

# 초소형 터보제트엔진 슬링거 연소기의 개발과 시험

이동훈\* · 유경원\*\* · 최성만\*\*\* · 김형모\*\*\*\* · 박부민\*\*\*\* ·  
최영호\*\*\*\* · 전병호\*\*\*\* · 박수형\*\*\*\*

## Development and Test of Slinger Combustor for Micro Turbojet Engine

Donghun Lee\* · Gyungwon You\*\* · Seongman Choi\*\*\* · Hyungmo Kim\*\*\*\* · Poomin Park\*\*\*\* ·  
Youngho Choi\*\*\*\* · Byungho Jeon\*\*\*\* · Soohyung Park\*\*\*\*

### ABSTRACT

A slinger combustor which can be applied to micro turbojet engine has been developed with the combustor rig test. A rotating fuel injector with high speed rpm was designed, manufactured and tested to apply into slinger combustor through spray test and adequate droplet size and spray distribution were achieved. The CFD was used to analyze internal flow of the combustor. We found out that the combustor shows 11.2% of pressure loss and 99.8% of combustion efficiency at full combustor rig test.

### 초 록

초소형 터보제트엔진에 적용되는 슬링거연소기를 개발하고 리그시험을 수행하였다. 슬링거연소기에 적용하기 위하여 고속으로 회전하는 회전연료노즐을 설계, 제작하고 분무시험을 통해 연소에 적합한 액적크기와 분포를 얻었다. CFD를 이용해 연소기 내부 유동장을 해석하였으며, 연소리그시험을 통해 설계점에서 11.2%의 압력손실, 99.8%의 연소효율을 달성하였다.

Key Words: Micro Turbojet Engine(초소형 터보제트엔진), Slinger Combustor(슬링거연소기), Rotating Fuel Injector(회전형연료분사기), Combustor Test Rig(연소시험리그), Pressure Loss(압력손실), Combustion Efficiency(연소효율)

### 1. 서 론

슬링거 연소기는 통상적인 가스터빈엔진 연소기와는 달리 엔진 주축의 높은 회전속도로 인한 원심력을 이용, 연료를 반경방향으로 분사시키는 회전연료 인젝터를 장착한 형태의 연소기이다. 일반적인 압력분무식 연료 인젝터는 내부에 복잡한 형태의 부품을 다수 가지고 있어 제작비 및 무게 증가 요인이 될 수 있으나, 축의 원심력

\* 삼성테크윈 파워시스템연구소  
연락처, E-mail: dong.hun.lee@samsung.com  
\*\* 국방과학연구소  
\*\*\* 전북대학교 항공우주공학과  
\*\*\*\* 한국항공우주연구원 첨단추진기관팀  
\*\*\*\*\* 건국대학교 항공우주공학과

을 이용한 회전 연료 인젝터를 사용할 경우, 연료인젝터 부품이 1개로 단일화되며, 제작 및 유지보수 측면에서 큰 이점을 가지게 된다.

반면, 연료미립화 성능이 대부분 축의 회전속도에 연동되어 있으므로 독립적인 연료제어가 어렵고, 시동 초기에는 미립화성능이 떨어지므로 Soot 발생이 과다한 점, 엔진제어 반응속도가 떨어지는 점 등의 단점이 있다.

한편 이러한 회전 연료 인젝터를 장착한 슬링거 연소기는 회전연료분무의 특성상 필연적으로 엔진의 반경방향으로의 연소 유동장 흐름을 가지게 된다. 따라서 엔진의 직경은 증가하는 반면, 엔진길이는 감소시킬 수 있는 장점이 있다. Fig. 1에 슬링거 연소기에서의 연료분사와 유동 방향의 기본 구조를 보였다.

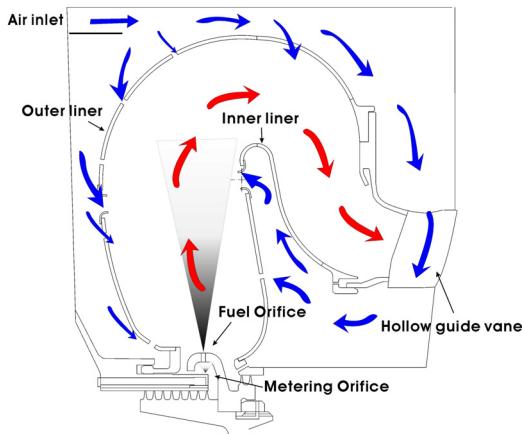


Fig. 1 Fuel Injection and Flow Pattern of Slinger Combustor (Example)

이러한 회전 연료 인젝터를 채택한 슬링거 연소기는 1960년대 프랑스 엔진제작사인 Turbomeca에 의해 최초로 제안, 실현된 후 주로 유럽과 미국의 소형엔진 전문제작사들에 의해 발전되어져 왔다. 그러나 회전 연료 인젝터의 미립화 기구가 상당히 복잡하고 회전체를 포함하고 있기 때문에 분무시험과 리그시험이 매우 어려우며, 그동안 소수의 연구자들과 몇몇 회사에서만 연구되어 왔기 때문에 이론 및 실험결과가 매우 부족한 실정이다.

삼성테크윈 파워시스템연구소는 2006년부터 초소형 터보제트엔진을 개발하면서 회전 연료 인젝터와 슬링거 연소기를 채택하여 개발 중에 있다. 이를 위해 초고속으로 회전하는 회전 연료 인젝터를 설계, 개발하여 분무시험을 통해 연소에 적합한 액적크기 및 분포를 가짐을 확인하였으며, 슬링거 연소기 시험리그를 이용하여 엔진 운용점과 동일한 환경에서 Full Rig Test를 실시하여 연소기의 성능을 확인하였다.

## 2. 슬링거 연소기의 설계 및 CFD

### 2.1 슬링거 연소기 설계

Table 1에 설계하고자 하는 슬링거 연소기의 작동 조건 및 설계 목표를 보였다. 지상정지, 표준대기 조건에서 최대추력을 발생시키는 엔진조건과 동일하며 연소기는 고고도 조건에서도 점화가 가능하도록 설계하였다.

Table 1 Combustor Inlet Condition and Design Target

	Parameter	
Inlet Condition	Inlet Pressure	492419 kPa
	Inlet Temperature	508 K
	Air Mass Flow	max. 1.5 kg/hr
	Fuel Mass Flow	max. 100 kg/hr
Target	Total Pressure Loss	< 12.5%
	Combustion Eff.	> 98.5%
	Pattern Factor	<25%
	Profile Factor	<12%

연소기의 외경은 엔진직경의 제한으로 인해 자연적으로 결정되며, 회전 연료 인젝터의 직경은 미립화 성능 및 연소실 높이를 감안하여 40 mm로 설계하였다. 연소실 내의 주 연소 영역에 선회류(swirl flow)형태의 공기유동을 유입시켜 보염(flame holding) 및 연료-공기 혼합을 증대시키고자 하였으며, 연소기 외측라이너 중간부분에 주희석공기공(main dilution hole)을 설치하여 압력손실 감소 및 2차 연소가 원활하게 일어나도록 유도하였다. Fig. 2에 설계된 연소기의 3차원 형상 및 단면 구조를 보였다.

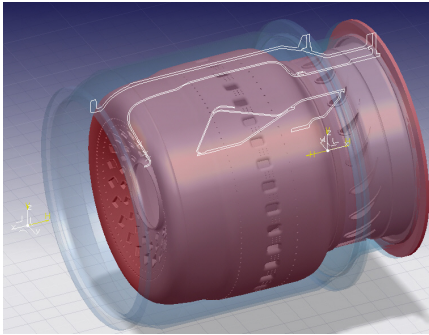


Fig. 2 Slinger Combustor Modeling

## 2.2 연소기 유동해석

연소기 제작 및 시험에 앞서 연소기 설계의 타당성 검증 및 성능을 예측하기 위하여 CFD를 수행하였다. CFD-ACE+ 코드를 이용하여 약 6백만개의 격자를 구성하였으며 Table 1의 연소기 입구조건에 대해 해석을 수행하였다. Fig. 3에 연소기 내부의 속도분포 결과를 보였다.

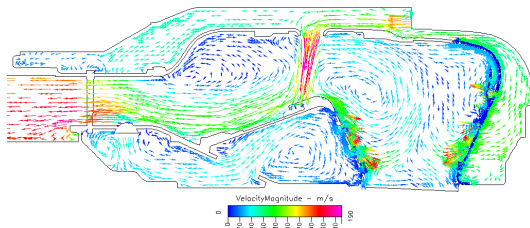


Fig. 3 Velocity Field in Combustor at Design Point Condition

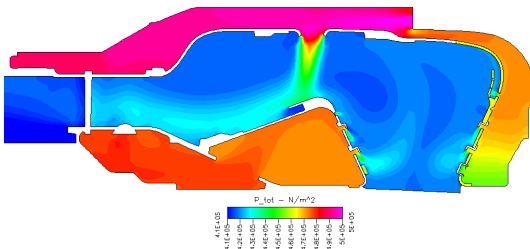


Fig. 4 Total Pressure Distribution in Combustor at Design Point Condition

해석 결과, 연소기 주 연소 영역에 선회류의 영향으로 인한 재순환영역이 형성되는 것을 확

인하였다. 연소기 내부의 전압분포를 Fig. 4에 보였는데, 연소기 라이너로 유입되면서 대부분의 압력손실이 발생하는 것을 관찰할 수 있으며, 연소기 전방 케이싱 유로와 중공 터빈 베인 전후로 압력손실이 주로 발생함을 알 수 있다. 또한 압력손실이 12% 정도로 목표값에 비교적 근접하게 나온 것을 확인하였다.

## 3. 연료인젝터 분무시험 및 연소리그시험

### 3.1 연료 인젝터 분무시험

회전형 연료 인젝터를 개발하기 위하여 다양한 오리피스 형상 및 개수를 가지는 연료 인젝터를 제작, 분무실험을 수행하였다. 실험 결과 1.5 mm의 오리피스 직경과 12개의 개수를 가지는 회전연료노즐의 분무성능이 가장 우수함을 확인하였다. 분무실험을 위해 PDA(Phase Doppler Anemometry) 측정법을 이용해 액적의 크기 및 분포를 계측하였고, Nd:YAG 레이저를 이용한 분무가시화를 실시하였다.

Fig. 5에 회전연료 인젝터가 연소기 점화유량인 15 kg/hr의 연료를 분무할 때 회전속도에 따른 미립화 정도를 가시화한 결과를 보였다.

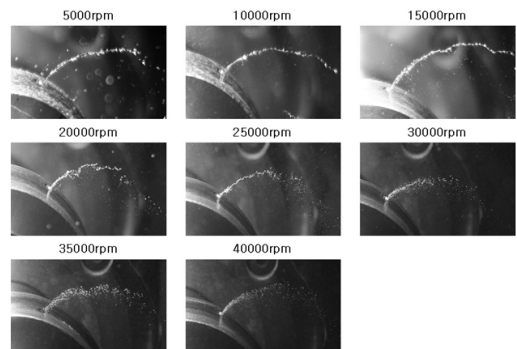


Fig. 5 Visualization in accordance with Rotating Speeds (fuel flow rate : 15 kg/hr)

회전속도가 낮을 때는 액주(liquid column) 형태로 분사되는 연료는 회전속도가 증가될수록 분열점(break up point)이 인젝터 쪽으로 이동하

면서 회전속도가 30,000 rpm 정도에 이르면 오리피스 출구 초기부터 완전한 액적 형태로 분무되는 direct drop formation의 형태를 보임을 알 수 있다. Fig. 6에 30,000 rpm 회전속도에 대해 연료공급량을 달리 했을 때의 미립화 결과를 보였다. 연료유량이 증가할수록 동일 회전수에서 미립화 성능이 떨어지는 것을 알 수 있으며, 따라서 엔진 작동 조건에 따른 연료유량과 회전수가 적절히 상호 조절되어야 함을 알 수 있다.

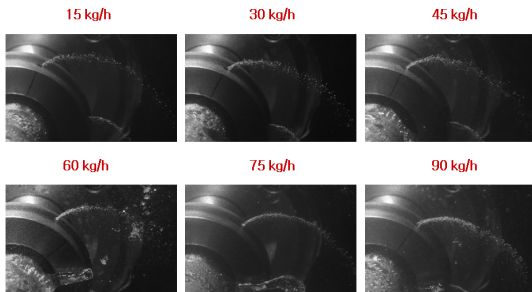


Fig. 6 Visualization in accordance with Fuel Flow Rate (rotating speed : 30,000 rpm)

### 3.2 연소리그시험

유동해석과 분무시험을 통해 연소기 라이너와 연료 인젝터를 실물과 동일하게 제작하였으며, 실제 엔진 조건과 동일한 연소기 입구 조건을 모사한 리그시험을 실시하였다.

리그시험은 한국항공우주연구원의 연소시험설비에서 수행되었으며, 75% 회전수에 해당하는 Idle 조건과 Table 1의 설계점(design point) 조건에서 압력손실과 연소효율을 주로 측정하였다. Fig. 7에 연소시험리그의 외형 및 장착상태를 보였으며, Fig. 8에 연소기의 점화시험 결과를 보였다. 점화시험 결과, 15,000 rpm의 낮은 회전수에서도 점화가 가능함을 확인하였으며, 25,000 ~ 30,000 rpm 구간에서는 연료유량 15 kg/hr 내외인 공기과잉율 4~6 정도의 범위에서 점화가 가능함을 확인하였다.

설계점에서 연소성능을 측정한 결과, 연소기의

전압력 손실 11.2%, 연소효율 99.8%를 달성하여 Table 1에 보인 목표를 만족하였다.

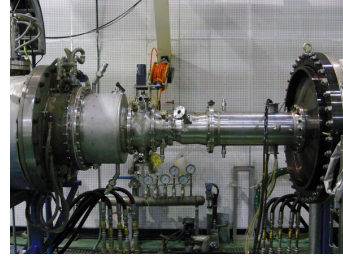


Fig. 8 Combustor Test Rig

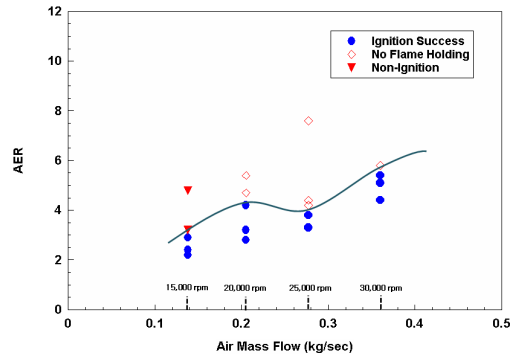


Fig. 9 Ignition Loop Test Result

## 4. 결 론

초소형 터보제트엔진에 적용 가능한 회전 연료 인젝터와 슬링거 연소기를 설계하여 시험한 결과, 목표 성능을 만족함을 보였다.

## 참 고 문 헌

1. 이동훈, 최현경, 최성만, 유경원, 허환일, “드럼형 회전연료노즐의 미립화 기구 및 분무특성 연구,” 한국추진공학회지, 제12권, 제2호, 2008, pp.57-65