

전술전투기용 추진기관의 혁신 기술

Innovative Technologies for Tactical Combat Aircraft Powerplants

이 기 영* · 강 수 준*

〈 목 차 〉

Abstract

I. 서 론

II. 제트엔진의 기본성능

III. 추진기관 소재 기술

IV. 전산유체 모사기법에 의한 최적 설계기술

V. 세계 주요 차세대 전투기 추진
기관 특성 및 혁신기술의 적용

VI. 요약 및 결론

후 기

Abstract

With projections into the future advanced Korea fighter development, the trend of tactical combat aircraft powerplants technique development over the past decade is presented. It was particularly focused on current innovative powerplants technologies such as lower density stronger materials and turbomachinery aerodynamics. With reviewing the status of aircraft powerplants which are currently underdeveloped next generation combat aircraft, it shows some core techniques that are needed for developing Korean type combat aircraft.

* 공군사관학교 기계공학과 교수

1. 서론

항공기용 추진기관이 갖추어야 할 기본적인 요구조건은 민간형과 군용으로 나누어 생각할 수 있으나 기본적으로 갖추어야 할 조건은 비슷하다. 군용항공기의 경우에는 고추력대 중량비와 저연료소비율의 고성능, 고효율, 저운용비가 기본요구조건이라고 하면, 민간형의 경우는 소음저감 및 NOx 등의 유해 배출물 저감기술을 포함하는 환경친화적 엔진설계기술이 필요하게 된다.

항공기의 추진기관 기술은 지난 40여년 간에 걸친 끊임없는 혁신적인 기술 발달로 괄목할 만한 성능 향상을 보이고 있다. 특히 현대의 전술전투기 추진기관으로 주로 사용되고 있는 고성능 터보팬 엔진기술은 25,000~60,000 rpm의 회전속도를 갖는 초고속 회전기계기술, 플라즈마 코팅 등의 특수 가공기술, 브레이드 성형 등에 필요한 정밀 주조 기술, 내열 특수강 기술, 세라믹 등의 비금속 신재료 기술, 시스템의 설계와 가공, 제작, 조립 등의 생산 및 전자제어기술, 그리고 고온 연소, 저속 및 초음속, 초고공 환경시험 등의 고난도 성능시험 평가 기술 등의 첨단 기술의 종합적인 발달에 의해서 라고 할 수 있다.

이와 같이 추진기관기술은 고도의 기술집약적·첨단전략적인 고부가가치의 기술 특성을 가지고 있음에도 불구하고 우리의 낙후된 항공, 우주 관련 기술에서 추진기관기술은 상대적으로 더욱 낙후된 분야가 아닐 수 없다. 한 예로 우리의 기술로 설계, 제작을 추진 중인 한국형 훈련기 사업에서인 KTX-I 및 KTX-II의 추진기관은 기술선진국의 엔진을 도입 장착할 계획으로 있다. 따라서 차후 완전한 한국형 전술기의 개발을 위해서는 추진기관에 관련된 핵심기술들의 개발과 획득이 긴요하다고 생각된다.

본 연구는 군용 추진기관이 경량, 고성능화를 추구함에 있어 필요한 여러 가지 핵심기술들 중에서도 특히 활발하게 연구·개발되고 있는 경량 고강도 엔진 소재 기술 및 압축기, 터빈 및 최적 설계에 이용되고 있는 전산유체모사 기술에 중점을 두고 추진기관관련 핵심기술들의 발달 동향을 분석하였다. 아울러 선진국 차세대 주요 전술전투기용 추진기관들을 종합하여 개략적으로 분석함으로써 이러한 첨단 혁신기술들이 어떻게 적용되고 있는가를 살펴봄으로써 한국형 전투기 엔진기술 개발의 기본방향 및 지침을 제공하고자 한다.

II. 제트엔진의 기본성능

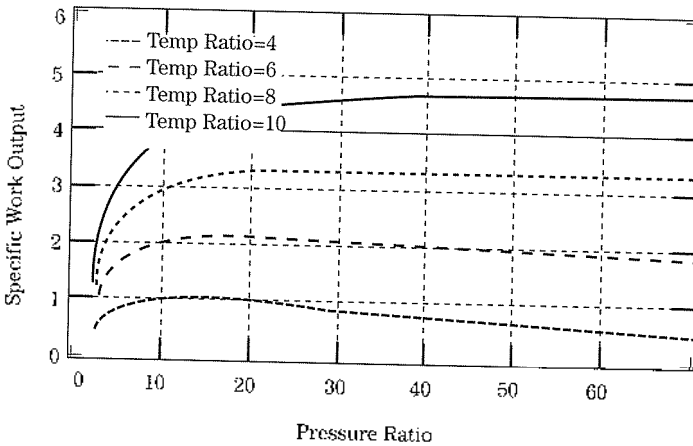
미래의 군용항공기가 갖추어야 가장 기본적인 조건은 추력과 중량비를 극대화 시키면서 운용비용을 극소화할 수 있어야 한다. 이를 만족하기 위해서는 엔진의 동력출력을 극대화시키거나 최상의 효율을 얻을 수 있도록, 혹은 최대출력, 최대 효율 모두 만족하는 열역학적 사이클의 선택 및 엔진설계의 최적화가 요구된다.

항공기 엔진 효율은 이상적인 브레이튼 사이클로 해석하면 사이클의 전온도비와 전압력비가 높을수록 향상되며, 다음의 식으로 표현할 수 있다.^(1, 2)

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_{t1}(T_{t4}/T_{t1} - 1)}{T_{t2}(T_{t3}/T_{t2} - 1)} = 1 - \frac{1}{r_p^{(k-1)/k}} \quad (1)$$

여기서 r_p 는 전압력비를, k 는 비열비를 나타낸다. 또한 하첨자 1, 2, 3 및 4는 각각 압축기의 입구 및 출구, 터빈입구 및 출구를 나타내며, t 는 정체성질 (Stagnation Property)을 의미한다.

〈그림-1〉 전온도비와 전압력비 변화에 따른 진정동력출력



이론사이클에서 발생할 수 있는 진정동력출력 (Net Power Output)은 다음 식과 같이 사이클 온도비와 전압력비의 함수로 나타내어 진다.

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_{t1}(T_{t4}/T_{t1} - 1)}{T_{t2}(T_{t3}/T_{t2} - 1)} = 1 - \frac{1}{r_p^{(k-1)/k}} \quad (2)$$

여기서 η_T 는 사이클 온도비를 나타낸다.

사이클 전온도비를 매개변수로 전압력비와 동력추력의 관계를 도시한 것이 <그림-1>이다. <그림-1>에서 보는 바와 같이 전온도비와 전압력비가 증가할수록 엔진 효율 및 동력 출력이 향상됨을 알 수 있다. 따라서 고효율, 고성능의 추진기관 설계, 제작은 전압력비 r_p 와 전온도비 η_T 를 증가시키는 방향으로 추진되며, 이들 두 매개변수들을 극대화시키는 것이 추진기관 기술의 핵심이라고 할 수 있다.

Ⅲ. 추진기관 소재 기술

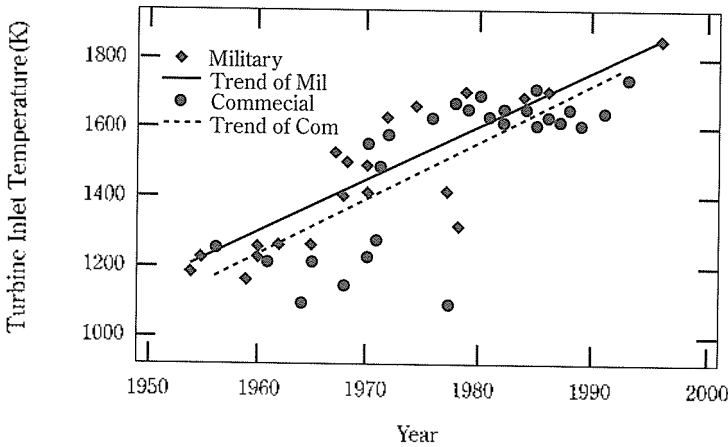
항공기 엔진 재료는 고온에서의 안정적 작동 및 엔진 중량의 경량화의 두 측면에서 생각할 수 있다. 즉, 고출력을 발생하기 위해서는 가능한 재료의 최대허용온도를 높여 고온에서 안정적으로 작동할 수 있어야 하며, 항공기의 민첩성과 연료 소비율에 영향을 미치는 엔진 중량의 감소를 위해서는 저밀도 고강도의 우수한 기계적 특성을 아울러 유지하여야 한다. 엔진 신소재의 개발은 이와 같이 저밀도, 고강도 그리고 우수한 내열특성을 지닌 소재의 개발이라 할 수 있다.

이상적인 제트 엔진 사이클에서 가장 고온인 터빈입구온도의 변화추이를 나타내 보면 것이 <그림-2>이다. 그림에서 보는 바와 같이 50년대 중반이후에 터보제트 엔진이 실용화 된 이후 40년 동안 약 600K가량 증가된 1,800K까지 이르게 되었다. 이는 연간 평균 15K 정도 증가되고 있음을 나타내며, 군용 항공기의 추진기관이 (대부분 전투기용 추진기관) 민간형보다 평균 40~50K 정도 고온이나 그 차이는 점점 줄어드는 추세이다. 터빈입구온도는 이론상 내열합금의 허용온도인 2,600K 까지 가능한 것으로 알려져 있으나 향후 20년 이내에 2,000~2,100K 이룰 것으로 전망되고 있다. 터빈입구온도 증가는 단결정깃 (Single Crystal Blade) 등 재료기술 및 주조기술의 발달과 깃내부 및 외부 냉각에 의한 터빈 깃 냉각기술의 발달이 거의 균등하게 이루어져 왔으며, 최근의 열방벽 (Thermal Barrier Coating) 기술의 향상으로 더욱 가속화되리라 전망된다.^(3,4)

60~70대 초기의 깃재료는 니켈을 모재로한 12종 이상의 이종원소의 내열합금강이 사용되어 왔다. 최근에는 티타늄-알루미늄의 첨가로 석출경화를 통한 강성강화를 도모하고 있으며, 크롬을 첨가하여 항산화성을 증진시키며, 텅스텐, 레늄 (Re)의 첨가로 내크리프성등 내열 특성들을 향상시키고 있다. 이러한 첨단 터빈 깃 소재의 개발은 4세대 단결정 합금의 개발로 니켈 베이스 합금의 제한온도에 근

접하여 향후 20년에 약 200K 정도의 추가적인 터빈입구온도 증가를 전망하고 있다. 단결정깃 구조기술은 결정경계를 제거하여 깃을 하나의 결정으로 성장시켜 제작하는 기술이다. 이 기술은 1970년대말 처음 시도되기 시작하여, 1980년대 중반부터 터빈깃 제작에 본격적으로 적용되었다. 현재는 1, 2세대 단결정깃을 거쳐 제 3세대 단결정깃들이 F-22의 F119-PW-100 등의 차세대급 전투기용 터빈깃에 사용되고 있다. 단결정깃은 가스터빈 성능을 좌우하는 주요한 내열특성인 크리프한도가 종래의 전통적인 구조방법에 의해 제작된 깃에 비해 2~7배에 이르는 우수한 특성을 보여주고 있다. 단결정 터빈깃 제작 기술은 향후 21세기에도 터빈깃 제작의 핵심기술로 지속될 것으로 전망된다.

〈그림-2〉 터빈 입구 온도 변화 추세

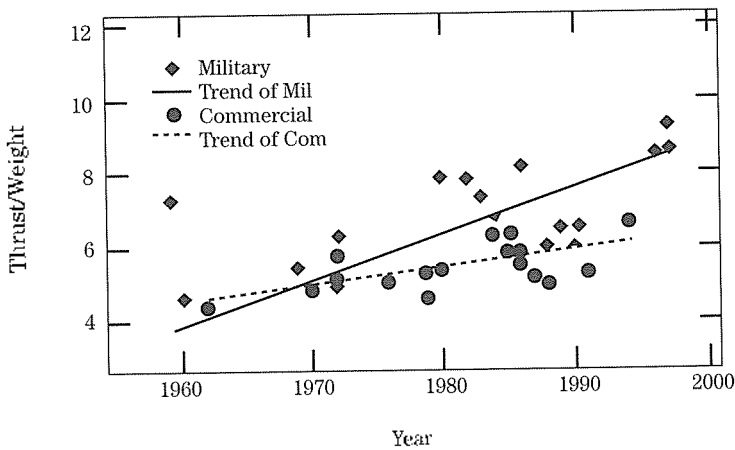


세라믹 코팅 등의 열방벽 코팅기술은 추가적인 터빈입구온도 증가를 향상시킬 수 있는 기술로 기대되고 있다. 열방벽코팅 기술은 금속표면에 세라믹 등의 비금속 내열재료를 코팅시켜 고온의 연소가스로부터 깃의 금속부를 효과적으로 단열시키는 방법이다. 그러나 금속과 코팅재료간의 열팽창계수의 차이로 인해 내열코팅이 벗겨지는 Spalling 현상을 극복해야 하는 과제를 안고 있다. 따라서 금속과 세라믹 간의 효과적인 접착-코팅 시스템이 신뢰도를 제고할 수 있는 기술의 개발이 내열코팅기술의 핵심이라고 할 수 있다. 따라서 열방벽 코팅기술의 터빈깃에의 적용은 실험적 수준이나 연소실과 배기노즐 등에는 활발하게 적용되고 있다.

세라믹을 모재로 한 경량내열복합재료의 사용은 엔진경량화에 획기적으로 기여할 것으로 기대되고 있다. SiC/SiC나 SiC/Al₂O₃와 같은 내열 세라믹 복합재료는 별

도의 냉각 없이 1,470K 부근까지 작동 가능하여 현재 터빈 덮개부분에 일부 사용되고 있으며, 냉각 없이 1,670K 이상에서 작동 가능한 복합재료의 개발이 진행되고 있다. 그러나 세라믹은 연신율과 파괴강도가 낮고 열충격에 약한 부정적인 기계적 성질과 제작상의 어려움으로 인하여 로터브레이드에의 적용 등 전면적인 실용화는 21세기에나 가능할 것으로 전망된다.

〈그림-3〉 추력대중량비 변화 추이



전술한 바와 같이 혁신적인 경량 엔진소재 기술의 발달은 〈그림-3〉에 제시된 바와 같이 군용항공기의 경우 추력대 중량비가 매 20년마다 2배로 증강되고 있다. 특히 군용항공기 엔진의 추력대 중량비 증가추세는 민간형 항공기 엔진에 비하여 2배 수준에 이르고 있다. 이러한 증가 추세는 소재기술의 혁신적 발달로 더욱 가속화되어 2000년 이후의 차세대 전투기용 엔진에서는 15~20:1에 이를 것으로 전망된다.

군용항공기 엔진의 추력대중량비의 급격한 상승은 저밀도 고강도의 신소재 개발이외에 엔진 총부품수의 감소로 인한 단순 경량화 기술도 큰 역할을 하고 있다. 예를 들어, 종래와 같이 디스크와 깃이 분리된 Fir-Tree 형태에서 이들을 서로 결합시켜 일체로 제작한 *Blisk* (Blade+Disk) 기술의 개발로 전형적인 디스크-깃 터빈에 비해 50%의 감량이 가능하게 되었다. 여기에 *Ti-MMC* (Metal Matrix Composite with Silicon Carbide Fibres)와 같은 경량 내열금속 복합재료를 사용하면 70% 정도까지도 감량 가능하다고 보고하고 있다⁽¹⁴⁾. *Blisk* 및 *Blisk*-경량 내열합금 재료의 사용은 현재 사용 중인 고온 티타늄 합금에 비하여 50%의 강도 증

가와 더불어 2배 이상의 강성 증가를 가져온다. 2000년대에는 현재 운용 중인 엔진들에 비하여 약 50%의 엔진 중량을 감소시킬 수 있으리라 전망되는데, 이는 전압력비 60:1까지 상승시킨 효과에 해당되며, 엔진 전체적으로는 2%의 연료소비율을 감소시킬 수 있는 효과를 가져다준다.

IV. 전산유체 모사기법에 의한 최적 설계기술

공기역학은 고효율의 경량 항공기 엔진을 설계하는데 중추적 역할을 담당하고 있어, 압축기 터빈과 같은 터보기계, 연소실 및 내부 유동의 해석 및 설계에 광범위하게 응용되고 있다.⁶⁾ 특히 전산 능력의 향상과 더불어 전산유체역학 (CFD : Computational Fluid Mechanics)의 발달은 압축기 및 터빈, 연소기 및 노즐에서의 유동 현상들의 이해를 통하여 정확하고 정밀한 예측을 통하여 추진기관의 성능과 효율 향상에 크게 기여하고 있다⁷⁾.

다단 3차원 점성 유동의 전산모사 기법으로 회전자와 고정자간의 상호작용을 계산함으로써 비정상 양력 및 후류와 충격파와의 상호작용에 의한 국소효과들을 계산할 수 있다. 비교적 높은 레이놀즈수의 유동인 경우에는 LES (Large Eddy Simulation) 기법을 사용하여 압축기 서지 현상들을 예측하고 있으며, 최근에 와서는 강력한 전산모사 기법으로 각광받고 있는 DNS (Direct Numerical Simulation)를 이용하여 엔진의 국소적인 유동현상과 기하학적 엔진 형태를 적절하게 조화시켜 추진기관 전체 시스템을 최적화 할 수 있도록 설계할 수 있다.

가. 압축기

전산모사 기술의 압축기 설계에의 응용은 3차원 압축기의 완전한 설계를 가능하게 하였다. 즉, 압축기 유동 현상의 정확한 예측을 통하여 유동의 박리를 줄여 이차손실을 방지하고, 다단 압축기에서의 단간의 최적 조화를 통한 설계로 압축기 깃수 및 단수를 감소시키면서도 보다 고효율의 압축기 설계가 가능하게 되었다. 즉 고현질비 (Higher Solidity), 저가로세로비 (Lower Aspect Ratio)의 깃설계로 깃당 담당부하의 증가를 가져오고 있다. <표-1>에 보는 바와 같이 압축기의 깃수가 50~60년대의 3,500개에서 90년대에서는 1/2 수준인 1,800개 정도로 줄어들면서도 추력대 엔진중량비는 오히려 2배 증강되었음을 알 수 있다. 2000년대 차세대급 전투기에는 최적깃설계 기술과 소재기술의 발달과 더불어 압축기 깃수를

현수준의 50%정도로 감소시켜 더욱 단순화, 고성능화 하면서 전술한 바와 같이 추력대중량비를 50~100% 향상된 15~20 수준에 이를 것으로 전망된다.

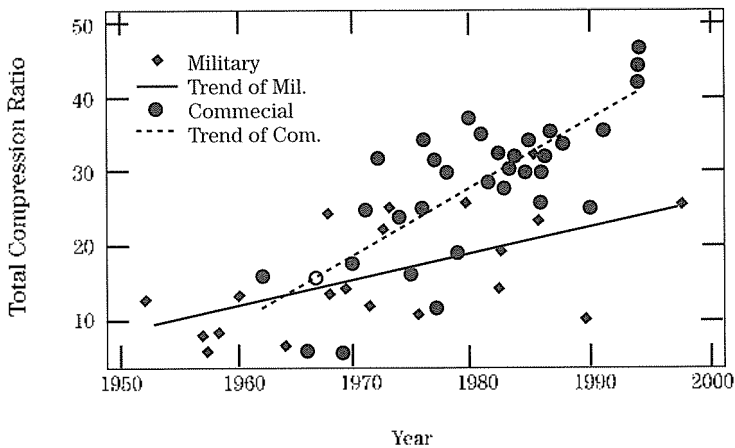
〈표-1〉 초음속 전술전투기 추진기관 성능 변화추이^(*)

구분	추진기관	적용 항공기	압축기 깃수	추력대중량비
1950~60년대	Spey 202	Hawk, Jaguar	3,450	5
1970~80년대	RB199	Sea Harrier	2,700	7
1990년대	EJ200	Eurofighter	1,800	10
2000년대	Next Generation		1,200	15~20

이와 같은 압축기 기술은 〈그림-4〉 및 〈그림-5〉에서도 찾아 볼 수 있다. 즉, 〈그림-4〉와 〈그림-5〉에서 보는 바와 같이 압축기의 전체 단수가 감소하는 추세임 (단당 압력비의 상승)에도 불구하고 전압력비는 꾸준히 상승되고 있다. 이러한 경향은 민간형보다 군용 항공기에 더욱 두드러지며, 최적 깃설계 기술에 의해 깃당 담당부하의 증가를 알 수 있다.

비정상 전산모사기법의 발달은 압축기에서의 실속과 서지 현상을 정확하게 예측하게 하여 능동제어를 통한 압축기 작동의 신뢰성에도 기여하며, 유동손실을 최소화시키고 있다.

〈그림-4〉 압력비 변화 추이

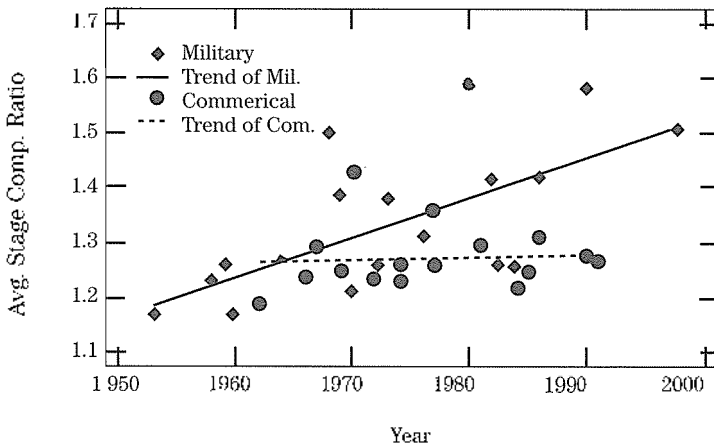


나. 터빈

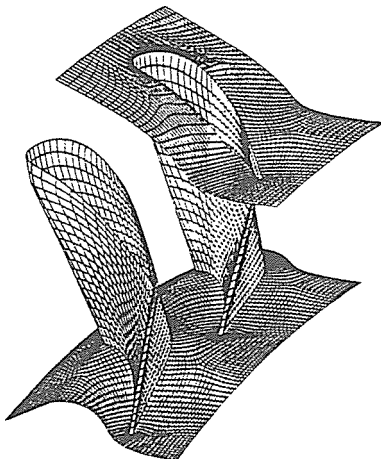
LES와 DNS를 이용한 터빈내 유동의 전산모사는 터빈에서의 비정상 유동 현상

들을 정확하게 예측함으로써 터빈깃의 양력계수를 추가 손실없이 30~40% 증가 시켜주고 있어 경량, 고성능의 설계가 가능하게 되었다. 특히 초음속 터빈깃들 간의 영향을 예측함으로써 고정자가 없이 역방향 회전터빈 (Contra Rotating Statorless Turbine)이 가능하게 되어 엔진성능의 향상과 더불어 경량화가 가능하게 되었다. 이러한 전산모사기법들은 이차손실 및 상호간섭에 의한 손실들을 제거할 수 있는 최적의 3차원 날개꼴 형태의 설계를 가능하게 해준다. <그림-6>은 전산모사기법에 의한 터빈 깃 설계의 예를 보인 것이다.

<그림-5> 단당 압력비 변화 추이



<그림-6> 전산 모사에 의한 터빈 깃 설계 예⁽⁹⁾



고압터빈 깃 한 개에는 중트력의 중량과 거의 같은 크기의 원심력이 작용하며, 일반 승용차의 10배 이상의 동력이 발생된다. 따라서 최적 깃설계 기술은 압축기 깃설계와 같이 부품 수를 줄이면서 보다 고성능의 터빈을 제작할 수 있는 기반이 된다.

터빈깃 냉각 기술은 첨단 터빈 재료 및 내열 코팅 기술과 함께 터빈 입구 온도를 극대화 할 수 있는 주요도구이다. 터빈 깃 냉각은 매우 정교한 냉각

기법을 사용하기 때문에 터빈 온도 분포를 정확하게 예측하는 것이 필수적이다. 깃온도의 정확한 예측과 제어는 엔진 내구성 증진과 더불어 성능을 향상시킨다. 종래의 모사방법에 의하면 깃의 평균 온도는 비교적 정확하게 예측할 수 있으나 국소조건에서의 예측 오차는 40~90℃에 이르렀다. 그런데 재료에서의 크랙킹이나 버닝현상은 국소열점에서 발생하기 때문에 국소의 정밀한 온도 분포의 예측이 필요하게 된다. 전산모사에 의한 정확한 온도분포의 예측은 냉각제와 이차유동 시스템의 최적 설계가 가능하게 되어 보다 정밀한 열제어회로를 설계할 수 있게 된다. 이러한 기술은 3~4%의 추력증강 효과와 2%정도의 추가적인 연료소비율 감소 효과를 가져다준다.⁽¹⁰⁾ 터빈깃 냉각기술은 깃내부 혹은 깃표면의 미세한 유동로를 따라 냉각공기를 유동시켜 깃표면을 냉각시키게 되므로 전기적·화학적 그리고 레이저를 이용한 미세구멍기공기술 등의 정밀 깃가공기술의 향상을 수반하여야 한다.

전산모사에 의한 최적 엔진설계기술은 압축기 및 터빈의 설계 이외에도 엔진 흡입구 형상설계 및 최적화·연소실 형상설계 및 아음속 및 초음속 노즐 설계 등에 광범위하게 적용되고 있다.

V. 세계 주요 차세대 전투기 추진기관 특성 및 혁신기술의 적용

앞에서 설명한 여러 가지 추진기관 관련 기술들은 선진국들의 차세대 전투기 기술에 적극적으로 반영되고 있다. 여기에서는 여러 선진국들이 개발 중인 차세대 전투기들의 추진기관들의 개략적인 엔진 특성을 살펴보고 첨단 엔진기술의 적용현황을 살펴보았다. 주요 차세대 전투기의 추진기관은 미국 차세대 전투기로 선정된 F-22의 F119-PW-100, 프랑스 Rafale의 M88, 영국, 독일, 이태리 스페인 합작기인 Eurofighter의 EJ200 그리고 러시아 Su-35/37의 AL-31MF이다. 아울러 KFP 사업의 KF-16C/D의 F100-PW-229 엔진 특성도 함께 제시하여 비교하였다.^(11, 12, 13, 14, 15, 16)

〈표-2〉에 보는 바와 같이 대부분의 차세대 전투기들은 대지공격, 요격 및 경폭격이 가능한 다목적 전술기로 개발되어 무기체계의 경제성도 아울러 고려하고 있는 추세이다. 이러한 다목적 전투기 개발 추세는 탈냉전시대에서의 군사비 절감요구와 함께 당분간 지속될 것으로 예상된다. 전술전투기의 추진기관은 터보팬 엔진을 사용하여 중량대추력비를 극대화시키면서 연료소비율을 최소화되도록 설계되

고 있다. 팬단은 3~4단을 압축기 전방에 두어 터보제트 이외에 추력을 증가하고 있으며, 우회율(Bypass Ratio)은 저우회율(LBPR)인 0.2~0.6 정도를 채택하고 있다. 반면에 대형 민항기용 엔진은 5~6 이상의 고우회율(HBPR)을 채택하여 추력 증가와 아울러 분사속도를 감소시켜 엔진소음의 저감을 꾀하고 있다. 군용항공기의 소음 문제는 항공기 외부진파소음이 음향레이더에 의해 탐지되기 때문에 스텔스 기술의 일부로 연구될 필요성이 점차 증대되고 있다. 그러나 소음저감 및 연료소비율 감소를 위한 우회율의 증가는 엔진 직경의 증가에 따른 항력 증가와 최고비행속도의 제한으로 전투기용으로는 1이상의 고우회율의 터보팬 엔진을 채택하고 있지 않다. 차세대급의 극초음속기에는 우회율의 증가보다는 가변사이클 엔진으로 발전될 가능성이 높다.

압축기 전압력비는 터빈입구온도와 더불어 사이클 엔진효율에 밀접한 관계가 있어 엔진재료의 허용 범위 안에서 압력비를 상승시키고자 노력하고 있다. 전술한 바와 같이 종래의 엔진에서는 적정 압력비를 얻기 위하여 많은 단수를 사용하였으나 (예로, J-79는 17개단 13.5 압력비) 최적 깃설계 기술의 발달로 보다 적은 단에서 보다 높은 압력비를 얻을 수 있게 되어 최신의 차세대급 전투기 압축기의 압축비는 10단 내외에서 25이상의 압력비를 얻고있다.

연소기는 축류형 압축기 및 터빈을 사용하는 터보팬 엔진의 특성상 연소실이 회전축 주위를 둘러싸고 있는 환상형 연소기를 주로 채택하여 압축기와 터빈 사이의 공간을 최대로 활용, 엔진직경을 최소화하고 있다.

터빈의 경우 종래와 비슷한 2~4단 정도의 단으로 팬 및 고압, 저압 압축기를 구동하고 있다. <표-2>에서 보는 바와 같이 차세대급 전투기의 터빈단은 통상 2개 단으로도 엔진 작동에 필요한 충분한 동력을 얻고 있어, 이러한 단순화 추세는 지속될 것이다. 엔진 성능에 영향을 주는 터빈입구온도를 상승시키기 위한 노력으로 단결정깃 제작기술 등의 깃체료기술과 공기냉각깃이 공통적으로 적용되고 있다.

대부분의 전투기에는 후기연소기를 장착하여 전투환경에서의 급격한 추력향상을 도모하고 있으며, 추력선제어가 가능한 노즐을 장착함으로써 조종면의 공력 특성과 함께 여러 가지 다양하고 고난도의 전투기동이 가능하게 되었다. 특히 저속에서의 기동 특성을 제고시키는 효과를 가져와 항공기의 생존성 및 안정성도 증가시키고 있다. 후기연소기에 의한 추력증강 방법은 경제적이며, 경량의 방법이기 때문에 연소기술, 내열코팅기술 등의 내열기술 및 추력선제어 기술의 진보와 함께 계속 발달될 것으로 전망된다.

엔진 중량은 대략 0.9~1.5톤 정도로 2기의 엔진을 장착할 경우 항공기 총중량의 약 20%대를 점유하게 된다. 이는 항공기 성능 향상을 위해서는 엔진 중량 감소 기술이 고려해야 할 중요한 소재 및 설계 기술임을 알 수 있다.

엔진 시스템의 제어기술은 과거의 유압 및 기계식 제어로부터 엔진 각 부분의 상황을 감시할 수 있는 각종 센서들을 부착하고 이들로부터의 정보들을 통합적으로 관리 조정해 주는 전자동수치전자제어시스템 FADEC의 채택이 프로세서기술이 상대적으로 뒤떨어진 러시아를 제외하고는 일반화된 추세이다. 아울러 엔진 제어 시스템과 비행제어시스템을 통합한 통합비행추진제어시스템 IFPCS (Integrated Flight Propulsion Control System)이 F-22에 적용되어 연구 중이며 차세대급 전투기에는 일반화되리라 전망된다.

〈표-2〉 KF-16C/D 및 선진국 차세대 전투기 추진기관 성능 개요

구분	F100-PW-229	F119-PW-100	M88	EJ200	AL-31MF
제작사	P & W	P & W	SNECMA	Eurojet	Saturn/Lyulka
적용항공기	KF-16C/D	F-22	Rafale	Eurofighter	Su-35
팬/BPR	3단/0.36	3/-	3/-	3/0.4	4/0.6
압축기/압력비	10단/32	Blisk/-	9단/-	8단 Blisk/25	9단/23
연소기	환상형	환상형	환상형	환상형	환상형
터빈	4단, 고압 2단 공기냉각식	2단 고압 2단 공기냉각식	2단	2단	2단 고, 저압냉각식, 능동극간제어
노즐	가변, 축소확대	$\pm 20^\circ$ 추력방향제어	-	가변, 축소확대 추력방향제어	$\pm 15^\circ$
추력 (kN) (Min/Max)	79.18/129.45	88.9/155.6	48.7/72.9	60/90	79.43/137.3
엔진중량	1,681	-	897	990~1,035	1,530
추력대중량비	7.86	-	8.53	9.27	9.16
엔진제어	FADEC	FADEC	FADEC	FADEC	유압기계식

미국이 2000년대 합동타격전투기로 개발 중인 JSF (X-32, X-35)용 추진기관 후보들은 차세대 전투기에 보편적으로 적용될 FADEC 이외에 3세대 단결정 터빈 깃 기술 및 내열복합재료의 적용 등 엔진성능을 현재의 2배 수준으로 향상시키고

자 선진재료기술 및 설계, 제작기술이 망라된 *IHPDET* (Integrated High Performance Turbine Engine Technology)가 적용될 것이다.^{17, 18, 19)} JSF 용 엔진에는 조종석 내에 장착된 엔진 상시감시장치로 엔진의 고장진단 및 처치가 자동적으로 이루어지는 *EEMS* (Electronic Engine Monitoring System) 기술로 엔진 정비 및 엔진 수명관리에 있어서도 획기적인 혁신 기술로 발달될 것으로 전망된다.

VI. 요약 및 결론

군용항공기 전투기의 추진기관기술의 발전 추세를 살펴봄으로써 차세대 한국형 군용항공기 엔진 개발에 필요한 추진기관의 핵심기술들에 대하여 고찰하였다. 미래의 군용항공기용 엔진은 고추력대 중량비, 저연료소비율 그리고 저운용유지비의 엔진을 추구하게 된다. 이를 위해서는 전압력비의 증대, 고우회율, 사이클 전온도비의 향상 및 엔진 회전속도의 증대를 필요로 한다. 그러나 이러한 요소들은 대부분 엔진 소재에 의해 제한되기 마련이다. 따라서 추진기관에 관련된 혁신기술이라는 것은 위에 열거한 사항들을 해결하기 위한 기술들로서 신소재의 개발, 제작기술 및 최적설계 기술들로 요약될 수 있다.

엔진 소재 측면에서는 아직은 극복해야 할 문제점이 많이 있기는 하지만 세라믹과 세라믹 복합재료와 같은 저밀도의 경량 비금속 내열재료의 사용이 증가될 것으로 전망된다. 또한 브레이드와 디스크를 일체화한 브리스크형 압축기 및 TIMMC 등의 금속모재 내열복합재료의 사용도 차세대급 전투기의 엔진에 적용될 소재기술이다. 이외에도 내열코팅기술도 연구 개발해야 할 중요 과제 중의 하나이다.

최적공력설계 기술 측면에서는 각 엔진 요소별로 최적설계에 필요한 유동정보들을 보다 정확하게 예측해 낼 수 있는 향상된 수치계산 방법의 지속적인 보완과 정확한 난류모델의 개발, 고정도의 계산이 요구된다. 아울러 각 요소들을 효과적으로 조화시킬 수 있는 계산 기법과 비대칭효과, 비균질 간극효과, 다단 비정상효과 등의 실제 유동현상을 보다 빠르고 정확하게 모사할 수 있는 계산기법의 개발이 주요 과제라 볼 수 있다.

선진국들의 차세대 전투기들의 추진기관들과 군용항공기 추진기관 기술 동향을 종합 분석해 보면 한국형 차세대 전투기의 추진기관은 저우회율의 터보팬 엔진을 기반으로 고추력대 중량비의 엔진이 될 것이다. 우리의 기술 수준과 경제력으로

미루어 보아 추진기관 관련 모든 기술들을 개발하기 보다는 연구활동이 비교적 활발한 전산모사기술을 중점적으로 육성하여 최적 깃설계기술, 흡입구 및 노즐 설계 기술 등의 핵심 기술들의 개발 및 확보가 필요하다고 판단된다. 또한 우리의 항공 산업기술 중 비교적 경쟁력이 있는 정밀주조기술 및 가공기술도 우리의 핵심기술로 발전시킬 필요가 있다고 생각된다.

후 기

본 논문은 무기체계개념 특화연구센터의 연구지원 (과제번호 : WS-31)으로 수행된 연구의 일부이며 관계기관 여러분께 감사드립니다.

[참고문헌]

1. 이기영, 강수준, 공군사관생도들을 위한 항공기관, 공군교재창, 1998.
2. 부준홍, 유상신, 이기영, 정대한, 황정선, 분사추진기관, 청문각, 1997.
3. Singh, R., "Fifty Years of Civil Aero Gas Turbines," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 68, No. 4, 1996.
4. Ward-Close, C. M., & Robertson, J. G., *Advances in the Fabrication of Titanium Based Composite, in Advanced Performance Materials*, Kluwer Academic Pub., Boston, 1996.
5. Peel, C. J., "Advances in Materials for Aerospace," *The Aeronautical J.*, 12/1996.
6. Choo, Y. K., Slater, J. W., Loellbach, J. & Lee, J., "Surface Modeling and Grid Generation for Aeropropulsion CFD," *NASA Conference Publication 3291*, 5/1995.
7. McMichale et. al., "Aerodynamic Technology- Role of Aerodynamic Technology in the Design and Development of Modern Combat Aircraft," *The Aeronautical J.*, 12/1996.
8. Ruffles, P. C., "Innovation in Aero Engines," *The Aeronautical J.*, 12/1996.

9. Eiseman, P. R., "Multiblock Grid Generation with Automatic Zone," *NASA Conference Publication 3291*, 5/1995.
10. Kerrebrock, J. L., & Proferl, D. J., "Aeronautics Technology Possibility for 2000," *National Research Council Workshop Report*, 1984.
11. *Jane's All the World's Aircraft*, 1995~1996, Jane's Information Group LTD, 1996.
12. Paratschenko, V., "Aircraft Engines From Ufa," *Military Technology*, 6/1996.
13. Total Air Defence — Eurofighter 2000, *Military Technology*, 6/1996.
14. *F-22 A Revolution in Air Power*, US Air Force, 1996.
15. F-22 Special Report, *Aviation Week & Space Technology*, 7/1995.
16. Coniglio, S., "The Sukhoi Su-27 Combat Aircraft Family," *Military Technology Special Supplement*, 1995.
17. Sweetman, B., "Decision Day Looms for Joint Strike Fighter," *Janes International Defence Review*, 9/1996.
18. Competition for JAST's Engine, *Janes International Defence Review*, 4/1996.
19. Kandebo, S. W., "Schedule Acceleration Eyed for JSF Alternate Engines," *Aviation Week & Space Technology*, 5/1997.