APU 엔진 비연소장 연소기 실험장치 구축

최채홍* · 최성만** · 정용운*** · 민대기***

Development of the APU Engine Cold Flow Test Rig

Cheahong Choi* · Seongman Choi** · Youngwoon Jeong*** · Daiki Min***

ABSTRACT

In order to understand mixing characteristics of the APU combustor, sector combustor which size is 1/6 of the real combustor was manufactured. To see the inner side of combustor, Poly Carbonate material is used as a combustor riner. Turbo blower is used as a air supplying device and valves are used as controling the air flow. Maximum flow rate of the blower is 7 m^3/min and maximum inlet velocity is up to 100 m/s.

초 록

APU 연소기의 내부 혼합 특성을 연구하기 위하여 연소기 1/6 크기의 분할연소기를 제작하였다. 내부유동을 확인하기 위하여 연소기는 PC(Poly Carbonate)재질을 이용하였으며 실물연소기와 같은 크기와 형태로 설계/제작하였다. 제작성 및 내부유동 관찰을 용이하게 하기 위하여 3차원 연소기를 2차원화 하여 제작하였으며, 엔진의 공기유동과 유사한 조건을 모사하기 위하여 Turbo Blower 및 유량을 조정하기 위한 밸브를 설치하였다. Blower 최대 유량은 7 m^3/min이며 연소기 입구속도가 연소기와 같은 100 m/s 까지 가능하도록 제작되었다.

Key Words: Cold Flow Test Rig(비연소장 실험장치), Gas Turbine Combustor(가스터빈연소기)

1. 서 론

가스터빈용 연소기를 설계, 개발하기 위해서는 많은 실질적인 문제를 해결해야 하며, 그 대부분은 실험적인 방법에 의해 반드시 검증되어져야 한다[1]. 하지만 실험적인 방법은 많은 비용과 시간을 요하기 때문에 일반적으로 최종적인 시험에 앞서 단품 테스트와 분할연소기 테스트, 연소기 테스트 등의 과정을 통해 비용을 절감하며 정확한 설계 데이터베이스를 제공한다[2].

삼성테크윈 파워시스템연구소는 지난 1997년부터 민군겸용기술개발사업의 일환으로, 보조동력장치용으로 사용될 수 있는 100kW급 가스터빈을 한국항공우주연구원 등과 함께 개발하였다[3]. 하지만 지상용 응용분야에 적용된 바는 있으나[4,5], 아직 항공용으로 적용한 경우가 없어

* 전북대학교 항공우주공학과
** 전북대학교 항공우주공학과
연락저자, E-mail: csman@chonbuk.ac.kr
*** 한국항공우주연구원

다양한 비행 및 고도조건에서의 연구가 필요한 상황이다.

본 연구는 연소기의 1/6 크기의 분할연소기를 제작하고 APU 연소기의 작동조건을 모사할 수 있는 시험리그를 제작하여 100kW급 소형가스터빈 연소기 내의 분무 유동장을 측정하고자 한다.

2. APU 연소기 성능분석

2.1 연소기 형상

Figure 1에 APU(보조동력장치) 가스터빈 연소기의 형상이 나타나 있다. APU 가스터빈 연소기는 환형역류형 형태의 연소기를 가지고 있다.

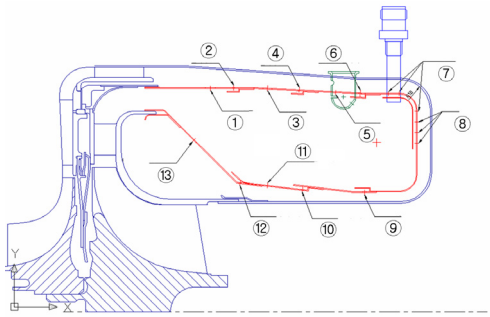

Fig. 1 APU gas turbine combustor

2.2 연료노즐

본 연구에 사용한 연료노즐은 압력식 연료노즐로 Fig. 2에 전체적인 모습을 나타내었다. 연료노즐의 오리피스 직경은 0.38 mm이며, 2개의 접선형 유입구를 가지는 와류실과 필터로 구성되어 있다.

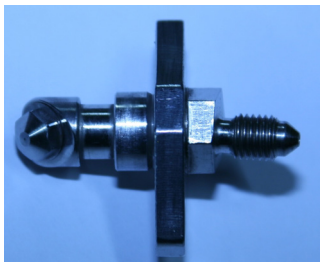

Fig 2. Simplex injector

2.3 연소기 입구 조건

Table 1에 연소기의 입구조건이 나타나 있다. 연소기는 유입공기의 최대 유량이 초당 1.5 kg으로 나타나게 되며 최대 전온도는 462.2 K까지 나타나게 된다.

Table 1 Inlet condition

	연소기 입구조건				
	Tt	Pt	Ps	Mass Flow	
	[K]	[MPa]	[MPa]	[kg/s]	[kg/s]
운용조건	전온도	전압력	정압력	압축기 출구유량	연소기 입구유량
SL, 무부하	462.2	0.397	0.388	1.38	1.38
20000ft 무부하	429.8	0.221	0.216	0.81	0.81
SL 통합부하	452.8	0.353	0.348	1.50	1.04
20000ft 통합부하	422.0	0.197	0.194	0.84	0.58

3. 시험리그

3.1 Blower(공기발생장치)

연소기의 작동조건을 모사하기 위해 연소기로 압축공기를 공급해주기 위해 시험리그에 적용된 10 HP Turbo Blower를 Fig. 3에 나타내었다. 최대유량은 7 m^3/min이며 이때에 압력은 계기압으로 6,000 mmAq이다. 회전수 조절을 통해 유량 및 공급압력을 조절할 수 있게 되어있으며 출구온도는 최대 80 ℃이다.

Fig. 3 Turbo Blower

3.2 비연소장 시험리그

Blower는 rpm 조정을 통하여 어느 정도 압력 및 유량을 조절할 수 있지만 연소기 입구조건을 모사하기 위해서는 좀 더 세밀한 조절을 필요로

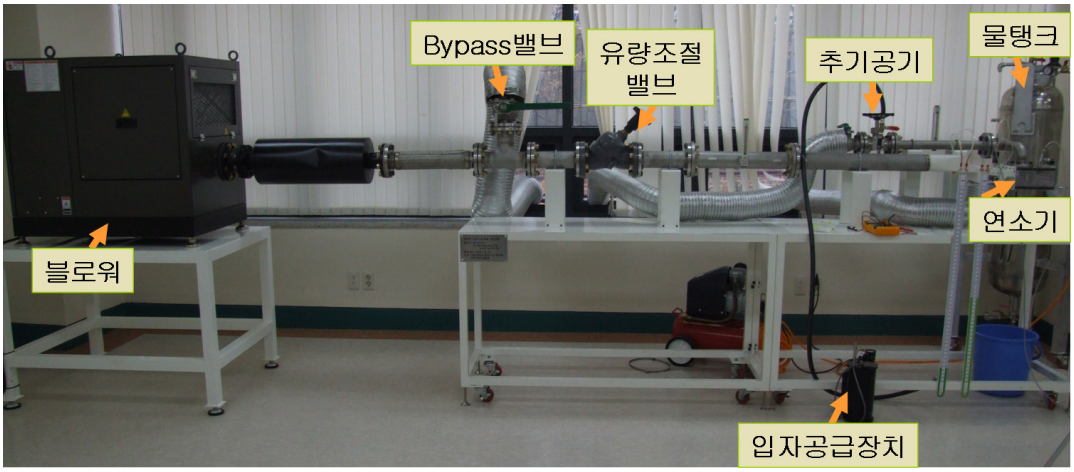

Fig. 4 Test rig

한다. 따라서 Bypass 밸브와 유량조절밸브를 통하여 유량을 조절하였으며 연소기 입구에서 속도와 압력, 온도 등을 측정하는 과정을 통하여 연소기 입구조건을 만족시키도록 하였다. 이 때 속도는 Pitot Tube와 U-tube를 이용하여 측정하게 되며 온도는 K-Type Thermocouple, 압력은 Piezo Type의 압력센서를 이용하여 측정하였다. 측정된 온도와 압력 데이터는 Labview 프로그램을 이용 컴퓨터에 저장된다. Fig. 4에 시험리그를 나타내었다. 시험리그는 크게 블로워, 유량조절부, 센서부, 연소기, 그리고 추기공기 공급을 모사할 Bleed Air 부로 나눌 수 있으며 전체 길이는 5.6 m 이다.

4. 비연소장 연소기

4.1 연소기 제작

연소기는 가시화가 용이하도록 PC(Poly Carbonate)재질로 설계 되었으며 연소기의 1/6을 모사한 분할연소기로 재작되었다. 또한 3차원 연소기를 제작 및 가시화가 용이하도록 2차원화 하여 제작하였으며 그에 맞도록 공기공의 크기 및 위치를 정하였다. Table 2에 공기공의 크기 및 면적에 대하여 나타내었다.

Table 2 The hole Specifications

	APU 엔진			비연소장 시험 장치			
위치	직경(mm)	개수	면적(mm^2)	직경(mm)	개수	면적(mm^2)	면적비(%)
1	5.9	24	222.31	5.9	5	46.32	20.83
2	1.0	190	298.30	1.0	37	58.09	19.47
3	5.6	24	211.01	5.6	5	43.96	20.83
4	1.1	190	328.13	1.1	37	63.90	19.47
5	4.0	18	113.04	4.0	3	18.84	16.67
6	1.5	190	447.45	1.5	37	87.14	19.47
7	2.6	108	440.86	2.6	21	85.72	19.44
8	1.7	108	288.25	1.7	21	56.05	19.44
9	2.2	80	276.32	2.2	15	51.81	18.75
10	1.5	80	188.40	1.5	15	35.33	18.75
11	3.9	24	146.95	3.9	5	30.62	20.83
12	1.5	80	188.40	1.5	15	35.33	18.75
13	4.2	24	158.26	4.2	5	32.97	20.83

공기공의 크기 및 면적을 토대로 설계된 비연소장 연소기를 Fig. 5에 나타내었고 제작된 연소기를 Fig. 6에 나타내었다. 제작된 연소기는 연소기 입구에서 최대 105 m/s 의 속도로 유입되며 각 공기공 및 냉각홀 등을 통과한 후 배출된다.

4.2 비연소장 연소기 시험리그 운용 결과

엔진 연소기와 실험에 사용될 연소기는 운용 온도 및 압력이 다르기 때문에 식 (1)의 MFP(Mass Flow Parameter)를 이용하여 실험에서 연소기로 공급될 공기의 유량을 도출해 내었다.

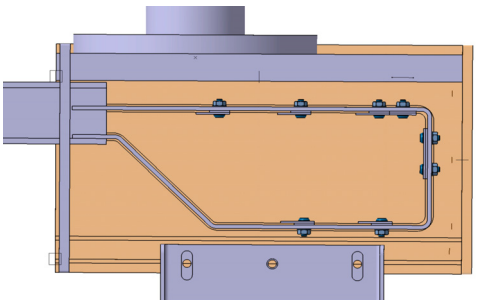

Fig. 5 Model combustor drawing

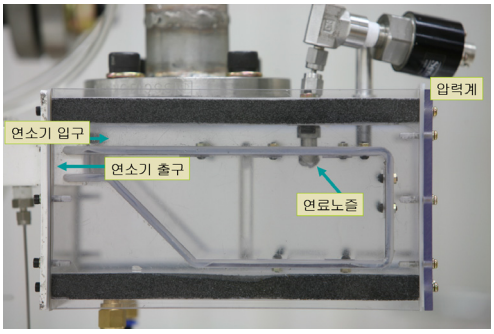

Fig. 6 Picture of model combustor

$$\text{MFP} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_t}}{P_t A} \qquad (1)$$

Table 3에 시험장치의 작동 요구조건이 나타나 있다. 본 연구에서 요구하는 시험 유량 범위는 2.9~5.2 m^3/min으로 나타났으며 실험결과 시험리그의 유량 범위가 2.5~7 m^3/min으로 나타나 요구조건을 만족하였다. 속도는 시험요구량이 58~97 m/s이며 비연소장 연소기가 40~105 m/s로 나타나 엔진에서의 작동조건을 충분히 모사 가능 함을 확인 하였다.

Table 3 Test rig operating results

	엔진요구량		비연소장 연소기	
	최소	최대	최소	최대
유량[m³/min]	2.9	5.2	2.5	7
속도[m/s]	58	97	40	105

후 기

동 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업(KARI주관) 위탁연구결과 중 일부임.

참 고 문 헌

1. 최성만, 전승배, 민성기, “HSNS(High Shear Nozzle and Swirler) 연료노즐 및 스월러 실험연구”, 한국항공우주공학회지, 제 26권, 제 8호, pp. 92
2. A. N. Mellor, “Design of Modern Turbine Combustors", Academic Press, 1990, pp 395~501
3. 이동훈, 이강엽, 전승배, 양수석, 고영성, 최성만, “지상용 가스터빈 주동력장치(PPU) 연소기의 개발과 시험평가”, 한국항공우주학회지, 제 33권, 제 8호, 2005, pp 112
4. 고영성, 한영민, 권범철, 양수석, 이대성, 김명환, 최성만, 보조동력장치용 환형 역류형 연소기 시험, Proceeding of the KSAS Spring Annual Meeting, 2000.
5. 이강엽, 최성만, 한영민, Ignition Characteristics on the Annular Combustor with Rotating Fuel Injection System, Proceedings of ASME Turbo Expo, 2004.