

重合格子法を用いたコールドフロー数値解析の航空用燃焼器設計への適用

Cold-flow Numerical Simulation with Overset Grid Method utilized in Design Process of Aero Engine Combustor

牧田 光正*¹
MAKIDA Mitsumasa

中村 直紀*²
NAKAMURA Naoki

野崎 理*³
NOZAKI Osamu

林 光一*⁴
HAYASHI A.Koichi

ABSTRACT

Numerical simulation was utilized in the developing process of Rich-Lean type aero engine combustors for small aircraft, which was conducted in the framework of JAXA TechCLEAN project. To apply the numerical method to the screening process of combustor design, we used a cold-flow simulation code UPACS with overset grid method. In this report, the method was applied to a single-sector combustor with practical geometry and verified by experimental data of mass flow and pressure loss. Then the method was utilized in the development process of the aero engine combustor; in the screening process which compares combustor geometries and in the investigation of the difference between full annular and multi-sector combustors. Obtained technical knowledge through the development process is reported in this paper.

Key words : 航空用エンジン, リッチリーン型燃焼器, CFD, UPACS, 非燃焼解析, 重合格子法, 燃焼器設計, 圧力損失, 空気量配分, マルチセクタ燃焼器, 環状燃焼器
Aero engine, Rich-Lean type combustor, Cold-flow simulation, Overset grid method, Combustor design, Pressure loss, Mass flow ratio, Single-sector combustor, Full annular combustor.

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では平成15年より「航空エンジン環境技術研究開発プロジェクト」(TechCLEAN) を実施し, その中で航空機エンジン用燃焼器からの有害排出物, 特に窒素酸化物 (NO_x) を低減するための燃焼技術の研究開発を実施してきた。その枠組みの中で, 経済産業省・NEDOが進めている「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」(小型エコエンジンプロジェクト) への支援の一環として, 燃焼器の要求仕様に合致するJAXA独自の小型航空機エンジン用燃焼器の開発を行った⁽¹⁾⁻⁽³⁾。その開発過程の各段階においては, モデル燃焼器の燃焼試験と併せて, 数値流体解析 (CFD) を設計支援に活用した。大気圧での単管燃焼器試験から実際の運転条件下での環状燃焼器試験へと徐々に燃焼器モデル及び試験条件を実際の燃焼器に近づけることにより改良を行い, 環状燃焼器形態での実温実圧試験においてNO_x排出を国際民間航空機関 (ICAO)

のCAEP4排出基準値⁽⁴⁾の38%に低減する事に成功している。

上記燃焼器の開発は燃焼実験を中心に行われたが, コストと時間と労力が要求される燃焼実験では多くの燃焼器モデルの試験を行うことは容易でないため, 著者らは燃焼器設計に適用して有用な知見を得るための効率的な解析手法を模索してきた。一般的に航空用燃焼器内部流の解析では, 燃焼器がカウル, 燃料ノズル, 旋回用スワラ, 希釈空気孔等多くの部品で構成され構造が複雑であることに加えて, 液体燃料噴霧の蒸発・燃焼現象を扱わなければならない。燃焼器内部の現象をCFDで把握する研究としては, 初期の基礎的な燃焼器モデルについての研究^{(5),(6)}から, 実機に近い研究⁽⁷⁾⁻⁽¹²⁾まで多く行われているが, 燃焼器全体に対して現実的な時間内に厳密な解を得ることは現時点では難しい状況と言える。そこで本研究では, 主として初期設計段階でのスクリーニング作業に役立てることを目的として, 比較的短時間で数多くの燃焼器モデルの流れ場が解析可能で, 取捨選択作業に適した計算手法として, 形状パラメータを変更しながら効率的に計算を行う事が可能な, 重合格子法と併せたコールドフロー解析を用いた。燃焼器内部流れの把握に限っても, 実際には燃焼場では温度上昇により流れ場が変わるため, コールドフロー解析では厳密な解は得ら

原稿受付 2015年4月21日

校閲完了 2016年2月26日

* 1 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門
〒182-8522 調布市深大寺東町7-44-1

* 2 エイ・エス・アイ総研

* 3 高知工科大学 システム工学群

* 4 青山学院大学 機械創造工学科

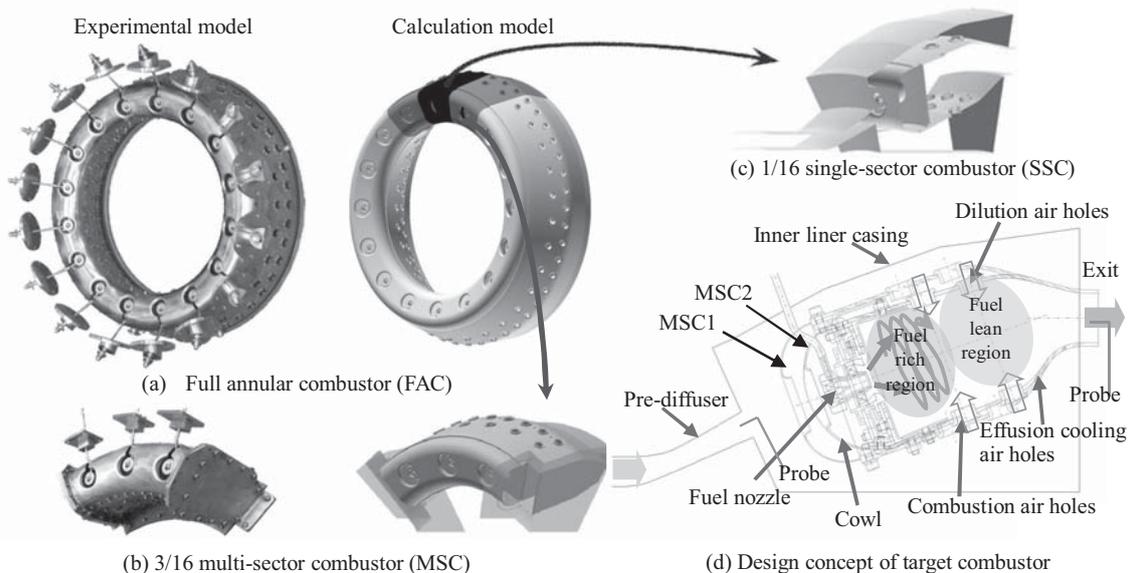


Fig. 1 Target aircraft combustor models and calculated region with schematic sectional drawing.

れないが、その影響を前提として念頭におけば、コールドフロー解析でも燃焼器設計の初期段階に必要な情報は幾つか得ることが可能であると考えます。そこで本研究では、コールドフロー解析を実機複雑形状燃焼器の内部流解析に適用する際の具体的な手法、実形状の燃焼器解析に適用しての検証、上記燃焼器の設計過程での具体的な活用例と、そこで得られた技術的知見を報告する。

2. 解析対象の燃焼器と計算用モデル

今回解析対象とした燃焼器を図1に示す。一般的な航空エンジン用燃焼器と同様に、図1(a)のように燃料ノズル1個分の区画を環状に並べた形態となっており、今回対象としている燃焼器では燃料ノズル16本で構成されている。燃焼試験においても、初めから環状燃焼器を対象とはせず、燃料ノズル1個分の区画(1/16シングルセクタ、及び3個分の区画(3/16マルチセクタ)の燃焼器モデルを用いた試験を繰り返すことにより燃焼性能の調整

を行い、目標達成の見通しが付いた後に環状燃焼器での試験を行っている。数値解析においても、シングルセクタ形態(図1(c))を対象とした低コストのパラメトリックスタディーを主にを行い、必要に応じてマルチセクタ形態(図1(b))、環状形態(図1(a))に拡張した計算を行った。

また、本燃焼器では、全体当量比0.1~0.35までの広い作動範囲に渡って安定した燃焼を確保しつつ低NOx排出を実現する手段として、Rich-Lean燃焼方式¹³⁾を採用している。即ち図1(d)に示すように、上流の1次燃焼領域で燃料の濃い状態で燃焼させた後に希釈用空気と急速に混合し、2次燃焼領域で薄い状態で燃焼させることにより、NOxが多く発生する当量比1に近い領域を出来るだけ小さくすることを狙った。この際、燃料ノズルからの流入空気割合は1割未満となるため、燃料ノズルと燃焼用・希釈用空気孔への空気量配分の把握・調整が燃焼性能に大きな影響を与える。多くの研究^{14)~17)}がこれ

Table 1 List of calculation and experimental combustor models with configuration parameters. (Shaded cells show parameters modified from previous model.)

Calculation model	Liner	Cowl	Air hole size(mm) and number (st.: staggered)			Experimental model		
			Combustion	Dilution	Cooling	MSC	FAC	
Single-sector Calculation Model								
S1h1	L1	C1	φ 10. 2x4	φ 9. 4x6			MSC1	
S1h2	L1	C1	φ 10. 2x4	φ 11. 4x6				
S1h2c2	L1	C2	φ 10. 2x4	φ 11. 4x6				
S1h2c3	L1	C3	φ 10. 2x4	φ 11. 4x6				
S2h2	L2	C1	φ 10. 2x4	φ 11. 4x6				
S2h2st	L2	C1	φ 10. 2x4 st.	φ 11. 4x6				
S2h3st	L2	C1	φ 10. 8x4 st.	φ 11. 4x6	φ 3. 5x4		MSC2	FAC1
S2h3stcool	L2	C1	φ 10. 8x4 st.	φ 11. 4x6	φ 3. 5x4	φ 3. 3x46	MSC2	FAC1
S2h4st	L2	C1	φ 10. 2x4 st. (Trans.)	φ 10. 9x6	φ 3. 5x4			FAC2
Multi-sector Calculation Model								
M2h3st	L2(x3)	C1	φ 10. 8x4 st.	φ 11. 4x6	φ 3. 5x4		MSC2	

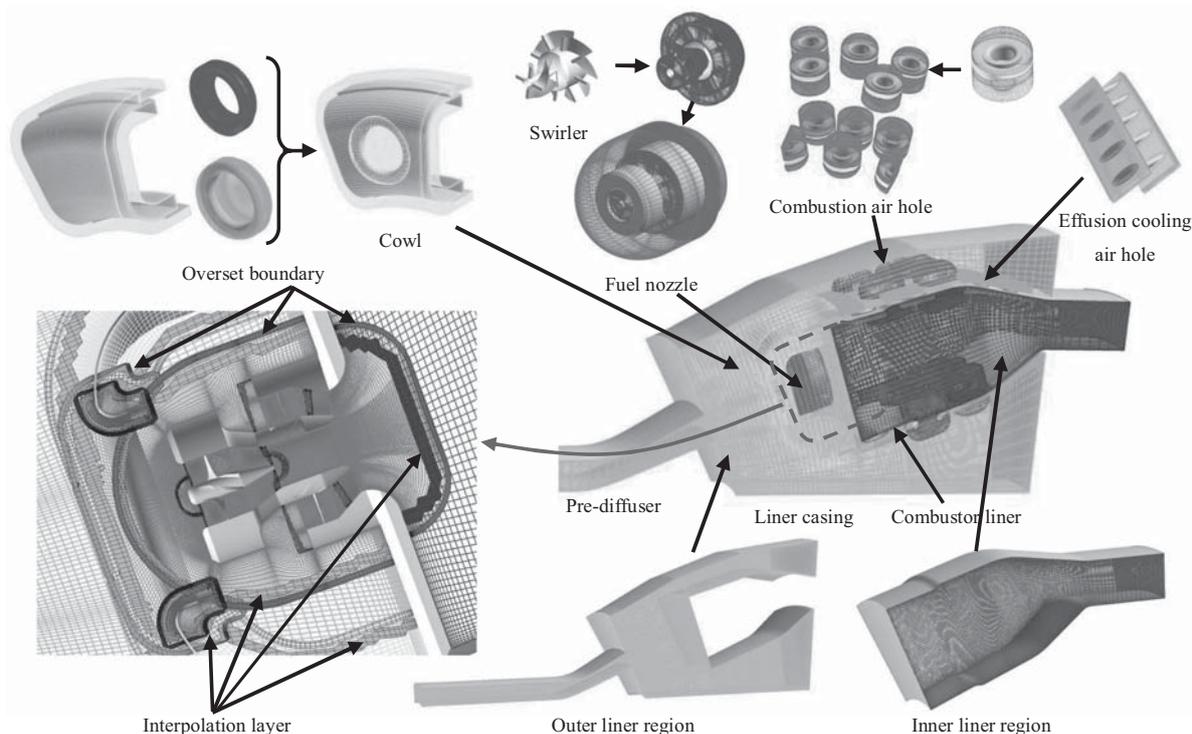


Fig. 2 Setup of combustor calculation grid and interpolation layer along overset boundary.

らの因子に対して行われ、本燃焼器の開発においてもその調整に多くの労力が注がれた。今回の解析においても、空気孔の大きさ、数及び配置をスクリーニング作業のパラメータとして用い、また、燃料ノズルと各空気孔への流入を再現するために、圧縮機出口のプレディフューザの入り口から燃焼器出口までの、カウルなどの複雑な形状や燃焼器ライナ外側の領域を含んだ解析を行った。ただし、ライナ壁面の温度上昇を抑えるために約200個空けられている $\phi 1\text{ mm}$ のエフュージョン冷却孔については、計算コスト低減のため、4章で扱う検証用の1ケースでのみ計算対象に含めた。

今回解析対象としている試験モデルは、燃焼試験で用いたマルチセクタ燃焼器 (Multi Sector Combustor) MSC1とMSC2、及び環状燃焼器 (Full Annular Combustor) FAC1とFAC2の4形態である。MSC2はMSC1よりも燃焼器全体の圧力損失を低減するよう改良されており、図1(d)に示すようにライナ形状を変更し、燃焼用と希釈用空気孔径も拡大している。環状燃焼器FAC1は、MSC2のシングルセクタ領域(1/3区画)を16個並べた形態となっており、空気孔径も同一としている。FAC1の燃焼試験結果を受けて更に空気孔径などの調整を行い、最終形態のFAC2を得た。計算モデルのリストを表1に示すが、前述の試験モデルに対応したモデルと、それらの間をパラメトリックに形状変更したモデルを設定した。形状パラメータとしては、ライナ・カウル形状、燃焼用・希釈用空気孔径と配置、冷却空気孔の有無の5つを用いて、表中では、前モデルからの変更箇所をハッチングで強調した。また、対応する試験モデルがある場

合は、マルチセクタもしくは環状燃焼器の試験モデルを示した。

3. 解析手法

2章で述べたように、主として初期設計段階でのスクリーニング作業に役立てることを目的として、比較的短時間で数多くの燃焼器モデルの流れ場解析を行うのに適した計算手法を用いた。ライナやカウル形状のみならず、空気孔の大きさや配置を容易に変更可能とするために、これらをパーツに分けてプログラムで作成した後にそれぞれのパーツを組み合わせて扱えるように、重合格子法とマルチブロック構造格子法に対応して大規模な並列計算も可能なJAXA開発の3次元圧縮性コードUPACS (Unified Platform for Aerospace Computational Simulation) を使用した。本コードでの解析手法の詳細は参考文献⁸⁾を参照されたいが、完全気体の3次元RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) 方程式をセル中心の有限体積法によって離散化し、対流項FluxにはMUSCL法で高精度化したRoeスキームを、拡散項には2次精度中心差分を用い、時間積分にはMFQS法による陰解法を用いた。また、乱流モデルはSpalart-Allmarasモデル⁹⁾を用いた。

本手法を適用して生成した燃焼器格子の例を図2に示す。環状燃焼器を周方向に16分割した領域(シングルセクタ)を切り出し、プレディフューザとインナケーシングを含んだ範囲を計算領域とした。また、形状パラメータを容易に変更できるように、各構成部品の格子はJAXA開発のプログラムによって線、面、ブロック、グ

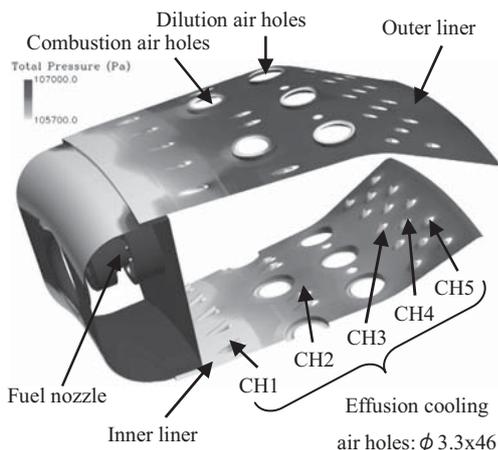


Fig. 3 Setup of combustor calculation grids of S2h3stcool including effusion cooling air holes, shown with distribution of total pressure on combustor liners.

ループの順に作成され、図2上図に示すカウル、燃料ノズル、空気孔等の格子を個別に作成し、下図の燃焼器ライナ内外の背景格子と重合境界で結合した。図2左図は燃料ノズル周辺の格子の重合状態を示しており、重合境界に沿って内側に2セルの厚さの補間点層が生成されている。重合している領域には重合境界と補間点層の両方が含まれるため、10セル以上重なるように格子を作成した。UPACSでの重合格子法の詳細については、参考文献²⁰⁻²²を参照されたい。また、燃焼器内の圧力損失の多くはケーシングや燃料ノズル、ライナの壁付近で生じると考えられるため、壁付近での y^+ が3程度に抑えられるように壁付近に格子を集めた。

境界条件は、周方向に分割した面は周期境界とし、プレディフューザ入口と燃焼器出口の間に与える圧力損失を試験に合わせて設定した。流入空気温度はMSCの大気圧試験に合わせて500Kとした。例えば圧力損失が9%の場合、燃料ノズルの出口付近でのレイノルズ数は約47,000、スワール数は約0.5となった。

なお、複雑形状に対応する手法として非構造格子法も候補としてあげられ、また、本手法では重合境界での内挿処理で計算精度が落ちる恐れがあるが、上記のように形状パラメータを変更しながら数多くの計算を行う利点を優先させた。

4. 解析手法の検証

実形状燃焼器の設計にコールドフロー解析を適用して得られる重要な情報の一つに、燃料ノズルや空気孔への空気量配分が挙げられる。設計の際には各空気孔の実面積と流量係数から各部の有効開口面積を見積もるが、燃焼器内の流れ（流れの角度、全圧分布）によって各空気孔への流入量が変わるため正確に見積もることが困難であり、各開口部等で生じる圧力損失のバランスで決まる燃焼器全体としての圧力損失を見積もることが難しい。実験でも各孔で生じる圧力損失を計測することは困難で

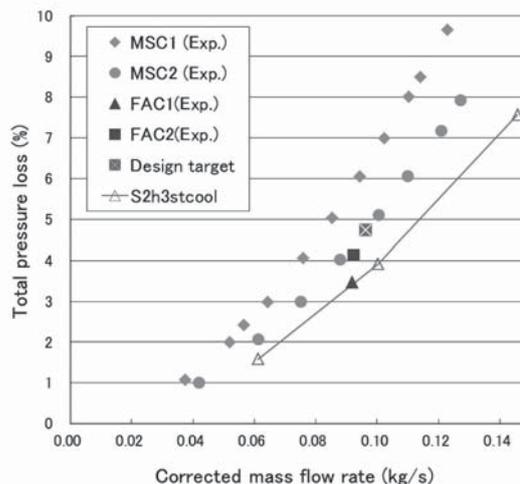


Fig. 4 Comparison of total pressure loss for experimental models and calculation model S2h3stcool.

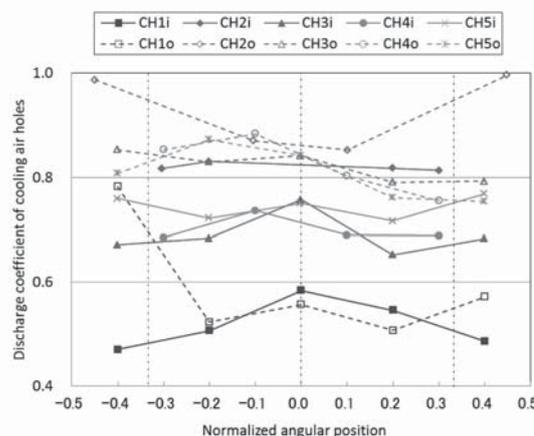


Fig. 5 Distribution of overall discharge coefficient of effusion cooling air holes. (i: inner liner, o: outer liner.)

あり、図1に示したプレディフューザの出口と燃焼器出口での全圧プローブの差で燃焼器全体の圧力損失が計測されている。数値解析で燃焼器全体の圧力損失を見積もるためには、燃焼器ライナ上の開口部を可能な限り再現しなければならない。実際の燃焼器ではライナ上に $\phi 1$ mmのエフュージョン冷却孔がシングルセクタ区画あたり約200個空いているが、ここでは、冷却孔の総開口面積を合わせ、かつ冷却孔の軸方向位置による流量配分の変化も再現するため、 $\phi 3.3$ mmの冷却孔を5列に分けて合計46個配置した解析を行った。図3に壁面冷却孔を空けた計算モデルS2h3stcoolのライナ外観と、数値解析結果の全圧分布を示す。総格子点数は約2,600万点、格子ブロック数は約560の大規模な解析となった。

解析結果の比較対象として、図4に各試験モデルMSC1, 2及びFAC1, 2の流量-圧力損失の計測結果を示す。MSC1, 2については、大気圧下で入口温度を500Kとし、空気流量を数点変化させて取得したデータ、FAC1, 2についてはエンジン設計点 (Design target) の高温高圧条件で周方向にトラバース計測された平均のデータが”Exp.”で示されている。横軸の修正空気流量 (W_{cr}) は

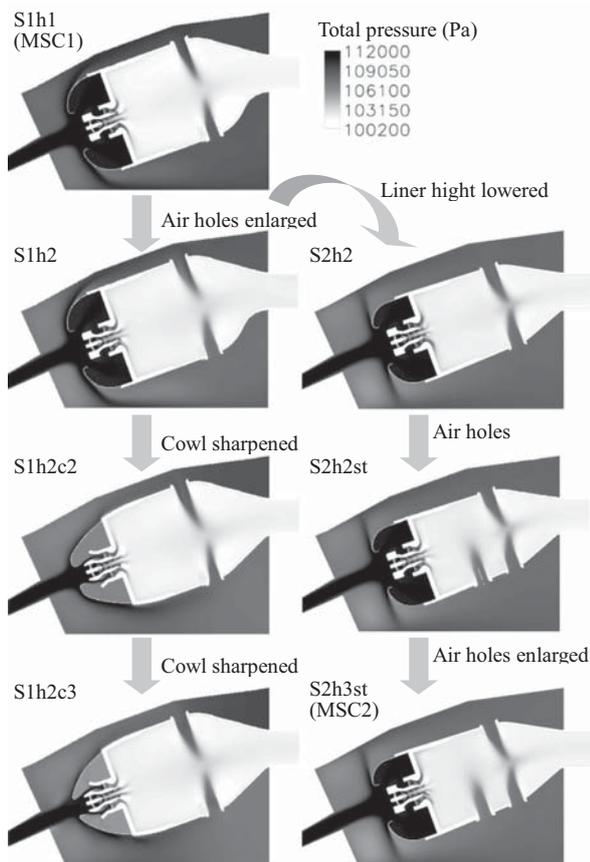


Fig. 6 Transition of combustor configurations shown with calculated total pressure.

以下の式(1)で算出した。ここで、 W_a はシングルセクタ区画の流入空気流量で、添え字“ref”は参照状態を表し、ここでは $T_{ref}=288.15K$, $P_{ref}=0.1013MPa$ としている。

$$W_{a_{cr}} = W_a \sqrt{\frac{T}{T_{ref}}} \frac{P}{P_{ref}} \quad (1)$$

同じグラフに計算で得られたS2h3stcoolの流量-圧力損失の結果を示すが、対応する試験モデルFAC1の圧力損失とほぼ一致している。個々の燃料ノズルや空気孔等での比較では無く、また、冷却孔についてはφ1mmの孔をφ3.3mmで置き換えているため詳細な議論は出来ないが、燃焼器内の各部で生じる圧力損失のバランスで決まる全体の圧力損失が実験値と近い値となっているため、各部での圧力損失についても大きな差は生じていないと考えられる。これにより、今回用いている解析手法が妥当であると考えられる。

さらに、個々の冷却孔への流量配分を調べるため、図5にインナ・アウトライナ上の冷却孔の流量係数の周方向分布を示した。横軸はシングルセクタ区画の角度で規格化した周方向角度を示し、0が燃料ノズルの中心位置に対応する。流量係数の算出に用いる差圧としてはライナ差圧を用いた。冷却孔列には上流側からCH1～5の記号を付け、インナライナ (-i) ・アウトライナ (-o) も区別して表示している。一部を除いて周方向のばらつきは大きくないが、軸方向に配置された列毎には大きな差

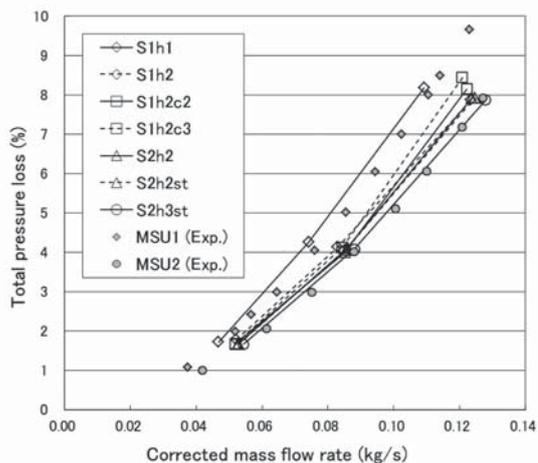


Fig. 7 Effect of combustor configuration on total pressure loss of model combustors, shown with experimental values.

が生じており、ライナのインナ側とアウト側の比較でもアウト側の流量が多い傾向がある。これは、燃焼器が環状形態であるためアウト側流路の断面積・流量が多くなり、またライナの外側では下流ほど速度が遅くなることにより、ケーシング付近から回り込み流れの圧力損失が小さくなり、図3に示したようにライナ上の全圧に分布が生じたためと考えられる。これらの冷却孔の流量係数を単純平均すると約0.7となるが、軸方向位置（上流・下流）及びインナ側とアウト側で空気量配分に差が生じていることも燃焼器設計の際に考慮することにより、燃焼器全体の有効開口面積の見積もり精度が向上することが判った。

5. 燃焼器設計におけるコールドフロー解析の適用例

5.1 燃焼器形状の影響

燃焼器設計の初期段階で、燃焼器形状の変更が燃焼器ライナ外側流路内の流れ場と全体の圧力損失に与える影響を調べた。解析モデルS2h3stcoolではライナ上の冷却空気孔を模擬したが、計算負荷が大きいため、以降は冷却孔を省略し燃料ノズルと燃焼用及び希釈用空気孔のみ再現している。これにより、計算格子点数は1,200万点、格子ブロック数は約180に軽減された。

図4には燃焼器圧力損失の設計点もプロットされているが、初期のマルチセクタ試験モデルMSC1の圧力損失は設計値より高めとなったため、後続モデルのMSC2では2章で述べたようにライナ形状を図1(d)の様に変更し、燃焼用及び希釈用空気孔径を表1の様に拡大することで、設計点に近い圧力損失に調整した。表1に示したように試験モデルMSC1, MSC2には解析モデルS1h1, S2h3stがそれぞれ対応しており、その間でライナ・カウル形状、空気孔径・配置等の形状パラメータを少しずつ変更したモデルについて数値解析を行い、どのパラメータが圧力損失に効いているかを調べた。

図6に解析モデル形状と中心断面での全圧分布の推移を示すが、S1h1から空気孔の径を拡大した形状S1h2、

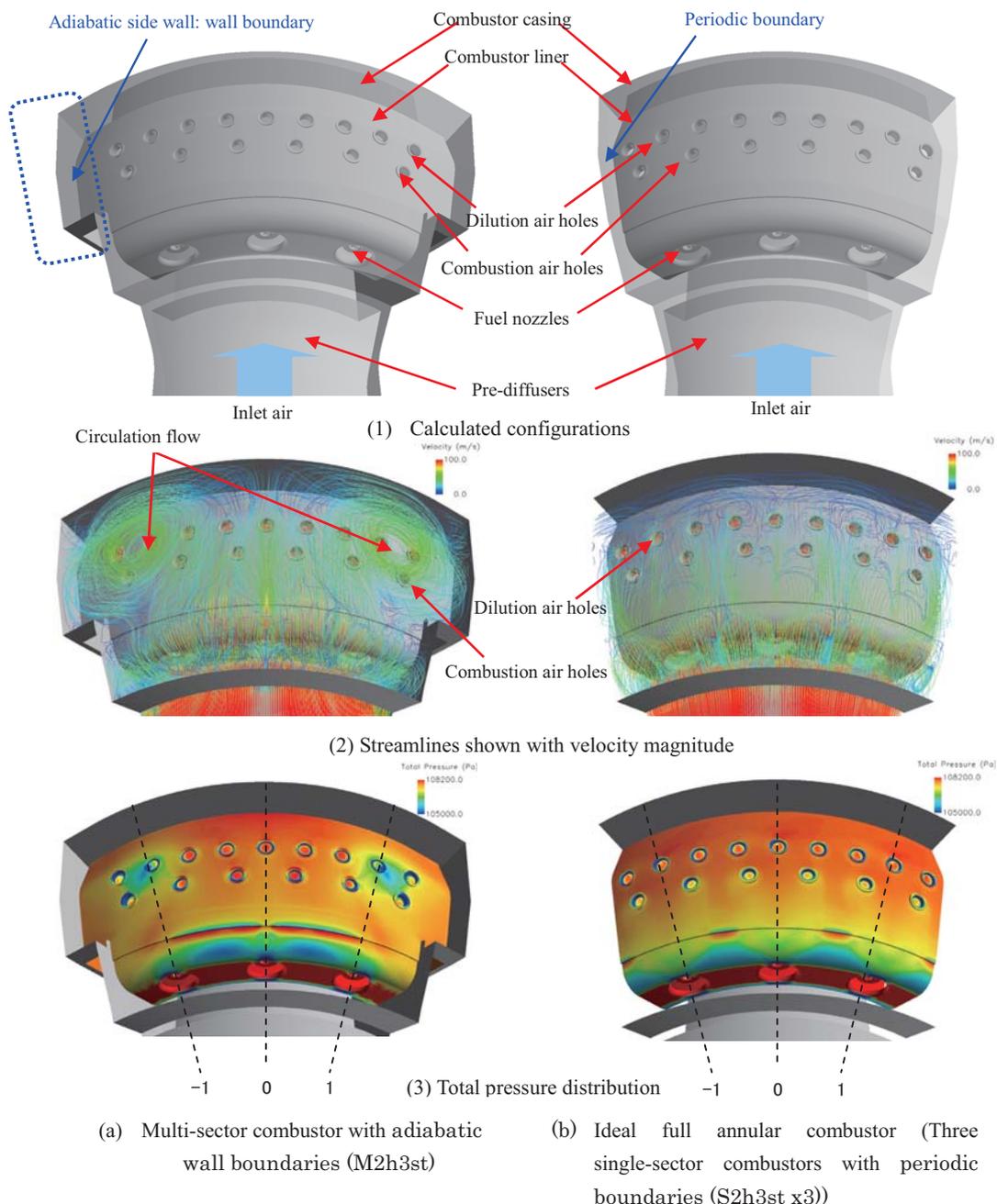
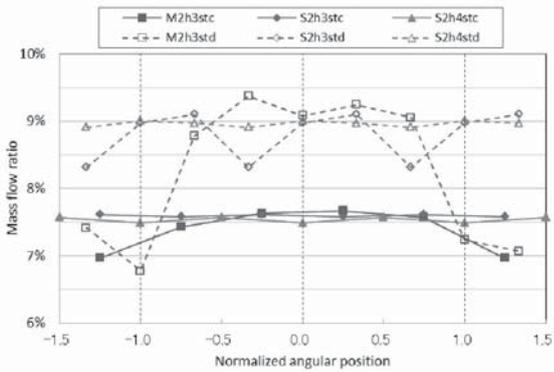


Fig. 8 Comparison between multi-sector and ideal full annular configurations.

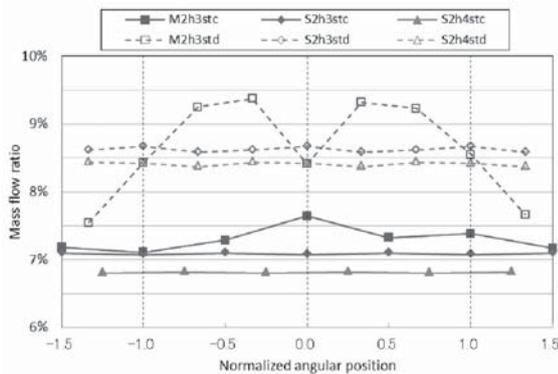
そこからカウルの形状を鋭くしたS1h2c2とS1h2c3, S1h2からMSC2の高さまでライナを低くした形状S2h2, 燃焼用空気孔をインナ・アウトライナで千鳥配置としたS2h2st, 希釈用空気孔間にφ3.5の孔を追加したS2h3stについて、圧力損失を1～9%の間で3点変化させ、流入空気量との関係を調べた。修正空気流量と圧力損失の関係を実験での計測値と併せて図7に示す。本解析では冷却空気孔を省略しているため、どの解析モデルも試験モデルMSC1, 2の圧力損失より高く見積もるはずであったが、5.2章に示したようにマルチセクタ形態が持つ側壁板の影響でライナ外側の流れ場が阻害されることにより、上記のシングルセクタ形態の解析モデルではマルチセクタ形態のモデルM2h3stよりも圧力損失を少なめに

見積もるため、結果的に、対応する解析モデルS1h1とS2h3stは試験モデルの圧力損失と比較的近い値を示している。

図7から、S1h1に比べてS1h2, S1h2c2, S1h2c3, S2h2は圧力損失が同程度減少していることが判る。従って、S2h3stでの圧力損失の減少には空気孔の拡大が最も効いていると言える。一方で、カウル形状の変更によっても多少の圧力損失変化は確認される。カウル形状C2, C3では鋭角化することにより圧力損失低減を期待したが、S1h2c2とS1h2c3では逆に圧力損失は高くなる結果となったため、燃焼試験用のモデルは作成されなかった。また、燃焼試験結果から燃焼用空気孔を千鳥配置に変更したS2h2stでは圧力損失に大きな変化は無く、更に希釈



(a) Distribution on outer liner



(b) Distribution on inner liner

Fig. 9 Comparison of mass flow ratio distribution between multi-sector and ideal full annular combustor models. (-c: combustion air holes, -d: dilution air holes.)

用空気孔間にφ3.5mmの孔を追加したMSC2に対応するS2h3stについては、開口面積が増えた分だけ圧力損失が低下している。

このように、冷却孔を省略した比較的計算負荷の軽い解析モデルでは、圧力損失について定量的な議論は困難だが、形状パラメータを変更したモデル間の圧力損失の変化など定性的な評価が可能となり、燃焼試験と併せて本燃焼器の設計に活用された。

5.2 マルチセクタ燃焼器と環状燃焼器の差の評価

燃焼試験及びコールドフロー解析により、図1(b)のマルチセクタ燃焼器の開発段階においてNO_x排出低減を含めた燃焼性能、着火と保炎性能について良好な結果が得られ、その結果を基にMSC2と同じ形状パラメータで図1(a)の環状燃焼器FAC1を設計・製作し、実実実圧条件下での燃焼試験を行った。しかしその結果、図4に示したようにMSC2で予測していたよりFAC1の全体の圧力損失が低下し、また、空気量配分にも差が生じたため、燃焼性能もMSC2より悪化した^{(2),(3)}。

マルチセクタ燃焼器MSC2と環状燃焼器FAC1の差について様々な要因を検討する中で、MSC2の試験で用いた断熱用側壁板周辺の付加領域が流れに与える影響を調べることとし、数値解析で図8(1)に示すようにシングルセクタ区画相当のS2h3stを3つ接合し、左右の周期

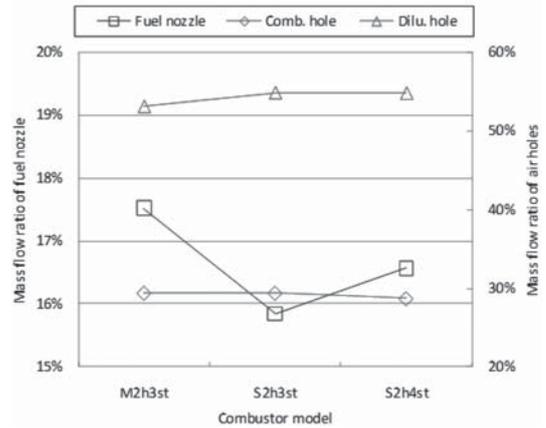


Fig.10 Comparison of mass flow ratio among multi-sector and ideal full annular combustor models.

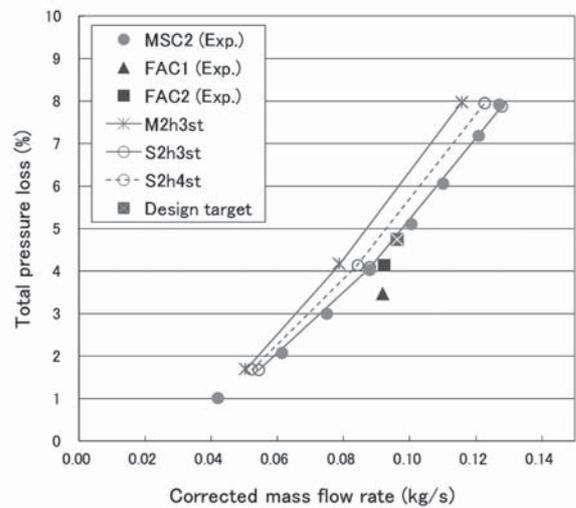


Fig.11 Comparison of total pressure loss among multi-sector and ideal full annular combustor models.

境界に試験モデルと同じく側壁領域を付加した計算モデルM2h3stに対して解析を行った。計算で得られた流線を図8(2)に、ライナ上の全圧分布を図8(3)に示すが、M2h3stの結果(a)と、環状燃焼器FAC1相当(シングルセクタS2h3stの結果を3つ並べた)の結果(b)を比べると、M2h3stでは側壁付近に循環流が発生することにより圧力損失が生じ、燃焼用と希釈用空気孔への空気量配分が減っている事が判る。即ち、S2h3stに相当するFAC1では想定以上に空気孔からの流入が増えていることが考えられた。その分の是正を図り、燃焼用と希釈用空気孔を縮小した計算モデルS2h4stについて解析を行い、アウト及びインライナの燃焼用と希釈用空気孔への空気流量配分をM2h3stとS2h3st、S2h4stで比較した結果を図9に示す。横軸は図5と同様に中央の燃料ノズルの中心を0としてシングルセクタ分の角度で規格化された周方向の位置を表し、3つの垂直点線は3つの燃料ノズルの中心位置を示す(図8(3)の点線も同様)。S2h3stとS2h4stはシングルセクタ区画に対する同じ結果を3つ並べて表示している。M2h3stについては、特に希釈用空気孔

(d)での流量配分の変化が大きく、側壁付近に生じた循環流により、後方への流れが阻害されていることが判る。

次に、燃料ノズルと燃焼用及び希釈用空気孔への流量配分をM2h3st, S2h3stとS2h4stで比較した結果を図10に示す。S2h3stではM2h3stよりも、流量係数の小さいノズルへの流量が1割以上少なくなっており、全体の圧力損失が低下した原因の1つと考えられる。改良型のS2h4stではノズル流量の半分程度の回復が見られ、図11に示すように全体の圧力損失もM2h3stとS2h3stの中間程度に増加している。この解析結果を受けて、環状燃焼器試験モデルFAC2はS2h4stを元に設計変更し、図11に示すように圧力損失がMSC2に近づいた。燃焼性能でもMSC2に近づいて良好な結果が得られ、NO_xはICAO CAEP4基準値の38%まで低減することに成功した。なお、FAC2では製作の都合上燃焼用空気孔の配置が上下ライナで逆になり、S2h4stもそれに合わせた配置とし、表1では“Trans.”と表記されている。

6. まとめ

実形状の航空用燃焼器設計の初期段階のスクリーニング作業に用いることを目的とした効率的な解析手法として、重合格子法とマルチブロック構造格子法を併用したコールドフロー解析を提案した。本手法をJAXA TechCLEANの一環として行ってきた小型航空エンジン用燃焼器の開発過程に適用し、下記の結論を得た。

- (1) 実験結果との燃焼器全体の圧力損失の比較により本手法の妥当性が確認された。
- (2) ライナ上の冷却空気孔の有効開口面積が上流からの位置により大きく変わる事が確認された。
- (3) 本手法により空気孔毎の流量配分の予測が可能となり、燃焼器設計において全体有効開口面積をより精度良く見積もる事が可能となった。
- (4) 燃焼器の形状パラメータの変更が全体の圧力損失に与える影響が予測可能となり、スクリーニング作業において本手法が有効である事が確認された。
- (5) マルチセクタ燃焼器を扱う際には側壁の影響を考慮することが重要であることが判り、数値解析の結果を元に行った改良により、燃焼試験でもNO_x排出の更なる低減など、良好な結果が得られた。

参考文献

- (1) 牧田光正, 他, “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前刷り集, 2006, pp.187-192.
- (2) 牧田光正, 他, “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 (フルアニュラ燃焼器による性能確認)”, 第35回ガスタービン定期講演会前刷り集, 2007, pp.23-26.

- (3) M. Makida et al, “Verification of low NO_x performance of simple primary rich combustion approach by a newly established full annular combustor test facility”, ASME GT2008-51419, 2008.
- (4) IPCC, “Aviation and the Global Atmosphere, A Special Report of IPCC Working Group I and III”, 1999, Cambridge Univ. Press.
- (5) O'Rourke P. J., “Collective Drop Effects on Liquid Spray,” Ph. D Thesis of Princeton Univ., 1982.
- (6) A. K. Tolpadi, “Calculation of Two-Phase Flow in Gas Turbine Combustors,” J. Eng. for Gas Turbines and Power, Vol.117, 1995, pp.695-712.
- (7) R. E. Malecki, et al, “Application of an Advanced CFD-Based Analysis System to the PW6000 Combustor to Optimize Exit Temperature Distribution -Part I-,” ASME 2001-GET-62, 2001.
- (8) CITS, “2005 Annual Technical Report,” Stanford Univ., 2005.
- (9) CERFACS, “Scientific Activity Report,” Jan.2004-Dec, 2005.
- (10) S. Menon, et al, “Subgrid Modeling for Simulation of Spray Combustion in Large-Scale Combustors”, AIAA J., Vol. 44, No. 4, 2006, pp.709-723.
- (11) E. Fedina, “Combustion LES of CESAR Multi-Burner Annular Combustor”, AIAA 2011-785, 2011.
- (12) S. Hermeth, et al, “LES evaluation of the effects of equivalence ratio fluctuations on the dynamic flame response in a real gas turbine combustion chamber”, Proc. of Comb. Inst., 34, 2013, pp.3165-3173.
- (13) Lefebvre, A. H., “Gas Turbine Combustion,” 2nd Edit., 1998, TAYLOR&FANCIS.
- (14) W. I. Dodos, et al, “Design of Modern Turbine Combustors”, 1990, ACADEMIC PRESS.
- (15) N. K. RIZK, et al, “Three-dimensional NO_x modeling for rich/lean combustor,” AIAA PAPER 93-0251, 1993.
- (16) Hasegawa, et al, “Effect of Pressure on Emission Characteristics in LBG-Fueled 1500C-Class Gas Turbine,” ASME Paper No.97-GT-277, 1997.
- (17) Blomeyer, et al, “Mixing Zone Optimization of a RQL Combustor,” J. of Propulsion and Power, 15, 2, 1999, pp.288-295.
- (18) R. Takaki, et al, “The Development of the UPACS CFD Environment”, Proc. of 5th Int. Sym. ISHPC 2003, pp.307-319.
- (19) Spalart, P.R., et al, “A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows”, AIAA Paper 92-0439, 1992.
- (20) 松村洋祐, 他, “UPACS の重合格子解析における重合境界設定手法について”, ANSS 2004 論文集, JAXA-SP-04-12, 2004, pp.248-253.
- (21) 山根敬, 他, “流体・熱伝導連成数値解析における重合格子法の活用手法について”, 第36回ガスタービン定期講演会前刷り集, 2008, pp.31-35.
- (22) T. Yamane, et al, “Introduction of Combined Usage of Overset Grid Method in Conjugate Heat Transfer Simulation,” ASME GT2008-59832, 2009.