

技術論文

지상용 가스터빈 주동력장치(PPU) 연소기의 개발과 시험평가

이동훈*, 이강엽*, 전승배*, 양수석**, 고영성***, 최성만****

Development and Test of Gas Turbine Combustor for Ground Vehicle PPU(Primary Power Unit)

Dong-Hun Lee*, Kang-Yeop Lee*, Seung-Bae Chen*, Soo-Suk Yang**,
Young-Sung Ko*** and Seong-Man Choi****

ABSTRACT

A 100kW class gas turbine combustor was developed and tested for PPU(Primary Power Unit) of ground vehicle. The combustor which employed annular-reverse type and pressure swirl atomizer was designed through 1-D analysis, 3-D thermal flow analysis and combustor performance was experimentally investigated on the combustor test rig. The test result was satisfactory. The developed combustor was also tested for environmental and endurance specification under engine adopted conditions and the application of a state-of-the-art gas turbine combustor to ground vehicle PPU turned out to be successful.

초 록

지상용 장비의 주 동력원으로 사용할 수 있는 출력 100kW급 가스터빈 엔진의 연소기를 개발하여 시험하였다. 이를 위해 환형역류형 연소기와 압력선회식 연료노즐을 채택하였고, 1차원 설계와 3차원 열, 유동해석을 통하여 연소기 설계를 수행하였으며, 연료노즐 시험, 연소기 리그 시험 등을 통하여 개발된 연소기의 성능을 확인하였다. 개발된 연소기를 엔진에 장착하여 각종 환경시험을 수행한 결과, 연소기 저온 점화성능, 내구 성능 등에서 만족할 만한 결과를 도출하였으며, 개발된 연소기는 지상용 주 동력장치에 성공적으로 적용되었다.

Key Words : Primary Power Unit(주 동력장치), Annular Reverse(환형역류형), Pattern Factor(패턴 팩터), Pressure Swirl Injector(압력선회식 인젝터)

1. 서 론

가스터빈 엔진은 타 동력기관에 비해 중량/부피 대 출력비가 크고, 빠른 시동, 우수한 저온 운

용성 등 많은 장점을 가짐에도 불구하고, 수요의 부족, 기술적인 어려움 등의 이유로 국내에서는 그동안 연구 개발이 활발하지 못했다. 그러나 최근 들어 저공해 및 분산발전 요구가 대두되고, 추진기관용 가스터빈의 국내 독자개발 요구가 증대되면서 지난 수년간 괄목할 만한 기술적 진보를 이루었다.

특히 100kW 내외의 출력을 가지는 가스터빈의 경우, 항공기의 보조동력장치용으로 폭넓게 사용되고 있을 뿐만 아니라, 분산 발전/비상 전원용으로도 적합한 출력이기 때문에 향후 국내에서 많은 수요가 예상된다. 또한 지상용 차량의

† 2005년 5월 3일 접수 ~ 2005년 7월 12일 심사완료

* 정회원, 삼성테크윈 파워시스템연구소
연락처, E-mail : dong.hun.lee@samsung.com
경남 창원시 성주동 28번지

** 정회원, 한국항공우주연구원 항공추진그룹

*** 정회원, 충남대학교 항공우주공학과

**** 정회원, 전북대학교 기계항공시스템공학과

전원 및 압축공기 공급 장치로도 사용이 활발한데, 소형 가스터빈의 시장 규모가 작은 국내 여건에서는 지상용 차량의 주/보조동력장치가 전체 가스터빈 동력장치 시장의 대부분을 차지하고 있을 정도로 지상용 동력장치가 큰 비중을 점하고 있다.

본 논문에서 다루고 있는 지상용 주동력장치(Primary Power Unit)는 소형 가스터빈엔진에서 발생하는 전기출력과 주기 공기(Bleed Air)의 압력을 지상 장비에 공급, 임무를 수행하는 동력장치로써 지상 장비, 차량의 이동 및 주행이 주 임무인 디젤기관과는 임무 성격이 구분된다. 항공기 시동용/전원공급용의 GPU(Ground Power Unit), 미국의 M-56 Coyote 연막분사 시스템이 소형 가스터빈엔진이 주 동력장치로 적용되는 대표적인 예라 할 수 있다.

삼성테크윈 파워시스템연구소는 지난 1997년부터 민군겸용기술개발사업의 일환으로, 보조동력장치용으로 사용될 수 있는 100kW급 가스터빈을 한국항공우주연구원 등과 함께 개발하였으며, 이를 바탕으로 지상용 차량의 주 동력장치용 가스터빈을 성공적으로 개발 완료하여 최근 군 운용시험을 통과, 양산을 앞두고 있다.

본 논문에서 다룬 100kW급 가스터빈 엔진은 원심 1단 압축기, 환형역류형 연소기, 원심 1단 터빈으로 구성되어 있으며, 디지털 엔진 제어기(Digital Electronic Engine Controller), 기어박스가 필요 없는 초고속 발전기 등을 채용하여 높은 기술적 완성도를 보일 뿐만 아니라, 순수 국내 독자개발 후 각종 내구시험, 환경시험, 운용시험 등을 통과하여 군의 정식 엔진으로 채택, 양산되는 최초의 엔진이라는 점에서 큰 의의가 있다 하겠다. 또한 향후 개발될 KUH(Korean Utility Helicopter)용 보조동력장치, 육군 및 공군에서 운용중인 각종 GPU, APU의 설계점 및 사양과 유사하여 가스터빈 보조동력장치의 완전 국산화 및 국내 독자 생산 기반 구축에 매우 큰 기여를 할 것으로 예측된다.

한편, 가스터빈의 주요 구성요소 중 특히 연소기 부분은 연소현상, 특히 고압, 고온의 환경이 형성되는 가스터빈 연소기 내부의 물리적 현상의 규명이 미흡하여 설계 및 해석 과정이 매우 난해한 것으로 알려져 있다. 또한 연소기 시험에 있어 대규모 시험 시설이 필요하며, 설계 및 개발 과정에서 많은 경험적인 요소와 실험데이터를 필요로 할 뿐만 아니라, 개발기간 및 노력이 가장 많이 소요되는 구성요소이다[1][2]. 따라서 다양한 연소기 모델의 확보 및 설계, 시험 데이터의

확보를 위해 각 가스터빈 제작사들은 연소기 설계 및 시험에 많은 노력을 기울이고 있으며, 최근 배기가스 저감과 같은 사회적, 기술적 요구사항들이 더욱 증대됨에 따라 가스터빈 연소기 개발의 중요성이 한층 더 커졌다고 볼 수 있다.

본 논문에서는 삼성테크윈이 개발한 100kW급 가스터빈 연소기의 설계 및 해석 과정과 결과, 비연소장 시험 및 연소기 리그 시험 등, 각종 시험평가 과정을 소개하고, 가스터빈 연소기의 설계 및 개발 과정에서 중요하게 취급되어야 하는 성능인자와 그 성능특성에 관해 논하고자 한다.

이를 위해 먼저 100kW급 보조동력장치를 위해 채용된 환형역류형 가스터빈 연소기의 개념 설계와 공력 설계, 열 설계 과정과 그 결과에 대해 소개하였으며, 향후 성능 개선을 위한 기본적인 설계 인자들을 제시하고자 하였다.

또한 개발된 연소기의 성능을 검증하기 위하여 연소기 리그시험에서 연소기의 점화영역 측정, 설계점 및 아이들 운전조건에서의 연소효율 및 출구 온도분포를 실험적으로 구하여 개발된 연소기가 설계요구조건을 만족하는 성능을 보임을 확인하고 그 평가과정 및 결과를 소개하였다. 최종적으로 본 연소기가 적용된 100kW급 가스터빈 엔진을 주 동력장치로 채택한 지상 장비의 성공적인 개발시험(Development Test), 운용시험(Operating Test)을 통해 연소기의 성능을 확인하였다.

II. 연소기 형상 설계

2.1 성능해석 및 운용조건

연소기 설계의 시작은 연소기가 작동하는 설계점을 선정함으로써 시작되며, 이 과정은 전체 엔진의 작동 조건과 압축기 및 터빈의 설계점과 매우 긴밀한 관계를 맺고 있다. 일반적으로 압축기, 연소기, 터빈을 포함하는 엔진 코어의 사이클 해석과 엔진이 적용되는 체계의 운용 환경, 즉 운용 고도, 속도, 고/저온 환경, 사용 연료 등을 고려하여 연소기의 운용 조건을 최종 결정하게 된다[3]. 이 중 연소기 입구 압력, 온도 및 공기 유량은 압축기의 성능과 관계가 있으며, 출구 온도는 터빈 성능 및 소재 분야와도 밀접한 관계가 있어 이들 분야와의 많은 반복 재수행 계산을 수행하여 결정하게 된다. Table 1에 사이클 해석을 통해 도출된 연소기의 운용 조건을 보였다.

상기와 같이 도출된 연소기 입, 출구 운용조건에 대하여 연소기 설계 요구 사양을 결정한다.

Table 1. Combustor operating condition

운용 항목	운용 조건
입구 온도(K)	482.2
입구 전압력(kPa)	397
공기유량(kg/sec)	0.84
연료유량(kg/hr)	58.08
사용 연료	Diesel, Kerosene
작동 온도(°C)	-32 ~ 50

가스터빈 연소기 설계 요구 사양은 크게 출구 온도 분포의 균일성 정도, 배기가스 배출 수준, 연소효율, 높은 점화영역 및 가연한계 등을 들 수 있는데, 엔진 및 연소기의 작동 특성 및 운용 조건에 따라 각 성능 인자들을 설계하게 된다. 일례로 배기가스 배출수준이 중요하게 취급되는 발전용 가스터빈 연소기의 경우, NOx 배출을 줄이기 위한 희박연소 설계를 하는 반면, 항공용과 같이 다양한 부하에서 운전되는 연소기는 높은 점화 영역 및 부하변동 능력이 더 중요하게 취급된다. Table 2에 개발 연소기의 설계 요구 사양을 보였다.

Table 2. Combustor design spec.

성능 요구 항목	설계 사양
연소효율	99% 이상
전압력 손실	4.5% 이하
패턴 팩터	30% 이하
라이너 표면온도	900°C 이하
출구 온도	1171.3K

연소기 요구 성능은 대부분 경험적으로 결정되는 것이 많으며, 압축기 및 터빈의 성능, 연소기 형상 등을 고려하여 결정된다.

연소효율은 가스터빈 연소기의 특성상 설계점에서 99%이상의 연소효율을 보여야 하며, 무부하 운전조건에서도 95%이상의 효율을 보이는 것이 바람직하다[4][5]. 전압력손실은 역류형 연소기가 직류형 연소기보다 일반적으로 낮은 점을 감안하여 4.5%로 결정하였다. 또한 축류 터빈을 채용한 엔진에서의 패턴 팩터가 약 20% 내외인 반면, 반경 터빈에서는 터빈의 구조적 안정성이 축류 터빈보다는 좋은 것이 일반적이므로 이를 고려하여 30%로 결정하였다. 가스터빈 연소기의 출구온도는 가능한 높을수록 전체 엔진효율이 상승하나, 연소기 라이너 재질 및 터빈 소재 및 설계상의 온도 제약을 받게 되므로, 성능 및 효율

과 연소기 및 터빈 소재 물성치 등을 반영, 반복 계산을 통해 라이너 온도 및 출구 온도가 결정되었다.

2.2 초기 설계

가스터빈 연소기의 설계에서 가장 먼저 이루어지는 것이 연소기의 형상과 연소기의 전체 체적을 결정하는 일이다. 연소기의 형상은 엔진의 형상 제약 조건 및 사용용도와 매우 밀접한 관련이 있는데, 형상을 기준으로 크게 환형(Annular)과 캔형(Can), 이의 복합적인 형태인 캐놀러형(Cannular)이 있으며, 유동방향으로 분류하면 크게 직류형(Straight), 역류형(Reverse), 슬링거 연소기와 같은 반경형(Radial) 연소기로 나눌 수 있다. 본 논문에서 다루고 있는 보조동력장치용 가스터빈은 비교적 소형에 고속회전(60,000rpm)하는 특성을 가지므로, 압축기와 터빈이 붙어있는 형태(Back-to-Back Configuration)를 취하게 되고 연소기의 형상도 이에 맞는 환형역류형(Annular-Reverse) 형태를 가지게 된다. 또한 압축기/엔진 외경과 터빈 외경에 의해 연소기의 내경 및 외경이 제한되므로 이러한 기하학적 제약 조건을 충분히 고려하여야 한다. Fig. 1에 압축기, 터빈 및 연소기가 포함된 엔진 코어의 단면 형상을 보였다.

한편, 연소기의 형상 및 크기에 가장 큰 영향을 미치는 것이 연소부하율인데, 이는 연소기의 전체 체적과 발열량과의 관계를 나타낸다[1].

$$\text{연소부하율} = \frac{W_f \times LHV_f}{Vol_c \times P_{T3}} \quad (1)$$

- where, W_f : Fuel Mass Flow
- LHV_f : Low Heating Value
- Vol_c : Volume of Combustor
- P_{T3} : Compressor Outlet Pressure

연소부하율은 보통 $1 \sim 5 \times 10^7$ Kcal/h/atm/m³의 값을 가지며, 높은 값을 가질수록 연소기내에

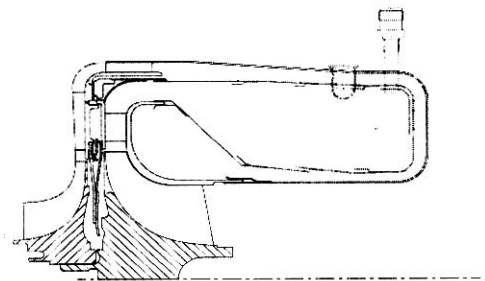


Fig. 1. Engine and combustor layout

서 부하가 큰 연소가 일어남을 의미하고, 따라서 설계 난이도가 커지는 경향이 있다. 일반적으로 지상용/발전용 보다는 항공용 엔진이 더 높은 값을 가진다고 알려져 있다. 본 연소기에서는 동급의 타사 연소기 및 삼성테크윈의 개발 경험을 바탕으로 2.7×10^7 Kcal/h/atm/m³의 값을 적용하였으며, 이에 따른 연소기 체적은 5.52×10^{-3} m³으로 결정되었고, 가로세로비는 2.8 내외이다. 연소기 라이너의 재질로는 고온 재료중의 하나인 Hastelloy X를 사용하였다.

연소기의 체적이 결정된 후, 공력 설계 단계에서는 연소기의 가로, 세로 비, 외부 케이싱과 연소기 라이너간의 채널 높이, 채널을 흐르는 공기의 속도, 연소가 내의 평균 속도장 및 온도장, 공기 분포에 따른 구간별 평균화염온도 및 평균 공기과잉률 등을 결정하게 된다. 이후 연소기 각 단면 구간 별로 필요한 주 연소 공기와 희석 공기의 양, 연소기 전면부로 유입되는 공기의 양을 계산하고 공기공의 면적을 구하게 된다.

연소기의 공기공 설계는 연소기 설계의 가장 핵심적인 부분의 하나로써 공기공 설계의 결과에 따라 연소기 성능에 큰 차이를 보인다. 일반적인 가스터빈에서는 주 연소영역에서는 당량비가 높은 연소를 하게 되고, 연소기 후류로 갈수록 희석 공기로 인해 당량비가 줄어들게 되는데, 저공해 연소기와 같이 희박연소를 구현하는 연소기일수록 주 연소영역에서부터 낮은 당량비의 연소가 일어나게 된다. 또한 주 공기공의 형상은 압력손실을 최소화할 수 있는 형태로 설계되어야 하며, 뒤이어 설계될 냉각 공기공의 면적과는 상호모순(Trade-Off) 관계를 가지기 때문에 적절한 면적을 유지하면서 최대한의 성능을 이끌어 낼 수 있는 형상과 배치가 매우 중요하다.

2.3 열/냉각 설계

연소기의 내부는 매우 고온이고, 연소기 라이너의 재질로 사용되는 Hastelloy X나 Inconel과 같은 고온 재료의 경우에도 최대 사용 온도는 900℃를 넘기 어렵기 때문에 압축기 출구 공기를 적절히 사용해 라이너를 냉각하여야 한다. 특히 라이너 냉각은 장수명 엔진일수록 엔진 내구성에 미치는 영향이 크므로 신중히 설계되어야 한다.

가스터빈 연소기의 라이너 냉각 설계는 초창기 루버(Louver)를 이용한 냉각법에서 현재는 막냉각(Film Cooling)을 이용한 냉각법이 주류를 이루고 있다. 이중 기계가공(Machined Ring)과 적층형(Stacked Ring)을 이용한 막 냉각법의 성능이 뛰어난 것으로 알려져 있으며, 최근에는 확

산 냉각법(Transpiration Cooling)과 분출 냉각법(Effusion Cooling)의 사용이 증가하는 추세이다. 반면, 연소부하가 비교적 낮은 연소기에서는 라이너 냉각을 실시하지 않고, 주 공기공을 이용하여 냉각을 병행하기도 하며, 냉각법의 종류에 따라 연소기 제작 가격에 미치는 영향이 매우 크므로, 연소기 사용 요구 조건과 생산성간의 조화가 필요하다. 향후 연소기 라이너 냉각은 소재의 발달 등에 힘입어 큰 진보가 있을 것으로 예상된다. 본 연구에서 적용한 연소기는 연소부하가 그리 크지 않으므로, 연소기 헤드 부분에는 루버(Louver)를 장착하여 헤드부 냉각과 동시에 연소실 내부에 선회유동을 형성하고자 하였으며, 연소기 라이너에는 기계가공법과 적층형에 비해 단순하고 제작비가 저렴한 스플래쉬링(Splash Ring)을 적용한 막 냉각법을 채택하였다. 라이너 냉각을 위해 우선 연소실 내부의 화염으로 인한 복사 열전달량을 식 (2)를 이용하여 계산한다.

$$\text{Radiative Flux} = \sigma \cdot \epsilon_g \cdot T_g^4 \quad [W/m^2] \quad (2)$$

where, σ : Stefan-Boltzmann Constant

ϵ_g : Gas Emissivity

T_g : Bulk Gas Temperature

위 식에서 복사 열전달량에 가장 큰 영향을 미치는 인자는 가스방출계수(gas emissivity) ϵ_g 이며, 0~1 사이의 값을 가지게 된다. 이 가스방출계수는 대부분 실험적, 경험적으로 결정되며, 계산의 오차를 줄이고 개발기간을 단축하기 위해서는 연소기 설계 및 실험의 데이터가 충분히 축적되어야 한다. ϵ_g 의 측정 및 계산을 위해서 식(3)을 사용한다.

$$\epsilon_g = 1 - \exp(-290PL(q \cdot l_b)^{0.5} T_g^{-1.5}) \quad (3)$$

where, P : Gas Pressure, kPa

L : Luminosity Factor

q : Local Fuel/Air Ratio

l_b : Beam Length, m

T_g : Bulk Gas Temperature

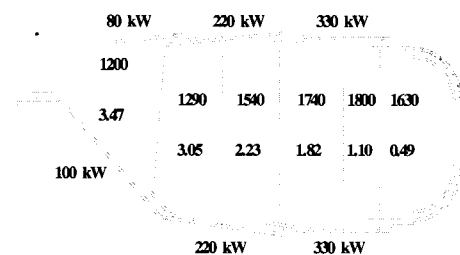


Fig. 2. Flame temperature and heat flux

Fig. 2에 연소기 각 구역 별 발열량 계산 결과의 한 예를 보였으며, Fig. 2의 각 구간별 계산결과를 바탕으로 연소기 각 구간에 따른 공기공 면적과 유입되는 공기의 양을 계산하면 Table 3과 같다.

Table 3. Air distribution result

섹션	면적비(%)	공기과잉율
dome	18.57	0.67
1st outer cooling	7.62	0.94
injector	3.85	1.08
outer main 1	6.84	1.33
2nd outer cooling	4.10	1.47
outer main 2	13.41	1.96
3rd outer cooling	3.38	2.08
outer main 3	14.88	2.62
1st inner cooling	6.90	2.86
2nd inner cooling	3.21	2.98
inner main 1	6.50	3.21
3rd inner cooling	3.21	3.33
inner dilution	7.54	3.60
total	100	3.6 (누적)

위와 같은 냉각공기를 가질 때 FEM 1차원 열 전달 해석을 통한 연소기 라이너 표면의 온도 분포를 해석하면 Fig. 3과 같고, 연소기 라이너의 표면온도가 900℃를 넘지 않아 목표하고자 하는 온도 내에 있음을 확인하였다.

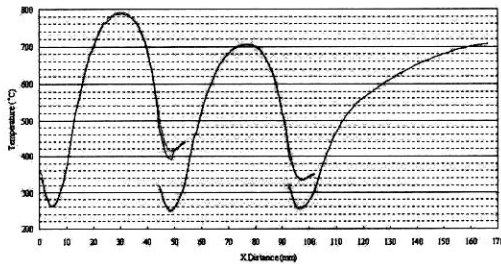


Fig. 3. Combustor liner temperature analysis

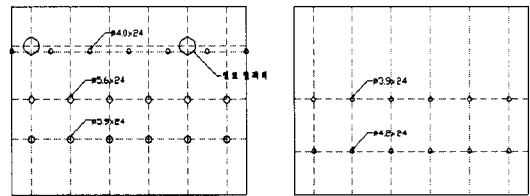
2.4 CFD

공력 설계와 냉각 설계를 마치면 연소기의 전체 형상과 주 공기공 및 냉각 공기공에 대한 형상 및 라이너에서의 배치, 그리고 각 공기공으로 유입되는 공기의 양을 도출하게 되고, 이를 바탕으로 3차원 전산 수치 해석을 통해 설계의 적정성 여부를 판단하게 된다. 연소해석을 통해 실제 리그시험을 수행할 연소기 모델의 수를 가능한 줄일 수 있고, 설계하고자 하는 연소기에서의 특

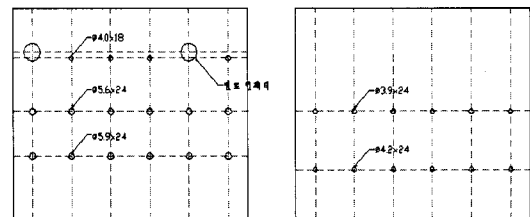
징적인 설계 변수들을 우선 순위화 할 수 있다.

본 연소기 설계에서는 약 10여개의 연소기 해석 모델을 설정하여 각기 다른 주 공기공 형상과 배치를 가질 때 연소 성능의 차이를 살펴보았다. 해석을 위해 삼성테크윈의 가스터빈 연소기 해석용 in-house 코드를 사용하였으며, 총 83,000여개의 격자(i=67, j=31, k=40)를 사용하였다. 이를 통하여 초기 설계 시에 고려했던 약 10여 개의 해석 모델이 전산 수치 해석을 통해 3가지 모델로 압축되었고, 이 모델들을 이용해 연소기 리그 성능시험이 수행되었다.

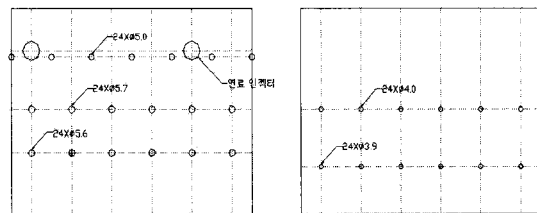
Fig. 4에 대표적인 3가지 연소기 해석 모델들의 외부라이너(Outer Liner)와 내부라이너(Inner Liner) 주 공기공 형상 및 배치를 보였다. 해석결과, 첫 번째 주 공기공의 직경(4, 5mm) 변화와 첫 번째 주 공기공의 위치와 두 번째 주 공기공의 상대 위치(Staggered, Inline)가 연소기 라이너의 주 설계 변수가 됨을 알 수 있었다. 대표적인 3가지 연소기 모델에 대한 수치해석 결과와 TS-2A, 2B, 2C 연소기 모델에 대한 구체적인 형



(a) TS-2A model



(b) TS-2B model



(c) TS-2C model

Fig. 4. Combustor liner main hole design (left : outer liner, right : inner liner)

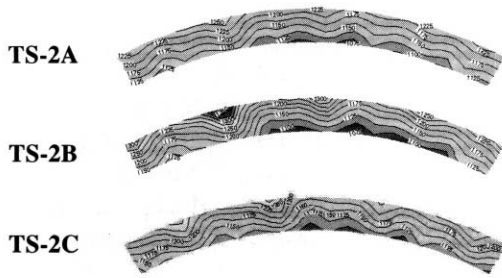


Fig. 5. Exit temperature distribution

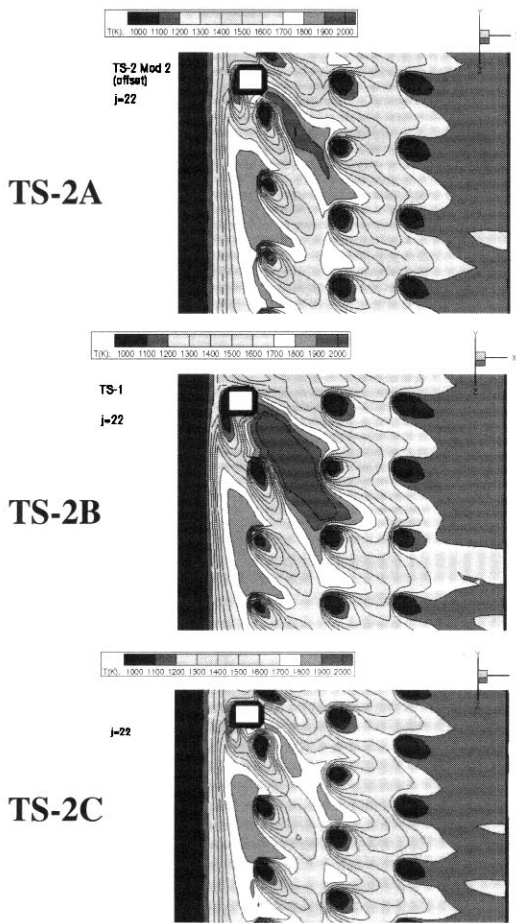


Fig. 6. Temperature contour near outer liner

상 및 형상 결정 과정은 참고문헌 [4][5][7]에 자세히 기술되어 있다. 본 연구에서 사용한 연소기 모델명에서 TS는 Tangential Swirl형의 연소기 형식을 의미하며, 2는 연소기 개발과정에서의 메인 버전, A, B, C 등은 하위 버전을 나타낸다.

Fig. 5에 연소기 출구의 파이 모델에 대한 출

구 온도 분포 해석 결과를 보였다. TS-2A 모델이 연소기 출구에서 국부적인 고온 영역이 비교적 나타나고 동시에 패턴 팩터(Pattern Factor) 성능이 가장 뛰어남을 알 수 있었다. TS-2A, B, C 모델에 대한 패턴 팩터 계산 결과는 각각 14.59, 18.34, 16.09%의 값을 보였다. 또한 TS-2A 연소기 모델의 라이너 반경방향 최외곽 단면(k=40)의 온도 분포도 세 모델 중 가장 양호하여, TS-2A 모델을 연소기 리그 성능시험을 위한 기본 모델로 선정하였다. Fig. 6에 외부라이너에 해당하는 연소기 단면의 공기공 크기 및 배치에 따른 해석 결과를 보였다.

해석결과, 주 공기공의 어긋난 배치가 패턴팩터 성능을 향상시킴(TS-2A, C)을 알 수 있으며, 이는 상호 교차되는 유입공기가 연소기내 연료 공기 혼합 증대 및 국부적인 고온부위를 감소시키는 것으로 이해할 수 있다.

일반적인 가스터빈 연소기의 출구온도 분포의 성능 척도인 패턴 팩터가 약 30% 정도임을 고려할 때, 수치해석 상으로는 세 가지 모델 모두 요구성능을 만족하지만, 연소기 리그 시험과 수치해석상의 차이를 경험적으로 반영하여 가장 우수한 해석 모델을 실제 시험에 적용하게 되며, 수치적인 성능보다는 전체 온도분포의 균일성이 해석 과정에서는 더 중요하게 취급된다.

2.5 구조해석

연소기 형상과 공력 설계, 열 설계가 완성되면 연소기 외부 형상 치수와 연소기가 작동되는 영역의 내, 외부 온도, 압력 분포를 얻게 된다. 또한 연소기 형상 설계 과정에서 연소기 라이너 재질을 결정하였으므로, 연소기가 작동되는 영역에서의 구조/수명 해석을 통해 연소기 라이너에 작용하는 응력 분포 및 내, 외부 온도와 압력 환경 하에서의 손상 가능성을 검토하게 된다. 이러한 구조/수명 해석 과정을 통해 연소기 공력설

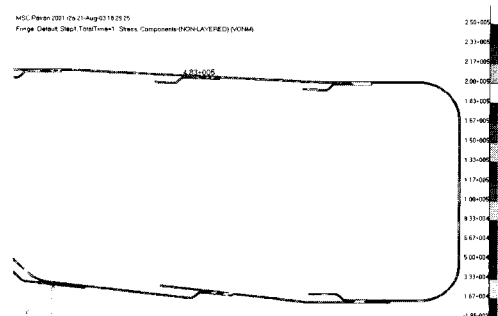


Fig. 7. Stress analysis result

계 과정에서의 냉각 설계 등을 최종 확인하게 되며, 특히 장수명 엔진에서의 내구 성능 확보를 위해서 필요한 설계 절차이다. 본 연구에서는 Fig. 3에서 도출된 라이너 표면 온도 해석 결과를 바탕으로 MSC NASTRAN을 이용해 라이너 단면의 응력분포를 구하였다. 정상상태 작동을 가정하였으며, 축방향 변위 구속을 경계조건으로 적용하였고, 연소기 압력손실을 설계점보다 보수적인 6%(24kPa)로 고려하였다.

해석결과, 최대 응력은 483MPa, 최대 응력 지점은 냉각 공기공 주변으로 나타났으며, 소성 변형 가능성이 있어 냉각설계 및 냉각 공기공에 대한 재설계가 수행되었다. Fig. 7에 연소기 라이너에 대한 응력 해석 결과를 보였다.

2.6 연료노즐 설계

본 연구에 사용한 연소기의 연료노즐로 압력분무식 연료노즐을 선정하였다. 압력분무식 연료노즐은 유체(연료)에 가하는 압력에너지를 미립화에너지로 변환하는 형식으로 디젤기관 및 가스터빈 연료노즐의 가장 대표적인 형태로 널리 쓰이고 있으며[6], 연료분무의 제어 인자가 비교적 잘 알려져 있다. 반면, 일정한 분무 성능을 위해서는 최소한의 연료유량 및 연료공급압력이 필요하여, 연소기 내 연료노즐의 수에 제한을 받는다.

본 연소기에서는 이러한 압력분무식 연료노즐의 단점을 극복하고, 적은 수의 연료노즐로도 연소기내의 충분한 공기-연료 혼합 및 보연 능력을 확보하기 위하여 Tangential Swirl 형태의 연소기 헤드부를 채택한 후, 압력분무식 연료노즐을 헤드부쪽 45° 접선방향으로 분사하는 형식을 채택하였다. 이러한 설계를 통하여 6개의 연료노즐로 충분한 분무성능을 얻을 수 있었다. 설계된 연료노즐의 분무성능특성과 연료노즐의 성능특성에 따른 연소성능 차이를 참고문헌[7]에 자세히 기술하였다.

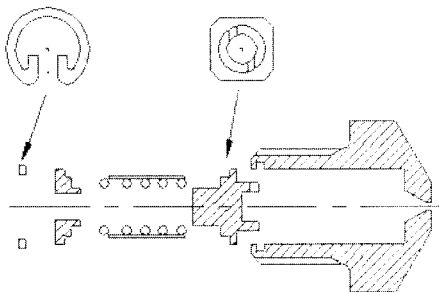


Fig. 8. Schematic of fuel nozzle

Fig. 8에 연료노즐의 분해도를 보였으며, 연료노즐의 최종 오리피스 직경은 0.38(Pilot), 0.4mm(Main), 사용압력 20bar, 노즐의 설계점 유량은 10.11kg/hr(Pilot)이다. 연료노즐의 방출계수(Discharge Coefficient)는 0.45이며, 설계점에서의 분무각은 70~80°이다.

III. 연소기 시험

3.1 연소기 시험장치

연소기 리그 성능시험은 한국항공우주연구원의 가스터빈 연소기 성능시험설비에서 수행하였다. 이중 연소기 성능시험 설비는 개방 유포형으로 연소기의 주요 성능 인자인 압력손실, 출구 온도 분포, 연소효율 측정, 각종 배기가스 성분 분석, 점화영역 및 가연한계 측정 등의 시험을 수행할 수 있다[8].

Table 4에 연소기 성능시험설비의 주요 사양을 보였으며, Fig. 9에 시험용 연소기가 장착된 연소기 성능시험리그의 단면도를 보였다.

연소기 출구 온도 분포의 측정을 위해서 회전 장치에 열전대 5개를 2.4mm 간격으로 배치하여 연소기 출구의 온도분포를 측정하였다. 또한 출구 각 부분에서의 압력손실 및 유동각 측정을 위하여 2개의 피토관(Pitot Tube)과 1개의 5공 프루브(Probe)를 설치하였으며, 실험 시 0.5°/sec로

Table 4. Combustor test facility specification

항목	사양
공기 유량	0.1~6.5kg/sec
최대 입구압력	5.5atm
최대 입구온도	400℃
최대 출구온도	1200℃
최대 연료유량	1000kg/hr

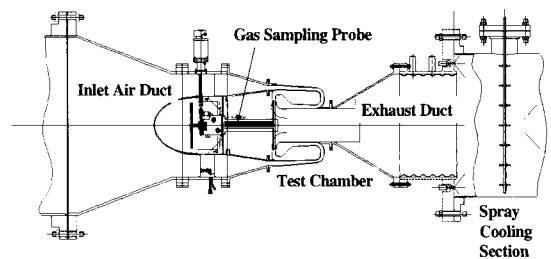


Fig. 9. Combustor test rig

회전하면서 데이터를 측정하였다. 본 연구에 사용된 연소기 성능시험설비의 구체적인 사양 및 개념에 관해서는 참고문헌[9]에 자세히 기술되어 있다.

3.2 점화시험

점화 성능은 가스터빈 연소기의 중요 성능 인자 중의 하나로서, 가능한 넓은 점화영역을 가지게 설계되어야 한다. 특히 공중 재점화가 필요한 항공용 가스터빈이나 시동이 빈번한 보조동력장치용 가스터빈에서는 연소성능 측면보다 점화성능이 더 중요하게 취급되기도 한다. 또한 점화초기에 연료가 과농한 상태에서의 점화는 연소기 벽면의 열적 부하를 급격히 증가시키기 때문에 연소기의 수명에도 큰 영향을 미치게 된다.

본 연구를 통해 개발된 가스터빈 연소기의 점화성능을 파악하기 위하여 연소기 입구 공기유량 및 연료유량을 변화시키면서 점화성능을 관찰하였다. 연소기의 점화는 전기점화기를 이용하였으며, 전기점화기는 12~24VDC의 입력 전압을 5,000VDC로 승압하여 스파크 플러그에서 불꽃을 방전시키는 구조로 되어 있다.

Fig. 10에 점화시험 결과를 보였는데, 공급공기의 체적 유량을 0.1~0.6m³/sec로 변화시키면서 같은 공기공급량에 대한 공기과잉율을 달리 하여 (즉, 연료유량을 변화시키면서) 실험한 결과, 체적유량 약 0.3m³/sec부근에서 가장 높은 공기과잉율을 보여 이 영역에서의 점화성능이 가장 우수한 것으로 나타났으며, 체적 유량 0.1m³/sec이하와 0.5m³/sec이상에서는 점화가 이루어지지 않았다. 실험결과, 점화는 공기과잉율 4~12사이에서 일어남을 알 수 있는데 이는 동급의 타 연소기에 비해 매우 우수한 점화성능을 가진 것으로 파악되었다.

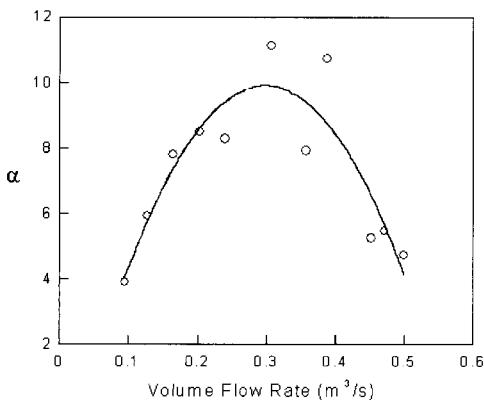


Fig. 10. Combustor ignition limit

3.3 성능시험

성능 시험은 설계된 연소기의 아이들 운전 조건과 설계점 운전 조건에서 연소기의 성능을 측정하기 위한 시험으로 연소효율, 출구온도 및 분포, 라이너 표면 온도 분포, 배기가스 수준 측정 등이 주요 시험 측정 항목이다. 성능 시험을 위한 연소기 입구 조건은 연소기 설계 단계에서 도출된 성능해석 결과와 동일하며, 입구 조건은 Table. 5와 같다.

Table 5. Combustor test condition

	시험조건
입구 온도(K)	482.2
입구 전압력(kPa)	397
공기유량(kg/sec)	0.84
연료유량(kg/hr)	58.08

연소기 성능시험 항목 중 패턴팩터는 출구온도의 균일성을 나타내는 지표이며, 터빈과 엔진 전체의 내구수명과 밀접한 관련이 있어 성능시험 항목 중 가장 중요하게 취급된다. 회전 열전대장치를 이용하여 설계된 TS-2A 연소기 모델에 대한 연소기 출구 온도분포를 측정된 결과, Fig. 11과 같은 결과를 얻었다. 환형 연소기에서는 일반적으로 연료노즐의 개수에 해당하는 온도 최고점들이 분포하며, 그 발생위치 또한 연료노즐의 위치와 매우 밀접한 관련이 있으며, 상기의 결과에서 연소기 출구온도분포, 즉 패턴팩터를 향상시키기 위해서는 연료노즐의 개수를 가능한 늘이거나, 연소실내 연료의 혼합 및 화염분포를 가능한 넓게 분포시키는 설계가 중요하다는 것을 확인할 수 있었다.

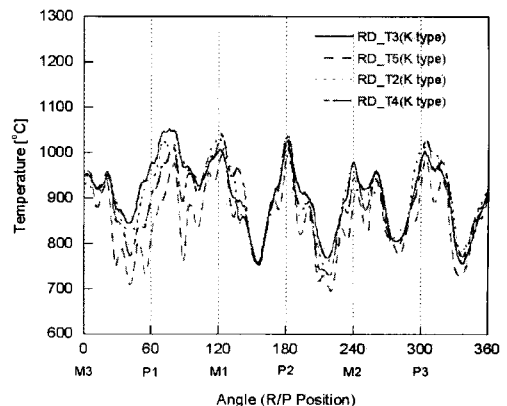


Fig. 11. Exit temperature distribution

연소기의 연소효율을 측정된 결과, 설계점에서 99%의 연소효율을 보였으며, 압력 손실은 약 4%로 매우 양호한 수준을 보였다. 연소기 성능 측정 결과를 Table 6에 나타내었으며, 배기가스 측정결과를 Table 7에 보였다. 가스터빈 연소기에서 가장 중요한 배기가스 성능인자는 질소산화물(NOx) 배출수준인데, 현재 항공용 및 지상용 가스터빈의 배출기준이 수립되어 있지는 않으나, T-62T (75kW 급) APU 대비 약 74%, GTCP331 (150kW 급) APU 대비 약 61% 수준으로 우수한 성능을 나타낸다.

Table 6. Combustor test results

	설계점 측정 결과
연소효율	99.4%
압력손실	4%
패턴팩터	23.6%
출구평균온도	1164.5K
출구최대온도	1325K
라이너 최대 표면온도	830℃

Table 7. Emission test result

	CO [ppm]	CO ₂ [%]	HC [ppm]	NOx [ppm]
측정값	273.3	4.18	127.7	53.5 (15% O ₂)

Fig. 12에 시험 연소기의 라이너 표면온도 분포를 thermal paint를 사용하여 측정된 결과를 보였다. 시험에 사용된 thermal paint는 146 ~ 1277℃ 범위에서 사용되는 것으로 온도에 따라 변색되는 특성을 가지고 있다. thermal paint와 함께 라이너 표면에 대한 열전대 측정 시험도 동시에 수행되었는데, 측정 결과, 라이너 표면 온도



Fig. 12. Liner temperature distribution

는 850℃ 이하로 설계요구조건을 만족하는 것으로 측정되었으며, 라이너 표면온도 상한선인 900℃를 넘지 않는 것을 확인하였다.

3.4 내구시험

연소기의 내구성능은 엔진 장착 상태에서 200시간 내구시험을 통해 검증하였다. 설계점에서의 연소기 성능이 충분히 만족할 만한 수준이더라도 장시간 운용할 경우 연소기 벽면에 열적 피로도가 증가하게 되고, 라이너가 손상되는 일이 발생할 수 있다. 따라서 실제 운용환경에서 부분 부하 변경 및 반복 시동에 의한 연소기 내구 안정성을 검증하여야 한다. 이를 위해 점화, 가속, 무부하, 전기부하, 추기공기부하, 엔진 정지가 포함된 하나의 내구시험 사이클을 정의하고, 이 내구시험 사이클을 200회, 200시간 운용하였다. 하나의 내구시험 사이클은 3개의 소 미션 사이클로 구성되어 있으며, 총 점화회수는 600회에 달한다. Fig. 13에 내구시험에 사용된 내구시험 사이클을 정의하였다.

내구시험 도중 매 50사이클마다 내시경을 통해 연소기 내부의 손상 정도를 점검하였으며, 100사이클에 완전 분해 검사를 실시하여 손상 여부를 관찰하였다. 분해 검사 결과, 잦은 점화로

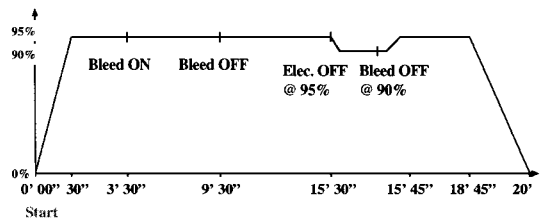


Fig. 13. Endurance test mission cycle

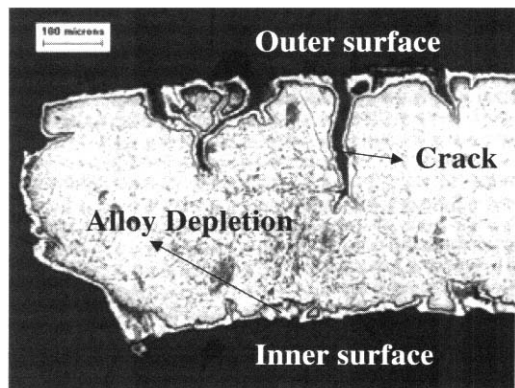


Fig. 14. Microscope image of cracked section

인한 연료인젝터 및 점화플러그 주위에 열적 부하로 인한 크랙 현상이 발견되었다. 재료 분석 결과, 손상면에 산화층이 형성되어 있고, 다수의 carbide가 석출되어 고온의 분위기 온도가 아닌 화염의 직접 접촉에 의한 열화 현상이 일어난 것으로 판단되었다. 손상부위에 대한 현미경 사진을 Fig. 14에 보였으며, 손상부위 산화층의 EDS(Energy Dispersive Spectroscopy) 성분분석을 통해 산화현상을 관찰하였다.

재료의 성분 분석 및 EDS 분석결과, 고온 화염에 의한 손상은 시동 초기의 연료가 과농한 상태에서의 화염이 연소실 벽면에 닿아 발생한 것으로 판단되어, 시동 연료 분사량 조정 등을 통해 라이너 손상 문제를 해결하였다.

3.5 환경시험

엔진 환경시험은 크게 고, 저온 환경시험, 전자파시험 등을 수행하게 되는데, 연소기 측면에서는 고, 저온 환경시험이 가장 중요한 시험이며, 이중 저온시험을 통해 저온에서의 점화성능 및 점화영역을 확인하고, 저온에서 안정적으로 동작

하는지 점검하는 것이 우선이다. 본 연구에서는 저온시험을 통하여 엔진 장착 상태에서 연소기의 -32℃ 조건 저온 점화 영역을 도출하였다.

Fig. 15에 상온 점화영역과 저온 점화영역을 비교하였다. 연료 및 공급공기의 온도를 -32℃로 낮추었을 때 점화영역은 공기과잉을 기준으로 약 0.5~1 정도 상온에 비해 낮은 영역을 보이고 있으나, 점화 성능에는 큰 영향을 미치지 않음을 알 수 있었다. 엔진 장착 상태에서 점화시험을 실시한 결과, Fig. 10에 보인 연소기 리그 시험에서의 점화한계 결과에 비해 점화영역이 대폭 축소된 것으로 나타났는데, 이는 엔진장착 상태에서는 초기 시동시의 전기 파워공급 용량, 배터리 사용시간 등을 고려하여 공기공급량 0.1~0.2 kg/sec 범위에서 시동되도록 설정하였기 때문이다.

Fig. 16에 항공우주연구원의 엔진고공환경시험 설비(Altitude Engine Test Facility)에서 수행한 엔진 저온시험 사진을 보였다.

3.6 운용시험

상기와 같은 각종 시험을 수행한 연소기는 엔진 및 체계에 탑재되어 2003년 2월부터 군 요구 사항을 충족시키기 위하여 운용시험을 실시하였으며, 운용시험을 통해 엔진 및 연소기의 총 운용 누적시간은 약 50여 시간, 점화횟수는 약 1500여회를 달성하였다. Fig. 17에 최종적으로 운용시험을 실시한 주동력장치용 가스터빈 엔진의 디지털 복업(Mock-up)과 연소기를 보였다.

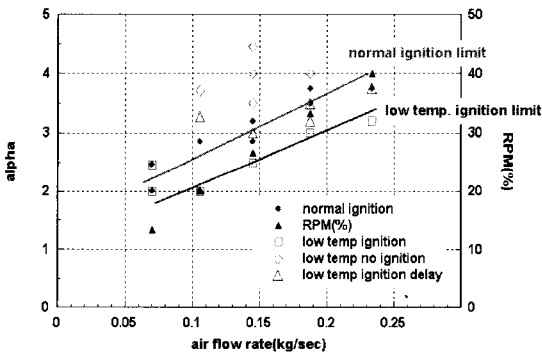


Fig. 15. Normal and -32℃ ignition limit

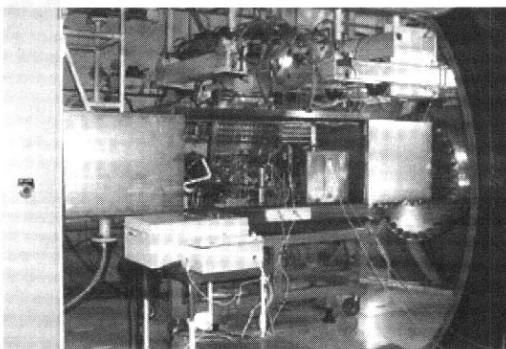


Fig. 16. -32℃ ignition test in KARI

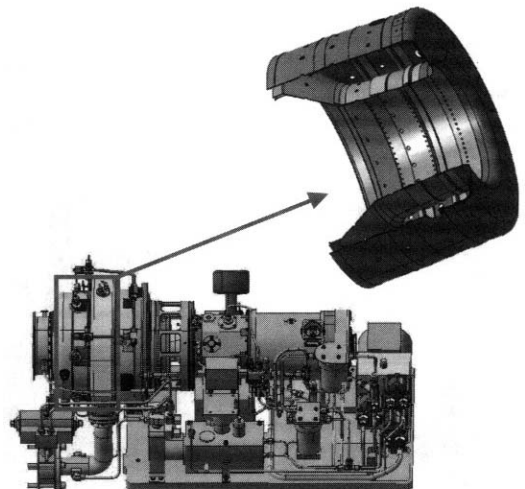


Fig. 17. Engine digital mock-up and combustor

IV. 결 론

지상용 장비의 주 동력장치로 사용가능한 100kW급 가스터빈 연소기를 국내 최초로 개발한 과정 및 시험평가 수행한 과정과 그 결과를 소개하였다. 상기 엔진에 적합한 연소기로 환형역류형 연소기와 압력선회식 연료노즐을 채택하여 공력설계 및 열 설계, 수치해석을 수행하여, 소형 가스터빈 연소기 설계 기준과 설계 시 유의할 점을 제시하였다. 또한 연료노즐 분무시험 및 연소기 리그 시험, 엔진 장착 조건에서의 내구시험, 각종 환경시험, 운용시험의 과정 및 결과를 살펴보고 가스터빈 연소기 개발과정에 필수적인 성능요소들과 시험방법, 연소기 시험의 주요 인자들을 제시하였다.

본 연구에서 개발된 100kW급 가스터빈 연소기를 바탕으로 향후 다양한 출력급의 연소기 설계가 가능해 질 것으로 예상되며, 연소기 설계 및 시험 평가 전 과정에 대한 기술적인 자립을 이루었다는 점에서 큰 의의가 있다 하겠다.

참고문헌

- 1) Lefebvre, A. H., *Gas Turbine Combustion*, McGraw-Hill, 1983
- 2) Mellor, A. M., *Design of Modern Turbine Combustors*, Academic Press, 1990.
- 3) 이강이 외, "APU 개발 동향 및 개념설계 절차", 한국항공우주학회지 제24권 제5호, 1996. 10.
- 4) 윤상식, 최성만, 이동훈, 고영성, 한영민, "APU용 연소기 설계 및 시험 개발", 제15회 한국추진공학회 추계학술발표대회, 2000. 11.
- 5) 이동훈, 최성만, 한영민, 고영성, "환형역류형 APU연소기의 성능특성 연구", 제 22회 한국연소학회 춘계학술대회 논문집, pp67-74, 2001. 6.
- 6) Lefebvre, A. H., *Atomization and Sprays*, Hemisphere Publishing, 1989
- 7) 이동훈 외, "Swirl을 가지는 Shroud Air가 가스터빈 연소기의 분무 및 연소성능에 미치는 영향", 제 3회 한국유체공학회 춘계학술대회논문집, GC02, 2004.
- 8) 고영성 외, "보조동력장치용 환형 역류형 연소기 성능 시험(I)", 한국항공우주학회지 제28권 제8호, 2000. 12.
- 9) 이대성 외, "한국항공우주연구소 가스터빈 엔진 요소부품 및 시스템 성능시험기", 한국항공우주학회지 제28권 제1호, pp166~176, 2000.