

環境適応型小型航空機エンジン用 燃焼器の研究開発

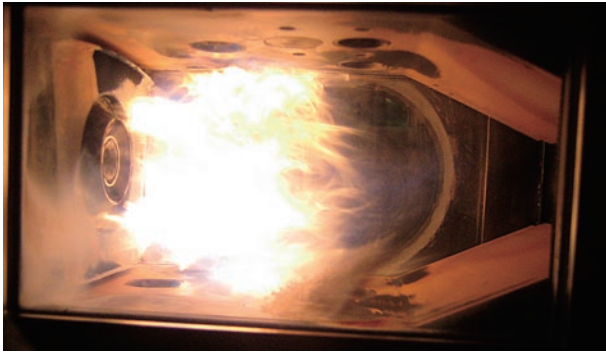
Research and Development of the Combustor for the Environmentally-Compatible Small Aero Engine

森合 秀樹^{*1}
Hideki Moriai

中江 友美^{*2}
Tomoyoshi Nakae

三宅 慶明^{*1}
Yoshiaki Miyake

稲田 満^{*3}
Mitsuru Inada



当社は、環境適応型小型航空機用エンジン（通称エコエンジン）用のシンプル低 NO_x 燃焼器として、部分過濃方式燃焼器を提案、2004 年より 2006 年にかけて(独)新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）助成国家プロジェクトとして研究開発を進めてきた。そして、2006 年に(独)宇宙航空研究開発機構（JAXA）燃焼試験設備において性能評価試験を行った結果、NO_x（国際基準に対して - 50 % 以下）を含むすべての排ガス要求、出口温度分布、燃焼効率など、多くの要求条件を達成した。

1. はじめに

民間航空機用エンジンの燃焼器は、複数の項目において信頼性が高くシンプルであるとともに、生涯価格として低コストでなければならない。さらに地球環境保護の観点から低 NO_x であることが CO₂ 低減との両立条件下で要求されている。

従来の技術では、信頼性を維持しつつ低 NO_x 化を図るためには複雑な燃焼器構造・制御技術が必要であり、高コスト化が避けられない。当社がかねてより、シンプルで低コストかつ低 NO_x を実現する燃焼器形態として、部分過濃形態の燃焼器の基礎研究を行ってきた。またこれを“環境適応型小型航空機用エンジン（エコエンジン）研究開発”の燃焼器に適用し 2004～2006 年の 3 年間にわたり研究開発を実施した。ここではその要素技術成果を報告する。なお、本研究開発は(独)新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）助成事業である。

2. エコエンジンと開発日程

エコエンジン研究開発プロジェクトの全体開発日程を図 1 に示す。100 席以下のリージョナル・ジェット機需要は、今後 20 年間で現在の約 3 倍に増加すると予測されている。その中で、既存 50 席機用エンジンは競合機種が少なく、かつ 1990 年代の旧型エンジンで構成されているため、代替需要を含めて 2010 年代半ば以降、世界での需要が期待される。エコエンジン（図 2）はそのクラス（推力 4～5 トン）をねらったエンジンであり、図 1 に示すスケジュールで開発が進められ、現在第 3 期に入っている。本報告は、NEDO よりの公募を受け、2004 年度より研究開発がスタートした第 2 期の“要素技術開発”⁽¹⁾のうち、当社が担当した燃焼器の要素技術開発について紹介する

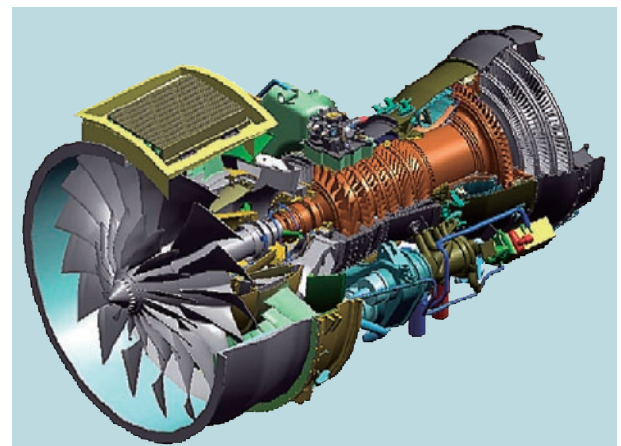
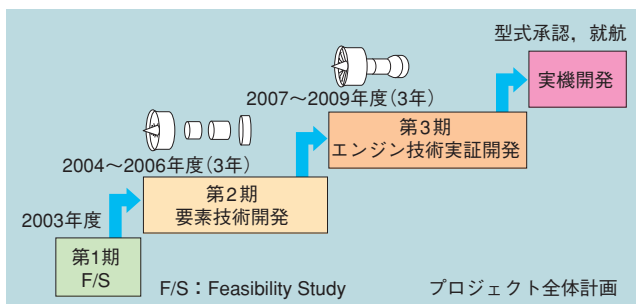


図 2 エコエンジン CG モックアップ⁽¹⁾

^{*1} 名古屋誘導推進システム製作所エンジン・機器技術部ガスタービンエンジン設計二課主席

^{*2} 名古屋誘導推進システム製作所工作部生産技術課

^{*3} 技術本部高砂研究所流動・燃焼研究室主席

ものである。燃料ノズル、燃焼器の壁面冷却の要素研究から始まり、その後セクタ（燃焼器全体から1/6を切り出したもの）試験用供試体を製作、試験を進めるとともにこれと並行して設計改良を進めた。そして、2006年に評価試験を実施、セクタ燃焼器としての性能が評価された。

3. 部分過濃燃焼方式と燃焼器設計概要

部分過濃形態燃焼 (Rich Burn Quick Quench Lean Burn, 以下本文中では、RQLと略す) 方式は、図3に示すように、燃料過濃状態と燃料希薄状態にて燃焼させることにより、火炎温度を下げ、NO_x 排出量を低減させる燃焼方式である⁽³⁾。RQL燃焼方式は、燃料系統が一系統のみのシンプルな構造であり、着火性・燃焼安定性も良好で、低負荷時でも燃焼性能が高いことが特徴である。これは、着火性や燃焼安定性に影響する一次燃焼域の混合比を、原理上、高めに設定できることに起因している。

具体的に、RQL燃焼器における燃焼プロセスについて述べる。図4に示すように、高負荷時には、燃料ノズル直後の一次燃焼域において当量比>1の燃料過濃状態にて燃焼させる。その後、希釈空気を集中的に供給することにより、過濃燃焼から希薄燃焼へと急速

に移行させる。すなわち、希釈後の二次燃焼域において、燃料希薄状態で速やかに燃焼を完結させるのである。このような燃焼プロセスを採用することにより、NO_x 生成量が大きい理論混合比付近での燃焼ガス滞留時間を短縮し、低NO_x化を実現している。旧来の燃焼器では、希釈孔が燃焼器全体に分散しており、この過程が緩慢に進行するため、とくに当量比=1を通過するところで多量のNO_xが発生しやすいため、希釈孔を局部的に集中させる工夫が必要となる。なおRQL燃焼器の場合、低負荷時には一次燃焼域当量比が1程度、すなわち理論混合比となるように設計し、高燃焼効率及び燃焼安定性の両立を実現する。この場合、燃料流量当たりのNO_xは多くなってしまいが、低負荷であるため、NO_x排出総量への影響は少ない。総量の定義はLTOサイクル (Landing and Take-Off Cycle) としてICAO (International Civil Aviation Organization) により厳密に定義されている⁽²⁾。

RQL燃焼器の技術課題としては、スモーク排出抑制が挙げられる。すなわち、RQL燃焼器は他燃焼方式に比べて当量比の高い領域が存在するため、スモーク排出量が多くなる可能性が有るためである。したがって、燃料ノズル周囲の空気流により燃料液滴の停留を回避するなどの対策を講じ、スモーク排出を抑制する必要がある。また、NO_xは主に燃焼器希釈部で生じるため、CFD解析や気流試験により燃焼器内部の気流状態を把握することで、希釈空気孔パターンを最適化することも重要である。図5に気流予測解析のための1/18セクタ三次元モデル、図6にCFD結果と気流可視化試験 (PIV: Particle Imaging Velocimetry) 結果の比較を示すが、CFD解析結果と可視化試験結果は定性的に一致している。さらにタグチメソッドも活用してCFDにより様々な希釈孔パターンを解析、燃焼器設計に反映した。図7にその一例を示すが、大径の希釈孔同士を対向させるより、大径孔と小径孔を対向させた方がより渦度が強くなり、

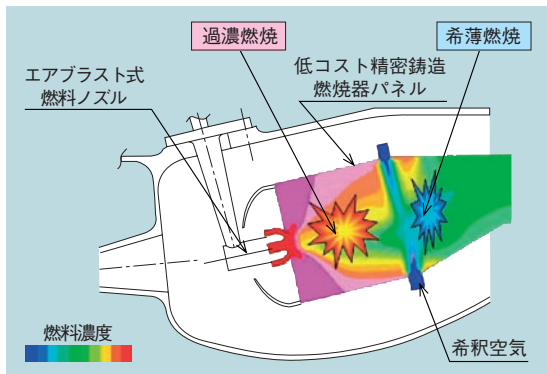


図3 部分過濃形態燃焼器の構成

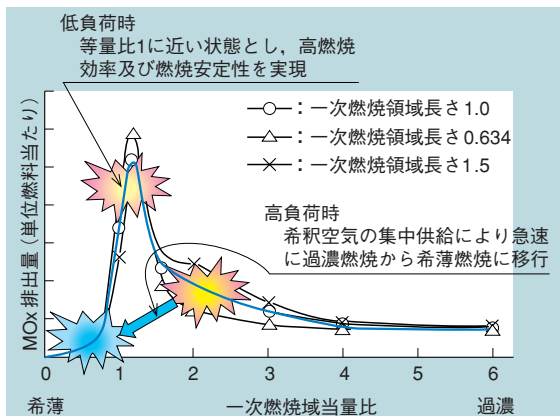


図4 部分過濃形態燃焼器のNO_x低減原理

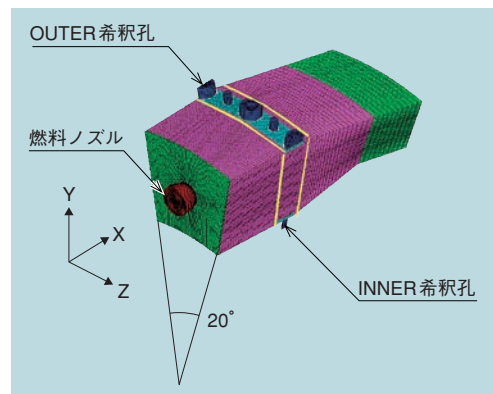


図5 1/18セクタCFDモデル

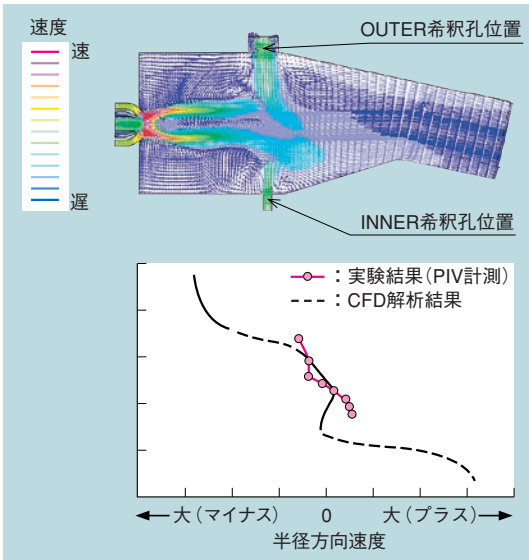


図6 CFD結果と実験結果の比較(半径方向速度)

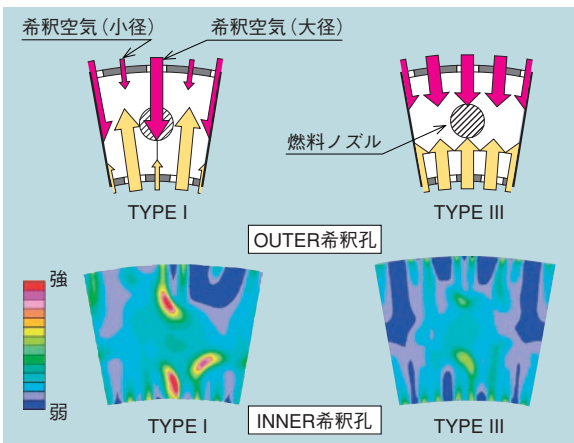


図7 希積孔配置の影響(CFD結果, 渦度の強さ分布)

希積混合が促進される効果があることが分かる。

本燃焼器の更なる特徴としては、エアブラスト式燃料ノズル及び低コスト精密鑄造パネルが挙げられる。RQL燃焼器においては、一次燃焼域(過濃燃焼域)でスモーク発生を抑えるとともに希積前に十分に反応が進行するよう、短時間・短行程のうちに均一かつ十分な微粒化を達成する必要がある。このため、燃料に対し、通常内外2種の高速で回転する空気を吹き付け、その際、燃料に対して生じる回転する空気間の剪断力により微粒化を促進するエアブラスト式燃料ノズルを採用している。

また、燃焼器の冷却基本構造は、強制対流によりパネルを冷却する二重壁冷却方式(図8)を採用した。過濃燃焼域に冷却空気が流れ込むことにより、一次燃焼域において部分的に理論混合比に近い状態で燃焼が進むことを可能な限り避け、NO_x発生を防いでいる。さらに、コスト低減を図るため燃焼器パネルは精密鑄造にて製作可能な形状としている。

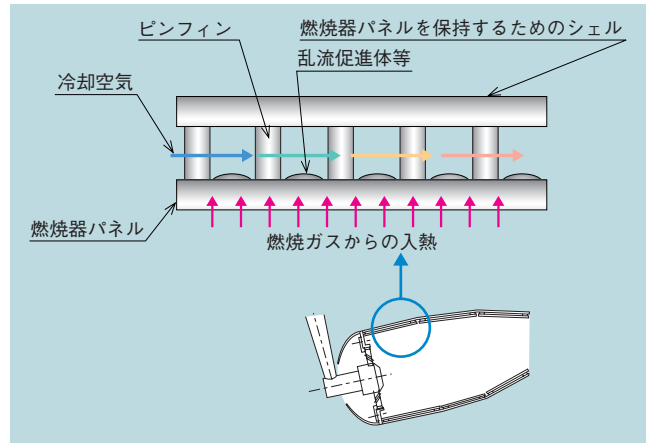


図8 二重壁冷却方式

4. 開発試験の進め方

エコエンジンの燃焼器性能の評価は“マルチセクタ燃焼器性能評価試験”で行われるがその前に各種の要素試験を実施した。主なものは下記である。

- ① 燃料ノズル単体試験
- ② シングルセクタ燃焼器試験
- ③ 燃焼器ライナ単体試験

燃料ノズル単体試験にて最適なノズル形態を定め、シングルセクタ燃焼試験に供し、試験結果により、燃焼器の希積口の配置を最適化した。性能不足の場合はさらに燃料ノズル単体試験にさかのぼって、改良を実施した。

燃焼器ライナパネルに関しては、拡大モデルによる冷却性能試験により熱伝達率向上見通しを得た上で、直接マルチセクタ燃焼器試験に実スケール部品を供試し、性能確認を進めた。

5. シングルセクタ燃焼器試験

部分過濃形態燃焼器システムの開発には、主燃焼域の当量比が重要な設計パラメータであり、NO_x低減の要求を満足するためには、この当量比を最適化する必要がある。このため、シングルセクタ燃焼器リグを設計・製作し(図9)、これを用いた性能基礎試験を

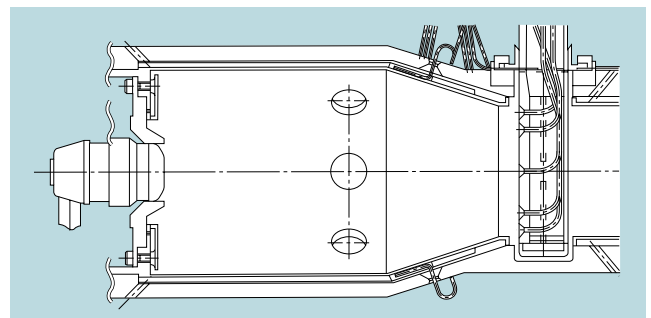


図9 1/18 シングルセクタ燃焼器

実施した。これにより、一次燃焼域の当量比を高くする、すなわち部分過濃燃焼させることでNO_xを実際に大きく低減できることを確認するとともに、各部当量比とNO_x排出量の相関データを取得した。

6. 燃料ノズル単体試験

エアブラスト型燃料ノズルを試作し、燃料ノズル単体噴霧試験により燃料微粒化特性を評価した。燃料ノズルの外観写真を図10に、噴霧試験状況を図11に示す。燃料ノズルの評価項目は、まず第一に噴霧平均粒径であり、次にその分布や噴霧の広がり角、その特性を実現するために必要な圧力損失（燃焼器内外の圧力差）など多岐にわたる。加えて、低い製造コストや燃料が炭化して閉塞することの無い構造が必要であり、これらを実現するための多数の形状パラメータが存在する。一方、噴霧現象は2相流であり、液滴の分裂衝突や蒸発、さらには熱の受給、化学反応などまだまだ数値シミュレーションでモデル化しきれない部分が多い。したがって、現状ではレーザによる粒径分布及び流速分布の計測を多数行い、最適形態を選び出す工程が必要である。

その一例として、種々の形状のノズルに対する平均

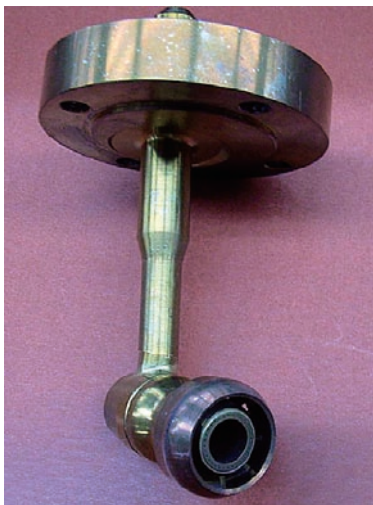


図10 エアブラスト型燃料ノズル

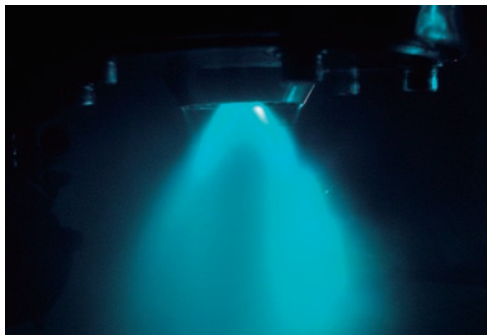


図11 燃料ノズル噴霧試験状況

粒径（Sauter Mean Diameter, SMD 値）の計測結果の一部を図12に示す。燃料微粒化の設計目標値はSMDで30μm以下であるが、初回形態より改良を進め、改良B形態にて設計目標を達成している。

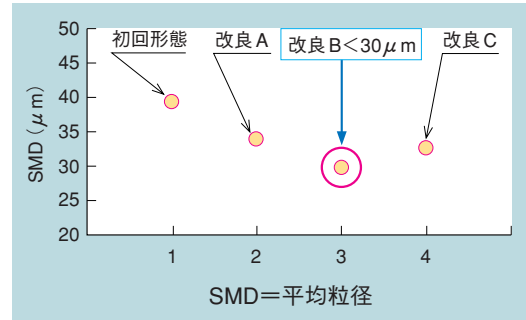


図12 噴霧粒径計測結果

7. 燃焼器ライナパネル単体試験

高い冷却性能と製造コスト低減を同時に実現するため、燃焼器ライナには乱流促進体付きピンフィン冷却精密鋳造パネルを採用した（図13）。

社内試験にて実施した冷却モデル試験によれば、乱流促進体は従来の冷却構造と比較して10～20%熱伝達率が高くなっており、燃焼器パネルの耐久性が向上し、エンジンライフサイクルコストの低減に寄与するものと期待される。

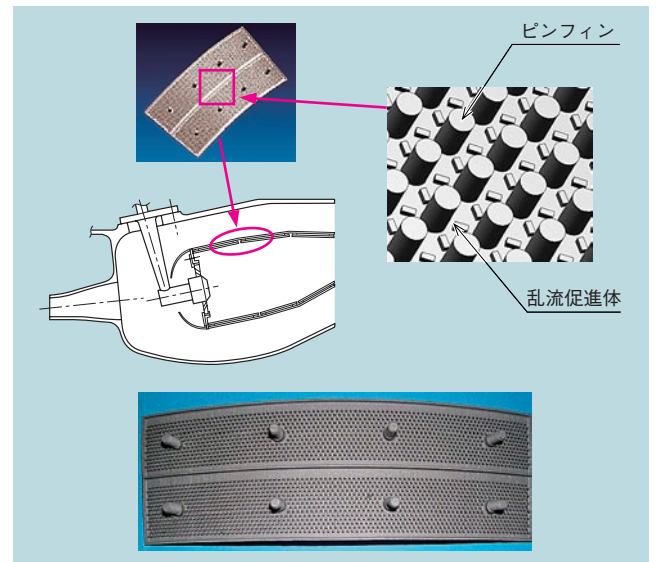


図13 乱流促進体付き冷却パネル

8. マルチセクタ燃焼器性能評価試験

燃焼器性能評価のための試験は、2006年5月初めから中旬にかけて、（独）宇宙航空研究開発機構（JAXA）セクタ燃焼試験設備（調布市、航空推進7号館）

にて実施された。また、高空再着火試験については、2006年6月末に、愛知県小牧市にある当社の高空再着火試験設備にて実施された。なお、燃焼器ハードウェア設計の構造信頼性については、低サイクル疲労、座屈強度、クリープ寿命など、構造解析により要求を良好に満足することを確認済である。

(1) 性能評価結果サマリ

表1に性能評価結果のサマリを示す。全排ガス要求の達成を初めとして、小型エコエンジンの燃焼器仕様につき、一部を除いて良好に満足している。

セクタ燃焼器リグ外観とJAXA セクタ燃焼試験設備での装着状況を図14に示す。

以下、主要な性能要求項目に対する達成状況の詳細、並びに未達成項目に関する対策案をまとめる。

表1 性能評価結果サマリ

◎：非常に良好 ○：達成 △：未達成

NOx	○
CO	◎
THC	◎
SMOKE	◎
燃焼効率	◎
出口温度分布	◎
燃焼安定性	△
高空再着火性	△

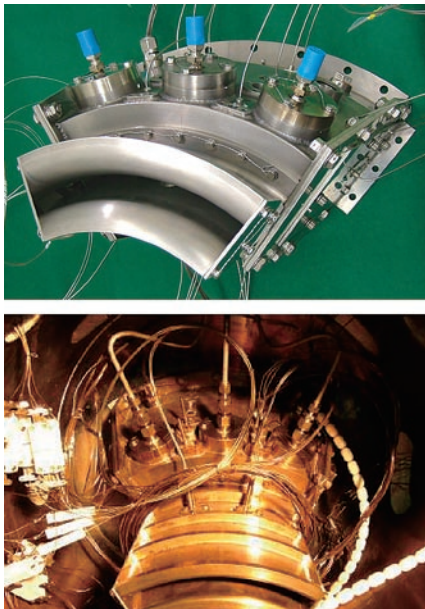


図14 セクタ燃焼器リグとJAXA 設備装着状況

(2) 燃焼効率

99.9%以上という要求に対し、99.93%と高い燃焼効率を確認した。良好な噴霧・混合・燃焼設計であることを示している。そして、これはエンジンの低い燃料消費率（燃費）とともにCO₂発生量の低減に直結するものである。

(3) 排ガス特性

図15に示すように、すべての要求条件について合格し、良好な排ガス性能を示した。特にCO、THC (THC: Thermal Hydro Carbon 未燃燃料) は要求に対して大きな余裕がある。一次燃焼域の当量比を高めにとることが低負荷時の燃焼性能の向上に寄与するRQL燃焼器の特徴が出ている。

なお、図中のICAO規制値はエコエンジン発足時の規制値であるCAEP4⁽²⁾の規制値を100%としている。現在はこれより12%厳しいCAEP6が適用されている (CAEP: Committee on Aviation Environmental Protection)。

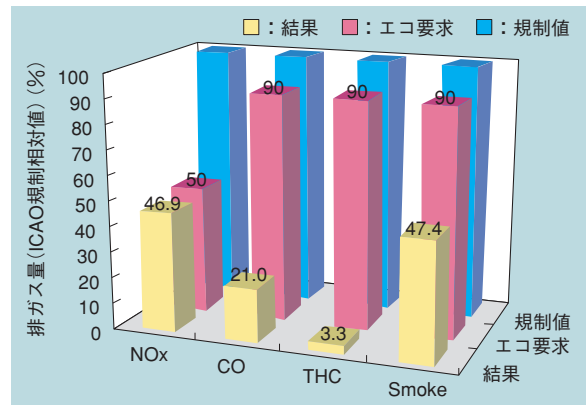


図15 排ガス評価結果

(3) 燃焼器出口温度分布

温度分布要求に対して、図16に示すように、周方向分布及び半径方向分布に対して十分に余裕を持って要求を満足している。エアブラスト型ノズル

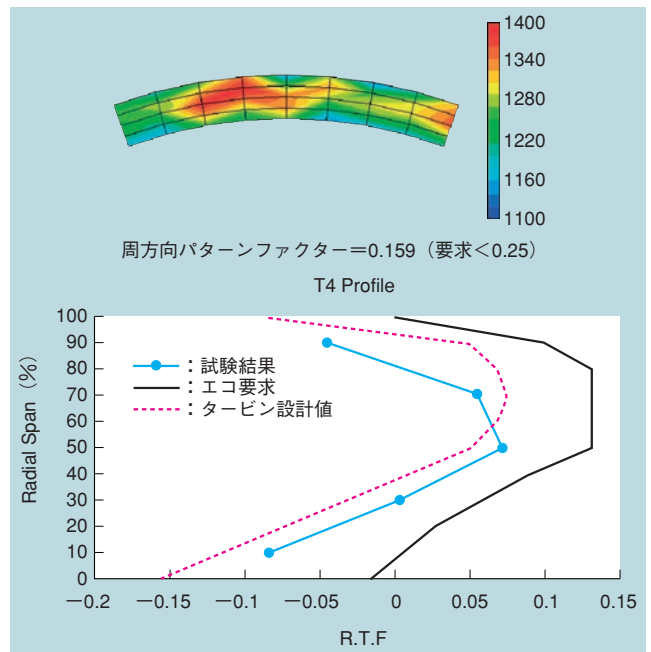


図16 燃焼器出口温度分布

と希釈空気孔配置による微粒化・混合による比較的一様な燃焼過程が設計意図どおり進行している結果である。

(4) 燃焼安定性

“空燃比 200 において吹き消えないこと” という要求に対し、空燃比 170 以下で吹き消える結果となった。

一方、図 17 に示すようなステージングを適用した試験を実施した結果、いずれの場合も空燃比 200 以上にて吹き消えなかった。したがって、燃焼安定性が不十分であることは、主燃焼域が希薄となっていることが原因であると推定される。

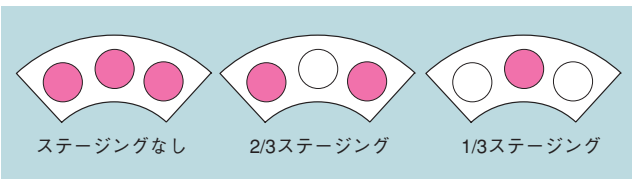


図 17 ステージングによる燃焼安定性確認

対策として、以下の 2 案がある。

① 周方向 50 % ステージング

エンジン出力が急激に低下した際、一時的に全ノズル数の半分のみ燃焼させる方法 (図 18)。

② 燃焼域空燃比改善

主燃焼域の空気量を 3 割程度減らし、低負荷時の燃料過濃度を高める (図 19)。

案 ① については、燃料系統が 2 系統必要となり、コスト UP となる。すなわち、シンプル・低コストの観点からは、エコエンジン用としては案 ② が望ましい。ただし、燃料過濃度を高めることでスモークが増大することが懸念されるため、試験による確認が必要である。

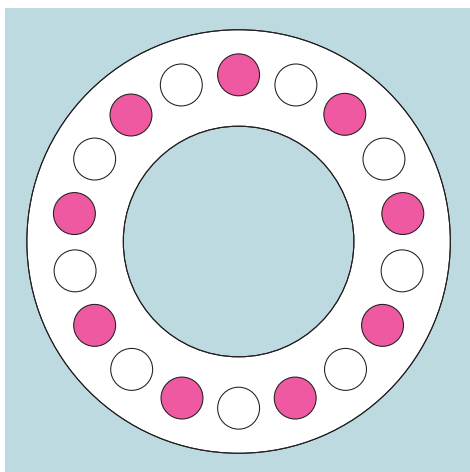


図 18 50 % ステージング燃焼概念

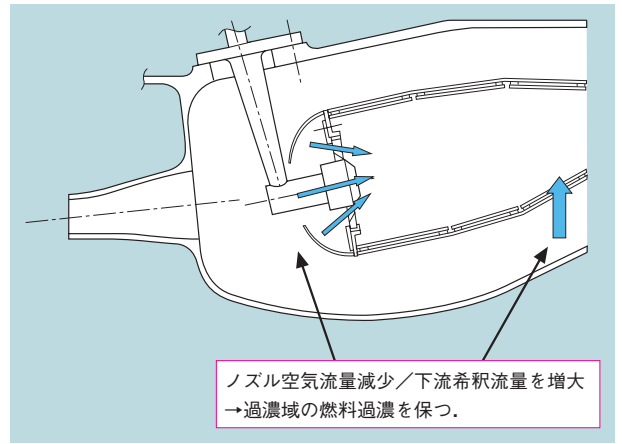


図 19 主燃焼域の燃料過濃化

(5) 高空再着火性

図 20 に当社の高空着火試験設備概要図、図 21 に試験結果を示す。要求 5 条件のうち 3 条件にて着火し、高度 25 kft の 2 条件については空気流量を規定より 13 ~ 20 % 削減することにより着火合格 (3 連続着火) した。要求エンベロップのうち、斜線部分が着火確認部分である。

また、高度 25 kft の条件では流入する空気の体積流量が大きく、着火した場合でも保炎限界に近く、吹き消える場合も観察された。したがって、着火性

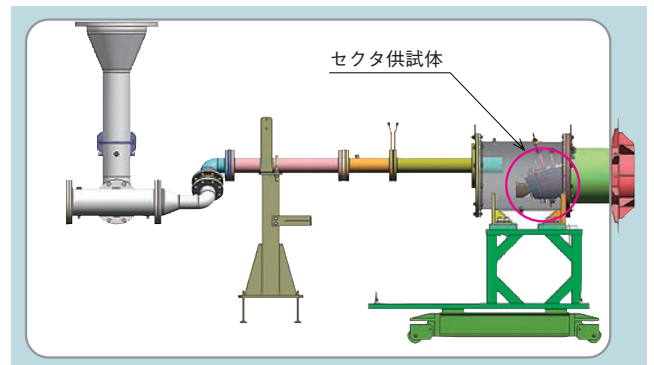


図 20 当社の高空再着火試験設備

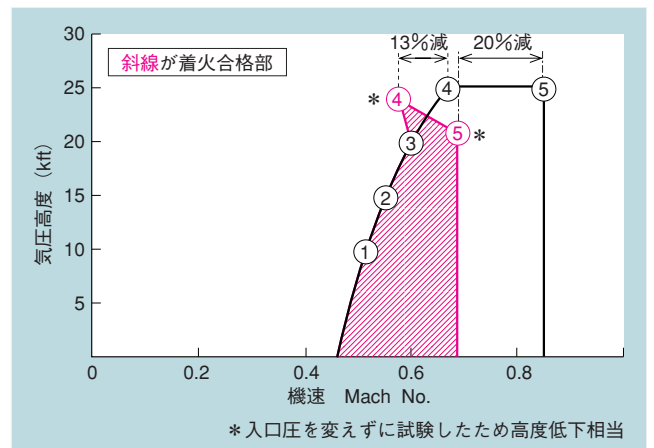


図 21 高空再着火試験結果

* 入口圧を変えずに試験したため高度低下相当

向上のためには、燃焼器の保炎性を向上させる必要がある。

空気流量を13～20%削減することにより問題なく着火していることで、最も効果的な対策は主燃焼域の空気流量の削減と考えられる。すなわち、主燃焼域の空気を2～3割程度削減することが燃焼安定性・高空再着火性の共通の対策となる。これについては、今後試験による実証を進めていく計画である。

9. ま と め

小型エコエンジン用のシンプル低NO_x燃焼器として、当社では部分過濃形態(Rich-Burn, Quick-Quench, Lean-Burn Combustor, RQL燃焼器)の研究開発を2004年度より進めてきた。

2006年5月～6月のセクタ燃焼器の性能評価試験の結果、排ガス特性、燃焼効率、出口温度分布など多くの要求仕様について良好に満足した。燃焼安定性、高空再着火性については未達成であったが、主燃焼域の空気流量を削減し、燃料リッチを進めることで現状の要求仕様は達成可能な見通しである。

ところで、近年の原油・燃料の高騰により、MRJに搭載するPratt & Whitney社のGTFエンジン(Geared Turbofan Engine)のような非常に燃費の良い航空機エンジンが求められているが、実は燃費改善により間接的にNO_xが低減される効果もある。現在、環境問題に敏感なヨーロッパを中心に、NO_x規制値を将来的に大幅に下げていく動きがあり、NO_x削減の技術目標は更に厳しくなる方向であるが、本研究を更に発展させ、より厳しくなるNO_x要求に対応する

低コスト燃焼器の開発を進めていく予定である。

最後に、本研究開発につき助成を頂いた(独)新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)、性能評価試験などにて多大なご協力を頂いた(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)を始めとした関係機関、関係諸氏に心より感謝申し上げます。

参 考 文 献

- (1) “環境適応型航空機用エンジン研究開発”(中間評価)事業原簿, 新エネルギー・産業技術総合開発機構, <http://www.NEDO.go.jp/iinkai/kenkyuu/bunkakai/18h/index.html>
- (2) ICAO付属書16, 第II巻, 第3章, 第2節 - 亜音速ジェット機, Annex 16 - Environmental Protection - Volume 2 - Aircraft Engine Emissions, ICAO
- (3) NASA/CR-2001-210613 "Experimental Assessment of the Emissions Control Potential of a Rich/Quench/Lean Combustor for High Speed Civil Transport Aircraft Engines"



森合秀樹



中江友美



三宅慶明



稲田満