

# 항공기용 가스터빈과 관련시스템의 최신개발기술 동향

공창덕, 김진원, 김석균

조선대학교 우주항공공학과

## State of the Art and Trend of Advanced Development Technology for Aircraft Gas Turbine and Related Engine System

Chang-duk Kong, Jin-Won Kim, Sok-Kyun Kim

### 요 약

최근 개발 중이거나 개발 예정인 항공기용 가스터빈의 종류, 현황 및 적용 기술 등을 설명하였다. 가스터빈은 군용, 민간용으로 임무 또는 목적에 따라 특성화된 엔진으로 발전되고 있으며 이러한 추세에 따라 복합사이클 엔진, 고속터보프롭엔진, 프롭팬엔진, 덕트 없는 팬엔진(UDF), 초고바이패스(VHPR)엔진, 열재생엔진 및 V/STOL용엔진 등에 대한 개발현황 및 각 주요구성품의 최신요소기술들이 설명되었다. 또한 우리나라 항공용 가스터빈 엔진 개발 기술의 현황과 발전방향에 대해 간략히 제시하였다.

### 1. 개요

1930년 영국의 프랑크 휘틀이 처음으로 제트엔진에 대한 발명 특허를 얻은 이후, 1940년 초에 항공기에 처음으로 적용된 이래 급속한 발전을 이루어 왔으며 항공기 추진기관으로서의 자리를 확고히 차지하게 되었으며 오늘날에 이르러서는 공기역학, 구조역학, 재료기술, 제조기술, 전산기술 등의 발전에 힘입어 성능, 신뢰성, 사용범위의 확대 등에 괄목할 만한 성장을 하고있다.

항공기에 있어 추진기관은 비행에너지의 근원으로서 항공기의 성능, 크기, 임무능력 등에 중요한 역할뿐만 아니라, 구입가 및 전순주기비용(Life Cycle Cost)에 있어서도 직접적인 큰 영향을 준다. 따라서 현재 운용되고 있는 대부분의 항공기에 사용되고 있는 항공기용 가스터빈의 성능향상, 신뢰성향상은 항공기의 성능 및 신뢰성향상, 운용비용 절감 등에 직결되어 있다고 볼 수 있다. 항공기용 가스터빈은 용도에 따라 특성적으로 발전해 왔으며 예를들어 민간항공기용 가스터빈은 대형화된 장거리 아음속 순항하는 임무로서 큰추력을 가지며 경제성 있는 운항을 위해 저연료 소모율을 갖는 소위 에너지효율엔진(Energy Efficient Engine)으로 발전하고 있으며, 군용항공기용 가스터빈은 고속성 및 고기동이 요구되는 임무로서 높은 추력 대 중량비와 안정운동을 위한 흡입구 왜곡에 대한 엔진안정성의 증가와 생존을 위한 적외선 방사량 감소, 레이더 단면적 감소를 하는 방향으로 발전하고있다.

현재 실용화 되어 운용되고 있는 항공기용 가스터빈의 종류는 터보제트엔진, 터보팬엔진, 터보프롭엔진 및 터보샤프트엔진으로 대별될 수 있다. 이중 터보제트엔진은 초기 제트항공기에 주로 사용되었으나 현재는 연료소모율이 크고 소음이 커서 민간항공기용에는 거의 사용하지 않고, 구조의 단순성 및 소모성이 요구되는 전술순항유도탄 및 무인기 등에 사용되거나 고고도 고속정찰기 등 일부 특수임무의 군용항공기용으로 사용되고 있다. 터보팬엔진은 구조가 다소 복잡하기는

하나 제트엔진에 비해 소음이 적고 연료소모율을 현저히 줄일수 있기 때문에 현재 대부분의 민간 항공기 및 군용항공기에 사용되고 있다. 그러나 터보팬엔진은 바이패스비를 크게 할 경우 전면 면적이 커져 항력이 증가해 고속항공기에는 부적합하므로 운용범위가 아음속인 민용기는 고바이패스 터보팬엔진을 주로 사용하고, 초음속을 비행하는 군용기인 경우는 저바이패스비의 터보팬엔진을 사용하고 있는 실정이다. 터보프롭엔진은 종래의 왕복엔진을 이용한 프로펠러항공기의 대체형으로 개발된 것으로 종래의 왕복엔진에 비해 속도 및 고도 등의 운용범위가 확대되고 소형화되어 민간용으로는 근거리용 50인승 이하의 여객기나 수송기에 사용되며 군용기로는 초동훈련기, 정찰기, 연락기 등으로 사용되고 있다. 터보샤프트엔진은 회전익항공기에 주로 사용하는 것으로서 경량, 소형화로 민간용, 군용헬리콥터에 주로 사용하고 있다.

## 2. 최신 항공기 가스터빈 개발 동향

앞서 언급한 바와 같이 항공기 가스터빈의 발전 방향을 사용목적이나 임무 등에 따라 다르며 특히 민간항공기용과 군용항공기용으로 대별되어 발전하고 있는 추세이다.

### 2.1. 민간항공기용 가스터빈

민간항공기용 가스터빈은 다량의 승객이나 화물을 경제성 있게 장거리 운송해야 하므로 대형화, 고추력화 추세로서 현재 B747기에 사용되고 있는, CF6계열엔진, JT9D계열엔진, RB211계열엔진들이 40,000 ~ 50,000 lbf 추력에서, 곧 실용화가 진행 중인 GE90이나 PW4000계열엔진들은 80,000lbf급 추력을 가지며 2,000년대 초반에는 추력 100,000lbf급의 터보팬엔진이 등장할 것으로 확실시 되고 있다. (Fig 1. 참조)

추력증가와 더불어 재료 및 구조설계기술의 향상으로 중량도 감소되어 추력무게비가 증가 추세로 현재 5 ~ 6 에서 이제 막 개발을 끝낸 GE90은 9 정도 까지 높은 초고바이패스(Very High Bypass Ratio; VHBR)터보팬이 사용되고 있으며 2010년~2020년 경에는 연구용 터보팬엔진으로서 초초바이패스비(Ultra High Bypass Ratio; UHBPR)가 17까지 증가할 추세이다. 터보팬엔진의 바이패스비의 이론적인 한계는 카울의 항력 및 중량 등의 증가로 20 정도로 알려져 있다.

이에 따른 비연료소모율도 급격한 감소 추세를 보여 현재 0.5 ~ 0.6 lbm/hr/lbf인 것이 UHBPR 터보팬엔진은 0.45 lbm/hr/lbf까지 감소될 예정이다. (Fig. 2 참조)

그러나 종래의 터보팬엔진의 바이패스비의 증가를 통한 연료소모율의 감소는 한계가 있어 새로운 개념의 엔진으로 저소음팬 기술과 프로펠러 기술을 합쳐 소위 고속터보프롭엔진(Advanced Turboprop Engine; ATE)의 출현이다. 고속터보프롭엔진은 개발기관 마다 표현을 달리하고 있어 예를 들어 GE사는 UDF(Unducted Fan Engine), NASA나 P&W사는 ATE 또는 프롭팬(PropFan Engine)엔진등으로 부르고 있으나 설계개념은 동일하다. 이 엔진의 경우 종래 프로펠러가 마하수 0.65까지 사용할 수 있었던 것을, 마하수 0.8에서 연료소비율을 현용 터보팬엔진의 20% 정도까지

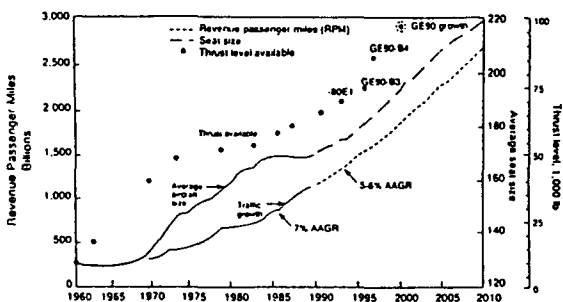


Figure 1. Growth in Commercial Airline Traffic Parallels Growth In Thrust Available.

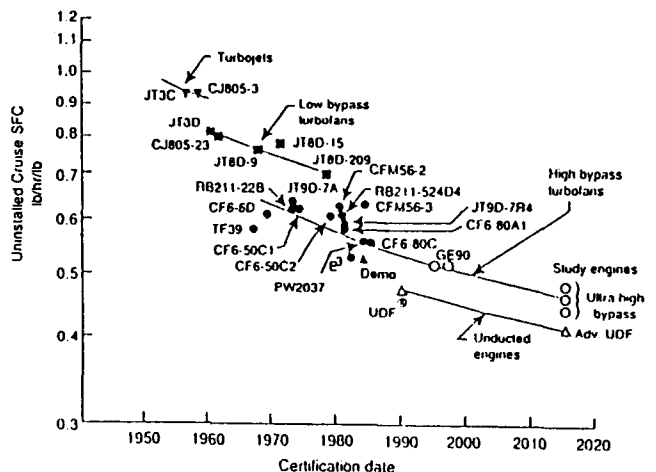


Figure 2. Trends in Specific Fuel Consumption (SFC) for Subsonic Commercial Engines, Pound of Fuel per Hour per Pound of Thrust, 35,000ft, Mach = 0.8

감소시킨 0.4 lb/hr/lb 정도이며, 바이패스비도 35 ~ 40 에 이를 전망이다. 이 엔진의 경우 문제점으로 대두되는 것이 소음, 구조적 진동(플러터), 및 복잡한 감속 기어 상자 등의 설치 등이 있으며 대부분 극복될 것으로 전망된다. (Fig. 3 참조)

연료소모율을 감소시키기 위한 또 하나의 노력으로 엔진배기를 이용해 압축기 출구공기온도를 높여주므로써 열효율을 높이는 소위 열재생(Regenerative Engine)엔진의 연구로 T56, T78, PT6 등의 터보프롭엔진을 이용한 실험적연구가 진행되어, 30% 이상의 연료소비율을 감소시켰다는 보고가 있으나, 구조의 복잡성 및 중량 증가로 실용화에는 문제가 있으며, 특히 고압축비를 가지는 터보팬엔진에서는 배기가스에 의한 압축기출구 공기 온도 증가가 크지 않기 때문에 효율적이지 못하다. (Fig. 4 참조)

또하나의 새로운 개념의 엔진은 비행시간의 단축을 위하여 초음속여객기(Supersonic Transpotation; SST)의 요구를 충족시키기 위해 종래의 콩코드에 사용했던 터보제트엔진의 결점인 고연료소모율 및 소음의 문제를 해결키 위한 가변사이클(Variable Cycle Engine ; VCE) 또는 복합사이클엔진(Combined Cycle Engine ; CCE)등이 NASA등에서 연구되고있다.(Fig. 5 참조) 이와 같은 가변사이클 엔진은 이착륙 순항등 여러 비행모드에 따라 엔진 사이클을 바꾸어 연료소모율을 최소화하고 소음을 최소화 하는데 그 목적이 있다. 즉 이착륙시 아음속 비행에는 터보팬엔진을 사용하고, 초음속 순항 비행시에는 터보제트엔진으로 엔진사이클을 바꾸는 형태이다.그러나 이의 개발을 위해서 연소기, 바이패스 덕트의 모듈을 변화시키기 위한 가변기구의 간소화 및 경량화, 제트소음의 저감, 고신뢰도의 통합 디지털제어 시스템의 연구가 필요하다.

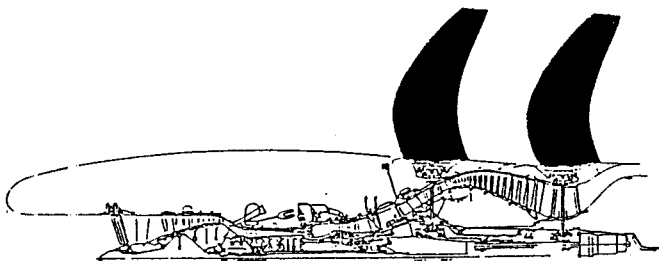


Figure 3. Ducted Fan Engine of G.E. Co.

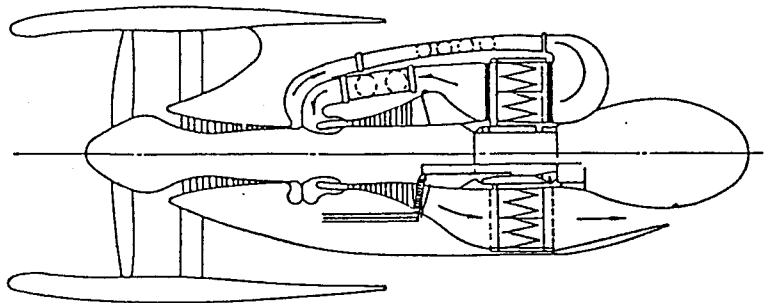


Figure 4. Concept of Regenerative Engine.

## 2.2 군용항공기용 가스 터빈

군용항공기는 주요 임무가 전투력 증강에 있으므로 고속화, 고기동성, 경략화, 단순화, 고신뢰등을 기하면서 높은 추력무게비가 요구된다.(Fig. 6 참조) 이러한 요구조건에 부합되어 설계된 현재 F-18에 사용중인 F-404 저바이패스비 터보팬엔진은 1960년대 주력엔진인 J79터보제트엔진에 비해 유사한 추력에서 무게는 절반정도, 길이와 부품수는 1/3정도로 감소되었고 정비개념도 신속한 정비와 신뢰성을 높이기 위해 모듈(module)화 개념과 엔진상시 감시장치(on-conditioning monitoring)개념으로 전환되었다. 또한 엔진이 조종사의 요구에 신속하고 신뢰성 있게 작동되도록 최적제어가 가능한 통합 디지털전자제어장치(Full Authority Digital Electronic Control)가 개발되어 모든 엔진에 적용되고 있고 EMI/EMP의 영향을 최소화하기 위해 FAOEC(Full Authority Opto-Electronic Control)의 개발이 진행중에 있다. 또한 고기동성을 위해 추력방향제어가 가능한 노즐을 장착한 엔진이 Pegasus MK104추력방향제어 터보팬엔진이 Harrier에 적용되어 실용화 되고 있으며 F-15 실증기 (STOL Maneuver Technology Demonstrator ; SMTD)에 탑재시켜 시험한 2차원 추력방향제어 노즐을 채용한 터보팬엔진도 있다.(Fig. 7 참조) 틸트나셀 또는 틸트로타의 V/STOL용 엔진은 군용기보다는 민항기쪽의 이용이 활발하다.(Fig 7참조)

### 3.주요 구성 부품별 최신 요소 기술 동향

항공용 가스 터빈의 주요 구성 부품은 압축기, 연소기, 터빈, 노즐 엔진 시스템으로 구성되어 있으며 형식에 따라 팬, 프롭팬, 후기연소기등이 추가된다. 또한 각 구성부품의 개발에 필요한 기술은 내부 유체역학적 성능관련기술, 구조역학적 설계기술, 고온 고강도재료기술및 가공기술, 엔진 제어기술, 정비성/신뢰성 향상기술및 시험평가 기술로 구분될 수 있으며 소요기술 내용은 표1과 같다.

표1. 주요구성품 소요기술

구성부품	세부소요기술
공기흡입구	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 엔진공기흡입구 - 기체간섭 해석 기술</li> <li>· 흡입구 재봉 최적형상설계 기술</li> <li>· 흡입구 - 엔진 조화 기술</li> <li>· RCS 감소 설계 기술</li> <li>· 가변형상 흡입구 해석 / 제어 기술</li> <li>· 흡입구 풍동 및 성능 시험 기술</li> </ul>
압축기	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 고효율, 고부하용 압축기 최적 설계 기술</li> <li>· 초임계 익렬 설계 기술 (천음속/초음속 3차원 블레이드 설계 기술)</li> <li>· 틱간극 제어 기술</li> <li>· 3차원 점성 CFD 기술</li> <li>· 압축기 성능 시험 기술</li> <li>· 특수 가공 기술 (분말야금, 레이저가공,정밀단조)</li> <li>· 신소재기술(고온티타늄합금기술,금속복합재,CMMC기술)</li> </ul>
연소기	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 지에미슨, 고내구성 연소기 최적 설계 기술</li> <li>· 폐기가스, 유해물질 감소기술 (회박연소 및 2단 연소기술)</li> <li>· 연료분사 시스템 기술</li> <li>· 연소시스템 가시화 및 CFD기술</li> <li>· 연소기 냉각 라이닝 냉각기술</li> <li>· 가변형상 연소기 설계 기술</li> <li>· 연소기 성능 시험 기술</li> <li>· 신소재기술 (금속적층제기술, 세라믹기술 등)</li> </ul>

터빈	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 고온,고효율,고부하 최적 설계</li> <li>· 디빈냉각기술(필류,중류,반한냉가)</li> <li>· 3차원 블레이드 설계/해석 기술</li> <li>· 틱간극 제어 기술</li> <li>· 터빈 성능 시험 기술</li> <li>· 특수 가공 기술(초소성가공, 정밀주조, 세라믹코팅 등)</li> <li>· 신소재기술(일방향용고 및 단결정구조 초내열 합금기술, 세라믹 기술)</li> </ul>
배기노즐	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 노즐형상 설계/해석 기술(가변2차원 노즐설계)</li> <li>· 추력방향 제어 노즐 설계해석 기술</li> <li>· 소음 감소 설계</li> <li>· IR 감소 설계</li> </ul>
팬	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 3차원 블레이드 설계/해석 기술</li> <li>· 플러터 해석 기술</li> <li>· 소음 경감 구조 설계 기술</li> <li>· 가변 피치 제어 기술</li> <li>· FOD 내성 경량 블레이드 기술(파산전합터타늄 중공의 기술, 보론, 폴리마 복합재 기술)</li> </ul>
프롭팬	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 초임계 후퇴익 프로펠러 설계 기술</li> <li>· 소음 저감 기술</li> <li>· 경량 프로펠러 구조설계/해석 기술</li> <li>· 플러터 해석 기술</li> <li>· 경량 감속 기어 설계 기술</li> <li>· 가변 피치 제어 설계 기술</li> <li>· 고강도 복합재료 기술 및 흡음재 설계 기술</li> </ul>
엔진시스템	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 경/동적 엔진 모사 기술</li> <li>· 가변 사이클 엔진(VCE)선계 해석 기술</li> <li>· 통합 디지털 전자 엔진 제어 장치 기술 (FADEC, IDEEC, FAOEC 등)</li> <li>· 수시 감시형 정비 기술(On-Condition Monitoring)</li> <li>· 경량, 고신뢰도, 내환경성 엔진 배연(Layout)선계기술</li> <li>· 고속 배어딩 설계 기술</li> <li>· 환경/고도 모의 엔진 시험 기술</li> </ul>

#### 3.1 압축기

소형 엔진을 제외하고는 원심 압축기를 사용하는 일이 거의 없으며 주로 다단 축류 압축기를 사용하며, 압력 비는 매년 증가하여 35~40에 달하나 기술의 발전 추세를 감안할 때 2020년 경에는 60~80에 도달할 것으로 예상된다.(Fig.8 참조)

이를 위해서는 압축기 익렬의 고속화, 고부하화, 고성능 형상화가 요구되어 종래의 NACA 익형, 2중 또는 다중원호 익형 대신 전산 수치 해석에 의한 익간 유로에 충격파나 익면 속도 분포를 최적화하고, 손실을 엔진 작동 중에 제어 할 수 있는 능동적 간극제어 방식(active clearance control)등이 사용되고 있다.

구조면에 있어서도 경량화를 위해 종래의 티타늄에서 알루미늄-티타늄 등의 금속 복합재료(Metal Matrix Composite)이나 분말 야금 기술들이 사용되고 있다.

또한 압축기 안정적 운동을 위한 서지 여유 확보를 위해 종래의 가변정익, 공기 블리드, 저 중형 비익력등의 방법을 혼합하고, 압축기의 실속 진행을 사전에 감지/조절 하여 실속의 진행을 방지하면서 최적의 운용 조건을 찾는 능동적 제어 기술이 연구되고 있다.

### 3.2 연소기

연소기는 고온화, 연소기 길이의 감소와 배연 및 유해물질 억제, 연소 기출구 온도 분포의 최적화 방향으로 계속 발전되고 있다.

연소기 고온화는 연소기 라이너의 내구성 향상이 문제로서 필름(Film) 냉각)이나 금속 적층재를 이용한 냉각 방식이 연구된다든지, 분산 강화 합금의 사용이나 내열 코팅 방법을 통해 내열성 있는 라이너의 연구가 진행되고 있다. 또한 고온용 세라믹 재료를 이용해 배연, 유해물질(CO, TMC, NOX, Smoke등) 및 에미션(Emission) 배출 억제를 위해 회박 연소 현상 연구, 예혼합 및 예중발식 연소 연구, 가변형상 연소 연구, 2단 연소 연구, 모듈라 연소 연구, 촉매 연소 연구 등이 진행되고 있다.

후기 연소기에서는 혼합 가스형 터보팬 엔진에서 코아엔진의 뜨거운 가스와 팬 공기를 효율적으로 혼합하여 안정적이고 효율적인 혼합 방법들이 연구되고 있다. 그리고 고공 저속 영역에서 안정 연소 범위를 증대키 위해 종래의 보염(Flame hold)을 위해 사용하던 Gutter대신 swirl형태의 보염 방식이 개발되고 있다.

### 3.3 터빈

터빈의 열효율과 비추력 증가를 위해서는 터빈의 고온화가 필수적인데 새로운 재료의 개발 또는 냉각 방법 개선을 통해 이룩될 수 있다. 고온 재료 및 제조 기술로서, 일방향 용고, 단결정 구조재가 이미 실용화되었고, 세라믹 내열 코팅에 의한 열차폐 방법이나 필름, 충돌, 발한(Transpiration)냉각 방식에 의한 냉각 방식은 연구 중에 있다. 현재 민간 항공기용 터빈은 입구 온도 1300℃, 균용기 등은 1400℃ 정도인데 2020년 까지는 1500℃에 이를 것으로 전망된다. (Fig. 9 참조) 터빈 손실을 극소화 하기 위한 방법으로 익단 간극 손실을 능동적으로 하는 간극 제어라든가, 고온 브러쉬 기밀 및 세라믹 기밀 방법등도 수행되고 있다.

터빈 디스크 등은 경량화 또는 피로 수명 강도 증가를 위해 분말 야금, 초소성 가공등이 실용화되고 있고 냉각용 구멍 가공을 위해 방전 가공, 레이저 가공 방법들이 이미 실용화되고 있다.

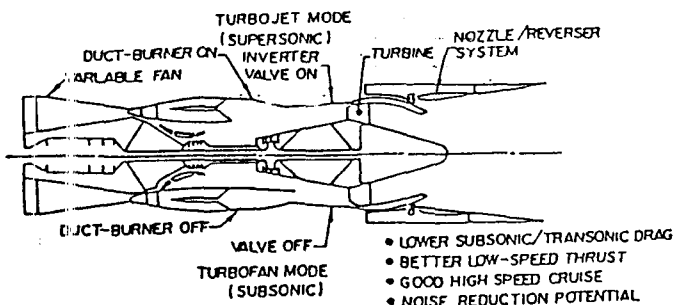


Figure 5. Concept of Variable Cycle Engine.

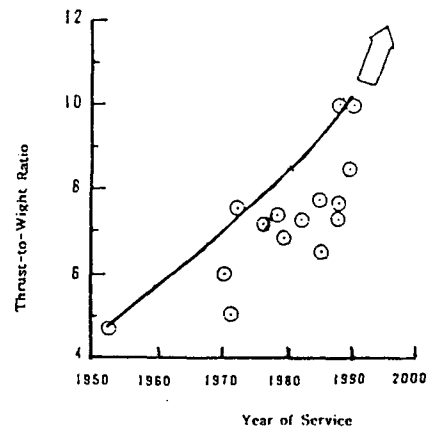


Figure 6. Trend in Thrust to Weight Ratio of Military Fighter

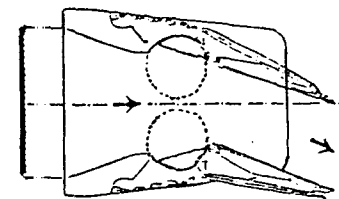


Figure 7. 2-D Nozzle of F-15 SMTD

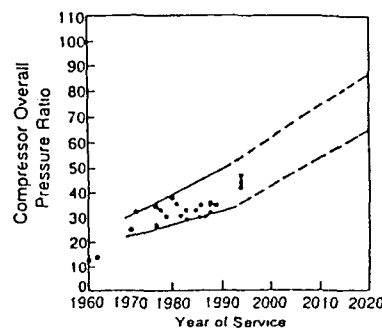


Figure 8. Trends in Compressor Overall Pressure Ratio.

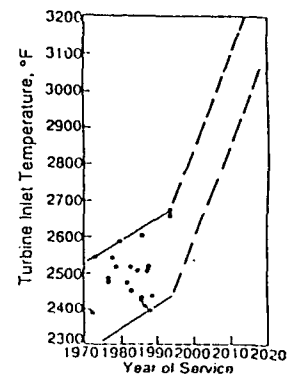


Figure 9. Trends in Turbine Inlet Temperature.

### 3.4 팬

축류형 팬이 주종을 이루며 동익 마흐수와 1.5~1.7의 초음속이고, 단당 압축 비도 1.5~1.8까지 증가하는 고속 고부하에 따른 초음속/천음속 팬블레이드 효율 향상, 필터 예측 등이 문제로 대두되어 이에 대한 연구가 계속 진행되고 있다.

이러한 팬 블레이드의 설계는 전산유체역학을 이용한 3차원 점성유체역학 기법이나 레이저 등을 이용한 내부 유속 측정 등에 의해 의욕적인 연구가 진행되고 있다.

팬 소음은 벌크 흡음 방식, 적층 금속 직물, 하니컴 구조등으로 흡음 시키는 기술들이 연구되고 있으며 일부 실용화되고 있다.

또한 외부 손상 물질(FOD)에 내성을 갖는 경량화 팬 재료의 개발로서 확산 접합 티타늄 종공익이나 보론-알루미늄-폴리마의 복합 재료가 연구되고 있다. 또한 블레이드 손상시 엔진 외부 구조에 영향을 주지 않게 하기 위해 블레이드 억제(Blade containment)연구도 행해지고 있다.

바이패스비가 높은 팬의 경우 터빈 단수 감소를 통한 구조의 경량화 단순화를 위해 치차팬(Geareel Fan)등이 실용화되고 있고, 가변 피치팬(Variable Pitch Fan)을 이용하여 넓은 작동 범위에서 효율의 최적화를 기하는 연구가 진행되고 있고 일부 활용 중에 있다.

### 3.5 프롭 팬

종래의 프로펠러는 비행 마흐수 0.65부근에서 효율이 급격히 저하되지만 익단 두께를 최소화한 초임계(Super Critical) 후퇴익을 채용하여 마흐수 0.8에서, 프로펠라(프롭팬) 효율은 85%까지 올리는 연구 성과가 NASA에 의해 얻어졌다.

여기에 복합 재구조를 사용해 경량화 및 필터 문제 해결하고 나셀의 공력 형상을 최적화하여, 최근 거의 실용화 단계에 다가섰으며 미국 GE사등에서는 UDF란 이름으로 연구 결과를 발표하고 있다.

프롭팬의 경우에는 경량의 가변 피치 및 감속 치차가 필수적인 장치로서 연구 중에 있다.

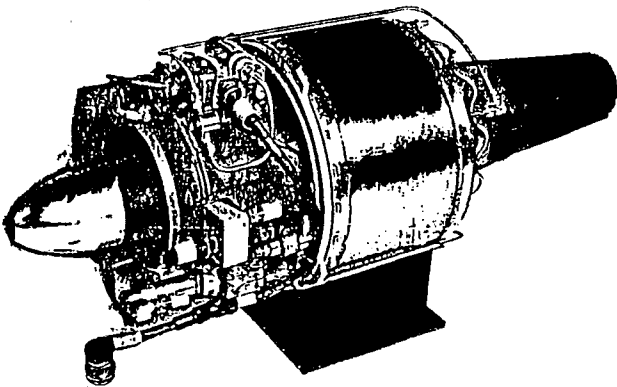


Figure 10. 300lb Class Turbojet Engine for Small Jet Airplane.

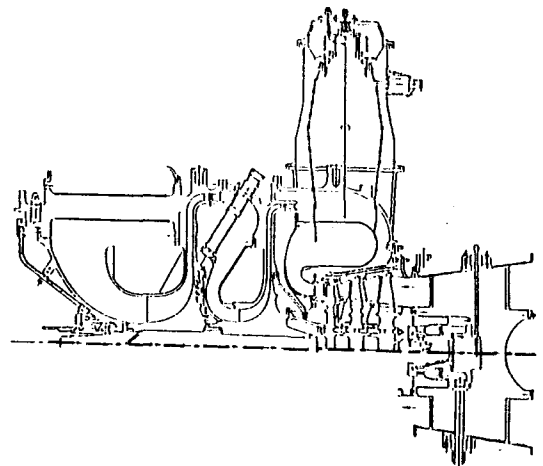


Figure 11. Layout of MW Class Developing Industrial Gas turbine Engine.

### 3.6 엔진 시스템

현재 엔진의 동적인 모사를 거의 정확히 할 수 있는 동적 모사 기술이 개발되었고, 이를 기초한 통합 디지털 전자식 엔진 제어기(Full Authority Digital Electronic Engine Control ; FADEC or Integrated Digital Electronic Engine Control ; IDEEC)가 실용화 되어, 엔진을 안전하고 정확히, 신뢰성 있게 운용할 수 있게 되었다. 또한 EMI/EMP로 부터 좀더 안전하게 제어할 수 있도록 FAOEC방식의 엔진 제어기도 개발되고 있다.

엔진의 정비 효율 및 신뢰성 향상을 위해 상시 감시 방식 정비(On-Conditioning Maintenance) 개념이 채택되고 있으며 이를 위한 각종 엔진 자료는 엔진 제어 장치에 통합되어 상시 감시 및 엔진 운용 상태를 파악할 수 있다.

또한 추력 방향 제어형 노즐이 적용 되면서 엔진 및 비행 제어 시스템이 통합되도록 하는 통합 비행-엔진 제어 시스템(Integrated Flight-Propulsion Control System ; IFPCS)등이 F-16, F-15, F-22등에 적용 연구 중에 있다.

#### 4. 국내 현황 및 발전 방향

이상 앞에서 살펴본 바와 같이 소위 항공기 가스터빈 기술 선진국인 미국, 영국, 프랑스, 러시아 등의 나라가 첨단 가스터빈 기술을 주도하고 있다. 독일, 일본, 캐나다 등이 가세하여 상당한 수준에 이르렀으며, 중국, 이태리, 네덜란드, 스웨덴, 이스라엘 등이 선진 엔진 제작들과 국제 공동 개발 형태로 참여하고 있다. 그 외의 우리나라를 포함한 가스 터빈 후발국들은 엔진의 면허 생산, 엔진 부품의 하청 생산, 창정비 수준에 머물러 있으며 일부 국가들은 부분적인 가스터빈 개발의 노력을 경주 하고 있다.

국내 항공기 산업을 간단히 살펴보면 1970년대 이후 창정비 능력을 갖추기 시작하였는데, 군용기 엔진으로는 J79, J85, J69, F100, A250, T700등이, 민용기 엔진은 국내 취항하고 있는 여객기의 일부 엔진들을 중심으로 창정비 능력을 갖추어 왔다. 1980년대 이후에는 제공호 국산화 사업의 일환으로 J85엔진의 면허 생산을 처음으로 현재 F100과 T700엔진이 진행 중에 있다.

가스터빈의 실질적 개발은 1980년대 무인 항공기용 300lbf급 소형 소모성 터보 제트 엔진을 시초로 하여 100lbf급 소형 소모성 엔진이 연구 된 바 있고, 현재 소형 항공기용 K lbf급 터보 제트 엔진 개발이 어느 정도 진행되어 시험 중에 있으며, MW급 산업용 가스터빈 개발이 엔진 전문 업체 주도로 상당히 진전되고 있으나 설계기술은 선진국에 비해 미약하다. (Fig.10, 11 참조) 1995년 이후 2000년대 초반까지는 아직 이렇다할 엔진 개발 계획 등이 수립되어 있지않다. 다행히 국내 엔진 전문업체인 삼성항공(주)이 중형 항공기용 엔진을 국내 개발을 하겠다는 계획을 발표한 바 있으나, 재정을 지원할 정부 기관의 승인을 득하지 못하고 있어 조속한 관련 정부기관의 승인 및 과감한 투자가 요구된다. 항공기용 엔진 개발은 막대한 개발비 투자와 개발 위험도가 커서 몇몇 선진 엔진 전문 제작사에 의해 주도되고, 또한 최근에는 기술 보유국들이 첨단 전략적 기술로 분류 기술 유출을 꺼리고 있어 기술 획득이 매우 어려운 실정에 있다. 따라서 이러한 어려움을 극복하기 위해서는 우선 위험도가 적고 개발비용이 저렴하고 국내 수요를 어느 정도 확보할 수 있는 소형 엔진이나 산업용 가스터빈 개발을 선진국의 기술 협조를 통해 독자 개발을 하여 선진개발기술을 구축하며 또한 이를 통해 획득한 기술을 기반으로 항공기 가스터빈 국제 공동개발에 참여하여 첨단 기술을 계속적으로 발전시켜나가고 동시에 경제적 이득도 취할 수 있는 방법이 최선이라 생각한다.

#### 5. 결 론

- 최근 개발중이거나 개발 예정인 항공기용 가스터빈의 시스템 기술, 구성품 기술 등이 설명되었다.
- 민간용 가스터빈은 전순기비용감소 특히 운용비에 대부분을 차지하는 연료비의 저감 방향 즉 저연료소모율을 갖는 에너지 효율 엔진 방향으로 발전하고있다. 이를 위해 바이패스비를 극대화하는 프롭팬(또는 ATE, UDF 엔진) 개념이나 압축비가 낮은 경우는 열재생 엔진의 연구가 활발하다. 또한 비행시간 단축을 위해 초음속 여객기용 가변 사이클 엔진의 연구도 활발히 진행되고 있다.
- 군용 가스터빈도 전순기비용감소 방향은 마찬가지이나, 전투력 증강이 주요 임무이므로 높은 추력무게비를 갖거나 고기동성을 위한 추력방향 제어 및 조종사 요구에 신속하고 신뢰성있게

감응하도록 하는 통합디지털전자제어(FADEC)를 갖는 가스터빈의 연구가 활발히며 일부 실용화되고있다.

- 또한 압축기, 연소기, 공기흡입구, 터빈, 배기노즐, 팬, 프롭팬, 엔진시스템 등의 주요 구성품의 최신 개발기술도 설명되어있다.
- 아직 미흡한 수준에 있는 국내항공기 가스터빈 기술을 현재 개발중인 산업용 가스터빈이나, 소형소모성엔진 개발 사업을 통해 기반 기술을 구축하고 중형항공기나 고등훈련기의 엔진 개발을 과감히 추진하여 가스터빈 분야에 있어서도 선진국 수준의 기술을 확보, 발전하도록 최선을 다하여야 할 것이다.

#### 참고 문헌

1. Wisler, D.C., "Some Current Aerodynamic Challenges in Morden and Future Turbomachinery", Colloquium on Turbomachinery, TPMRC, 1992
2. Rosen, R. and Bowditch, D.M., "The Future Challenger for Aero propulsion", NASA TM-105613, 1992
3. 최신 방위기술 대성, 일본 R&D Planing Ltd, 1985
4. Flight International, Feb. 1994
5. Jane's All the World's Aircraft, 1993 ~ 1994, Jane's Information Group Ltd, 1993
6. Turk, P., "Looking at the Military Engine Industry Today", Aerospace(Asia-Pacific), July. 1994, pp 18 ~ 27.