

21AFR 희박연료모듈의 저압 및 고압 연소성능시험

한영민* · 고영성* · 양수석* · 이대성*

(2002년 1월 10일 접수, 2002년 6월 19일 심사완료)

Performance Test of 21AFR Lean Fuel Module at Low and High Operating Conditions

Yeoung-Min Han, Young-Sung Ko, Soo-Seok Yang and Dae-Sung Lee

Key Words: Low Emission Combustor(저공해 연소기), Lean Fuel Module(희박연료모듈), 21AFR(21 공연비), Combustor Performance Test(연소기 성능시험)

Abstract

In this paper, the test results of the combustion for 21AFR lean fuel models are described. The need for the low emission combustor has been issued from the concern on the increase of green house and the destruction of ozone layer. To evaluate the flow and combustion performance of newly designed 21AFR lean modules, the hydraulic tests in stereolithographic airflows models, the low pressure combustion tests in three injectors model for weak extinction and ignition and the high pressure combustion tests in single sector for NOx, SAE and efficiency are performed. The low pressure tests reveal that the governing parameters in weak extinction and ignition at atmospheric condition are prefilmer length, swirl flow rotation direction, secondary swirl angle and flow split. As a result of combustion test at high pressure, the efficiency and smoke level are satisfied with performance targets, but EINOx of 17.8 is higher than target value of 13.1. The high pressure tests show that the main parameters influenced on NOx are primary swirl angle, swirl flow rotation direction, heatshield exit angle and liner mixing hole location.

기호설명

AFR : 공연비
EINOx : NOx 지표, g/kg_{fuel}
FI : Flight Idling
W.E. : 희박가연한계

1. 서론

항공기 배기가스에 대한 국제적인 규제의 심화로 항공기 엔진 제작업체는 저공해 연소기 개발에 회사의 사활을 걸고 개발하고 있다. 이에 저공해 연소기 개발을 위해 여러 가지 저공해 연소 기술들이 연구 개발되고 있다.^(1,2)

여러 저공해 연소기술 중 희박연소 기술을 사용하는 방안이 있는데, 이는 기존의 연소기 형태나 연소 방식을 유지하면서 연소가 일어나는 일차영역에서 과농이나 이론 혼합비가 되지 않도록 연료 노즐과 선회기를 설계하는 방법이다. 본 연구에서 선택한 희박연료 모듈은 연소가 일어나는 영역에서 이론공연비 14.7보다 높은 공연비 21이 되도록 선회기 및 연료 노즐을 설계하였다.^(3,4) 희박연료모듈에서 나오는 연료와 공기의 혼합비(Air Fuel Ratio, AFR)가 21이므로 일반적인 항공기용 가스 터빈 엔진의 연소기 출구 공연비가 40~60 정도라고 생각될 때 연소기 내부에서 이론공연비가 되는 영역이 발생하지 않는다. 이로 인해 이론공연비 근처에서 이루어지는 연소 영역을 최소화하여 연소 가스의 온도를 낮추어 1800°C 이상에서 많이 발생할 수 있는 NOx의 생성량을 줄이고자 하는 방안이 본 연구에서 선택한 저공해 연소 기술이다.

본 논문에서는 희박연료 모듈의 개념으로 저공

† 책임저자, 회원, 한국항공우주연구원
E-mail : ymhan@kari.re.kr
TEL : (042)860-2369 FAX : (042)860-2602
* 한국항공우주연구원

해 연소기를 개발하고자 설계한 모듈에 대한 일련의 시험들에 대해 기술하고자 한다. 대형 연소기 개발에 있어서 연소시험의 고비용 및 시간 단축을 위해 먼저 선회기 및 연료 노즐 그리고 간단한 연소기 라이너로 구성된 모형(model)을 만들어 시험을 수행한다. 특히 새로운 개념의 적용 개발과제의 경우 위험부담이 큰 관계로 이러한 과정을 거치는 것이 필요하다.

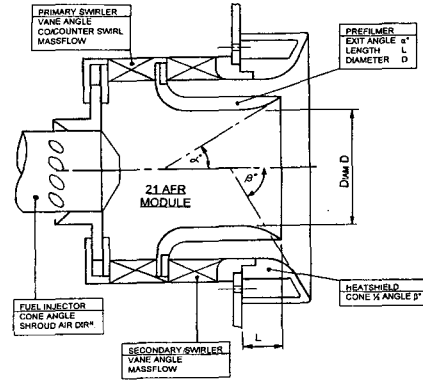
시험의 단계는 먼저 모듈을 만들어 대기압 및 저압 조건에서 유동시험 및 연소시험을 통한 연소 안정성 및 점화성능 등에 대한 검증을 수행한 후, 단일모듈만을 가지고 고압조건에서 연소성능시험을 수행하여 목표하는 성능이 나오는지 검증하게 된다. 특히 본 연소기 개발은 저공해 연소기 개발인 관계로 고압조건에서 NOx의 저감을 목표치에 도달하는지를 검증하게 된다. 이러한 검증단계를 거친후 실제 연소기(단일모듈이 24~36개)와 거의 비슷한 기하학적인 구조를 갖는 multisector 연소기(단일모듈 3~4개)를 제작해 실제 고압운용조건에서 연소성능시험을 거쳐 설계된 연소기 개발 성공여부를 판단하고, 최종적인 연소기 성능에 대한 검증은 연소기를 장착한 엔진의 시험을 통해 이루어진다.

본 논문은 희박연소기술을 사용한 연소기 설계에 대한 것으로, 희박연료모듈에 대한 공기 배분 및 유량 등을 검증하기 위한 유동시험, 대기압 조건에서의 연소시험, 고압조건에서 연소시험 등에 대하여 기술하였다.

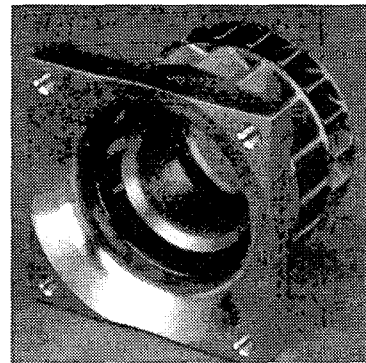
2. 희박 연료모듈

2.1 희박 연료모듈의 선회기

본 연구에서 사용한 21AFR 희박 연료모듈의 개략도는 Fig. 1(a)이고 실제 제작된 모듈의 사진은 Fig. 1(b)와 같다. 희박 연료모듈은 압력식 연료 노즐, 일차와 이차의 반경방향 선회기, 두 선회기 사이의 prefilmer 그리고 heat shield flare 등으로 구성되어 있다. 선회기로 다량의 공기를 공급하고 공기 배분 등을 용이하게 위해 반경방향 선회기를 선택하였고, 공기와 연료의 혼합성능을 높이기 위해 예막 공기충돌형 분무방식을 택하였다. Fig. 1(a)에서 보듯이 연료노즐에서 나온 연료는 이중 공기선회기 사이에 놓여 있는 prefilmer에 분사되어 예막을 형성하여 흐르다가 prefilmer 끝단에서 양쪽 선회 공기에 의해 미립화가 이루어진다.



(a) Schematic of 21AFR lean module



(b) Photo of lean module

Fig. 1 21AFR lean fuel module

21AFR 연료 모듈은 다단연소기의 적용에 있어서 주 연소실(main bank)로 사용되도록 설계하였고, 저출력에서는 과농한 영역을 형성하여 작동 안정성을 높이고 고출력에서는 NOx 배출을 저감시키기 위해 균일한 공기와 연료의 혼합이 되도록 설계하였다. 자세한 설명은 참고문헌⁽³⁾에 나타내었다.

2.2 희박 연료모듈의 연료노즐

이중선회기와 함께 희박연료모듈을 구성하는 연료노즐은 신뢰성이 확보된 압력식 노즐을 사용하였다. 연료노즐은 이중 오리피스 형태의 노즐로, 유동계수(flow number) 및 분사각(spray cone angle)이 다른 두 가지의 연료분사 cone이 형성 되도록 되어 있다. 저출력 조건에서는 좁은 각의 연료분사 cone만이 작동하고, 고출력 조건에서는 좁은 각 및 넓은 각의 연료분사가 모두 이루어진다. 이 중에서 좁은 각의 연료분사 cone

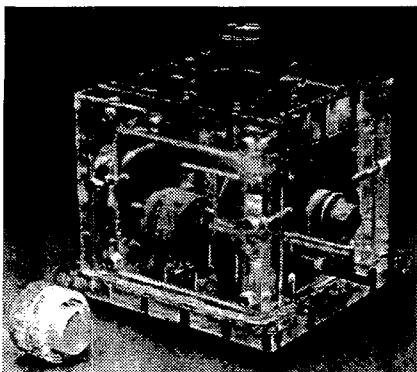


Fig. 2 Cold flow test equipment

은 연료 모듈의 하류지점에 비교적 과농한 재순환 영역을 형성함으로써 연소기 작동 안정성을 유지시켜 줄 것으로 기대된다. 연료 노즐은 Parker Hannifin에서 제작하였으며, 유동계수(flow number)는 실제 최대이륙조건과 모사된 최대이륙조건(시험조건)에서 동일한 공연비 및 공기/연료의 운동량비가 동일하게 결정하였다.

3. 시험 및 결과

3.1 유동 시험

일차 및 이차 선회기로의 설계치 유량을 확인하기 위해 제작한 선회기에서 유동시험을 수행하였다. 이를 위해 Fig. 2와 같은 유동시험 설비를 이용하여 각 유로의 유효단면적에 대한 정보를 알아내었다.

제작된 선회기 배인의 유량 분리 백분율의 목표치에서 $\pm 5\%$ 를 넘는 선회기 배인에 대해서는 유동시험 결과를 참조해 다시 제작하여 일차와 이차 선회기 간의 공기 배분을 설계치와 같도록 하였다.

3.2 대기압 연소시험

제작된 선회기 모듈에 대한 가연한계 등 대기압 연소성능을 알아보기 위해 3개의 연료노즐 및 선회기로 구성된 대기압 시험장치를 제작하였다. (Fig. 3)

연소시험에 관련한 16가지의 시험조건 및 모듈에 대한 상세한 기술은 참고문헌⁽³⁾에 나타내었으며 대표적인 연소시 화염의 사진은 Fig. 4에 나타내었다.

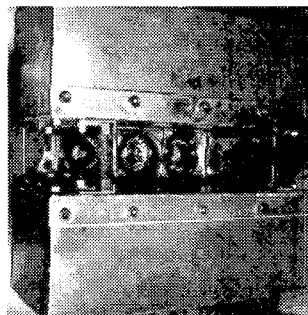


Fig. 3 Atmospheric test rig of lean module

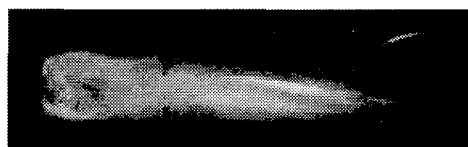


Fig. 4 Combustion photo of 21AFR module

Table 1 Weak extinction test results

Build no.	w.s. AFR with outer modules burning	w.s. AFR with inner module alone	mean w.s. AFR
1	22.33	19.00	20.66
2	17.14	13.45	15.30
3	19.86	19.99	19.92
4	27.25	26.06	26.66
5	26.05	25.42	25.73
6	24.40	22.04	23.22
7	17.37	17.13	17.25
8	15.99	16.03	16.01
9	23.39	20.48	21.93
10	21.84	19.36	20.60
11	17.28	18.80	18.04
12	19.16	17.78	18.47
13	29.94	26.22	28.08
14	19.84	18.21	19.02
15	12.74	13.21	12.97
16	unable to stabilise flame		

대기압 상태에서 16가지 시험조건(Builds)에 대한 가연한계 시험결과를 Table 1에 나타내었다.

위의 결과를 Taguchi 통계적 처리 방법에 따라 해석한 결과 중 가연한계 및 점화에 미치는 인자의 영향을 Fig. 5와 6에 나타내었다. Fig. 5와 6에서 level 1, 2에 따른 Y축 공연비는 전체 16가지 시험에서 level 1을 사용한 8개 시험값을 산술 평균한 값이다. 해석 결과 대기압 가연한계에 영향을 미치는 주인자는 prefilmer 길이, 선회

Table 2 Taguchi test results at high pressure of lean fuel module

BUILD	EINOx 41.4 AFR SEC ONLY	EINOx 41.4 AFR PRIM + SEC	EINOx 47 AFR SEC ONLY	EINOx 47 AFR PRIM + SEC	SAE SMOKE 41.4 AFR SEC ONLY	SAE SMOKE 41.4 AFR PRIM + SEC	SAE SMOKE 47 AFR SEC ONLY	SAE SMOKE 47 AFR PRIM + SEC	WE AFR GI PRIM	WE AFR GI SEC	WE AFR 1st FI PRIM	WE AFR 1st FI SEC	WE AFR 2nd FI PRIM	WE AFR 2nd FI SEC	GI MEAS TS η _c % η _e % SEC
1	28.3	30.5	32	33.3	3.4	4.9	0	0.4	28.5	36	20.3	33.56	17.74	26.45	79 * 97
2	37.2	35.8	34.3	32.3	4.3	2.6	1.9	0.9	31.89	48.77	21.85	28.1	23.82	18.81	87.1 87.9
3	40	35.12	34.06	33.25	2.83	2.23	0.4	0.6	30.99	39.54	31.11	35.71	33.03	25.82	88.5 89.3
4	31.93	27.26	28.44	45.63	7.5	17.93	1.6	13.3	39.55	41.61	26.11	28.81	23.75	17	94.3 93.1
5	31.93	28.69	-	28.95	25	21.8	11.9	11.5	38.03	51.6	33.01	41.9	43.3	62.5	87.4 82.8
6	27.26	31.17	35.56	36.27	26.67	20.15	9.86	7.75	127.9	509	101.4	77.4	84.04	57.1	89.6 88.6
7	34.47	36.34	30.75	32.47	5.65	2.23	0	0	22.36	25.63	WOULD NOT STAY ALIGHT				79 * 79 *
8	34.3	36.3	28.34	31.88	28.4	24	6.7	4.4	27.22	23.84	21.05	21.01	19.07	20.49	79 * 79 *
9	37.1	28.98	35.2	36	0	0.8	0	0.3	58.05	66.54	49.29	50.97	10.99	44.62	93.3 93.8
10	50.67	50.83	44.1	50.9	1	13.1	2	2.3	57.9	46.51	43.42	80.51	10.21	40.45	81.7 92.6
11	37.67	43.14	46.33	38.9	12.3	10.7	2.1	4.5	28.66	43.78	21.81	31.04	19.26	25.83	79 * 89
12	27.86	33.56	42.58	32.3	0.63	1.1	0	0.52	40.05	48.02	30.3	45.67	27.14	44.35	86.5 95.6
13	46.43	45.25	41.8	46.02	5.17	2.9	2.8	1.7	41.51	43.59	32.41	34.95	33.34	35.54	92.5 94.3
14	36.19	35.35	39.28	34.73	0.1	12.2	2.5	6.7	48.34	49.81	49.77	44.36	37.82	44.63	90.8 90.2
15	30.41	29	36.87	30.63	2.03	1.6	0	0	30.45	28.91	23.64	24.34	18.25	18.7	79 * 79 *
16	39.56	39.65	39.16	37.7	1.3	0.6	0.3	0.4	28.29	26.34	22.7	22.47	16.63	17.24	79 * 79 *

* Assigned value - would not run at GI fuel flow of 8.25 g/s

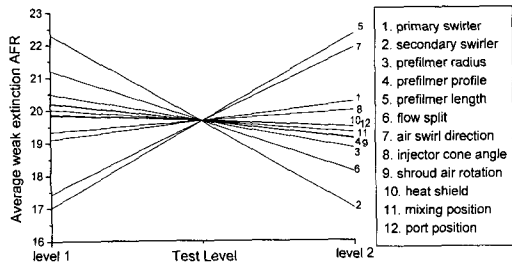


Fig. 5 Effect of parameters on weak extinction as results of Taguchi analysis

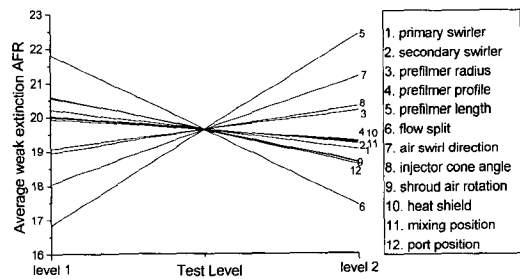


Fig. 6 Effect of parameters on ignition as results of Taguchi analysis

방향, 공기 배분으로 나타났으며, 대기압 점화에는 prefilmer 길이, 선회 방향, 이차선회각도, 공기배분이 큰 영향을 미치는 것으로 나타났다.

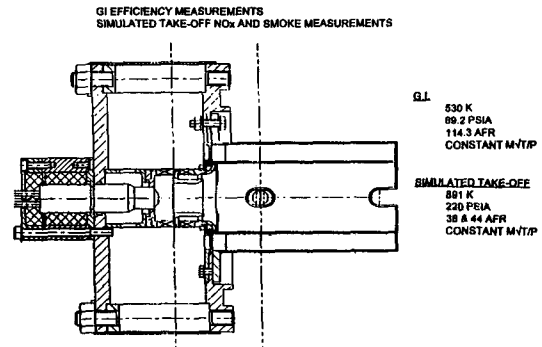


Fig. 7 Schematic of Cranfield University high pressure test rig

3.2 고압 연소시험

3.3.1 시험장치

대기압 시험에서 연소기 가연한계 및 점화시험을 거친 후 고압조건에서 개발한 21AFR 희박 연료모듈의 연소성능을 알아보기 위한 고압시험을 수행하였다. 연소시험 비용의 절감을 위해 연료노즐과 선회기 및 단순한 형상의 연소기 라이너로 구성된 단일모듈만을 가지고 본 고압연소시험을 수행하였다. 시험 장치는 Fig. 7와 같으며 본 장치는 영국 Cranfield 대학의 연소시험 설비의 일부이다.

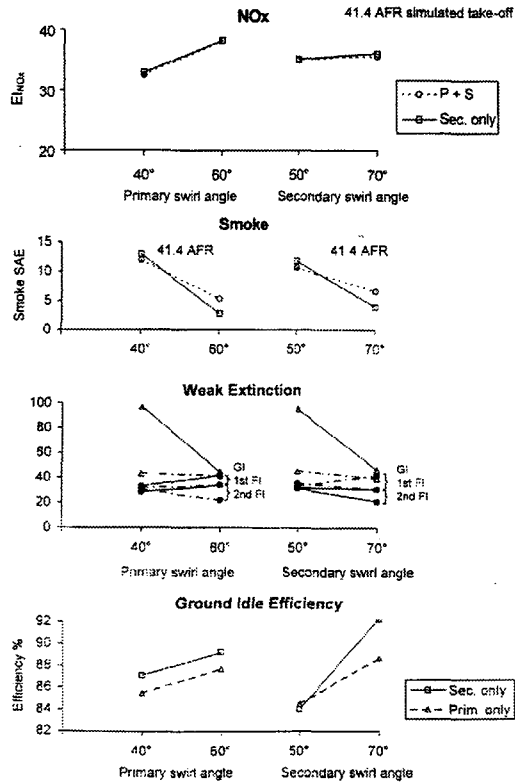


Fig. 8 Effect of primary & secondary swirler angle on NOx, SAE, weak extinction and efficiency

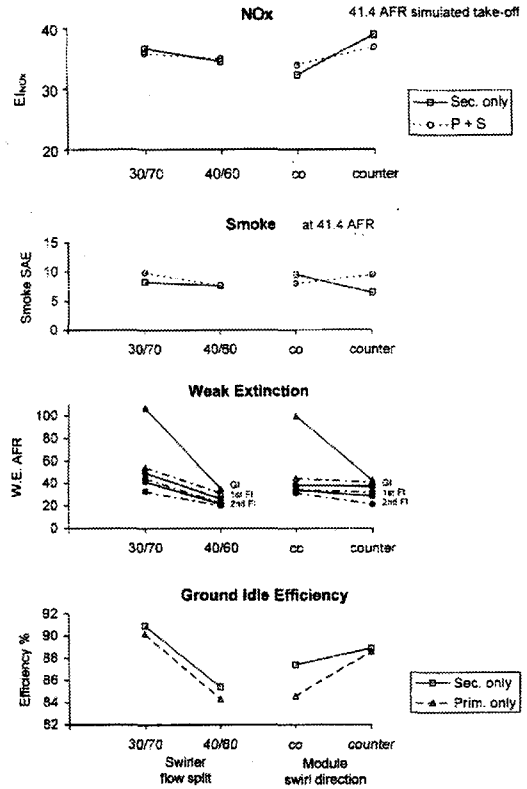


Fig. 9 Effect of swirler rotation and flow split on NOx, SAE, weak extinction, efficiency

3.3.2 고압시험 결과

고압시험에서는 NOx, Smoke(SAE), 가연한계, 그리고 Ground Idle에서 효율에 대한 결과를 알아 보았다. 희박연료모듈은 각 인자 조건을 Taguchi 통계적 처리가 가능하도록 16개를 제작해 시험을 수행하였다. Table 2에 16개의 모듈에 대해 고압조건에서 NOx, Smoke, 가연한계 등을 나타내었다. 이 결과를 토대로 Taguchi 통계적 해석을 수행하여 각인자가 연소성능에 미치는 정도를 파악하였다.

중요한 설계변경인자인 prefilmer의 형상 및 선회방향에 대해서 시험조건 41.4 AFR, Simulated Take Off(STO)에서의 시험결과를 통계처리하여 얻은 결과에서 보면 NOx는 prefilmer 형상에 거의 영향받지 않지만 일차(primary)선회각도에 크게 영향받음을 알 수 있다. Smoke는 prefilmer 형상 및 선회각도의 변화에 따라 매우 크게 변함을 알 수 있다.(Fig. 8~10 참조)

21AFR 모듈의 가연한계는 유량이 많은 경우 (Flight Idling, FI조건)에는 prefilmer 형상, 선회각도, 연료공급 방법에 크게 영향을 받지 않는다. 그러나 G.I.조건에서는 연료가 이차(secondary) 노즐로만 공급될 때 prefilmer 형상, 선회방향에 따라 매우 큰 영향을 받는다.

Ground Idle에서 연소 효율은 prefilmer 형상, 선회방향에 대해 영향을 받는데, prefilmer의 길이, 이차 선회 방향에 매우 큰 영향을 받는다.

Taguchi matrix에 의한 16가지의 Build에서 EINOx가 가장 낮은 것은 Build 1의 17.8로 설계치인 13.1에는 미치지 못하지만 가장 높은 값인 Build 10의 50.8에 비해 낮은 수준이다.

Smoke는 최고치와 최대치의 비율이 50배이상 시험조건에 따라 매우 큰 변동을 보여주고 있으며 Build 1에서는 설계치인 SAE 5보다 작은 3.4를 보여주고 있다.

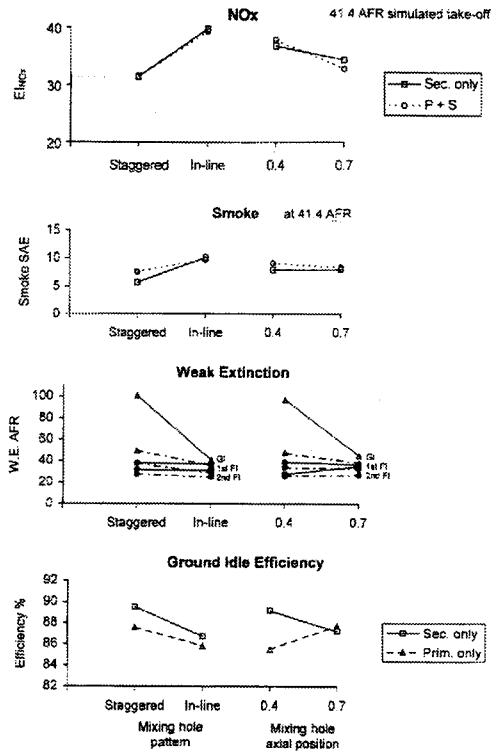


Fig. 10 Effect of mixing hole pattern and mixing hole axial position on NOx, SAE, weak extinction, efficiency

NOx 생성에 중요한 영향을 미치는 인자는 일차 선회각의 선회각도(40°), 모듈의 선회방향(동회전), heatshield 출구각도(60°) 그리고 라이너의 혼합구멍(staggered)이다. Smoke, G.I.의 효율, 가연한계, G.I.의 가연한계 등의 결과는 대부분의 인자 변화에 따라 큰 영향을 받고 있다.(Table 2) 이러한 결과로부터 재설계시 먼저 NOx를 저감시키는 인자를 최대한 활용한 다음 Smoke, 효율, 가연한계를 만족시키는 방안으로 설계가 이루어져야 할 것이다.⁽⁵⁾

본 고압시험은 단일섹터에 대한 결과인 관계로 확인시험을 수행한 multisector에서의 연소시험에서 최종적으로 확인하여 21AFR 희박연료모듈의 NOx, Smoke, 가연한계, 효율 등이 판단되어야 할 것이다.

4. 결론

저공해 연소기 개발을 목표로 설계한 21AFR 희박연료모듈에 대한 일련의 시험 및 결과를 기술하였다.

희박연료 모듈은 공연비 21이 되도록 설계/제작하여 유동시험을 거쳐 유량, 공기배분을 검증하였다. 대기압 점화시험 및 가연한계 시험에서는 prefilmer 길이, 선회 방향, 이차선회각도, 공기배분이 대기압 연소성능에 큰 영향을 미치는 인자임을 보여 주었다. 고압시험에서는 일차 선회각도, 모듈의 선회방향, heatshield 출구각도, 라이너의 혼합구멍 등이 주요 인자로 밝혀졌다.

본 일련의 시험에서 도출한 결과는 multisector에 반영될 것이며 multisector 시험후 최종적인 희박연료 모듈의 효용성이 판단될 것이다.

참고문헌

- (1) Lefebvre, A.H., 1995, "The Roll of Fuel Preparation in Low Emissions Combustion," ASME, 95-GT-465.
- (2) Smith, M.J.T., Snape, D.M., and Metcalfe, M.T., 1994, "Aircraft Engine NOx Reduction Why, How and When?," Aviation and the Environment an IATA Conference.
- (3) Han, Y.M., Go, Y.S., Yang, S.S., Lee, D.S., 2000, "A Design of Low Emission Combustor for an Aero-gas Turbine Engine with a Lean Fuel Module," *Proc. of the KSAS Fall Annual Meeting*, pp. 661~668.
- (4) Han, Y.M., Yang, S.S., Lee, D.S., 2001, "A Study on the Characteristics of Flow and Spray in a Fuel Module," *J. of the Korea Society Aeronautical and Space Science*, Vol. 29, No. 1, pp. 88~94.
- (5) Yang, S.S and et al., 2001, "Joint Research for Engine Design Technology through Korea-U.K. Research Center," Korea Aerospace Research Institute, MOST Final Report, pp. 81~100.