

強旋回流を用いた直噴型低 NO_x バーナ技術

Low NO_x Combustion Technique Using Direct Injection into Strong Swirl Flow

廣 光 永 兆 航空宇宙事業本部技術開発センター要素技術部 博士（工学）
細 井 潤 航空宇宙事業本部技術開発センター要素技術部 課長
藤 秀 実 航空宇宙事業本部技術開発センター要素技術部 部長 博士（工学）

円筒形の燃料・空気混合部に形成させた強い旋回流を利用して安定性を損なわずに低 NO_x 化が可能な航空エンジン用バーナを考案した。強旋回流領域での火炎伸長消炎を有効に利用するため、効果的な燃料噴射方法を検討した結果、強旋回流への燃料直噴方式が効果的であることが推測された。試作バーナによる燃焼試験を行い、航空エンジン燃焼器相当条件の性能を推定した結果、強旋回流中心部に燃料ポートを設けて外周方向に燃料を噴射する燃料噴射方式を用いた場合に、低 NO_x 効果が大きいことが分かった。

A burner was devised for the aviation gas turbine engine combustor to reduce NO_x formation by stable combustion using strong swirl flow. Direct injection into the strong swirl area should be effective for NO_x reduction. In this technique, quenching by volume stretch brought low flame temperature, and NO_x was reduced. In the combustion test with a prototype burner, the pattern with a central injection device was the most effective under aviation gas turbine engine conditions.

1. 緒 言

NO_x 低減と広い作動条件での安定燃焼を両立させることが可能な燃焼方式の一つとして、強旋回流を用いた直噴型バーナを考案した。この燃焼方式は、ガスタービンエンジンの高効率・高負荷化要求に伴い、ガスタービン燃焼器の入口条件や燃焼条件が高温・高圧化することで生じるさまざまな問題に対応可能な方式の一つとして期待されている⁽¹⁾。しかし、航空用としては液体燃料の適用などいくつかの技術課題をクリアする必要がある。

NO_x 排出量の低減については、これまでもさまざまな燃焼方式が開発されており、特に有効な燃焼方式として希薄予混合燃焼が挙げられる。しかし、希薄予混合燃焼は安定燃焼範囲が狭く、高度な制御や複雑な装置を必要とすることや、逆火・振動燃焼の危険性があることなどの多くの問題を抱えており、現状では適用範囲が限定されている。特に航空用では燃焼器の高温・高負荷化要求が強く、逆火などの問題は燃焼器入口条件の高温・高圧化に伴って起こりやすくなるため適用が困難になる。また、最近では低コスト化の要求も厳しくなっていることから、複雑な機構を必要とするような燃焼方式は、さらに開発のハードルが高くなってきている。

強旋回流を利用したバーナは、ガス燃料を用いた渦巻き火炎燃焼方式として基礎研究例^{(2)~(4)}があり、低 NO_x 性や燃焼安定性などの基本的な性状が確認されている。また、高負荷燃焼バーナへの適用の試み⁽⁵⁾も行われているが、液体燃料への適用例はない。原理的に自己着火や振動燃焼を起こしにくいことから、この方式の液体燃料への対応が可能になれば、燃焼器の高温・高圧化に対応できる安全な低 NO_x 航空用バーナとしての採用が期待できる。

本稿では、渦巻き火炎燃焼方式の低 NO_x および火炎安定化原理を部分的に適用した強旋回流直噴型方式によって、低 NO_x 化が可能な安定範囲が広い航空用液体燃料バーナ技術を取得することを目的として、主に燃料噴射方法について検討した研究結果を述べる。

2. 強旋回流直噴型低 NO_x バーナの概要と CFD・予備試験検討

2.1 適用の原理

考案した強旋回流直噴型低 NO_x バーナ（以下、強旋回流バーナと呼ぶ）の特徴は、燃料と酸化剤の混合と、火炎基部となる領域の異なる二つの旋回流領域を形成させることにある。渦巻き火炎燃焼方式との違いは、強旋回流による低 NO_x 原理の適用範囲を燃料噴射直後の高燃料濃度で

NO_x が生成しやすい領域に限定したことである．これによって低 NO_x 性能は若干低下すると考えられるが，現用の燃焼器形態にも適用しやすくなる．また，強い旋回による火炎の拡大によって燃焼部長さの短縮などが期待できる（第 1 図）．

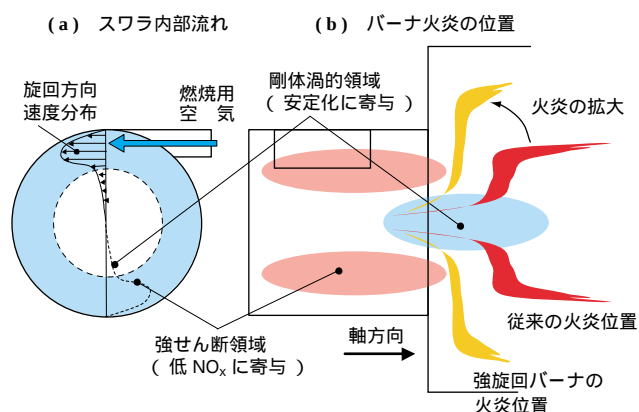
2.2 燃料噴射方法による分類

燃料噴射方法によって強旋回バーナを第 1 表のように分類した．大きくは，微粒化のためのコア部をもち，それによって微粒化した燃料噴霧を強旋回流で混合する噴流混合型と，強旋回流中の強いせん断流れの中に燃料を直接噴射し，強旋回流を利用して微粒化するとともに適切な領域で

の混合を行う噴流微粒化型に分けられる．さらに，噴流混合型は，微粒化コアの微粒化方式によって分類されるので，ここでは圧力または気流微粒化方式を代表的な微粒化方式として設定した．また噴流微粒化型は，噴流に対する噴射方向の違いから，空気ポート噴射型，中央噴射型，端面噴射型の 3 形態に分類した．これら 3 形態はそれぞれ第 1 表に示すような特性の違いが想定される．このバーナは原理上，低 NO_x 性能や安定性を十分に発揮するためには適切な領域に燃料を噴射する必要がある．このため，噴射の位置，角度，領域などを任意に選択できる形態の方が最適化できる可能性範囲が広く，その観点からそれぞれを評価した結果では噴流微粒化型の方が優位であると考えられる．

2.3 CFD 解析による比較

第 2 図に，噴流混合型と噴流微粒化型の各噴射弁およびその下流近傍の燃料濃度分布について CFD 解析を行った結果の比較を示す．ここでは噴流混合型と噴流微粒化型で同程度の微粒化状態（粒子径 60 μm で単一分散）を仮定し，乱流モデルに RNG κ - ε モデル⁽⁶⁾を用いて解析を行った．解析結果では，噴射弁周りの燃料分布は，噴流微粒化型の方が噴流混合型に比べて燃料過濃領域が小さく，また燃料分布も均一である．以上から噴流微粒化型は反応領域に NO_x 発生源となる高温のヒートスポットができにく



第 1 図 SSF バーナ（強旋回バーナ）のコンセプト
Fig. 1 Concept of SSF burner (burner using strong swirl flow)

第 1 表 強旋回バーナの燃料噴射方式による分類と特徴
Table 1 Classification and characteristics by injection types of the SSF burners

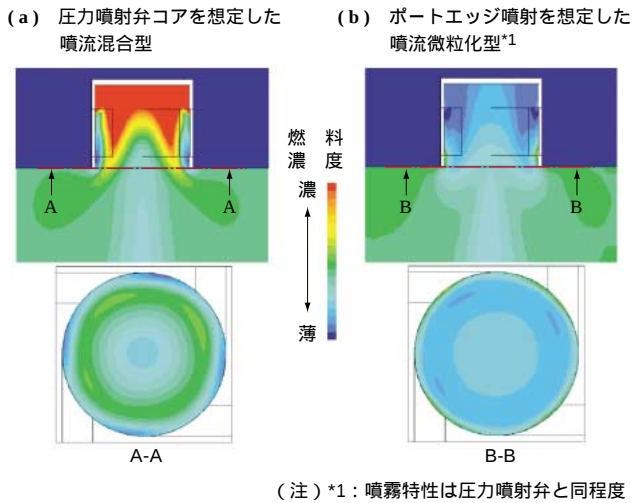
		噴流混合型		噴流微粒化型		
強旋回流に対する噴霧制御および効果		エアブラストコア	圧力噴射弁コア	空気ポート噴射型	中央噴射型	端面噴射型
噴射弁形状						
噴射制御	噴射位置	×			○	
	噴射角度	×		○	○	
	噴霧粒径		○			×
効果*1 (推定)	低 NO _x 性向上	(実績)	○ (実績)	(推定)	○ + α (推定)	○ + α (推定)
	安定性向上	(実績)	○ (実績)	(推定)	○ (推定)	(推定)
その他の特徴		エアブラストに軸流空気を要するため，強旋回流空気量（配分）が少ない．	高い燃料噴射圧によって微粒化が可能である．比較的低 NO _x 性と安定性のバランスをとりやすいが，使用条件範囲によっては圧力噴射弁コアが複雑化する．	スワラエッジ部での二次微粒化効果が最も期待できる形態で，概念形態に一番近い形と考えられる．	スワラ中央部に燃料噴射部をもち，二次的効果として循環流位置などのフロー制御効果が考えられる．	スワラによる二次微粒化効果は小さいが，燃料投入範囲をピンポイントに設定可能である．

（注）噴霧範囲

：任意に設定可能 ○：比較的自由度が高い 〇：範囲限定 ×：自由度が低い
効果

：目標値をクリア 〇：効果大きい ○：有効 〇：条件によって効果あり ×：効果なし

*1：従来型エアブラスト噴射弁との対比

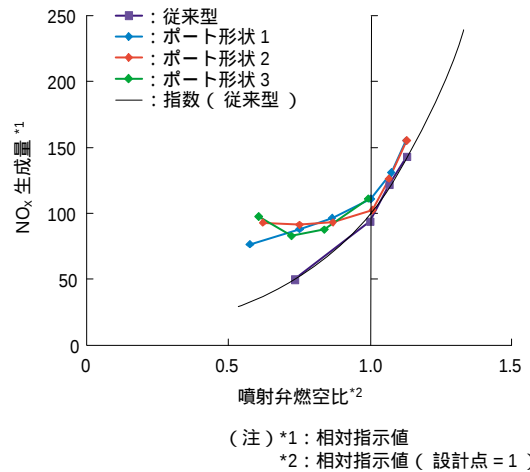


第 2 図 CFD 解析によるSSFバーナノズル近傍燃料濃度分布
Fig. 2 Contour of fuel concentration by CFD analysis near SSF burner nozzle

く、噴流混合型よりも低 NO_x 性の向上に有利であると考えられる。

第 3 図に、強旋回流スワラと組み合わせたエアブラストノズルバーナの NO_x 排出特性を示す。圧損を高くして強旋回の効果をもめることによって低 NO_x 効果を得ることができた。しかし、実用の燃焼器圧損（約 3% 程度）では従来型に対する優位性はなく、また空気ポート形状を工夫してもほとんど性能の改善をみることができなかった。これは強せん断領域への効果的な燃料の投入ができなかったためである。

第 4 図に、噴流微粒化型の各形態について、同様に行った解析結果を示す。この結果から、噴流微粒化型の各形態には、燃料濃度分布に特徴があることが分かる。ノズル内部に高濃度領域が少ないのは空気ポート噴射型であるが、ノズル下流側の燃料濃度の均一性は、ノズル内部に高濃度領域のある端面噴射型の方が高い。ただし、今回解析に使



第 3 図 強旋回流スワラと組み合わせたエアブラストノズルバーナの NO_x 排出特性
Fig. 3 NO_x emission characteristics of air burst nozzle burner with SSF swirler

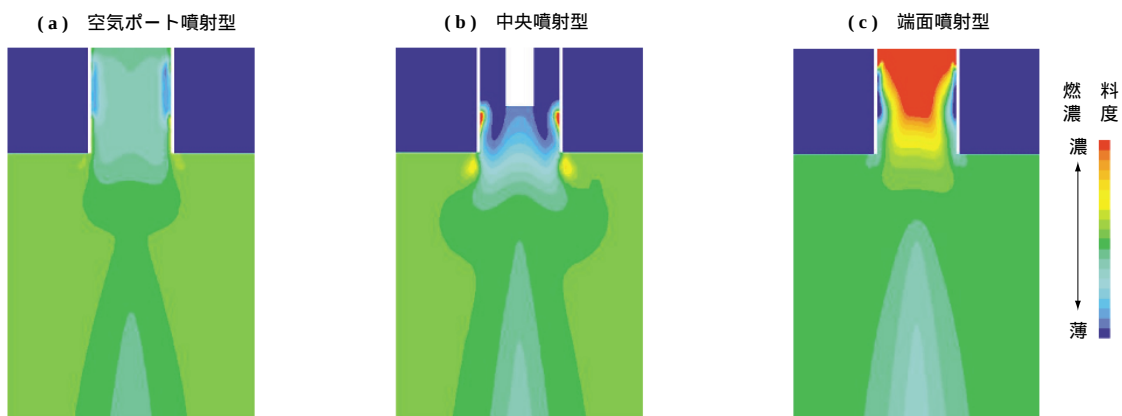
用した汎用コードには、

- (1) 壁面衝突から二次微粒化までの機構を無視し、壁面衝突後の噴霧液滴は壁面に沿って転がるモデルを使用する。
- (2) 模擬的に与えた噴射液滴の性質（粒度、速度）によって計算結果が大きく変わる。

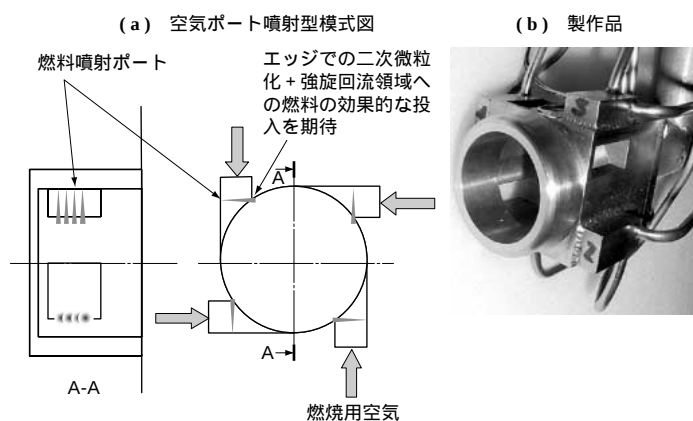
といった実現象へ合わせた最適化が困難な部分が多く、実際の低 NO_x 効果は燃焼試験によって評価した。

3. 供試バーナ形態と燃焼試験結果および考察

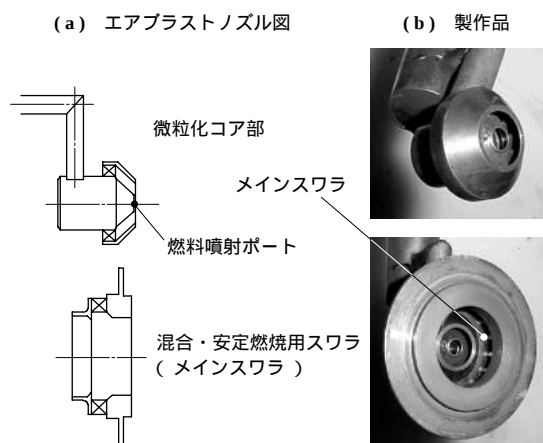
第 5 図～第 7 図に燃焼試験に使用した各強旋回バーナのノズルの概要および実際の製作品を示す。各強旋回バーナに使用したスワラは共通の形状とし、燃料噴射方法による違いが明確になるようにした。また、第 8 図に示すエアブラストノズルは従来型ノズルの基準形態として比較評価に用いた。各供試ノズルは第 9 図に示す燃焼試験装置を使



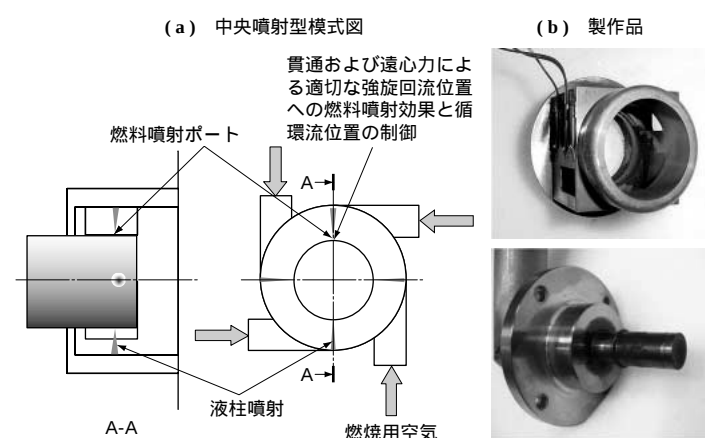
第 4 図 CFD 解析による直噴型SSFバーナノズル近傍燃料濃度分布
Fig. 4 Contour of fuel concentration by CFD analysis near direct injection SSF burner nozzle



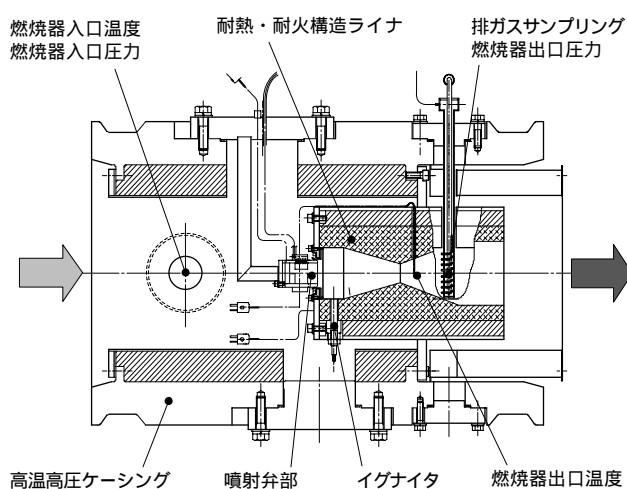
第 5 図 空気ポート噴射型 SSF ノズル
Fig. 5 SSF nozzle directly injected into air ports



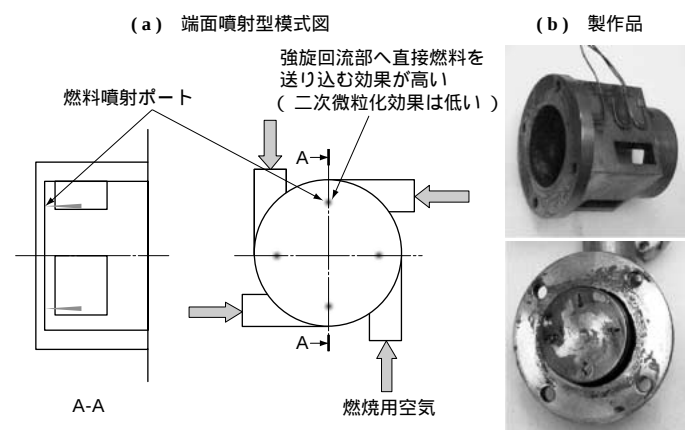
第 8 図 リファレンスバーナ用エアブラストノズル
Fig. 8 Air blast nozzle for reference burner



第 6 図 中央噴射型 SSF ノズル
Fig. 6 SSF nozzle directly injected from center of swirler



第 9 図 燃焼試験装置
Fig. 9 Experimental apparatus for combustion test of SSF burner



第 7 図 端面噴射型 SSF ノズル
Fig. 7 SSF nozzle directly injected from upstream surface of swirler

(673 K , 0.709 MPa , 燃焼器当量比 ϕ 0.32) を中心に幅広く設定することによって、航空エンジン用燃焼器としての NO_x レベル評価⁽⁷⁾ を推定できるようにした。

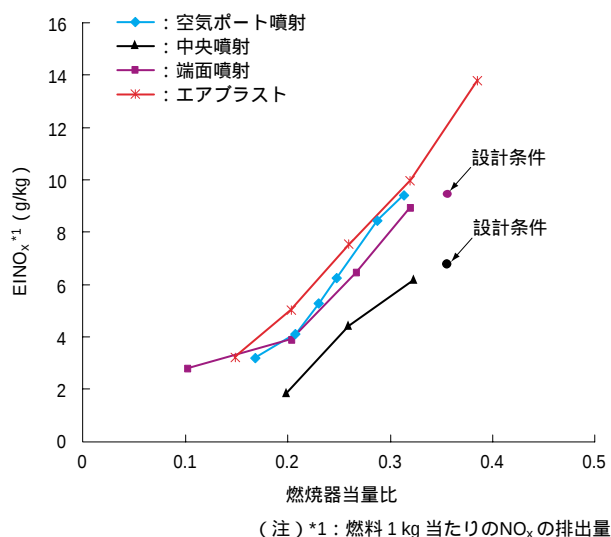
3.1 従来型ノズルによるバーナとの比較

基準条件の入口温度 673 K , 入口圧力 0.709 MPa における燃焼器当量比に対する各バーナの NO_x 排出量を第 10 図に示す。航空エンジン用を想定した燃焼器設計条件とほぼ等しいこの条件において、強旋回バーナは従来型バーナから 2 ~ 40% 程度 NO_x の排出量を削減できることが分か

用し、性能を評価した。離陸時最大推力 40 kN 程度の航空エンジンの燃焼器を想定し、噴射弁および希釈・冷却に必要な空気・燃料の流量と配分は実際の航空エンジン設計条件をベースに決定した。燃焼試験条件範囲を第 2 表に示す。燃焼器入口温度、圧力および設定ノズル当量比は基準条件

第 2 表 バーナ燃焼試験条件
Table 2 Test conditions of burner combustion

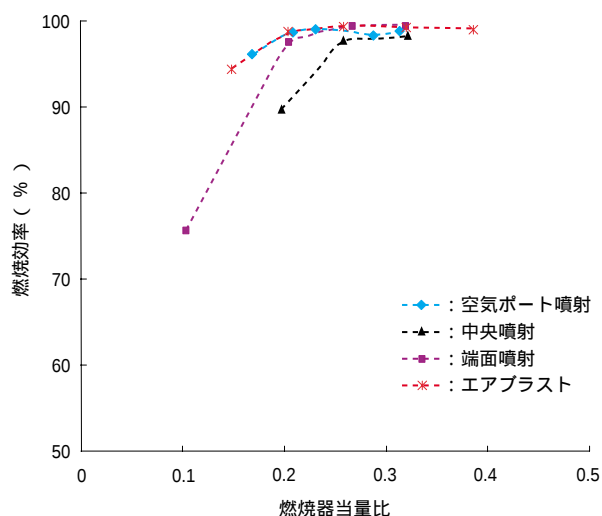
設 定 項 目	単 位	Max.	Min.	基準条件
燃 焼 器 入 口 温 度	K	700	500	673
燃 焼 器 入 口 圧 力	kPa-A	1 668	475	709
ラ イ ナ 空 気 流 量	kg/s	0.925	0.354	0.396
燃 料 流 量	g/s	22.1	2.5	8.56
燃 焼 器 出 口 当 量 比	—	0.36	0.10	0.32



第 10 図 燃焼器当量比に対する各バーナの NO_x 排出量
Fig. 10 Emission index of NO_x of each SSF burner based on combustor equivalence ratio

る。しかし、トレードオフの関係にある燃焼効率も相対的に悪化した。第 11 図に燃焼器当量比に対する各バーナの燃焼効率を示す。

この結果から、強旋回バーナの強せん断領域における消炎の効果が実際にあったものと考えられる。空気ポート噴流型の強旋回バーナは想定したほど効果が上がらなかった。これは、燃料噴射の貫通度が小さく、強せん断領域に到る直前の高速の気流で生じる遠心力によってすぐに外周側壁面まで戻されてしまったことと、空気ポートエッジにおいても期待したほどの微粒化効果が得られなかったことが原因と考えられる。これによって、迅速な気化および空気との混合が妨げられた状態でノズル下流側の混合気濃度分布が形成され、高い



第 11 図 燃焼器当量比に対する各バーナの燃焼効率
Fig. 11 Combustion efficiency of each SSF burner based on combustor equivalence ratio

燃料濃度で反応するヒートスポットができていた可能性がある。逆に中央噴射型は燃料ポートが強せん断領域に近く、直接燃料を送り込むことが可能であったことから高い消炎および混合効果を得られたものと考えられる。

端面噴射型はポート位置の関係から比較的中央噴射型に近い条件での燃料供給が可能と考えられる。しかし、今回の形態では、スワラ最上流部に安定化のためのリセス状の部分を入れていたため、中央噴射型に比べてねらった場所への燃料投入ができず、その結果、強せん断領域を通過しない液滴が存在し、中央噴射型ほどの効果を発揮しなかったものと考えられる。ただし、今回の研究では液滴挙動の測定は実施できなかったため、検証には至っていない。

3.2 入口圧力の影響

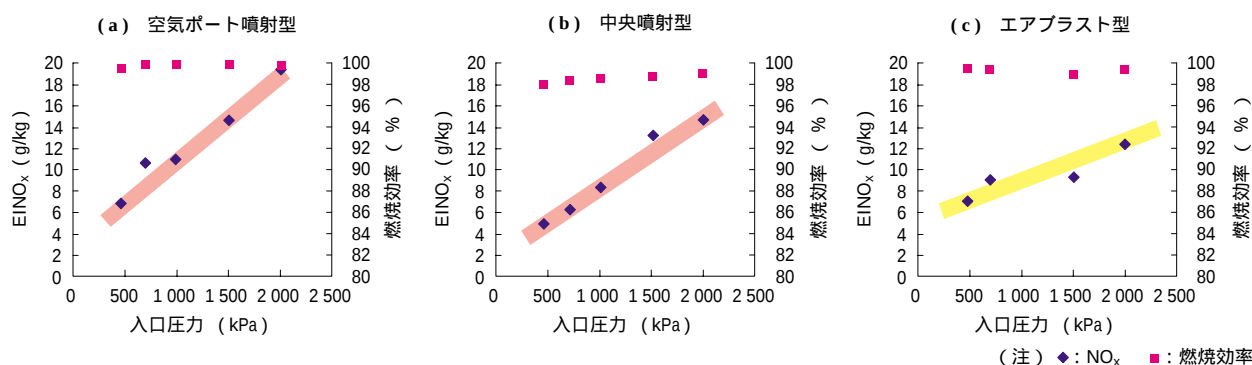
第 12 図に燃焼器入口温度および当量比を基準条件に固定して、燃焼器入口圧力を変化させたときの NO_x 排出量の調査結果を示す。この結果から、強旋回バーナが NO_x 生成に対して高い圧力依存性をもつことが分かる。空気ポート噴射型の噴射領域ポートを 4 か所から 2 か所に絞って、さらに過濃な濃度領域のできやすいタイプで試験を行うと、圧力の影響がより大きくなる。このことから、高圧条件では圧力に比例して燃焼負荷が大きくなり燃料流量が増えることによって、中央噴射型であってもエアブラスト型と比較すると微粒化状態が悪くなってしまったと考えられ、ミクロなレベルでの過濃領域が存在する可能性を示唆される。以上の結果から、高圧下でも安定した低 NO_x 性能を発揮するためには微粒化状態の改善が今後の課題である。

3.3 燃料噴射ポート挿入による強せん断領域の増加

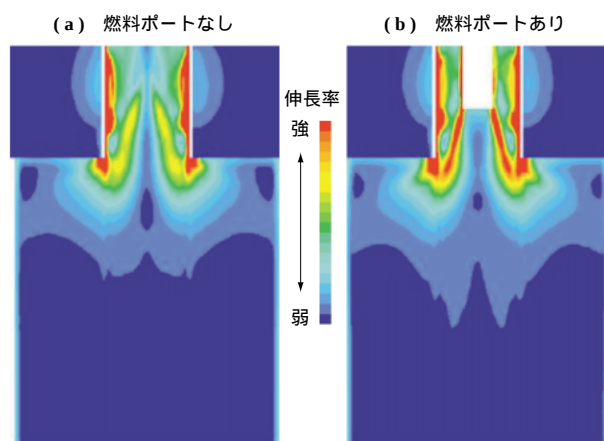
中央噴射型の NO_x 低減効果が高かった別の要因として、スワラ中央部に挿入した燃料ポート形状の二次的な効果が考えられる。第 13 図にせん断の強さを表す伸長率分布の変化を示す。燃料ポートを挿入した場合、燃料ポートの端面から新たな強せん断の領域が発生していることが分かる。燃料はポートの円筒状の側面から噴出するため、ほぼすべての燃料がこの強いせん断領域を通過することになり、さらに混合を促進させていると考えられる。

3.4 低 NO_x 燃焼器としての可能性

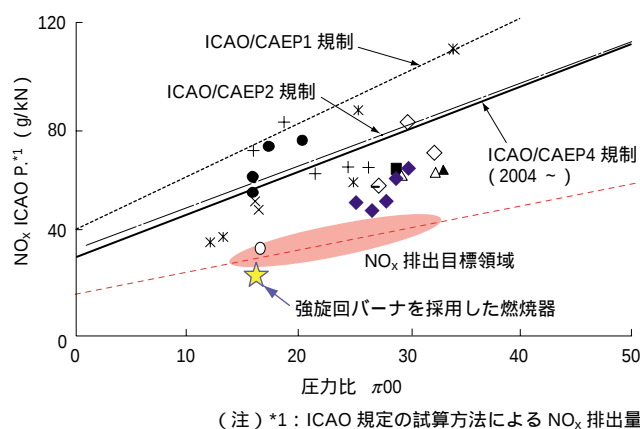
今回得られた結果から強旋回バーナを採用した燃焼器の性能予測を第 14 図に示す。燃焼効率改善や高圧条件での性能低下など、解決すべき点は多々あるが、少なくとも中・小型クラスのエンジンをマーケットと考えれば航空エンジン用燃焼器としての低 NO_x 性能は現行の規制値の 50%以



第 12 図 燃焼器入口圧力に対する各バーナの NO_x 排出量
Fig. 12 Emission index of NO_x of each SSF burner based on pressure at combustor inlet



第 13 図 スワラ内燃料ポート設置による伸長率分布の変化
Fig. 13 Shift in contour of strain rate caused by fuel port at center of swirler



第 14 図 強旋回バーナを採用した航空用エンジンの NO_x 性能予測
Fig. 14 Predicted emissions of NO_x from aviation gas turbine engine using SSF burner

下であり、これが達成できることが国際的に通用するレベルである。また、今回データとして示すことができなかったが、低負荷条件での保炎性能が非常に高く、その燃焼安定性もセールスポイントとなる。

4. 結 言

強旋回流を用いた直噴型バーナに混合促進、濃度均一化が可能な燃料噴射方法（中央噴射方式）を適用することによって、実用領域での低 NO_x 燃焼を実現することが可能になった。ただし、今後、実用燃焼器としての主な開発課題として以下の二つが挙げられる。

- (1) NO_x 排出特性の圧力依存性が高く、さらに高圧の条件では期待した低 NO_x 性能が得られない可能性があり、微粒化特性など、燃料噴射特性の最適化による改善が必要である。
- (2) 低負荷での燃焼効率の改善

これらの課題をクリアできれば、本強旋回バーナによって国際的に通用するレベルの航空用燃焼器の設計が可能になることから、航空用燃焼器マーケットへの進出が期待できる。

— 謝 辞 —

本研究は、日本航空宇宙工業会（SJAC）の委託研究「強旋回流を用いた直噴型低 NO_x バーナ技術の研究」として実施されたものである。本研究の遂行に当たって、評価委員の皆様から貴重なコメントをいただきました。ここに記し、深く感謝の意を表します。

参 考 文 献

- (1) 社団法人日本機械学会：特集 機械工学年鑑 日本機械学会誌 第 107 巻 1029 号 2004 年 8 月 p.35
- (2) Gabler, H. C. et al.: Asymmetric Whirl Combustion A New Approach for Non-Premixed Low NO_x Gas Turbine Combustor Design AIAA

- Paper 98-3530 (1998)
- (3) Alkabie, H. S. : Reduced NO_x Emissions using Low Radial Swirler Vane Angle ASME Paper 91-GT-363 (1991)
- (4) J. Yajima et al. : Characteristics of Low NO_x Diffusion Combustion with Strong Swirl Proceedings of International Gas Turbine Congress 2003 Tokyo TS-136 (2003)
- (5) N. Hiromitsu et al. : Development of Low NO_x Diffusive Burner Applying Spiral Flame Combustion Proceedings of International Gas Turbine Congress 2003 Tokyo TS-135 (2003)
- (6) V. Yakhot and S. A. Orszag : Renormalization Group Analysis of Turbulence I, Basic Theory Journal of Scientific Computing 1(1) (1986) pp.1 - 51
- (7) ICAO : Environmental Protection Annex 16 Volume II, Part III Chapter 2 (for turbine engines only) (1996)