

가스터빈엔진 고공성능시험설비의 측정불확도 개선

윤민수* · 양인영* · 전용민* · 양수석*

Improving the Measurement Uncertainty of Altitude Test Facility for Turbine Engines

Minsoo Yoon, Inyoung Yang, Youngmin Jun and Sooseok Yang

Key Words: Altitude Test Facility(고공환경시험설비), Gas Turbine Engine(가스터빈엔진), Measurement Uncertainty(측정불확도), Air Flow(공기유량), Net Thrust(순추력)

Abstract

An Altitude Engine Test Facility(AETF) was built at the Korea Aerospace Research Institute in October 1999 and has been being operated for altitude testing of the gas turbine engines of 3,000 lbf class or less. The AETF has been calibrated using several engines such as J69 engine of Teledyne Co. as a facility checkout engine. Based on the test results, uncertainty analyses on the air flow rate and thrust were performed according to ASME PTC 19.1-1998. As the analyses showed that the level of uncertainty was not satisfactory over the whole operating envelop, several modifications of the facility and testing method were made in order to improve the measurement uncertainty. As a result, the uncertainty of the air flow measurement was improved by 0.1% over all the test conditions, and the net thrust measurement by upto 3%. The improved measurement uncertainties of air flow and thrust are 0.68-0.73% and 0.4-1.3%, respectively.

	기호설명		
B	계통 오차	02	Slip seal 배관 내부 조건
C _d	유량계 배출계수	05	엔진 입구의 레이크 설치 단면
d	유량계 목직경	9	엔진 노즐 출구 조건(시험부 조건)
F	Thrust, Force	G	Gross Value
S	우연 오차	LC	Load cell
UPC	Uncertainty Percentage Contribution	N	Net Value
W _A	공기유량	S	Static Value
Y	팽창계수		
ΔP	유량계 차압		
β	유량계 목직경의 배관직경에 대한 비		
ρ	공기밀도		

[아래 첨자]

00	안정실 조건
01	Slip seal 배관 외부 조건

1. 서론

고공환경 시험설비는 엔진의 주위 조건을 실제 고공환경에 가깝도록 만들어 주고, 공기역학적, 열역학적, 구조역학적 성능 해석을 위해 장착된 센서로부터 힘, 압력, 온도, 진동, 유량 등을 측정/분석하여 엔진의 성능, 운용성, 내구성 및 안전성 등을 파악하기 위해 사용되는 시험설비로서 시험 시간과 비용의 절감 등 여러 가지 장점이 있어 실제 비행시험보다 널리 사용되고 있다.

한국항공우주연구원은 1999년 10월에 추력 3,000 lbf 급 고공환경 시험설비인 Altitude Engine

* 한국항공우주연구원 터보기계연구그룹

Test Facility(AETF)를 갖추고 소형 가스터빈엔진의 고공환경 성능시험에 이를 활용하고 있다.[1] 그 동안 인수시험용으로 사용된 Teledyne사의 J69 엔진을 포함하여 여러 엔진에 대한 고공환경 성능시험을 수행하였고, 가스터빈엔진의 주요 성능변수인 공기유량, 추력, 연료소모율에 대해서 ASME PTC[2]를 주로 참조하여 측정불확도를 전 운용영역에서 분석한 바 있다.[3] 분석된 결과를 바탕으로 시험 설비, 시험 방법 및 데이터 처리 방법 등을 수정하였고, 그 결과 주요 성능변수의 측정불확도를 다소 향상시킬 수 있었다. 본 논문에는 공기유량과 추력의 측정불확도 개선을 위해 수정된 시험설비, 시험방법 및 데이터 처리방법과 개선된 측정성능에 대해서 언급하였다.

2. 본 론

2.1 공기 유량계 측정불확도 개선

AETF에서 공기유량을 측정하는데 아음속 벤츄리 유량계(Badger Meter Inc., Model BVF-IF 19.370×11.000)를 사용하고, 식(1)을 이용하여 공기유량을 계산하였다.[4]

$$W_A = \frac{\pi d^2}{4} C_d Y \sqrt{\frac{2\rho\Delta P}{1-\beta^2}} \quad (1)$$

공기유량을 계산하는데 사용되는 주요 측정값의 계통오차와 우연오차를 표 1에 나타내었다.

표 1 B and S of air flow

Parameter	B _i	2S _i
Total Pressure	0.071% R	5.7 Pa
Differential Pressure	0.022% R	1.7 Pa
Total Temperature	2.7℃	0.1 ℃
Throat Diameter	0.14mm	0
Duct Diameter	1.0mm	0
Discharge Coefficient	0.63% R	0
Expansion Factor	0.001	0
Slip Seal Leakage	0.004 kg/s	0

표 1에 제시된 값은 전 측정범위에서 오차의 최대값을 나타내고, R이 표기된 것은 측정값에 대한 비율임을 의미한다.

계통오차에는 센서의 측정에서 데이터가 컴퓨터에 저장되는 전과정에서 발생 가능한 오차를 반영하였다. 압력은 MKS사의 690A/698A로 측정하였고, 온도는 RTD로 측정하였다. 압력 측정계통의 경우 센서의 측정오차가 계통오차의 대부분을 차지하지만, 온도의 경우에는 측정센서의 오차와 더불어 온도의 분포특성이 계통오차의 상당부분을 차지하였다. 배관 내의 온도분포는 그림 1과 같이 배관으로의 열손실 때문에 불균일하지만, 유량 계산에 사용되는 온도는 배관 한 가운데에 설치된 센서에 의해 결정되므로 이에 따른 측정 오차가 추가로 발생하게 된다. 그림 1은 유량계 하류에 설치되어 있는 안정실에서 측정한 온도 분포이다.

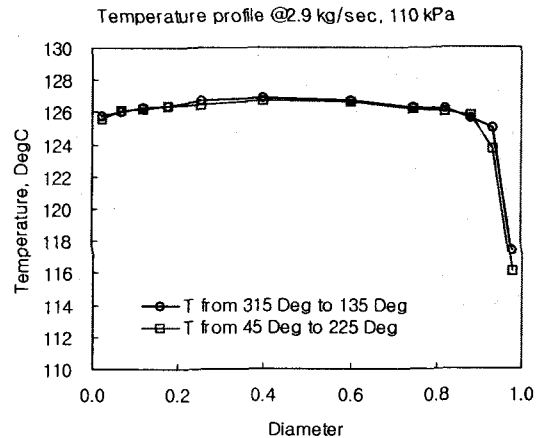


그림 1 Stilling chamber temperature distribution

벤츄리 목직경의 계통오차는 271K에서 측정값인 0.2794m에 공기온도 변화에 따른 열팽창을 고려해서 결정하였는데, 여기에서 계통오차는 측정값의 최소 유효숫자와 10%로 가정한 열팽창계수의 오차를 근거로 결정하였다. 배관 직경의 경우도 유사한 방법으로 결정하였다. 팽창계수의 계통오차는 유량계의 압력범위와 온도영향 등을 고려하여 결정하였다.

우연오차는 압력과 온도의 경우 측정요소의 변화주기를 고려하여 5초 동안 저장된 50개의 데이터로부터 구한 평균값의 표준편차와 포함인자를 고려하여 결정하였고, 목직경, 배관직경, 배출계수, 팽창계수의 우연오차는 0으로 정하였다. 포함

인자는 측정량을 고려하여 2로 하였다.

표 1을 바탕으로 여러 가지 시험조건에서 공기 유량의 확장불확도와 UPC를 계산하여 그림 2에 나타내었다. 그림 1에서 왼편의 4가지는 시험설비 개선 전의 확장불확도와 UPC 분포를 나타내고, 오른편의 4가지는 개선 후의 값들을 나타낸다.

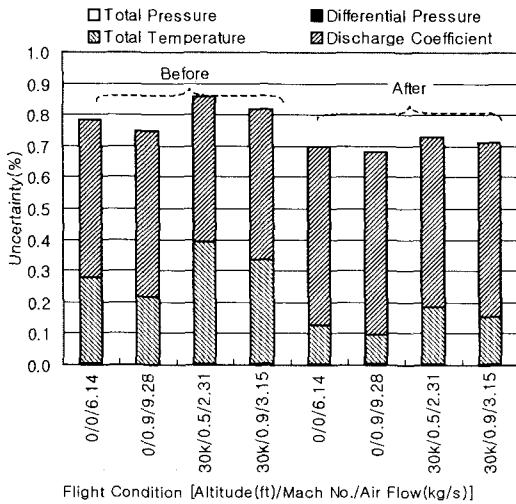


그림 2 Expanded uncertainty and UPC distribution of air flow

공기유량의 측정불확도 분석을 통해 유량계의 배출계수와 측정 온도가 공기유량 측정불확도의 대부분을 차지함을 알 수 있었다. 그런데, 유량계 배출계수는 CEESI(Colorado Engineering Experiment Station, Inc.)에서 이미 교정한 상태로 아음속 유량계로서는 더 이상 측정오차를 줄이는 어렵다. 유량계 배출계수의 추가적인 개선을 위해서는 불확도가 0.2% 정도인 초음속 유량계를 사용하는 방법이 필요하지만, 초음속 유량계는 유량계에서 발생하는 압력손실이 크기 때문에 고압의 압력공급장치가 필요하게 되어 설비에 대한 투자비용과 시험비용이 증가한다는 단점이 있다.

따라서, 공기유량의 UPC 분포에서 두 번째 큰 비중을 차지하는 온도의 측정 방법을 수정하였다. 앞서 언급한 바와 같이 온도의 측정오차는 온도의 불균일한 분포에 기인하는 것이 적지 않으므로, 온도 분포를 보다 정확하게 측정하도록

반경방향으로 등면적 간격의 5개 온도 측정 센서(T형 열전대)를 장착된 측정레이크로 교체하였다. 이를 통해 측정온도의 측정오차를 1℃ 만큼 감소시킬 수 있었으며, 공기 유량의 측정불확도는 전 시험영역에 0.1% 정도 감소하였다.

2.2 추력 측정불확도 개선

엔진의 총추력은 엔진노즐의 출구단면에 작용하는 힘이고, 순추력은 총추력에서 비행속도에 의한 입구 공기 모멘텀을 제외한 것이다. AETF 시험부에 설치된 엔진 주위에 제어표면을 설정하고 제어표면에 작용하는 힘을 표시하면 그림 3과 같고, 작용하는 힘의 관계식을 통해 식(2)와 같이 총추력을 계산할 수 있다.[5]

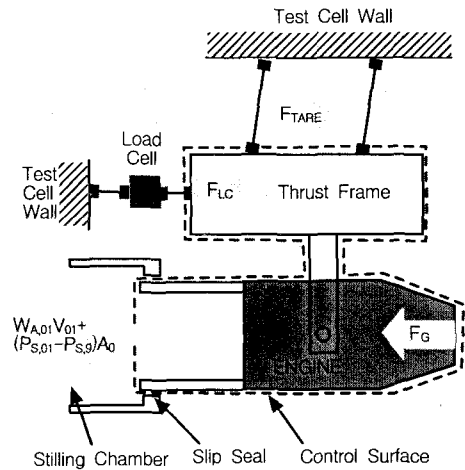


그림 3 Control surface around the engine

$$F_G = F_{LC} + F_{TARE} + W_{A,01} V_{01} + (P_{S,01} - P_{S,9})A_{01} + (P_{S,02} - P_{S,9})A_{02} \quad (2)$$

식(2)에서 F_{LC} 는 로드셀(Interface, Model 1100)로 측정된 값이고, F_{TARE} 는 tare load로서 추력지지대와 여러 가지 인터페이스에 의한 저항력을 의미하고, 연료 배관, 데이터 측정용 배선, 시동공기 공급배관 등의 저항력이 포함된다.

$W_{A,01}$ 은 공기유량계의 측정값을 사용하였다. V_{01} 과 $P_{S,01}$ 은 안정실로부터 slip seal 상류면까지 손실이 없는 등엔트피과정을 거친다고 가정하여 구하였으나, 실제의 경우는 안정실에서 엔진 입구까지 1% 정도의 전압력 손실이 발생하고 이로

인해 엔진 입구의 비행조건에 차이가 발생하게 되므로 엔진 입구에서 전압력과 정압력을 측정하도록 그림 4와 같이 엔진 입구배관을 변경하였다.

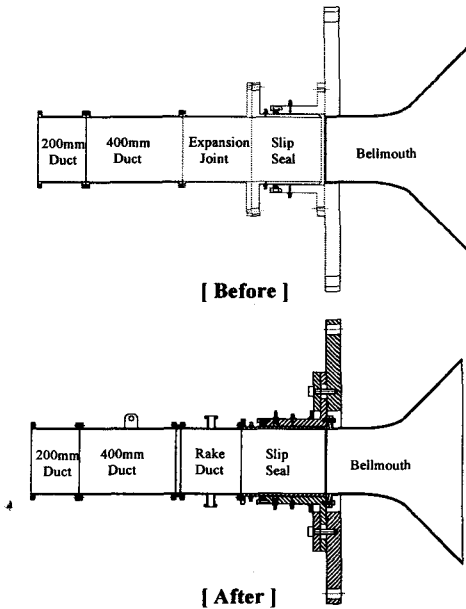


그림 4 Engine inlet duct system

기존의 엔진 입구배관 구성에서는 배관의 열팽창과 입구배관의 조립성을 고려해 설치된 expansion joint의 내부 형태, 동심도를 측정하기 어려운 slip seal, 각각의 플랜지 조립에 사용되는 가스켓 등에 의한 유동분포 교란이 적지 않았고, 엔진 입구조건의 측정도 생략되어 있어 측정불확도를 증가시키는 원인이 되었다. 이러한 문제를 해결하기 위해 가스켓은 o-ring으로 대체하였고, expansion joint를 생략하고 대신 엔진 입구의 압력과 온도를 측정하기 위한 rake duct를 추가하였으며, slip seal을 수정해서 동심도와 조립성 문제를 해결하였다.

공기유량과 마찬가지로 4가지 시험조건에서 순추력과의 확장불확도와 UPC를 계산하여 그림5에 나타내었고, 그림 5의 첫 번째 시험조건에서 사용된 주요 측정값의 계통오차를 시험설비 개선 이전과 이후를 비교하여 표 2에 나타내었다.

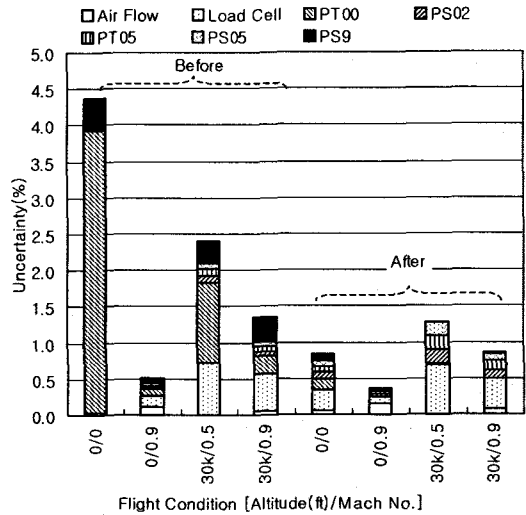


그림 5 Expanded Uncertainty and UPS distribution of net thrust

표 2 B_i and S_i of net thrust

측정변수	개선 전 B_i	개선 후 B_i
공기유량	0.0482 kg/s	0.0428 kg/s
로드셀	15 N	10 N
PT00	675 Pa	30 Pa
PS02	100 Pa	100 Pa
PT05	100 Pa	100 Pa
PS05	100 Pa	100 Pa
PS9	311 Pa	30 Pa

안정실과 시험부에서 측정된 압력은 각각 비행속도와 비행고도의 제어로직에 피드백으로 사용되므로 시험설비의 운용한계에 맞추어 선정되었다. 이 때문에 안정실 압력의 UPC가 비교적 컸으며, 특히 지상정지조건 부근에서는 안정실과 시험부 압력의 측정오차가 비행속도에 큰 영향을 미치기 때문에 순추력의 오차가 급격히 증가하는 경향을 보였다. 이러한 문제를 해결하기 위해 제어용 센서와는 별도로 정밀한 압력 측정센서를 추가로 설치하였다.

그리고, 비행고도 제어로직과 시험부 내부의 유동 특성에 시험부 내부의 압력이 일정 주기로 진동하는 특성이 발견되었는데, 이 때문에 시험부 압력의 우연오차가 커지게 되었다. 이 문제는

시험 과정에서 비행조건이 설정되면 비행고도 제어로직의 실행을 일시 중지하고 수동제어로 바뀌어 데이터를 저장하는 식으로 시험방법을 변경하여 해결하였다.

이와 같은 과정을 통해 AETF에서 측정되는 순추력의 측정불확도는 최고 3% 정도까지 개선되어 전체 시험영역에서 0.4-1.3% 정도의 측정불확도를 갖는 것으로 분석되었다.

3. 결론

AETF에서 고공환경 성능시험을 수행하는 엔진의 주요 측정변수인 공기유량과 순추력에 대한 측정오차 분석을 수행하였고, 분석된 결과를 바탕으로 시험설비와 시험방법 등을 수정하여 측정불확도를 개선하였다. 그 결과 공기유량의 측정불확도는 0.1% 정도 향상되어 전체 시험영역에서 0.68-0.73%의 측정불확도를 갖는 것으로 분석되었고, 순추력의 경우는 최고 3%까지 개선되어 전체 시험영역에서 0.4-1.3% 정도의 측정불확도를 갖는 것으로 분석되었다.

참고문헌

- [1] 이대성, 차봉준, 한영민, 윤민수, 김춘택, 고영성, 2000, "한국항공우주연구소 가스터빈 엔진 요소부품 및 시스템 성능시험기", 한국항공우주학회지, 제28권 제1호
- [2] 윤민수, 양수석, 이대성, "가스터빈엔진의 고공환경성능의 측정불확도 분석", 2001, 한국항공우주학회지, 제29권 제1호
- [3] American National Standards Institute/ American Society of Mechanical Engineers, 1998, "Test Uncertainty", PTC 19.1-1998, ASME
- [4] Measurement of fluid flow by means of pressure differential devices - Part 1, 1991-12-15, ISO5167-1
- [5] Eugene E. Covert, 1985, "Thrust and drag: its prediction and verification", Progress in

astronautics and aeronautics; Vol. 98, AIAA

- [6] International Organization for Standardization, 1993, "Guide to the Expression of Uncertainty in Measurement", ISBN 92-67-10188-9, ISO [Corrected and reprinted, 1995]
- [7] American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995, "Assesment of Wind Tunnel Data Uncertainty", AIAA Standard S-071-1995, AIAA
- [8] H. W. Coleman and W.G. Steele, 1999, "Experimentation and Uncertainty Analysis for Engineers", John Wiley & Sons