

제트엔진용 연소기 개발기술 동향

민성기* · 임진식*

Development Trends of Combustor Technology for Jet Engines

Seong Ki Min* · Jin Shik Lim*

ABSTRACT

The advanced technology of jet engine combustor such as high temperature composite materials is being developed to enhance the life of turbine and to minimize pollutants emission in foreign countries. The domestic development status of combustor for jet engine are only limited to the basic technology of small engine combustor. The development program of combustor are required to improve current technology.

초 록

제트엔진용 연소기는 선진국에서는 터빈수명을 증대시키고, 공해물질 생성을 최소화하기 위해 고온 내열 복합재와 같은 첨단 기술개발이 진행되고 있다. 국내에서는 소형엔진용 연소기 개발기술에 국한되어 있으나, 향후 지속적인 기술발전을 위해 제트엔진용 연소기 개발프로그램의 도출이 요구된다.

Key words: Jet Engine(제트엔진), Combustor(연소기), Development Trend(발전추세)

1. 개 요

가스터빈 엔진은 1930년대 영국의 Frank Whittle이 처음 발명한 이래, 2차대전 중 군용기 적용을 위해 본격적으로 개발된 후, 현재에 이르기까지 비약적인 발전을 거듭하여 군수용 및 민수용 항공기의 추진동력원으로 사용되고 있다. 제트엔진은 대기 중의 공기를 흡입하여 연소에 충분한 에너지를 갖도록 공기를 압축하 압축기와 압축된 공기에 연료를 분사 및 연소시켜 고온 고압상태의 연소가스를 만드는 역할을

하는 연소기 및 고온, 고압가스의 팽창에 의해 동력을 얻어 압축기를 구동하는 터빈으로 구성 되어 있다. 즉, 연소기는 정압하에서 연료를 연소시켜 연료가 가지고 있는 화학적 에너지(발열량)를 열 에너지로 변환시키는 제트엔진의 핵심 구성품이다.

일반적으로 연소기는 Fig. 1과 같이 주 연소 영역(Primary combustion zone)과 2차 연소 영역(secondary combustion zone)으로 나뉜다. 주 연소 영역에서는 연료와 산화제인 공기가 보통 약간 연료 과농의 상태로 혼합되어 연소하는 영역으로 90%의 연료가 이 영역에서 연소된다. 최근의 대부분의 엔진의 경우 터빈 소재 및 냉

* 정회원, 국방과학연구소 제3체계개발본부
연락처, E-mail: propan@bclinc.com

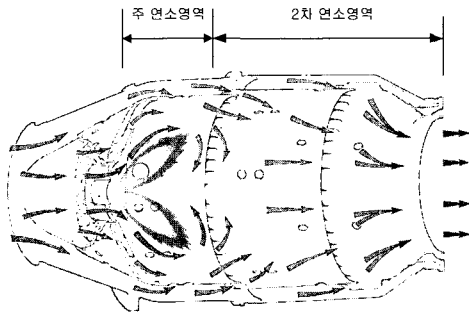


Fig. 1 연소기 개략형상

각 기술발전으로 인해 터빈입구온도(TIT: Turbine Inlet Temperature)가 주요 화학반응이 종료되는 1600K 근처까지 높아져서 2차 영역 후방의 희석영역(Dilution zone)이 필요 없으나, TIT한계가 1600K 이하인 엔진 연소기의 경우는 연소가스 온도를 낮추기 위해 희석영역이 필요하게 된다. 연소기내의 연료공기 혼합비는 보통 이론 혼합비에 대한 실제 연료공기비의 비로 정의되는 당량비(ϕ : Equivalence ratio)로 나타내는데, 주 연소영역의 경우 거의 1로 유지되거나 연소기 출구에서는 충분한 공기공급으로 인해 1/3보다 작게 된다. 주 연소영역에서는 연소기 입구 Dome으로 들어오는 선회유동에 의한 강한 재순환 영역이 형성되어 화염이 안정화되고, 이론 혼합비 조건에서 연소되므로 화염온도가 높아져서 빠른 연소가 일어난다. 또한 제한된 주 연소영역 내에서 완전한 화학반응이 이루어지기 위해서는 적절한 잔류시간(Residence time)이 요구되는데, 이를 위하여 연소기내의 공기평균속도를 약 마하수 0.1 정도가 되도록 설계한다. 2차 영역에서는 주 연소영역을 지나온 불완전 연소된 연소가스가 완전히 연소되도록 충분한 공기가 공급된다.

2. 연소기 분류 및 특징

2.1 형상에 따른 분류

2.1.1 Can형(Tubular) 연소기

연소기 라이너(Liner)가 한 개의 원통형 캔 형태나 또는 여러 개의 원통형 캔이 원주방향으로 장착된 것이다. 이런 형태의 연소기는 형상이 연료분무에 적합하고, 한 개의 연소기 라이너가 손상되어도 전체를 교환할 필요가 없는 장점이 있다. 반면에 압축기와 터빈과의 연결을 위한 덕트가 추가로 필요하고 연소에 가용한 전방 단면적(Frontal area)을 완전히 이용하지 못해, 연소기가 길어지고 압력손실이 큰 단점이 있다. 매우 작은 엔진이나 소형 산업용 가스터빈 같은 저출력 소형 가스터빈에는 제작과 유지비용이 저렴하고, 요구되는 연료시스템이 저가이며 쉽게 교체가 가능한 장점으로 인해 요즘도 종종 사용되고 있다.

2.1.2 환형(Annular) 연소기

라이너가 환형 형상인 연소기로서 가용한 모든 공간을 연소공간으로 활용할 수 있고, 축류 압축기의 경우 이와 동일한 환형 형상으로 공기를 방출하여 연소기로 유입시키므로 압축기나 터빈 연결용 덕트가 불필요하여 길이 및 무게가 감소되는 장점이 있다. 따라서 최근의 거의 모든 항공기용 제트엔진들은 이 형태의 연소기를 적용하고 있다.

2.1.3 Can-annular(Tubo-annular) 연소기

위의 두 종류 연소기 사이의 중간적인 장점을 가지고 있으나, 단점으로는 각 캔사이의 화염 전파를 위한 연결튜브 등 제작이 복잡하고, 많은 수의 연료노즐의 매칭이 필요하다.

2.2 공기유로에 따른 분류

2.2.1 직류형 연소기(Straight through flow combustor)

압축기로부터 연소기를 거쳐 터빈으로 공기가 직접 진행되는, 즉 연소기로 유입된 방향과 같은 방향으로 유출되는 연소기로, 한 방향으로 공기가 거의 일정한 속도로 유동하므로 공기분포의 문제가 거의 없는 시스템이다.

2.2.2 역류형 연소기(Reverse flow combustor)

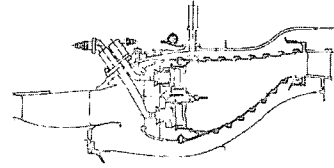
연소기내에서 유동방향이 반대로 역류되면서 연소가 일어나고 다시 원래방향대로 유출되는 연소기로서, 터빈과 배기노즐을 감싸는 구조로 되어 있어, 압축기와 터빈사이의 축 길이를 짧게 할 수 있는 장점을 가지고 있다. 이 연소기는 직류형 연소기보다 압축기 출구로부터 유입되는 속도분포변화에 덜 민감하다.

2.2.3 2단 연소기(Two stage combustor)

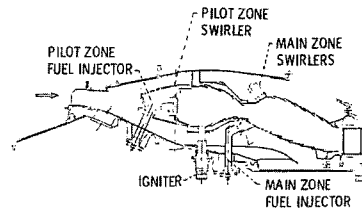
연소기를 2개 영역으로 구분하여 각 단계에서의 연소를 독립적으로 제어하기 위한 2단 연소기는 원래 엔진길이를 좌우하는 화염길이를 줄여서 경량의 엔진을 만들려는 목적이었으나, 요즘에는 모든 작동조건에서 공해물질을 감소시키려는 목적으로 사용되고 있다. 2단 연소기의 형태는 두 단을 어떻게 배열하느냐에 따라 두 가지로 구분되는데, 하나는 반경방향으로 각 단을 배열하는 것이고, 다른 하나는 유동방향으로 배치하는 것이다. 전자의 경우는 두 단계 모두에서 공해물질 생성이 억제되도록 제어하는 것으로, 엔진출력이 적은 공회전조건에는 공연비가 거의 1인 상태로 Pilot 영역에서 연소가 일어나도록 제어하여, CO와 HC의 생성을 최소화 한다. 이 경우 공회전 조건의 낮은 온도 압력으로 인해 질소산화물 생성도 최소화 할 수 있다. 후자는 전방의 Pilot 영역은 질소산화물이 아주 적게 생성되도록 이른 공연비의 두 배 정도의 연료농후 조건에서 연소가 일어나도록 설계한다. Pilot 영역에서 연소된 연료농후 고온가스는 충분한 공기가 유입되는 2차 영역으로 유입되어 희박연소가 일어난다. 연료의 대부분이 Pilot 영역에서 연소되므로, 희박연소에 필요한 시간이 감소하여 같은 양의 연료가 하나의 연소기내에서 연소될 때 보다 적은 양의 질소산화물이 생성된다.

2.2.4 기타 연소기

연소기내 하류에 위치한 고온의 가스일부를 입구 공기 쪽으로 유도하여 입구공기를 가열하는 재생형 연소기도 있고, 산업용 가스터빈 등에 사



(a) 이중 환형 연소기



(b) Vortex 연소기

Fig. 2 2단 연소기 개념도

용되는 중유나 고체연료 연소를 위한 사이클론 연소기 등도 있다. 또한 연소기의 주 연소영역으로 유입되는 공기량을 운전조건에 맞도록 조정할 수 있는 배플 같은 가변구조를 갖는 가변형상 연소기나 완전 예 혼합 연소기(Premixed combustor) 등도 있다. 최근에는 촉매연소기에 대한 연구들이 활발히 진행되고 있는데, 촉매의 주 기능은 공해물질을 제거하고 희박연소를 가능하게 하는 목적으로 쓰인다. 촉매연소기는 주로 연소기 유입되기 전 연료를 증발시켜 예 혼합시키는 장치와 적절한 촉매 및 촉매기질(Substrate)의 세 부분으로 구성된다. 촉매연소기의 가장 큰 장점은 촉매로 인해 당량비 0.35정도의 희박연소가 가능하여 연소온도를 낮게 유지할 수 있어, 질소산화물 생성을 억제하는데 있다.

2.3 연료분사방식에 따른 분류

2.3.1 하류분사방식

압력분사방식(Pressure atomization)의 연료 인젝터를 공기유동방향, 즉 하류방향으로 분사시키는 방식으로 주로 직류형 연소기에 사용된다. 이 경우 효율적인 연소를 위해 증발과 확산이 전체 연소과정을 제한하지 않도록, 연료액적들이 작아야 하고 잘 분포되어 있어야 한다. 초

기엔 하나의 인젝터로 구성된 연료노즐로도 충분했으나, 작동영역이 증가하면서 동심형태의 이중 노즐이 적용된 인젝터를 사용하고 있다. 즉, 내부의 작은 노즐은 저 유량 조건에서만 사용하고 외부에 위치한 큰 노즐은 고 유량 조건에서 사용하는 방식이나, 연료유량이 두 조건 사이에 존재하여 주 연료노즐로 적은 양의 연료가 분무될 때, 큰 액적들이 생성되어 연소효율이 급격히 저하하는 단점이 있으므로, 이런 조건들은 가급적 천이구간에서만 발생하도록 설계하는 것이 중요하다.

2.3.2 상류분사방식

하류분사방식과 같이 동일한 압력분사방식의 인젝터를 유동 상류방향으로 분무하는 방식으로 주로 역류형 연소기에 사용된다. 연료가 연소기 입구 상류로 분사되어, 주 연소영역에서 연료입자들의 연소기 내 체류시간이 길어져서 탁월한 연소성능과 균일한 출구온도 분포특성이 얻어지는 장점이 있다. 단점으로는 인젝터가 고온 영역에 위치하여 자체 냉각수단이 필요하고, 인젝터 근처의 국부적인 연료과농으로 인한 Smoke 생성 가능성과 엔진 정지시 인젝터 끝단의 막힘(Coking)방지의 어려움 등이 있다.

2.3.3 슬링거(Slinger) 방식(회전분사방식)

프랑스의 Turbomeca사에 의해 최초 개발된 환형 연소기에 적합한 분사방식으로서 엔진 회전축에 위치한 오리피스로부터 회전축의 원심력에 의해 연료가 반경방향 밖으로 분무되는 시스템이다. 회전축에 수직한 형상의 주 연소 영역을 가지며, 연소가스가 90° 방향으로 굴절되어 회석영역으로 들어가는 형상을 갖는다. 회전축의 원심력을 이용하여 분무시키므로, 공회전 영역에서도 높은 연료압력을 얻을 수 있어, 전체 운전영역에 걸쳐 좋은 분무특성이 얻어지는 장점이 있다. 또한 10% rpm 정도의 낮은 회전수에서도 미립화가 잘 되어 저압의 연료펌프로도 충분하며, 연료점도의 영향이 작아서 여러 종류의 연료를 적용할 수 있는 장점이 있다. 그러나

연료분무 오리피스로 인해 회전축의 강도가 저하되므로 가능하면 축 길이를 작게 하는 것이 필요하다. 단점으로는 점화기 위치선정이 어렵고, 고 고도에서 나쁜 재 점화 성능과 90°로 굴절되는 유로 때문에 연료유량변화에 대한 응답특성이 느린 점 등이 있다. 또한 엔진 정지시 회전축으로부터 연료의 신속한 차단과 좋은 공기분포를 만들기가 어렵고 주 연소영역내의 연료액적이 직접 충돌되는 부분의 라이너 벽면냉각이 어려운 점등이 있다. 이런 단점에도 불구하고 연소기 길이 및 크기를 작게 할 수 있어, 주로 제한된 부피가 요구되는 소형 제트엔진에 적용된다.

2.3.4 2 유체 분무방식

연소기로 들어오는 입구공기의 일부를 연료노즐에 적용하여 고속의 강한 선회유동을 생성시켜 공기의 전단력에 의해 액체연료의 액막을 잘게 부수는(Break-up) 것으로 Air-assist와 Air-blast로 구분된다. Air-assist는 소량의 공기를 인젝터 내에 유입시켜 인젝터 내에서 연료와 공기가 혼합되는 형식이고, Air-blast는 연소기 입구유동을 이용하여 연료 인젝터에 선회유동에 의한 미립화 및 인젝터 외부에서 연료와 공기가 혼합되는 형태이며, 두 가지 모두 Smoke와 NOx (질소산화물) 생성을 감소시키는 경향이 있다.

2.3.5 증발기(Vaporizer) 방식

연료의 성분 중 가장 무거운 탄화수소의 비등점 이상으로 연료를 가열하여, 연소되기 전 액체연료를 기화시키는 방식으로서 완전히 증발되는 고급연료에만 적용가능하다. 장점으로는 저가이며 펌프압력조건도 양호하고 낮은 Soot 형성특성을 보여주나, 증발튜브의 열 손상 및 연료종류의 변화에 민감한 단점이 있다.

3. 연소기 시스템 설계규격 설정

3.1 연소기 시스템 설계요구조건

연소기 시스템은 크게 연소기 및 연료노즐로 구성되며, 그 설계요구조건은 제트엔진의 용도에 따라 그 우선순위가 정해진다. 민항기용 엔진 연소기의 경우 연료소모율의 최소화 및 공해물질 생성억제에 설계의 주안점을 두어야 하는 반면, 군용기용 엔진 연소기의 경우 기동성 향상을 위한 높은 비추력 특성 등에 중점을 두고 설계를 해야 한다. 이외에도 연소 안정성, 점화성, 내구성과 출구온도분포 특성, 단가 및 공해물질 방출억제에도 관심을 기울여 설계하여야 한다.

3.1.1 연료노즐 설계요구조건

연소기 내에서는 분무장치를 이용하여 미립화된 액적들이 공급되어 신속한 증발, 점화 및 연소가 일어나게 된다. 일반적인 연소기용 연료노즐의 요구조건을 간단히 정리하면 다음과 같다.

- 전 유량범위에 걸쳐 좋은 미립화 특성
- 추력변화에 빠른 응답성
- 가볍고 저가이며, 제작/분해의 용이성
- 유동의 불안정성이 없어야 함.
- 이물질이나 끝단 탄소형성이 없도록 설계
- 열 Soaking에 의한 검(Gum) 형성 방지
- 가연성 혼합기 생성이 용이한 분무구조
- 엔진 공기유량의 최대/최소 비 보다 큰 연료유량의 최대/최소 비 보유
- 주 연소영역에 빠른 분산 및 증발특성 보유
- 공급 연료유량에 둔감한 출구온도 분포특성

3.1.2 연소기 설계요구조건

연소기는 전 운용영역에서 100%에 가까운 높은 연소효율과 연소 안정성 및 낮은 전압력 손실과 터빈 설계요구조건에 맞는 출구온도분포를 가져야 한다. 또한 신뢰성 있는 지상점화 및 공중 재 점화 기능과 공해물질 규정을 만족하는 배기가스 조성을 갖도록 설계되어야 한다. 이와 같은 조건들을 만족하면서 제한된 무게, 길이 및 형상 내에서 설계되어야 한다. 그렇지 않으면 엔진 길이, 축 길이 및 베어링 요구조건과

엔진무게 등이 증가하는 결과를 초래한다. 일반적인 연소기 설계요구조건들을 항목별로 정리하면 다음과 같다.

- 낮은 전 압력 손실
- 넓은 범위의 연소안정성
- 전 운용영역에서 높은 연소효율
- 요구 점화영역 전체에서 양호한 점화성능
- 체계적용 가능한 형상/무게, 저렴한 제작비
- 터빈 요구수명을 만족하는 출구온도 분포
- 계획정비주기를 만족하는 내구성과 양호한 정비성 및 신뢰성
- 배출기준을 만족하는 배기가스 공해

3.2 연소기 설계규격

연소기의 설계규격은 크게 공력설계 규격과 형상설계 규격 및 성능규격으로 구분할 수 있다. 먼저 공력설계규격은 엔진 성능해석 과정에서 결정된 설계점(비행 마하수, 온도, 고도 및 최대회전수 조건)을 기준으로 압축기와 터빈의 공력설계 결과로부터 얻어진다. 즉, 압축기 공력설계 결과로부터 연소기 입구공기의 압력, 온도, 유량과 연료유량이 결정되고, 터빈 공력설계결과로부터 연소기 출구온도 규격이 정해지며, 필요시 터빈 냉각공기 유량도 주요인자가 된다. 형상설계 규격을 살펴보면, 먼저 엔진용도에 따라 크기가 결정되므로, 이에 의해 연소기 케이스 직경이 결정된다. 또한 압축기 공력설계 결과로부터 연소기 입구 디퓨저(Diffuser) 외경, 내경 및 높이 제한조건과 출구 터빈의 외경, 내경, 높이 및 연소기 길이에 대한 규격이 설정된다. 연소기의 점화 및 연소성능을 좌우하는 성능규격을 살펴보면 연소효율, 전압력 손실과 터빈 베인 및 블레이드의 수명을 좌우하는 연소기 출구 온도분포가 있다. 또한 엔진의 용도에 따라 점화성능에 대한 규격도 필요한데, 먼저 점화가능 최대고도, 비행속도 및 점화 소요 에너지와 고공에서의 재 점화에 따른 규격도 정의되어야 한다. 이와 같이 설계점에서의 공력 및 성능에 대한 규격이 정의되면 탈 설계점 조건에서의 공력조건 변화에 따른 연소기의 운용 안정

성, 즉 소화(Flame-out)등의 연소불안정성과 연소효율의 저하 및 이에 따른 공해물질 생성특성 등에 대한 연구가 요구된다. 특히, 무인항공기용 엔진의 경우 지상점화 또는 공중점화가 요구되는 경우도 있으므로, 이 경우 엔진규격으로부터 결정된 점화영역, 즉 온도, 고도 및 속도영역내의 모든 점에서 안정적으로 점화되어야 한다.

제트엔진의 연소기 설계규격은 설계점에서 다음과 같은 항목들을 포함하여 정의된다.

- 연소기 공간 및 무게 제한조건
- 수명요구조건 (정비간 수명 및 총 수명)
- 연소기 입구조건(압력, 온도 및 속도 분포)
- 연소기 출구온도분포
- 허용 라이너 벽면온도
- 공기유량
- 공해물질 종류/한계치
- 압력손실 한계
- 연료종류
- 연료유량
- 연소효율 한계

3.3 연소기 시스템 설계절차

연소기는 적용될 엔진의 기하학적 형상제한조건으로부터 개략적인 직경과 길이가 결정되며, 보통 이 제한조건으로부터 연소기 형식이 결정된다. 일반적으로 직류 연소기는 연소기의 높이가 역류형 연소기에 비해 작으나, 엔진의 길이가 길어진다는 단점이 있는 반면, 역류형 연소기는 연소기의 높이가 매우 커져서 엔진의 직경을 증가시키나, 터빈 부분을 연소기 아래 부분에 장착함으로써 엔진 전체 길이가 줄어드는 장점이 있다. 연소기 형식에 따라 엔진용도 및 공해물질 허용기준 등을 고려하여 적합한 연료분무시스템 결정한다. 연소기 공력설계규격으로부터 디퓨저와 라이너의 형상을 설계한다. 연소기의 성능은 연소기내에 형성되는 국부적인 연료공기 혼합기의 적절성에 좌우되므로 라이너로 공급되는 공기의 방향과 유량분포가 중요하다. 더욱이 과도한 압력손실을 방지하기 위해 라이너로의 공기속도는 압축기 출구의 속도보다 충분히 작아야 한다. 만일 압축기 출구속도가 연소기내의 디퓨저에서 감소되지 않아, 동압이 정압으로 전환되지 않으면 전압력손실이 커져서 결국 엔진효율저하를 유발하므로, 이 역할을 하는 디퓨저의 특성이 중요하다.

특히, 축류압축기의 경우 안정된 연소를 위해 디퓨저의 역할이 더 중요해진다. 디퓨저의 설계는 압축기 출구 마하수 및 속도분포, 연소기의 전압력손실, 라이너 구멍형태 및 공해물질 생성기준 등에 영향을 받는다. 디퓨저 설계를 완료한 후 라이너 설계에 착수하는데, 먼저 주연소영역과 2차영역사이의 영역별 공기과잉계수 및 공기과잉율을 결정하여 유동속도를 고려한 라이너 구멍의 크기, 위치 등의 형상을 설계한다. 한편, 점화시스템도 연소기가 적용될 엔진의 점화요구조건으로부터 점화방식과 점화에너지 및 점화장치 가동시간 등의 설계요구조건으로부터 설계한다. 이상에서 언급한 연소기의 설계절차는 Fig.3과 같다.

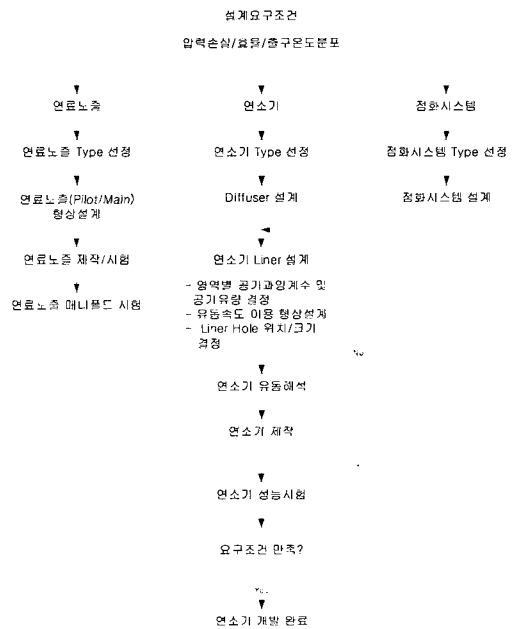


Fig. 3 연소기 개발 흐름도

4. 연소기 시스템 성능시험평가

4.1 연소기 성능시험평가

4.1.1 점화시험

연소기의 점화성능은 점화기의 종류에 따라 점화가능영역이 달라지므로, 보통 전기 점화기

와 토치(Torch) 점화기를 이용하여 점화성능시험을 수행하며, 점화하기 가장 어려운 저온영역과 상온 영역에서 주로 시험을 수행한다. 점화시점의 공기온도를 설정한 후, 점화 연료유량을 고정한 상태에서 공기유량을 변화시켜 가며 점화시험을 실시하여 화염이 유지되는지의 여부를 확인한다. 시험결과로 온도변화와 점화원, 즉 점화에너지 변화에 따른 연료공기비로 나타나는 점화한계 성능선도가 얻어진다.

4.1.2 성능시험

연소기 성능시험은 설계규격으로 주어진 항목에 대하여 그 성능을 평가하는 것으로, 연소기 설계점의 입구 공기압력, 온도 및 유량과 연료 온도 및 유량을 설정한 후 시험을 수행한다. 주요 측정항목으로는 연소기 압력손실, 연소기 라이너 벽면온도, 연소기 출구온도분포, 배기가스 농도 및 연소효율이다. 터빈의 수명, 즉 엔진의 수명을 좌우하는 연소기 출구온도 분포의 균일도는 패턴 팩터(pattern factor)와 프로파일 팩터(profile factor)에 의해 정해진다. 패턴팩터는 터빈 베인의 수명을 좌우하는 것으로 출구온도 분포의 균일성을 나타내고, 프로파일 팩터는 터빈 로터의 수명에 영향을 미치는 인자로 반경방향의 평균온도의 균일도를 나타낸다. 출구온도 분포를 측정하기 위해서는 연소기 출구의 반경방향으로 여러 개의 열전대를 장착하고 이를 360° 회전하면서 온도를 측정할 수 있는 Rotating device가 필요하다. 연소기의 내구성능을 확인할 수 있는 라이너 벽면온도는 주로 두 가지 방법에 의해 측정된다. 하나는 연소기 벽면의 주요위치에 열전대를 장착하여 측정하는 것이고, 다른 하나는 라이너 전체에 Thermal paint를 도장하고 시험을 수행한 후에 Paint 색깔의 변화로부터 벽면온도를 구하는 방법이다. 이로부터 최고온도가 발생하는 위치 및 전반적인 화염의 치우침 여부 등을 확인할 수 있다. 공해물질의 생성정도는 배기가스의 성분분석을 통해 확인되는데, 그 주성분들은 CO, HC, 산소, CO₂, NOx 등이며, 측정된 배기가스 조성과 온

도 및 공급연료량과 발열량으로부터 연소효율이 계산된다.

4.2 연료노즐 분무특성시험

간단한 구조인 압력분사방식 노즐의 경우, 노즐로 공급되는 연료압력의 변화에 따라 액적들의 미립화 특성이 달라지므로, 이에 대한 시험을 통해 최적의 미립화 조건을 설정해야 한다. 연료유량은 연료공급압력에 좌우되므로, 설계점의 큰 유량에서 설계된 연료노즐을 점화시와 같은 저 유량의 조건에서 사용할 경우 미립화 특성이 크게 떨어지게 된다. 따라서 유량이 적은 경우에도 미립화 성능을 좋게 유지하기 위하여 보통 연료노즐을 Pilot 노즐과 Main 노즐로 구분하여 각각의 압력을 다르게 설계함으로써, 요구유량이 변하여도 미립화 성능이 저하하지 않도록 설계한다. 만일 높은 입구압이 요구될 경우, 이를 달성하기 위해 연료펌프 공급능력도 커져야 하는 부담이 있으므로, 미립화 과정에 대한 연구를 통해 적정압력에서 좋은 미립화 성능을 갖도록 설계수정이 필요하게 된다. Air assist 방식이나 Air-blast 방식처럼 미립화에 공기의 운동량을 이용하는 연료노즐의 경우, 미립화 특성은 공급되는 공기량, 속도에 좌우되므로 이에 대한 실험을 통해 최적의 연료분무조건을 설정하여야 한다. 또한 연료노즐은 연료온도가 150℃정도일 경우에도 불순물들에 의해 공급라인이 막히거나 외부로 누설이 없고, 엔진 정지시 미연연료나 soot등에 의해 막히지 않도록 설계하여야 한다. 또한 연료온도에 따라 미립화 성능을 좌우하는 연료의 점도, 밀도 및 표면장력들이 변화하게 되므로, 이를 고려하여 연소기 운용조건 전 영역에 걸쳐 적합한 미립화 특성을 갖도록 온도변화에 따른 시험평가도 수행하여야 한다.

5. 선진국 발전추세

5.1 SECT(Small Engine Component Technology) 프로그램

제트엔진용 연소기의 발전추세는 NASA와 미 육군연구소가 주요 엔진 제작사인 Williams International, Teledyne, Allison General Motors, Garret 등의 회사들과 1986년부터 착수한 소형엔진 구성품 기술개발(SECT : Small Engine Component Technology)의 일환으로, 제트엔진의 핵심 구성품들에 대한 2000년대의 기술개발 방향 설정연구로부터 알 수 있다. 그중 제트엔진의 핵심 구성품의 하나인 연소기에 대한 연구 결과는 다음과 같다.

엔진이 고출력 화 될수록 높은 터빈입구온도가 요구되는데, 이런 고온에서는 터빈 수명은 연소기 출구온도 구배에 크게 좌우된다. 반경방향의 온도분포(Profile factor)는 터빈로터의 구조적 강도요구조건에 맞아야 하고, 원주방향의 온도구배(Pattern factor)는 정지부인 터빈 베인의 열응력 감소와 냉각조건을 감소시키기 위해 최소화해야 한다. 결과적으로 연소기는 양호한 출구온도 분포특성을 가져야 하고, 엔진수명 전 기간에 걸쳐 이 특성이 유지되어야 한다. 이와 같은 연소기 출구온도구배의 조절은 주 연소영역의 연료공기비를 조절함으로써 가능해지는데, 1980년대 중반 연소기는 입구온도 대비 연소기의 온도상승비가 약 1.4일 때 패턴 팩터가 0.2~0.3 이었으나, 고출력 엔진의 경우 터빈의 내구성과 수명을 달성하기 위해 0.15이하가 요구되었다. 따라서 연소기 성능요구조건으로서 연소효율은 공회전영역에서 98.5% 이상, 전 압력 손실은 4%이하, Smoke가 없는 배기가스 및 Pattern factor가 0.15보다 작아야 한다. 고출력 엔진의 경우 표면 대류/막 냉각 개념의 기술개발과 재질개발을 통해 냉각효율을 현재 0.4~0.6에서 0.9까지 증가시켜야 한다. 이를 정리하면 Table 1과 같다.

Table 1. SECT 프로그램 연소기 성능 목표

구 분	1986년	2000년
연소효율	99.9%	99.9%
압력손실	3~4%	≤ 2%
패턴팩터	20~30%	15%
냉각효율	0.6	0.9

고 출력 첨단엔진에 요구되는 내구성, 신뢰성 및 연장된 수명을 달성하기 위해서는 냉각기술과 재질개발 등이 요구되고, 이를 구현하려면 역으로 제작성이 복잡해져서 결국 무게를 증가시키는 요인이 된다. 이로 인해 추력 대 중량비가 감소하고 연료소모율이 증가하는 성능저하를 발생된다. 따라서 냉각소요가 없고 고온 내열성이 양호한 연소기용 내열소재 개발에 연구가 집중되었다.

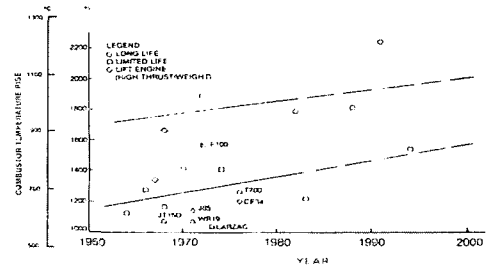


Fig. 4 연소기 온도증가 발전추세

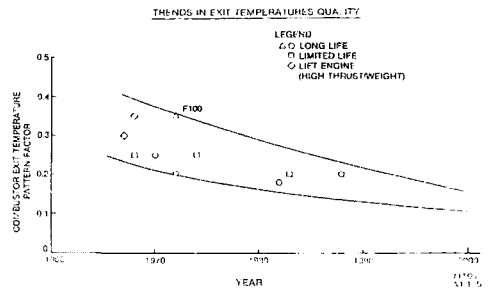


Fig. 5 연소기 출구온도분포(패턴팩터) 발전 추세

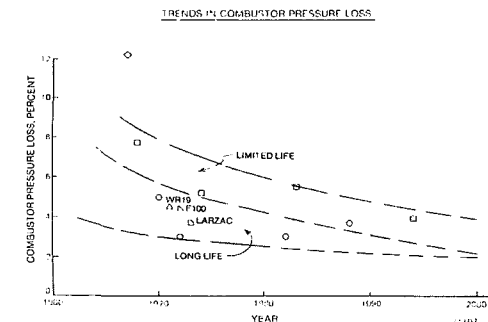


Fig. 6 연소기 압력손실 발전추세

연소기용 내열재료로는 섬유강화 초합금(Fiber reinforced superalloy), 세라믹 복합재(Ceramic composite) 및 카본-카본(Carbon-carbon) 등이다. 이중 세라믹 복합재와 카본-카본은 내열온도가 1760 ~ 2404°C 이면서 경량구조이기 때문에 주 개발대상 소재로 각광을 받았다. 이런 재질들을 연소기 라이너에 사용할 경우, 냉각이 필요 없어 더 높고 균일한 벽면온도가 얻어진다. 라이너의 고온벽면은 다음 두 가지 이유에 의해 연소과정에 좋은 효과를 주는데, 하나는 벽면 냉각이나 냉각 막이 없어 화학반응을 감소시키는 라이너 벽면 Quenching 효과가 사라지기 때문이다. 즉, 체적 대 표면적비가 큰 소형 엔진용 연소기의 경우 라이너 벽면 Quenching이 연소기 성능손실의 중요한 원인이 된다. 다른 하나는 복사에 의한 화염에서 벽면으로의 열손실이 감소하므로, 화학 반응율을 증가시켜 연소기 성능을 증대시킨다고 알려져 있다. 연구결과로 얻어진 연소기의 성능변수들의 발전추세는 Fig. 4 ~ Fig. 6에 잘 나타나 있다.

5.2 IHPTET(Integrated High Performance Turbine Engine Technology) 프로그램

미 국방성 산하의 국방고등기술연구소(DARPA), 육군, 해군 및 공군과 항공우주국(NASA)이 미국 내 주요 제트엔진 회사들인 GE, PW, Allison, Allied Signal, Teledyne 및 Williams International과 함께 팀을 구성하여, 제트엔진의 성능을 2005년까지 2배 향상시키기 위한 통합 고성능 터빈엔진 기술(IHPTET : Integrated High Performance Turbine Engine Technology) 개발 프로그램을 1988년에 착수하였다. 동 프로그램은 전 기간을 3단계로 구분하여 개발된 기술이 군수 및 민수분야로의 이전이 최대화되도록 계획하였다. 현재에도 진행되고 있는 동 프로그램은 첨단 소재개발, 혁신적인 구조설계 및 공기역역학적인 기술개발의 상승효과로 인해 가스터빈 엔진 개발기술의 혁신적인 진보를 이루어가고 있다. IHPTET 개발과정 중 연소기 분야의 기술개발 목표는 Table 2와 같다.

이 목표를 달성하기 위해서는 먼저 첨단 고온 세라믹과 CMC(Ceramic Matrix Composite)과 Titanium Aluminide MMC과 같은 고온용 복합소재에 대한 개발이 요구된다. 또한 혁신적인 고온 연료분사개념, Transpiration cooling 개념과 일체형 디퓨저/연소기 케이스 개념 및 Augmentor용 라이너 및 노즐개발 등이 필요하게 된다.

Table 2. IHPTET 프로그램 연소기 성능 목표

구 분		성능향상 목표치 (1987년 기준대비)			
		1단계	2단계	3단계	
대형 터보 팬/ 터보 채트 엔진	연 소 기	터빈입구온도	+400°F	+600°F	+900°F
		열 발생율	+ 10%	+20%	+30%
		Turn-down ratio	+50%	+75%	+100%
		Pattern factor	0.25	0.15	0.10
	후 연 소 기	Augmentation ratio	+10%	+20%	+30%
		Dry Pressure loss	-30%	-50%	-75%
		Efficiency	+5%	+8%	+10%
터보 샤프 트/ 프롭 엔진	열 발생율	+40%	+60%	+70%	
	점화 연료공기비	-25%	-40%	-60%	
	길이/직경 비	-10%	-20%	-30%	
	압력손실	-10%	-30%	-50%	
소모 성 엔진	아 음 속	연소기출구 온도	+300°F	+500°F	+700°F
		Pattern factor	0.25	0.20	0.15
		연료종류	JP-10	JP-10/ RJ-6	JP-10/ RJ-6
	초 음 속	연소기출구온도	-20%	-30%	-40%
		열 발생율	-30%	-45%	-60%
		연료종류	JP-10	JP-10/ RJ-6	Endo- thermic

강건하고 경량이며 콤팩트한 형상의 연소기 시스템을 개발하기 위해서는 이론 공연비 근처에서 연소가 일어나야 하고, 입구온도 및 공기 속도가 높아지고 운용 출력범위가 확대됨에 따라 전통적인 연소기 설계방법으로는 해결이 어려워 새로운 기술개발이 시도되고 있다. 한 예로 저출력에서의 안정성과 고출력인 높은 온도조건에서 라이너 내구성을 동시에 증대시키기 위해 최소 공간 내에 연료/공기의 혼합특성을 증대시키려는 공력학적인 연구가 수행되었다. 이를 위해 혁신적인 스윌러 설계기술, 점화/화염 안정화의 신 기술개발 및 3차원 비정상 CFD 유동해석이 수행되었고, 동시에 연소기 출구온도분포를 제어하고, 증대된 수명요구조건 및 공해물질 생성이 적은 환경 친화적인 연소기 개발을 위해 연소기 라이너 냉각유량을 감소시키는 설계개념이 개발되었다.

높은 출력조건에서 효율과 안정성 증대를 위한 Trapped Vortex유동을 이용한 화염안정화 기술, 무거운 인젝터 대신 혼합효과가 증대된 다중 분무(Multi-point injection)가 가능한 Macro-laminated Fuel injector, Lamilloy 재질의 외부라이너와 CMC(Carbon Matrix Composite)재질의 내부라이너로 구성된 Advanced Flex 연소기, 균일한 온도분포 및 다중분무를 위한 Bluff한 형상의 연료 인젝터, 초고속 유동에서 연소기 운용을 가능하게 하는 연속적인 초단파를 생성하는 플라즈마 점화기, CMC재질로 만든 삼출냉각(Effusion cooling) 라이너, 개개 인젝터 유량제어를 통해 연소기 출구의 온도분포 제어가 가능한 능동적인 연소기 출구 패턴팩터 제어기술, 높은 온도조건과 낮은 패턴팩터를 가진 Rich-Quench- Lean Lycolite 연소기, Augmentor길이 및 무게 감소가 가능한 화염 안정화를 위한 Swirl Augmentor, 원가절감을 위한 디퓨저의 Titanium Aluminide 주조기술 개선 및 2700°F (1482°C)의 초고온에서 사용가능한 탄화규소 (SiC) 섬유 보강 SiC Matrix Composite Liner

등의 기술개발 등이 수행되었다. 이외에도 새로운 냉각기술을 개발하여 고온 운용시 연소기를 보호하는 개념에 대한 연구가 진행되었는데, impingement/film cooling, transpiration cooling 및 thermal barrier coating이다. 총돌방식 막 냉각 개념은 연소기 라이너의 고온부에 소량의 냉각공기를 총돌시켜 높은 열전달을 얻는 것으로 고온 라이너 부 보호가 용이하나, 무게 및 제작성이 복잡해지고 수리의 어려움이 존재한다. Transpiration 냉각은 좀더 진보된 첨단 냉각방식으로 다공성 재질의 라이너를 통과한 냉각공기가 라이너로부터 균일하게 열을 제거하는 방식으로 고온으로부터 라이너를 보호하는 열장벽 역할을 해준다. Regimesh나 Porolloy등의 다공성 재질과 Porous transpired 재질로 만들어진 Lamilloy등이 실험적으로 시험되었는데, Lamilloy는 다공성 물질이 갖고 있던 단점인 Plugging이나 오염문제를 줄이는 효과도 갖고 있다.

5.3 UEET(Ultra Efficient Engine Technology)

프로그램

NASA Glenn Research Center에서는 추진성능과 효율을 향상시키고, 공해물질을 감소시키기 위한 기술개발을 위해 PW, WI, Allison-Rolls Royce, Boeing, GE, Honeywell, Lockheed-Martin등의 유수의 엔진 제작사와 함께 UEET(Ultra Efficient Engine Technology) 프로그램을 수행하고 있다. UEET 프로그램은 넓은 범위의 비행속도에 걸친 미래의 항공기에 적용 가능한 터빈엔진의 추진기술을 개발하는 것으로, 추진시스템 효율을 향상시켜 연료소모를 15%까지 줄일 수 있는 기술개발과 1996년 ICAO(국제항공기구) 배출기준 대비 이착륙시의 NOx 생성을 70%까지 줄일 수 있는 연소기술개발을 목표로 하고 있다. UEET의 저공해 연소기의 기술개발 단계별 세부내용과 PW사가 수행한 엔진시험을 통해 달성한 목표를 정리하면 Table 3과 같다.

Table 3. UEET 프로그램 연소기 성능 목표

구분	세부 기술개발 내역	NOx 감소량	달성 연도
Flametube 연소시험	<ul style="list-style-type: none"> · Swirler fuel injector 설계 · Lean blowout performance · Emission(CO, HC, NOx) · 화염 안정화 · 기본적인 음향설계 · 인젝터 내구성 	50~70%	94~95
연소기 섹터 시험	<ul style="list-style-type: none"> · 벽면 냉각 · 3차원 효과 · 인젝터간 상호작용 · 연소기/유동경로 설계 · 라이너 설계/내구성 평가 · 고도 재점화 특성 · Emission(CO, HC, NOx) 	64%	96~97
완형 연소기 리그시험	<ul style="list-style-type: none"> · 단계연소 · 출구온도분포(Pattern/profile factor) · 점화/화염전파성능 · Lean blowout 성능/고도 재점화 및 운용성 · 연소음향학적 특성 · Emission(CO, HC, NOx) 	55~58%	97~98
엔진시험 (연소기 성능)	<ul style="list-style-type: none"> · 비정상 엔진 운용시 성능 · 구성품간 상호작용 · 사이클 효율 · 연소불안정성 · Emission(CO, HC, NOx) 	50~52%	99

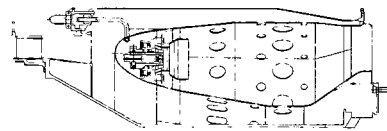
이상과 같이, 제트엔진용 연소기 분야는 고출력 연소기의 성능향상과 공해물질 생성을 감소시키기 위해, 연료와 공기의 혼합특성을 증대시키는 인젝터 및 혼합(Mixing) 기술 분야와 경량이며 냉각소요도 없고 높은 온도에서 사용가능한 CMC, MMC 및 SiCMC 등의 첨단 복합소재에 중점을 두고 기술개발이 진행됨을 알 수 있다.

6. 국내 개발현황

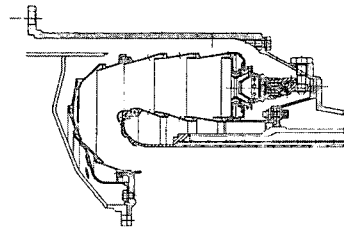
6.1 국내 연소기 개발 현황

1990년대 초 산업용 가스터빈의 개발이 구체화

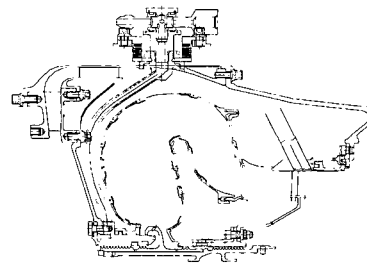
되고, 무인항공기용 제트엔진의 수요가 발생함에 따라 본격적으로 국내에서도 관련 산업체 및 학계와 연구소등을 이용한 연소기 개발이 착수되었다. 각 엔진의 형상에 적합한 직류형 연소기, 역류형 연소기 및 슬링거(Slinger) 형태의 연소기를 설계되었는데, 각 연소기의 개략적인 형상은 Fig. 7과 같다. 아울러, 각 연소기에 적합한 연료노즐 및 점화시스템도 동시에 개발하였다.



(a) 직류형 연소기



(b) 역류형 연소기



(c) 슬링거 연소기

Fig. 7 개발된 연소기 형상

6.2 연소기 성능시험 설비

6.2.1 시험용 리그설계

연소기 시험용 리그는 연소기로의 원활한 공기공급을 위한 덕트, 연소기 및 점화장치와

연소기 출구온도 분포측정을 위한 회전형 온도 계측장치 등으로 구성된다. 연소기 시험용 리그에는 각종 온도 및 압력계측을 위한 센서 연결부와 고온의 배기가스로부터 시험용 리그 및 시험설비 보호를 위해 요구되는 물 및 공기를 이용한 냉각부도 설계에 반영되어야 하고, 점화시험이나 성능시험시 연소기 내부를 관찰할 수 있도록 Quartz window를 설치하여야 한다. 그 한 예로서 슬링거 형태의 연소기 시험용 리그의 형상은 Fig. 8과 같다.

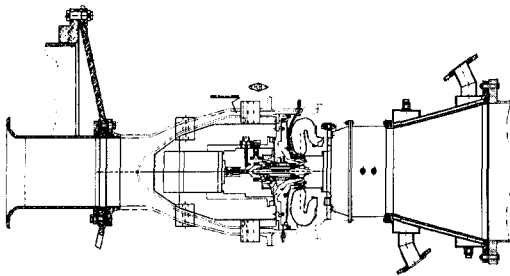


Fig. 8 연소기 시험용 리그

6.2.2 연소기 성능시험설비

연소기 성능시험을 위한 설비는 국내 유일하게 한국항공우주연구원(KARI)이 보유하고 있다. 동 설비는 Fig. 9와 같이 공기 압축기, 히터, 스틸링 챔버(Stilling chamber), 리그 장착부 및 배기가스 처리부 등으로 구성되며, 대기중의 공기를 가압, 가열하여 연소기 시험부에 공급하고, 고온의 배기가스를 물분사 냉각장치를 이용해 냉각시킨 후 대기로 방출하는 개방유로형식의 설비이다.

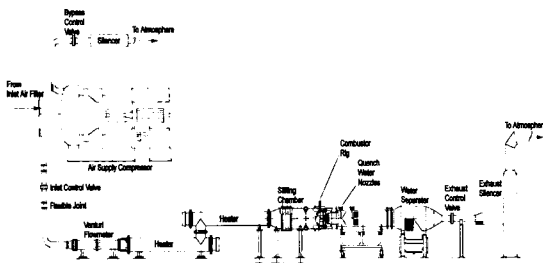


Fig. 9 연소기 시험설비 개략도

슬링거 형태의 연소기 시험용 리그를 연소기 성능시험설비에 장착한 형상과 계측 및 냉각을 위한 각종 튜브들을 연결한 사진을 Fig. 10에 나타내었다.

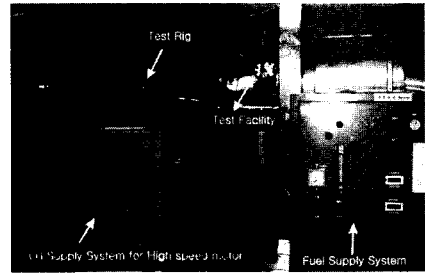


Fig. 10 연소기 시험 리그 장착 사진

이상과 같이, 국내의 연소기 개발기술은 현재 소형엔진급 연소기의 기반기술이 구축되었으며, 동급 엔진용 연소기에 소요되는 수준의 설계, 제작 및 시험평가 기술을 보유하고 있다.

7. 맺음말

선진국에서는 제트엔진용 연소기에 대해 터빈 수명을 높이고 공해물질 생성을 최소화하는 방향으로 개발이 진행되고 있으며, 이를 위해서 연료와 공기의 혼합특성 향상을 위한 신 개념의 연료노즐과 공력설계기술 및 경량이며 냉각도 필요 없고 고온에서 사용가능한 고온용 복합소재 개발 등 첨단 기술개발에 매진하고 있음을 알 수 있다. 국내의 연소기 분야는 제한적이거나 소형 연소기급 개발을 위한 기본기술인 설계, 제작기술은 확보된 상태이나, 성능시험장비의 능력부족으로 제한적인 성능시험만을 수행할 수 있고, 대부분 해외 시험설비 보유기관에 의뢰하여 개발을 완료하는 형편이다. 따라서 시험장비 능력보강 및 연소기 성능향상을 위한 고온용 복합소재 기술개발 등을 위한 예산지원이 시급하고, 기본기술 심화를 위한 지속적인 개발 프로그램의 수행이 요구된다.

참고문헌

1. Gas Turbine Combustion, Arthur H. Lefebvre, Hemisphere Publishing Corporation, 1983
2. The Design and Development of Gas Turbine Combustors, Vol. I, Northern Research and Development Corporation, 1980
3. Gas Turbine Engine Emissions-Problems, Progress and Future, Robert E. Jones, Prog. Energy Combustion Science, vol. 4. 1978, pp.73-113
4. Critical Technologies Plan for the Committees on Armed Services United States Congress, The Department of Defense, Washington D.C., U.S.A., 1991
5. Overview of the NASA AST and UEET Emissions Reduction Projects, John Rohde, NASA Glenn Research Center, 2002
6. NASA's Ultra Efficient Engine Technology (UEET) Program, Joe Shaw, NASA Glenn Research Center, 2002
7. Propulsion Technology Partnerships for the New Millennium : A View From The Pentagon, Paul F. Piscopo, Office of Deputy Under Secretary of Defense, 1999
8. Small Engine Component Technology (SECT) Study Program Final Report, E. Almodovar et' al, AVCO Lycoming Division, 1986
9. Small Engine Component Technology (SECT) Study Program Final Report, B. Singh, Teledyne CAE, 1986
10. Small Engine Component Technology (SECT) Study Program Final Report, T. R. Larkin, Allison Gas Turbine Division, General Motors Corporation, 1986
11. www.pr.wpafb.af.mil/divisions/prt/ihptet/ihptet.html
12. 항공기용 가스터빈 연소기의 연료노즐 설계 및 실험연구, 공창덕 외, 항공우주학회지 vol.23 no.2, 1995, pp.52-60
13. HSNS 연료노즐 및 스왈러 실험연구, 민성기 외, 항공우주학회지 vol.26 no.8, 1998, pp.92-104
14. Ignition characteristics on the annular combustor with rotating fuel injection system, J.B.Park et al, Proc. of ASME Turbo expo 2004, June 14-17, 2004