



航空機用ジェットエンジンの排気*

- 国際排出基準と燃焼器技術の動向

山本 武**

1. はじめに

1944年11月にシカゴで開催された国際会議において締結された国際民間航空条約(通称シカゴ条約)に基づき、国際民間航空機関(ICAO: International Civil Aviation Organization)が民間航空に関する様々な基準を条約の付属書として定めている。日本は1953年にシカゴ条約を批准するとともにICAOに加盟し、1956年以降、理事国として活動している。この付属書のAnnex 16 Volume IIには航空機エンジンの排出物に関する基準が示されており、これに基づいて航空機用ターボジェットおよびターボファンエンジンが排出する窒素酸化物(NOx)、炭化水素(HC: Hydrocarbons)、一酸化炭素(CO: Carbon monoxide)、スモークの規制が実施されている。HC、CO、スモークの排出基準はこれまでに変更されていないが、NOxについては継続して低減を行う必要があることから、数年ごとに基準が強化されている。本稿では、NOx排出に主眼を置き、ICAOの排出基準、NOx低減のための燃焼器技術、燃焼器開発の動向について概説するとともに、(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)におけるNOx低減技術の研究開発を紹介する。

2. NOx 排出低減の必要性

航空機から排出されたNOxは空港周辺の大気汚染の原因となる他、航空機が巡航する対流圏上層では、温室効果を持つオゾンの濃度を増加させ、気候に影響を及ぼすとされている¹⁾。また、燃料消費量の削減や温室効果ガスである二酸化炭素(CO₂)の削減のために、エンジンの高圧力比化が進んでおり(図1)、これがNOxの排出量を増加させる傾向にあること、航空輸送量が今後も増加することが予想されることから、NOx排出を大幅に低減する技術が望まれている。

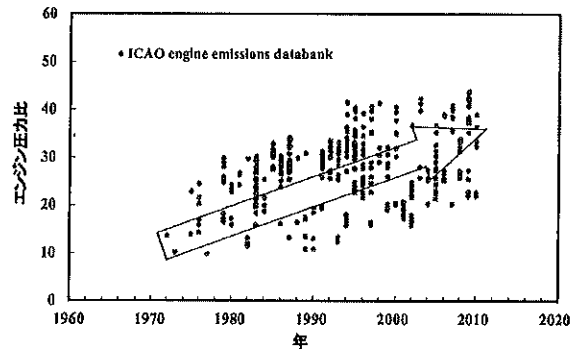


図1 エンジン全体圧力比の推移
(実機データは文献2より引用)

3. 排出基準

排出基準の検討は、ICAOが設置した航空環境保全委員会(CAEP: Committee on Aviation Environmental Protection)により行われている。

スモークの基準は1983年以降に製造されたエンジンについて適用され、あらゆる推力条件においてスモークナンバが $83.6 (F_{\infty})^{-0.274}$ と50の小さい方の値を超えてはならない。F_∞はkNで示した最大離陸推力である。スモークの基準は推力が大きい程厳しく設定されている。

ガス状排出物(NOx, HC, CO)の規制は最大離陸推力が26.7kNを超え、1986年以降に製造されたエンジンに適用される。HCとCOの基準値は次のように決められており、これまで変更されていない。

- ・HC: $D_p/F_{\infty} = 19.6$
- ・CO: $D_p/F_{\infty} = 118$

NOxの基準はそのエンジンの型式が最初に製造される日によって決まる。図2は圧力比30、推力89kN以上のエンジンに対する基準をCAEP/4基準を1として示したものである。NOxの基準は最初に1986年以降に製造されたエンジンに適用された後、1996年以降、2004年以降、2008年以降に製造されるものへと3度強化されている。各基準はそれが決定された委員会の本会議名称(CAEP/2等)と呼ばれている。2014年には、基準は現在のCAEP/6からさらに15% (圧力比30のエンジ

*原稿受付 平成24年8月16日。
** (独)宇宙航空研究開発機構(調布市深大寺東町7-44-1)。

ンについて) 引き下げること (CAEP/8) が決まっております, さらに将来の目標として, 中期目標 (2016 年に CAEP/6 の $55 \pm 2.5\%$), 長期目標 (2026 年に CAEP/6 の $40 \pm 5\%$) が設定されている。

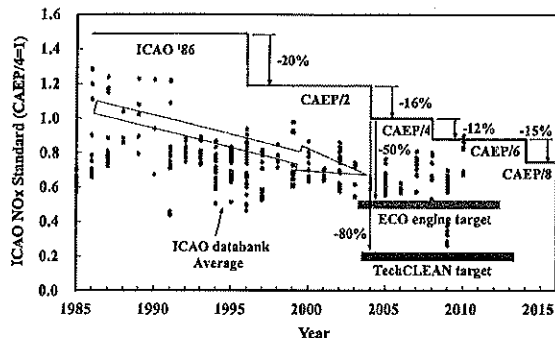


図2 ICAO のNOx 排出基準の推移 (点は文献2より引用した実機データ)

ガス状排出物の基準は, 空港周辺の大気環境保全を目的として始められたことから, 航空機が離着陸において排出する総量を対象として設定されている。ただし, 航空機の排気を飛行しながら計測することは現実的でないので, エンジンの地上静止運転による計測により排出量の評価が行われている。航空機の離着陸 (LTO: Landing and Take-off) サイクルを, 図3に示した4モードに分け, それぞれのモードを表1に示す地上運転時の4推力条件で代表するものとしている。ガス状排出物については, 各推力条件で計測された濃度から求めた総排出量 D_p を, 最大離陸推力 F_{∞} で除した値 D_p/F_{∞} (g/kN) に対して基準値が定められている。

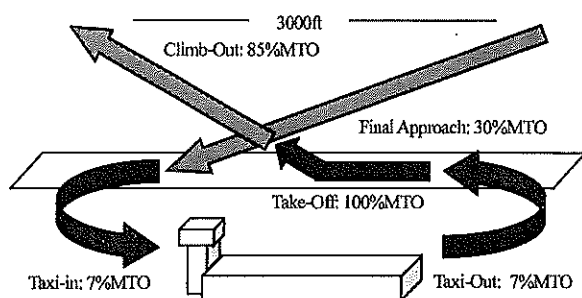


図3 ICAO LTO サイクル

表1 LTO サイクルの飛行モード

モード	時間 (分)	推力 (%)
滑走	26.0	7
着陸進入	4.0	30
上昇	2.2	85
離陸	0.7	100

NOx の基準値は CAEP/2 までは最大離陸推力時の圧力比を用いた式, CAEP/4 以降は圧力比と最大離陸推力を含む式で定められている。図4に最大離陸推力 89kN 以上の中・大型エンジンに対する各基準を横軸に圧力比を取って示す。CAEP/4, CAEP/6 では推力が小さい程基準値は大きくなり, 推力 26.7kN のエンジンでは CAEP/2 と等しくなる。

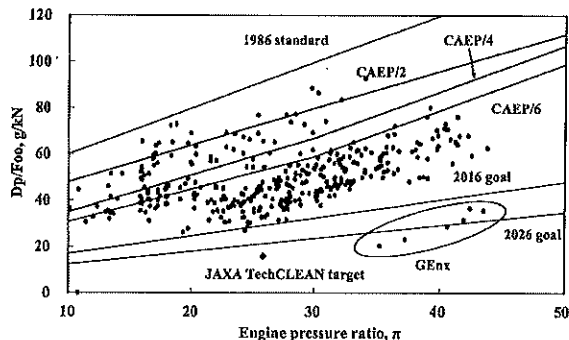


図4 圧力比と NOx 排出基準の関係

従来型の燃焼器では, 巡航時の排出と LTO サイクルの排出が正の相関を持つことから, 現在, 巡航時の基準は設けられていない。しかし, 米国ゼネラル・エレクトリック社の新型エンジン GENx に採用されている Staged combustor (エンジンの出力により燃焼モードを変える燃焼器) ではこの関係が変わる可能性があり, 対応が検討されている。

4. NOx 排出低減のための燃焼方式

NOx 排出を低減するための燃焼方式として, RQL (Rich-burn/Quick-mixing (または Quick-quench) /Lean-burn) 燃焼方式と希薄予混合燃焼方式がある。現在運用されている航空機用ジェットエンジンの低 NOx 燃焼器は, Staged combustor を除き, 全て RQL 燃焼方式またはこれに類する燃焼方式を用いている。

4.1 RQL 燃焼方式 図5aに示すように RQL 燃焼方式では, 燃焼器内をリッチ (燃料過剰) の領域とリーン (空気過剰) の領域に分け, 先ずリッチで燃焼させ, 急速に追加空気と混合してリーンの燃焼させることによって, NOx が多く発生する量論比近くを避け, NOx 発生を抑制する。量論比とは, 燃料と空気中の酸素が過不足なく存在している燃料割合 (燃料と空気の割合) である。この燃焼方式は, 広い燃料割合で安定した燃焼が得られるが, リッチ燃焼からリーン燃焼への移行の際に部分的に量論比近くで燃焼することが避

けられないため、NOx の低減には限界があると考えられる。また、リッチ燃焼ではスモークの排出が多くなる傾向にある。

4.2 希薄予混合燃焼方式 この燃焼方式は、予め燃料の微粒化と空気との混合を行い、全ての燃料をリーンで燃焼させることにより、局所的な高温部分の発生を無くしてNOx 排出を低く抑えるものである(図5b)。希薄予混合燃焼は、安定燃焼と低NOx が両立する燃料割合範囲が狭いため、エンジンの低出力運転時には拡散燃焼のパイロット燃料ミキサを用い、高出力時にはパイロット燃料ミキサと希薄予混合燃焼のメイン燃料ミキサを併用して、燃焼効率と低NOx の両立を図ることが行われている。これが前述の Staged combustor であり、TAPS 燃焼器を用いる GEnx エンジンは、従来型燃焼器と比べてNOx 排出が大幅に低減されている。図4の右下の6点がGEnx エンジンのデータである。

図6は横軸に燃料割合、縦軸に燃焼ガス温度を取り2燃焼方式の進行経路を示したものである。RQL燃焼方式は黒の矢印、希薄予混合燃焼方式はグレーの矢印を通して燃焼が進行する。

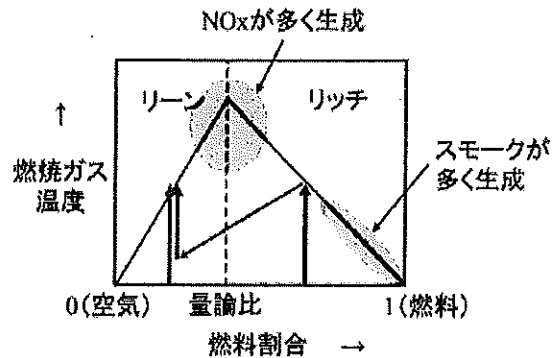


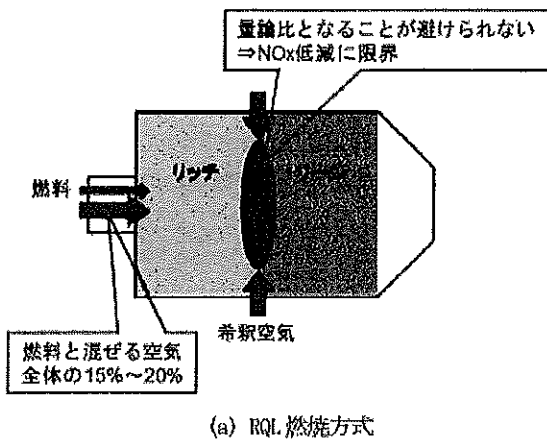
図6 燃焼進行の経路

5. 燃焼器の研究開発動向

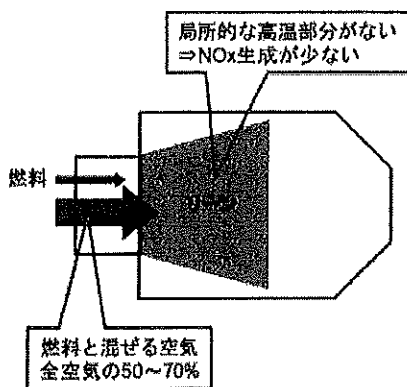
航空機エンジンメーカー各社は、将来のNOx 基準の強化に対応すべく、競って技術開発に取り組んでいる。米国ゼネラル・エレクトリック社は Staged combustor の TAPS 燃焼器を導入した新型エンジン GEnx で CAEP/6 基準値の 29~34%の NOx を実現している³⁾。米国プラット・アンド・ホイットニー社は RQL 燃焼方式の性能を高めた TARON X 燃焼器を開発し、GTF (Geared turbofan) による燃費削減効果と合わせて、PW1000G 系エンジンでNOx をCAEP/6の50%まで低減している⁴⁾。英国ロールス・ロイス社は、RQL 燃焼方式の Phase5 Tiled 燃焼器を開発し、新型エンジン Trent1000 でNOx をCAEP/6の65~72%⁵⁾に低減している。同社は ACARE (Advisory Council for Aeronautics Research in Europe)の2020年の展望 (Vision 20, CAEP/6の40%)を超える20%を目標に Staged combustor の研究開発も進めている。

米国 NASA は、ERA (Environmentally Responsible Aviation) プロジェクトにおいて、燃料ミキサを多数配置することにより燃焼ガス温度を一様化する Lean Direct Multi-Injection 等により、2020年までにNOx をCAEP/6の25%に低減することを目標に研究開発を進めている。

日本では、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研究開発⁶⁾ (通称:エコエンジン)」が2003年度から2011年度にかけて実施され、その一環として(株)IHI、川崎重工業(株)、三菱重工業(株)がそれぞれ異なる燃焼方式の低NOx 燃焼器の開発を実施した。NOx 排出の低減目標をCAEP/4基準の50%とし、実用化を視野に入れた研究開発を実施した。JAXAは共同研究で燃焼器開発に参加するとともに、試験技術や計測器の開発、高压燃焼試験による各社の燃焼器の評価を実施した。



(a) RQL燃焼方式



(b) 希薄予混合燃焼方式

図5 低NOx 燃焼方式

6. JAXAにおける低NOx 燃焼技術の研究開発

JAXAでは、航空機エンジンの環境適合技術の研究開発を目的として、平成2003年10月から2012年度末までの予定で「クリーンエンジン技術の研究開発 (TechCLEAN)」を実施している。この一環としてNOx排出を低減するための燃焼技術の研究開発を行っている。目標は、開発した技術を適用した燃焼器でCAEP/4基準の20%以下を実証することである。

6.1 Staged combustorの開発 TechCLEANでは、大幅なNOx低減を行うため、希薄予混合燃焼を用いた独自のStaged combustorを開発し、想定する小型のターボファンエンジン(推力40kN)のLTOサイクル条件(表2)で燃焼試験を実施し、燃焼性能の評価を行っている。

表2 想定ターボファンエンジンのLTOサイクル条件

条件	単位	7%	30%	85%	100%
圧力	kPa	487	1077	2266	2619
温度	K	503	609	756	787
燃料流量	g/s	42.4	103.3	302.7	369.1
空燃比	-	93.2	76.5	47.0	42.9
パイロット燃料割合(C1)	%	100	100	17	11

図7は開発した燃料ノズルの断面であり、パイロットが中心にその周りにメインが配置されている。エンジンの低出力時はパイロットのみに燃料を供給するため、メイン空気によるパイロット火炎の部分的な消炎が起こりやすく、燃焼効率の確保が重要である。高出力時にはNOx発生抑制のための燃料の微粒化、空気との混合が鍵となる。

本燃料ノズルの燃焼性能を評価するため、図8に示すシングルセクタ燃焼器形態で燃焼試験を実施した⁷⁾。ライナの4側面は多数の斜め冷却空気孔、そのうちの2面に希釈空気孔が設けられている。

表3のC1に、本燃焼器の試験結果から求めたガス状排出物のLTOサイクル排出量 D_p/F_{30} 、着陸進入モード(推力30%)で最大となったスモークナンバのICAO基準値に対する割合を示す。NOxはCAEP/4基準の23%程度であり、高い低NOx性能をもつが目標を満たしていない。HCは低く基準に対して余裕があるが、85%推力条件におけるCO、推力30%の条件におけるスモークが基準値に近く、改善が必要であることが分かった。

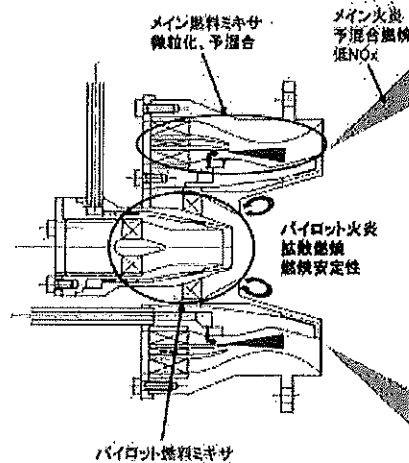


図7 燃料ノズル

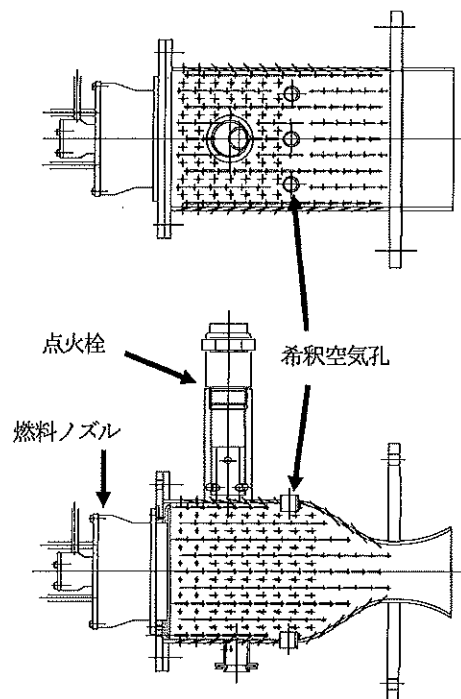


図8 予混合シングルセクタ燃焼器 (C1)

表3 試験結果のICAO基準に対する割合 (%)

燃焼器	NOx	HC	CO	スモーク 推力30%
C1	22.9	21.5	81.3	85.6
C2	17.8	15.6	55.9	5以下

NOx, スモークの低減のため、希釈空気孔を無くし、新たにエミッション制御燃料ノズル (ECF: Emission Control Fuel Nozzle) を付加した燃焼器C2を開発した(図9)⁸⁾。図10に燃料スケジューリングを示す。C1では、推力30%において全ての燃料がパイロットに

供給されるため、パイロット火炎の燃料割合が大きくなり、スモークが多く生成される。C2では、燃料の一部を ECF に振り分けることによってパイロットの燃料割合が小さくなり、スモークの生成が抑えられる。推力 100% においては、C1 ではメイン予混合気の燃料割合が大きくメイン火炎の温度が高くなるため NOx が多く生成されている。C2 ではメインの燃料割合を最適に保つためにメインの燃料を減らし、その分を ECF から噴射することで NOx 排出が低く抑えられる。表 3 の下段が C2 の試験結果であり、全ての排出物が低減されている。CO 排出が減ったのは、C1 において推力 85% 条件で生じた希釈空気によるメイン火炎の消炎が希釈空気孔を無くしたことにより解消されたためである。

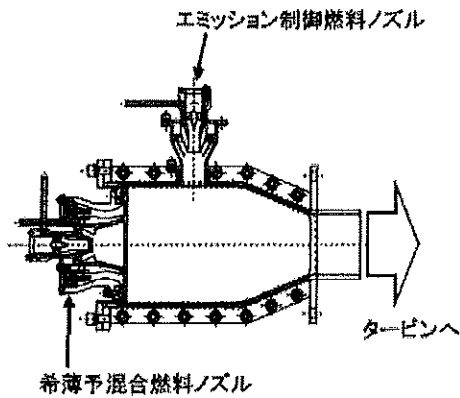


図 9 予混合 2 段シングルセクタ燃焼器 (C2)

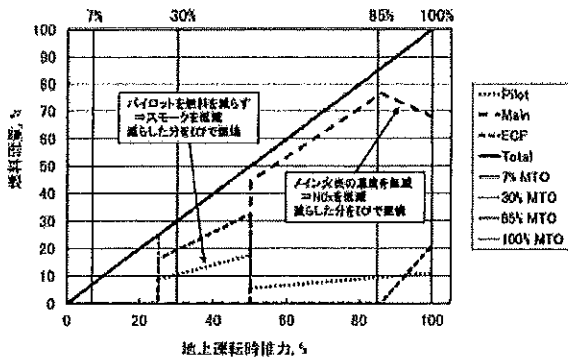


図 10 燃料スケジューリング

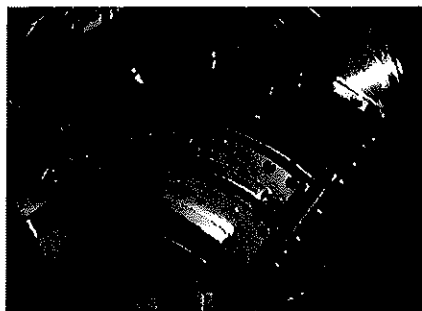


図 11 予混合 2 段マルチセクタ燃焼器

図 11 は C2 を基に開発したマルチセクタ燃焼器である。図 12 は横軸に CO、縦軸に NOx の各基準に対する割合を取り、実機データと JAXA 燃焼器の試験結果を比較したものである。マルチセクタ燃焼器ではシングルセクタ燃焼器より NOx, CO が増えたが、TechCLEAN の目標範囲内であり、NOx 排出は従来型燃焼器に比べて格段に少ないことが分かる。

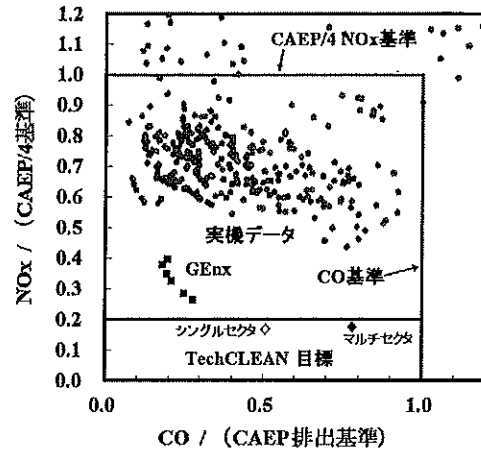
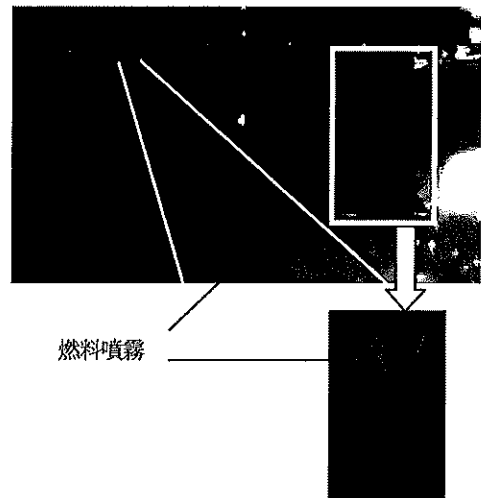


図 12 予混合 2 段マルチセクタ燃焼器

6.2 燃料ノズルの評価試験 メイン燃料ミキサの設計は高出力時の NOx 低減のために重要である。メインミキサの微粒化、噴霧分布への雰囲気圧力や燃料流量の影響を調査するため、予混合流路内の可視化試験を実施した。図 13 は内部の観察を可能とした可視化モデルとレーザスリット光による噴霧の Mie 散乱光である。図 14 は燃料ノズルを回転し、一定角度毎に取得した 3 次元データから切り出した回転軸に垂直な平面上の散乱光強度分布であり、下流に行くに従って、噴霧が回転移動、拡散している様子が捉えられている。



スリット光により可視化した噴霧

図 13 予混合流路内可視化モデル

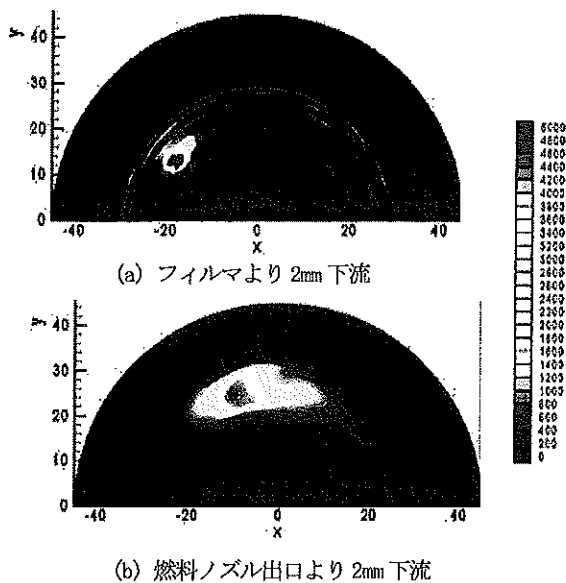


図 14 燃料ノズル中心軸に垂直な平面上の噴霧分布

7. その他の排出物

7.1 PM (Particulate Matter, 粒子状物質) ICAO では, 2010 年の CAEP/8 において不揮発性 PM は揮発性 PM に比べて科学的な理解が進んでいるとして, 不揮発性 PM に集中して検討を行うことが合意された. 認証のための要求事項を 2013 年までに設定し, 認証基準を 2016 年までに合意することを目指して検討が行われている⁹⁾.

7.2 CO₂ CO₂排出基準を策定し, 2013 年の CAEP/9 で検討を行うことが, CAEP/8 で合意された. これまでに様々な航空機に対応可能な CO₂測定法に合意しており, CAEP/9 で排出基準を採択することを目指している.

まとめ

民間航空機用ジェットエンジンには, 排気中に含まれる NO_x, HC, CO, スモークについて ICAO で排出基準が定められている. NO_x の基準は数年ごとに強化されており, エンジンメーカーは将来の厳しい基準に対応すべく, NO_x 排出の低減技術の開発に注力している. 現在は離着陸時の総排出量のみについて基準が設けられているが, 将来は巡航状態についても基準が設定される可能性がある. また, PM, CO₂についても CAEP で基準の検討が行われており, 近い将来, 規制が行われる可能性がある.

JAXA では NO_x を大幅に低減する燃焼器技術を開発しており, これまでにマルチセクタ燃焼器で CAEP/4 基準の 18% の NO_x 排出を実証している. 今後は技術の実用

化を視野に入れ, TRL (Technology Readiness Level, 技術成熟度) を高めるための研究開発を実施し, 地球環境の保護に役立つ技術の完成を目指す.

参考文献

- 1) Aviation and the Global Atmosphere, Intergovernmental Panel on Climate Change, 1999.
- 2) ICAO Aircraft Engine Emissions Databank, <http://easa.europa.eu/environment/edb/aircraft-engine-emissions.php>.
- 3) ゼネラル・エレクトリック社ウェブサイト, <http://www.geaviation.com/engines/commercial/genx/combustor.html>.
- 4) プラット・アンド・ホイットニー社ウェブサイト, http://www.pw.utc.com/media_center/assets/purepower_brochure.pdf.
- 5) ロールス・ロイス社ウェブサイト, http://www.rolls-royce.com/Images/hsreport_2010_tcm92-23086.pdf.
- 6) 船渡川治ほか 2 名: 環境適応型小型航空機用エンジンの研究開発, 日本ガスタービン学会誌 Vol. 34 No. 3, 2006. 5, pp. 172-177.
- 7) T. Yamamoto, et al: Combustion Characteristics of Fuel Staged combustor for Aeroengines at LTO Cycle Conditions, Proceedings of ASME Turbo Expo 2011, GT2011-46133.
- 8) T. Yamamoto, et al: Emission Reduction of Fuel Staged Aircraft Engine Combustor Using an Additional Premixed Fuel Nozzle, Proceedings of ASME Turbo Expo 2012, GT2012-68590.
- 9) ICAO ウェブサイト, <http://www.icao.int/environmental-protection/Pages/technology-standards.aspx>.

著者紹介

山本 武

- ・日本ガスタービン学会, 日本機械学会, 日本燃焼学会 正会員
- ・1966 年生.
- ・所属: (独) 宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ



環境適合エンジン技術チーム エミッション低減セクション.

- ・最終学歴: 上智大学大学院理工学研究科機械工学専攻博士前期課程修了.
- ・専門分野: ジェットエンジン燃焼器, 燃焼.