

고공시험설비의 전체 사양을 결정하는 시험부를 중심으로 설비개발시의 주요 고려사항

최경호* · 이중형** · 조지 오위노** · 이대수**

Fundamental design consideration for optimum performance in altitude test cell facility

Kyoung Ho Choi* · Jung Hyung Lee** · George Owino** · Daesoo Lee**

ABSTRACT

This paper presents on design factor considered in an altitude test cell facility to determine the best sizing to optimize exhaust diffuser pressure recovery and the exact cooling load required to be supplied under transient operation. Engine simulation was performed to analyse the exhaust gas temperature, exit mass flow rate, specific fuel consumption and exhaust velocity helpful in determining secondary mass air flow and the mixed air temperature entering the ejector. based on this, the amount of cooling load was deduced. It was found that improved pressure recovery reduces operational cost(air supply facility, cooling water).

초 록

이 논문은 고도모사 시험설비의 전체 사양을 결정에 관계되는 엔진 입구에서의 고도비행 경험을 위한 모의대기 요구 조건, 모의 비행중 소요되는 연료 소모량 및 공급 방법, 시험모드별 냉각부하 예측, 효과적인 압력 회복률을 위한 배기 이젝터의 최적형상 결정에 관한 고려사항을 기술하였다. 이를 위하여 엔진의 연료소모량을 고려한 엔진 배기가스의 온도 및 배출량 등의 계산을 수행되었다.

Key Words: Altitude test facility(고도모사 시험설비), Exhaust ejector(배기 이젝터), Engine test cell (엔진 시험용 셀), Fuel supply facility(연료공급설비), Pressure recovery(압력 회복률), Exhaust gas cooling (배기가스 냉각), Thrust stand(추력 스탠드)

1. 서 론

미국의 NASA, AEDC, AFAPL, DAAD, GE,

MAR, NAPC, 영국의 DERA, AIT, Lolls- Royce, 프랑스의 CEPr, 독일의 USILA, 캐나다의 NRC, 일본의 NAL, 대만의 AIDC, 한국의 KARI 등 전세계적으로 많은 나라에서 엔진시험설비를 갖추어 비행 추진기관의 연구에 활용하고 하고 있으며 민간 항공업체 및 각종 군용기, 항공우주시장

*, ** 아티스엔지니어링
연락처 E-mail: khchoi@atics.co.kr

이 미국을 중심으로 형성되어 있어 설비의 대부분은 미국에서 운용되고 있으며, 특히, 금번 연구에서 초점을 맞추고 있는 공공시험 설비인 NASA의 PSL-4, AEDC-C1 등 대형 고도모사 엔진시험 설비도 미국에서 보유하고 있다.

본 연구에서는 PSL-4를 참고하여 대형 고도모사 엔진시험설비를 구성함에 있어 엔진 가동 중 시험부에서의 고도 비행모사를 위한 주변 설비의 사양 결정에 관계되는 기술적 고려 사항에 대하여 기술하고자 한다.

2. 고도모사 설비의 구성

고도모사 엔진시운전설비 고도별 항공기엔진에서 경험하게 되는 대기조건을 모사하여야 하므로 기본적으로 압축공기 공급설비, 공기조절장치, 시험설비, 엔진추력스탠드, 배기장치, 배기가스 냉각장치, 연료공급장치, 기타 부대 설비와 이 구성장비가 상호 유기적인 통제하여 운영될 수 있도록 통제하는 통합제어시스템으로 구성된다.

이중에서 시험부, 특히 엔진입구 및 엔진 주위에서의 환경은 고공설비 전체의 사양을 결정하게 된다. 따라서 금번 연구에서는 전체 고공모사 설비의 핵심장비인 엔진 시험부와 엔진 연료공급 설비, 엔진 배기가스의 배기 및 냉각 설비에 대하여 기술한다.

2.1 엔진 시험부

엔진 성능시험을 위한 시험부는 실제적인 고도 비행을 재현하는 공간이며 공기 유량의 측정, 흡입 공기의 압력 및 온도 왜곡 생성을 통한 고도비행 환경을 재현하고, 각종 시험 중인 엔진의 성능 자료와 설비 운전 에 필요한 자료가 얻어지는 공간이다.

엔진 시험부는 유질 안정화를 위한 정체실, 엔진에 고공모사 공기를 공급하는 흡기벨마우스를 포함하는 엔진흡기인터페이스 덕트, 엔진이 설치 고정되는 되는 추력 스탠드, 이러한 장비들이 설치되는 시험부, 엔진 배기가스를 인도하는 배기

부등으로 구성된다.

정체실의 경우 벨마우스를 통한 엔진입구에서의 고공비행 모사조건에 따라 내부 압력이 0.002 Mpa (0.3 psia)에서 1.14 MPa (165 psia), 온도는 219 K에서 최대 894 K의 극한 환경에 놓이게 된다.

시험부는 정체실에 비하여 극한 환경은 아니지만 시험부 역시 0.004~0.24 Mpa(0.58~35 psia) 범위의 압력과 219~366 K범위의 온도범위에 놓이게 된다. 따라서 정체실과 시험부의 설계에 있어서 압력탱크 설계기준인 ASME Boiler and Pressure Vessel Code Section VIII Division 1의 규격이 적용되어야 할 것으로 판단된다.

엔진연결 인터페이스 장치는 엔진에 공급되는 유량, 온도, 압력을 측정하기 위한 장치가 설치되어질 뿐만 아니라, 또한, 고온 환경에 놓여 있는 대형 구조물인 정체실과 시험부의 열변형이 엔진에 영향을 받으므로 대형구조물의 공기흐름 방향에 대한 열신축 대응 설계 뿐만 아니라 엔진과 엔진연결 인터페이스 장치의 중심축선의 흔들림 방지 설계도 중요한 고려사항이 되어야 할 것으로 판단된다.

다음 표1, 2는 고공설비에서 구현하여야할 고도별 대기 조건과 해당대기에서의 엔진 입구에서 공기조건을 나타내었다.

Table 1. Altitude test cell prevailing conditions

구 분 시험 모드	대기 고도모사		온도범위	
	고도	압력	최저	최고
	km	kPa	K	K
1	5	54.1	205.6	283.3
2	5	54.1	204.5	283.5
3	6	47.2	200.0	277.8
4	6	47.2	200.0	280.0
5	10	26.4	172.8	254.1
6	10	26.4	175.0	253.6
7	15	12.1	168.9	244.4
8	15	12.1	166.8	245.4
9	19.7	5.4	167.4	45.3
10	19.7	5.4	166.8	245.4
11	7	41.0	191.3	271.0

Table 2. Flight mode input parameters

시험 모드	구 분	고도	마하수	유량	엔진입구		
					압력	최저온도	최고온도
	km	Mach	kg/s	kPa	K	K	
1		5	2.0	29	391.0	370	510
2		5	2.4	41	696.6	440	610
3		6	2.0	26	341.5	360	500
4		6	2.5	41	701.7	450	630
5		10	2.2	19	255.3	340	500
6		10	3.0	35	784.7	490	710
7		15	2.5	11	179.1	380	550
8		15	3.3	20	530.2	530	780
9		19.7	2.8	7	124.0	430	630
10		19.7	3.3	9	241.0	530	780
11		7	2.1	110~93	374.7	360	510

2.2 연료공급설비

일반적으로 연료공급장치는 연료저장 및 송출 설비, 연료유량측정 및 압력 조절설비, 연료가압 장치 등으로 구성되며 엔진시험 중에 필요한 연료를 엔진에 일정한 온도와 압력으로 공급하는 역할을 한다.

엔진시험설비에서 연료공급설비의 중요한 역할은 공급되는 연료의 실시간 정확히 측정하여 엔진의 단위연료당 추력을 계산할 수 있게 하는 것이다.

표 3에 시험 모드별 연료소모량을 예측하여 나타내었다. 이표를 통하여 후기연소기의 가동 여부에 따라 엔진의 연료소모량의 큰 차이를 보여줄 수 있다. 이는 엔진의 급격한 출력을 변화 시켜 Idle로부터 Max Power 상태로 변화시키는 것 보다 후기연소기를 ON 혹은 OFF 시킴에 따라 엔진 요구 유량의 변화가 매우 큼을 알 수 있다. 따라서 연료 공급설비는 아무리 엔진으로 부터의 연료 소요 요구가 급격히 변화한다 하여도 단위 연료당 출력을 정확히 산출하기 위하여 엔진에 공급되는 연료이 압력이 매우 일정하게 관리되어야 함을 알 수 있다.

Table 3. Fuel consumption at each test mode

시험 모드	구 분	연료소모량			
		후기연소기 미가동		후기연소기 가동	
		저온대기	고온대기	저온대기	고온대기
		kg/s	kg/s	kg/s	kg/s
1		0.83	0.47	4.83	2.79
2		1.56	0.82	8.79	4.92
3		0.68	0.38	3.98	2.23
4		1.51	0.78	8.52	4.68
5		0.40	0.21	2.43	1.23
6		1.22	0.60	6.99	3.60
7		0.14	0.07	0.83	0.42
8		0.40	0.20	2.36	1.18
9		0.05	0.03	0.29	0.14
10		0.08	0.05	0.48	0.24
11		0.72	0.39	4.23	2.29

공급 연료의 순간 가열 냉각 방식은 냉각/가열 부하가 매우 높기 때문에 초기 투자비 부담이 크다. 따라서 초기 사업비 부담 및 운영 경제성 차원에서 사전 일정 시간 동안의 냉각/가열 방식고 고려할 필요가 있다.

2.3 엔진 배기가스 냉각 시스템

배기가스 냉각 시스템의 설치 목적은 배기가스 온도를 해당 압축기의 최대 운용 온도 이하로 냉각시키고 대기로 방출되는 유해 가스를 최대한 제거하는데 있다.

엔진 배기가스는 최대 온도 2230 K 정도이며 엔진에서 초음속으로 분출됨에 따라 냉각을 위하여서는 고온/초음속의 배기가스를 아음속으로 감속시킨 후 적절한 냉각방식을 통하여 냉각하여야 하며 냉각하여야 할 유량이 매우 큼에 따라 냉각방식의 선정 및 냉각 효율은 운영 경제성에 매우 큰 영향을 끼친다.

따라서, 배기가스 냉각 장치는 제트 이젝터와 배기가스 냉각 장치로 구성되어지며 특히, 제트 이젝터의 압력 회복률은 고도모사 시험설비의 경제성을 결정하는 중요한 구성장치가 된다.

배기가스 냉각 방식은 일반적으로 물분사 방식과 중요한 이를 위하여서는 초음속 배기제트 열교환 방식, 이의 혼합 방식이 있다. 물분사방

식은 물의 증발 잠열을 이용할 수 있다는 면에서 유리하나 대량으로 분사된 물의 회수 및 압축기에 유입되는 수분을 적정 수준까지 사전에 제거 하여야 한다는 문제가 있다. 순수 열교환 방식은 고온에 노출되어지는 열교환기 재료의 고온 내구 문제가 있다. 따라서 초고온 상태에서는 증발 잠열을 최대한 활용할 수 있도록 물분사 방식을 적용한 후 2차로 열교환 냉각하는 방식이 경제적인 것으로 판단 된다.

Table 4. Exhaust gas cooling load with A/B OFF

구 분 시험 모드	배기가스 조건			냉각 부하	
	유량 kg/s	배기 온도		저온 대기 MW	고온 대기 MW
		저온 대기 K	고온 대기 K		
1	29.8	791	888	17	21
2	42.6	845	946	28	32
3	26.7	782	883	15	18
4	42.5	852	957	28	33
5	19.4	764	886	11	13
6	36.2	876	1,017	25	31
7	11.1	803	927	7	8
8	20.4	896	1,073	15	19
9	7.1	859	1,039	5	6
10	9.1	905	1,116	7	9
11	28.3	782	889	6	16

Table 5. Exhaust gas cooling load with A/B ON

구 분 시험 모드	배기가스 조건			냉각 부하	
	유량 kg/s	배기 온도		저온 대기 MW	고온 대기 MW
		저온 대기 K	고온 대기 K		
1	33.8	2,209	2,205	79	74
2	49.8	2,207	2,202	116	106
3	30.0	2,210	2,205	70	65
4	49.5	2,206	2,201	115	106
5	21.4	2,210	2,205	50	47
6	42.0	2,205	2,200	97	89
7	11.8	2,209	2,204	27	26
8	22.4	2,204	2,200	52	49
9	7.3	2,208	2,203	17	17
10	9.5	2,205	2,201	22	21
11	31.8	2,210	2,205	64	66

Table 4, 5는 F404-GE 엔진에 대한 여러 운전 조건에서의 배기가스 온도 및 유량을 Gasturb Ver.9 프로그램을 사용하여 예측하고 그 배기가스를 40℃까지 냉각할 때 필요한 냉각부하를 산출하여 보면 후기연소기 미가동시의 엔진 배기가스의 온도는 782~1,116 K 정도로 예측되어 냉각부하는 5~33 MW 정도로 판단되고 또한, 후기연소기 가동시의 엔진 배기가스의 온도는 2,200~2,210 K 정도로 예측되어 냉각부하는 17~115 MW 정도로 판단되어 졌다.

상기 냉각 부하 산출 결과를 그래프로 나타내어보았다. 다음 그래프로 알 수 있듯이 고도별 엔진운전 조건에 따라 냉각부하의 분포는 넓게 분포하며 특히, 후기연소기 가동여부에 따라 그 격차는 더욱 큼을 알 수 있다.

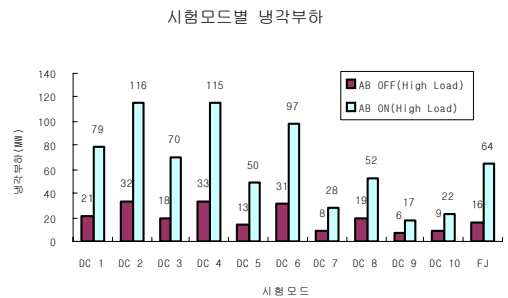


Fig. 1 Cooling load at each test mode

결국, 엔진배기가스의 효율적인 냉각 및 경제적인 운영을 위하여 설계에서 고려하여야 할 가장 중요한 고려 사항은 다음과 같다.

- 1) 모든 시험 조건별로 냉각 부하의 예측
- 2) 물분사 및 열교환기기의 냉각 부하 배분
- 3) 이에 따른 물분사 수량 및 냉각 수량제어
- 4) 배기 이적터의 압력회수율 및 덕트 냉각

3. 결 론

고도 및 비행모사 시험설비를 위한 전체 사양을 결정하기 위하여 시험부를 중심으로 한 주요 설비 개발 고려사항은 다음과 같다.

- 1) 시험부의 온도와 압력조건 고려한 설계
- 2) 엔진소요 연료량의 급격한 변화 대응 및 정확한 유량 측정
- 3) 가열/냉각의 경제성 및 운영 안전성
- 4) 배기 이젝터의 최적화 설계 (초기 투자 고려)
- 5) 엔진 배기가스 냉각 효율성, 냉각 안정성

참 고 문 헌

1. 청문각, 가스터어빈 엔진, 홍용석저, 2001
2. Blackwell, Gas Turbine Performance, P.P. Walsh & P. Fletcher, 2004
3. AIAA, Elements of Performance : Gas Turbines and Rockets, Macttingly, 2006.
4. P&WC, Aeronautical Vestpocket Handbook, 2007
5. P&WC, Engine Test Cell Planning Manual, 2007
6. NASA, Design, Installation, and Evaluation of an Altitude Test Facility Modification, 1998
7. NASA, NASA Lewis Propulsion Systems laboratory Customer Guide Manual, 1994.
8. ASME, Section VIII, Rules for Construction of Pressure Vessels, Div 1, 1995
9. Wiley, Fundamental of Heat and Mass Transfer, Flank P. Incropera, 2003
10. USAVLABS Technical Report, 1967-08