

초음속 터보제트 엔진 개발 방향

최재호* · 최성만** · 전승배***

Development Scheme For A Supersonic Turbo Jet Engine

Jae-Ho Choi* · Seong-Man Choi** · Seung-Bae Chen***

ABSTRACT

This paper suggests the development scheme for a supersonic turbo jet engine in order to increase the performance and to reduce the weight based on the characteristics of components as well as the current technology trends.

초 록

본 논문에서는 초음속 터보제트 엔진 관련된 해외 개발기술 동향과 국내 기반기술 및 각 구성품 특징에 대해 조사하고, 초음속 비행체의 성능을 향상시키고 무게를 절감하기 위한 방안을 검토하여 초음속 터보제트 엔진 개발을 위한 방향을 제시하였다.

Key Words: Supersonic Turbo Jet Engine(초음속 터보제트 엔진), Specific Fuel Consumption(비연료소모율), Thrust(추력)

1. 서 론

초음속 비행체의 추진기관으로는 비행마하수가 2 근방에서 이용되는 터보제트 엔진, 비행마하수가 2에서 5 사이에서 이용되는 램제트 엔진 및 비행마하수가 5 이상인 경우 이용되는 스크램제트 엔진 등으로 대별되며, 선진국에서는 이

러한 초음속 비행체에 대한 핵심기술 개발 및 시험평가 연구를 위해 막대한 연구비를 투입하여 지속적으로 수행하고 있다. 이러한 연구에는 추진기관 구성품의 성능 극대화, 경량화 및 고성능 재료개발에 초점이 맞추어지고 있다. 특히 각종 복합소재가 적용된 터보제트 엔진을 초음속 비행체의 추진기관으로 활용하고자 하는 연구가 국가적인 과제로 장기간 추진되고 있다. 미국 해군의 초음속 소모성 터빈 엔진(SETE) 프로그램[1], 미국 국방고등기술연구소(DARPA) 등이 진행하는 통합 고성능 터빈엔진기술(IHPTET) 프로그램[2]과 하부의 세부프로그램 및 에너지

* 정회원, 삼성테크윈 파워시스템연구소 1Unit 책임연구원

** 정회원, 삼성테크윈 파워시스템연구소 1Unit 수석연구원

*** 정회원, 삼성테크윈 파워시스템연구소 연구소장,
한국추진공학회 홍보이사

연락처, E-mail: jaehol.choi@samsung.com

성(DOE)과 항공우주국(NASA)이 지원하는 세라믹 터빈엔진 개발 프로젝트[3] 등 관련 프로그램은 매우 다양하다.

국내의 경우 아음속의 터보제트 및 터보팬 엔진은 지금까지 지속적인 연구가 이루어져 왔으나 초음속 비행체에 이용할 수 있는 터보제트 엔진 개발은 전혀 수행된 바 없다. 마하수 1.5~3.0 범위에서 운용되는 초음속 비행체에 적용 가능한 추진기관으로는 단위흡입공기량당 비추력이 큰 램제트 엔진과 비연료소모율이 낮은 터보제트 엔진 등을 고려할 수 있다.

초음속 터보제트 엔진의 경우 성능을 높이기 위해서는 흡입관 압력회복을 최대화나 압축기 효율 향상 뿐만 아니라 고온 조건하의 연소기나 터빈의 개발이 필요하므로 이에 적합한 복합재료[4,7]의 개발이 필수적이다. 초음속 터보엔진 개발을 위해서는 기존에 확보하지 못했던 특수한 분야인 고온소재 및 시험평가 기술 등을 확보할 필요가 있다. 본 논문에서는 초음속 터보제트 엔진의 특징과 램제트 대비 성능 차이를 알아보고 국내외 개발기술 동향을 바탕으로 초음속 터보제트 엔진 개발 방향을 제시하였다.

2. 초음속 터보제트 엔진의 특징

2.1 초음속 흡입구 및 압축기

초음속 터보제트 엔진의 초음속 흡입구는 엔진 입구의 초음속 유동을 아음속으로 전환시켜 압축기 입구에 제공하는 역할을 한다. 이러한 초음속 흡입구에서는 초음속 비행시 흡입구 전단의 전압력을 충격파를 거치면서 최소한의 손실만을 발생시켜 압축기 전방에서 최대의 정압력을 얻고자 하는 것이 목적이다.

초음속 터보제트 엔진에 사용되는 압축기는 주로 다단의 축류형을 사용하나 최근에는 고압력비의 압축기를 사용하는 엔진도 개발되고 있다. 고압력비를 얻어야 하는 특성상 1단 블레이드 팁에서의 상대마하수는 초음속 영역에 있다. 따라서 흡입구와 압축기의 설계시에는 초음속

유동의 아음속 전환시의 압력회복을 최대화 및 고효율 초음속 블레이드의 개발이 요구된다.

2.2 연소기

초음속 터보제트 엔진에 적용될 연소기는 엔진의 직경, 길이 및 무게, 그리고 연료시스템 등을 고려할 경우 슬링거(Slinger)[8,9] 방식이 적절하다. 슬링거 연소기는, 연료가 회전축에 부착된 오리피스에 회전으로 인한 원심력에 의해 반경방향 밖으로 분무되는 회전분사 방식이다.

초음속 터보제트 엔진의 고온 고압 환경하에서 작동 가능한 연소기의 재질은 고온 복합재가 적용되어야 하고, 고속 유동에 적합하여야 한다.

2.3 터빈 및 배기노즐

터빈의 설계시에는 출력, 설계효율, 비용, 무게 및 입구온도와 연소기 형태를 고려하여 터빈의 기본 유로 및 냉각방식을 결정하여야 한다.

가스터빈엔진의 배기부는 터빈 출구에서 가스의 고온 고압의 포텐셜 에너지를 배기가스의 운동에너지로 변환시켜 추력을 발생시키는 부분으로, 그 출구에 설정되는 배압 조건을 통하여 전체 엔진의 유량 특성을 지배한다. 배기 노즐은 그 형태에 따라 수축형과 수축-확산형으로 대별할 수 있는데, 통상 배기 노즐을 통한 유동의 팽창비가 4를 넘으면 수축-확산형 노즐을 사용한다. 배기노즐의 설계시에는 설계점 및 탈설계점에서의 성능 및 구조적 단순성 그리고 무게 등이 고려되어야 한다.

2.4 연료유회 시스템

항공용 유회시스템은 그리스타입의 유회방식이 간단하다는 장점이 있으나 회전수 및 온도 등의 제한요소로 인하여 응용성이 떨어지는 단점이 있다. 소모성 엔진의 유회시스템을 단순화하기 위해 고전방식의 유회시스템 대신에 연료로서 배어링을 유회하는 Air-Fuel Mist 방식이 개발되었다. 초음속 영역에서는 램 효과로 고온의 가압원이 형성되어 적용에 어려움이 있으나, 냉각시스템을 적절히 응용하면 연료 유회방식의

로 소모성 엔진의 저비용, 단순화 및 경량화가 가능하므로 적극 검토할 필요가 있다.

2.5 고온 복합소재

초음속 엔진은 고성능이 요구되므로 현재 사용되는 재료에 비해 고온강도가 우수하면서도 경량의 재료가 필요하다. 초음속 엔진용 고온 재료로서는 금속 및 세라믹을 기지로 한 복합재료와 금속간 화합물 기지 복합재료가 유력하다.

복합재료는 기지재료의 종류에 따라 폴리머 기지 복합재료(PMC: Polymer Matrix Composite), 금속기지 복합재료(MMC: Metal Matrix Composite), 그리고 세라믹 기지 복합재료(CMC: Ceramic Matrix Composite) 등으로 크게 분류되며, 최근에는 금속간 화합물 기지 복합재료(IMC: Intermetallic Matrix Composite)와 탄소 기지에 탄소 강화재를 적용하는 탄소기지 복합재료(C/C: Carbon/Carbon)도 새로이 개발, 적용되고 있다.

터빈 입구 온도가 1,700K 정도 요구되고 엔진의 무게대비 추력이 높은 고성능의 초음속 터보제트 엔진 개발을 위해서는 초내열합금 재료보다 고온강도가 우수하고 경량인 고온 재료의 개발이 필요하다. 이를 위해 최근에 주목되고 있는 핵심소재로는 아직 일부 제조 공정의 어려움, 연성과 인성 부족 그리고 낮은 산화저항성 등의 문제점이 있지만 기존 초내열합금의 고온 특성을 능가하는 세라믹 기지 복합재료 및 탄소기지 복합재 등이 있다. 이러한 세라믹 기지 복합재료에는 기지재료로 세라믹을 사용하며, SiC/SiC나 C/SiC 등이 여기에 속한다. 탄소 기지 복합재료는 탄소가 기지인 복합재료이다.

3. 선진국 기술개발 프로그램

3.1 SETE(Supersonic Expendable Turbine Engine) 프로그램

미국 해군은 1971년부터 초음속 미사일에 적용할 저비용의 초음속 터보제트 엔진을 위한 기

술개발을 지원해왔다. 이 초음속 소모성 터빈엔진 탐색개발 프로그램을 통해 확보된 설계 및 제작 기술로 합리적인 가격에 터빈구동의 원격전술미사일을 통한 운용거리, 탑재중량 및 속도가 적절히 조화된 능력을 보유하게 되었다. 또한 이 프로그램을 통해 터보 엔진이 장착된 아음속의 무기체계와, 고속이지만 상대적으로 단거리용인 램제트 엔진을 장착한 초음속 무기체계 사이의 공백을 메우는 계기가 되었다.

SETE 프로그램의 목적은 초음속 미사일용 추진기관을 개발하는 것으로, 개발목표는 마하수 1.5에서 최대추력 2,300lb에 도달하는 것이다. 엔진의 크기는 길이 1117.6mm, 직경 355.6mm, 무게 113.4kg을 목표로 하였다.

엔진개발은 3단계에 걸쳐 진행되었는데 1단계는 설계연구기간으로 1972년 1년간 진행되었다. 2단계는 1973년부터 1975년까지 3년 동안 진행되었으며 3개의 엔진사가 핵심 구성품을 동시에 개발하였다. Curtiss-Wright사는 연소기를, AiRsearch사는 터빈 및 압축기를, Pratt & Whitney사는 압축기를 담당하였다. 이 결과, Curtiss-Wright사의 연소기 및 AiRsearch사의 터빈 및 압축기가 핵심 구성품으로 선정되었다. 3단계는 1975년부터 1979년까지 진행되었으며 Curtiss-Wright사가 엔진개발 업체로 선정되어 잔여 개발업무, 엔진제작 및 시험을 수행하였다. 총 개발기간은 8년이 소요되었으며 개발비용을 절감하기 위해 단품 시험을 하지 않고 엔진시험만을 하였다. 그러나 엔진개발 결과는 초기설정 목표인 마하수 1.5에서 추력 2,300lb에 도달하지 못하고 2,045lb를 나타내어 개발목표를 달성하지는 못하였다.

3.2 JETEC(Joint Expendable Turbine Engine Concept) 프로그램

통합 고성능 터빈엔진기술(Integrated High Performance Turbine Engine Technology, IHPTET) 개발 프로그램은 미 국방고등기술연구소(DARPA), 육군, 해군, 공군과 항공우주국 및 각 엔진사들이 함께 진행중인데 1989년 시작

되어 I, II 단계는 1999년 완료되었으며 III 단계가 2005년에 완료목표로 현재 진행중에 있다. 최종목표는 J402 엔진기준으로 비연료소모율은 40% 감소시키고 추력은 100% 증가시키는 것이다. JETEC 프로그램은 IHPTET 중 하나의 프로그램으로서 단수명 소모성 엔진 기술을 개발하는 것을 목표로 하고 있다.

이 프로그램의 일환으로 개발된 XTL-86/1(Fig. 2)은 Williams International(WI)사가 개발한 엔진으로 1999년 설계회전수에서의 엔진시험에 성공하였으며 추력은 J402 대비 40% 증가하였다.

XTL-86/2는 XTL-86/1의 개량형으로 C/SiC의 터빈로터와 노즐과 탄소 기지 복합재료의 배기노즐을 적용하였으며 2002년에 성공적으로 시험완료되었다. 시험결과 추력은 1,122lb를 얻어 J402 기준으로 70% 증가하였다. 터빈의 입구온도는 약 1,829K로 추정되며 냉각을 하지 않는다. 현재는 45%의 제작비용 절감을 위한 과정이 진행되고 있다.

JETEC 프로그램에서는 이와 같이 고온용 복합재료를 사용하여 터빈 로터와 노즐, 배기노즐 등을 개발하였으며, 복합재료로 된 쉬라우드가 있는 전향 팬을 개발하였다. Table 1에는 단계별 주요 기술개발내용이 소개되어 있다.

Table 2에는 초음속 엔진에 적용되는 세라믹 복합재 현황을 설명하고 있다. 대부분 고온에서 사용되는 부품인 터빈 로터, 터빈 노즐 및 연소기 라이너 등은 C/SiC 복합재를 적용하는 것을 볼 수 있다. XTL/86-2의 경우 고온의 터빈입구 온도에서 주요 파트를 C/SiC로 개발하여 1999년에 엔진시험을 완료한 것으로 보고되고 있다.

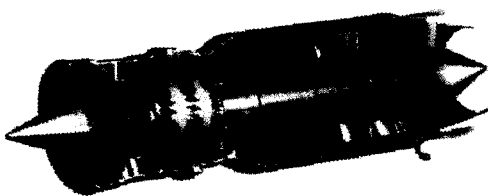


Fig. 2 The williams international XTL-86

Table 1. Key technologies of JETEC

Phase	Key Technologies
Phase II	<ul style="list-style-type: none"> - Carbon SiC Composite Turbine Nozzle and Rotor - Carbon-Carbon Exhaust Nozzle - Cageless Fuel Lubed Thrust Bearing - High Through Flow, High Velocity Burner - Oil Vapor Lubrication System
Phase III	<ul style="list-style-type: none"> - Splitted Rotor(High PR.) - LP Turbine(all ceramic airfoils and high slope ceramic transition duct) - Molded Fan Blade(composite, forward swept, shrouded fan) - Silicon Nitride Ceramic Uncooled HPT Blades - Combustor Liner(advanced coating, material to allow operation at near stoichiometric fuel-to-air ratio) - Carbon-SiC Exhaust Nozzle

Table 2. Material used for parts of supersonic turbo jet engine

Engine	Part	Material	Engine Test	Manufacturer
XTL/86-2	Turbine Rotor	C/SiC	1999	WI
	Turbine Nozzle	C/SiC	1999	WI
	Exhaust Nozzle	C/C	1999	WI
	Combustor Liner	C/SiC	1999	WI
XTL/87	HPT Blade	Si3N4	2003	WI

일본의 경우, AMG(Advanced Material Gas Generator) 엔진 및 HYPR(Hyper-sonic Transport Propulsion System) 엔진 개발을 통해서 CMC 및 Monolithic 세라믹에 SiC Whisker를 넣은 복합재 개발을 진행하고 있다.

4. 국내 개발 현황

4.1 구성품 개발 현황

초음속 터보제트 엔진 개발을 위한 기초 연구가 국내에서 과제화되어 진행되지는 않았지만,

지금까지의 각종 터보엔진 개발시 주요 구성품 설계 기술이 축적되었으므로 향후 초음속 터보제트 엔진 개발시 이러한 기술들을 활용 가능할 것으로 생각된다.

축류형 압축기 및 팬은 초음속 엔진에 적용가능한 수준의 기본모델이 이미 확보되어 있다. 압력비 약 4.2의 4단 축류 압축기 외에 초음속 블레이드를 갖는 축류팬은 압력비 2.3에 고효율 특성을 갖고 있다.

연소기의 경우 산업용 가스터빈 및 무인항공기용 제트엔진 소요에 따라 직류형, 역류형 및 슬링거 연소기 등이 산업체, 학계 및 연구소 등에서 개발되었으며 연료노즐 및 점화시스템은 각 연소기에 적합하도록 개발되었다.¹⁰⁾ 한편 연소기 시험을 위한 성능시험설비는 한국항공우주연구원(KARI)이 보유하고 있으며 연료노즐 시험설비는 삼성테크원에서 보유하고 있다.

고하중 및 고효율의 블레이드 설계 기술과 냉각노즐 및 블레이드의 설계기술을 기확보하고 있으며 각종 축류 및 반경류 터빈을 개발하여 산업용 가스터빈 엔진 및 무인항공기용 엔진에 적용하고 있다. 그러나 지금까지 국내의 가스터빈 개발에 있어 터빈 입구온도가 1500K 이상인 경우에 대해서는 개발된 바 없다.

4.2 복합재료 개발 현황

항공 산업과 관련된 소재 부품은 ITAR (International Traffic in Arms Regulations) 및 MTCR (Missile Technology Control Regulation)에 의하여 기술의 해외 유출이 각 정부의 엄격한 통제 하에 있으며, 미국, 러시아 및 프랑스 등의 일부 업체들만이 독점생산 공급하고 있을 뿐만 아니라, 응용분야 및 제조의 특성상 고부가가치 소재인데, 현재 국내에서 사용하고 있는 C/SiC 복합재료는 전량 수입하는 등 아직 복합재료 분야의 연구는 미진하다.

국내 금속기지 복합재료의 기술은 자동차 피스톤 헤드와 터보 차저 임펠러 등에 적용되고 있는 수준이며 이는 알루미늄 기지에 SiC 등의 입자를 기지에 분산시킨 형태로 적용하는 것이

다. 그러나 초내열 엔진 부품으로 온도가 600~1000℃ 정도까지 사용할 수 있는 Ti이나 Ni 기지에 Boron, Al₂O₃, SiC 등의 강화재를 이용한 금속복합재료에 대한 국내 기반 기술은 미확보되어 있다.

세라믹 기지 복합재료관련해서는, 국내 연구소 및 산업체에서 세라믹 파이버 첨가가 없는 모노리틱 세라믹(Monolithic Ceramic)을 개발하여 구조용으로 적용하거나 F-16기의 브레이크 디스크 개발을 통해 C/C 복합재 성형기술을 확보하는 등의 성과 외에는 미진한 상태이다.

5. 초음속 터보제트엔진 개발 방향

초음속 가스터빈 엔진의 기본형식을 단축 터보제트 엔진으로서, 축류형 압축기, 슬링거 연소기, 축류형 터빈 및 플러그형 배기노즐로 구성된 안을 고려할 수 있다.

압축기의 경우 4단의 축류 압축기가 일반적이거나, 목표성능을 달성하기 위해서는 1단 블레이드 팁에서 1.3~1.4의 상대마하수가 요구된다. 한편 블레이드의 단수를 줄이고 성능을 향상시키기 위한 노력이 필요하다.

연소기의 경우, 고속유동에 적합한 복합재 슬링거 연소기가 필요하며, 이를 위해서는 복합재 개발, 연료분사 시스템 개발, 연소기 기본형상 설계 및 해석, 시험평가, 고온 고압 조건에서의 내구성능 평가 등이 이루어져야 한다.

연료분사 시스템은 슬링거 연소기의 핵심 부품으로, 시험을 통하여 부분특성을 파악하여 최적의 연료노즐 형상을 도출하여야 한다.

터빈 입구의 높은 온도와 슬링거 연소기의 적용으로 인해서 중공형 냉각 베인을 사용하여야 하나, 중공형 냉각 베인을 적용할 경우 터빈 베인부 길이가 수 배 가량 증가되는 단점이 있기 때문에 비냉각 형식이 필요하다. 냉각 베인의 적용시 구조가 보다 복잡해지고 무거워지는 단점이 있기 때문에, C/SiC 복합재료를 개발하여 적용할 필요가 있다.

터빈 블레이드는 고온의 입구 조건으로 인해 냉각블레이드를 적용할 경우 무게가 증가되고 퍼트리(Fir Tree) 형상 등의 블레이드 디스크 연결부가 필요하다. 이로 인해 림 부위의 무게 증가는 디스크 무게를 증가시키게 되어 결국 엔진무게가 증가되고 형상이 복잡하게 된다. 따라서 단순한 구조 및 경량화를 위해 CMC 복합재료의 터빈 로터를 개발하는 것이 바람직하다. 또한 가변 초음속 노즐의 개발도 요구된다.

초음속 엔진 개발을 위해서는 연소기 및 터빈 등에 고온 세라믹 기지 복합재 등의 적용이 예상되므로 이러한 복합재 부품 개발을 위해서는 설계 및 해석용 소재 물성 데이터 확보 시험, 기본 형상 설계 및 해석, 복합재 개발과 내구성 평가 시험이 이루어져야 한다.

초음속 터보제트 엔진 개발시 유향은 경량, 단순화가 우선적으로 고려되어야 하므로 별도의 유향시스템이 없는 연료유향 방식이 적합한 것으로 사료된다.

C/SiC 복합재료를 개발하는데 있어서는 고온 산화 환경 및 급격한 온도변화 조건에서 탄소재료를 보호할 수 있는 내산화 코팅기술, 탄소섬유와 SiC 매트릭스의 결합력을 조절시켜 크랙 발생을 억제시킬 수 있는 코팅기술, 및 강도특성을 향상시키기 위한 밀도화 공정기술이 중요하며, 이러한 조건의 세부 조절인자로서 섬유와 매트릭스의 열팽창계수 및 열전도도의 조절, 복잡한 형상의 부품을 제조하기 위한 Near Net Shape 프리폼 기술 등이 핵심이다

6. 맺음말

초음속 터보엔진 개발을 위해 선진국에서는 구성품 성능 개선, 복합재료 개발, 엔진의 무게 감소와 성능 향상 및 제작단가 절감을 위해 장기적인 과제를 진행하고 있으며, 이를 통해 고온용 복합재를 개발하여 터빈 로터, 노즐 및 연소기 라이너 등에 적용하였다. 국내의 경우 주요 구성품의 기본설계능력은 갖추어진 것으로 판단되나 초음속 터보엔진에 적용될 핵심구성품

의 개발을 위한 인프라는 매우 부족한 것으로 조사되었다. 향후 초음속 비행체의 소요에 대비하여 경량 고온 복합재료가 적용될 연소기나 터빈의 개발은 조기에 착수될 필요가 있으며, 고효율 초음속 압축기의 개발 및 엔진 구조 단순화와 무게절감을 위한 연료유향 방식의 유향시스템의 개발도 요구된다.

참고문헌

1. Theodore E. Elsasser, "The Supersonic Expendable Turbine Engine Development Program," Naval Air Propulsion Center, pp. 364-382
2. Turbine Engine Technology, Air Force Research Laboratory, May 2003
3. M. L. Easley and J. R. Smyth, "Ceramic Gas Turbine Technology Development," ASME 96-GT-367, 1996
4. Y. Suzuki, T. Satoh, M. Kawano, N. Akikawa and Y. Matsuda, "Combustion Test Results of an Uncooled Combustor With Ceramic Matrix Composite Liner," J. of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 125, Jan. 2003, pp. 28-33
5. Greg Ojard and Martin Gibler, "Ceramic Matrix Composite Combustor Liner Rig Test," ASME, 2000-GT-670, 2000
6. K. Tanaka, M. Yoshida, T. Kubo, H. Terazono and S. Tsuruzono, "Development and Evaluation of Ceramic Components for Small Gas Turbine Engine," ASME, 2000-GT-531, 2000
7. J. A. DiCarlo, M. H. Yun, G. N. Morscher and R. T. Bhatt, "Progress in SiC/SiC Ceramic Composite Development for Gas Turbine Hot-Section Components under NASA EPM and UEET Program," ASME, GT-2002-30461, 2002
8. K. Y. Lee, S. M. Choi and Y.-M. Han, "

- Ignition Characteristics on the Annular Combustor with Rotating Fuel Injection System," ASME, GT2004-53233, 2004
9. 이강엽, 이동훈, 최성만, 박정배, 박영일, 김형모, 한영민, "슬링거 연소기의 연소특성," 한국추진공학회, 제8권 제1호, 2004, pp. 38-43
10. 민성기, 임진식, "제트엔진용 연소기 개발기술 동향," 한국추진공학회, 제8권 제1호, 2004, pp. 85-97