

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

パイロット偏心型低NO_x燃料ノズルの開発

山本 武, 黒澤 要治, 下平 一雄

2007年3月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

パイロット偏心型低NOx燃料ノズルの開発

Development of Low-NOx Fuel Nozzle with Eccentric Pilot Fuel Injector

山本 武^{*1}, 黒澤 要治^{*1}, 下平 一雄^{*2}
Takeshi YAMAMOTO^{*1}, Yoji KUROSAWA^{*1} and Kazuo SHIMODAIRA^{*2}

- * 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

2007年3月

March 2007

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

パイロット偏心型低NO_x燃料ノズルの開発*

山本 武^{*1}, 黒澤 要治^{*1}, 下平 一雄^{*2}

Development of Low-NO_x Fuel Nozzle with Eccentric Pilot Fuel Injector*

Takeshi YAMAMOTO^{*1}, Yoji KUROSAWA^{*1} and Kazuo SHIMODAIRA^{*2}

Abstract

Research of combustion technologies to reduce NO_x emission level of aero engines below 20% of ICAO CAEP4 Standard is progressing in JAXA TechCLEAN Project. To realize such low NO_x level, it is necessary to use not conventional combustion system but advanced one which utilizes lean premixed combustion. Many research projects of the premixed combustion have been conducted for many years. But it is not in practical use yet, because it has many problems, such as low ignition performance, flashback, auto-ignition and combustion oscillation. We contrived a new fuel nozzle concept aiming at high ignition performance. First we made an ignition test of the fuel nozzle and it was confirmed that the fuel nozzle offers high ignition performance. Next we tested it in the conditions up to pressure of 800 kPa. From the combustion test results, it is understood that the fuel nozzle has possibility to realize low NO_x emission level, but it has not reached the target that is 20% of ICAO CAEP4 Standard.

Keywords: Aeroengine, Combustor, NO_x, Fuel nozzle, Ignition, Fuel staged combustor

概 要

環境適応エンジンチームでは「航空エンジン環境技術研究開発 (TechCLEAN)」の一環として、航空機用エンジンの窒素酸化物 (NO_x) 排出値を国際民間航空機関 (ICAO) のCAEP4基準値の20%以下に低減することを目標として、先進的な燃焼技術の研究開発を実施している。航空エンジンなどのガスタービン燃焼器から排出されるNO_xの削減を目的として、拡散燃焼のパイロットと希薄予混合燃焼のメインを持つ燃料ステージング型燃焼器に関して多くの研究がなされているが、航空エンジン用燃焼器としては未だ実用化されていない。本研究開発では、ステージング型燃焼器の開発において問題となっている着火性能不足を解決するため、新しい燃料ノズルコンセプトを考案し、試作燃料ノズルの基本性能評価および改良を実施した。その結果、本燃料ノズルが高い着火性能、燃焼安定性をもつことが確認されたが、高負荷条件において燃焼効率が不足すること、NO_x目標値達成のためにはさらなる改良が必要であることが分かった。

キーワード：航空エンジン、燃焼器、窒素酸化物、燃料ノズル、着火、燃料ステージング型燃焼器

1. はじめに

環境適応エンジンチームでは「航空エンジン環境技術研究開発 (TechCLEAN)」を進めており、その一環として、航空機用エンジンのNO_xの排出量を低減するための先進的な燃焼技術の研究開発を実施している。この研究開発の目標はエンジンからのNO_x排出値をICAOのCAEP4基準値の20%以下に低減する技術を開発する

ことである。

航空機用エンジンなどのガスタービンから排出されるNO_xを削減するためには、希薄予混合燃焼を用いることが有望であるとされている。しかし、予混合燃焼では広いエンジンの作動範囲にわたる安定な燃焼を実現することが困難であるために、安定な拡散燃焼を用いたパイロット燃料噴射弁とNO_x排出量を削減するための希薄予混合燃焼を用いたメイン燃料噴射弁を同心で

* 平成19年3月6日受付 (received 6 March 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)

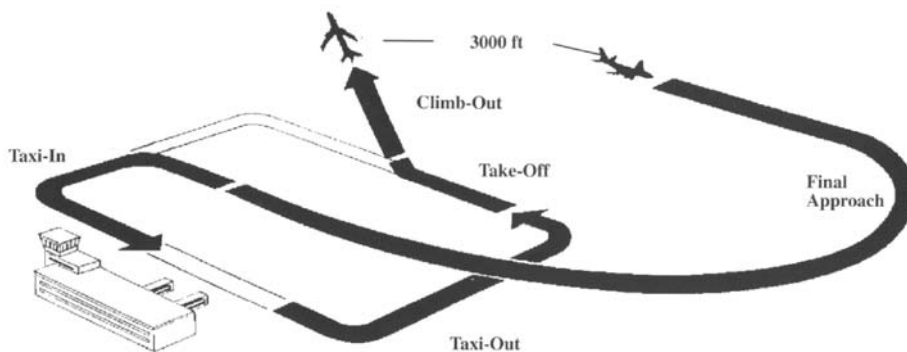


図2-1 ICAO LTOサイクル³⁾

配置したステーシング型燃料ノズルの研究が活発に行われている¹²⁾。従来の航空エンジンではメンテナンス性を高めるため、点火栓は燃焼器ライナに配置することが一般的であり、この場合メインをパイロットの外側に配置する同心型ステーシング燃料ノズルは、JAXAにおける試験結果から、着火性能が著しく低いことが分っている。そこで、低NO_x性能と着火性能を両立するため、パイロットを燃料ノズル中心から点火栓方向に移動し、メインを三日月形状とした新しい形態のステーシング燃料ノズルを考案した。本報告ではこの燃料ノズルのコンセプトについて説明すると共に、試作燃料ノズルの大気圧における着火性能・燃焼性能の評価結果、800kPaまでの中圧燃焼試験によるLTO (Landing and Take-Off) サイクル各条件における排出値の計測結果について報告する。なお、本研究開発で得られた技術を、新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) の「環境適応型小型航空機用エンジン (小型エコエンジン) 研究開発」(以下、エコエンジンと呼ぶ) において開発される試作

表2-1 LTOサイクルの飛行モード

モード	時間 (分)	推力 (%)
Idle	26	7
Approach	4.0	30
Climb out	2.2	85
Take-off	0.7	100

エンジンを用いて実証することを計画しているため、エコエンジンの運転条件に合わせて評価試験を実施している。エコエンジンでは、NO_xをICAO CAEP4基準値の-50%以下に低減することを目標としている。エコエンジンの仕様については公開されていないため、本報告では詳細な試験条件を記述することを差し控える。

2. ICAOの基準値と目標値

空港周辺の大気環境の保全を目的として、民間用航空機にはICAOによりエンジンの排気中の有害物質に対して基準値が設定されている。ガス状物質 (NO_x, HC,

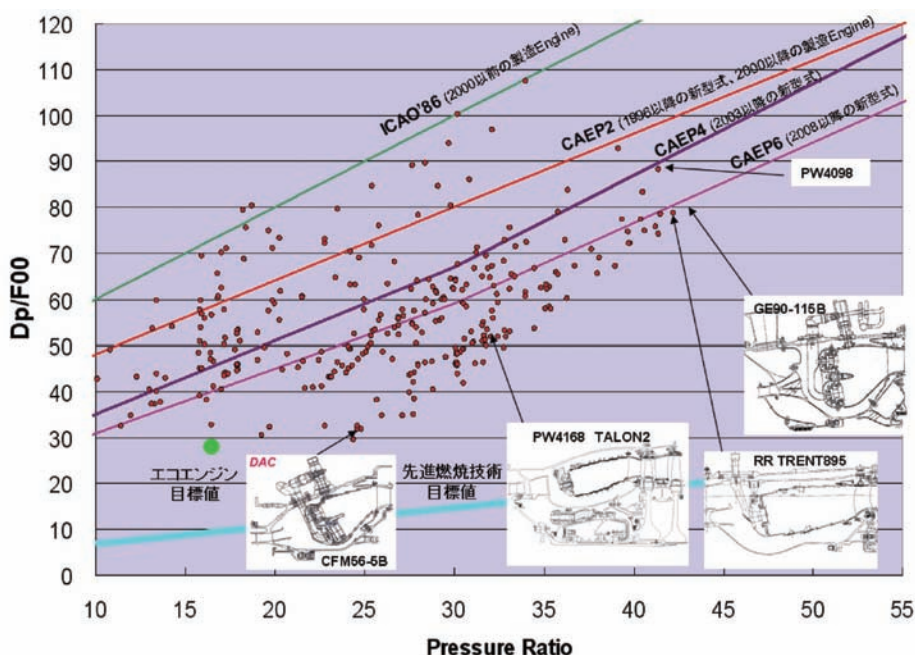


図2-2 ICAOのNO_x基準値と実機排出値

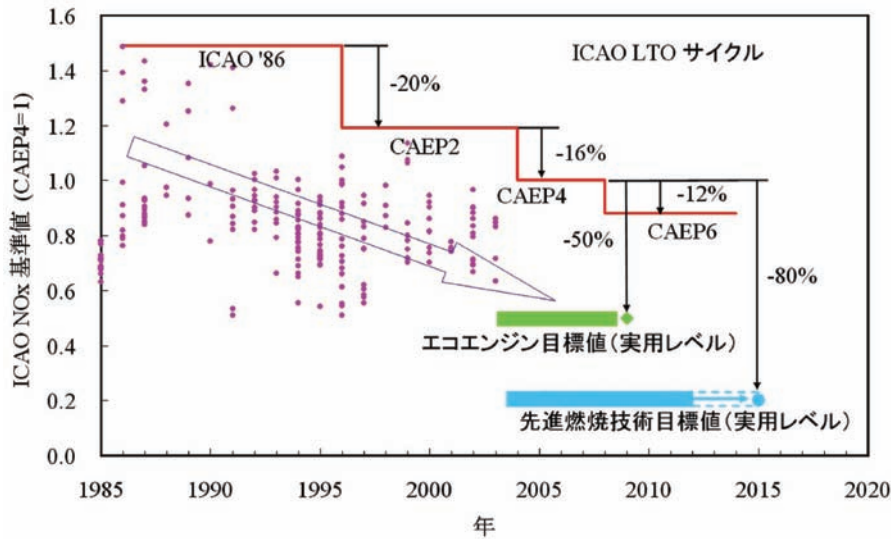


図2-3 ICAOのNO_x基準値の変遷とエコエンジン及びTechCLEANの目標値

CO)については図2-1、表2-1に示されたLTOサイクル³⁾を想定した地上エンジン運転における総排出量D_pをエンジンの最大離陸推力F_{oo}で除した値D_p/F_{oo}により基準値が定められている。

図2-2は現在適用されているNO_xの基準値とICAOデータブック⁴⁾に記載されている実機の排出値である。縦軸はD_p/F_{oo}、横軸はエンジンの圧力比である。高圧力比エンジンでは一般的に燃料消費率が低いが燃焼器出口温度が高くNO_xを低減することが難しいことを考慮して、基準値は圧力比が高まるに従って緩くなっている。近年開発されたエンジンでは基準に対して60～90%の排出値となっており、50%程度のものも存在している。

図2-3はCAEP4のNO_xの基準を1としたときの圧力比30のエンジンに対する基準値の変遷及び実機の排出値を示したものである。基準値が数年毎に厳しくなっていると同時に、排出値低減のための技術も進歩していることが分かる。エコエンジンの目標値はCAEP4基準値の-50%であり、運用開始時期(2010年代中頃)にも基準値に対して十分なマージンがあることが分かる。また、TechCLEANの先進燃焼技術の実用化時期を2020年頃と考えた場合、ICAO CAEP4基準値の20%以下という目標値が妥当な値であることが分かる。海外においても、NO_xを低減するための研究開発が実施されており、米国では、NASAのUEET (Ultra-Efficient Engine Technology) プロジェクト⁵⁾において、ICAO CAEP2基準の30%を可能とする燃焼器技術を目指し、2007年まで期間を延長して研究開発を実施している。欧州では、EEFAE (Efficient and Environmentally Friendly AeroEngine) プロジェクトの中で、次世代の技術であるANTLEはCAEP2基準値の40%、将来の技術である

CLEANでは20%を目標として2005年まで研究開発が実施された⁶⁾。

3. 燃料ノズルのコンセプト

航空エンジンの排気中に含まれるNO_xを低減することを目的として、拡散燃焼方式のパイロット燃料噴射弁と希薄予混合燃焼方式のメイン燃料噴射弁をもつステージング型燃焼器の研究開発が盛んに行われている。図3-1はゼネラル・エレクトリック社が開発を行っているTAPS (Twin Axial Premixed Swirler) 燃焼器であり、パイロットとメインが同心で配置されている。JAXAにおいても図3-2に示すようなパイロットとメインが同心で配置された燃料ノズルについて、大気圧・常温の空気では着火試験を行った。その結果は、パイロット燃料のみを噴射した場合は着火が困難である、メインの燃料を同時に噴射しても従来型の燃焼器であるリッチ・リーン型燃焼器よりも燃料流量をかなり大きくする必要があるというものであり、本試験で用いた同心型ステージング燃料ノズルの着火性能は著しく低いことが分った。これは、パイロットからの燃料が混入した空気がその外側を流れるメインからの空気に阻まれ、点火栓に到達しない、また、到達して火種が形成されてもメインの空気に流されパイロットの保炎領域に取り込まれないためである。この結果を基に図3-3に示すようなパイロット偏心型燃料ノズルを考案した。この燃料ノズルは同心型のパイロットを点火栓側に移動し、メイン空気流路を三日月型としたものである。このような形態をとることにより、パイロットからの燃料が混入した空気がメインの空気にさえぎられることなく直接点火栓に到達すると共に、点火栓近傍で生じた火種がメイン空気で後方に流されることなくパイロット下流の再循環流に入り、

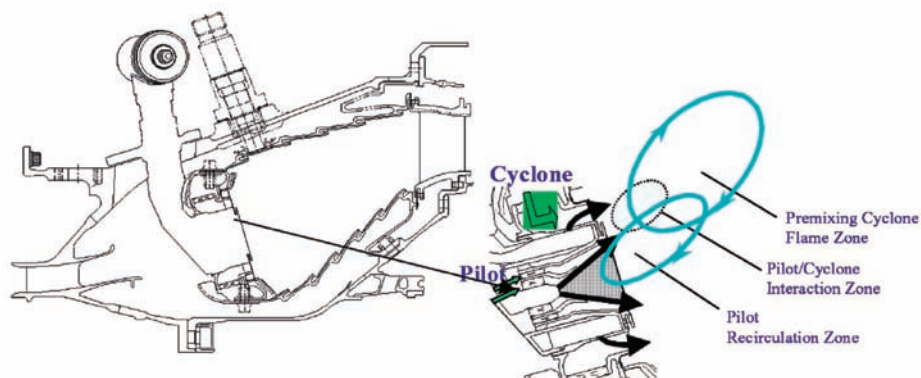
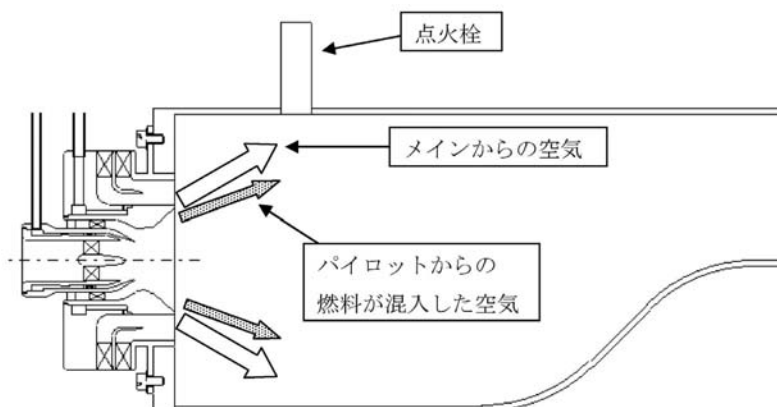
図3-1 TAPS燃焼器⁵⁾

図3-2 パイロット・メイン同心型燃料ノズル

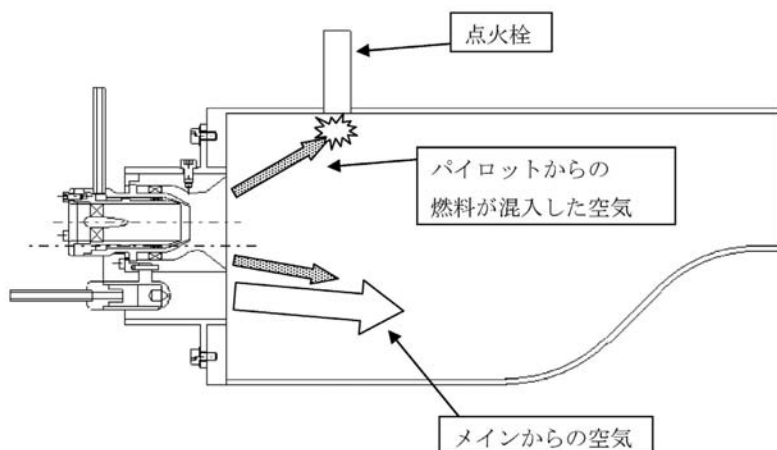


図3-3 パイロット偏心型燃料ノズル

パイロット火炎が形成されることを狙っている。このコンセプトについては以下に示す実施例と共に特許出願を行った。

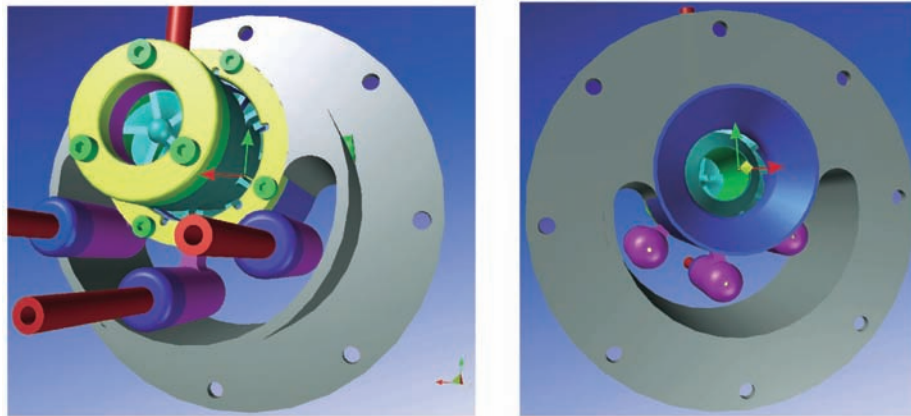
パイロット偏心型のコンセプトで試作した燃料ノズルEAを図3-4に示す。パイロットにはエアブラスト型燃料噴射弁、メインに3個の圧力噴射弁を用いている。表3-1に本燃料ノズルの主要寸法およびスワーラ角度を示す。

4. パイロット偏心型燃料ノズルの基本性能の評価

4.1 大気圧試験による着火性能および希薄吹き消え限界の評価

4.1.1 着火性能

試作したパイロット偏心型燃料ノズルEAの着火性能と希薄吹き消え限界を評価するため、図4-1に示す大気



(a) 上流側から見た形状

(b) 燃焼室側（下流）から見た形状

図3-4 パイロット偏心型燃料ノズルEA

表3-1 燃料ノズルの主要寸法およびスワラ角度

燃料ノズルの外径（フランジを除く），mm	56.6
パイロットインナーズワラ角度，deg.	50
パイロット燃料スリット，角度，deg.	50
パイロットアウトースワラ角度，deg.	-50
パイロット中心と燃料ノズル中心の距離，mm	8.5
空気流路の有効開口面積，mm ²	775

圧燃焼試験装置を用いて試験を実施した。図4-1の写真は、偏心型燃料ノズルではなく、同心型燃料ノズルが取付けられたときのものである。試験部はプレナムチャンパーと内法83mm×83mm×274mmの燃焼ダクトにより構成されている。燃焼ダクトの3面は石英ガラスとなっており、残りの1面に点火栓が取り付けられている。フランジはプレナムチャンパーのふた、燃焼ダクトの支持、燃料ノズルの固定のためのヘッドプレート兼ねて

いる。ヘッドプレートから点火栓中心までの軸方向距離は42.5mmである。燃料は灯油を用いた。

まず、パイロット単体の着火性能を調べるため、メイン空気流路をふさいだ模型（図4-2参照）を使用してパイロット空気のみでの着火試験を実施した。空気流量を調整することによって燃焼器の全圧損失率（燃料ノズル上流と燃焼器出口の全圧の差を燃料ノズル上流の全圧で割った値）を1～5%の間で変化させた。燃焼器出口の全圧は計測していないので大気圧で近似した。空気源としてベビコンを用いたため、空気温度は293Kでほぼ一定であった。図4-3に試験結果を示す。横軸は全圧損失率、縦軸は空燃比（供試部に供給される空気の質量流量を燃料の質量流量で除した値）である。試験を行った全圧損失率1～5%の範囲で着火を確認した。1～3%までは全圧損失率と共に着火する空燃比は高くなっているが、3～5%ではほぼ一定である。図4-4は縦軸

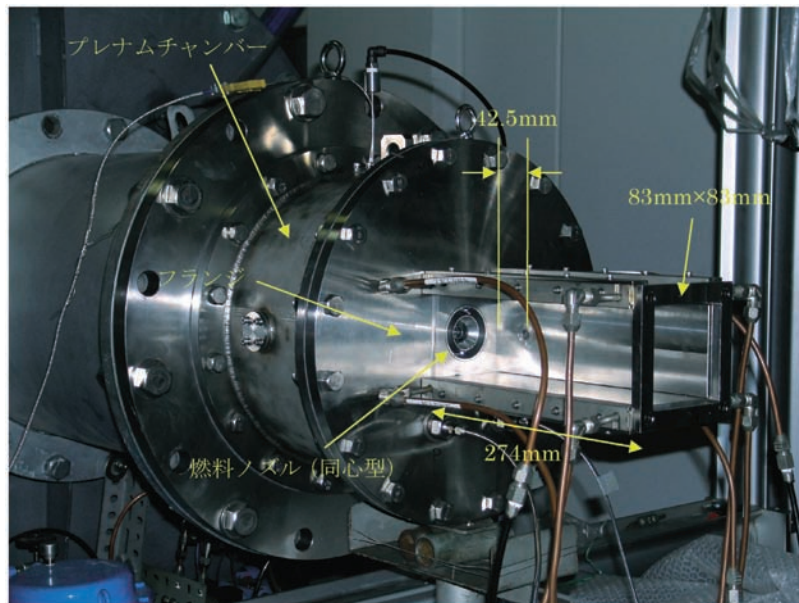


図4-1 大気圧燃焼試験装置試験部



図4-2 パイロットのみの着火試験

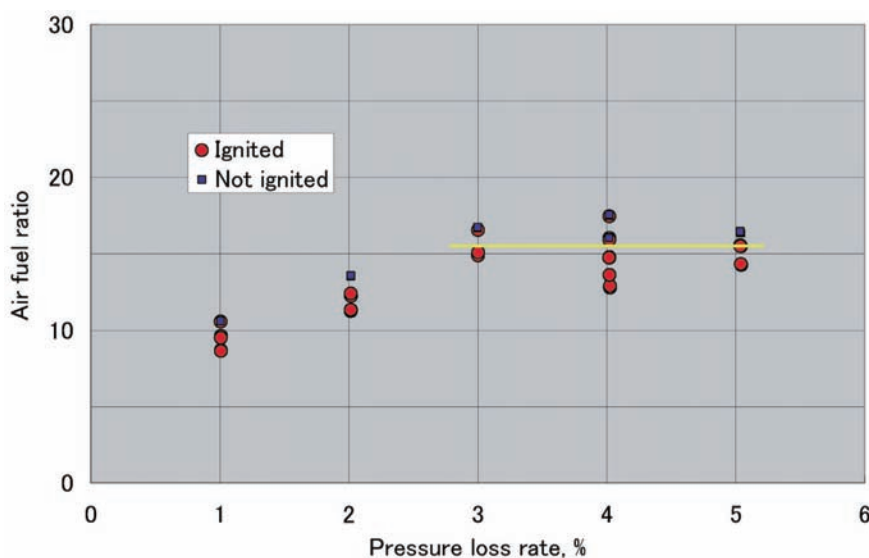


図4-3 着火試験結果 (パイロット空気のみ)

を燃料流量としたものであり、1～3%まではほぼ一定(0.50～0.55g/s)、3～5%では全圧損失率と共に着火する燃料流量は増加している。これらの結果から、着火は全圧損失率が1～3%までは燃料流量で、3～5%では空燃比で決まることが分る。

次にメイン空気流路のある元の燃料ノズルEAの着火試験を行った。空気源としてブローアを使用したため、空気温度は試験中に空気配管の温度上昇と共に302Kから338Kに上昇した。図4-5に試験部に取り付けられた燃料ノズル、図4-6に試験結果を示す。横軸は全圧損失率、縦軸は空燃比である。全圧損失率が2%のとき約90空燃比で着火しているが、1%、3%では65程度となっている。4%では着火することもあるが不確実であった。5%では着火しなかった。4～5%で着火が困難となる原因

としては、点火栓位置にメイン空気が回り込むことにより点火栓近傍が着火に必要な燃料濃度とならないこと、また生じた火種が下流に流されてパイロットの保炎領域に到達しないことが考えられる(図4-7参照)。このことから、点火栓位置を上流側に移動することによって、全圧損失率4～5%で着火性能が改善する可能性があると言える。図4-8は縦軸を燃料流量としたものである。全圧損失率が1%、2%のとき0.55g/s以上で着火しており、図4-4との比較により、メイン空気がない場合とほぼ同じ燃料流量で着火していることが分る。3%では着火に必要な燃料流量は0.95g/sであり、メイン空気がない場合より着火する燃料流量が大きくなっている。3%以上でメイン空気の着火への影響があることがわかる。

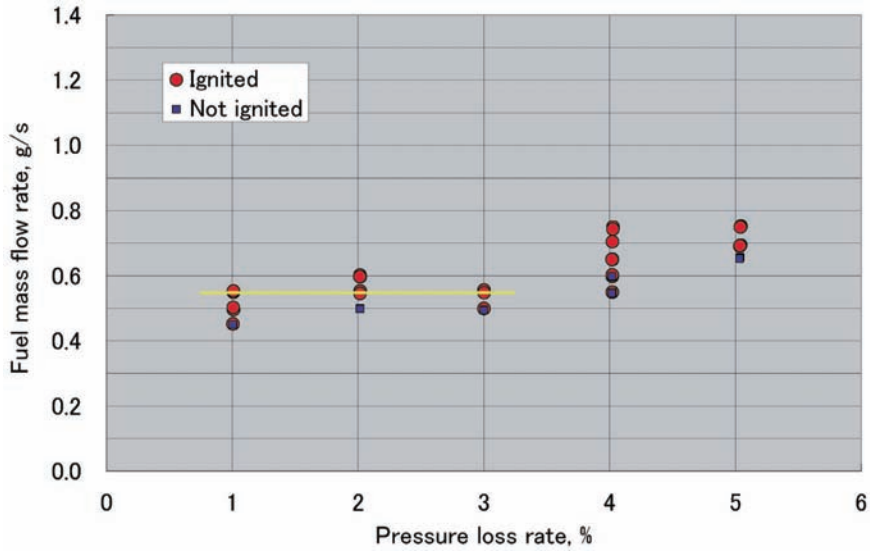


図4-4 着火試験結果 (パイロット空気のみ)

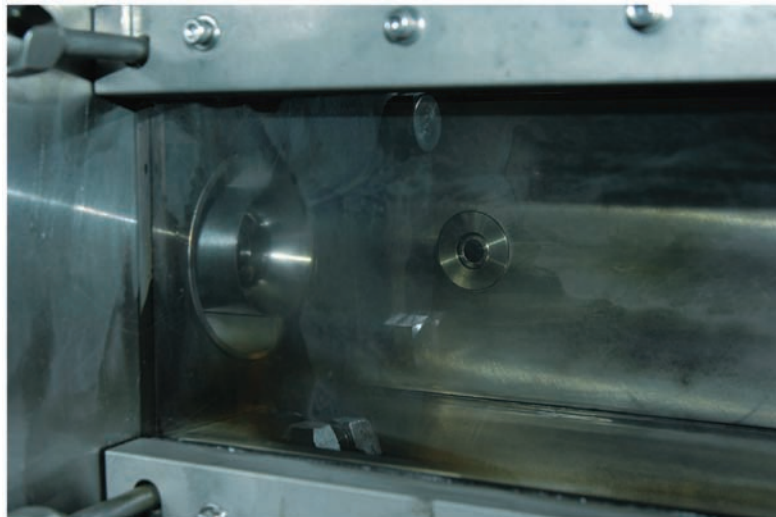


図4-5 供試部に取り付けられた燃料ノズル

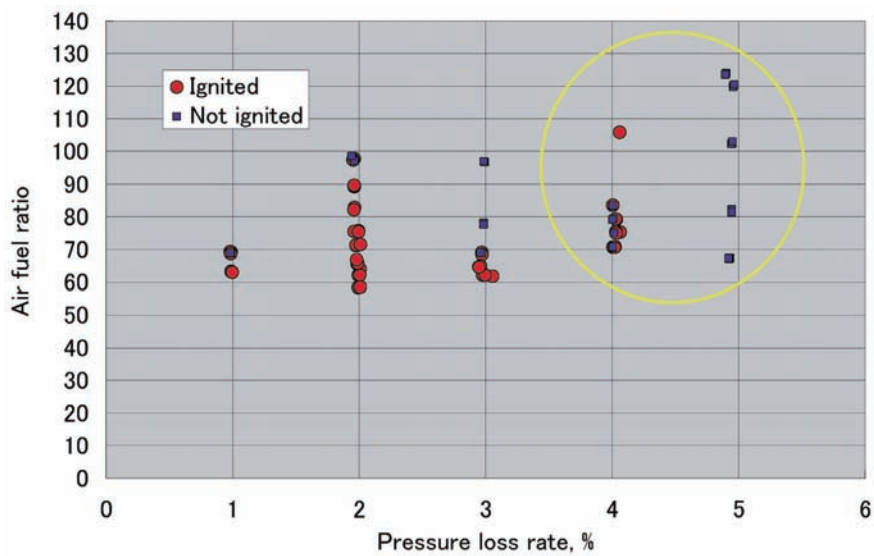
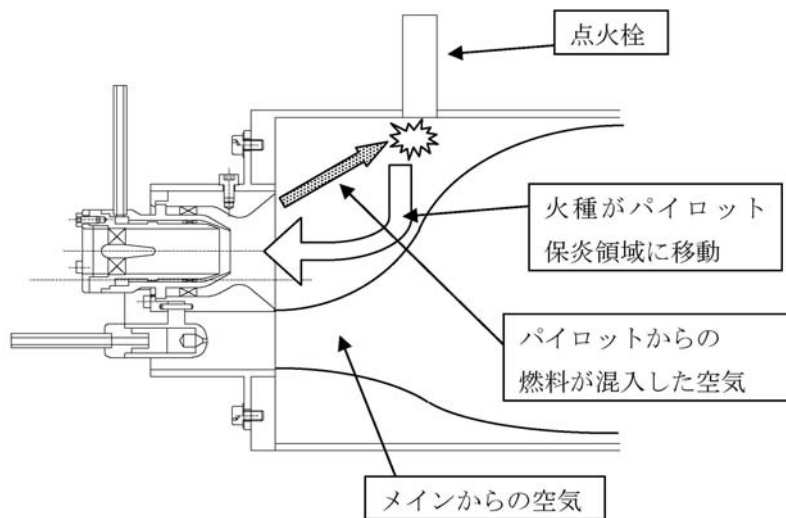
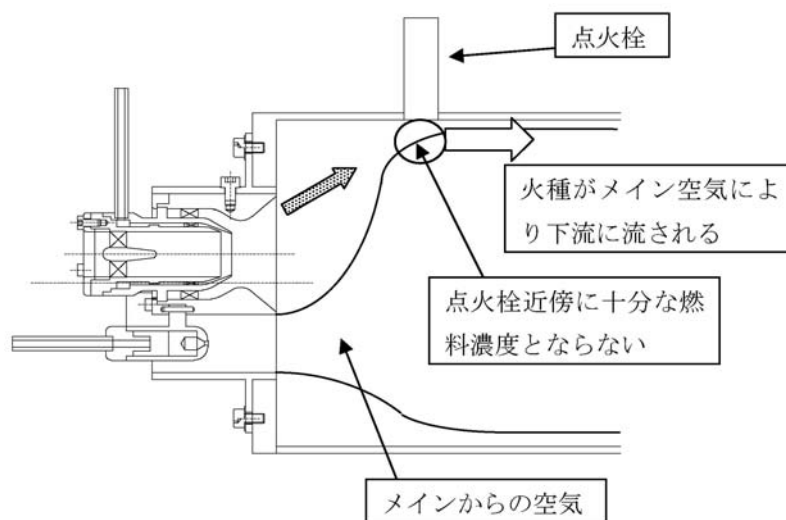


図4-6 試験結果 (メイン空気あり)



(a) 全圧損失率の低い条件でのメイン空気の流れ



(b) 全圧損失率の高い条件でのメイン空気の流れ

図4-7 全圧損失率の高い条件で着火が困難となる原因についての考察

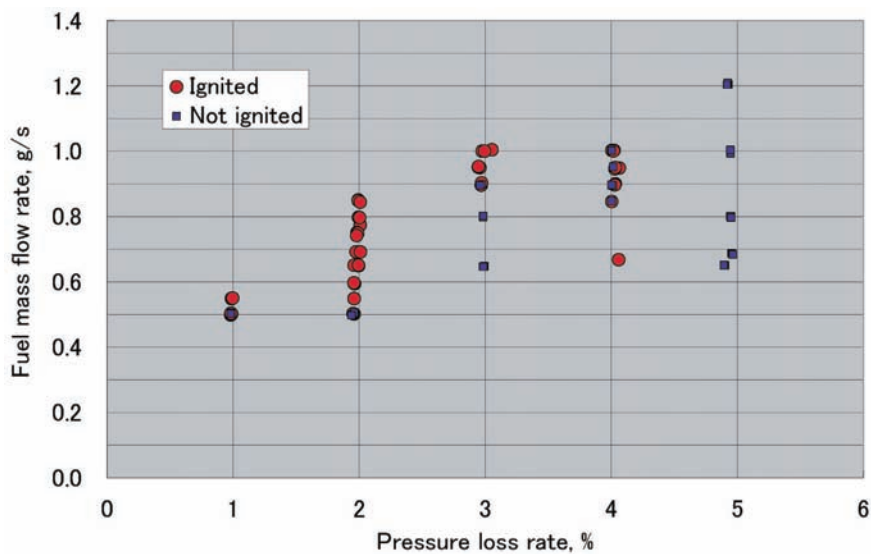


図4-8 試験結果 (メイン空気あり)

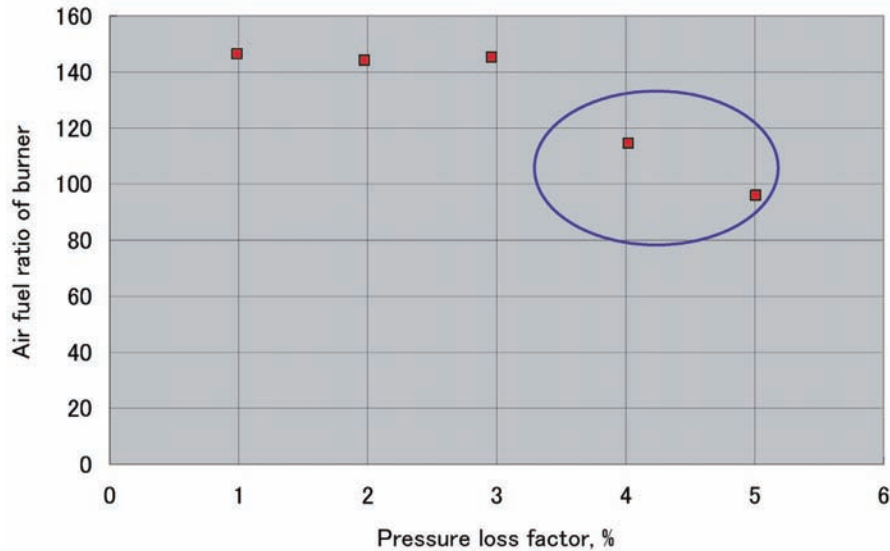


図4-9 希薄吹き消え限界

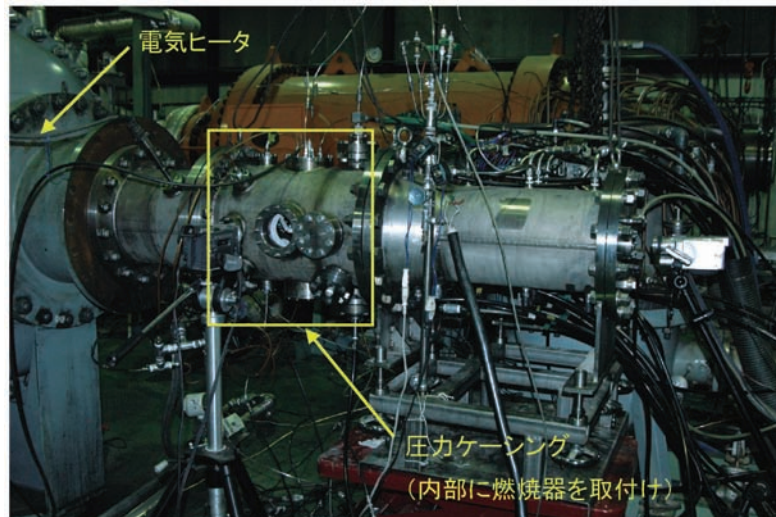


図4-10 中圧燃焼試験装置試験部

4.1.2 希薄吹き消え限界

燃料ノズルEAについて、着火した状態から燃料を減少させ消炎したときの空燃比を調べた結果を図4-9に示す。全圧損失率が1～3%ではほぼ一定の空燃比145まで保炎した。4%、5%と高くなるに従い吹き消えの空燃比が小さくなっている。吹き消え限界近くの条件における火炎の観察から、全圧損失率が高くなるに従ってメイン空気のパイロット下流への回り込みが再循環領域に近づいていることが分り、それによって再循環流に混入するメイン空気が増加し、再循環領域の温度が低下して吹き消えを引き起こしていることが分った。このことは、同じ全圧損失率の範囲（4～5%）で着火が困難となった原因についての考察（図4-7）の裏づけとなる。

4.2 中圧燃焼試験による燃焼性能の評価

4.2.1 試験装置

燃料ノズルの燃焼性能の評価を行うため、中圧燃焼試験装置（最高圧力1.0MPa）を用いて試験を実施した。図4-10に試験装置試験部を示す。

供試燃料ノズルは図4-11に示す円管型燃焼器ライナに取り付けた。本燃焼器ライナは、燃料ノズルに供給されて燃焼に関与する主流空気の流量を正確に把握することを目的として、主流空気の流量計の上流で分岐した空気を用いて燃焼器壁面を冷却するようになっている。燃焼室の内径は85mm、長さは150mmである。図4-12は試験部圧力容器に燃焼器を取り付けた様子を上流側から見たものである。フレキ管4本によって圧力ケーシング外部から燃焼器に冷却空気が供給される。図4-13は燃焼器下流から撮影した燃焼器内部の様子である。燃焼器壁面を冷却した空気は燃焼器出口端面から下流に

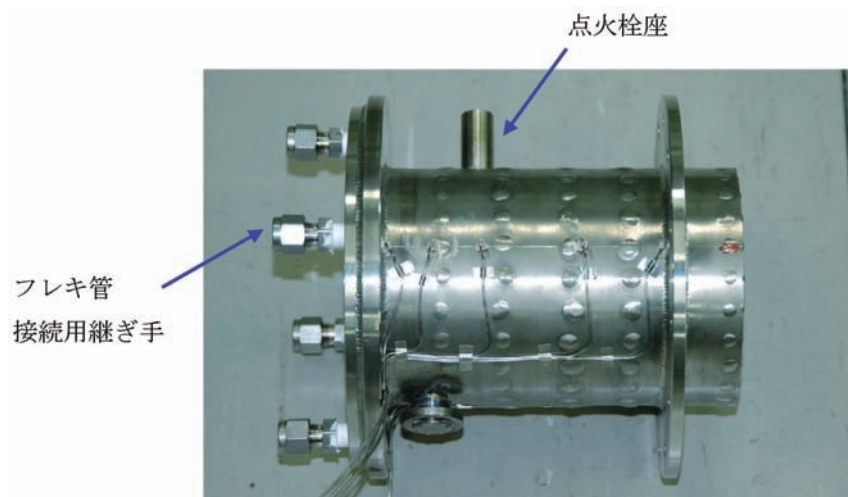


図4-11 円管型燃焼器

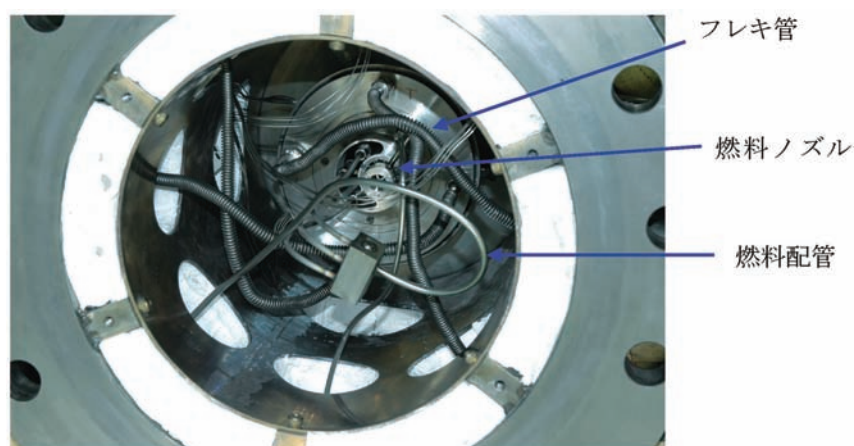


図4-12 上流から見た燃焼器ヘッド部

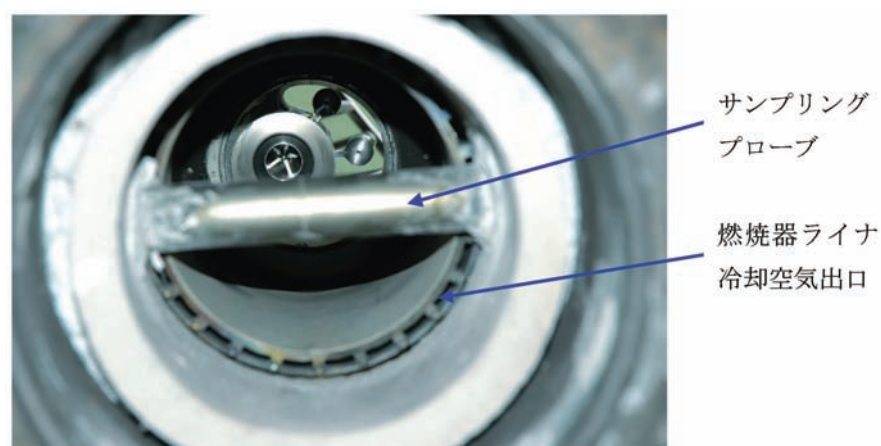


図4-13 燃焼器出口から見た燃焼器内部

放出される。燃焼器出口には棒状の9点集合式サンプリングプローブ（10mm等間隔配置，孔径0.8mm）が取り付けられている。サンプリングされたガスは保温管を通してガス分析計（堀場製作所，連続燃焼ガス濃度分析計MEXA-7100D）に導かれ，排ガス中に含まれるNO_x，

HC(CH₄として)，CO，CO₂，O₂分子の濃度が計測される。サンプリングプローブは燃焼器出口の全圧を計測するための圧力導管を兼ねている。

4.2.2 試験条件と結果

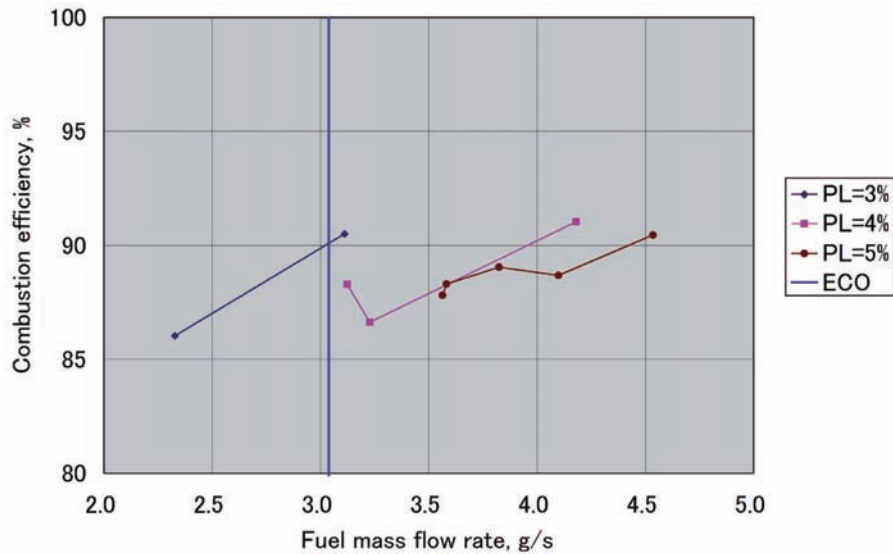


図4-14 7% MTO条件における燃焼効率

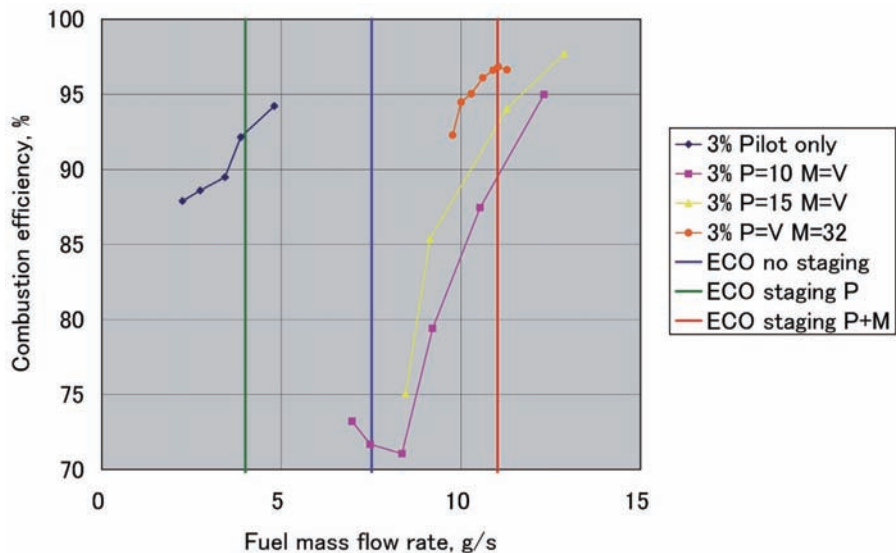


図4-15 30% MTO条件，全圧損失率3%における燃焼効率

試験はエコエンジンのLTOサイクル4条件の圧力、空気温度で行った。ただし、85% MTOおよび100% MTOの圧力条件は試験設備の制限から800kPaとした。空気流量は燃焼器上流と出口の間の全圧損失率が3～5%になるように調整した。

図4-14に7% MTO条件において、燃料ノズルの全圧損失率(図中PL)を3, 4, 5%と変化したときの燃料流量と燃焼効率の関係を示す。青色の縦線はエコエンジンの7% MTO条件での燃料流量を示している。どの全圧損失率においても燃焼効率は低く、全圧損失率3%のときでも90%程度である。燃焼効率の改善が必要である。

30% MTO条件においては、パイロット燃料のみを噴射する燃料ノズルとパイロットとメインを噴射する燃料ノズルの数を同数とする燃料ノズル間のステージン

グを想定して燃料流量を設定した。図4-15は、全圧損失率3%のときの燃焼効率である。図中の「P=10 M=V」はパイロットの空燃比を10に保ち、メインの空燃比を変化させていること(「P=15 M=V」も同様)、「P=V M=32」はメインの空燃比を32に保ち、パイロットの空燃比を変化させていることを示している。パイロットのみを噴射する燃料ノズルの燃料流量を4.0g/s(緑色の縦線)とすると、パイロットとメインを共に噴射する燃料ノズルの燃料流量は11.0g/s(赤色の縦線)となる。パイロット燃料のみを噴射したときのデータ(紺色)と緑色の縦線の交点、3本の線(P=10 M=V, P=15 M=V, P=V M=32)と赤色の縦線の交点から、ステージンを行ったときのそれぞれの燃料ノズルの燃焼効率が分かる。どちらの燃料ノズルにおいても燃焼効率

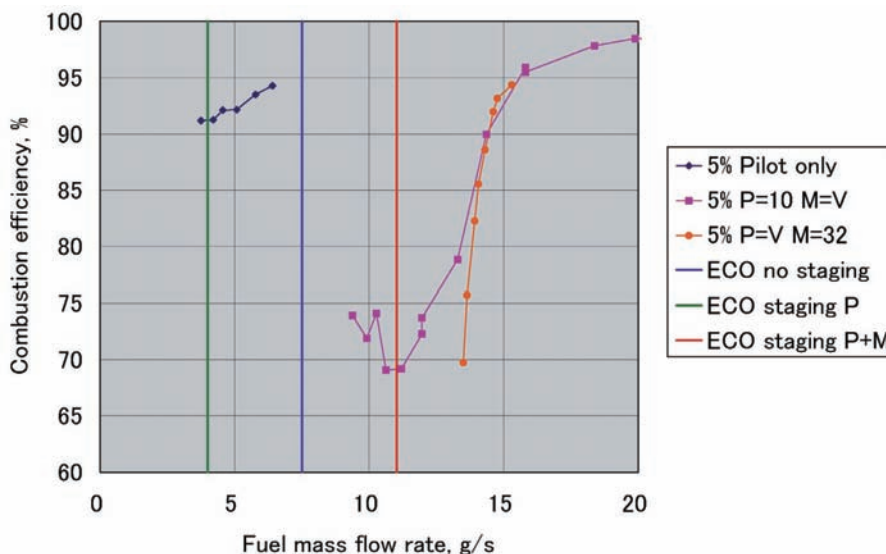


図4-16 30% MTO条件、全圧損失率5%における燃焼効率

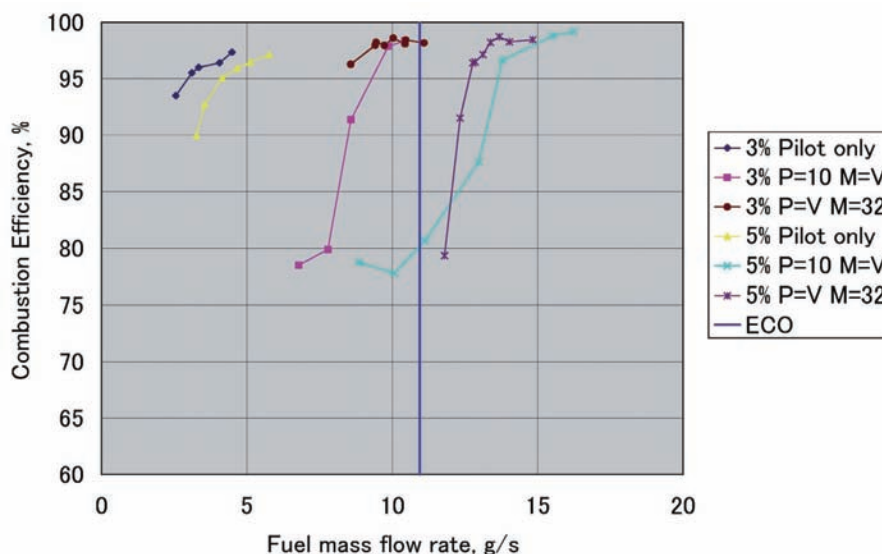


図4-17 85% MTO条件における燃焼効率

は不十分であり、パイロット燃料のみを噴射する燃料ノズルとパイロットとメインを噴射する燃料ノズルの数を同数とするステージングでは、高い燃焼効率を確保することはできないことが分る。縦の青い線はステージングを行わないときの燃料ノズル1本当りの燃料流量であり、パイロットのみのデータ（紺色）の外挿により、全ての燃料ノズルでパイロットのみを噴射することで、燃焼効率を改善することが可能であると推測できる。

図4-16に30% MTO条件、全圧損失率5%における燃焼効率を示す。全圧損失率を高めると、同じ燃料流量では燃焼効率は下がり、パイロットのみのデータ（紺色）の外挿から、全ての燃料ノズルでパイロットのみを噴射しても高い燃焼効率を得ることはできないと思われる。

図4-17は85% MTO条件における全圧損失率が3%と

5%のときの燃焼効率である。85% MTOは航空機の上昇に相当する高負荷の運転状態であり、NO_xを削減するためには全ての燃料ノズルでメイン燃料を噴射することが必要である。全圧損失率3%のときのメインを空燃比32に保ってパイロットを変化させたときのデータ（茶色）から、燃焼効率は98%程度であり、不十分であることが分る。

図4-18は100% MTO条件における全圧損失率3%、5%でパイロットの空燃比を10に保ってメイン燃料を変化させたときの燃焼効率とNO_xの排出指数である。全圧損失率が3%のとき、燃焼器ライナの温度上昇によりエコエンジンの燃料流量でデータを取得することができなかったが、計測データ（紺色）の外挿により、エコエンジンの100% MTO条件相当燃料流量（青色の縦線）

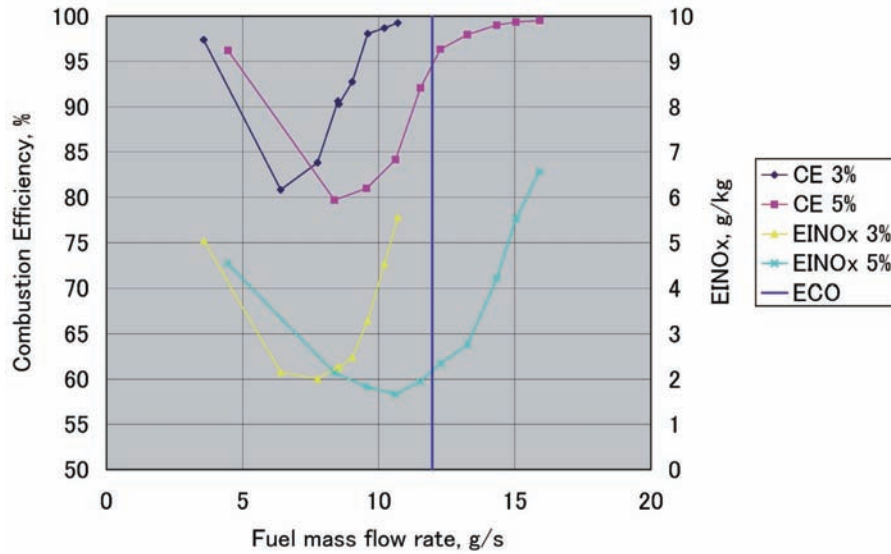


図4-18 100% MTO 条件における燃焼効率とNO_x排出指数

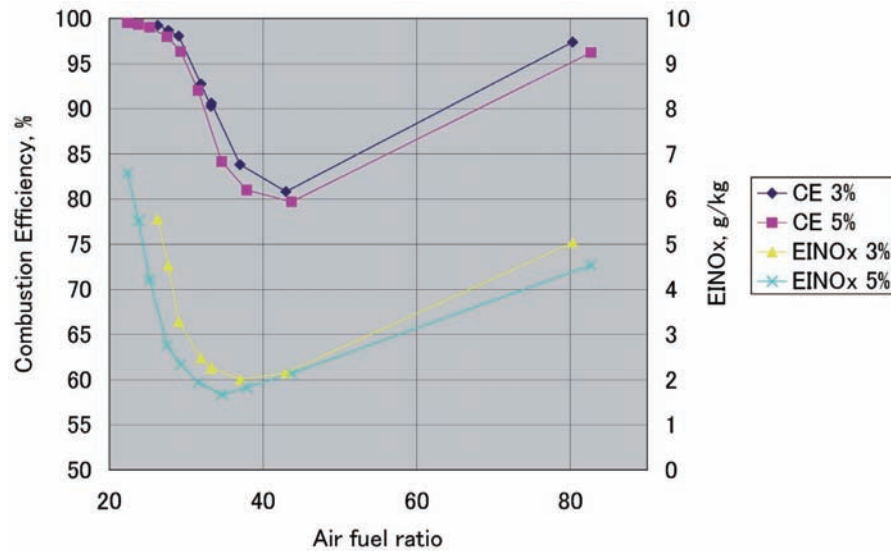


図4-19 100% MTO 条件における燃焼効率とNO_x排出指数

において十分な燃焼効率が得られると推測できる。しかし、NO_xの排出指数のデータ（黄色）は規定の燃料流量に向かって急激に増加しており、NO_xを削減するための改良が必要であることが分かる。全圧損失率が5%のときの燃焼効率、NO_xの排出指数のデータは、3%のデータを右に引き伸ばしたような形状となっている。図4-19は横軸を空燃比として描いたもので、全圧損失率を高めて空気流量を増やしても、同じ空燃比ならば燃焼効率、NO_x排出値が近い値となっており、燃焼状態に大きな変化がないことが推測される。

4.2.3 供試燃料ノズルの損傷

図4-20は試験後の燃料ノズルである。メインの外側内壁に火炎にさらされたことによる酸化、表面の剥離が見

られる。メインの空気流路は燃料と空気の予混合のみを行うことを想定していたが、流路内に拡散火炎が形成されたことを示しており、これがNO_xの排出指数が高くなった原因であると考えられる。

4.3 パイロット偏心型燃料ノズルの基本性能評価のまとめ

考案したコンセプトに基づいて燃料ノズルを試作し、大気圧試験、中圧燃焼試験を実施した結果、次のことが分った。

- ・大気圧、常温の着火試験から、全圧損失率が1～3%の範囲で高い着火性能をもつことが確認された。4～5%においては着火が困難となるが、これはメイン空気の回り込みによる影響であり、点火栓位置の変更で改善すると考えられる。

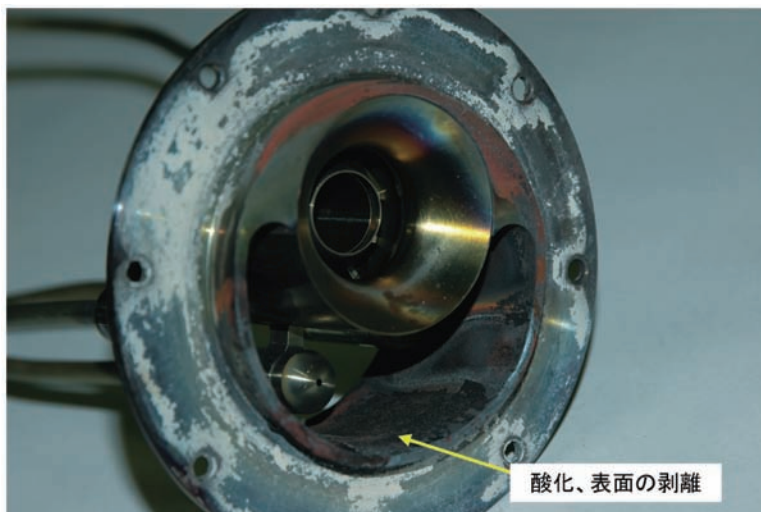


図4-20 試験後の燃料ノズル供試体

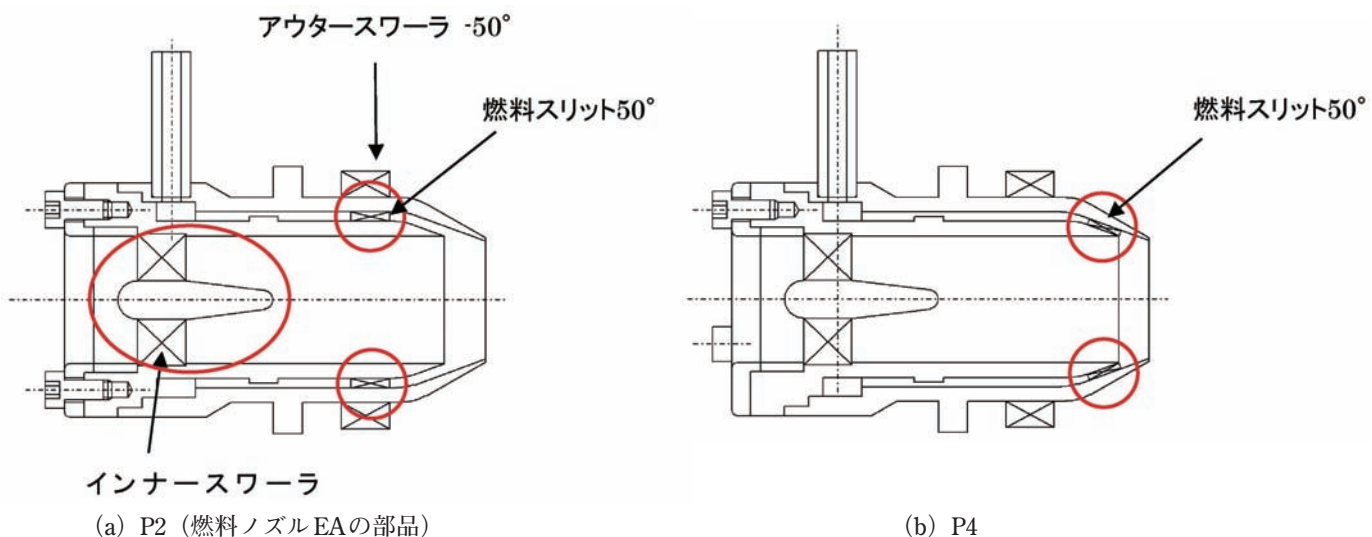


図5-1 パイロット燃料噴射弁

- ・パイロットの燃焼効率が不十分であり、改善する必要がある。
- ・85% MTO 条件における燃焼効率が不十分である。
- ・メイン流路内での火炎形成を防止するための改良が必要である。

表5-1 パイロットインナースワラ

呼称	旋回角, deg
S1	50
S2	-50
S3	60

5. 大気圧試験での燃料ノズル改良

5.1 燃料ノズル模型

パイロット偏心型燃料ノズルの基本性能評価結果に基づいて燃料ノズルの改良部品を製作した。燃料ノズルは、固定のための部品（押さえ板、ボルト、ピン）を除くと、次の4つの部品で構成されている。

- 1) パイロット燃料噴射弁
- 2) パイロットフレア（パイロット燃料噴射弁，メイン燃料噴射弁を固定）

3) メイン燃料噴射弁

4) ノズルケース（パイロットフレアを固定）

図5-1にパイロット燃料噴射弁を示す。P2は前述の燃料ノズルEAのパイロット組立体（燃料流路を構成するための部品を組み合わせたもの）であり、P4はP2の燃料スリット位置のみを出口に移動したものである。パイロットインナースワラは表5-1に示す旋回角度の異なる3種類を用意した。S1はEAの部品である。

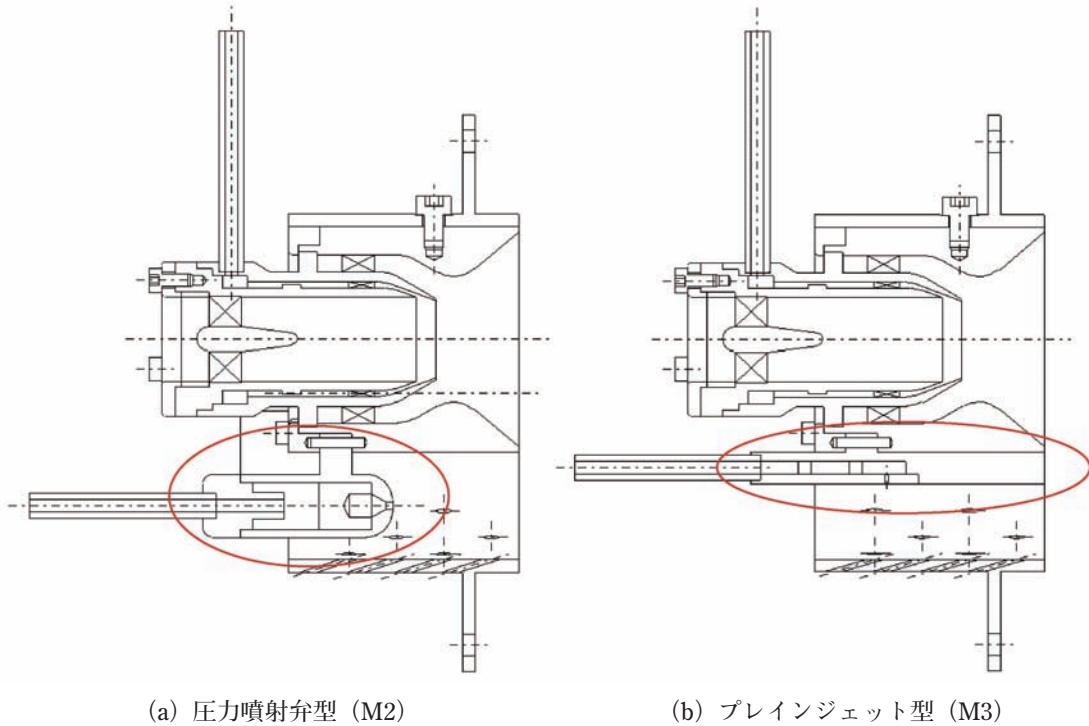


図5-2 メイン燃料噴射弁

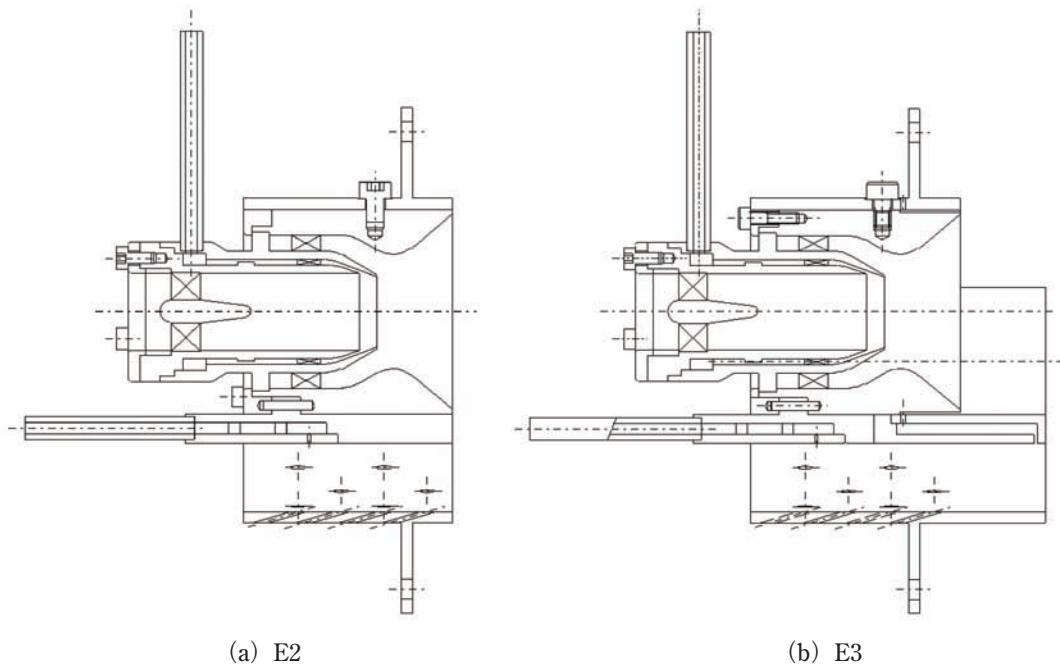


図5-3 ノズルケース

図5-2にメイン燃料噴射弁の種類を示す。M2は燃料ノズルEAに用いた圧力噴射弁方式のもの、M3は燃料噴射方式をブレインジェットとしたものであり、燃料孔は直径0.5mm、9個である。M3はパイロットフレア部とメイン空気流路の間に燃料噴射部を取付けているため、M2に比べてパイロット中心とメイン空気流路の距離が5mm増加している。M2でエンジンの中負荷条件での燃焼効率が低いことが分かっているが、M3のプレ

インジェットを用いたときは中負荷のメイン燃料が少量であるために燃料ジェットの貫通力が小さく、燃料がパイロット近傍に偏って供給されることから、燃焼効率を改善する効果があると考えられる。また、パイロットとメイン空気流路の距離が増加したことにより、メイン空気の回り込みによるパイロット再循環領域の希釈を軽減し、パイロットのみを噴射する運転モードの燃焼効率を向上する可能性がある。圧力噴射弁を採用した場合

表5-2 燃料ノズル空気流路の有効開口面積

燃料ノズル組合せ	有効開口面積, mm ²	遮熱板
P2+S1+M2+E1 (=EA) ↕	775	無
P2+S1+M2+E2	796	無
P2+S1+M3+E2 ↕	710, 723	無, 有
P2+S3+M3+E2	691	有
P4+S1+M3+E2 ↕	710	有
P4+S2+M3+E2	696	有
P2+S1+M3+E3 ↕	685	有
P2+S3+M3+E3	669	有

は、燃料ノズルの外径を変えずに有効開口面積を確保するためには、パイロットとメイン空気流路の距離を広げることができない。

図5-3はノズルケースの種類を示したものである。E2は燃料ノズルEAのノズルケース（E1）に、中圧燃焼試験で生じた焼損を防止するためのエフュージョン空気冷却孔を追加したものである。E3はE2のメイン空気出口を15mm延長したものであり、パイロット燃料のみを噴射したときのメイン空気によるパイロット火炎の部分的な消炎を緩和することを狙っている。

表5-2に燃料ノズルの部品組合せ、有効開口面積、ヘッドプレートの過熱を防ぐための遮熱板の有無を示し

ている。P2+S1+M2+E1は試作燃料ノズルEAの組み合わせである。緑の双方向矢印は上限の2つの組み合わせでその部品のみが異なることを示している。部品の組み合わせ、遮熱板の有無により、有効開口面積が最大で約19%異なっており、同じ全圧損失率、燃料流量条件であっても全体空燃比が異なることを示している。

5.2 メイン噴射弁M2, M3の比較

5.2.1 着火性能

燃料ノズルP2+S1+M2+E2とP2+S1+M3+E2の着火試験を実施し、着火性能の比較を行った。試験は燃料ノズルEAと同じ大気圧燃焼試験装置を用いて行った。EAではメイン空気の回り込みのために全圧損失率4~5%のとき着火が困難となったと考えられるため、回り込むメイン空気を避けるために、燃料ノズル下流端面から燃焼器出口方向に30mmの位置に点火栓を設置した（図5-4）。

図5-5はP2+S1+M2+E2の着火試験結果である。全圧損失率が4~7%のときでも着火が可能となっており、通常着火が行われる2~4%の全圧損失率範囲で着火空燃比はEAの65から75に向上している。これは点火栓位置を変更した効果であると考えられる。全圧損失率5~7%では着火空燃比吹き消え限界と一致している。全圧損失率3%で着火空燃比が極小値を持つ原因は不明である。

図5-6はP2+S1+M3+E2の着火試験結果である。全圧損失率2~4%で着火空燃比が100以上に向上している。全圧損失率5~7%ではP2+S1+M2+E2とほぼ一致している。

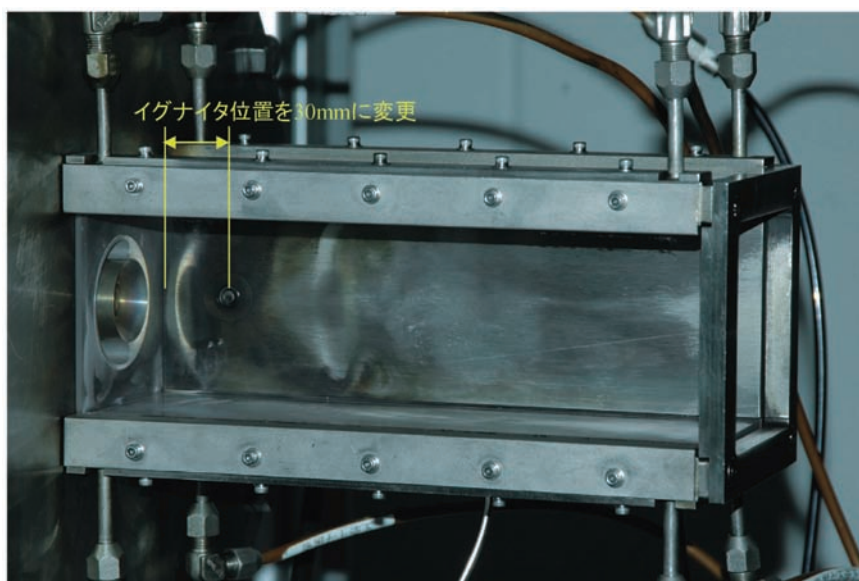


図5-4 点火栓位置の変更

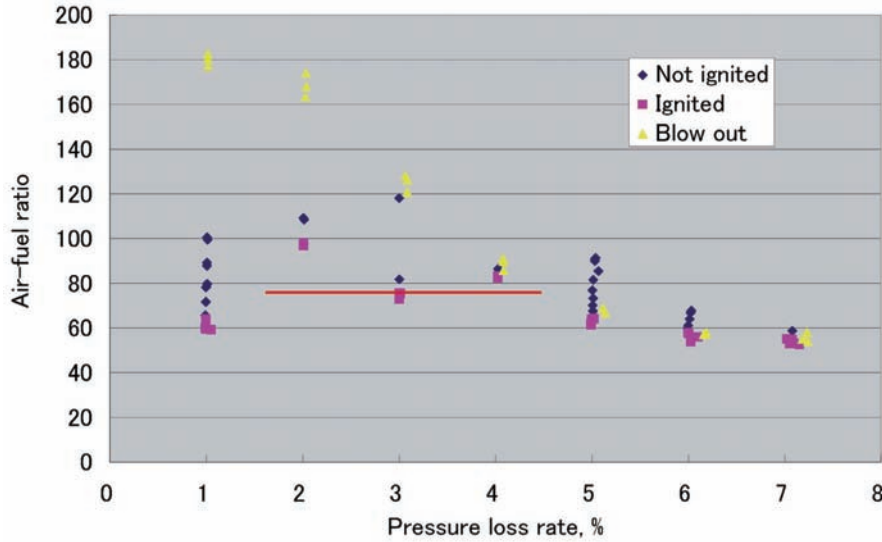


図5-5 燃料ノズルP2+S1+M2+E2の着火試験結果

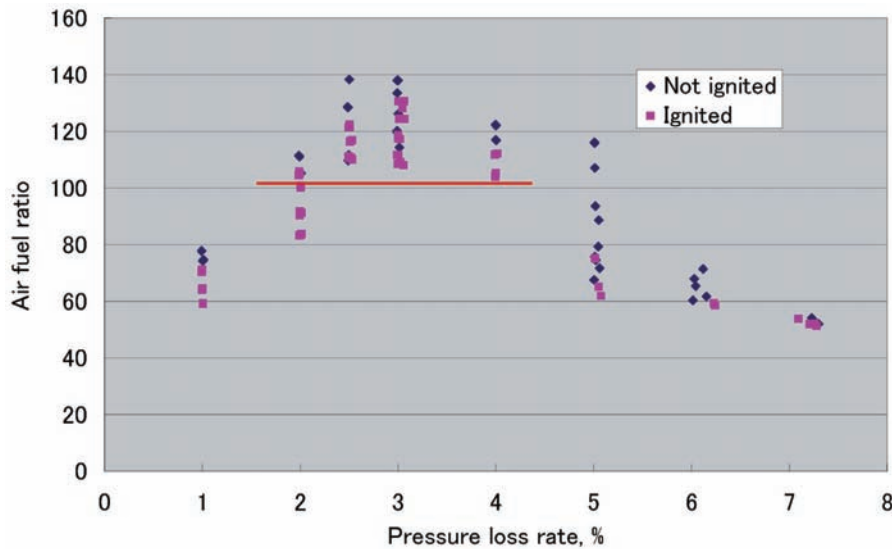


図5-6 燃料ノズルP2+S1+M3+E2の着火試験結果

5.2.2 燃焼効率

燃料ノズルEAでパイロット燃料のみを噴射したときの燃焼効率が不十分であることが中圧燃焼試験で明らかとなっている。そこでまず燃料ノズルP2+S1+M2+E2とP2+S1+M3+E2の燃焼効率の計測を行った。試験は着火試験を行った大気圧燃焼試験装置に縮流部と9点集合サンプリングプローブを追加して実施した(図5-7)。縮流を行うことにより排ガスの混合が促進され平均的なガス濃度の計測が可能となる。この試験では遮熱板は用いていない。

図5-8はエコエンジン7% MTOの空気温度条件、全圧損失率1%、3%で計測を行った燃料ノズルP2+S1+M2+E2の燃焼効率である。緑色の縦線はエコエンジンの7% MTO相当の燃料流量である。全圧損失率1%にお

いては97%程度の燃焼効率が得られているが、3%では88%程度である。

図5-9はエコエンジン7% MTOの空気温度条件、全圧損失率3%、5%で計測を行った燃料ノズルP2+S1+M3+E2の燃焼効率である。全圧損失率3%においては7% MTO相当の燃料流量で92%程度であり、メイン流路の変更を行うことで4%の燃焼効率の向上となっている。今後の研究開発はM3のみについて実施した。以下、燃料ノズル組合せにメイン燃料噴射弁の記述がないものはすべてM3である。

5.3 局所ガスサンプリング

燃料ノズルP2+S1+M3+E2についてエコエンジンの7% MTO条件における燃焼効率が92%程度であるこ

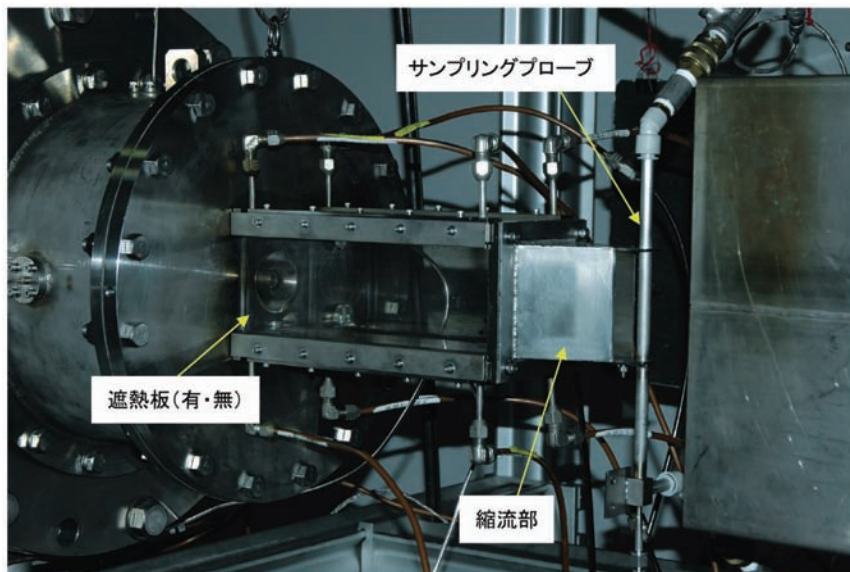


図5-7 ガスサンプリングシステム

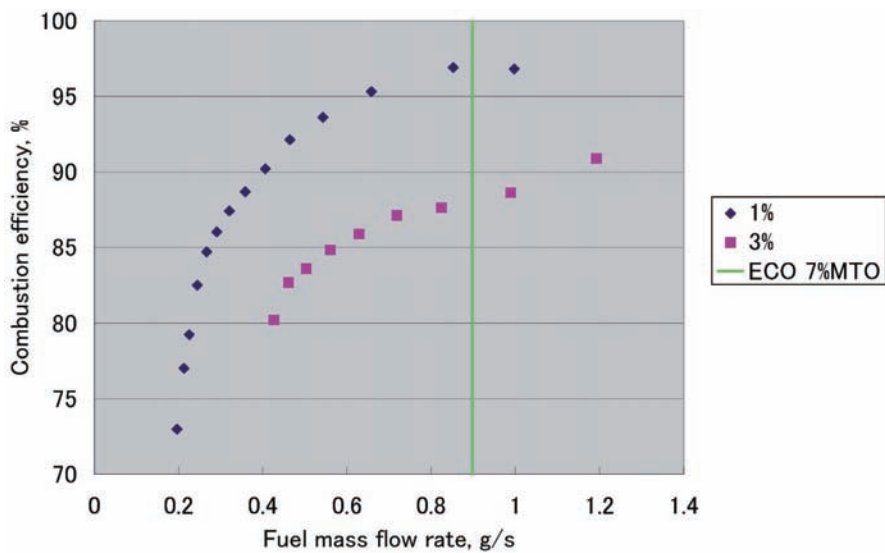


図5-8 P2 + S1 + M2 + E2の燃焼効率

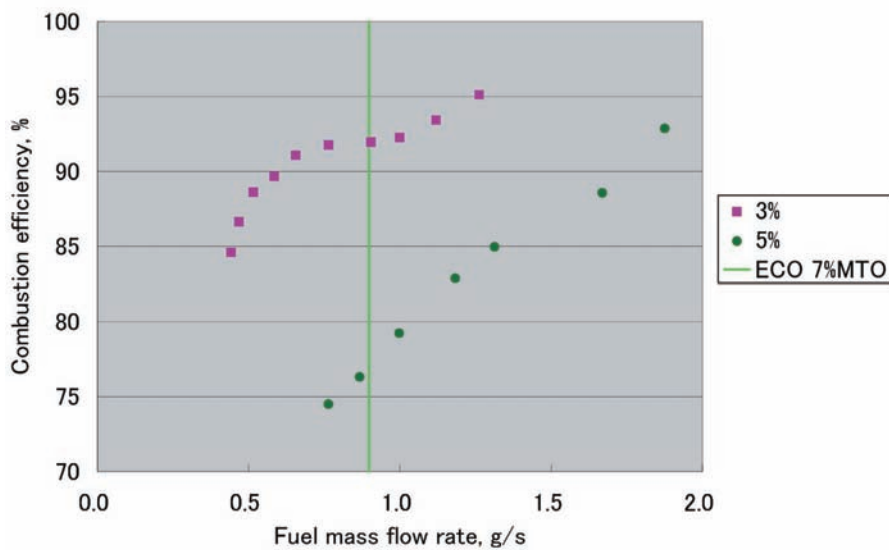


図5-9 P2 + S1 + M3 + E2の燃焼効率

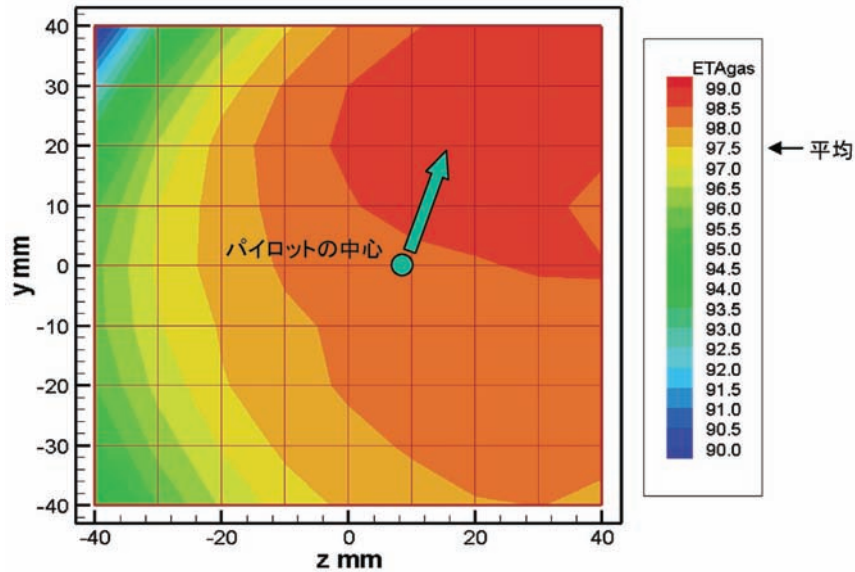


図5-10 燃焼器出口燃焼進行度分布 (燃料ノズルP2+S1+M3+E2)

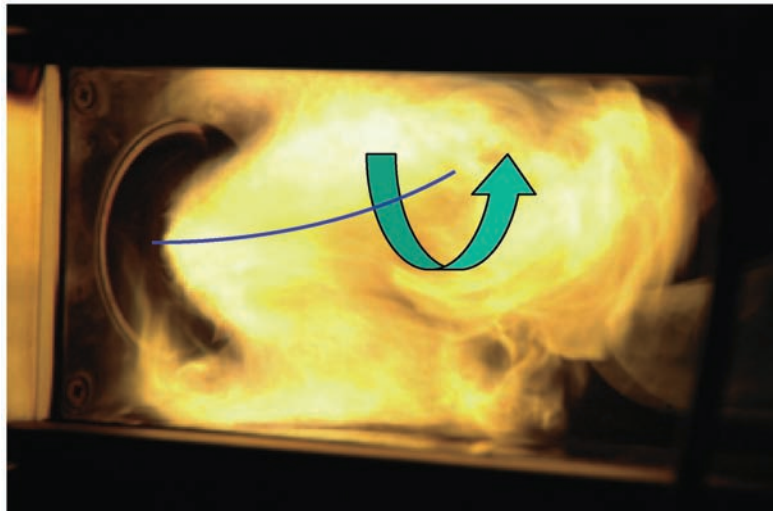


図5-11 火炎写真

とが分かったが、これをより高めるためには燃焼ダクト内の流れ場や火炎について把握する必要がある、ガス濃度のトラバース計測を実施した。

図5-10はエコエンジン7% MTOの温度、燃料流量0.75g/sの条件での燃焼器出口における燃焼進行度（ガス分析で得られた局所化学種濃度から計算された発熱量ベースの燃焼の完了割合）の分布を示したものである。燃料ノズル後端中心を原点とし、ダクト中心軸にx軸を置いた。y軸は鉛直方向、z軸は下流から見た左右方向を示している。図より、燃焼進行度の高いところは燃料ノズルの中心軸から右上に移動した位置となっておりメインの方向に向かって低くなっている。図5-11は左斜め後方から撮影した火炎の写真であり、パイロット火炎の中心がパイロットから離れるに従って上方向

に移動しているのが分る。

図5-12は燃焼器出口の局所当量比分布を示している。この分布より、パイロットから出た当量比の高いガスはメインの空気に押され、上下に別れて移動した後、メイン後方に流れ込んでいることが分る。パイロット後方は流れ込んだメイン空気により逆に低当量比となっている。

図5-13はパイロット中心軸上をサンプリングプローブのトラバースにより計測した燃焼進行度の分布、図5-14は局所当量比分布である。x=100~150mmにおいて局所当量比が急に低下していることから、ここでメイン空気がパイロット後方に流入していることが分る。

これらの計測結果より、パイロットの燃焼進行度が高くなるまでメイン空気を混合させないことが必要であ

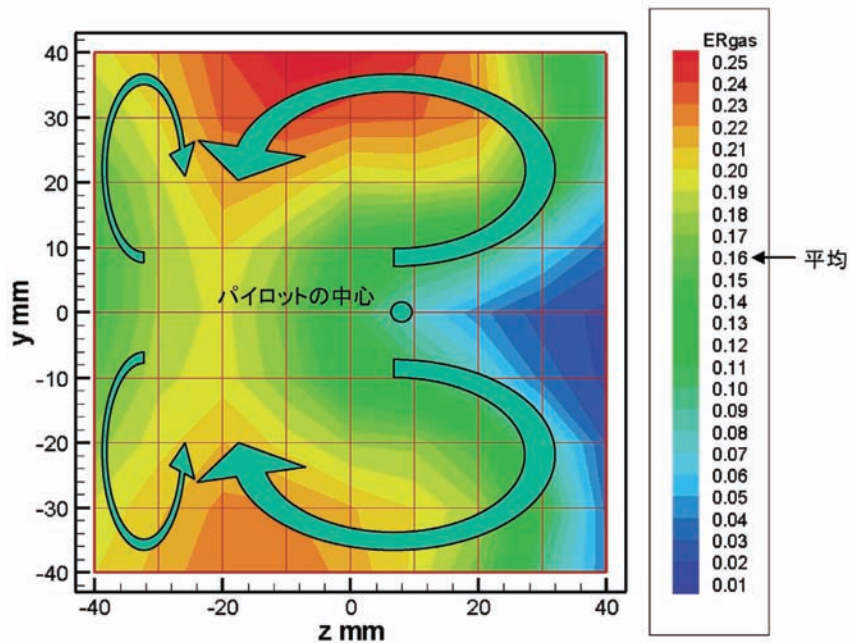


図5-12 燃焼器出口局所当量比分布

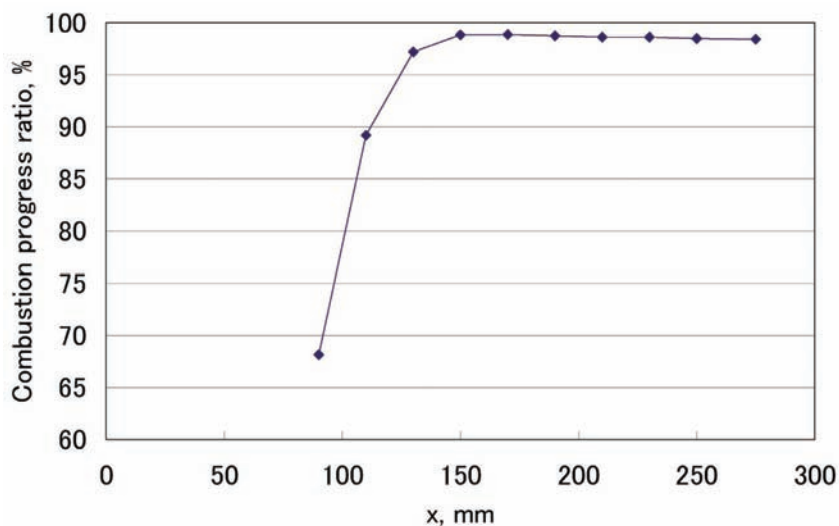


図5-13 パイロット軸上の燃焼進行度

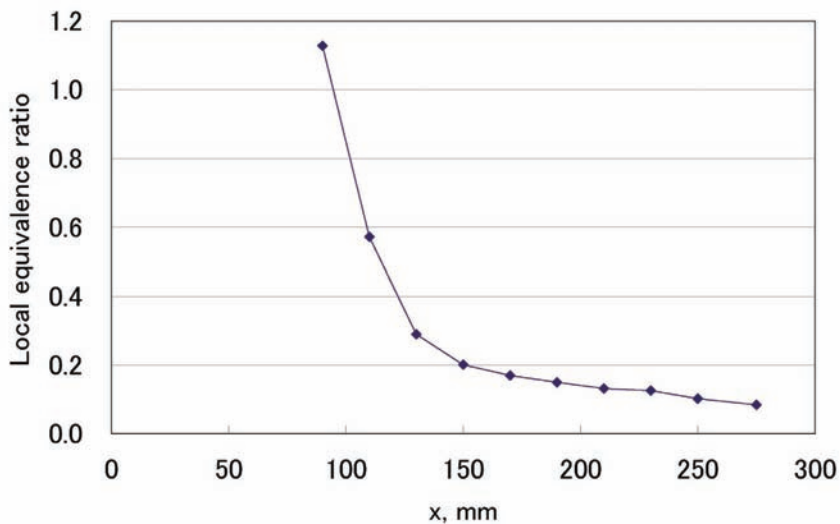


図5-14 パイロット軸上の局所当量比分布

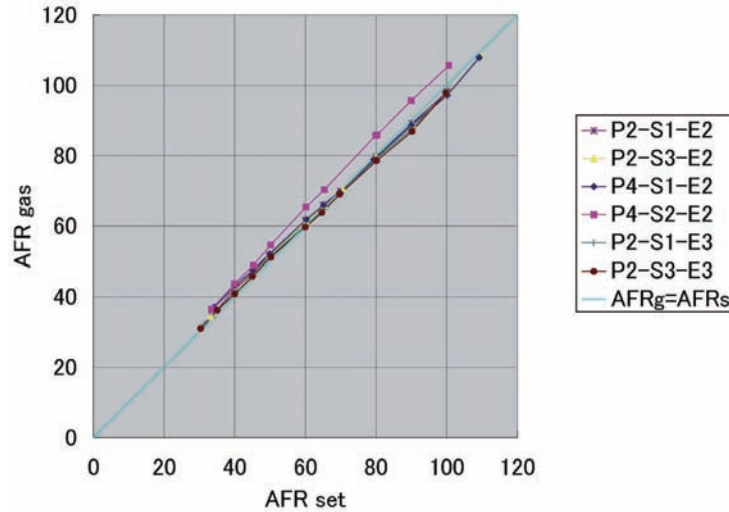


図5-15 設定空燃比とガス分析空燃比の比較

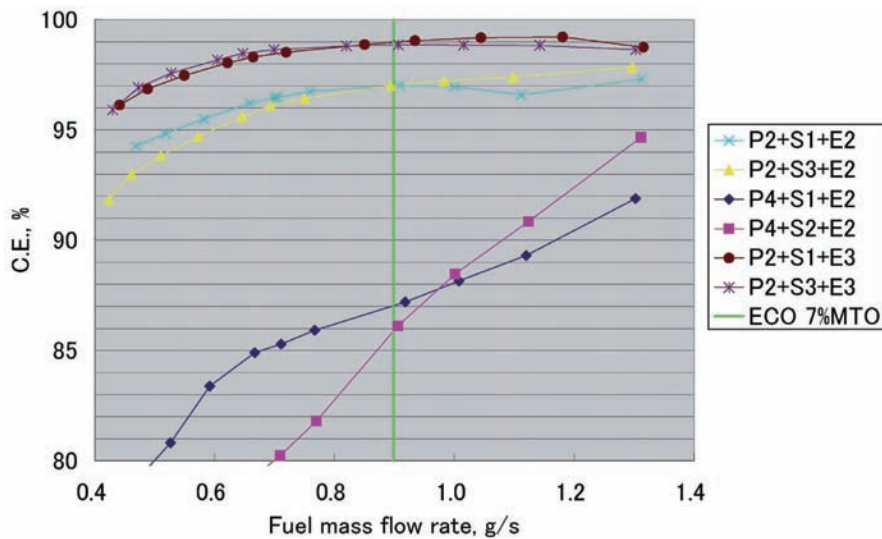


図5-16 燃焼効率の比較

り、ノズルケースE3を考案した。

5.4 パイロット組合せとメイン噴射弁配置の燃焼効率への影響

パイロット組合せとメイン噴射弁配置を変更した燃料ノズルについて燃焼器出口集合サンプリングプローブによる燃焼効率計測を行った。ヘッドプレートの保護のため遮熱板を追加した。

図5-15は空気と燃料の計測値より計算された設定空燃比とガス分析により得られた空燃比を比較したものである。燃料ノズルP4-S2-M3+E2を除けば、設定空燃比とガス分析空燃比は良く一致しており、平均的な値を計測していることが分かる。

図5-16に6種類の組合せの燃焼効率を示す。図5-9の燃料ノズルP2+S1+M3+E2の結果（遮熱板無）と図

5-16のP2+S1+M3+E2の結果より、遮熱板を追加したことにより燃焼効率が92%から97%へと5%向上したことが分かる。これはヘッドプレートが低温であることによる火炎のクエンチングが、比較的高温となる遮熱板によって軽減されたためであると考えられる。

この燃料ノズルのパイロットインナーズワラのみを変更した燃料ノズルP2+S3+M3+E2の燃焼効率はエコエンジンの7% MTO条件でほぼ同じ、小燃料流量側で低く、大流量側で高くなっている。

パイロット組立体P4を用いた2つの燃料ノズルの燃焼効率は、P2のものと比較して共に低くなっている。P4は空気中への噴射と同時に気流と接触するため、燃料ノズルリップにおいて燃料フィルム形成が行なわれず、燃料の微粒化が不十分であることが原因であると考えられる。特にアウトースワラと同旋回のインナース

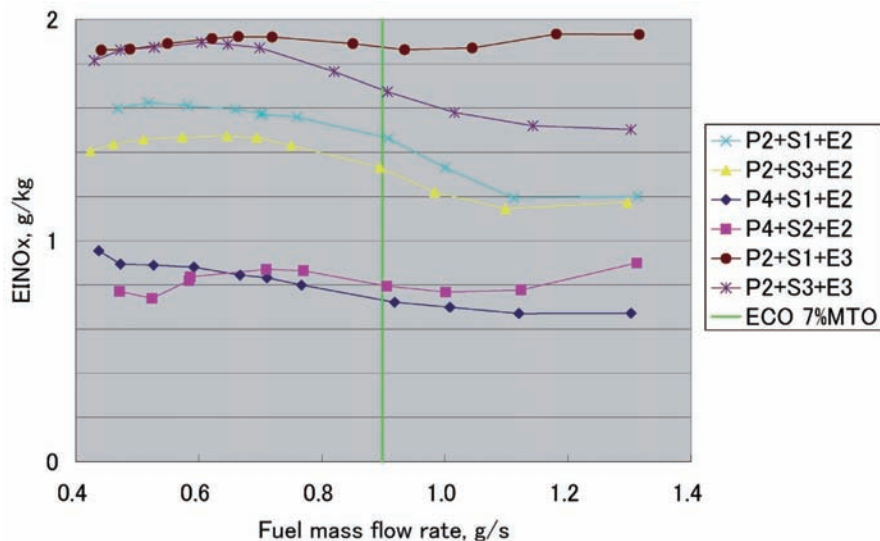


図5-17 NOx 排出指数の比較



図5-18 火炎写真 (燃料ノズルP2+S3+M3+E2)

ワーラのP4+S2+M3+E3は燃焼効率が低い、これはアウトースワーラとインナースワーラを通った空気 of せん断が弱く、微粒化に寄与する乱れの生成が比較的少ないためであると考えられる。

メインの流路を延長した二つの燃料ノズルP2+S1+M3+E3、P2+S3+M3+E3は共に燃焼効率が高く、エコエンジン7% MTO相当の条件では共に99%程度となっている。パイロット火炎へのメイン空気の干渉を低減したことが高燃焼効率につながったと考えられる。

図5-17は図5-16と同時に計測したNOxの排出指数である。燃焼効率の高いものの方が排出指数が高くなる傾向にあるが、燃料ノズルP2+S1+M3+E3とP2+S3+M3+E3で燃焼効率がほぼ同じであるのに燃料流量が0.7g/s以上で差が生じている。この差が生じる原因は不明である。

図5-18はエコエンジン7% MTOの温度、燃料流量0.75g/sでの燃料ノズルP2+S3+M3+E2の火炎写真である。パイロット火炎はパイロット中心軸上の再循環領域で保炎されていることが分かる。パイロット火炎にはメインの空気が吹き込んでいてこれが燃焼効率低下の原因となっていると思われる。

図5-19は同条件での燃料ノズルP2+S3+M3+E3の火炎写真である。メイン流路延長部の外側にも火炎が形成されていて、メイン空気が流入する前に燃焼が進行しているため高い燃焼効率を得られているものと考えられる。

図5-20は同条件での燃料ノズルP4+S1+M3+E2の火炎写真である。火炎がパイロットより浮き上がっており、燃焼効率の低下の原因となっていると考えられる。

図5-21は同条件での燃料ノズルP4+S2+M3+E2の



図5-19 火炎写真（燃料ノズルP2+S3+M3+E3）



図5-20 火炎写真（燃料ノズルP4+S1+M3+E2）



図5-21 火炎写真（燃料ノズルP4+S2+M3+E2）

表5-3 希薄限界

Nozzle type	Air fuel ratio of burner	Air fuel ratio of combustor*
P2+S1+E2	109	168
P2+S3+E2	145	222
P4+S1+E2	180	277
P4+S2+E2	143	220
P2+S1+E3	112	172
P2+S3+E3	128	197

*燃料ノズル、遮熱板周りからの流入空気が燃焼器全体空気の65%としたとき

火炎写真である。火炎がパイロットより離れ、安定した燃焼が得られていない。

5.5 希薄保炎限界

燃焼効率の計測を行った燃料ノズル組合せのエコエンジン7% MTO 温度条件における希薄保炎限界を表5-3に示す。

燃料ノズル P4+S1+M3+E2 で最も大きな空燃比ま

で保炎可能であったが、燃料の偏りと燃焼ダクト肩部での保炎による効果であり、燃焼器としては適当でない。図5-22は燃料ノズル P4+S1+M3+E2 の試験における希薄吹き消え限界近くの火炎の様子である。燃焼効率の高い燃料ノズル P2+S3+M3+E3 では、希薄保炎限界近くにおいても燃焼効率が比較的高く、火炎によるパイロット組立体の加熱のために燃料が沸騰して非定常燃焼となり吹き消えが生じた。空燃比150で続けて撮影された火炎写真を図5-23に示す。火炎の大きさと明るさが異なっており、非定常な燃焼となっていることがわかる。昇圧場では燃料の沸騰は生じにくくなるため、より大きな空燃比で保炎可能であると推測される。

5.6 着火性能の評価

燃焼効率の高い燃料ノズル P2+S1+M3+E3 と P2+S3+M3+E3 について着火性能の評価を実施した。両者の着火性能は P2+S1+M3+E2 (図5-6) と比較して、全圧損失率5%で著しい改善が見られる。P2+S1+M3+E3 は全ての全圧損失率で P2+S1+M3+E2 より着火性能が向上している。

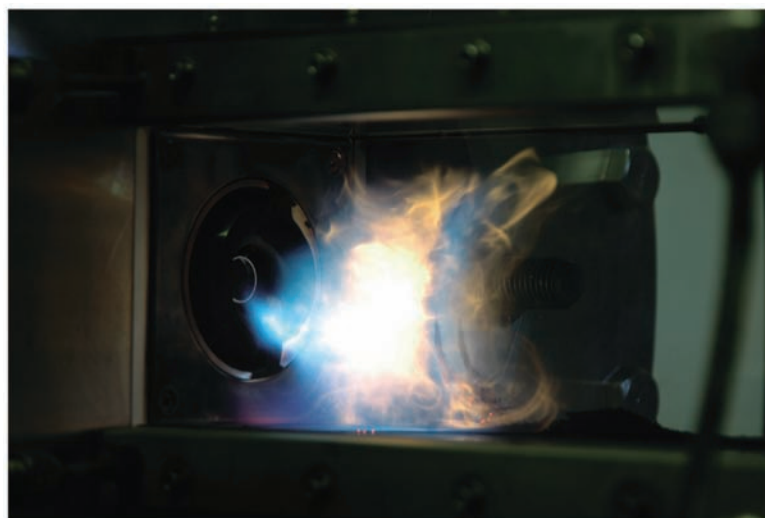


図5-22 希薄吹き消え限界近くの燃料ノズル P4+S1+M3+E2 の火炎写真

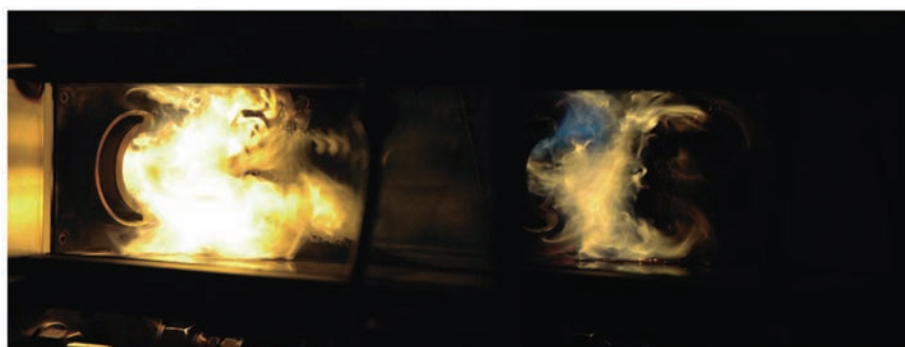


図5-23 空燃比150における燃料ノズル P2+S3+M3+E3 の火炎写真

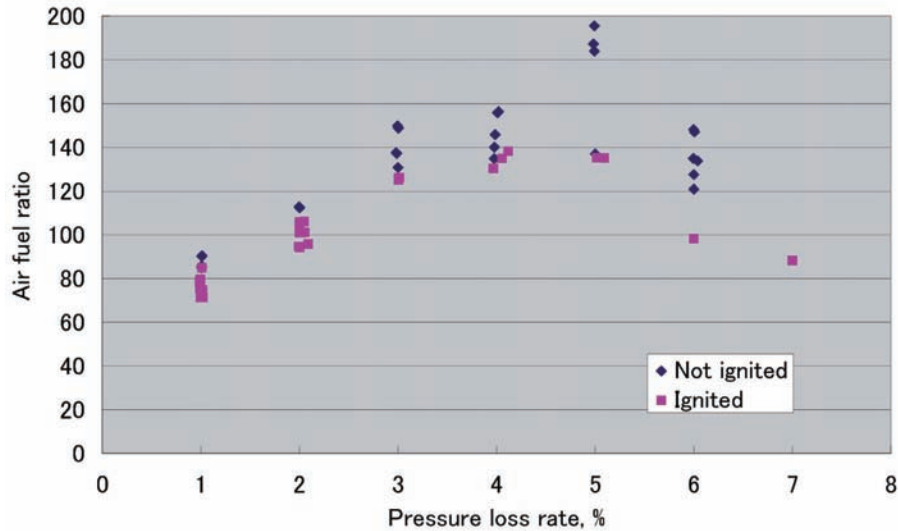


図5-24 P2 + S1 + M3 + E3の着火

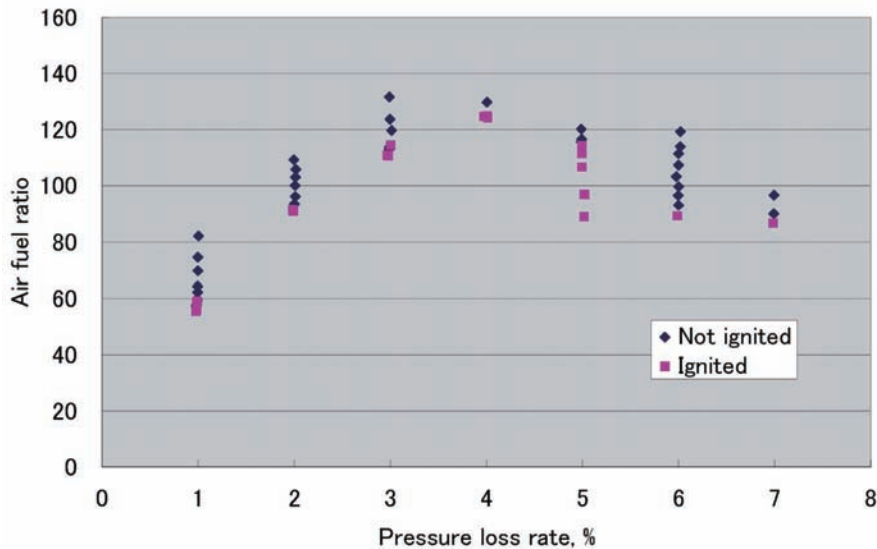


図5-25 P2 + S3 + M3 + E3の着火

5.7 まとめ

エコエンジン7% MTO条件における燃焼効率向上のために、燃料ノズルの改良部品を製作し、大気圧燃焼試験や着火試験により評価を行った結果、次のことが分かった。

- ・イグナイタの位置を燃料ノズルに近づけた結果、全圧損失率4～7%の条件においても着火が可能となった。
- ・メイン噴射弁M3を用いることによって、着火性能が向上した。
- ・試験装置の熱対策のために追加した遮熱板により、パイロット火炎の壁面での消炎が緩和され燃焼効率が向上した。
- ・パイロット、パイロットインナースワーラ、メイン、ケースを変えて、6種類の燃料ノズルの7% MTO温度

条件で燃焼試験を実施したところ、燃料ノズルP2 + S1 + M3 + E3が、最も燃焼効率が高くなることが分かった。P2 + S3 + M3 + E3も同程度の燃焼効率が得られた。

- ・燃焼効率の高い燃料ノズルP2 + S1 + M3 + E3, P2 + S3 + M3 + E3は共に高い着火性能をもつ。
- ・大気圧において実施した着火試験、燃焼試験の結果から、総合的に判断するとP2 + S1 + M3 + E3が最も性能が高い。

6. 改良型燃料ノズルの燃焼性能評価

6.1 試験装置および試験条件

数種の燃料ノズル模型の大気圧試験による燃焼効率、着火、希薄吹き消え限界の計測結果から総合的に判断し

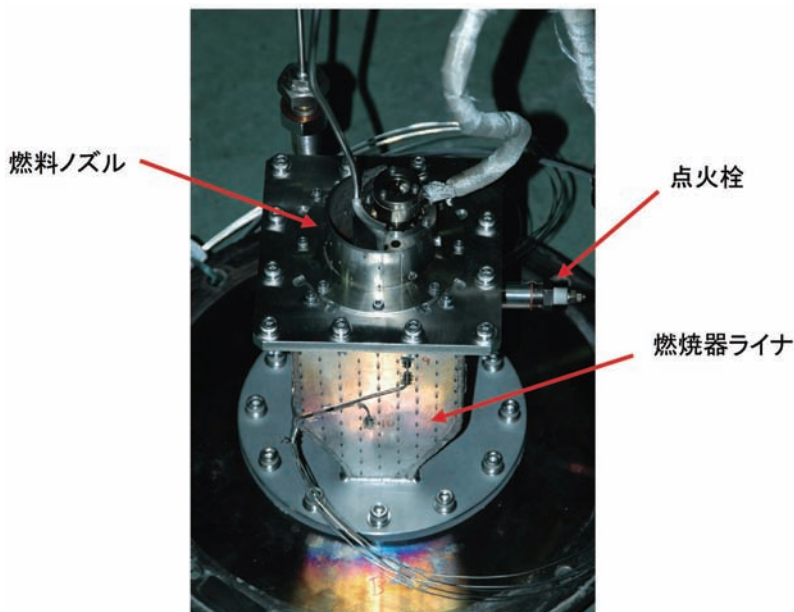
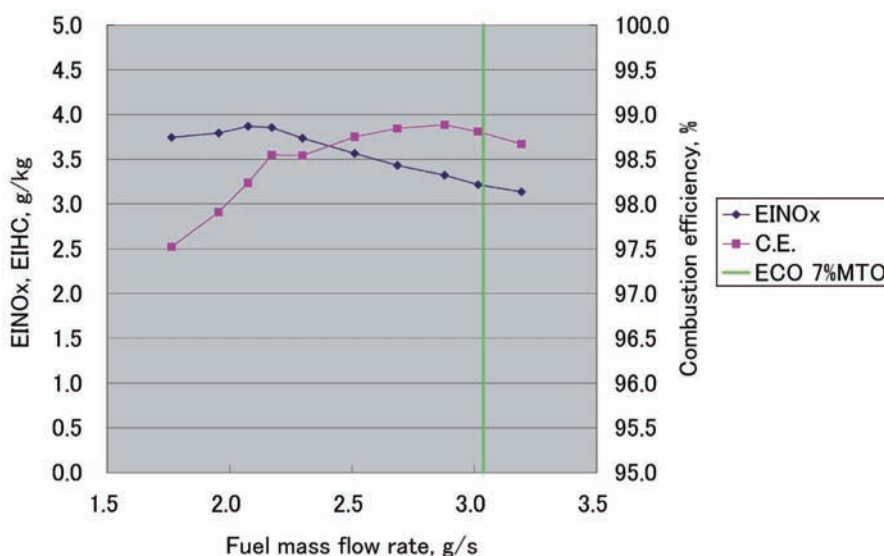


図6-1 燃料ノズルと燃焼器

図6-2 7% MTO条件におけるNO_xの排出指数と燃焼効率

て最も性能が良い燃料ノズルP2+S1+M3+E3について中圧燃焼試験による性能評価を実施した。燃料ノズルEAの試験には円筒型の燃焼器ライナを用いたが、本試験では環状燃焼器の燃料ノズル1本分を取り出した形状に近い正方形断面を持つ燃焼器ライナを用いた。図6-1は燃焼器に燃料ノズルを取り付けた状態である。燃焼器ライナの内法は85mm×85mmで出口に絞りを有しており、全面にエフュージョン冷却孔が加工されている。燃料ノズル下流端からサンプリングプローブまでの距離は185mmである。

試験条件はエコエンジンのLTOサイクルの4条件とし、全圧損失率を3%とした。ただし、85% MTO条件

と100% MTO条件は試験装置の最高圧力を超えるため、両試験条件で圧力は800kPaとした。7% MTOおよび30% MTO条件では、燃料はパイロットのみから噴射、85% MTOおよび100% MTOではパイロットとメイン両方から噴射することとした。

6.2 試験結果

6.2.1 7% MTO条件

図6-2は7% MTO条件においてパイロットの燃料流量を変えたときのNO_xの排出指数と燃焼効率である。緑色の縦線は、エコエンジンの7% MTO条件における燃料ノズル1本当たりの燃料流量を示している。燃焼効率は

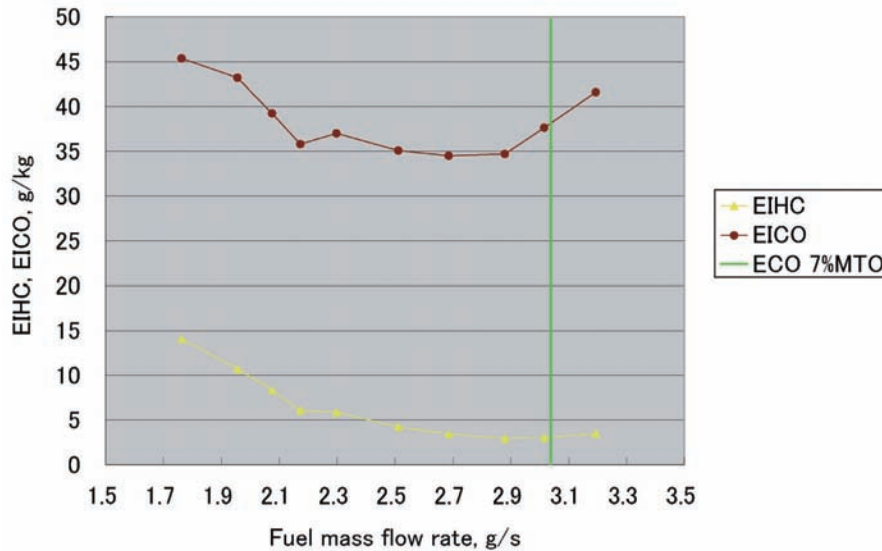
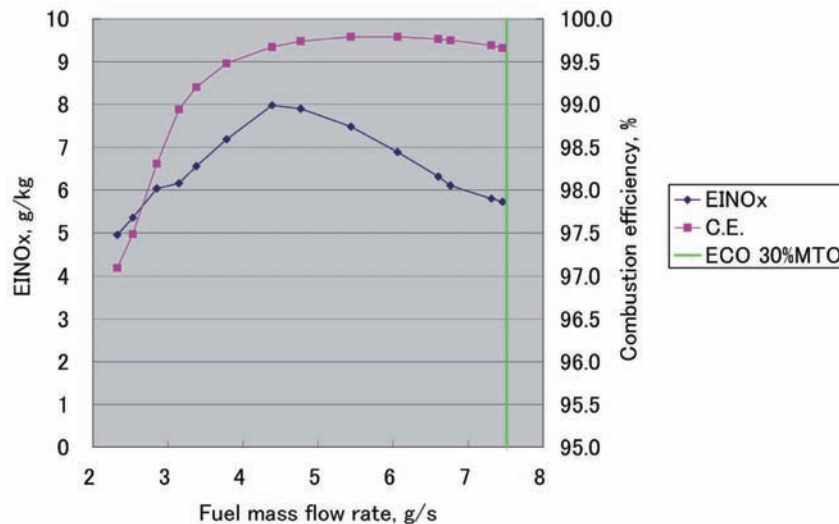


図6-3 7% MTO条件におけるHCおよびCOの排出指数

図6-4 30% MTO条件においてパイロット燃料のみを噴射したときのNO_xの排出指数と燃焼効率

3g/s以上の燃料流量で低下しており、エコエンジンの規定の燃料流量では98.8%となっており、改善が必要である。

図6-3はHCとCOの排出指数を示している。エコエンジンの燃料流量においては、HCは低い値となっている。COはどの燃料流量においても高い値となっており、これが燃焼効率の低下を招いており、COを低減することが必要である。

6.2.2 30% MTO条件

図6-4は30% MTO条件においてパイロット燃料のみを噴射したときのNO_xの排出指数と燃焼効率である。緑色の縦線は30% MTO条件におけるエコエンジンの燃料ノズル1本当りの燃料流量を示している。NO_xの排出

指数は、燃料流量が約4.4g/sで最大値を取り、流量が増加するに従って減少し、エコエンジンの燃料流量では5.7g/kg程度となっている。これはリッチ・リーン燃焼方式を用いた燃焼器で見られるNO_xの排出特性に類似している。燃焼効率は約5～6g/sで99.8%となっているが、エコエンジンの燃料流量に近づくに従って若干低下し、規定の燃料流量において99.7%となっている。

図6-5は同条件におけるHC、COの排出指数である。HCは4.4g/s以上で1g/kg以下となっているが、COは6g/s以上で次第に増加し、燃焼効率を低下させている。

次に、航空エンジン用燃焼器として一般的に用いられている環状燃焼器において、燃料ノズル間で異なる燃料の噴射を行う場合を想定して燃焼性能を評価する。図6-6は、30% MTO条件においてパイロット燃料に加

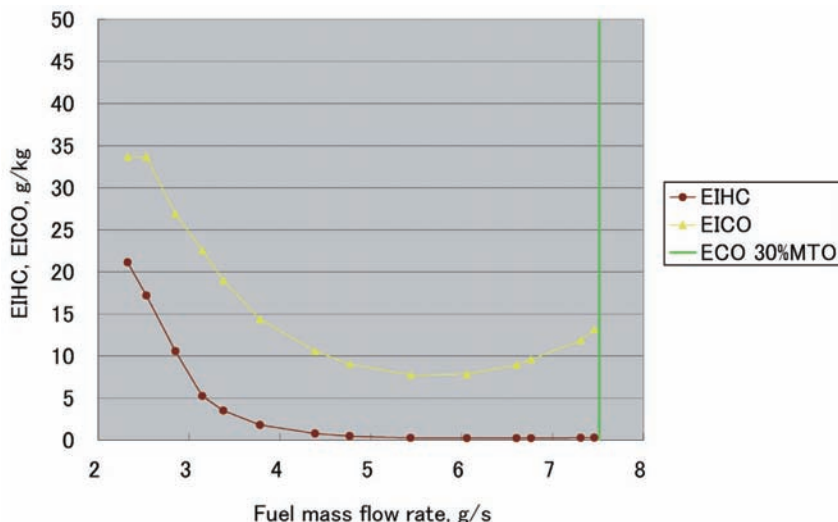


図6-5 30% MTO条件においてパイロット燃料のみを噴射したときのHCおよびCOの排出指数

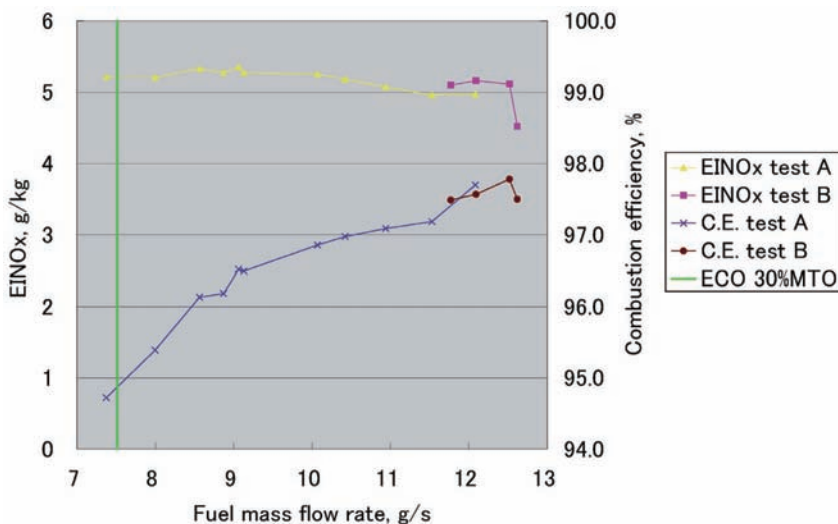


図6-6 30% MTO条件においてパイロットとメイン燃料を共に噴射したときのNOx排出指数と燃焼効率

えてメイン燃料を噴射したときのNOxの排出指数と燃焼効率を示している。横軸はパイロットとメインの燃料流量の和である。テストAはパイロットの燃料流量を3.0g/sに保って、メインの燃料を変化させたときの結果を示している。メインの燃料流量が増加するに従って燃焼効率は向上しているが、12g/s（半数の燃料ノズルでパイロットのみ3g/s噴射、残りの燃料ノズルでパイロット3g/s、メイン9g/s噴射）においても98%以下であり、燃焼効率が不足していることが分かる。NOxの排出指数は5g/kg前後でほぼ一定となっており、パイロットのみを噴射したときの値5.7g/sと比較して、大きな低減とはなっていない。テストBはパイロット燃料を2.5～4.0g/sで変化させたときであるが、テストAと比較して燃焼効率の改善は見られない。これらの結果から、全ての燃料ノズルのパイロットを噴射し、半数の燃料ノズル

のメイン燃料を噴射する燃料ノズル間のステージングを行った場合、十分な燃焼効率が得られず、NOxの排出指数削減に大きな効果がないことが分かる。

6.2.3 85% MTO 温度条件

図6-7は85% MTOの温度条件、圧力800kPaにおいてパイロット燃料流量を4.0g/sに保ち、メイン燃料流量を変えたときのNOx, HC, COの排出指数と燃焼効率の変化を示している。緑の縦線はエコエンジンの85% MTO条件の燃料ノズル1本当りの燃料流量を85% MTOの圧力で割り800kPaを掛けた値である。メインの燃料流量の増加と共に燃焼効率は徐々に高まり、NOx, HC, COの排出指数は徐々に低くなっているが、エコエンジンの85% MTO条件相当の燃料流量においても十分な燃焼効率に達していない。燃焼効率の改善のために

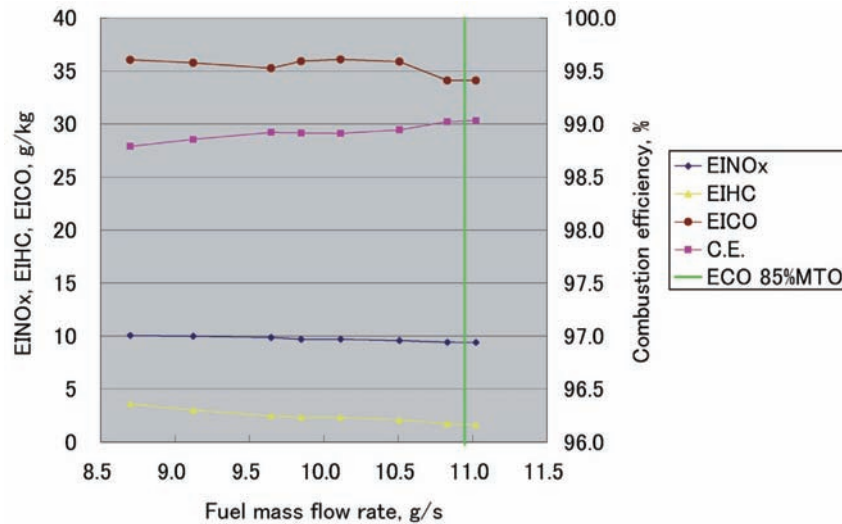


図6-7 85% MTO温度条件におけるNO_x, HC, COの排出指数と燃焼効率 (パイロットの燃料流量4.0g/s)

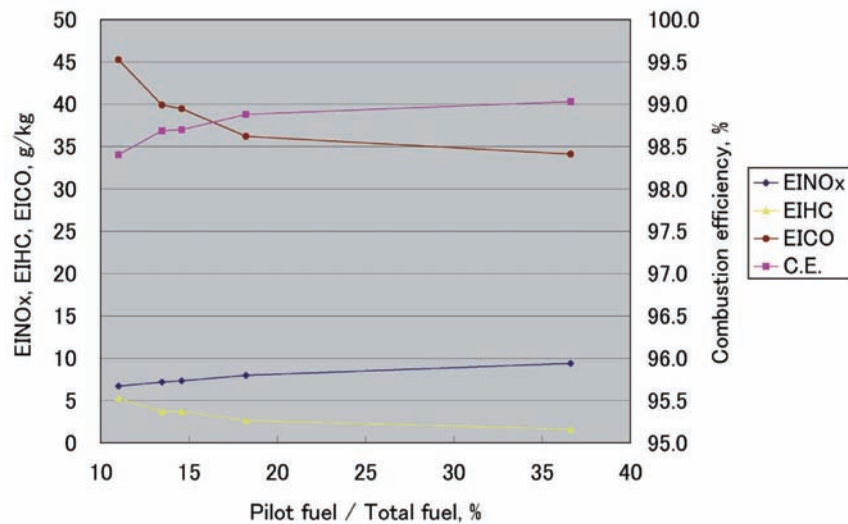


図6-8 85% MTO温度条件においてパイロット燃料流量割合のNO_x排出指数と燃焼効率

はCOを低減する必要がある。

図6-8は同温度・圧力条件において、パイロットとメインの燃料流量の和を、エコエンジンの85% MTO条件相当の燃料流量に保ちながらパイロットの流量を変えたときのNO_x, HC, COの排出指数および燃焼効率の変化を示している。85% MTO条件ではパイロットの割合が20%以下で急激にCOの排出指数が増加し、燃焼効率が低下している。NO_xを低減するためにはNO_xを多く生成する拡散燃料を用いたパイロットの燃料を低く抑える必要があるため、パイロットの燃料割合を小さくしても燃焼効率を高く保つことができるように改良を施す必要があることが分る。

6.2.4 100% MTO温度条件

図6-9は100% MTOの温度条件, 圧力800kPaにおい

てパイロット燃料流量を2.5g/sに保ち、メイン燃料流量を変えたときのNO_x, HC, COの排出指数と燃焼効率の変化を示している。緑色の縦線はエコエンジンの100% MTO条件の燃料ノズル1本当りの燃料流量を、100% MTOの圧力で割り、試験圧力800kPaを掛けた値である。メインの燃料流量の増加と共に燃焼効率は上昇しているが、エコエンジンの100% MTO条件相当の燃料流量においても99%程度であり、十分な値に達していない。NO_xはほぼ一定で、HC, COの排出指数は減少しているが、100% MTO条件相当の燃料流量においてもCOの排出指数は高い値となっており、低減する必要がある。

一般的に予混合燃焼では、燃料ノズルEAの100% MTO温度条件での試験結果(図4-18)に見られるように、燃料流量を増加させると燃焼効率が上がった後、急激にNO_xの排出指数が増加する。図6-9では燃焼効率が97.5

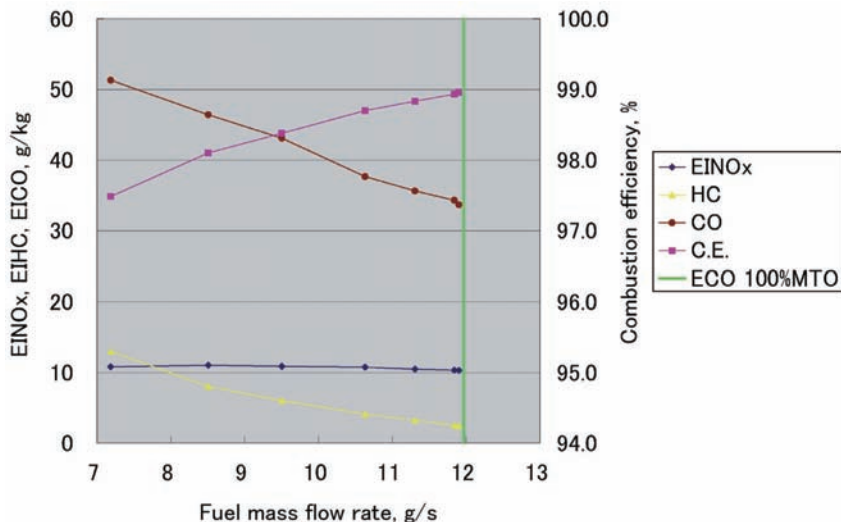


図6-9 100% MTO 温度条件におけるNOx, HC, COの排出指数と燃焼効率 (パイロットの燃料流量2.5g/s)

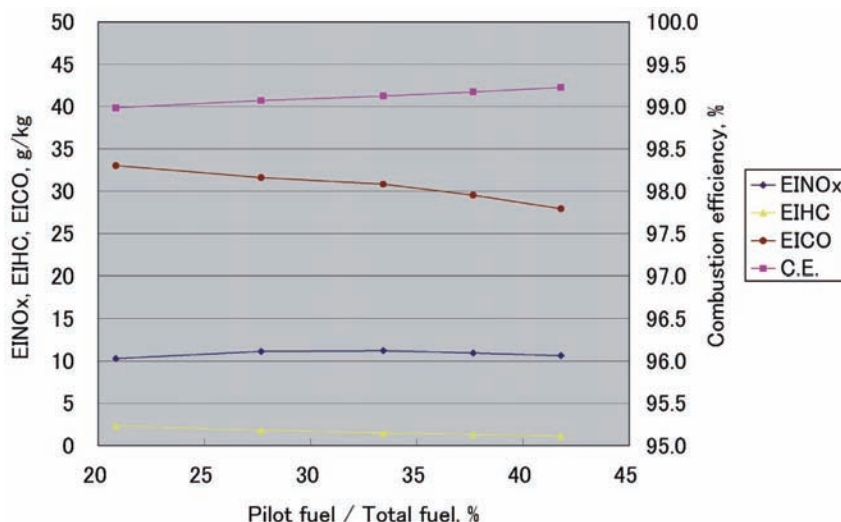


図6-10 100% MTO 温度条件におけるNOx排出指数と燃焼効率

%である7.2g/sの燃料流量においてもNOxの排出指数は高くなっており、メインも拡散燃焼的となっていることが推測される。従って、NOxの低減を図るためには、メイン噴射弁における燃料と空気の混合を促進するための改善を行う必要があることが分った。

図6-10は同温度・圧力条件において、パイロットとメインの燃料流量の和をエコエンジンの100% MTO条件相当の燃料流量12.0g/sに保ちながらパイロットの流量を変えたときのNOx, HC, COの排出指数および燃焼効率の変化を示している。パイロット燃料の割合を高めるに従ってCOが減少し、燃焼効率が高まる傾向にあるが、NOxとHCの排出指数はほぼ一定である。パイロット燃料の割合を高めることによる燃焼効率の上昇があるものの、NOxの排出指数がほぼ一定であることから、メインの火炎がパイロットの拡散火炎と同程度のNOx

を生成していることが分る。このことから、メインにおいて燃料と空気の混合が不十分な状態で燃焼が進行していると考えられる。ただ、今回の試験では圧力の上限を800kPaとしており、実際の条件と空気密度、燃料流量が異なるため、燃料の微粒化、空気との混合状態も違っており、まずは実条件での試験を行う必要があると考える。

予混合燃焼を用いたときにしばしば燃焼振動が問題となるが、本試験において燃焼振動は観測されなかった。

6.3 ICAOの基準値との比較

表6.1は試験結果から求めたエコエンジンのLTOサイクル各条件における燃焼効率及びNOx, HC, COの排出指数をまとめたものである。LTOサイクル各条件に

表6.1 エコエンジンLTOサイクルの各条件における排出指数

LTO cycle	Combustion efficiency %	EINO _x g/kg	EIHC g/kg	EICO g/kg
7% MTO	98.8	3.2	3.1	38.1
30% MTO	99.6	5.7	0.3	13.7
85% MTO *	98.7	7.2	3.7	39.9
100% MTO *	99.0	10.3	2.3	33.0

* Pressure is different from LTO cycle condition of ECO engine.

表6.2 CAEP4基準値との比較

	NO _x	HC	CO
Comparison with CAEP4, %	39.8	56.0	117.3

おける排出指数は、7% MTO条件ではデータから内挿、30% MTOではパイロット燃料のみを噴射したのきのデータから外挿、85% MTOではパイロット燃料割合13.5%のデータ、100% MTOではパイロット2.5g/sのデータから外挿して求めた。ただし、本燃焼試験の圧力条件範囲が800kPa以下であることから、85% MTOおよび100% MTO条件においてエコエンジンの圧力条件を満たしておらず、圧力の影響はないものと仮定している。

表6.2は表6.1から求めたLTOサイクルのNO_x、HC、COの総排出量を、ICAO CAEP4の基準値と比較したものである。NO_xはエコエンジンの目標値であるCAEP4基準値の50%を満足しているが、本研究開発の目標値である基準値の20%の約2倍となっている。HCは基準値を満足してはいるが、更なる削減を行うことが必要である。COは基準値を満足しておらず、これが燃焼効率の不足を招いている。COの削減のためにはCO₂への酸化のための滞留時間を確保する必要があり、そのためには燃焼器内流れ場の改善が必要である。メイン流路形状の変更や燃焼器ライナへの空気孔追加により流れ場の制御を行なうことを考えている。

7. まとめ

高い低NO_x性能と着火性能の両立を目的としてパイロット偏心型燃料ノズルコンセプトを考案した。まず、このコンセプトに基づき、メインに圧力噴射弁を用いた燃料ノズルを試作し、大気圧での着火試験、800kPaまでの燃焼試験を実施した。その結果、全圧損失率の低い条件で高い着火性能を確認したが、エコエンジンの

LTOサイクルの7% MTOから85% MTOの条件で燃焼効率が十分でないこと、メイン予混合流路内で火炎が形成される条件があることが分かった。次に、これらの課題を解決すべく、点火栓位置の変更を行うと共に、数種類の燃料ノズルについて大気圧試験で着火性能、7% MTO温度条件で燃焼効率・希薄吹き消え限界の計測を行った。その結果、総合的に判断して燃料ノズルP2+S1+M3+E3が最も性能が高いことが分かった。さらに、この燃料ノズルのエコエンジンのLTOサイクルにおける排ガス性能の評価を行った。その結果、高負荷条件において燃焼効率が不足すること、NO_xの排出値は低いものの目標値を満足しないことが分かった。ただし、今回の試験では圧力を最大800kPaとしたため、エコエンジンの85% MTO、100% MTO条件に温度のみを合わせることに留まっている。圧力が変ることにより燃料の微粒化や空気との混合状態が変化するので、正しい評価を行うためには、実条件での試験を行う必要がある。

参考文献

- 1) 緒方, 小田, 堀川, 木下, 小型エコエンジン用部分希薄燃焼器の開発, 第47回航空原動機・宇宙推進講演会講演論文集, 日本航空宇宙学会
- 2) Development and Combustion Performance of a High-Pressure WSR and TAPS Combustor, S. D. Stouffer, D. R. Ballal, J. Zelina, D. T. Shouse, R. D. Hancock, H. C. Mongia, AIAA paper No. 2005-1416, 2005.
- 3) Aviation and the Global Atmosphere, Intergovernmental Panel on Climate Change, 1999, pp.247-249.
- 4) ICAO Aircraft Engine Emissions Databank, <http://www.epa.gov/otaq/aviation.htm>.
- 5) NASA UEET Project, <http://www.ueet.nasa.gov/>.
- 6) EU EEFAE, http://ec.europa.eu/research/transport/news/article_3825_en.html.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-043

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 株式会社 実業公報社

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。

