航空用ガスタービンエンジン燃焼器の希釈流配分 およびライナ冷却流流出位置がNOxに及ぼす影響

Effects of dilution flow balance and liner-cooling flow outlet location on NOx emission in an aircraft gas turbine engine combustor

森合	秀樹 ^{*1*2}	黒瀬	良一 *2	小森	悟 ^{*2}
MORIAI	Hideki	KUROSE	Ryoichi	KOMORI	Satoru

ABSTRACT

It is very important to predict the internal combusting flow fields and NOx emission for efficient design and improvement of low-NOx combustors for aircraft engines. In this study, steady RANS simulation is conducted on the sector combustor model for a regional jet aircraft engine. The effects of dilution air flow balance between liners and liner-cooling air flow outlet location (i.e. effect of single/ double wall liners) are investigated. The results show that the numerical results are in general agreement with the experimental ones. The equal dilution air flow balance between liners and the downstream liner-cooling air flow outlet location by using double-wall liners are desirable design options for low NOx combustor.

Key words : Spray Combustion, RANS Simulation, NOx, Aircraft Gas Turbine Engine, Combustor

1. 緒 言

世界的な環境意識の高まりを受け、航空機に対する NOx, CO, スモークといった微量生成物の排ガス規制 が近年ますます厳しくなってきている。航空機は、航 空機環境保全委員会(CAEP: Committee on Aviation Environmental Protection)が採択する規制により厳し く排ガス量が制限されるが、2008年発効のCAEP/6規制 では、NOxの排出量規制が従来規制に対して12%削減 され、2014年発効のCAEP/8規制おいては、さらに15% 削減強化されることが決定されている。そして、すすを 初めとした粒子状物質等の微量生成物とともに、今後規 制がさらに強化されていく見通しである⁽¹⁾。こうした背 景から、航空エンジンの開発においては、エンジンのコ アコンポーネントであり、これら微量生成物の発生源で ある燃焼器に対する技術要求が今後益々高まっていく状 況にある。

航空エンジン用の燃焼器開発においては,通常,既存 開発品やデータをもとに要求仕様に適合する燃焼器ハー ドウエアを多数製作し,実験と改良設計の繰り返しを主

原稿受付 2010年12月10日 校閲完了 2012年4月19日 *1 三菱重工業株式会社 航空宇宙事業本部 〒452-0064 小牧市東田中1200 *2 京都大学大学院工学研究科

〒606-8501 京都市左京区吉田本町

体とした試行錯誤により性能仕様を満足させていくとい うプロセスを踏むため、開発には長い期間と莫大なコ ストがかかるのが一般的である。従って、このプロセス を数値解析により代用できれば、燃焼器開発に関わる期 間・コストを大幅に削減することが可能となる。

しかしながら、航空エンジン用燃焼器の内部流れは、 噴霧、微粒化、旋回流を伴う乱流混合や、無数の化学反 応メカニズムを含む複雑な現象より構成されるため、数 値解析による再現は非常に難しく,現在でも予測精度が 高いツールは殆ど存在しないのが実情である。近年、計 算手法としては、調整パラメータの数が少なく、非定常 乱流を模擬可能なLES(Large-Eddy Simulation)が特 に注目されている。しかし、LESの噴霧燃焼場に対する 微粒化モデルや乱流燃焼モデルがまだ研究段階にある うえ、その計算負荷(計算リソース、CPU)が高いた めに、現状では実燃焼器の設計ツールとして実用化さ れているとは言えない⁽²⁾⁻⁽⁴⁾。従って、現在、実用の分野 では、乱流現象を平均化した定常平均場を求めるRANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) シミュレーション が主流である。RANSシミュレーションは、LESより精 度は劣るものの、計算負荷が低いため、その結果の解釈 次第では、設計ツールとして十分に利用可能であると考 えられる。

本研究では、航空エンジン用低NOx燃焼器内部噴霧 燃焼流れのRANSシミュレーションを実施することによ り,その適用性について検討を行った。特に,希釈空気 流のアウタライナ/インナライナ間の流量バランスを変 化させた場合,一重壁/二重壁ライナ適用によりライナ 冷却空気流の流出位置を変化させた場合のNOx排出量 への影響に着目し,試験データとの比較も行った。

2. 数值解析法

2.1 解析対象および解析条件

図1に燃焼試験を実施した宇宙航空研究開発機構 (JAXA,東京都調布市)の高圧燃焼試験設備の全体 図⁽⁵⁾,解析対象であるセクタ燃焼器(フルアニュラ燃焼 器の1/6セクタ)および燃焼可視化状況(1/18セクタ燃 焼器で,側壁を石英ガラスとした)を示す。本燃焼器は 低NOx燃焼器の一形態であるRQL(Rich-burn, Quickquench, Lean-burn)燃焼器である。図2にその概念を 示す⁽⁶⁾。サーマルNOxが発生しやすい高温領域(当量比 が1前後)を避けるため、燃焼器は上流側の当量比が高 い主燃焼領域と当量比が低い下流側の希薄燃焼領域に分



(a) Test facility (6)



(b) Sector combustor (from the inlet view)



- (c) Combustion visualization (from the side view)
- Fig. 1 Test facility and the sector combustor



Fig. 2 Configuration of the RQL combustor ⁽⁵⁾

かれる。両者の間にある希釈孔から大量に流入する空気 により,主燃焼域で発生した高い当量比の燃焼ガス(過 濃燃焼状態)は急速に希釈混合されて希薄燃焼状態に移 行し,NOxの発生を抑える。

図3に解析領域および解析格子を示す。総接点数は約 23万,総要素数は約80万である。流入境界は試験条件に 合わせた空気流量固定条件とし,流出境界は圧力境界条 件,側壁境界は周期境界条件とした。

解析条件としては、規制上NOx発生量が最も問題と なり、かつ前述のセクタ燃焼試験にてデータが得られて いる機体上昇時(離陸時最大負荷の約85%相当)とした。 図4に、対象とした3ケースの設計条件をまとめる。図 中のDは希釈孔の直径である。CASE-1をベース条件と して、CASE-2は希釈孔総面積を一定にしつつ希釈孔サ イズをアウタライナ/インナライナ間の希釈空気流量のバラ ンスを変えたもの、CASE-3は主燃焼域のライナを一重 壁から二重壁に変更することによりライナ冷却空気流の 流出位置を主燃焼域の下流部に移行させたものである。 なお、図4に示す燃料噴霧(Fuel sprayで示された円内) は解析結果であるが、図1の燃焼可視化写真中に示す噴 霧状況に近い様相を呈していることがわかる。



Fig. 3 Grid system and computational domain



	CASE-1	CASE-2	CASE-3
Dilution hole Diameter (Outer liner)	D	1.1D	D
Dilution hole Diameter (Inner liner)	D	0.88D	D
Wall type (Outer liner)	Single	Single	Double
Wall type (Inner liner)	Single	Single	Double

Fig. 4 Cases and conditions performed (spray behavior is RANS simulation result)

2.2 解析手法

解析コードはSTAR-CD ver.3.26を使用した。以下に 適用した解析手法の概要をまとめる。

- ・燃料:ドデカンC₁₂H₂₆ (JET-A燃料模擬)
- ·反応形態:非予混合/拡散反応系
- ・反応モデル:標準Eddy Breakupモデル
- ・液滴粒径分布:Rosin-Rammler分布仮定
- 液滴分裂:Reitz-Diwakar モデル
- ·反応式(三段総括反応)

$C_{12}H_{26}$	+	$6O_2$	>	12CO	+	$13H_2$
CO	+	$0.5O_2$	→	CO_2		
H_2	+	$0.5O_2$	→	$\mathrm{H}_{2}\mathrm{O}$		

 ・離散化スキーム: MARS (Monotone Advection and Reconstruction Scheme, 2次精度差分スキーム)
・解析スキーム: 3次元圧縮性定常流れ, RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes)法

・乱流モデル:標準型k-εモデル

2.3 NOxモデル

NOxは、一酸化窒素(NO)のみを取り扱う。燃焼 において発生するNOは、燃焼用空気中のN₂を直接の生 成源とするthermal NOと燃料中のN成分を生成源とす るfuel NOに大別される。また、thermal NOは、拡大 Zeldovich機構

N_2	+	Ο	\Leftrightarrow	NO +	Ν
Ν	+	O_2	⇔	NO $+$	Ο
Ν	+	OH	\Leftrightarrow	NO +	Η

に従うZeldovich NOと,空気中のN₂と燃料中の炭化 水素とが反応して生じるHCN,CN等を生成源とする prompt NOからなるが、本燃焼器においてはNO生成の 傾向を見るため、前者のみを考慮した。Zeldovich NO の生成量はN成分についての準定常近似およびBaulch ら⁽⁷⁾の速度定数値を用いて評価した。

NO濃度は他の燃焼生成物に比較して小さく、かつ反 応の時間スケールが炭化水素燃焼の時間スケールより も大きいため、噴霧燃焼流れ場にほとんど影響を与える ことはない。そこで、噴霧燃焼流れ場の定常計算が終了 した後にNO計算を実施した。すなわち、定常状態にお ける各化学種の濃度からNOの生成速度を求め、各セル 内単位時間におけるNOの生成・消失・移流のバランス (定常状態)を解いてNO濃度分布を求める。ここで注意 すべきは、実際の燃焼器内では、燃焼ガスの滞留時間が 数msオーダーと短いためにNO濃度は平衡に達しないま ま燃焼器内を移動していき、下流へ向うに従ってNOが 積算されていくが、本解析では、定常解析を行ったため にこの効果を無視している点である。すなわち、燃焼器 内でNOが発生しやすい箇所の特定は可能だが、燃焼器 出口における定量的なNO量予測としては不完全である ことに留意する必要がある。

3. 結果および考察

3.1 燃焼器内における噴霧燃焼場の特徴

まず,ベース条件であるCASE-1を代表例として挙げ, 今回対象とした噴霧燃焼場の特徴を示す。

図5に本数値解析により得られた絶対速度ベクトルの 分布を示す。図中には、流れの傾向がわかりやすいよう





Fig. 5 Verocity magnitude vectors (CASE-1, RANS) m/s

に黒い実線矢印を追記するとともに、特徴的な部分をA ~ Dで示した。図より、絶対速度は希釈孔以降の希薄 燃焼領域(D部)において最も高い値を示すこと、また、 この領域において、希釈孔からの流入空気はインナライ ナ側とアウタライナ側の大希釈孔が千鳥配置であること により急速に混合することがわかる。また、絶対速度は 燃料ノズル近傍の燃料噴霧直後においても高い値を示す が、旋回流を形成して広がりながら急速に減衰する。さ らに、主燃焼域において、燃料ノズル下流の中央部(A 部)、および上流のライナ壁面近傍(B部)においては 保炎に寄与する循環流が形成されており、下流の希薄燃 焼域へ通じる主流は、ライナ壁面に沿った部分(C部) であることがわかる。

図6~9に本数値解析により得られた燃焼器内部の 燃料の質量分率,酸素の質量分率,温度,およびNOx (NO)の質量分率の断面分布をそれぞれ示す。図8のA ~ D部は図5と同じ位置である。図より,燃料噴霧コー ン周辺,および循環領域である主燃焼域の中央部(A部) において,燃料過多(当量比>1)により酸素がほとん ど存在せず,温度が周囲より低いためNOx発生が抑え られるという,RQL燃焼器の典型的な特徴を示してい ることがわかる。また,主燃焼域における温度が高い部 分は,燃料が薄い上流の循環領域付近(B部)と,中央 部の濃い燃料部分がライナを冷却した空気流と混合する 部分(C部)に限られており,NOx濃度も概ねこれらの 温度分布に沿った分布を呈していることがわかる。



Fig. 6 Fuel mass oncentration (CASE-1, RANS)



Fig. 7 O2 mass concentration (CASE-1, RANS)



Fig. 8 Normalized temperature (CASE-1, RANS)



Fig. 9 NOx mass concentration (CASE-1, RANS)

また、上流で発生したNOxは下流に運ばれるととも に希釈孔からの空気流入により希釈される。この希釈孔 の直下流(D部)においては、局所的に当量比が1とな り一時的にNOx濃度が増えるが、その後空気との混合 が進み、希釈されるとともに温度が下がることでNOx 濃度も下がり最終的に燃焼器出口に至る。この結果から、 燃焼器出口でのNOx濃度(排出量)を低減するために は、NOx発生部分(高温領域)を可能な限り減らすこと、 特に主流部(C部)においてライナ冷却空気流と燃料過 濃域の混合を極力抑える(当量比1の高温ガスの大量発 生を回避する)ことが効果的であることが示唆される。

図10に燃焼器の入口から出口に至る各部の圧力を入口 圧力で正規化した分布の解析値と試験値の比較を示す。 図より,解析値は概ね試験値に一致することがわかる。 また,図11には,径方向各部の燃焼器出口温度を出口温 度(T4)と入口温度(T3)との差で正規化した分布の 解析値と試験値の比較を示す。圧力分布と異なり両者 の間に大きな差異が認められる。これは,RANSシミュ レーションでは乱流混合の精度が不十分であるため,希 釈孔以降の激しい乱流混合により決まる温度分布を十分 に精度良く再現できないことに起因すると考えられる。





Fig. 11 Comparison of normalized exit temperature between RANS simulation and experiment (CASE-1)

3.2 希釈空気流量配分・ライナ冷却流流出位置の影響

図12~15に本数値解析により得られたCASE-2および CASE-3に対する燃焼器内部の温度およびNOの質量分 率の断面分布をそれぞれ示す。図8,9に示したCASE-1 に比較して, CASE-2では主燃焼域の温度やNOx分布は 同等ながら,アウタライナ側希釈孔を大きくした効果に より直下流の高温領域が広く,出口でのNOx濃度が増 大することがわかる。これは,両ケースで希釈空気の総 流量は同等であるが,両側の希釈孔径が異なるCASE-2 では希薄燃焼領域での混合が全体的に不均一となり,温 度上昇およびそれに伴うNOx増大につながるためと考 えられる。

一方, CASE-3においては, C部における温度が他の ケースに比べて低く, 主燃焼域および燃焼器出口での NOx濃度も低いことがわかる。これは, ライナ冷却の 空気流が燃料過濃な主燃焼域と混合した結果起こる温度



Fig. 12 Normalized temperature (CASE-2, RANS)



Fig. 13 Normalized temperature (CASE-3, RANS)



Fig.14 NOx mass concentration (CASE-2, RANS)



Fig.15 NOx mass concentration (CASE-3, RANS)

およびNOx濃度の上昇(CASE-1, CASE-2)がCASE-3 では抑えられることに起因しており、二重壁ライナが NOx低減に極めて有効であることを示している。

図16に各ケースにおける出口NOx濃度(質量分率) の解析値と試験値の比較を示す。図中では、CASE-1 のNOx濃度を解析値,試験値ともにそれぞれ1とし、 それからの変化割合を示す。解析値,試験値ともに、 CASE-1に比べてNOx濃度はCASE-2で増大,CASE-3で 減少することから,RANSシミュレーションはライナ冷 却や希釈空気流量配分の影響を概ね予測できていること がわかる。しかし、定量的には、試験で得られたNOx 濃度は解析値の約3倍であった。定量的な予測精度を向 上させるためには、NOxモデルの改良や非定常解析の 適用が必要であるものと考えられる。



RANS simulation and experiment

4. 結 言

本研究では、セクタ燃焼器試験および定常RANSシ ミュレーションにより、航空用ガスタービンエンジン燃 焼器のNOx排出特性に及ぼすアウタライナ/インナライ ナ間の希釈空気流量のバランス、および一重壁/二重壁 ライナ適用によりライナ冷却空気流の流出位置を変化さ せた場合の影響について検討を行った。その結果、希釈 空気流量をアウタライナ/インナライナ間で同程度の流 量にバランスさせることや、二重壁ライナの適用により ライナ冷却空気流の流出部を主燃焼域下流部に移行させ ることがNOx低減に有効であることが明らかとなった。 また,RANSシミュレーション結果はセクタ燃焼試験結 果と定性的には一致するものの,定量的には差異が生じ ることが確認できた。この理由としては,RANSシミュ レーションではNOxモデルや乱流燃焼モデルの精度が 不十分であることが挙げられる。今後はLES等のより高 精度のシミュレーション技術を適用する必要があるもの と考えられる。

謝 辞

本研究は、NEDO(新エネルギー・産業技術総合開発 機構)の研究助成を受けて行われた。また、燃焼試験 データは、JAXA調布航空宇宙センター(東京都調布 市)の高圧燃焼試験設備(航空推進7号館)を用いて、 JAXAの協力の下、ESPR組合(超音速輸送システム技 術研究組合)が実施した燃焼器評価試験において得られ たものである。ここに記して関係各位に謝意を表する。

文 献

- (1) 森合秀樹,三宅慶明,「航空エンジンと噴霧燃焼技術」,日本燃焼学会誌, Vol.50, pp.225-234 (2008).
- (2) Kim, WW. and Syed, S., "Large-eddy simulation needs for gas turbine combustor design", AIAA 2004-331 (2004).
- (3) 黒瀬良一,赤松史光,「噴霧燃焼の実験と数値シミュレーション」,日本燃焼学会誌,Vol.50, pp.206-214 (2008).
- (4) 黒瀬良一,「乱流混相燃焼」,日本燃焼学会誌, Vol.52, pp.302-310 (2010).
- (5) 下平一雄ら、「高温高圧燃焼試験設備の拡充整備」、 JAXA-RM-05-007 (2006).
- (6) Moriai, H. et al., "Research and Development of a Combustor for an Environmentally Compatible Small Aero Engine", Technical Review, MHI, Vol. 45, No. 4, 2008, pp. 9-15. (2008).
- (7) Baulch, D.L. et. al., "Evaluated Kinetic Data for High Temperature Reactions", Butterworth (1973).