

최신 애프터버너의 기술경향 분석

황용석* · 윤현걸* · 임진식*

The technological trend of advanced afterburners

Yongseok Hwang* · Hyungull Yoon* · Jinshik Lim*

ABSTRACT

Advanced afterburner used in the most modernized gas turbine has new designing paradigm to cope with reinforced power density. The most distinct change is the designing trend to integrate fuel injectors and flame holder in order to manage higher temperature of inlet air. F414 and F110-GE-132 engine adopted this methodology and installed a variable nozzle utilizing CMC(Ceramic Matric Composite) material and active cooling of nozzle flap with ejector nozzle in order to enhance the life cycle of engine components and an economical aspect. These technological trends can be utilized for an advanced ramjet engine and combined cycle engine like TBCC.

초 록

최신 엔진에 사용되는 애프터버너는 늘어난 엔진의 출력밀도(Power Density)를 감당하기 위해 기존 애프터버너와는 다른 설계 패러다임을 가지게 되었다. 가장 눈에 띄는 변화로는 애프터버너로 유입되는 공기의 온도 상승으로 인해 연료분사장치/화염안정화장치가 통합되는 설계 방식이다. 또한, 운용성을 좋게 하기 위해 Radial 형태의 형상을 사용한다. 최신에 엔진인 F414 및 F110-GE-132 엔진에는 이와같은 형태의 장치에 추가로 CMC(Ceramic Matric Composite)가 사용된 가변노즐과 ejector 노즐을 적용한 능동 냉각 개념의 가변노즐등으로 엔진 부품의 수명을 늘려서 경제성을 제고한 것으로 조사되었다. 이러한 기술 경향은 차세대 램제트 엔진이나, TBCC와 같은 복합사이클 엔진에도 적용가능할 것으로 판단된다.

Key Words: Gas Turbine(가스 터빈), After Burner(애프터버너), Fuel Injection(연료 분사), Flame Stabilization(화염안정화)

1. 서 론

1970년대 미해군에서는 도태되어 가는 낡은 기종의 전투기인 F-4 팬텀과 A-7 Corsair 공격기

를 대체할 전투기가 필요하게 되었으며, 이를 위해 F/A-18이라고 불리는 새로운 전투공격기를 개발하였다. 이후 1987년에 미해군은 21세기의 새로운 위협에 대처하기 위한 전투기의 연구를 시작하였으며 이 전투기가 F/A-18 E/F이다.

이 전투기는 국방예산이 줄어드는 환경에서

* 국방과학연구소 1본부-5부
연락처, E-mail: hpolaris@hanmail.net

F/A-18, A-6, F-14 전투기가 수행하였던 임무를 모두 수행할 것을 요구받았고, 이를 위해 적재량이 증가하고, 작전 반경이 늘어났으며 생존성과 미래의 업그레이드를 위한 여유 공간을 확보하도록 설계되었다. 따라서 기체가 기존 대비 약 25% 가량 증가하였으며, 이로 인한 무게의 증가 및 항력의 증가를 이기기 위해 더 많은 추력을 발생할 수 있는 엔진이 필요하게 되었다. F414 엔진은 F404 엔진의 최신형으로 이러한 요구조건을 수용하기 위해 설계되었다.[1]

다음 표 1은 기존의 F404 엔진과 F414 엔진의 성능 차이를 표로 정리한 것이다.

Table 1. F404, F414엔진의 성능 및 형상 차이[2]

	F404-GE-400	F404-GE-402	F414-GE-400
Max Thrust(SLS,lb)			
Max A/B	16,200	17,800	21,970
IRP	10,700	11,900	14,600
Max Airflow (lb/sec)	142	145	172
SFC at Max A/B	1.93	1.78	1.84
SFC at Dry Power	0.81	0.84	0.84
Engine Face Diameter(in.)	27.9	27.9	30.6
Overall Length(in.)	154.4	154.4	154.4

F414는 F/A-18 E/F의 임무 요구 조건에 효과적으로 대응하기 위해서 경제적이면서도 효율적인 엔진이 될 필요성이 제기 되었으며, 이와 같은 필요에 의해 그림 1과 같이 무게 대비 추력 비가 타 엔진에 비해서 향상되었다. 이는 엔진의 출력 밀도(Power Density)가 높아 저 연소 온도와 터빈 입구에서 연소가스의 온도가 상승하였다는 것을 의미한다.

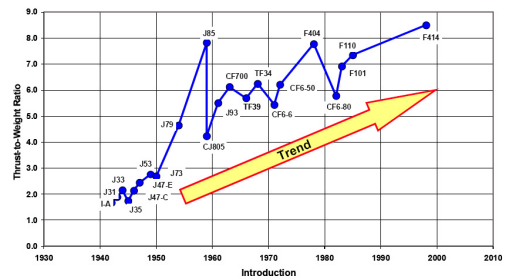


Fig. 1. GE 가스터빈 엔진의 무게 대 추력 비[3]

2. 최신 애프터버너의 기술적 특징

1절에서 본 것과 같은 경향은 비단 F414엔진 뿐만 아니라, 현재 개발되고 있는 항공용 첨단 엔진의 공통적인 특징으로 나타나고 있다. 이는 애프터버너 운용 환경의 궁극적인 변화를 의미한다.

일반적인 애프터버너의 특징에 대하여 발전된 애프터버너는 유입 가스의 vitiation 수준의 상승으로 인해 다음과 같은 문제를 가지게 되었다. 먼저 애프터버너로 유입되는 공기의 온도 상승으로 인해 분사된 연료의 자발화가 더욱 빠르게 진행되는 문제가 발생하였다. 현대의 고성능 엔진의 경우, 애프터버너 유입 가스의 온도는 국부적으로 1300K까지 상승하는 경우가 있으며, 이 경우 분사 연료의 자발화에 걸리는 시간은 약 1msec 정도이다. 이 시간은 분사 액적의 비행 거리로 환산하여 보면 약 50mm 정도 되는데, 이 거리는 분사된 연료가 화염안정화 장치까지 도달하기 전에 균일한 연료의 분포를 만들기 위한 혼합에 필요한 거리에 비해 매우 짧은 것이다. 유입 가스의 온도 상승으로 인해 발생한 또 하나의 문제는 연료 분사장치 및 화염 안정화 장치의 재질 문제로서, 이를 해결하기 위해 팬 공기를 사용한 능동 냉각을 사용할 수 밖에 없는 환경에 처하게 된다. 연료 분사장치 및 화염 안정화 장치를 모두 개별 능동 냉각할 경우, 각각 다중 벽 구조를 만들어 줘야하는 구조적인 문제점에 직면하게 된다. 따라서, 짧은 분사 허용 거리와 능동 냉각에 따른 문제점을 한꺼번에

해결하기 위해, 두 개의 장치를 그림 2와 같이 통합하게 된다. [4]

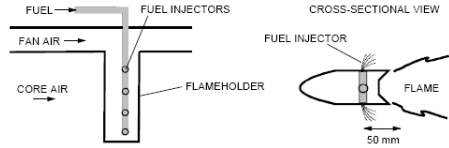


Fig. 2. 통합된 연료분사장치/화염안정화 장치 시스템[4]

이러한 방법을 사용하면 분사 거리를 짧게 유지하면서 팬공기를 이용하여 연료 분사장치와 화염안정화 장치를 동시에 냉각할 수 있다는 장점이 있다. 또한 팬 공기를 통한 냉각 및 유지보수를 쉽게 하기 위해 반경 방향의 형상을 사용하게 된다.

이와 같이 하여 분사거리의 문제와 냉각의 문제를 동시에 해결할 수는 있지만, 이를 하기 위해서는 이전에 사용하던 방법과는 다른 설계 방법을 사용하여야 한다. 연료 분사장치의 화염안정화 장치로부터의 거리가 충분한 경우에는 화염안정화 장치로 유입되는 공기를 예혼합공기로 가정할 수 있고, 예혼합 공기일 경우 화염안정화 장치의 성능에 대한 실험적 데이터 베이스가 상당히 많으므로 이러한 데이터를 사용하여 설계하는 것이 가능하다. 그러나, close-coupled fuel injector and flame holder 시스템의 경우 예혼합을 위한 거리가 매우 짧기 때문에 연료 분무가 직접적으로 화염에 유입되게 되고, 분무의 특성이 화염의 특성에 매우 큰 영향을 미치게 된다. 이와 같은 이유로 연료의 분사 및 분무 특성이 비행 영역에 따라 어떻게 변하는지를 파악하는 것이 설계에 있어 매우 중요한 요소가 된다. 한 가지 더욱 복잡해 진 상황은 각 유입 조건의 변화는 한가지 경향만을 보여주는 것이 아니라는 사실이다. 예를 들면, 코어 흐름의 vitiation 수준의 향상은 유입 공기 온도의 증가와 동시에 유입 공기의 산소함량 저하를 가져온다. 전자는 화염 안정화 특성에 유리한 쪽으로 작용하나 후자는 불리한 쪽으로 작용한다. 반면 냉각 공기의

유입은 위의 예와는 반대 방향의 효과를 가져온다. 이러한 상호 배타적인 효과들은 작동 환경에 따라 서로의 우열이 바뀌게 되므로 여기에 대한 고려가 새롭게 이루어져야 한다.

따라서 파일럿(Pilot) 시스템이 매우 중요한 역할을 담당하게 될 가능성이 크다. 파일럿 시스템은 애프터버너의 점화 및 정적 화염 안정화 특성에 중요한 영향을 미치는 요소로 이와 같은 강한 연계(close-coupled) 시스템에서는 연료 분사 특성이 매우 크게 변하므로 더욱 중요한 위치를 차지하게 될 것이다.

진보된 형태의 애프터버너 시스템에서 나타날 수 있는 또 하나의 문제점은 동적 연소 안정성의 변화이다. 최신 애프터버너에서는 보통 전통적인 것에 비해 높은 압력과 에너지 밀도를 사용하므로 연소 불안정이 나타나기에 더 유리한 조건을 가지고 있다. 또한 크기 측면에서 엔진이 증가하게 되면 아래 그림 3과 같이 음향학적으로 저주파 영역으로 옮겨가며 일반적인 라이너에서 연소 불안정을 억제해 주던 라이너 구멍에 의한 음향감쇄의 효과가 크게 떨어질 가능성이 있다. 이러한 특성은 주로 반경 방향이나 원주 방향의 음향 특성에 의해 나타나고, 실험실 단위에서 실물 엔진과 동일한 반경의 엔진을 시험하는 것이 불가능하기 때문에 적은 비용으로 특성을 알아내는 것이 힘들다.

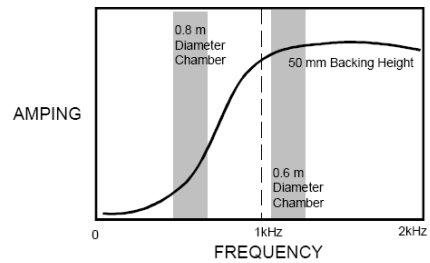


Fig. 3. 다공 라이너의 댐핑 효과[4]

3. 최신 애프터버너를 장착한 엔진의 예

3.1 F414 엔진 애프터버너

2절에서 소개한 배경으로 인해 F414 엔진은

최신 경향의 애프터버너를 사용하고 있다. 이러한 특성을 보여주는 F414 엔진의 상세도가 그림 4와 같이 나타난다.

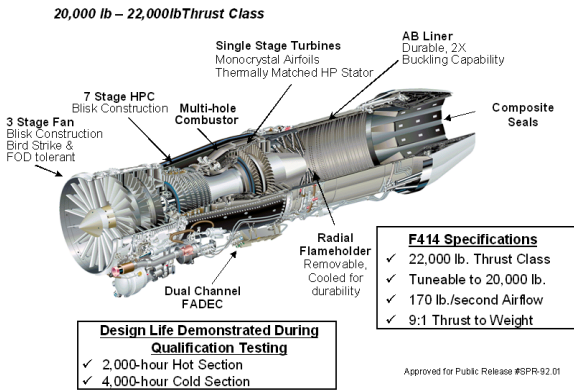


Fig. 4. F414 엔진의 상세도

F414 엔진의 애프터버너는 Radial 형태의 화염안정화장치를 사용하였으며, 이 화염안정화장치는 유입되는 팬공기를 이용하여 자체 냉각을 수행하면서 연료분사장치를 포함하고 있는 형태를 가지고 있다.

또한 이 엔진의 애프터버너에서 특이할만한 점은 flap/seal에 사용된 재료가 CMC(Ceramic Matric Composite)이라는 점이다. F414의 모사 미션 테스트를 통해 노즐의 flap/seal은 reverse curvature seal baseplate 설계와 ceramic material을 사용하는 방향으로 설계가 확정되었다. 이는 가변노즐의 수명 연장뿐만 아니라, 무게 감소에도 효과가 있음이 확인되었다.

3.2 F110-GE-132 엔진의 애프터버너

F110-GE-129 IPE(Increased Performance Engine)는 29,000 lbf 급의 엔진으로 F-15E Strike Eagle에 장착되는 엔진이다. 이 엔진을 기반으로 GE에서는 미래의 시장 수요에 대비하기 위한 엔진을 개발해 왔는데, 이 엔진이 F110-GE EFE(Enhanced Fighter Engine) 또는 F110-GE-132 엔진이다. 이 엔진은 그림 5와 같은 진보된 기술을 적용하고 있다.[5]

F110-GE-132 Low Risk Thrust Growth

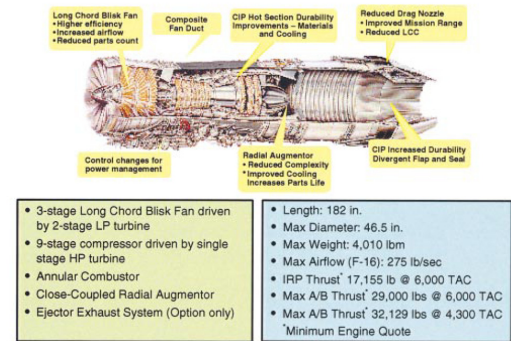


Fig. 5. F110-GE-132 엔진의 새로운 특징[5]

여러 가지 향상된 기능들 중에 애프터버너는 F120 및 F414, F136(F-35 JSF용 엔진) 엔진에 적용된 Radial 연료분사장치/화염안정화장치와 같은 개념들을 도입하였다. 이로써 애프터버너의 복잡성을 줄이고, 정비성이 향상되었으며, 애프터버너 구성품에 대한 진보된 냉각으로 인해 수명이 50%가량 향상되었다. 그림 6은 IPE 엔진과 EFE 엔진의 애프터버너를 비교한 것이다.

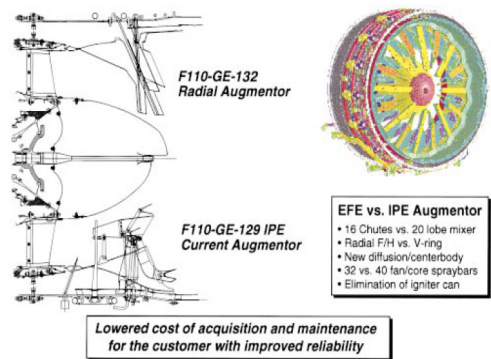


Fig. 6. F110-GE-132 애프터버너와 IPE 애프터버너의 비교 [5]

위와 같은 형태의 애프터버너를 설계하기 위해 3차원 CFD를 사용하였으며, 이를 통해서 애프터버너 개발에 사용되는 시간을 상당히 줄일 수 있었다. 아래 그림 7은 비행조건에서 CFD를 통한 3차원 연소 해석의 예이다.

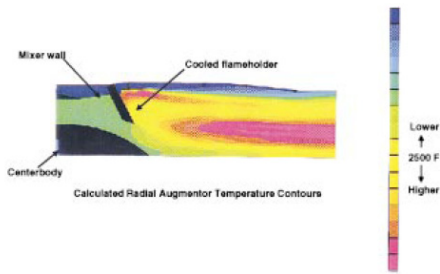


Fig. 7. 비행조건에서 연소해석을 통한 온도장 예측[5]

이와같이 개발된 애프터버너는 전체 비행영역에서 훌륭한 신뢰성(reliability)를 보였으며, radial 형태의 설계로 인해 애프터버너의 작동이 없을 때 더 높은 열적 조건에서 운용하는 것이 가능해 졌고, 또한 낮은 동적 연소 불안정성을 보였다.

배기 노즐의 경우, IPE 엔진과 기본적으로 같은 구조로 되어 있으나, 수명 및 유지 보수성에 많은 개선이 있었다.

Ejector 노즐을 사용하는 것도 옵션으로 가능 한데, 이 개념은 엔진으로부터 공기를 받아들여 노즐의 구성품을 냉각시키는 것으로 노즐 구성품의 수명을 약 4배 연장시키고 LRU 교체 시간을 약 50~90% 가량 감소시킬 수 있을 것으로 예상된다.

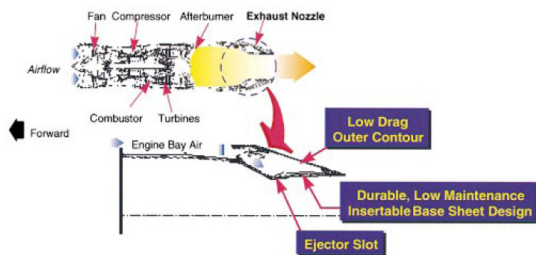


Fig. 8. Ejector 노즐을 사용한 배기노즐 개념[5]

4. 결 론

최신에 터보엔진에 장착되는 애프터버너는 늘어난 유입공기온도 문제를 처리하기 위해 통합된 형태의 연료분사장치와 화염안정화장치를 사용하였다. 이러한 설계는 해당 장치의 냉각 성능 및 정비성을 향상시키는 결과를 낳았다. 아울러 CMC 재료를 사용한 flap/seal 설계와 ejector slot을 사용한 개념은 애프터버너의 구성품의 수명증가 및 정비비용 감소를 이루어 내었다.

애프터버너는 램젯엔진과 매우 유사한 구조 및 작동 환경을 지니고 있다. 따라서, 이러한 애프터버너의 기술 경향은 램젯 엔진설계에 적용될 수 있으며, 아울러 TBCC와 같은 차세대 복합싸이클 엔진에도 적용 가능하다.

참 고 문 헌

1. Robert Burnes, "F/A-18 E/F Aircraft Engine(F414-GE-400) Design and Development Methodology," RTO AVT Symposium on Design Principles and Methods for Aircraft Gas Turbine Engines held in Toulouse, France, 11-15 May 1998
2. G.R.Hall, W.M.Hurwitz, and G.S.Tiebens, "Development of the F/A-18 E/F Air Induction System," AIAA-93-2152
3. H.Maclin, C.Haubert, "Fifty years down-Fifty years fo," AIAA 2003-2788
4. J.A.Lovett, T.P.Brogan and D.S.Philippona, "Development Needs for Advanced Afterburner Designs," AIAA 2004-4192
5. A.R.Wadia, F.D.James, "F110-GE-132: Enhanced Power Through Low-Risk Derivative Technology," Journal of Turbomachinery, Vol.123, pp.544-551, July, 2001
6. GE press release, "F110-GE-132 Engine completes initial flight tests," June 17, 2003