航空用ガスタービンエンジンの研究開発の動向

Recent Trend on Research and Development of Aircraft Gas Turbine Engine

松 木 正 勝*

Masakatsu MATSUKI

Key Words: Gas Turbine, Aircraft, History, Trend, International
Energy Efficient Engine, PW 4000, V 2500

1. はじめに

1903年に初めて動力飛行に成功した人類は、ここ83年間に500人乗りのジャンボジェットやマッハ数2の超音速旅客機を飛ばせることができるまでになり、世界の人の交流は急速に増大しつつあり、21世紀にかけてこの傾向は更に進むものと考えられる。

ライト兄弟が動力飛行に成功したのは、原動機として、軽量の往復動ガソリン機関を完成させたからであるが、それでもそのエンジンは出力12 PS、質量は63.5 kgでPS当たり質量は5.3 kg/PSであった。その後、往復動ガソリン機関は星形18気筒排気タービン付きで3500 PS、質量1653 kg、馬力当たり質量0.5 kg/PSとなり、出力で300倍、馬力当たり質量で1/10にまで発達した。しかし往復動ガソリン機関は容積式エンジンであるため軽量大出力化は難しく、1943年ごろ以降は航空用ガスタービンエンジンがこれに急速に取ってかわり、その発達に従って大形遷音速輸送機や超音速輸送機が実現してきた。これから21世紀にかけては更に航空輸送は増大するものと考えられ、新しい原動機の開発が進められつつある。

しかしこれは技術一般に言えることではあるが、技術は成熟化するにつれて技術開発の目標は変わってくる。航空原動機についても、初期の大

出力、軽量化から、燃費の低減、耐久性の向上と進み、次いで耐環境性の向上、保守の容易な構造へと、更に制御の高度化、監視システムの広範な適用による安全性の向上、又騒音の低下、排ガスの清浄化と、本来の目的である輸送のための手段としてのみならず効率の良い機械へ、更には社会に適合しながら総コストを低減させ、より使われやすい輸送機関へと発展しつつある。ここでは航空の歴史の既に半分の期間を占めるまでになった航空用ガスタービンエンジンについて、その変化の歴史を追い、最近の技術開発の傾向をのべ、21世紀を目指した技術の動向についてふれてみる。

2. 航空用ガスタービンエンジンの研究開発の歴史

第二次大戦中から開始された航空用ガスタービンエンジンの研究開発は戦後に花開き、純ジェットエンジンを手始めにターボプロップ機用エンジンからヘリコプタ用エンジンまで航空用原動機として広く使われるようになった。

図1～3にターボジェットエンジン、ターボファンエンジンの性能向上の様子を示した。推力は図1のように初期の約100 kgfから25 tfまで増大し、特に大形ターボファンエンジンと超音速機用エンジンが大出力である。これらは遷音速機のジャンボ化と超音速機の需要から開発されたものであり、前者は航空輸送の規模の拡大による低コスト化をもたらし後者は所要時間の半減をもたらしたものである。

* 正員、日本工業大学 (〒345 埼玉県南埼玉郡宮代町学園台4-1-1)。

図2のSFC(燃料消費率)について見るとターボジェット, 低バイパス比ターボファン, 高バイパス比ターボファンと3グループに分けられる。

ジェットエンジンの燃料消費率は1 kgfの推力を1時間連続して発生するのに必要とされる燃料の量で表されている。従ってこれを飛行速度で割るとその逆数がエンジンが航空機を推進する総合効率に比例する値となる。総合効率は, 燃料の発熱量をガス発生機出口のガスのエンタルピーに変換する熱効率と, このガスのエンタルピーをジェット速度エネルギーに変換する変換効率と, このジェット速度によって航空機を推進する時の有効さを表す推進効率の積である。図2でターボジェットエンジンより低バイパス比ターボファンが, また更に高バイパス比ターボファンが低SFCになっているのは主にバイパス比の増大により推進効率が向上したことによっている。最近更にバイパス比を大きくし, 推進効率の向上を図ろうとしてATP(ブロップファン)の研究が進められつつあるのも同様の理由からである。また同一バイパス比の中でSFCが時代と共に低下してきているのは, ガス発生機の熱効率の向上と変換効率の向上を示している。図3は航空用原動機として重要なエンジン重量当たりの発生推力を表している。熱サイクルの進歩, 空力性能の向上, により同一外径での推力が増加すると共に構造設計の進歩と材料の発達によって自重が減少し, この両者によって高バイパス比エンジンでも重量の5倍以上の推力を発生するところまで来ている。

ガスタービンエンジンとして作動するガス発生

機部はエネルギー変換部として技術の発展の基礎をなすものである。ガスタービンエンジンは高い使用可能タービン入口温度とそれに対応した高いサイクル圧力比によって熱効率は向上するが, その時代による進歩を図4と図5に示す。

初期の無冷却タービンの場合, タービン入口ガス温度は使用タービン翼材の耐熱限度で制限されており材料の進歩に依存していた。これに対してタービン翼を冷却することによって, 翼材温度は制限内に保ちながらより高い温度のガスを利用する研究開発が進み, 最近ではガス温度1400°C位も使用可能となってきた(図4)。またこれに伴って高い圧力比が有効となるため, 圧力比は40を越す程になっている(図5)。しかしタービン冷却に圧縮機出口空気を用いる現在の方式では圧力比が高くなるにつれ温度も高くなるため, ガス温度, 圧力比とも現在の方式では限界に近くなって

図2 SFCの推移⁽²⁾

図1 最大推力の傾向⁽³⁾

図3 推力/質量比の傾向⁽³⁾

きており、何らかの新しい方法の導入が待たれている。

3. 最近のエンジン開発の状況

3・1 広胴機用高バイパス比ターボファンエンジン 1960年代に B 747, DC 10, L-1011 などの広胴機用エンジンとして JT 9 D (アメリカ・P&W 社), CF 6 (アメリカ・GE 社), RB 211 (イギリス・RR 社), の 3 社製の大出力高バイパス比ターボファンエンジンが開発され, 広胴機による大量輸送時代が幕開けした。その後 A 300, A 310, B 767, B 757, などの中形機が登場するたびにこれらのエンジンの構成の一部を改良するなどして, 推力の増大または減少した派生形エンジンが次々に開発された。これらの改良はその技術基礎を NASA が 1976 年に発足させた航空機の省エネルギー技術に関する総合的研究計画である ACEE (Aircraft Energy Efficiency) 計画の一部として行われた ECI (Engine Component Improvement) 計画と E³ エンジン (Energy Efficient Engine) 計画に負う所が多い。――

ECI 計画では CF 6, JT 9 D, JT 8 D の燃料消費量を減少させるため, エンジン構成要素の改良を主目的とした。改良点は, エンジン構成要素の空力設計技術, 動翼とケーシングとのすき間の制御技術, シール材の開発, タービン翼冷却法の改善, ノズルやナセルの抵抗減少などが主なものであった。その成果は対象となったエンジンの改良に直接的に寄与したのみならず E³ エンジン計画の基礎となった。

E³ エンジン計画は JT 9 D-7 A, CF 6-50 C と比較して SFC で 12%, 直接運航費で 5%, 性能劣化率で 50% 以上改良したターボファンエンジンを得る技術を 1983 年までに確立することであった。これは現在達成され現在開発中のエンジンにはその成果が取り入れられている。E³ エンジンに組込まれていたおもな技術項目は次のとおりであった。

- (1) 棚無し, 中空, ワイドコードファン動翼
- (2) Diffusion Controlled Airfoil を使用した圧縮機
- (3) 圧縮機タービン動翼の翼端間げき制御
- (4) 低 NO_x 燃焼器 (二段 Vorbix 形, 二重円環形)
- (5) 新材料 (単結晶耐熱合金翼, 粉末冶金ディスク, セラミックスシールド材, ジルコニア断熱コーティング, 複合材など)
- (6) ファン流とコア流を混合させ効率を向上させたノズル
- (7) FADEC (全電子式燃料制御器)

ECI 計画, E³ エンジン計画の成果をもとに開発されたエンジンが P&W の PW 4000 であり (図 6), これは JT 9 D-7 R 4 に代わる新形エンジンで 1984 年に初回運転し, 1986 年には出荷される予定である。又 GE 社は CF 6-80 C を E³ エンジン計画の成果の下に開発しつつあり, RR 社はこれと相互乗り入れて RB 211-535 E 4 の開発を行っている。

又, 現在既に B 757 用エンジンとして使われ始めた P&W の PW 2037 (16 800 kgf (37 000 lb) 推力) は高度 10 700 m (35 000 ft), マッハ 0.8 で SFC

図 4 タービン入口温度の傾向⁽³⁾

0.56 と言われており、在来エンジンより 10% 以上低燃費であるが、これも E³ エンジン計画の成果を採り入れたものである。

これらは新しいエンジンとして 1980 年代後半に広く使われることとなる。

3.2 中小形機用高バイパス比ターボファンエンジン このクラスで新しいエンジンは 1973 年から開発が始められ、既に一部使用されている CFM 56 と現在開発中の V 2500 である。

CFM 56 は GE (アメリカ) と SNECMA (フランス) が共同設立した CFM International 社が開発したものであるが、コアエンジンの設計が古いためその改善を図っている。

V 2500 は P&W (アメリカ), RR (イギリス), IHI, KHI, MHI (日本), Fiat (イタリア), MTU (ドイツ) の 5 箇国 7 社によって設立された IAE (International Aero Engine Ltd.) によって開発が進められている推力 11 340 kgf (25 000 lb) クラスの高バイパス比ターボファンエンジンである。このエンジンは A 320, MD-80 への搭載をめざし

ており、対抗エンジンである CFM 56-4 より SFC で 14% 低く計画し、1988 年型式証明を得る予定である。

図 7 に V 2500 の断面図を、表 1 にその主要諸元を示す。

V 2500 エンジンの極めて高い燃料経済性を支えているのは、効率の高い中空のワイドコードファン動翼、10 段で圧力比 20 という高効率高負荷圧縮機、新しい冷却方式を取り入れた低公害燃焼器、単結晶精鑄翼と、粉末冶金ディスク、翼端間げき制御を取り入れた高圧タービンと高効率な低圧タービン、全ディジタル電子制御装置 (FADEC) の採用、性能劣化防止の構造設計などの新技術である。

3.3 ATP (Advanced Turbo Prop) 従来のプロペラよりは小さいが、8~12 枚の後退角を持った薄翼の高周速の遷音速プロペラを用いて、大量の空気を流すことによって推進効率を 10% 以上改善することをねらったものである。この場合ガス発生器部は E³ エンジンのレベルとなって

PW 4000 の改良点

- A: ファン支持ドラムの簡素化と剛性増加。
- B: 分流板を後方に離して異物の分離をよくした。
- C: 軸受追加により剛性増加。
- D: フロントフレームの強化。
- E: 高圧圧縮機の部品減少、翼形改良、高速化、ロータ膨張による翼端間げき制御。
- F: 一体鑄造ディフューザ、新形式の短い燃焼器ライナ。
- G: 高圧タービンの空力性能の向上、冷却空気量の減少。
- H: 空力性能を向上した低圧タービン。

図 6 JT9D-7R4G と比較した PW 4000 の改良点⁽¹⁾

いることが前提である。現在トラクタ形式、プッシュ形式、一重式、二重反転式、又減速歯車付きと減速歯車無しの広範囲に検討が行われている。

4. 21世紀初めまでに実用化が予測されるエンジンに必要とされる技術の動向

4.1 推進技術全般 高バイパス比ターボファンは今後共大形遠音速旅客機用エンジンの主流であり、低燃費化のため高圧力比化、高温化が進み圧力比 45、タービン入口温度 1400~1600°C 程度に達するものと思われる。ファン動翼は鳥吸込みに対する強度設計上ワイドコードとなり、中空翼にして軽量化が図られ、また性能向上のため後

退翼も考えられる。

ATP エンジン騒音・振動や安全性・信頼性の問題が解決され乗客に受け入れられる見とおしが立てば、1990 年代に実用化に向かう可能性がある。

飛行パターンに対して最適な性能を得るために、電子燃料制御装置と組合わせた可変バイパス比、可変静翼タービン、可変面積燃焼器などの採用が検討されている。

4.2 空力 ガスタービンエンジンではその要素である圧縮機・タービンの効率の高いことが基本的に大切であり、その研究開発は精力的に続けられるが、今後は二次流れおよび翼端間げき流れを考慮した三次元翼設計が進歩するものと考えられる。

タービンでは、冷却効率を増すための研究が継続されるが、細かい冷却孔の加工技術と関連して全面フィルム冷却、トランスピレーション冷却などが開発されつつあるが、この場合も空力性能の向上も合わせて進められている。

又要素間のダクト、ディフューザ、ノズル、各種通路内支持構造物なども考慮に入れて通路損失を減少させることも大切で、設計に取り入れられつつある。

4.3 構造

(1) 空力性能向上のために翼端間げきを能動的に制御する構造と技術

(2) タービン翼の冷却効率を向上させるための遮熱セラミックコーティング技術

(3) ますます高度な機能を要求されるため構造も複雑化するので、単純化、機能の結合など新しい設計思想により保守整備性がよく、信頼性の高い構造の開発が進むであろう。

4.4 制御、機器、監視システム

マイクロエレクトロニクスの発達により全電子燃料制御器が広く実用化されつつある。エンジンの状態を監視するセンサにより安全性、寿命の管理がより確実となるので各種センサの開発が進んでいる。また情報制御量が増すに

表 1 V2500 エンジン主要諸元⁽⁵⁾

離陸定格スラスト	10.4/11.3 t
軸 数	2軸
段 数	1-1-10-2-5
(ファン、低圧圧縮機、高圧圧縮機、燃焼器、高圧タービン、低圧タービン)	
離陸定格燃焼器出口温度 (ISA + 15°C)	約 1700°K
最大上昇定格バイパス比	5.5
最大上昇定格ファン圧力比	1.76
最大上昇定格全体圧力比	36.2
最大上昇定格高圧圧縮機圧力比	20.8
燃料消費率 [10 000m (35 000 ft), M=0.8, 搭載状態, ISA]	0.588 kg/kg/h

図 7 V2500 エンジン断面と新技術⁽⁵⁾

つれて配線質量が増すのと対雷性の向上のため、オプトエレクトロニクス化の研究開発がすすめられるであろう。

5. ジェットエンジン技術の今後の動向

以上ジェットエンジンの出現からその急速な成長発展と今後の見とおしを述べたが、これを技術の面と使われる道具としての両面から見てみる。

5.1 技術面から

(1) 成熟技術になりつつある。 図1～5に示すようにジェットエンジンの性能は年と共に向上し、純ジェット、低バイパス比ターボファン、高バイパス比ターボファンと新技術を導入すると共にサイクル圧力比、タービン入口温度の上昇により限界に近くなっている。ATPの研究が行われているのも新技術の導入による飛躍を図るものであるが未知数である。

(2) 部品点数の減少 PW 4000 がその部品点数を従来の JT 9 D の半分にしたごとく、今後は部品の単純化と多機能化することによって簡素な構造に向かって行くと思われる。

(3) 信頼性の向上 ジェットエンジンの信頼性は各種機械の中でも非常に高い部類にはいっているが、輸送量の増大に伴い更にもう1けたの向上が図られるべきである。

(4) 電子制御 各種センサによりエンジン状態を知り、各部を可変にして最適に制御することにより高効率化、信頼性の向上が図られるし、保守整備が効率的に行える。航空機情報と組合わせて更に効率的な運用ができる。

(5) ライフサイクルコストの低減 経済の発展と共に所得は増大し、人件費が増加する。従って保守整備のウェイトはますます大きくなって行くものと考えられる。燃料経済のため構造を複雑化し、部品が高価格化し、長い保守整備時間を要する設計のエンジンはライフサイクルコスト的に不利になる。ユーザの立場からの広い視野で見るべきである。

5.2 道具としての面から ジェットエンジンは航空機を飛ばす原動機であり、運航者にとっ

ては安全性が高く、保守点検間隔が長く整備所要時間が短く、つまりライフサイクルコストの低いことが必要であるし、利用者たる乗客にとっては騒音、振動が小さく、乗り心地が良いことが必要である。また環境に悪影響を与えないことが必要である。

技術が成熟してくると、ジェットエンジンも航空機を推進する装置としての本来の機能は当然あるものとして、評価はむしろ使用者にとって道具としての面が大切になってくる。人間が作る道具は使うためのものであるから、これが当然のことではある。新しい研究開発を行うに当たってはこのような変化を十分に考慮する必要がある。

6. 結 び

以上ジェットエンジンの歴史と研究開発の動向について見てきた。この40年間の航空用ガスタービンエンジンの発達はずばらしいもので、おかげで人類は大量輸送時代を迎えている。今後も更に人類の移動性は増すものと思われるので、航空機も多用され、その場合安全性、信頼性が最も大切であり、少なくとも現状より十倍の向上が望まれる。

我が国も5箇国共同開発のV 2500で航空エンジン界に乗り出したのであるから、これが発展し、自前のエンジン技術が持てるようになることをねがうものであり、この場合も安全性・信頼性の高い、使用者に愛される道具であってほしいものである。

(原稿受付 昭和60年5月9日)

文 献

- (1) 民間航空機用大形ジェットエンジンの燃費改善に関する技術研究, 航空宇宙工業振興に関する調査, 47, (昭 57), 日本航空宇宙工業会.
- (2) GE 社資料.
- (3) 村島, 航空用ガスタービンエンジンの動向, 日本航空宇宙学会誌, 32-371 (昭 59), 668.
- (4) Mordoff, K.F., *Aviation Week & Space Technol.*, Mach 28, (1983), 55.
- (5) 伊藤, 民間航空機用エンジンの国際共同開発, 第25回航空原動機に関する講演会講演集, (昭 60-2-15), 38.