燃焼器要素およびエミッション制御技術^{*1}

田 丸 卓^{*2}

Key words: Aircraft; combustor; emission; engines; gas turbine

1. ま え が き

1960年代の後半より航空機エンジンからの大気汚染物質排出 (エミッション*) が、大きな問題とされるようになった。

わが国では、それまで独自に民間機用航空エンジンを開発、生産した経験がなかったが、1971年より通産省の大型プロジェクトによって、初めて推力 50 kN クラスの推進用ターボファンエンジン (呼称 FJR 710) を開発することになった。

FJR 710 の開発過程において、排出規制の動きは、なお流動的であったが、競争の激しい航空機エンジン市場にあっては、排出値の劣ったものは「汚いエンジン (dirty engine)」として斥けられる現状となってきた。そこで FJR 710 の場合にも、まず要求性能の満足を最重点に、かつ排出低減の方策をできるだけとり入れる方針で研究開発を行った。

FJR 710 燃焼器開発のスタートは、それに先立って航空宇宙技術研究所で行われていた JR リフトエンジンの開発実績¹⁾をベースとした。途中より平行して、排出低減を旨とした新形式燃焼器の研究も行った。

以下に、それらの燃焼器の排出低減化の経験を中心に、実用ガスタービンの排出低減技術について述べる。

著 者 紹 介

田丸 卓

昭和 15 年生。昭和 39 年東北大学工学部精密工学科卒業。昭和 41 年同大学院修士課程修了。同年航空宇宙技術研究所に入所、以来原動機部燃焼研究室にてファンジェットエンジン FJR 710 など航空用ガスタービン燃焼器の研究・開発に従事。研究室長。日本機械学会、日本ガスタービン学会、日本燃焼研究会各会員。

2. 排出規制の動き

まず初めに、排出低減研究の目標となった米国における航空機排出物規制の動きを略述する。

1972 年、EPA (Environmental Protection Agency USA) は、航空機が排出する、煙、炭化水素 (HC)、一酸化炭素 (CO)、および窒素酸化物 (NO_x) を、現状よりひと桁、ないし数分の一以下に低減することを求めた厳しい規制案を提示した²⁾。その規制を、新規製作エンジン (NME) では 1979 年、新規型式承認エンジン (NCE) では 1981 年より適用する予定とした。しかし翌年、HC と CO の規制値は、約 2 倍にまで緩和された。

1978 年に至って、NO_x を中心に、やや規制を緩和する案が示され、実施も NME は 1981 年、NCE は 1984 年に延期することになった。1980 年末には、その 1981 年実施の予定が、さらに 2 年間延期されることになった。そして 1982 年末には、ガス排出物の一部の規制撤廃と大幅な緩和を規定した最終案が提示され、1984 年 1 月 1 日から実施されることになった³⁾。

FJR 710 が該当する TF クラスのエンジン (推力 26.7 kN 以上) にたいするその規制の内容は、つぎのようなものである。

CO と NO_x に関する規制を撤廃し、HC と排煙についてのみ規制する。HC は、NME の場合、1979 年に規制される値であった EPAP²⁾ 値、3.30 g/kg fuel から、19.6 g/kg fuel へと緩和する。1984 年以降の NCE については、煙以外の規制を設けない、排煙については、1984 年以降の NME で、AIA 排煙濃度値 $83.6 r_0^{-0.274}$ 以下であって、かつ 50 を超えない値としている。ここで r_0 は推力 (単位: kN) である。

その他のクラスのエンジンのガス排出物に関する規制は、第 1 表に 1979 年規制値と比較して示す。

また、国際的な民間航空数の検討機関である ICAO (International Civil Aviation Organization) から、1978 年と 1980 年⁴⁾に排出規制値が提示されている。後者によると HC や排煙については、EPA の最終規制と同じ値であり、NO_x については、すでに現

^{*1} 昭和 59 年 1 月 19 日原稿受理 Combustors and Their Emission Control Technique

^{*2} 航空宇宙技術研究所 Takashi TAMARU

^{*} 航空機のエミッションには騒音もあるが、ここでは含めない。以下、「排出」の語をあてる。

第1表 新規製作エンジン (NME) に対する EPA 規制の現況¹⁾

Class designation*		Pollutant	1973 standard (All E/G)			Final standard (Commercial only)		
1973 EPA	1982 EPA		Compliance date	Level	Size	Compliance date	Level	Size
T ₁	TF	THC	1979	13.4	<36 kN	1984	none	<26.7 kN
T ₂ (T ₁)	TF			6.7	>36 kN		19.6	>26.7 kN
T ₃ , T ₄	T ₃ , T ₄			6.7	All		19.6	>26.7 kN
T ₁	TF	CO	1979	78.9	<36 kN		none	
T ₂	TF			36.1	>36 kN			
T ₃ , T ₄	T ₃ , T ₄			36.1	All			
T ₁	TF	NO _x	1979	30.5	<36 kN		none	
T ₂	TF			25.0	>36 kN			
T ₃ , T ₄	T ₃ , T ₄			25.0	All			
T ₅	TSS	THC	1980	30.7		1984	30.7	All
		CO		237.0	All		none	
		NO _x		70.8			none	

* T₁~T₄, TF, および TSS などは主として推力レベルによるエンジンクラス区分, T₁と T₅はそれぞれ JT3D と JT8D 系のエンジン, TSS は SST 用エンジン

用エンジンのほとんどが適合している規制レベルになっている。

3. 燃焼器の構造

実機エンジンに採用されている燃焼器を、主として混合気形成方式の観点から大別すると、第1図に示す二形式となる。同図(a)は、圧力噴霧式燃料噴射弁と保炎用スワラ（空気旋回路）を備えたもの（以降、圧力噴霧形）で、ガスタービン発達の初期から最も広く用いられてきたものである。

第1図(b)は、いわゆる「蒸発管」を用いたもので、その機能は、燃料を蒸発させるよりも気流微粒化させ、保炎循環流を形成させることが主である。この形式も古い歴史と実績をもち、Pegasus, Viper, RB 199 など多くのエンジンに採用されている。

FJR 710 の燃焼器としては、JR エンジンの実績にもとづいた圧力噴霧形燃焼器を採用して開発をすすめたが、同時に、高圧力比エンジンに有利と見込まれる燃料気流微粒化方式燃焼器についても研究を行った。後者には2種類あり、その一つは、従来のスワラ保炎方式はそのままだに、その上流の気流で燃料を気流微粒化したもの（呼称、KA 形）⁴⁾と、蒸発管形の発展形として気流ダクト中で燃料の気流微粒化を行い、その噴流で保炎を行うもの（呼称、AS 形）⁵⁾とがある。KA 形は、圧力噴霧形で実績のあるスワラ構造を利用できる反面、気流微粒化のための風速を十分高くとれない欠点がある。

AS 形燃焼器の主軸を含む断面を第2図に示す。この燃焼器は環状であって、ライナ外側に設けた32本の気流ダクト⑥からの気流で燃料を微粒化し、その混合気噴流が燃焼室内で環状保炎渦を形成する。

蒸発形燃焼器の場合、蒸発管の耐久性は実績上問題

(b) 蒸発管形¹⁾

第1図 代表的な燃焼器形態

ないともいわれるが、排煙低減対策などのため、一次燃焼領域*を量論比前後の混合気濃度にして燃焼させ

* 便宜的に燃焼室最上流部で第1列空気孔までの領域をいう。未燃焼燃料が存在し、保炎を行う領域である。

第2図 気流微粒化形燃焼器 (呼称 AS 260)⁹⁾

る必要があり、焼損の危険性がある⁹⁾。上記、AS 形燃焼器は、この危険性を排除しようとした形である。

4. 排出低減技術

4.1 排煙 実機燃焼器にたいする排煙低減技術は1960年代に具体的方法が示された⁷⁾が、設計の異なる燃焼器にあっては必ずしも容易に適用できない。

炭化水素燃料を燃焼させた基礎研究によると、遊離炭素は、圧力の2.5~3乗に比例して発生するので⁸⁾、高圧力比のエンジンほど徹底的な排煙低減対策が必要である。一般的な遊離炭素生成防止の方法は、

(1) 混合気濃度を当量比* にして1.5以上としない、

- (2) 拡散火災を避け、予混合炎とする、
- (3) 混合気の火炎内滞留時間を短くする、
- (4) 火炎温度を高くしない、

などである。一方、燃焼器の一次燃焼領域で生成した炭素分の99%以上が出口までに燃焼してしまう⁹⁾ともいわれる。実際にも

- (5) 燃焼ガス温度を高める

ことは、排煙低減に有効な結果となっている。

実用燃焼器にたいする対策としては、圧力噴霧形燃焼器の場合、

- i) 案内筒により新気を燃料噴霧中に導入する
- ii) シュラウド空気 (噴霧弁先端冷却用空気) で噴霧角を制御する

などが排煙低減に有効である⁷⁾。新気導入の位置や貫通度についてはとくに保炎循環流の流れ模様との関連が重要である。

FJR 710 燃焼器の場合には、隔壁板に比較的大きなスワラと噴射弁が取り付けられているため、効果的な場所へ案内筒を設けることが困難であった。そのため、上記(2)の方針に沿ってライナ空気孔配置に改良

第3図 FJR 710 エンジンの燃焼器ライナ鈍頭部¹⁰⁾

を加えた上、第3図(b)に示すようにスワラボス部にルーバを設け噴霧内への新気導入をはかり、かつスワラの形状スワール数を22%増加させ旋回力を強化して保炎性能の低下を防いだ¹⁰⁾。

上記ii)の試みは、噴霧角が鋭敏に変化し、出口温度分布など燃焼性能にも著しい影響を与えることがわかった。FJR 710 燃焼器の場合、噴射弁挿入箇所(スワラ中心)は、取付けに自由度をもたせるため、摺動するカラーが設けてあり、その冷却のため空気のモレを許容する構造となっている。そのため上記現象は再現性において問題があり、噴霧角制御目的のシュラウド空気の利用は不都合と判断された。

気流微粒化方式のAS 形燃焼器は、大気圧条件の試験では、予混合炎に近い青炎燃焼を行う。また、その燃焼室内局所当量比 ϕ_{loc} も、第4図に示すように、ほとんどの場所で遊離炭素の発生しにくい1.5以下となっている。同図で x は主軸方向距離で、 $x=50$

第4図 AS 形燃焼器内部の局所当量比分布

* 当量比 = (実際の燃空比) / (量論燃空比)

第5図 排煙測定結果

が噴流のあるところ、 $x=280$ が燃焼器出口に相当する。 n は空燃比、 U_r は断面平均風速である。

以上の各燃焼器の排煙値を比較すると、第5図のようである。すなわち、第3図(a)に示す原形ライナ #601 が最も高濃度であるが、上記対策をほどこした第3図(b)のライナ 62.00、および #605 が排煙低減化を示しており、気流微粒化形の AS 形燃焼器 AS 260 ではさらに低い排煙値を示している。

4.2 未燃焼排出成分 HC と CO は、アイドル運転時に最も多く排出する。その低減のためには、低負荷時の燃焼効率向上をはかる必要がある。それには、

- (1) 燃料の微粒化と分散を最適に保つ、
- (2) 反応のための滞留時間を十分に取る、
- (3) 一次燃焼領域のライナ冷却空気を最少限とする、

などの対策が有効である。

圧力噴霧形燃焼器の場合、低負荷運転時の燃料流量の減少は、燃料分散の劣化と粒径の増大につながる。この種の現用エンジンのほとんどは、着火から全負荷に至る広範囲の噴霧特性を良好にするため、噴射弁渦室を大小二重に組み合わせた、いわゆるデュアルオリフィス形のものを採用している。すなわち、小流量のプライマリ (PRY) が着火からアイドル運転近傍までを受け持ち、アイドル直前からメイン燃料を供給しはじめ、それ以降の加速時の作動をなめらかにしている。しかし、この場合、メイン燃料はアイドル条件できわめて低差圧で供給されることになり、そのときの噴霧状態は著しく劣化する。

第6図に一例として FJR 710 の燃料吐出特性を示

第6図 噴射弁吐出燃圧と燃料流量の関係(16 本合計値)¹⁰⁾

第7図 アイドル運転時の燃料噴射モードの違いによる排出値の変化 (#605 ライナ)

すが、噴射弁の流量特性はほぼ $\sqrt{\Delta P_f}$ に比例している。ここで ΔP_f は噴射弁による燃料の圧力損失である。燃料ポンプの能力と燃料制御系の圧力損失から、通常、最大負荷時の利用差圧は 2 MPa 程度であるため、この吐出量の場合、アイドル条件時の ΔP_f は 0.03 MPa 以下になってしまう。

FJR 710 の場合、アイドル条件時の燃料噴霧を改善するために、メイン燃料供給開始時期をアイドル以降 (高負荷側) とすると、エンジン運転時の排出は、第7図に示すように、HC で 1/10、CO で 1/2 の量にまで低減することができた¹¹⁾。反面、アイドル条件時にメイン側に燃料が流れないため、噴射弁の汚れが若干早まる傾向がみられたが、洗浄によって回復し、

実用上大きな問題はないとみられる。

さらに多量の燃料を使うエンジンの場合には、より多数の噴射弁を用いて、1個あたりの噴射弁のフローランパ、 $Q_i/\sqrt{\Delta P_i}$ の増大を抑制する必要がある。ここで Q_i は燃料の体積流量である。

環状燃焼器で、周上多数個ある噴射弁のいくつかを燃料供給停止することにより低負荷時での噴射弁1本あたりの燃料量低下を防ぐ方法も HC や CO の低減には有効である¹²⁾が、タービンの効率や耐久性が低下するので好ましくない。

低差圧で燃料供給しても粒径の劣化を抑える方法にスビル噴射弁の使用があるが、燃料制御系が複雑化するため航空エンジンではあまり用いている例がない。

燃料や上記未燃焼成分がライナ冷却空气中に混合すると、酸化反応が凍結され、HC や CO の排出原因となる。ライナの加熱側表面に遮熱コーティングを行い裏面をインピンジメントした構造では、非常に HC や CO の排出が低下する¹³⁾。

以上、HC と CO を同等に論じたが、それらの排出特性はつぎのように異なる。

HC は一次燃焼領域の保炎器の構造や、冷却空気の使用法などを変更すると大幅に変化する。CO は酸化に比較的時間を要するため、燃焼器内の滞留時間や燃焼器長さに関係する。AS 形燃焼器内部主軸方向のガス濃度分布を測定した結果では、HC は比較的上流で急減し、CO は燃焼器の比較の後半まで高濃度を維持する。

4.3 窒素酸化物 前述のように、 NO_x 排出に関しては、航空エンジンの場合、とくに対策を講じなくてもよい規制の現状となった。これは、実用エンジンにおいて NO_x 低減への対応が著しく困難であったためにはかならない。しかし地上で用いるガスタービンでは、各使用地域での規制があり、やはり NO_x 低減対策を実現する必要がある。

NO_x の低減法については、ここでは紙面の制限から割愛するが、この10年間広範な研究がなされ、成果が発表されている。詳細に調べるには参考文献14、15)などが役にたつ。

FJR 710 の場合には、とくに NO_x 低減化のための構造変更は行っていない。

5. 現用エンジンの排出値

EPA と ICAO の規制値にたいして、FJR 710 および他の現用エンジンの排出値を比較してみると、第8~11図のようである。

これらを見ると FJR 710 は、ガス排出成分については、すべての規制値を満足させており、他の実用エ

第8図 排煙規制値と現用エンジンの排出値

第9図 炭化水素規制値と現用エンジンの排出値

第10図 一酸化炭素排出規制値と現用エンジンの排出値

第11図 窒素酸化物規制値と現用エンジンの排出値

ンジンの値と比較しても遜色ないレベルにある。排煙のみは、わずかに規制値を超えているが、スワローボス部のルーバ形状などの若干の手直しによって規制値内の値にできることが見込まれている。

AS 形燃焼器については、新しい構造であるために実績不足と限られた開発期間などの関係で、実機採用にまでは至らなかった。しかし排煙や HC の排出の点では十分規制を満足させる特性をもち、出口温度分布についても非常にすぐれた特性をもっていることから高温高圧化の傾向にある今後のエンジンにとって有利な型式であると思われる。

おわりに、EPA の資料³⁾入手に際して、石川島播磨重工(株)の佐藤幸徳課長と柏木武氏にお世話になった。ここに謝意を表す。

参考文献

- 1) たとえば、大塚貞吉、他4：軽量ジェットエンジン研究試作1号機(JR 100)の燃焼器(Ⅲ)、高温型燃焼器模型の実験、航技研資料 TM-158 (1968), pp. 1-24.
- 2) Environmental Protection Agency: Title 40, Code of Federal Regulations (Part 87) Aircraft and Aircraft Engines, Proposed Standards for Control of Air Pollution, Fed. Regist., 37 (1972.12), pp. 26488-26503.
- 3) Environmental Protection Agency: Control of Air Pollution from Aircraft and Aircraft Engines, Emission Standards and Test Procedures, Fed. Regist., 47, No. 251 (1982.12), pp. 58462-58474.
- 4) 江口邦久、他8：航空用気流微粒化方式燃焼器の研究開発、航技研資料 TM-375 (1978), pp. 1-27.
- 5) 田丸 卓、他8：新形式ガスタービン燃焼器の研究(第5報 環状燃焼器 AS-260)、航技研資料 TM-335

- (1977), pp. 1-27.
- 6) Sotheran, A.: The Rolls-Royce Annular Vaporizer Combustor, ASME 83-GT-49 (1983), pp. 1-8.
- 7) Faitani, J. J.: Smoke Reduction in Jet Engine through Burner Design, SAE 680348 (1968), pp. 1-11.
- 8) MacFarlane, J. J., Holderness, F. H. and Whitcher, F. S.: Soot Formation Rates in Premixed C₂ and C₃ Hydrocarbon-Air Flames at Pressure up to 20 Atmosphere, Comb. and Flames, 8(3) (1964), pp. 1255-1264.
- 9) Norgren, C. T.: Determination of Primary-Zone Smoke Concentration from Spectral Radiance Measurements in Gas Turbine Combustors, NASA TN D-6410 (1971), pp. 1-46.
- 10) 田丸 卓、他9：FJR 710/600 エンジン用燃焼器、航技研資料 TM-483 (1983), pp. 1-40.
- 11) Tamaru, T. et al.: Combustor Development for FJR 710/600 Engine (IGTC-20), Proceedings of the 1983 Tokyo International Gas Turbine Congress, Vol. 2 (1983), pp. 151-158.
- 12) Bahr, D. W.: HC and CO Emission Abatement via Selective Fuel Injection, ASME 82-GT-178 (1982), pp. 1-9.
- 13) Mularz, E. J., Gleason, C. C. and Dodds, W. J.: Combustor Concepts for Aircraft Gas Turbine Law-Power Emissions Reduction, NASA TM 78875 (1978).
- 14) Jones, R. E.: Gas Turbine Engine Emissions-Problems, Progress and Future, Prog. Energy Combust. Sci., Vol. 4, Pergamon Press, Oxford, 1978.
- 15) 日本機械学会編：燃焼に伴う環境汚染物質の生成機構と抑制法、機械学会技術資料, 1980.
- 16) Parnell, E. C. and Williams, M. R.: A Survey of Annular Vaporizing Combustion Chambers, Combustion and Heat Transfer in Gas Turbine Systems, ed. by Norster, E. R., Pergamon Press, Oxford, 1969, pp. 91-104.

—特 集—

タービン要素技術*

高 原 北 雄*

Key words: Turbine; cooling; aerodynamics

1. はじめに

高圧タービンの入口平均ガス温度は1,400°Cに近づき、大型低圧タービンの断熱効率としては92%以上を要求するようにタービン技術は成熟化してきた。このタービン内での現象は他の流体機械内ではみられない

著者紹介

高原 北雄

昭和8年生。昭和32年大阪府立大学工学部機械工学科卒業と同時に航空宇宙技術研究所に入所。昭和39年秋より1か年、MITの宇宙航空学科に客員研究員として出張。タービン冷却による高温タービンの技術開発、構造用セラミックスの研究に従事。昭和52年度研究功績者賞、昭和57年度日本ガスタービン学会論文賞受賞。

*1 昭和59年4月6日原稿受理 Turbine Component Technology

*2 航空宇宙技術研究所 Kitao TAKAHARA