最近の航空エンジンの動向*1

八 島 聰*2

Key Words: Engine, Propulsion, Gas Turbine

1. は じ め に

航空エンジンには、小型低亜音速機用ピストンエンジンから極超音速機用ラムジェットエンジンまで、幅広い種類があるが、ページ数の制約もあることから、ここでは最も一般的で、かつ最近の技術進歩の著しいガスタービンエンジンを対象として解説する。また、未来航空機のエンジンの展望については、別に解説記事が予定されているので、本稿では主として在来型エンジンについて、大型民間機用及び軍用ターボファンエンジンや、ヘリコプタ用ターボシャフトエンジンを中心にして述べることにしたい。

2. サイクルパラメータの動向

航空用ガスタービンは、熱力学でいうブレイトンサイクルを応用した機械であり、温度比及び圧力比が高い程熱効率は高くなる。第1図¹⁾は、要素のポリトロピック効率を88%と仮定した時の、マッハ0.8巡航時の熱効率と最高温度/圧力比の計算例である。熱効率は要素効率にも依存するが、要素効率は既に各要素とも90%前後に達しており、今後飛躍的に向上することはあまり期待できないので、熱効率の改善は燃焼器出口温度と、圧力比の向上の実現性にかかっていると言えよう。

著 者 紹 介

八島 聰 (正会員)

昭和22年生。本籍神奈川県。昭和48年東京大学大学院修士修了(航空学)。同年石川島播磨重工業入社。F3をはじめとする国産エンジンの研究開発に従事。現在航空エンジン事業部技術部課長、東京大学非常勤講師。工学博士。ASME, AIAA, 日本機械学会, ガスタービン学会各会員。

2.1 燃焼器出口温度 単結晶材に代表される素材の進歩と、燃焼器やタービン翼の冷却方式の高度化や、遮熱コーティングの改良などで、燃焼器出口温度は第2図に示すように、近年大きく伸びている。軍用エンジン(特に戦闘機のエンジン)では、現用のものは1400°Cが中心で、1990年代初頭から実用に入り始めるものは、1500~1600°C級になろうとしている。また現在開発中のものでは、SNECMA社のM88-2が、タービン動翼入口で1850 Kと公表²⁾されていることから、燃焼器出口では1700°C近いものと推定され、英(RR社)、独(MTU社)、伊(FIAT社)、スペイン(SENTER社)が共同開発中のEJ200も同レベルと思われる。また米国の次期戦術戦闘機(ATF)用エンジンYF119(PW社)や、ATF候補エンジンであったYF120(GE社)はこれらを上回るとも言われている。

民間機の場合は、軍用エンジンに比べると寿命に対する要求が厳しく、幾分低い水準で用いられているが、大型ターボファンの場合は1990年代半ばには1500°Cを超えるものと予想される。

ヘリコプタ用ターボシャフトエンジンは、小型故にタービン翼の冷却構造の高度化が難しく、また一般的にこのクラスでは低価格が要求されるため高価な材料の使用を抑える傾向にあり、大型ターボファンエンジンに比べると、200~300°C低い水準にとどまっている。

2.2 全体圧力比 第3図に全体圧力比の傾向を示す。民間用大型エンジンの全体圧力比は、引き続き増加の傾向にあり、1980年代半ばのV2500で36程度、1990年代に登場する超大型エンジンでは、40を超えるものも計画されている。軍用エンジンの場合は、超音速飛行時にラム圧縮分が加わるため、圧力比は民間用大型エンジンより低く、25~30前後で推移している。ターボシャフトエンジンは、あまり圧力比を高くすると小型故出口での通路幅が狭くなって、効率が低下するためか、一般に圧力比は低く、現在のところ20まで達していない。

*1 平成3年1月18日原稿受理 Development Trend on the Recent Aircraft Engines

*2 石川島播磨重工業(株)航空エンジン事業部 Sotoshi YASHIMA

3. 民間航空機用エンジンの動向

3.1 SFCとバイパス比 民間用エンジンに於いては、ライフサイクルコストが最も重要視され、中でも燃料コストに直接影響するSFC(燃料消費率)の低減が追求され続けてきた。熱効率を一定にする場合、推進効率を高くすればするほど、すなわち、ジェットの流れをできるだけ遅くして、機体の速度に近付けるほど、SFCは低下する。この場合、必要推力を得るためにはジェット速度の低下を補うように空気流量を増加させる必要がある。これが民間用ターボファンエンジンのファンの圧力比が低くまたバイパス比が大きい理由である。第4図¹⁾に高度35,000 ft, 機速マッハ0.8における計算例を示すが、バイパス比が大きくなるにつれ、SFCが著しく改善されることがわかる。

最もバイパス比の大きなUHB(Ultra High Bypass)エンジンは、大別すると第5図²⁾に示すようにCRP(Counter Rotation Propfan)とADP(Advanced

第1図 熱効率の計算例¹⁾

第3図 全体圧力比の傾向

第4図 バイパス比とSFCの計算例¹⁾

第2図 燃焼器出口温度の包括的傾向 (最先端エンジンの場合)

CRP

ADP

第5図 UHBエンジンの概念²⁾

Ducted Prop)に分けられる。CRPのバイパス比は、内径側に設けられたタービンで直接ファンを駆動するGE社のUDF(Unducted Fan)型のもものでは36以上、出力タービンから減速ギアを介してプロップファンを駆動するPW-アリソン社の578-DX型のもものでは60以上と、非常に高くなる。CRPはターボファンエンジンの超高バイパス比化というよりは、ターボプロップエンジンに高亜音速飛行が可能のように、プロペラに後退角をもたせたり、二重反転構造にするなどの工夫を加えたものと言ってもよい。ADPはターボファンエンジンのバイパス比を10~25程度に大きくしたもので、タービンから減速ギアによって駆動される可変ピッチファンなどが特徴になっている。

UHBの研究は、1980年代に欧米の主要メーカで活発になり、中でもUDFと578-DXは1989年にボーイング727とMD-80による飛行試験を実施するところまで開発が進んだが、燃料コストが長期的に安定していることや、技術的リスクへの懸念から、エアラインの注文がつかず、開発は中断している。UHBの概念には、一重のプロペラ式ののものや、CRPとADPを組み合わせたものなど、他にも幾つかあるが、ダクトのないプロペラ式のものを総称してATP(Advanced Turbo Prop)と言うこともある。

第6図 PW社のADPとVHB⁴⁾

第7図 戦闘機用エンジンの推重比の傾向

在来型ターボファンエンジンのバイパス比は、中小型で3程度、大型で5~6程度であるが、1990年代には8~9程度の超大型エンジンが出現する見込みである。

3.2 エンジン推力 3発機や4発機よりも運航コストの低い双発機の無着陸飛行に関する規制の見直しに伴い、双発機の大西洋横断飛行が可能になり、将来は太平洋横断飛行も認可される機運にあることから、大型旅客機の双発化のためにエンジンの大型化の要求が強くなり、主要メーカは対応を始めている。RR社はRB 211-524シリーズをTrentと改称して開発中であり、PW社はPW 4000のVHB(Very High Bypass)化ないしはADP化により、90,000 lb以上のエンジンを計画と報道されている(第6図⁴⁾参照)。GE社はCF 6の発展型では75,000 lb以上は難しいため、全く新型のGE 90の開発を1989年から開始した。バイパス比9程度、ファン直径3m以上という巨大なエンジンになるようである。

4. 軍用エンジンの動向

軍用の中でも民間用と際立った対照を見せる戦闘機用ターボファンエンジンを中心にして動向を述べる。

4.1 推重比 民間用エンジンではSFCの低下が追求されてきたのに対して、軍用エンジンでは性能第一として推重比の向上が求められてきた。第7図にアフターナ付き超音速戦闘機用エンジンの推重比の傾向を示す。現用エンジンは推重比7~8であり、日本のFSX候補エンジンに挙げられていたF100(PW社)、F110(GE社)の改良型もこの範囲内である。開発中のものでは、前述のM 88-2は、8.5、EJ 200(第8図)は10と公表されている⁵⁾。米国のATF用のエンジンもこれらと同レベル以上と言われている。

推重比向上のため最近の軍用エンジンでは、燃焼器出口温度の上昇やファン/圧縮機、タービンの高負荷化(段数低減)、軽量新素材の開発などに力を入れている。一方民間用エンジンでは、推重比は5~6程度で推移し、最近10年以上大きな変化は見られない。

4.2 バイパス比 超音速飛行が要求される軍用エ

第8図 EJ 200 エンジン⁵⁾

第9図 GE社のVCE概念図⁹⁾ 第10図 F-15 SMTDの二次元ノズル⁹⁾ 第11図 F-15 SMTD⁹⁾ 第12図 PW社YF119エンジン⁹⁾

エンジンの場合は、バイパス比が大きいと高速飛行時の抵抗が増大し、正味推力は著しく低下する。従って民間用エンジンと異なり、少ない空気流量で大きな推力を得るように、すなわち比推力（推力/流量比）を大き

くするように、バイパス比は小さくし（0.2～0.9程度）、アフタバーナでジェット速度を大きくしている。バイパス比をあまり小さくすると、亜音速巡航時のSFCが増加するので、超音速飛行時にはターボジェットとして、亜音速飛行時には低バイパス比ターボファンとして機能させるVCE（Variable Cycle Engine）の研究開発も進められている。第9図⁹⁾はGE社で研究を進めてきたVCEの概念図であり、YF120にもこの概念が応用されていると伝えられている⁷⁾。

4.3 エンジン推力 軍用エンジンの推力は機体の規模、用途により異なるが、軽戦闘機/攻撃機のものでは16,000～20,000 lbのエンジンが多く、EJ200、M88-2もこのクラスである。F-16やFSXの様に単発のものでは29,000～30,000 lbのエンジンが登場している。主力の双発戦術戦闘機（F-4、F-15クラス）では、1960年代のJ79（GE社）が18,000 lb、70年代のF100が24,000 lb、80年代のF100、F110の改良型が29,000 lbであったが、90年代に開発中のYF119、YF120は35,000 lbである。

これらの超音速機用エンジンの推力はいずれもアフタバーナ使用時のもので、一般にアフタバーナを使用すると推力はドライ時に比べて1.4～1.6倍増加するが、YF119、YF120はアフタバーナなしでもマッハ1.5程度の超音速巡航が可能なドライ推力を有する。

4.4 排気ノズル アフタバーナ付きエンジンでは、アフタバーナ使用時にファンや圧縮機の背圧が上昇してサージに入ることを防止するために、アフタバーナの燃焼状態に合わせて排気ノズルのスロート面積を調整する可変機構が必要であり、従来は円形（軸対称）先細ノズルまたは先細末広ノズル（CDノズル）が用いられてきた。最近では戦闘機の機動性を更に向上させるために、米国を中心にして推力偏向ノズルの研究開発が進められており、1989年から1990年にかけてF-15戦闘機に2D-CDノズル（第10図⁹⁾）付きエンジンを搭載した実証機（SMTD：STOL Manoeuvre Technology Demonstrator、第11図⁹⁾）の飛行試験が

第13図 PW社ピッチ/ヨーBBN¹¹⁾

行われた。2D-CDノズルは矩形(二次元)断面をもつCDノズルで、ピッチ方向 $\pm 20^\circ$ の偏向の他、逆推力も発生可能な構造を有する。二次元ノズルは、エンジン排気の赤外線(IR)放射を少なくしステルス性の観点からも有効であるため、最近のステルス機F-117戦闘機、B-2爆撃機にも(アフタバーナはなく、偏向もしない固定式ではあるが)採用されている。更にATF試作機YF-22(ロッキード社他)に搭載されるYF119にも、逆推力のない2D-CDノズルが装着されている。第12図にYF119の写真⁹⁾を示す。

推力偏向は機体の離着陸距離の短縮や高迎角運動、ポストストール機動などに有効であることから、米国では2D-CD以外にも、円形のCDノズルで末広部分のフラップを任意方向に偏向させるAVEN(Axisymmetric Vectoring Exhaust Nozzle: GE社¹⁰⁾)や、ピッチ・ヨーBBN(Balanced Beam Nozzle: PW社、第13図¹¹⁾)など様々な研究が活発であるが、機構の複雑化による重量増の克服が最大の技術課題となっている。

5. 要素研究の動向

米国ではガスタービンエンジンの性能を飛躍的に向上させるための研究を、IHPTET(イップテット: Integrated High Performance Turbine Engine Technology)プログラムと銘打って、国防省とNASAの主導の下に主要エンジンメーカーがすべて参加する形で1988年から開始している^{12,13)}。タービンエンジンの能力を航空機、回転翼機、ミサイルのどの分野でも21世紀の初めまでに倍にするというスローガンの下に三段階に分けて、例えばターボファン/ターボジェットの推重比で言えば1991, 1997, 2003年までにそれぞれ、現状より20%, 60%, 100%(推重比20)向上させるという計画である。圧縮機要素に関しては、3次元粘性CFD技術による空力設計や、複合材を中心とする軽量構造材の開発が進められており、MMC(Metal Matrix Composite)のリングロータの適用に

よりNi合金で重量が55lbの段が17lbに軽減された例などが報告されている。燃焼部要素では、既に実績のある二重壁ライナからセラミック複合材のセグメントライナの評価に移っており、3500°F(1927°C)を超える出口温度に耐えることが実証されているという。タービン部では、セラミック複合材やカーボンカーボンといった素材が小型のミサイルエンジンの実証機で試験されている。機械要素では、1200°F(649°C)で運用される固体潤滑のセラミック軸受の研究などがなされている。既に第一段階の目標に対しては、各社がデモエンジンを試作し、順調に成果を挙げつつあり、第二段階に向かって進み始めているようである。

欧州でもRR社がACME(Advanced Core Military Engine)プログラムによって、2000年までに推重比20の戦闘機用エンジンの目途をつけるべく進めており、SNECMA社との共同研究の可能性もある。

6. 国内におけるエンジン開発の動向

6.1 民間用エンジン 日英米独伊の5カ国にて1983年から開発していたV2500は、A320機に搭載される-A1(推力25,000lb)が1988年6月にFAAの型式承認を取得し、量産に入っている。引き続き、A321機用-A5(30,000lb)とMD90用-D5(29,000lb)を開発中であり、いずれも1992年末に型式承認取得を目指している。また、前述の超大型エンジンGE90の開発にIHI社が8%程度の比率で参加するなど、欧米メーカーが主体の開発に日本のメーカーが設計、製造、試験などの何等かの分野で、部分的に参加するケースが増えてきている。

6.2 防衛用エンジン 1986年にT-4中等練習機用のF3-30ターボファンエンジンの開発が完了して以来、新しいエンジンの開発はなく、防衛庁技術研究本部第三研究所によるファン、アフタバーナ、タービン、制御装置(FADEC)などの要素研究試作が断続的に行われてきたが、1990年に再熱ファンエンジンの研究が予算化され、日本でも超音速機用エンジンの試作が開始された。小型ヘリコプタ用エンジンの試作も1991年から開始された。(以上1991年12月現在の航空エンジンの動向について記した。)

参考文献

- 1) Kirk, G. E. : ASME 89-GT-313, June 1989.
- 2) Corde, J. C. : ASME 90-GT-118, June 1990.
- 3) Cloft, T. G. and Muldoon, P. L. : ASME 89-GT-229, June 1989.
- 4) Aviation Week & ST, 5 Feb. 1990, p. 34.
- 5) Lane, R. J. and Behenna, J. : ASME 90-GT-119, June 1990.
- 6) Flight International, 5-11 Sept. 1990, p. 151.

- 7) Aviation Week & ST, 30 July 1990, p. 21.
- 8) Flight International, 20 May 1989, p. 3.
- 9) Aviation Week & ST, 12 Aug. 1991, p. 44.
- 10) Powel IV, S. F. : ASME 90-GT-149, June 1990.
- 11) Aviation Week & ST, 2 Dec. 1991, p. 75.
- 12) Aerospace America, July 1990, pp. 36-39.
- 13) Petty, J. S. : Gas Turbine News, IGTI/ASME Nov. 1990, p. 6.
- 14) 村島完治: 日本航空宇宙学会誌, 32 (1984), pp. 668-677.
- 15) 伊藤源嗣: 第18回ガスタービン定期講演会講演論文集, 1990, pp. 45-53.

一特 集一

最近の液体ロケットエンジンの動向*1

鈴木 昭夫*2・宮 島 博*2

Key Words: Rockets, Engines, Propulsion, Liquid Propellants

1. ま え が き

地上と人工衛星軌道との間の宇宙輸送システムに実用されている唯一の推進機関である化学ロケットエンジンは、宇宙活動の進展に伴い大きな進歩を遂げた。しかし、米国のスペースシャトルが抱える諸問題に見られるように、技術の成熟度の点では、言うまでもなく航空機エンジンには遠く及ばないのが実情であり、今後の有人活動に要求される高い信頼性が得られるまでには、相当長い年月を要するであろう。また、宇宙

輸送システムの発達には、従来のように各国の国策に大きく依存するだけでなく、今後はグローバルな市場原理にも強く支配されるようになるため、性能と信頼性及び経済性とのバランスが一層重要になるものと思われる。

本稿では、話題を最近の大推力エンジンにしばって、米国の現状を中心に世界の動向を述べる。

2. SSMEの改修

米国の将来型宇宙輸送システムに使用するエンジンの検討を進める際の出発点は、世界で最も高性能であり、最も信頼性の高いスペースシャトル主エンジンSSME(Space Shuttle Main Engine)である。第1表にSSMEの主要諸元を他の大推力エンジン(開発中のもの、概念段階のものも含む)と比較して示す。このエンジンの推力は2090 kNであり、第1図に示すように、高圧・高性能エンジンに適した2段燃焼サイクル(推進剤を燃焼室に送り込むためのターボポンプを駆動する水素過濃の高温ガスを、全量燃焼室に送り込む方式)を採用することによって、非常に高い主燃焼室圧力22.6 MPa(109%出力時)を得て、高い比推力性能455.2秒(真空時)を達成している。しかし、このために、高圧、大流量に伴う非常に厳しい流体的、機械的条件でエンジンを作動させることが必要となる。例えば、液体水素ターボポンプの吸込み流量は73.8 kg/s(約1053 l/s)で、その吐出圧は47.39 MPaであり、回転数は約36,600 rpm、タービン動力は約75,000 PSに達する。このような厳しい運転条件に加えて、55回の飛行相当の設計寿命が要求されている。

著 者 紹 介

鈴木 昭夫 (正会員)

昭和6年山形県生。昭和28年東北大学精密工学科卒業後、東京大学大学院機械工学専攻修士課程、航空工学専攻博士課程修了。昭和34年航技研入所。原動機部、ロケット部、56年より角田支所長。液体ロケット開発、ロケットエンジン、ラムジェットエンジンの研究開発に従事。工学博士、日本機械学会、日本燃焼学会会員。

宮 島 博 (正会員)

昭和15年生。富山県出身。昭和39年東京工業大学大学院修士課程修了。昭和42年航空宇宙技術研究所入所。液体ロケット燃焼、高空性能の研究等に従事。現在角田支所研究調整官。昭和58年AIAA論文賞受賞。日本機械学会、AIAA会員。

*1 平成3年4月8日原稿受理 Recent Trends of Liquid Rocket Engines for Earth-to-Orbit Transportation

*2 航空宇宙技術研究所角田支所 Akio SUZUKI and Hiroshi MIYAJIMA