

항공추진용 가스터빈 기술 변천 및 개발 동향

김수용* · 박준영 · 유일수

1. 개 요

항공기 엔진 기술은 과학기술분야에서 가장 중요한 기술 축적의 중심이 되고 있으며 미래에는 집중적인 발전 가능성과 함께 인류 사회의 진보에 가장 중요한 핵심적 기능 중 하나가 되고 있다. 항공기 엔진은 무엇보다도 진보적 과학 개념의 도입 및 새로운 기술 방향에 대한 제시 등을 통하여 기타 에너지 기계 기술 발전의 기초가 되고 있을 뿐 아니라 여타 비행추진체와의 연결고리 역할을 충실히 담당하고 있다. 항공용 엔진으로의 가스터빈 개발 역사는 약 60년에 이르는데 동 기간동안 항공용 엔진은 많은 제작기술상의 변화를 겪었고 특히 구조상 응력 변화 및 열응력 해석분야에 있어 기타 어떤 비교도 되지 않을 정도의 진보를 이룬 바 있다. 이러한 항공기 엔진 분야의 학문, 기술적 진보는 그 완성도에 있어 여타의 기술들과 비교할 때 다음과 같은 면에서 우월한 것으로 판단된다.

- 열응력 해석 기술의 성숙도
- 중량 및 부피 면에서의 밀집성 (compactness)
- 터빈 입구에서의 높은 작동온도
- 가스동력학 해석 기술의 고도화 및 압축기, 터빈 내에서의 부하 변화
- 열응력 규모 및 환경성을 고려한 연소 과정의 성숙
- 고온 부 설계 및 제작에서 냉각 및 열차폐 관련 기술
- 금속 및 비금속 신재료 개발과 관련한 기술
- 시스템 작동의 안정성 및 안정성
- 시스템 융합 기술

이러한 기술적 성취는 가스 동력학, 연소, 열전달, 응력해석 등 광범위하고 다양한 분야 기술과 컴퓨터

기술과의 접목 그리고 시스템 통합 제어 및 진단과 관련한 이론적 기술에 기초하고 있으며 또 실제적으로는 부분품 및 엔진시스템에 대한 실험적 기술 발전에 힘입은 바 크다. 이와 같은 항공기 엔진 기술의 진보는 항상 여타 기술 분야의 최첨단에 위치하고 있으며 소재, 화학 그리고 엔진구성에 필요한 금속 재료기술에 의하여 뒷받침되고 있다. 본론에서는 이러한 기술 변화에 따른 엔진 개발 변천사를 세대별로 검토해 보기로 한다.

2. 세대별 항공용 가스터빈 엔진 기술 변화

항공용 가스터빈 엔진 발달의 단계는 지금까지 크게 다섯 세대로 나누어서 그룹 지을 수 있다. 여기서 세대를 구분하는 그룹이란 항공용 엔진이 갖는 중요한 특성을 나타내는 엔진의 형식이나 설계 형태, Cycle 변수의 수준, 압축기, 연소기, 터빈 등 부분품의 주요설계 특성 및 적용된 소재 및 제작과 관련된 기술적 프로세스 등을 지칭한다. Fig. 1에는 세대 간 대표적 항공용 엔진들이 예시되어 있다. 이러한 세대를 구분하는 기술적 및 시간적 경계는 국가간 다소 중복될 수 있으나 크게는 다음과 같이 구분할 수 있다.

1세대 : 1940 ~ 1950년도

2세대 : 1950년도

3세대 : 1960 ~ 1970년도

4세대 : 1970 ~ 1990년도

5세대 : 1990 ~ 2000년도

제 1세대에서는 40년대 및 50년대 초의 터보젯 엔진의 발전기이다. 당시 터보젯 또는 터보재연 엔진이 갖는 주요 사이클 변수의 값은 상당히 낮은 수준이었는데 압축비가 단일 축 원심 및 축류에서 3~5.5 수준이었다. 터빈 입구온도는 냉각이 없이 900~1150K 정

* 한국기계연구원 에너지기계연구센터

Email : soykim@kimm.re.kr

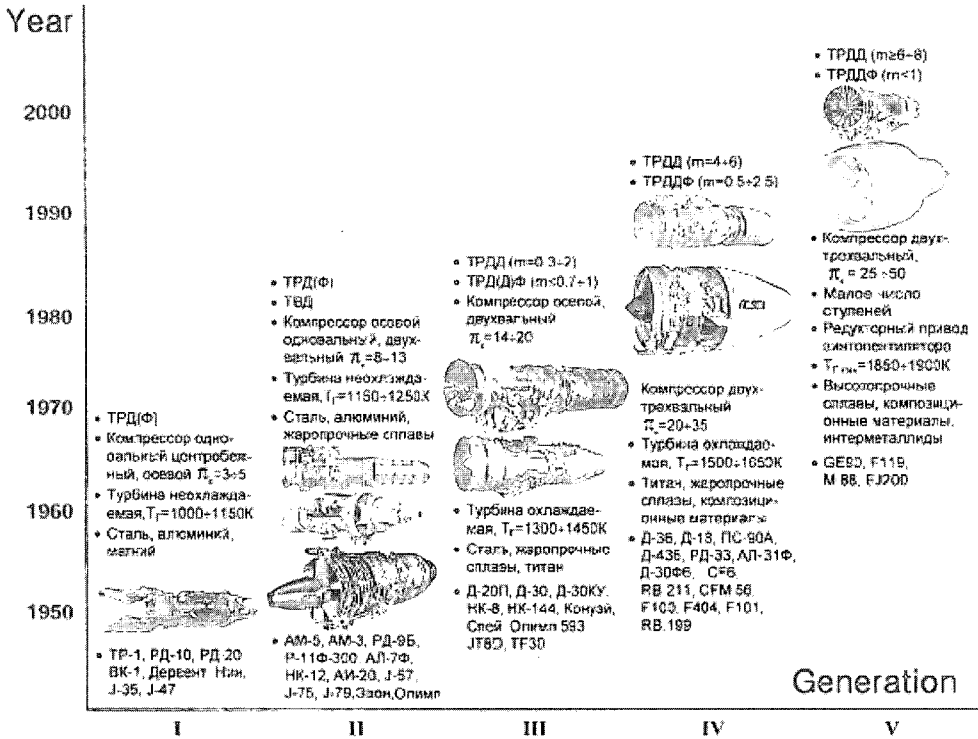


Fig. 1 세대별 주요 항공용 가스터빈 엔진 및 특성

도를 넘지 않는 수준이었다. 엔진에 사용된 주요한 소재는 스테인레스 스틸, 알루미늄 그리고 마그네슘으로 이루어지는 부분품으로 온도가 낮은 장소에 사용하였고 연소기와 터빈 블레이드의 경우 내열재료가 최초로 사용되었다. 제 1세대 중 비행기의 속도는 음속 이하였다.

50년대 중반까지의 가스터빈 엔진 기술은 관련 기술의 광범위한 발달 및 새로운 엔진 개발 면에서 급격히 수가 증가한 기간이었고 그 결과 뛰어난 엔진형태가 다양하게 나타났고 당시 제작된 엔진들이 지금까지도 운전되고 있다. 군사용 엔진이 대부분이었으며 이중 민수용으로 개조된 것들도 있었다. 엔진의 형태는 터보젯, 터보제연, 터보프롭 엔진이 주축을 이루었다. 압축기들은 대개 축류 단일 축으로 입구 안내익 (IGV: Inlet Guide Vane)을 조정하여 제어할 수 있거나 2축의 경우 압축비가 7~13 정도였다. 터빈 입구온도는 1150~1275K에서 작동하고 냉각이 필요 없는 동익과 냉각이 있는 정익으로 구성되어 있다. 제작과 관련해서는 대부분 보다 기술적으로 진보된 내열합금을 사용하였고 이때 티타늄이 사용되기 시작하였다. 동 세대 중에는 시스템 구성과 관련하여 뛰어난 개념들이 나타

나기 시작했는데 터보제연 사이클 및 초기 3단을 초음속으로 구성하는 등 엔진의 길이 및 중량이 증가하였다. 이러한 기술적 결정은 미래의 항공기엔진의 발달 방향을 암시하는 것으로 가스제너레이터 압축기 단수가 감소되고 특히 낮은 압력비로 다단 압축기술을 적용하는 것이 중요한 기술적 사례였다. 그 외 설계와 관련한 탁월한 사례로 1954년에 제작된 (TBD NK-12) 9200~11000kW 급 출력의 엔진으로 지금까지 성공적으로 운전되고 있다. 3세대 (60년대) 가스터빈 엔진의 특징은 무엇보다도 바이패스 형태로 비교적 낮은 바이패스 비 ($b=0.5 \sim 2.5$)를 갖는 민수기용 비행기 엔진들이 그것이다. Conway, JT80, D-20P, D-30KI, NK-8 등의 엔진들이고 보다 더 진보한 경우 터보 제연 엔진으로서 군사용으로 적용된 Spay, TF-30, P27-300 및 초음속 여객기인 Olympus-593, NK-944 등이다. 특히 터빈입구온도가 1350~1450K에서 터빈 동익을 공기 냉각하기 위하여 대류열전달 냉각방식의 적용하였고 압축기는 주로 2축으로 구성되었으며 압축비는 15~20에 이르렀다. 이후 소재분야에 보다 기술적 진보가 이루어지면서 내열합금 및 티타늄의 적용이 증가하였다.

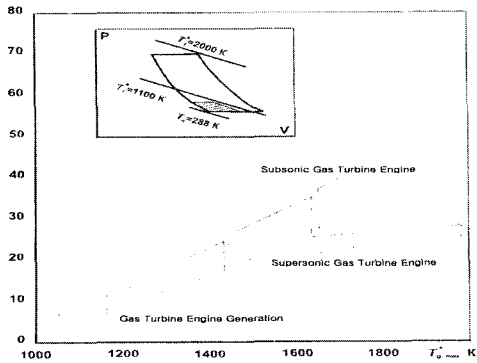


Fig. 2 세대와 5세대 간 압축비 및 온도 비교

4세대는 기술적으로 볼 때 매우 급격한 발전이 이루어진 기간으로 간주된다. 이 세대는 내용면에서 매우 다양한 기술적 발전이 이루어졌는데 70~80년대 기술적 도입이 시작되고 90년대까지 개발이 진행된 기술들이다. 아음속까지의 새로운 바이패스 엔진의 개발과 병행하여 바이패스 비가 4~6 이상으로 민수용 및 군용 수송기에 적용된 CFM56, RB211, PW4000, D-18, PS-90A 등 바이패스 엔진이 있었고 재연 터보젯 엔진으로는 군용 및 다양한 용도로 적용된 초음속 엔진이 있었다. 2 spool, 3 spool 엔진의 경우 압축비가 25~30인 초음속엔진과 압축기 30~40인 아음속 엔진이 있었다 (Fig. 2). 터빈입구온도는 대류 및 충돌냉각 기술 발전 및 방향성 크리스탈 또는 일방향 크리스탈 기술을 적용한 터빈 블레이드 도입 및 메탈 파우더 기술을 이용한 디스크 제작 기술 발달 등에 힘입어 1500~1750K까지 상승되었고 이러한 조치로 과급 (booster) 엔진에 있어서는 추력 대비 중량에서 8이상까지 얻을 수 있게 되었다. 이러한 4세대의 엔진에서 특히 문제로 제기된 것은 단수를 감소시키는 것이었으며 이를 위하여 고도로 집중된 가스의 동적 거동에 대한 이해가 요구되었고 재료의 고강도를 만족시킬 수 있는 기술적 선택에 대한 결정이 이루어졌다. 압축기 및 터빈의 효율향상을 위한 끊임없는 요구를 이루기 위하여 컴퓨터를 이용한 2~3차원 계산 방식이 적용되었고 또 부분품 및 시스템 시험을 위한 새롭고도 실질적 방법들이 적용되었다. 이를 통하여 압축기와 터빈의 소형 blade 특성에 대한 많은 지식이 습득되었을 뿐 아니라 소형 터보프롭엔진에 대한 기술적 지식이 축적되었다. 압축기와 터빈의 간극을 제어하기 위한 문제가 제기되었고 고압압축기를 위한 원심압축기의 역할도 증대되었다. 이에 따라 엔진수명, 신뢰성, 유지보수의 간편성

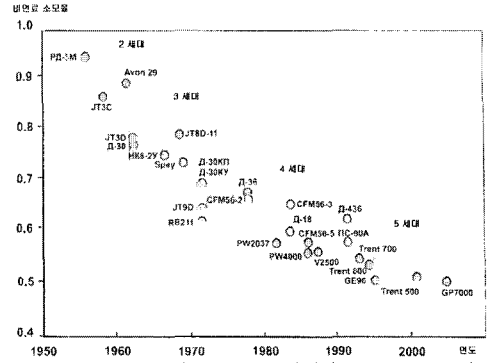


Fig. 3 연도별 비연료 소모율 변화 (M=0.8, Alt=11km)

에 대한 요구조건도 강화되었다. 이러한 많은 기술적 문제에 대한 해답의 상당부분이 자동제어장치 및 진단 시스템의 적용으로 해결되었다. 이 시기에는 첫째, 바이패스 터보젯 엔진의 바이패스 비가 크게 증가하였고, 압축비가 증가하였으며, 터빈 입구온도가 상승하였고 수명향상과 신뢰성에 대한 요구가 커졌으며, 둘째, 바이패스비와 압축비가 다소 낮은 경우 터빈 입구온도가 다소 낮아지는 대신 작동 성능이 크게 높아졌다. 90년대 들어서면서 시작된 5세대 가스터빈의 터빈 입구온도는 1850~1950K에 도달하였고 부품수의 최소화가 진행되었고 비추력은 재연 터보젯 엔진의 경우 바이패스비가 9~10에 달하였다. F22, EJ200의 F119엔진, RaFale의 EF200과 M88 엔진들이 그것이다. 아음속 영역에서 보수적 터빈입구온도 및 압축비가 50 이상, 그리고 바이패스비가 8~10 정도의 엔진 및 바이패스비가 매우 큰 감속기어를 통해 팬을 구동하는 PW8000 및 NK-93 엔진들이 개발되었다. 높은 완성도를 가지는 익형이 3차원 점성유체를 고려하여 설계되었으며 제작에 높은 강성을 갖는 합금, 그리고 고효율 냉각시스템을 갖는 다결정 터빈 블레이드, 고압 단에 blisk로 불리는 디스크와 동익이 용접에 의하여 일체형으로 제작된 기술, casing과 그 외 stator를 복합재료로 제작한 점 등이 있었다. 터빈입구온도, 압축비 등 사이클 변수 값이 향상된 것은 가스제네레이터 엔진을 통과하는 가스의 유효일이 증가된 때문이었다. Fig. 2에는 1세대와 5세대의 사이클 일이 P-V선도에 비교되어 나타나 있으며 무려 20배 정도 향상된 것을 볼 수 있다. 결과적으로 엔진의 경제성을 높인 것은 물론 추력 및 엔진 중량이 크게 감소는 결과를 가져왔다. Fig. 3에는 지난 50년간 민항기 부분의 항공용 엔진의 경제성이 나타나 있으며, 여기에는 Cruise에서 (M=0.8 H=11 km)

항공추진용 가스터빈 기술 발전 및 개발 동향

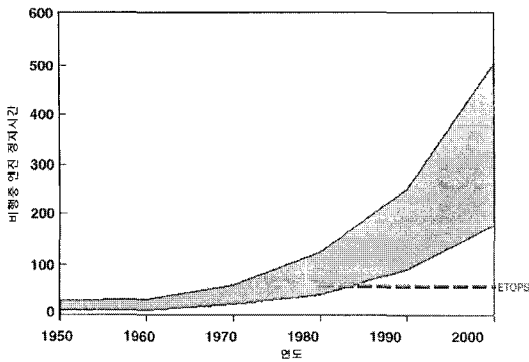


Fig. 4 연도별 비행 중 엔진 정지 시간

연간 비연료 소모율의 변화가 나타나있다. 단축 터보젯 엔진이 민항기 부분에 1950년도 중반부터 나타나기 시작했고 이는 2세대 군용엔진을 개조하여 이루어진 것으로 비연료 소모율이 0.85~0.95 kg/kg-h 정도였다. 60년대 중반에는 바이패스비가 1~2인 엔진이 나타나기 시작했으며 (3세대) 결과적으로 CR 값이 15% 정도 감소하였다. 가스터빈은 경제성은 사이클 변수의 향상 (압축비 35~40, 터빈입구온도 1650K) 및 바이패스비가 4~8로 증가된 4세대 가스터빈이 나타난 70년대에 들어서면서 크게 향상되었다. 비연료 소모율은 여객기

의 경우 같은 주요변수 값을 갖는 조건에서 1세대에 비하여 약 35~40% 감소하였다.

제 5세대 가스터빈은 4세대에 비하여 사이클 변수의 향상 바이패스비 등의 향상으로 경제성이 10~15% 향상되었으나 무엇보다도 부분품의 가스동력학적 기술 성숙이 가장 큰 원인이라 하겠다. 여객기의 경우 엔진의 경제성과 함께, 가장 중요한 변수는 엔진의 신뢰도인데 여기에는 엔진 작동의 안정성 및 수명이 포함된다. 엔진의 수명은 제 2세대의 수백시간부터 20,000~30,000 비행사이클 시간까지 증가하였는데 이는 50,000~70,000시간까지의 작동 시간을 의미하며 거의 동체의 수명까지 접근하는 것을 의미한다. Fig. 4에는 엔진의 신뢰도를 나타내는 중요 지수 중 하나인 비행중 엔진 정지 시간의 연도별 변화를 보여주고 있다. 엔진작동의 신뢰성 향상은 탑승객의 수를 크게 증가시켰는데 (약 300~400명), 동시에 비행기에 탑재하는 엔진의 수도 3~4대에서 2대로 감소되었는데 이는 엔진 운영에 소모되는 비용의 엄청난 감소를 의미한다. 이 모든 것이 엔진의 추력의 증가를 불러일으켰고 1950~60년대의 100 kN의 수준에서 1990~2000대에 들어서는 400~500 kN으로 증가하였다 (Fig. 5). 1970년대 들어서면서 민항기의 수요가 커지면서 이에 대한 환경적 제한

추력 (kgs)

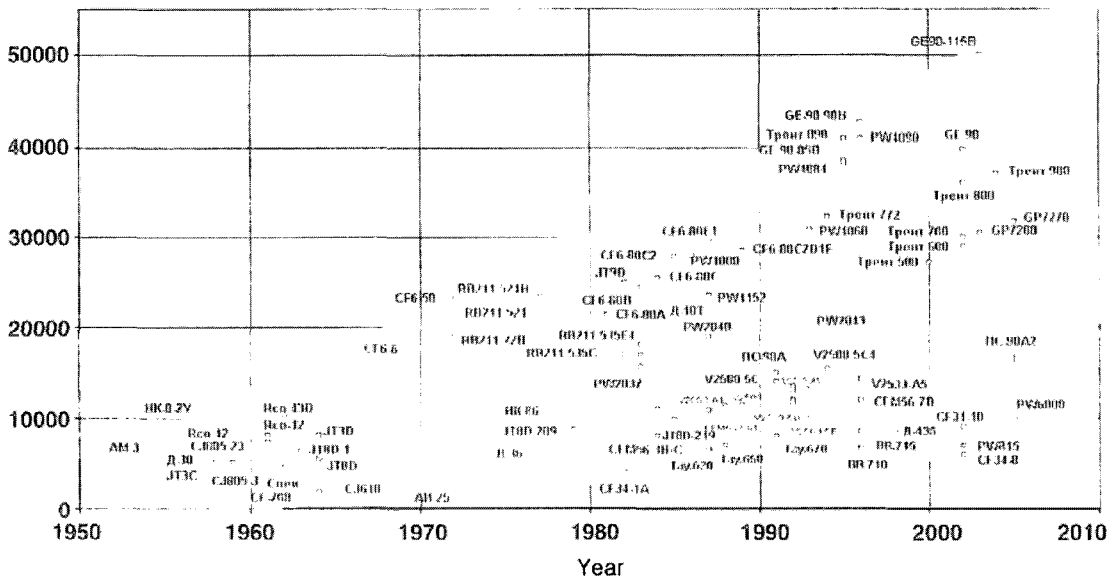


Fig. 5 연도별 추력 변화

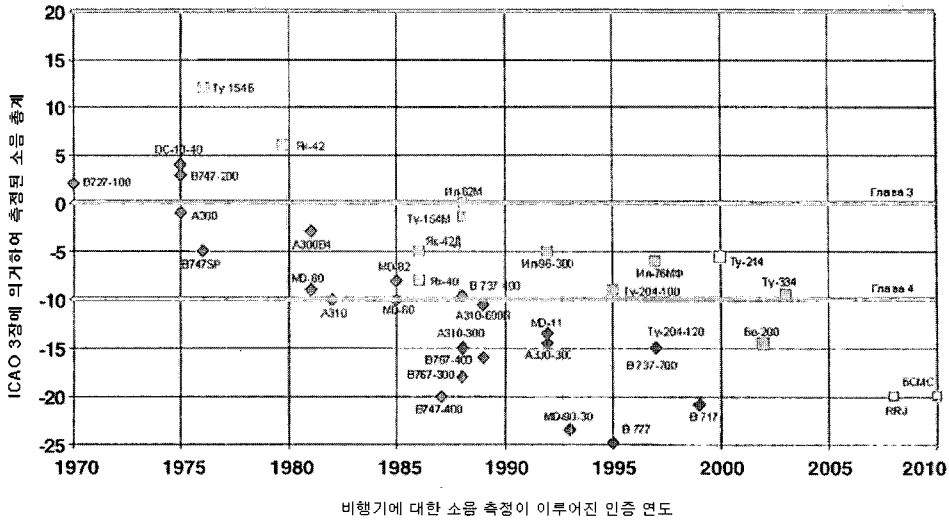


Fig. 6 연도 별 비행기의 소음 레벨 변화

사항이 요구되기 시작했는데 먼저는 작동 위치에서 소음에 대한 규제였고 이후 배기오염에 대한 규제가 뒤따랐다. 무엇보다도 소음에 대한 엄격한 규정이 제정되었다. 1972년에는 ICAO 제 2장에 위치에 따른 소음에 대한 규정인 비행경로 중 세 곳, 즉, 이륙 시, 비행 중, 그리고 착륙 시 소음을 규제하였다. Fig. 6에는 인증을 받게 될 모든 비행기에 대하여 ICAO 3장 규정에 따라 3곳에서 측정된 소음 합계의 수치에 대한 연도별 변화 추세를 보여주고 있다. Fig. 6에서 보듯이 지난 10여 년간 소음레벨은 10EPN dB까지 낮아졌고 이중 90%는 엔진의 소음에서 기인하는 것으로 나타났다. 소음 수준의 감소는 70~80년대 들어서 바이패스비가 큰

엔진의 개발을 유도하였고 이는 배기노즐의 소음을 크게 감소시켰고 특히 소음을 줄이기 위한 박막 기술 등이 개발되었다. 1990~2000 기간 중에는 비행기 개발 시 소음감소를 위한 설계조치, 소음원, 즉 블레이드 접선속도의 감소, 익틀 간 비정상 상호 간섭을 줄이기 위한 특별한 익형의 설계 등의 기술들을 도입하고 있다. 이러한 모든 조치들은 비행기 개발 시 소음 수준을 10 EPN dB까지 낮추기 위한 것으로 새로운 ICAO 4장에 실질적으로 제정될 예정이다 (Fig. 6). 공항 지역에서의 배기오염에 관한 규정도 1978년 ICAO에 최초로 삽입되었는데 배기가스 중 불 연소된 HC, CO, 및 SN 연기 그리고 산화질소 등에 대한 규정이 설립

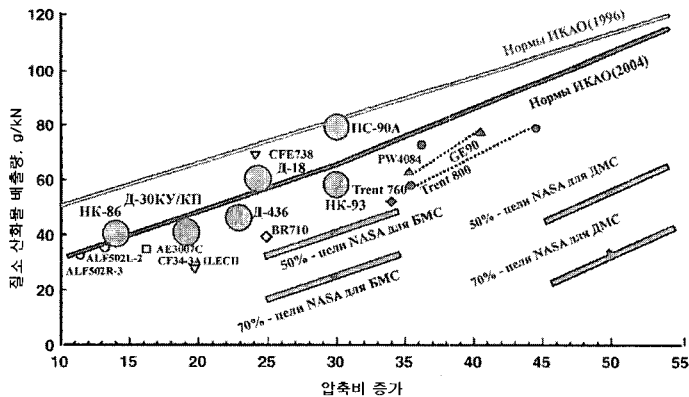


Fig. 7 압축비 변화에 따른 질소 산화물 배출량 변화

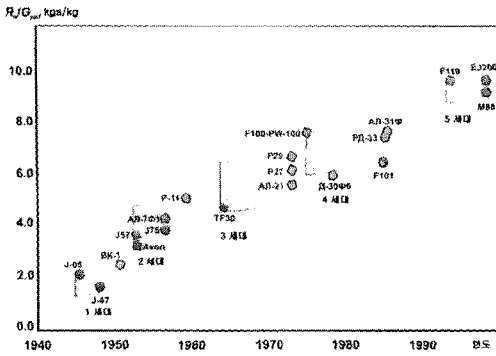


Fig. 8 연도별 비추력 증가 추세

되었다. 엔진 사이클 주요 변수 값들의 향상 및 연소기의 연소 성능향상과 더불어 최신 항공기의 경우 HC, COx, SN 등의 배출과 관련된 기술적 문제가 해결되었으나 사이클 변수 향상으로 야기된 질소화합물 NOx 문제가 날카롭게 대두되었고 결과적으로 연소기내 화염의 온도 및 최저온도 영역에서 연소가스의 체류 시간 등에 의해 결정되는 NOx 배출량을 제한하기 위한 문제가 제기되었다. 질소산화물의 감소를 위하여 새로운 연소기 설계 개념이 개발되고 도입되었다. Fig. 7에는 엔진 압축비 상승에 따른 질소산화물 배기 수준의 변화 및 해마다 ICAO에 의하여 강화되고 있는

NOx 배출 제한치의 변화를 보여주고 있다. Fig. 8에는 이륙 시 비중량 변화에 따른 연도별 추력변화 양상을 보여주고 있다. 지난 50년 동안 추력 대비 중량 값 R₀/M 값은 5배 이상 증가하였고 그 결과 비추력비가 4배정도 상승하였다. 중량 및 사이즈 분야에서의 향상은 터빈입구온도의 상승, 압축비, 새로운 냉각기술, 고강도 내열재료의 개발 덕분에 가능하였다. 이로 인하여 엔진을 구성하는 부분품의 수가 대폭 감소하였고 그 결과 중량감소는 물론 제작 및 유지보수에 요구되는 비용 역시 감소하였다. Fig. 9에는 3~5세대에 걸친 폭격기용 바이패스엔진의 설계 Scheme의 변화가 나타나 있다.

그림에서 보는바와 같이 압축비가 20에서 30으로 증가하였음에도 불구하고 단수는 20에서 10정도로 50% 감소하였음을 볼 수 있다. Fig. 10에는 제 2세대부터 5세대까지의 가스터빈 개발 기간 및 비용에 대한 변천이 나타나 있다. 제 4세대부터는 개발 비용 및 기간이 급속히 증가하고 있음을 볼 수 있다. 이때부터는 개발에 요구되는 기간이 5~6년에서 10년까지 증가하고 있고 비용도 2, 3세대에 비하여 4.5배, 2.5배로 각각 증가하고 있음을 볼 수 있다. 5세대 가스터빈의 개발 기간은 15년을 넘기 시작했고 비용은 2세대에 비하여 10배 이상을 초과하기 시작하였다. 특히 이때부터는 개발비용 중 연구 개발 및 시험 (SRE : Scientific

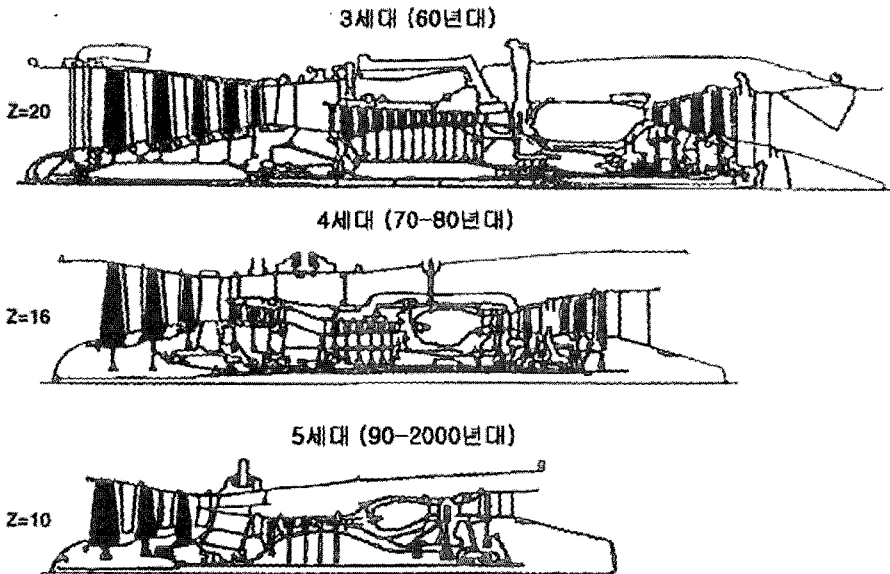


Fig. 9 3~5세대 간 엔진 Flow path Scheme 변화

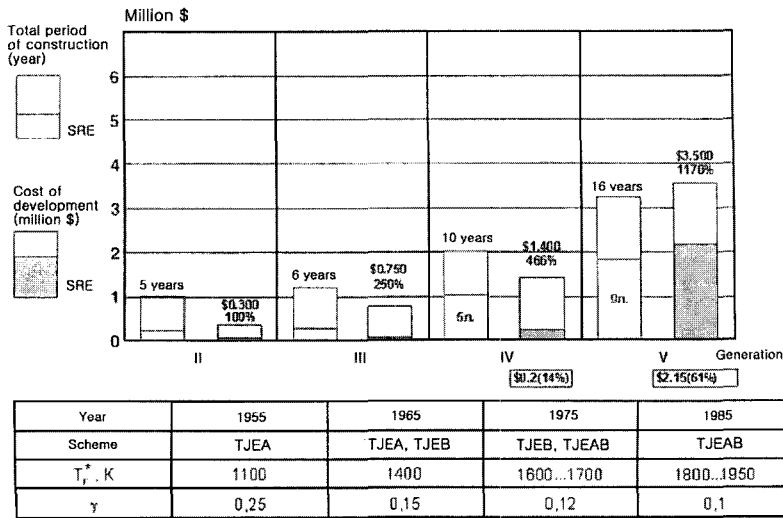


Fig. 10 엔진 개발에 따른 세대별 비용 및 기간 변화

Research and Experiment)에 소요되는 비용의 몫이 크게 증가하기 시작하였다. 여기에는 새로운 소재의 개발, 설계, 가스제너레이터 및 시제기 개발 등에 요구되는 비용이 포함되어 있다. 예를 들어 4세대의 경우 SRE 비용이 가스터빈 전체 개발비용 중 14%를 차지한데 반해 5세대의 경우 60%에 이르는 것에 주의할 필요가 있다.

3. 향후 기술변화

항공용 가스터빈엔진의 기술개발 방향을 살펴보면 21세기에는 부분품 각각에 소요되는 기술이 기타 기계공업 기술과는 비교될 수 없는 높은 과학기술 수준에 도달할 예정이고 특히 응력 및 열응력 해석 및 복합재료 부분에서 괄목할 성장이 예기된다. 이러한 기술들이 바탕이 되어 엔진의 단위 체적이 생성할 수 있는 비출력은 다른 어떤 동력기관과 비교될 수 없는 수준까지 증가할 전망으로 1m³의 가스제너레이터 체적이 생산할 수 있는 출력은 40~45MW까지 이를 것으로 추측되고 있다. 항공용 엔진을 개발하는 것은 매우 복잡한 과정이며 현대 과학이 제공할 수 있는 첨단기술들, 즉 가스동력학, 열전달, 강도해석, 재료, 전기 등 모든 분야가 동원되어야 하는 분야이다. 세계 각국은 동분야의 기술 개발, 확보를 위하여 치열한 경쟁을 치루고 있는 중이며 이러한 경쟁의 가장 중요한 우선순위가 개발 및 가공비용을 포함한 엔진 사이클에 대한 소

요 비용의 저하, 운영비용의 절감이다. 미국의 경우 VAATE (Versatile Affordable Advanced Turbine Engine) 프로그램을 통하여 2019년도까지 개발비용의 1/3화, 제작 및 운영비용을 2~2.5배 감소시키는 것을 목표로 하고 있다.

향후 기술 발전 방향을 살펴보면,

- 기술 개발 분야 : 기술개발을 위한 연구적 목적으로 새로이 제작된 엔진을 통하여 새로운 기술적 적용에 대한 결정, 지능형 시스템에 대한 시험 등을 제외하고는 대부분 표준화된 지능적 가스 제너레이터를 다양한 사이클 및 시스템 개발에 적용하는 사례가 증가할 것이다 (Fig. 11).
- 생산 분야 : 엔진의 중량 감소, 부분품 수 감소 덕분에 범용적 (Universal), 자동제작 시스템을 이용한 생산성이 높은 기술 개발 방향으로 전개될 예정이다.
- 운전 시험 분야 : 고온부 수명이 15,000 비행 사이클 시간, 저온부의 경우 30,000 비행 사이클 시간 이상, 비행 중 특정 연구 목적 달성을 위한 엔진정지 시간이 200,000 시간을 초과하는 덕분에 엔진 유지보수에 소요되는 비용도 1/2 이하로 감소하는 방향으로 전개될 전망이다.

4. 결 론

지난 60년간의 항공기 엔진 역사를 통하여 기술 개

발과 관련한 많은 새로운 결정이 이루어졌으며 1~5 세대에 걸쳐 새로운 재료의 개발 및 형태가 도입되었다. 첨단 항공용 엔진은 항공수송과 관련한 형태를 혁신적으로 바꾸었을 뿐 아니라 군사적 부분에도 매우 큰 요인으로 작용하였다. 21세기에도 항공기 엔진의 진취적이고도 빠른 성장은 지속될 예정이며 이로 인하여 많은 기타 과학기술분야의 발전을 촉진시킬 것으로 판단된다. 같은 작동 조건에서 회전부의 중량이 30% 이상 감소될 것이며 터빈 입구 온도는 2100~2200K 까지 도달할 예정이고, 부분적으로 세라믹 재료의 적용, 단결정 니켈합금, 새로운 방식의 주조기술, 가스동력학 측면에서 강도의 증가 등이 새로운 세대의 기술개발의

지표가 될 것이다. 제어와 관련해서는 전자 자동제어 시스템을 통하여 엔진 결함에 대한 자동 방어 시스템이 적용될 것이며 세라믹 재료를 적용한 Hybrid 베어링 시스템 등이 개발될 것이다. 이러한 기술개발 동향을 바탕으로 2010~2015년도 경에는 가스터빈 개발에 있어 새로운 세대로 진입할 것으로 예견된다.

참고문헌

- (1) Perspectives of gas turbine engine developments of leading aviation gas turbine companies., CIAM 2004, pp. 7~28.