空気孔配置	上下対向	上下千鳥	上下逆千鳥	3 個	4 個	2 個対
割合 \bar{R}	0.46	0.647	0.67	0.368	0.375	0.824

6. 結論及び今後の予定

JAXA開発の三次元圧縮性コードUPACSにおいて重合格子法を用いたCFD解析を、「クリーンエンジン技術研究開発」の一環として行った。燃焼器開発の第一段階であるスクリーニング作業に役立つCFD技術を構築する目的で、実際に行われた燃焼実験の結果と関連があり、非燃焼定常CFD解析から得られるパラメータを調査した。実験結果との比較からは以下の知見が得られた。

- 燃焼実験において保炎性能が高かった上下千鳥配置の燃焼器は、燃料ノズルから流入する空気が一次燃焼領域において滞在する時間 $\overline{\Delta t_n}$ が、上下対抗配置と比較して長いことがCFD解析の結果から明らかにされた。
- 燃焼実験において、着火性能の低かったイグナイタの設置位置付近では、全く燃料の含まれていない燃焼用空気孔からの空気が流れ込んできていることがCFD結果から明らかにされた。

以上の比較から、非燃焼CFD解析から得られるパラメータが燃焼実験の結果をある程度説明できることを確認したので、実験に先立って燃焼性能の高い燃焼用空気孔の配置をCFD解析から提案することを試みた。スクリーニング作業に役立つCFD技術構築の第一歩としてあえて保炎性能にのみ着目し、一次燃焼領域における燃料ノズルからの空気の割合 R がなるべく高い燃焼空気孔配置を調査した。燃焼実験において保炎性能の高かった上下千鳥配置を基本として幾つかのケースについてCFD解析を行い、以下の知見を得た。

- 上下千鳥配置に対して上下の孔の位置を逆にした上下逆千鳥配置では、一次燃焼領域全質量中燃料ノズルからの空気の割合 \bar{R} の大きさに対する影響は見られなかった。また、両者の比較の中で、燃料ノズルからライナに流入した空気は、ライナ上下面近傍の空気孔と空気孔の間をすり抜けていることを明らかにした。
- 上下千鳥配置の空気孔の数を、空気孔流量を維持するように増やした場合、空気孔の1個当たりの断面積が小さくなり、ジェットの貫通力が弱くなって R は小さくなってしまった。
- 上下千鳥配置において、上下の空気孔を2個対に配置したところ、 R を著しく増加させることに成功した。これは、空気孔を対にすることにより、空気孔から流入するジェットの貫通力が増し、対面の空気孔間を効率よく埋めることが出来たためであった。また、この配置の燃焼器では、燃料ノズルからの空気が一次燃焼領域に滞在する時間 $\overline{\Delta t_n}$ も他のケースより長くなっていることも確認した。

以上、本研究の目的である燃料ノズルからの空気の占

める割合 R の値が大きい空気孔配置を見出すことが出来たが、この空気孔配置の燃焼器によって、保炎性能、燃焼効率、NO_x排出量等の各燃焼性能が、総合的に改善するかどうかは実際に燃焼実験を行わなければ明らかではない。今後、燃焼実験、CFD解析を繰り返し行うことにより、燃焼性能の優劣を判断できるパラメータを模索し、燃焼器開発初期段階におけるスクリーニング作業に役立つCFD技術を構築していく予定である。非燃焼場の定常CFD解析は、燃焼場を議論する際に多くの仮定が必要となるが、実験結果との比較検討を行いながら、解析の適用技術を高め、現象の理解を深めるツールとして使用することが重要である。

参考文献

- [1] 牧田光正, 他, (2005) 「JAXAにおけるエコエンジン燃焼器の研究開発」第3回JAXA総合技術研究本部公開研究発表会前刷集
- [2] 牧田光正, 他, (2006) 「航空エンジン環境技術研究開発プロジェクトにおける燃焼器開発—マルチセクター燃焼器による実温実圧試験—」第34回ガスタービン定期講演会
- [3] Makida M. et al, (2006) "Preliminary Experimental Researches to Develop a Combustor for Small Class Aircraft Engine Utilizing Primary Rich Combustion Approach", Proceedings of GT2006 ASME Turbo Expo 2006, ASME GT2006-91156
- [4] Iouri G. K. and Sergey F. O., (2004) "Application of CFD-Based Analysis Tool to the PS-90A/A2 Combustors to Achieve Low NO Emission Level", 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit, AIAA 2004-3878
- [5] Riccio G., Schoepflin L., Adami P. and Martelli F., (2006) "Analysis of the Fuel Injection in Gas Turbine Premixing Systems by Experimental Correlations and Numerical Simulations", Proceedings of GT2006 ASME Turbo Expo 2006, ASME GT2006-90174
- [6] 山本一臣, 他, (1999) 「並列計算プラットフォームUPACSについて」航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 1999 講演集, 航空宇宙技術研究所特別資料SP-44
- [7] 山根 敬, 他, (2000) 「CFDコード共通化プロジェクトUPACSの現状」航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2000 講演集, 航空宇宙技術研究所特別資料SP-46
- [8] Steger J. L., Dougherth F. C., and Benek J. Al, (1983) "A Chimera Grid Scheme", *Advances in Grid Generation*, Chia, K. N. and Ghia, U., ASME FED-5,

pp.59-70

- [9] 牧田光正, 高木亮治, (2001) 「UPACSの重合格子対応法と適応例」航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2001 講演集, 航空宇宙技術研究所特別資料SP-53
- [10] 松村洋祐, 他, (2004) 「UPACSの重合格子解析における重合境界設定手法について」航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2004 講演集, 宇宙航空研究開発機構特別資料JAXA-SP-53

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-048

発行 平成 19 年 3 月 30 日
編集・発行 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1
URL : <http://www.jaxa.jp/>
印刷・製本 (有) ノースアイランド

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター
〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1
TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

© 2007 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

