

전투기 추진기관 기술현황 분석 및 핵심기술 획득 방안

An Analysis of Core Technologies and Acquisition Methodology for Combat Aircraft Powerplants

이 기 영* 김 해 원* 강 수 준*
Lee, Kiyong, Kim, Haewon, Kang, Soojoon

ABSTRACT

Core technologies of powerplants, which are necessary for the development of Korean type combat aircraft, are analyzed. And then, the acquisition methodologies for the technologies are proposed. With respect to the aircraft engine design and manufacturing technologies, simple basic technologies such as component manufacturing and assembling technology come to close to those of advanced countries, but the core technologies were not acquired or in the understanding level only. Therefore, the research on the component manufacturing technology should be specialized for buildup of international competition first, and the research on core technologies such as high pressure compressor design, blisk, FADEC and hollow fan blade design should be concentrated step by step by taking an active participation in the development project of international cooperative aircraft powerplants.

주요기술용어 : Advanced Military Engine Technology (최신 군용엔진 기술), Integrated High Performance Turbine Engine Technology (통합 고성능 터빈 엔진 기술), Integrated Flight Propulsion Control (통합 비행-엔진 제어)

1. 서 론

항공기에 있어서의 추진기관은 비행에너지의 근원으로써 항공기의 성능, 크기 및 임무 능력에 중요한 역할을 할 뿐 아니라 항공기 생산원가 및 전순기 비용에 있어서도 직접적인 영향을 주는 항공기 설계 및 제작의 중요 요소이다. 즉, 항공기용 추진기관의 성능향상과 작동 신뢰성의 향상은 항공기 성능과 운용신뢰성 및 운용비용의 절감에 직결되어 있다고 할

수 있다. 항공기 추진기관 관련 기술은 기술력이 뛰어난 일부 선진국에서 거의 독점내지는 과점되어 있고, 이들 기술 선진국들의 기술 보호 장벽으로 인하여 후발국으로서는 첨단 추진기관 관련 기술의 습득이 매우 어려운 분야라 할 수 있다. 특히 군용항공기의 추진기관은 고속 및 고기동성이 요구되는 임무로서의 높은 추력대 중량비와 엔진안정성 그리고 항공기 생존성 향상을 위한 첨단기술들이 요구된다. 미국과 같은 항공기술 선진국에서도 고성능 터빈엔진 기술은 항공기의 복합재료기술, 고집적 자료저장 기술 등과 더불어 미국방성이 중점적으로 개발하고자 하

* 공군사관학교 기계공학과 교수

는 기술로, 이러한 기술들의 확보가 국가안보장에 직결되는 핵심기술임을 보여 주는 하나의 예라 할 수 있다. 이는 무기체계가 비록 국내에서 생산되었다 하더라도 핵심기술에 대한 통제력을 행사할 수 없다면 완전한 무기체계라 할 수 없음을 의미한다. 따라서 항공기 엔진과 같은 고도, 첨단기술 중에서 선진국으로부터 기술의 획득에 애로가 있는 선도기술과 미래 기술에 파급효과가 큰 기술들을 확보하는 것은 전력의 독자성 확보 측면에서도 매우 중요한 일이다.⁽¹⁾

우리 나라의 항공기 추진기관 기술은 표 1과 같이 국방기술 전문가들에 의한 국방과학기술 분류 및 수준조사에 의하면 본격적으로 추진될 KTX-II의 분야별 기술수준에 있어서도 다른 기술 분야에 비하여 상대적으로 낙후되어 있음을 알 수 있다. 표 1에서 1은 개념단계, 2는 연구단계, 3은 개발단계, 4는 실용단계, 5는 개발완료 단계를 나타내고 있다. 표에서와 같이 KTX-II의 종합적인 기술 수준은 개념연구단계를 약간 상회하는 수준이며, 체계종합 및 기체구조에 관한 기술은 KT-I을 통한 기술개발 경험으로 개발단계에 들어섰다고 할 수 있으나 추진기관기술은 연구 단계를 약간 상회하는 정도의 낙후성을 면치 못하고 있는 분야 중의 하나이다.⁽²⁾

[표 1] KTX-II 분야별 기술수준 현황

분 야	기술수준	분 야	기술수준
체계종합	3.32	조종실	2.68
기체구조	3.22	착륙장치	2.66
통 신	3.04	추진기관	2.63
계통종합	3.03	항 법	2.53
공력성능	2.97	무 장	2.48
시험평가	2.91	보조동력	2.42
전 기	2.89	환경제어	2.41
훈련체계	2.72	비행조종	2.30
유공압	2.70	사격통제	2.21

따라서 본 논문은 장차 독자적인 전투기를 개발하고자 할 때 필요한 추진기관 관련 핵심기술 및 이의 획득 방안들에 대하여 논의하였다. 이를 위하여 우선 추진기관의 요소별 기술 및 연구 현황을 분석하고, 우리의 추진기관 관련 기술의 수준을 점검하였으며, 엔진관련 핵심기술들의 획득 방안을 제시하였다. 즉, 우리의 잠재적인 기술우위를 가져올 수 있는 기술분야와 자주국방을 위해서 필수적으로 갖추어야 할 기술분야들을 제시하였으며, 나아가 우리의 경제력과 시장성을 고려 국제공동의 항공기 추진기관 연구 및 설계 제작기술환경에 적합한 기술분야들을 제시하였다.

2. 군용 항공기 추진기관 기술 특성

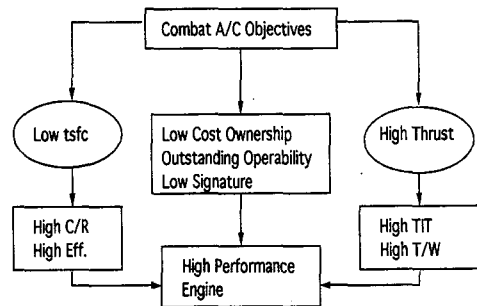
2.1 전투기 추진기관 특성

전투기용 엔진은 민간 항공기의 엔진과는 여러모로 다른 성능과 특성을 요구하게 된다. 즉, 민간 항공기 엔진이 저연료소비율, 저소음, 저공해 배출물의 경제성 및 환경 친화적인 엔진을 추구한다면, 전투기용 엔진은 고속, 고기동성을 갖춘 고추력대 중량비의 고성능 엔진이 필수적이다. 아울러 엔진 작동의 안정성과 생존성을 중요시 하게되며, 전장환경에서 신속하고 용이한 정비성이 함께 추구해야할 특성이라 할 수 있다. 따라서 전투기용 추진기관기술은 민간 항공기용 엔진기술과는 차별된 기술이 요구된다고 할 수 있다. 훈련기와 경전투기용 엔진의 경우 전투기용 엔진 기술을 그대로 적용할 수 있으며, 헬기용 엔진도 대부분 전투기용 엔진기술을 원용되고 있어 군용 항공기 추진기관 기술은 곧 전투기용 추진기관 기술이라 해도 크게 어긋남이 없다.⁽³⁾

전투기의 임무형태는 2차 세계 대전 이후 크게 달라진 것이 없으나 1989년 베를린 장벽의 붕괴에 이

은 냉전종식에 의한 세계적인 국방예산 감축과 기하급수적인 개발비용 상승에 따라 다목적 항공기로 개발되는 것이 추세이다. 즉, 공중우세와 요격 등의 전통적인 전투기 임무 뿐 아니라 대지공격과 폭격 등의 임무도 수행할 수 있도록 개발되고 있다. 이에 따라 전투기 성능을 보장할 수 있는 엔진 사양이 개발 단계에서부터 요구되고 있다. 전투기 엔진으로 갖추어야 할 기본적인 특성은 연료소비율의 최소화, 높은 비추력, 낮은 적외선 및 레이더 신호 방사이다. 근래의 보스니아와 걸프전에서의 전투기 운용에서 이미 입증되었듯이 현대의 전투기는 아군의 인적 물적 피해를 최소화하면서 수적으로 우세한 적 전면에서 공중 우세를 획득한 가운데 적 중심의 인원과 장비를 정확하고 강력하게 타격 할 수 있는 능력이 요구되고 있다. 그러나 이 두 전쟁에서 전투기들의 저고도 침투시 비교적 짧은 사정거리의 지상군 무기에 대해 취약성이 노출됨을 보여주어 차세대급 전투기에서는 이를 극복할 수 있도록 엔진으로부터 방사되는 전자 신호의 감소, 공중전 혹은 적의 공중과 지상위협으로부터 회피시 단시간 내에 유리한 위치를 점할 수 있는 민첩성의 확보, 그리고 높은 받음각에서의 기동성의 증가 등의 성능이 요구되었다.⁽⁴⁾

아울러 과거의 전투기의 개발이 전투력제고 측면만이 강조되어 비용대 효과면을 다소 간과한 가운데 이루어졌다면 오늘날에는 이와 같은 성능 요구조건들을 만족하면서도 개발 및 제작비용을 절감하여야 하는 기술적 어려움에 있는 것이 사실이다. 군용기의 경우 획득 대 운용유지비의 비율은 대략 3:7 정도로 운용유지비에 더 많은 비용이 소요되므로 개발 및 제작비용, 연료소비, 부품 사용내구연한, 정비 및 수리비용 등의 운용비용이 충분히 고려되어야 한다. 그림 1은 이러한 전투기용 엔진 개념을 보인 것이다.⁽⁵⁾



(그림 1) 전투기용 엔진의 요구조건

2.2 전투기 엔진 기술 개발 경향

과거 30~40년 동안 전투기용 추진기관으로서 제트 추진기관의 이점은 더 이상 증명할 필요가 없으며, 제트엔진의 성능향상 기술의 핵심은 추력대중량비와 터빈입구온도를 증가시키는 기술에 의해 발전되어 왔다. 이러한 전통적인 기술발전 경향은 지속적인 엔진 성능의 향상과 더불어 엔진중량을 감소시키는데 노력을 집중해 왔다. 엔진중량의 감소는 압축기 단수를 줄이면서 단당 브레이드수를 감소하고, 알루미늄 혹은 니켈기의 급속기저 복합재료 (Metal Matrix Composite: MMC), 금속간 복합재료 (Intermetallic Composite: IMC), 또는 세라믹 복합재료 (Ceramic Matrix Composite: CMC)와 같은 복합재료 사용의 증가, 디스크와 브레이드를 결합한 Blisk 기술, 공력계산을 위한 전산모사 기술발달, 고온 연소실의 개발 및 냉각기법의 향상 등의 방법으로 이루어졌다.

현대의 전투기 엔진 개발 기술은 이와 같이 엔진 요소별 성능향상에 의한 성능제고라는 전통적 개념의 기술이 이들 요소들을 최적의 조건으로 결합시키려는 새로운 기술개발 개념으로 연구되고 있다. 여기에는 미국의 통합고성능터빈기술 (Integrated High Performance Turbine Technology: IHPTET), 프랑스와

영국의 최신군용 엔진기술 (Advanced Military Engine Technology: AMET) 프로그램 등이 있다. 이들의 목표는 현용 전투기 엔진의 추력대 중량비를 두 배로 늘리면서 획득 및 운용 비용을 30% 절감하려는 노력이다. 즉, 최저의 운용비로 단순, 경량, 고성능 엔진의 제작이 설계의 주요 고려요소가 되고 있다. 이와 같이 차세대급 전투기의 엔진설계의 주요 강조점이 조종편이성, 민첩성, 생존성 및 운용유지성에 두고있으며, 연료소비율의 감소와 적외선 방사 감소, 그리고 엔진 요소들의 수명 연장 등을 통하여 달성할 수 있으리라 전망된다.⁶⁾

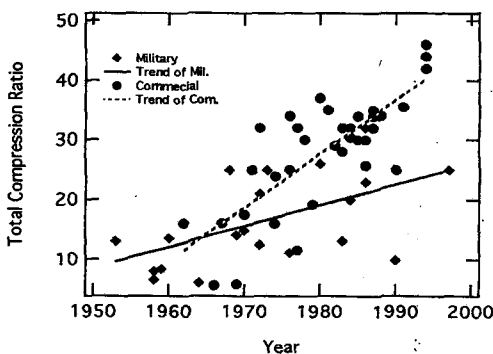
3. 전투기 추진기관 기술 및 연구 현황

3.1 압축기

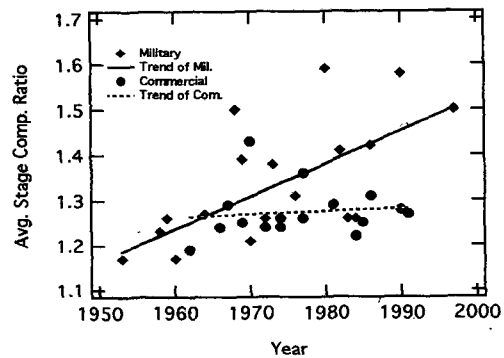
압축기는 익렬의 고속화, 고부하화, 고성능 형상화가 요구되어 전산모사에 의한 익간 유로에 충격파나 익면 속도 분포를 최적화하고, 엔진작동 중에 손실을 제어할 수 있는 능동간극제어가 주요 연구 주제이다. 압축기의 경량화를 위하여 종래의 티타늄계열에서 알루미늄-티타늄 등의 티타늄모재 복합재료와 SiC섬유 강화 합금 등이 사용과 더불어 디스크와 브레이

드의 일체형인 브리스크 형태로 발전될 것이다. 장기적으로는 금속간 모재 복합재료의 사용으로 불균형 구조성능에 적합하도록 적용될 것으로 전망된다.^{7,8)}

압축기 성능의 척도인 전압력비는 전투기의 경우 통상 15:1~30:1의 범위로 전반적으로 상승되고 있는 추세이다(그림 2). 그러나 전압력비의 과도한 상승은 비행 마하수의 증가와 함께 압축기 입·출구에서의 압력과 온도의 상승을 동반하여 급격하게 엔진의 온도와 압력한계에 다다르게 된다. 과도한 터빈입구온도의 상승을 방지하기 위하여 연료유량을 줄여야하나 이는 엔진설계 조건하에서 전투기의 성능속도와 추력대중량비의 제한으로 이어지게 되기 때문에 압축기 단수의 증가보다 전사모사에 의한 공력학적 설계로 단당 압력비를 증가시켜 적정 압력비를 얻으면서 부품수 및 중량을 감소시키는 추세이다(그림 3). 그림 2와 3은 1950년대부터 1990년 후반에 이르기까지 군용 및 민간 항공기용 엔진의 운용개시 시점을 중심으로 제인 연감의 자료를 분석한 것이며, 실선은 군용항공기를 점선은 민간 항공기의 경향을 보인 것이다. 그림에서와 같이 민간 항공기용 엔진은 팬추력의 증가와 함께 전압력의 상승이 두드러지나, 전투기용 엔진은 전압력의 상승보다는 단당 압력비의 상승에 초점을 두고 있다.



(그림 2) 압축기의 전압력비 변화추이



(그림 3) 압축기의 단당 압력비 변화 추이

우리 나라의 압축기 설계기술은 소형 축류압축기와 산업용 가스터빈의 원심압축기 설계능력 및 시험 데이터 베이스를 보유하고 있으나 군용 터보팬 엔진의 압축기는 시험경험 및 설계 데이터 베이스가 구축되어 있지 않아 독자적인 설계능력을 보유하기 위해서는 설계와 시험의 반복적인 개발 시도가 수행되거나 해외로부터 개발 기술 및 경험을 도입해야 할 분야이다.

3.2 팬

팬은 고속 고부하에 따른 초음속, 천음속 팬브레이드 성능향상 및 플러터 예측에 대한 연구가 활발하게 진행되고 있다. 또한 경량 팬재료의 개발을 위한 확산접합 티타늄 중공브레이드와 보론-알루미늄-폴리머 복합재료의 연구가 진행되고 있으며, 브레이드 손상시 엔진외부 구조에의 영향 감소를 위한 연구도 진행되고 있다.

팬추력의 전추력에의 기여를 나타내는 높은 우회율은 보다 많은 공기를 가속시켜 보다 고효율로 높은 추력을 발생시킬 수 있어 대형여객기용 터보팬 엔진의 우회율이 증가하는 추세이다. 그러나 전투기 엔진의 경우 팬 단독으로 천음속으로부터 초음속에 이르기까지 효율적으로 공기를 가속시킬 수 없고, 우회율의 증가에 따른 엔진 직경의 증가와 비행속도의 제한 등으로 인하여 제한된다. 따라서 1.5이상의 고우회율의 터보팬 엔진보다 고비추력모드와 저비추력모드에서 후기연소기 시스템을 작동하지 않고도 전투능력을 발휘할 수 있는 가변 사이클 엔진이 개발될 것으로 보인다.

우리 나라의 팬 설계기술은 선진국의 최신기술에 해당되는 광폭시위선팬(Wide Chord Fan) 설계기술 일부를 보유하여 적용 가능한 수준에 이르렀다고 알려져 있다.

3.3 연소기

연소기는 연료주입기, 연료미립화기, 희석공기구멍, 공기순회기, 누출냉각공기구멍, 연소실 라이너를 포함하는 매우 복잡한 기하학적 구조를 가지고 있어 유동 및 연소과정의 예측이 매우 어려운 분야 중에 하나이다. 연소기에 대한 연구는 연소기의 고온화를 위한 라이너의 내구성 향상에 집중되어, 박막냉각과 급속적응제를 이용한 냉각방법이 연구되고 있으며, 분산강화합금과 내열코팅을 통한 내열성 라이너의 연구가 진행되고 있다. 아울러 세라믹 재료를 이용하여 유해 배출물 저감을 위한 희박연소, 예혼합 및 예증발식 연소, 가변형상 연소, 이단연소, 모듈러 연소 그리고 촉매연소 등이 주요 연구 주제이다. 특히 전투기 생존성 향상을 위한 저적외선 방출 및 스모크 등 연소생성물 저감을 위한 이중 환상형 연소기가 개발되고 있다. 후기연소기는 중심 엔진의 고온가스 와 팬공기의 안정적 효율적 혼합방법의 연구와, 고공 저속 영역에서의 안정연소 영역을 증대하기 위하여 선회 방식의 불가무리가 개발되고 있다.^(9,10)

국내의 연소기 기술은 매우 낙후되어 있는 분야로 특성상 설계와 실제 실험 결과는 상당한 차이를 보이는 것이 상례이기 때문에 연소기 개발시 3~4회 시험을 수행하면서 상당 부분을 수정 설계하므로 터보기계설계에 비하여 시험 평가가 상당히 중요한 역할을 한다. 따라서 연소기 설계기술의 확보는 시험설비의 확보와 병행하여 이루어져야 한다.

3.4 터빈

제트엔진 성능 향상에 가장 영향을 주는 요인은 터빈 입구온도의 상승 기술로 고성능, 고신뢰성의 터빈 베인과 브레이드 그리고 저공해형 엔진 개발에 필수적이다. 제트엔진의 터빈입구 온도를 상승시키

려는 노력은 초합금 등의 내열합금과 세라믹 등의 경량비금속 내열재료의 적용 등 새로운 엔진소재의 개발과 더불어 고온환경으로부터 터빈 깃을 보호하기 위한 정교한 터빈깃 냉각기술 및 열방벽 코팅 기술 그리고 브리스크 등의 터빈깃 설계제작기술의 측면에서 각각 연구되어 개발되고 있다. 그 중에서도 공기 냉각 터빈 베인과 브레이드 관련기술은 공기역학, 열전달, 소재, 진동, 코팅기술 등을 포함하는 종합기술이다.

이와 같이 터빈기술은 터빈의 열효율과 비추력 증가를 위해 작동온도의 고온화를 위한 신소재의 개발 및 냉각방식의 개선에 초점을 맞추고 있다. 터빈입구 온도(Turbine Inlet Temperature: TIT)는 엔진성능에 제한을 주는 가장 중요한 요소로 현재 1,100~1,400°C 수준이다. 그림 4에서와 같이 전투기용 엔진이 민간형 엔진에 비하여 높은 상태이다. 차세대급 전투기의 경우 단결정 고온내열형 브레이드와 냉각기술의 향상으로 100여°C의 TIT 상승이 예상된다.

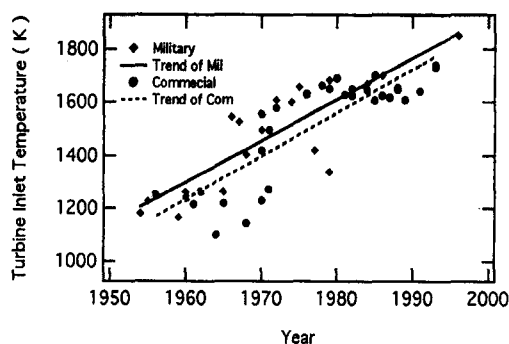
터빈과 관련된 기술 수준 및 비용은 일반적으로 압축기에 비하여 훨씬 높다고 할 수 있다. 압축기의 경우 비교적 저렴한 합금인 알루미늄 혹은 강이 비교적 만족스럽게 사용되는데 반하여 터빈의 경우 고가의 고온합금 사용이 필수적이다. 금속학적 혁신기술이라고 할 수 있는 일방향 응고 브레이드 혹은 단결정 브레이드는 터빈 브레이드의 내열특성을 최상

의 온도 한도까지 끌어올리는데 공헌하고 있다. 일방향 응고기술은 제한된 수의 결정들이 브레이드의 주 응력축을 따라서 형성되도록 구조하는 기법으로 전형적인 방법에 의해 제작된 브레이드에 비해 약 2배의 크리프연한을 갖는다. 단결정 브레이드는 모든 결정계계를 제거하여 하나의 결정으로 성장시켜 제작하는 방법으로 1980년대 중반부터 본격적으로 터빈 브레이드 제작에 적용되었다. 단결정 브레이드는 전형적 방법의 구조 브레이드에 비해 7배의 크리프연한을 갖는다고 보고되고 있다.^(11,12)

터빈입구 허용온도를 상승시키는 냉각기술로는 강제대류 냉각 혹은 박막냉각 기술이 있는데, 이는 상대적으로 저온인 압축기 브리드 공기를 사용하여 보호층을 형성하여 깃표면을 보호하는 기술이다. 브리드 공기는 내부 유로를 통하여 공급되며, 공기구멍들은 구조과정에서 만들거나 레이저 천공 작업등의 매우 정교한 브레이드 제작 기술에 의해 제작된다. 일반적으로 터빈 브레이드의 냉각은 주위의 가스온도보다 약 500~600K 낮은 온도에서 터빈 브레이드가 작동될 수 있도록 한다.

제트엔진에서 터빈입구 온도를 상승하기 위한 고려해 볼 수 있는 또한 가지의 방법은 탄화수소 연료를 약 2500K의 이상연료공기비 한계에까지 연소시키는 방법이 있다. 이 방법이 실현된다면 기본 열역학적 사이클효율 뿐 아니라 비연료소비율의 향상이 가능하다. 이 목표는 Blisk, 세라믹 복합금속의 개발로 점차 가능해질 것으로 예상된다.⁽¹³⁾

이와 같이 터빈 기술은 제트엔진의 핵심기술이라 할 수 있지만 터빈 시험의 경우 다행스럽게도 선진국의 여러 업체들의 시험 결과와 경험이 비교적 잘 축적되어 있고, 공력특성상 설계와 시험이 비교적 잘 일치하고 있어 외국의 선진 업체의 시험 결과와 경험을 기술자문과 기술 도입에 의한 기술획득이 경제적인 방법이라고 할 수 있다.



(그림 4) 터빈입구온도의 상승 추이

3.5 배기노즐과 추력편향기술

차세대급 전투기의 배기노즐은 전형적인 원형 배기노즐에서 추력 방향제어를 위한 이차원 노즐의 설계가 일반적인 추세이다. 이차원 배기노즐은 연소가스 및 외부공기의 혼합을 증가시켜 적외선 방사량을 줄일 수 있어 스텔스 전투기의 기본 형태가 되고 있다. 추력편향은 단거리/수직이착륙기와 같이 이착륙 거리를 줄이기 위해 기축선에 수직인 방향으로의 추력 발생뿐 아니라 배기노즐의 변형을 통하여 기축선과 어느 정도의 각도를 갖게 하는 방법들을 포함한다. 엔진의 추력에 의한 힘은 공기역학적 조종면에서 발생하는 힘에 비하여 외부 흐름에 비교적 덜 영향을 받기 때문에 최대받음각 이상에서도 비행조종력을 효과적으로 유지할 수 있다. 따라서 추력편향 엔진을 장착한 항공기는 높은 받음각, 극저속, 고고도에서의 안정된 비행과, 급격스핀 기동, 매우 짧은 활주로에서의 이착륙, 그리고 모든 형태의 후실속 기술(Post Stall Technology: PST) 기동 및 Rapid Nose-Pointing-and Shooting (RaNPAS) 등과 같이 공기역학적 조종면에 의한 비행에서 매우 취약한 비행 영역에서의 안정된 항공기 조종이 가능해 진다.

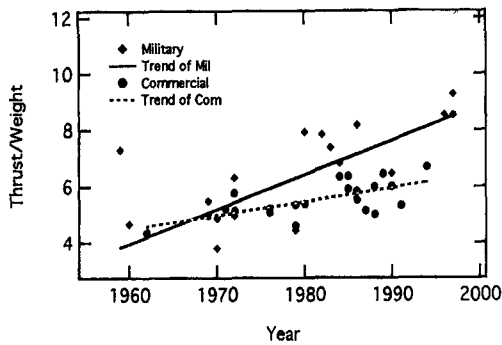
현재 개발된 전투기용 엔진의 추력편향 장치는 항공기의 기축선에 대해서 상하로 작용하는 아적인 제한적인 추력편향 장치라 할 수 있으나 추력편향 노즐을 상하좌우 모든 방향으로 변형시킬 수 있는 3차원 다축 추력편향 엔진이 연구 개발되고 있다. 아울러 추력편향 엔진은 차세대급 전투기에서 구현되고 있는 항공기의 조종과 엔진추진계통을 서로 결합한 통합 비행 추진 제어 시스템(Integrated Flight Propulsion Control System: IFPCS)으로 저속 및 높은 받음각 상태에서의 비행시 활용되고 있으며, 수평꼬리날개의 작용을 보조함으로써 저속에서의 조종성을 크게 향상시키고 있다.^(14,15)

우리 나라는 단순 수축형 노즐에 대한 성능 시험 및 설계 및 개발 능력을 보유하고 있으나 전투기 엔진의 노즐과 같은 수축확대 노즐의 설계 및 개발 능력은 거의 없는 상태이다. 특히 첨단 전투기에 적용되고 있는 추력 방향제어 기술은 전무한 상태이므로 기술 획득 방안을 심층 구상해야 할 분야이다.

3.6 엔진 소재

엔진 소재 기술은 엔진 기술 중에서도 첨단 전략적 기술이기 때문에 선진국들의 기술이전을 기대하기 매우 어려운 분야이다. 엔진 성능에 직접적으로 영향을 주는 TIT는 지난 30년간 500°C의 온도상승을 가져왔는데(그림 4), 이 중 약 70%가 공기냉각 터빈 브레이드에 기인하며 나머지 30%가 초합금과 주조 방법의 개선에 의한 첨단내열 터빈 브레이드의 사용에 의해 가능하였다. 3~6%의 레늄을 함유한 초합금(예로, CMSX-4, CMSX-10) 단결정 혹은 일방향 응고 브레이드가 지난 10여 년간의 실증을 통해 월등한 성능 향상을 가져왔음이 보고되고 있고, 차세대급 전투기 엔진의 터빈 브레이드에 전면 응용되고 있다.

저밀도 고강도 및 경량내열 복합재료의 엔진에의 적용은 엔진중량의 획기적으로 감소되어 전투기 엔진이 갖추어야 할 가장 기본적인 조건 중에 하나인 추력대 중량비를 향상시켜 전투기의 민첩성을 극대화하고, 운용유지비를 절감할 수 있게 되었다. 그림 5에 보인바와 같이 민간형 엔진에 비하여 전투기용 엔진의 추력대 중량비의 상승을 훨씬 커서 매 20년마다 약 2배씩 상승되고 있다. 현재 운용중이거나 개발중인 엔진의 추력대 중량비는 7~9 수준이나 21세기 초까지는 12~13 수준이, 그 이후에는 20이상의 수준을 목표로 연구 개발 중이다. 이와 같은 엔진 소재의 중요성에도 불구하고 국내의 소재 기술은 소재의 제작, 평가, 특성에 대한 데이터 베이스가 상당히 부



(그림 5) 추력대 중량비 상승 추이

죽한 상태로 장기적으로 상세한 세부 연구 내용을 수립하여 시행되어야 할 분야이다.^(16,17)

3.7 엔진 제어 시스템

엔진 제어시스템은 유압기계식 제어시스템으로부터 전자동수치전자제어(Full Authority Digital Electronic Control: FADEC) 방식으로 발전되어 항공기 비행 제어시스템과 완전하게 통합되는 방식으로 발전되고 있다. 통합 비행-엔진 제어시스템(Integrated Flight Propulsion Control System: IFPCS)은 추력선제어와 함께 차세대 전투기가 갖추어야 할 최선의 방식으로 인식되어 F-16, F-15 및 F-22에의 적용이 연구되고 있다. 이는 미래의 전투기 조종사들이 이착륙, 전투기 동 과정에서 점점하고 조치해야할 많은 엔진 및 비행 관련 일들로부터의 부담을 경감시킬 수 있을 것이다. 엔진 제어 시스템은 조종석 내에 장착된 엔진 상시감시장치(On-Conditioning Maintenance)에 의한 엔진전체의 고장 진단과 처치가 자동적으로 행하여지는 전자엔진감시체계(Electronic Engine Monitoring System: EEMS)로 엔진정비의 효율성 및 신뢰도 향상을 가져오고 있다.^(18,19,20)

엔진 제어시스템개발을 위한 국내의 기술은 수치

전자엔진제어 개발을 위한 S/W와 H/W를 일부 보유하고 있으나 차세대급 첨단 엔진을 위한 전자동수치 엔진제어 개발을 위한 능력은 중장기적으로 확보되어야 할 분야이다.

4. 국내 항공기 추진기관 기술 수준 분석

항공기용 엔진의 개발은 개념설계, 기본설계, 상세설계, 시제작 및 시험평가로 구분 할 수 있다. 개념설계 및 기본설계단계에서는 엔진 사이클 해석을 통한 엔진매개변수의 계산, 압축기, 연소기, 터빈 등의 유로 설계기술, 엔진 성능 해석기술, 응력해석 및 진동 피로 등의 구조 해석 기술 그리고 구조 시험 기술 등이 필요하게 된다. 개념설계단계에서 목표설정사항과 주요설계변수들의 해석결과를 통해 얻어진 요구 성능을 만족할 수 있도록 부품설계가 이루어지며, 반복적인 사이클해석을 통하여 전체시스템의 성능을 결정한다. 상세설계 및 시제작 그리고 시험 평가 단계에서는 응력해석, 기계요소설계에 기초한 구조설계, 기본개념 설계 및 보기류 선정 등의 시스템 설계, CAD 및 기계설계를 통한 도면화 작업, Soft Tool 설계, 제작, 소재개발 등을 통한 시제작, 시험요구조건 결정 및 시험 Rig의 제작 등의 엔진요소시험 그리고 전체 엔진의 성능, 내구성, 운용 등을 종합적으로 평가하는 엔진시험기술 등이 요구된다. 이러한 엔진 개발에 필요한 세부 소요기술들에 대한 우리나라의 기술수준은 연구자와 조사방법에 따라 다소 차이가 있으나 본 연구는 국방기술전문가들에 의한 전문가 패널방식과 항공관련 연구소, 산업계의 내부조사자료를 종합 분석한 것이다. 대체적으로 20%미만은 아직 개발경험이 없거나 매우 취약한 수준을, 20~40%는 개념의 이해정도의 수준을, 40~60%는 어느 정도 개발능력이 있거나 부분적으로 확보된 수준을, 60~80%

는 자체개발 능력이 있는 수준을 그리고 80% 이상은 선진국에 근접한 수준을 의미한다.^(21~24)

4.1 설계기술

구조 및 시스템 설계기술은 압축기, 연소기, 터빈, 시스템, 구조, 보기, 조립 및 수리 등이 포함된다. 압축기 모듈의 설계와 종합, 디스크, 브레이드, 실, 케이스 및 프레임에 관련된 압축기 설계기술은 소형 엔진 및 산업용 엔진의 개발 경험을 통하여 현재 선진국의 30% 정도의 수준으로 판단된다. 연소기 기술은 연소기 모듈의 설계와 라이너 및 연소기 케이스와 프레임에 관련된 기술로 상용 엔진의 개발과 더불어 선진국대비 약 20% 정도의 기술 수준을 확보한 상태이며 국제 공동 개발을 통한 기술습득이 필요한 분야이다. 터빈 기술은 모듈의 설계, 디스크, 브레이드, 실, 케이스 및 프레임에 해당되는 기술로 선진국의 약 30% 수준이라고 판단되며, 독자적인 기술 개발보다는 국제 공동 개발을 통한 설계 기술 확보가 유리한 기술 분야이다. 시스템 관련 기술은 제어 및 액세서리, 연료와 윤활 계통이 이에 포함되며 선진국의 약 20% 수준의 기술이다. 엔진 구조 기술은 엔진 요소들의 종합, 베어링, 실 등과 터보프롭의 경우 감속기어 등에 관한 기술들로서 선진국의 20% 수준이다. 기타 펌프, 쿨러, 전기계통의 보기류에 관한 기술 등도 현재 20~40%의 기술 수준이다.

특수 기반 기술은 엔진의 설계, 해석을 위한 기초 기술이라 할 수 있는데, 열전달, 열역학 및 공기역학 관련 기반 기술은 20% 미만의 수준으로 엔진 설계 기반기술의 취약성을 나타내고 있다. 연료 및 윤활유의 제어, 피로해석과 소음 및 진동 해석과 엔진 소재, 그리고 시험과 평가에 관련된 인증 기술도 10% 안팎의 기술 수준으로 파악되고 있다.

4.2 생산기술

부품 제작 기술은 타 분야에 비하여 비교적 선진국에 근접되어 있는 기술로 선진국 대비 60~80% 수준에 이르는 기술들도 있지만 소재 기술은 취약한 분야이다. 부품의 일반 절삭가공 기술은 선진국에 근접된 기술수준을 유지하고 있으며, 특수 가공 기술도 70~80% 수준으로 판단된다. 후기연소기와 케이싱 제작에 필요한 판금 가공기술은 일반 소성 가공은 선진국 수준에 근접되어 있으나 티타늄 열간 성형과 같은 특수 판금 기술은 선진국의 50% 수준으로 판단된다.

브레이드와 프레임, 고압터빈 그리고 연소기 라이너의 가공과 같은 매우 정교하고 복잡한 형태의 가공에 응용되고 있는 비절삭 가공에는 EDM, Wire Cut 등과 같은 방전 가공기술과, ECM, ECG 등과 같은 전기화학 가공, 그리고 레이저를 응용한 드릴 및 용접 기술이 있다. 방전 가공 기술은 선진국에 근접한 90% 수준을 확보한 상태이나 전기화학 가공과 레이저 응용기술들은 20~30%의 수준으로 확보되어야 할 첨단 가공 기술이다. 연소기의 라이너, 케이싱, 브레이드와 베인 제작에 필요한 내열 코팅과 열처리, 브레이징 등과 같은 특수 공정 기술은 일부 첨단 핵심기술을 제외하고는 60~90% 수준의 기술을 확보하고 있다. 첨단 내열 코팅기술과 Rubber 코팅 기술은 80%, 티타늄 용접기술은 60%, 열처리 및 브레이징 기술은 90% 수준에 도달하여 있다. 그러나 확산접합과 같은 핵심기술은 습득된 바 없어 첨단 엔진 제작을 위해서는 기술 도입이 필요한 기술이다. 측정 및 검사 기술은 브레이드와 엔진 케이스 그리고 팬드럼 등의 측정과 검사에 필요한 기술들로 초음파 검사기술은 선진국의 40%, 자동와류검사와 3차원 측정기술은 80% 정도의 수준으로 확보되어 있다. 엔진관련 부품 제작 기술 중 비교적 낙후된 기술 분야인 정밀 주·단

조 기술은 기술도입 및 자체 개발이 필요한 분야이다.

엔진의 조립, 검사 그리고 시험 및 평가 기술 역시 다른 분야에 비하여 비교적 선진국에 근접된 기술 분야라고 평가 할 수 있다. 엔진 및 보기 조립기술 그리고 로터 균형 기술 등은 현재 80~90% 수준으로 근접되어 있다. 치수 및 육안검사 그리고 NDT 등의 검사 기술은 선진국 수준에 근접되어 있고, 엔진 및 보기의 성능시험, 고장 탐구 등의 시험 및 평가 기술도 비교적 높은 수준이다.

4.3 지원기술

엔진 생산을 위한 지원 기술로는 CAD/CAM, 치공구, 절삭 공구 생산설비로 구분할 수 있다. CAD/CAM은 소형 엔진 생산 경험이 있기는 하지만 50% 수준으로 평가된다. 치공구 및 게이지의 설계, 제작은 선진국 수준에 도달하였으나, 금형 설계 및 제작 기술은 약 80%의 수준이다. 선삭, 밀링 및 연삭 등의 절삭 공구는 비교적 선진국 수준에 근접한 80~90% 수준으로 국내 자체 기술 개발로 확보 가능한 기술 분야이다. 기타 보수 유지 기술, 전용설비 설계 제작 기술, 자동화 기술 그리고 공장 Layout 기술 등의 생산 설비 기술도 선진국 수준에는 미치지 못하고 있지만 자체 기술 개발이 가능한 분야라 할 수 있다.

4.4 시험 평가 기술

엔진의 시험 평가 기술에는 부품시험, Component Test, 엔진 성능 시험 및 Field Test로 구분할 수 있다. 부품시험에는 치수검사, 강도검사, 비파괴검사, 그리고 Spin 검사로 대부분 자체 개발이 가능한 분야이나 Spin 시험 기술은 일부 기술도입이 필요한 분야이다. Component Test에는 시험설비의 설계, 제작, 공기역학 시험, 구조 시험 등이 포함되는데 Test Rig의 설계

[표 2] 엔진 요소 설계 국내 기술 수준

구 분		세 부 기 술	기술수준
설계 기술	구조/시스템 설계기술	압축기/연소기/터빈	20%이상
		시스템/구조/보기	
		조립/수리	
	특수기반 설계	열전달/열역학/공기역학	20% 미만
		제어/응력해석	
		소재/검증/베어링	
생산 기술	부품제작 기술	기계/판금가공	80% 이상
		비절삭가공/특수공정	
		측정 및 검사	
	조립기술	조립/검사	80% 이상
		시험/평가	
	지원기술	CAD/CAM/CAE	50% 이상
		치공구/절삭공구	80% 이상
설비기술			
시험평가기술		부품/요소시험	50% 이상
		성능/Field 시험	20% 미만

등 핵심기술의 확보수준은 거의 전무한 상태이다. 압축기, 연소기, 터빈 등의 Component 성능 시험, 엔진 성능 시험 등의 성능 시험 기술도 전무하거나 매우 취약한 기술 분야이다. Field Test는 내구시험, 신뢰도 시험, 환경시험, 인증시험으로 구분할 수 있으며, 이 분야 기술도 확보된 기술이 거의 없어 선진국 기술의 도입이 필요한 분야이다.

이상과 같이 항공기 엔진 관련 기술 수준은 표 2에 보인 바와 같이 요약할 수 있다.

5. 핵심 선도 기술의 획득방안

5.1 기술 환경

국내외 항공기 추진기관 관련 기술은 엔진 정비와

엔진 부품 제작 그리고 면허 생산에 의한 초보적 엔진 개발 기술의 습득 수준이라고 할 수 있다. 즉, 독자적인 엔진을 개발하여 국제 경쟁에 참여하기에는 기술적 여건을 비롯한 모든 환경이 취약한 상태이다. 그러나 엔진 정비와 부품 제작 기술은 선진국의 엔진 제작사의 기술수준에 근접하고 있고 비록 엔진개발 경험은 매우 일천하나 소형, 항공용 보조동력장치, 산업용 엔진의 개발에 최근 성공하는 등 가스터빈 분야의 국내 독자개발 프로그램들이 진행되고 있다. 이는 약 30년 전의 미국의 GE사 수준의 초기개발 단계 수준이라고 할 수 있어 국내의 가스터빈 기술을 집약하여 기술수준을 한 단계 제고함으로써 항공기용 엔진 기술의 선진화를 이룰 수 있는 프로그램들이 요구되고 있다. 따라서 엔진 정비, 엔진 부품 제작 및 엔진 면허생산 기술과 같은 저급의 기술로부터 보다 고급의 엔진 개발 기술로의 전환이 필요하다. 이를 위해서는 현재 국내의 기술진이 보유하고 있는 소형, 산업용 엔진 개발 기술을 중심으로 국제 공동 개발을 통한 항공기 엔진 독자 개발 기반 구축이 필요하다고 생각된다. 이들의 개발 경험에서 습득된 기본 기술은 Turbo-charger, Turbo-compressor, APU 등의 산업기계 개발 기술에도 큰 도움을 줄 수 있을 것으로 판단된다.

대형 국책 연구 개발 과제로 추진되었던 소형, 산업용 가스터빈의 개발은 개발 과정에서의 기술 축적으로 군용기용 엔진 기술 개발의 기반이 될 수 있을 뿐 아니라 국제공동개발에의 참여 기회도 넓힐 수 있는 발판이 될 수 있다. 한국형 초등 훈련기 사업인 KT-I에서는 외국의 엔진(PT6A-62A)을 그대로 장착하였지만 KTX-II용 엔진은 본격적인 전투기용 엔진의 설계, 개발 능력 향상의 중요한 기점이 되리라 생각된다.

5.2 소요 핵심 기술과 확보방안

독자적인 차세대급 전투기를 개발할 때 소요되는 추진기관 관련 기술은 엔진요소별 설계기술과 이들 요소들의 기체에의 장착 혹은 요소들의 종합과 관련된 기술 그리고 요소 및 종합시스템의 시험 및 평가와 관련된 기술들로 구분할 수 있다. 엔진요소에 관련되는 기술은 엔진 성능해석, 압축기, 팬, 연소기, 터빈, 배기 노즐 및 엔진시스템에 관한 설계기술들이 포함된다. 엔진요소 혹은 각 시스템의 종합 및 기체에의 장착에 관련된 기술로는 엔진과 기체의 종합기술, 공기 흡입구설계, 노즐시스템 등이 있다. 또한 이들을 종합한 엔진 시스템의 시험평가기술로 구분할 수 있다. 이들에 대한 구체적인 소요기술 내역들을 정리하면 표 3과 같다.

엔진 관련 기술 확보를 위한 기본 전략은 우선 선진국의 기술수준에 비교적 근접되어 있는 엔진 부품 제작 기술 중 경쟁력 있는 품목의 특화와 계열화이다. 여기에 적합한 엔진 핵심 부품으로는 브레이드, 실 및 케이스 제작 기술 등이 포함될 수 있다. 다음은 이를 기반으로 국제 공동 개발 사업에 적극 참여함으로써 기술특화 품목을 확보하여야 한다. 국내의 항공기 엔진 시장이 협소함을 감안하여 이들 기술의 산업기계 기술 및 시스템 이용기술에 적극적으로 적용하는 것도 한 방법이 될 수 있다. 즉, 먼저 기술 종류별 연구 개발 기관을 적극 활용하여 항공기 및 산업용 엔진 개발 기술 및 시스템 통합 기술 등 엔진 설계, 개발 거점이 되는 기초기술의 확보가 우선되어야 한다. 다음으로는 엔진 정비 및 수리기술, 엔진 부품의 제작 기술 등 국내 산학연 및 소그룹 연구 개발 그룹의 시너지 효과를 활용한 선도 기술을 심화 발전 시켜야 한다. 마지막으로 21세기를 대비하여 차세대 엔진 개발 기술과 궁극적으로는 우주용 엔진 개발 기술로의 발전을 위해 해외 전문 기관을 통한 혁

(표 3) 차세대급 전투기 추진기관 설계 소요기술

구 분	소 요 기 술
엔진 성능해석	<ul style="list-style-type: none"> · 엔진 모델링 및 안정성 해석 · 엔진 탈설계점 성능해석 · 엔진시동/천이 성능예측
팬/압축기	<ul style="list-style-type: none"> · 팬/압축기 공력설계/유동장 해석 · 소음감소 설계/탑간격 제어기술 · 팬/압축기 안정성 해석 · 구조설계 및 해석 · 압축기 성능 시험평가
연소기/후기연소기	<ul style="list-style-type: none"> · 연소기/후기연소기 공력설계 및 해석 · 연소기/후기연소기 라이너 냉각/열전달 해석 · 연소기/후기연소기 시험평가
터빈	<ul style="list-style-type: none"> · 터빈 공력설계 및 유동장 해석 · 터빈 냉각 및 유로설계 · 터빈 열전달 및 응력 해석 · 정밀주조기술 · 터빈 시험평가
배기노즐	<ul style="list-style-type: none"> · 노즐 공력설계 및 유동장 해석 · 추력편향제어 기술/역추력장치 설계 · 소음/IR 감소 설계/가변 노즐 제어 · 노즐 구조설계 및 해석/노즐 시험평가
엔진 시스템	<ul style="list-style-type: none"> · 엔진 연료/윤활 공급 계통 설계 · 엔진 제어/베어링 계통 설계 · 이차유료/엔진 배열 설계 · 다변수 전자식 엔진/유압제어기 설계 · 엔진 모니터링 및 진단장치 설계 · 전자식 엔진제어장치 제작 및 시험 기법 기술

신 기술들을 확보토록 하여야 한다.

단기적으로 확보해야할 주요 핵심기술로는 고압 압축기 설계기술, Blisk 기술, FADEC 등이며, 중기적으로는 중공팬 브레이드 설계 제작 기술, 비행 시험 기술 등 주요 기술의 확보가 이루어져야 선진국형 엔진의 공동 개발에 참여할 수 있을 것으로 판단된다. 아울러 이와 같은 핵심기술을 확보하기 위해서는

중심엔진(Core Engine)의 개발이 필요하다. 즉, 개발하고자 하는 엔진의 목표사양을 설정하여 시스템해석, 압축기, 연소기, 터빈 등의 핵심부품의 성능 및 구조해석, 로터다이나믹스 해석등을 통하여 목표성능을 구현할 수 있는 부품을 설계, 제작하여 중심엔진을 완성한 후 중심엔진의 시험과 평가, 그리고 각 핵심 부품의 지속적 효율 향상을 통해 목표사양을 만족하는 중심엔진을 개발하는 것이다.

6. 요약 및 결론

미래의 전투기 엔진은 고추력대 중량비, 저연료소비율 그리고 적은 운용유지비의 엔진을 추구하게 된다. 이를 위해서는 소요 부품수를 감소하면서 전압력비의 증대, 비교적 높은 우회율, 사이클 전온비의 상승 및 엔진회전속도의 증대를 필요로 한다. 따라서 선진 기술국들에 의해 연구 개발되고 있는 핵심기술들은 신소재의 개발, 제작기술 및 최적설계기술로 요약될 수 있다. 신소재와 관련된 첨단기술로는 복합재료와 같은 저밀도 경량재료의 적용, 단결정 브레이드, 분말야금과 같은 첨단주조기법, 브리스크 기술이 포함된다. 최적설계기술은 각 요소별 최적설계에 필요한 유동정보들을 보다 정확하게 예측하는 향상된 수치해석 기법의 지속적 보완과 난류모델의 개발, 고정도의 계산 등이 요구된다. 아울러 이들 요소들을 효과적으로 조화시킬 수 있는 계산기법과 비대칭효과 및 비정상 효과 등의 실제 유동 현상들을 빠르고 정확하게 모사할 수 있는 계산기법의 개발이 주요과제라 할 수 있다. 아울러 차세대급 전투기의 기본 사양이 되고 있는 항공기의 조정과 추진계통의 통합제어와 초기동성 전투기로서의 추력편향기술 그리고 전투기의 생존성 증대를 위한 저적외선 방출기술 등이 활발하게 연구되고 있는 첨단기술들이다.

독자적인 항공기 엔진기술개발을 위해서는 한국형 고등훈련기 사업의 본격적 진행과 더불어 엔진관련 기술발전에도 전환점이 될 수 있도록 활용해야 할 것이다. 현재와 같은 기술구조에서는 선진국들의 핵심기술이 첨단기술의 원천으로 유지될 것으로 판단되지만 최소한 핵심기술 확보를 위한 기본전략으로는 우선 브레이드 등 엔진부품 제작기술의 특화로 국제경쟁력을 강화하고, 이를 기반으로 국제공동엔진개발 참여를 적극 모색하며, 축적된 기술들을 국내의 산업기계와 시스템 이용기술들에 적극 활용하는 단계를 제시한다. 제한적일지라도 최소의 핵심기술의 확보는 국제공동개발 구도에서 확고한 위치를 점할 수 있는 기본 요건이 된다. 따라서 단계적으로 고압압축기 설계기술, 브리스크기술, 전자동수치전자엔진제어기술 등의 주요 핵심기술들의 확보에 주력하며, 중기적으로는 중공팬 브레이드 설계제작기술, 시험평가기술 등의 확보가 필요할 것으로 판단된다. 독자적인 전투기용 엔진을 설계, 제작할 수 있는 기술을 확보하기 위해서는 엔진의 모듈별 특화를 통한 단계적 설계 및 제작능력을 확보해야 할 것으로 판단되며, 비교적 설계 및 제작기술의 확보가 용이한 압축기 모듈로부터 시작하여 터빈, 연소기에 전 엔진의 설계능력을 갖추도록 하여야 한다. 아울러 군에서도 작전요구도를 정의하여 개발을 촉진하고 실험을 지원하는 등 핵심기술의 개발의 단초를 제공해 주어야 할 것이며, 학계는 이에 합당한 기술을 개발하며, 산업계는 핵심기술들의 획득과 개발에 노력하는 등 협동하는 가운데 항공기 엔진 기술의 수준을 높여 전력의 독자성 확보에 노력해야 할 것이다.

참 고 문 헌

1. Kaminski, P. G., "Dual Use Technology : A Defense Strategy," Secretary of Defense for Acquisition and Technology, 1995.
2. 국방과학기술 분류/수준조사 '95~'96, 1996, DTIC-512-970241.
3. 이기영, "한국형 군용 항공기 추진기관 개발을 위한 핵심기술," 공군평론, 제103집, 1998, pp. 482~505.
4. 공군본부, "유고슬라비아에 대한 NATO의 항공전력 분석," 1999.
5. 이기영, 강수준, "전술전투기용 추진기관의 혁신 기술," 항공산업연구 논문집, 제45집, 1998, pp. 67~81.
6. Devaux, C., "Advanced Technology for 21st Century Engines," Proc. the 8th International Aerospace Symposium, Republic of Korea Air Force, 1998, pp. 157~185.
7. Wisler, D. C., "Some Current Aerodynamic Changes in Modern and Future Turbomachinery," Colloquium on Turbomachinery, TPMRC, 1992.
8. Ford, T., "Safe and Reliable Powerplants," Aircraft Engineering & Aerospace Technology, Vol. 67, No. 6, 1995, pp. 11~12.
9. Paterson, J., "Overview of Low Observable Technology and Its Effects on Combat Aircraft Survivability," Journal of Aircraft, Vol. 36, No. 2, 1999, pp. 380~388.
10. Engineering Research Association, "Supersonic/Hypersonics Transport Propulsion System," 1995.
11. Bloomfield, R. W., Ford, D. A., Thomas, M. C., Brasier, D. J., Burkholder, P. S., Harris, K., Erickson, G. L., & Wahl, J. B., "Development and Turbine Engine Performance of Three Advanced Rhenium Containing Superalloys for Single Crystal and Directionally Solidified Blades and Vanes," Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 120, 1998, pp. 595~608.

12. Ford, T., "Single Crystal Blades," Aircraft Engineering & Aerospace Technology, Vol. 69, No. 6, 1997, pp. 564~566.
13. Meier, S. M., & Gupta, D. K., "The Evolution of Thermal Barrier Coatings in Gas Turbine Engine Applications," Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 116, 1994, pp. 250~257.
14. Howe, D., "Introduction to the Basic Technology of Stealth Aircraft : Part I & II," Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 113, 1991, pp. 77~84.
15. Tamrat, B. F., "Fighter Aircraft Agility Assessment Concepts and Their Implication on Future Agile Fighter Design," AIAA-88-4400, 1998.
16. Ford, D. A., Fullagar, K. P. L., Bhangu, H. K., Thomas, M. C., Burkholder, P. S., Korinko, P. S., Harris, K., & Wahl, J. B., "Improved Performance Rhenium Containing Single Crystal Alloy Turbine Blades Utilizing PPM Levels of Highly Reactive Elements Lanthanum and Yttrium," Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 121, 1999, pp. 138~143.
17. Fullagar, K. P. L., Broomfield, R. W., Huland, M., Harris, K., Ericson, G. L., & Sikkenga, S. L., 1994, "Aero Engine Test Experience with CMSX-4 Alloy Single Crystal Turbine Blades," Journal of Engineering Gas Turbine and Power, Vol. 118., No. 2, pp. 380~388.
18. McGlone, M. E., "Transition of a Technology Base for Advanced Aircraft Gas Turbine Control Systems," Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 120, 1998, pp. 437~441.
19. Goodman, Jr. G. W., & Gregory, B., "The Next Generation Joint Strike Fighter Pairs up with F-22 & F/A-18E/F in Services Future Plans," Armed Force Journal International, Sep., 1998, pp. 48~54.
20. Brown, D., "F-22 Raptor, America's 21st Century Fighter," Aviation Week & Space Technology, Sep. 15, 1997, pp. 4~12.
21. 정경진, 1998, "경공격기 운용 요구도 정립에 대한 연구," 국방기술연구, Vol. 4, No. 3, 국방과학연구소.
22. 오군섭, 1998, "터빈기계설계 기술개발," 한국기계연구원 기관고유산업 연구결과 보고서.
23. 이덕준, 1999, "경상남도의 항공산업과 중소기업," 경상대학교 항공기부품기술연구센터 '99 전반기 전문가 초청세미나 강연집, pp. 3~36.
24. 임철호, 이승리, 남기욱, 김근택, 김종범, 1997, "선진국의 항공기술개발 동향조사," 한국 항공우주연구소 연구보고서, UCN97080.