

가스터빈엔진 고공성능시험설비의 측정불확도 개선

이대성* · 양인영* · 전용민* · 김춘택* · 양수석*
(2001년 12월 17일 접수, 2002년 8월 26일 심사완료)

Improving the Measurement Uncertainty of Altitude Test Facility for Gas Turbine Engines

Daesung Lee, Inyoung Yang, Yongmin Jun, Chuntaek Kim 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 gas turbine engines of 3,000 lbf class or less. The AETF has been calibrated using several engines such as J69 of Teledyne Co. as a facility checkout engine. Uncertainty analyses on the air flow rate and thrust were performed using the test results, according to ASME PTC 19.1-1998. Several modifications on the facility and test method were made in order to improve the measurement uncertainty to a satisfactory level over the whole operating envelop. Spatial distributions of pressure and temperature were measured, sensors were substituted by more accurate ones, inlet duct was modified to refine the flow quality, and pressure control logic was revised to remove the cell pressure fluctuation. 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 up to 3%. The improved measurement uncertainties of air flow and thrust are 0.68~0.73% and 0.4~1.3%, respectively.

기호설명		UPC	
B_r	: 계통 오차(Systematic error)		: 불확도 기여도
C_d	: 배출계수(Discharge coefficient)	U_r	: 확장 불확도(Expanded uncertainty)
D	: 덕트 직경	V_∞	: 비행 속도(Flight speed)
d	: 목 직경(Throat diameter)	W_A	: 공기 유량
F	: 추력	X	: 측정 변수값
k	: 포함 인자(Coverage factor)	Y	: 팽창 계수(Expansion factor)
P	: 압력	β	: 목직경의 배관직경에 대한 비
ΔP	: 차압	γ	: 비열비(Specific heat ratio)
R	: 측정 결과	ρ	: 공기 밀도
r	: 추정값		하첨자
T	: 온도	0	: 안정실 배관 내부 조건
S_r	: 우연 오차(Random error)	01	: Slip seal 배관 외부 조건
		02	: Slip seal 배관 내부 조건
		05	: 엔진 입구의 레이크 설치 단면
		9	: 엔진 노즐 출구 조건(시험부 조건)
		G	: Gross Value
		LC	: 로드 셀 측정값
		N	: Net Value

+ 책임저자, 회원, 한국항공우주연구원 추진기관연구부

E-mail : dslee@kari.re.kr

TEL : (042)860-2330 FAX : (042)860-2626

* 한국항공우주연구원 터보기계연구그룹

S : Static Value
T : Total Value

1. 서 론

항공용 엔진은 대개 높은 고도에서 작동되며, 고공환경은 지상에 비해 대기 온도 및 압력과 밀도가 매우 낮다. 이러한 고공환경에서 작동하는 엔진은 외부 압력과 온도 변화에 따라 공기역학적, 열역학적 특성이 달라지므로, 그 성능이 지상 성능과 크게 다르게 된다.

고공환경 시험설비는 엔진의 운전 조건을 실제 고공환경에 가깝도록 만들어 주고, 장착된 각종 센서로부터 힘, 압력, 온도, 진동, 유량 등을 측정·분석하여 엔진의 공기역학적, 열역학적, 구조역학적 성능을 해석하고 운용성, 내구성, 안전성 등을 파악하기 위해 사용되는 시험설비로서, 시험 시간과 비용의 절감 등 여러 가지 장점이 있어 실제 비행시험보다 널리 사용되고 있다. 한국항공우주연구원은 1999년 10월에 추력 3,000lbf 급 고공환경 시험설비(Altitude Engine Test Facility; AETF)를 갖추었으며, 그 동안 인수 시험용으로 사용된 Teledyne 사의 J69 엔진을 포함하여 여러 소형 가스터빈엔진의 고공환경 성능시험에 이를 활용하고 있다.⁽¹⁾

Fig. 1은 항공우주연구원의 설비와 같은 직결형(direct-connected type) 고공환경시험설비의 개념도이다. 엔진은 테스트 셀 내부의 추력 지지대(thrust frame)에 매달려 있다. 엔진 입구와 연결된 입구 덕트로부터 엔진으로 공기가 공급되는데, 이 입구 공기의 압력 및 온도(P_0, T_0)를 조절함으로써 엔진의 비행 속도를 모사한다. 또한 엔진이 들어있는 테스트 셀 내부의 압력(P_{S_0})을 조절함으

로써 고고도 환경을 모사하게 된다.

이러한 가스터빈엔진의 성능시험에서 가장 중요한 성능인자는 공기유량, 순추력 및 연료소모율이다. 따라서 이들 인자의 측정 불확도(measurement uncertainty)를 어느 수준 이내로 유지하는 것은 엔진 성능시험에 있어 필수적인 사항이다. 본 AETF에 대해서는 이미 문헌 (2)~(5)의 방법을 따라 설비의 전체 운용영역에서 이들 인자의 측정 불확도가 분석되어 그 결과가 문헌(6)에 발표된 바 있는데, 본 논문에서의 논의 전개와 관련하여 주요 내용을 아래에 정리하였다.

일반적으로 측정 결과는 측정불확도를 포함하여 식 (1)과 같이 나타내게 되는데,

$$R = r \pm U_r \quad (1)$$

여기에서 r 은 추정값을 나타내고, U_r 은 확장불확도로서 식 (2)와 같이 정의된다.

$$U_r = k \sqrt{\left(\frac{B_r}{2}\right)^2 + S_r^2} \quad (2)$$

여기에서 B_r 은 계통오차(systematic error)로서, 측정 센서의 교정이나 설치, 또는 측정 데이터 처리 과정에서 발생하는 오차와 같이 반복측정과 무관하게 일정한 값을 가지는 오차를 의미한다. S_r 은 우연오차(random error)로서, 측정값의 불안정성이나 반복시험에 의해 나타나는 오차로, 보통 모평균의 실험 표준오차를 사용한다. k 는 포괄인자(coverage factor)로서, 2~3의 값을 갖는다.

측정불확도 분석과정에서 어떤 추정값 r 이 여러 개의 측정 변수값 X_i 로부터 계산되고,

$$r = r(X_1, X_2, \dots, X_n)$$

X_i 의 불확도가 U_i 로 평가될 때, 각 변수에 의한 불확도 기여도(Uncertainty Percentage Contribution; UPC)는 식 (3)으로 정의된다.

$$UPC_i = \frac{(\partial r / \partial X_i)^2 U_i^2}{U_r^2} \times 100 \quad (3)$$

이는 각 측정요소의 불확도가 전체 불확도에서 차지하는 비중을 백분율로 나타낸 것으로, 각 측정요소의 영향을 평가하는 기준이 된다. 따라서 각 성능인자별로 UPC가 가장 높은 측정요소들을 가려내어 이들의 측정오차를 낮추면 각 성능인자

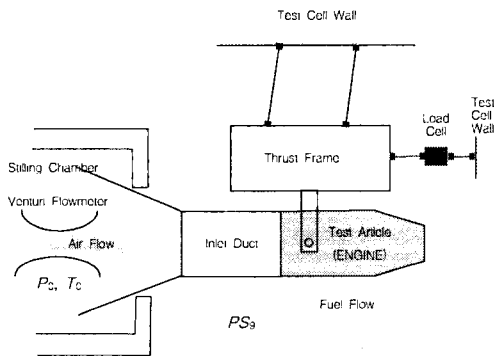


Fig. 1 A schematic of AETF test cell

들의 측정불확도를 효율적으로 개선할 수 있다.

본 AETF에서는 주요 성능인자인 공기유량 및 순추력에 대해 이와 같은 방법으로 측정불확도 개선 방안을 도출하고, 이 방안에 따라 시험설비, 시험방법 및 데이터 처리방법 등을 개선하는 연구가 수행되어 왔다. 본 논문에서는 그 과정과 결과에 대하여 논의하고자 한다.

2. 공기유량의 측정불확도 개선

2.1 기존 방법의 분석

본 AETF에서는 공기유량 측정에 아음속 벤츄리 유량계(Badger Meter Inc., BVF-IF 19.370×11.000 모델)를 사용한다. 공기유량 계산에는 식 (4)를 사용하는데,⁽⁷⁾

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

유량계 직경비 β 를 결정하기 위해 목직경 및 덕트 직경을 측정하고, 공기 밀도 ρ 를 결정하기 위해 압력 및 온도를 측정한다. 따라서 공기유량 계산에 사용되는 측정요소는 총 8개가 된다. 이들의 계통오차, 우연오차 및 이를 바탕으로 산정한 UPC를 Table 1에 나타내었다.⁽⁶⁾

여기에 제시된 값은 전체 측정범위에서의 오차의 최대값이며, R이 표기된 것은 측정값에 대한 비율임을 의미한다.

실제로 각 요소의 UPC는 시험조건에 따라 달라지는데, 본 AETF의 운용 극한점인 네 가지 엔진시험조건(지상 정지 조건(0kft/마하 0.0), 지상

고속 조건(0kft/마하 0.9), 고고도 저속 조건(30kft/마하 0.5), 고고도 고속 조건(30kft/마하 0.9))에서 분석한 결과, 유량계 배출 계수의 UPC가 54~70%, 유량계 공기 온도는 28~45% 범위로, 전체 시험조건에 걸쳐 가장 높았다. 그 외의 인자는 0~1.2%로서 공기유량 측정불확도에는 거의 영향을 미치지 않는 것으로 나타났다.

2.2 개선 방안 수립 및 개선 결과

위와 같은 논의로부터 공기유량의 측정 불확도를 개선하기 위해서는 배출 계수 및 공기 온도의 측정 오차를 개선하는 것에 집중하는 것이 타당할 것으로 판단되었다. 그런데 유량계 배출 계수는 기존에 엄밀한 교정을 거쳐 사용해왔으며, 아음속 유량계로서는 그 측정오차를 더 줄이는 것이 불가능하였다. 유량계 배출 계수를 더 개선하기 위해서는 배출 계수의 불확도가 0.2% 정도인 초음속 유량계를 사용해야 하지만, 초음속 유량계는 유량계에서 발생하는 압력손실이 크기 때문에 입구 공기가 더욱 고압으로 공급되어야 하고, 따라서 설비투자비용과 시험비용이 증가한다는 단점이 있다. 따라서 공기유량의 UPC 분포에서 두 번째로 큰 비중을 차지하는 유량계 공기 온도의 측정 방법을 수정하는 것으로 측정불확도 개선을 도모하였다.

공기유량 계산에 사용되는 온도는 유량계 배관의 중심부에 위치한 1개의 센서에 의해 결정된다. 그러나 실제로는 유량계 배관을 통한 열손실로 인하여 온도의 반경방향 분포가 불균일하다. Fig. 2는 유량계에 근접한 안정실 내에서 반경방

Table 1 B_i & S_i of air flow measurement(Yoon et al.⁽⁶⁾)

Parameters	B_i	$2S_i$	UPC*
P	0.071%R	5.7Pa	0.3%
ΔP	0.022%R	1.7Pa	0.2%
T	2.7°C	0.1°C	36.6%
d	0.14mm	0	1.5%
D	1.0mm	0	0.0%
C_d	0.63%R	0	58.5%
Y	0.001	0	1.5%
Slip seal leakage	0.004kg/s	0	0.2%

*representative value, calculated at SLS condition

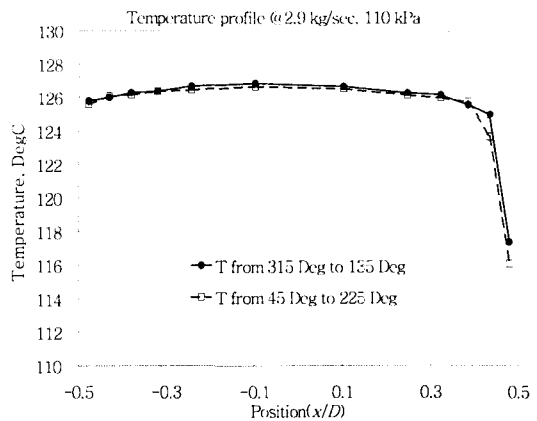


Fig. 3 Stilling chamber temperature distribution

향으로 12지점에서 측정한 온도 분포로서, 유량계 내부 온도 분포가 균일하지 않음을 간접적으로 확인할 수 있다. 따라서 유량계 공기 온도는 이렇게 여러 반경에서 측정한 온도를 면적 가중 평균(area-weighted average)하여야 한다. Fig. 2의 경우 이렇게 계산한 평균 온도와 배관 중심 1지점에서 측정한 온도의 차이가 2.5℃에 이르러, 이것이 오차의 가장 큰 요인이 되었다.

따라서 안정실에 7개의 T형 열전대 센서가 등면적으로 장착된 레이크(rake)를 제작·설치하여 (Fig. 3) 면적 평균된 온도를 구하고, 이를 유량계 공기 온도로 사용하도록 설비를 개선하였다.

이러한 개선 과정을 통해 온도의 측정오차를

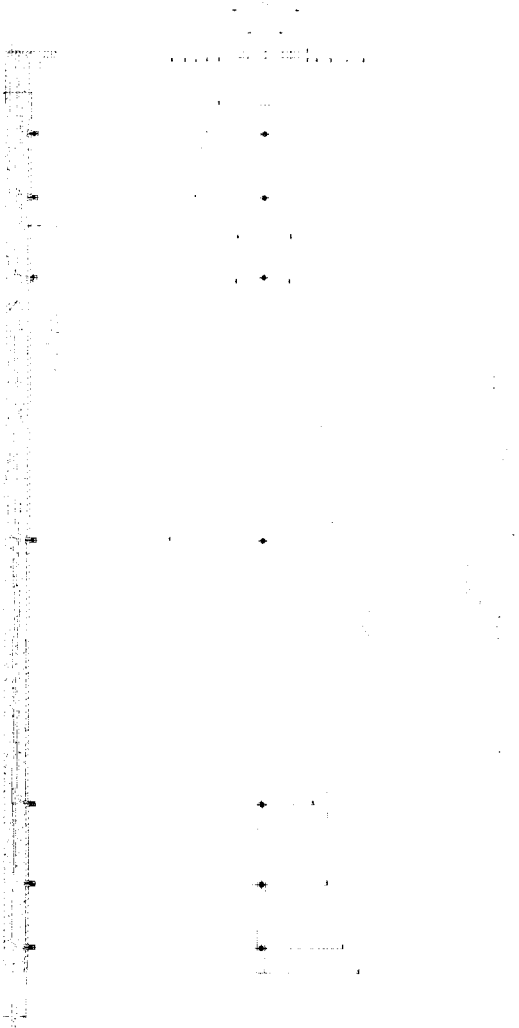


Fig. 4 Stilling chamber total temperature rake

약 2.7℃에서 1.7℃로 1℃만큼 감소시킬 수 있었으며, 공기유량의 측정불확도는 전 시험영역에 걸쳐 평균 0.1% 정도 개선되었다. Fig. 4에 설비 개선 전·후의 불확도 및 UPC 분포를 나타내었다.

3. 추력 측정불확도 개선

3.1 기존 방법의 분석

Fig. 5는 본 AETF의 시험부에 엔진이 설치되었을 때, 추력 계산에 사용되는 제어 표면(control surface)과, 그 제어 표면에 작용하는 힘을 나타낸다. 이 힘의 관계식을 통해 식 (5) 및 식 (6)과 같이 엔진의 총추력(gross thrust) 및 순추력(net thrust)을 계산할 수 있다.⁽⁸⁾ 여기에서 총추력은 엔

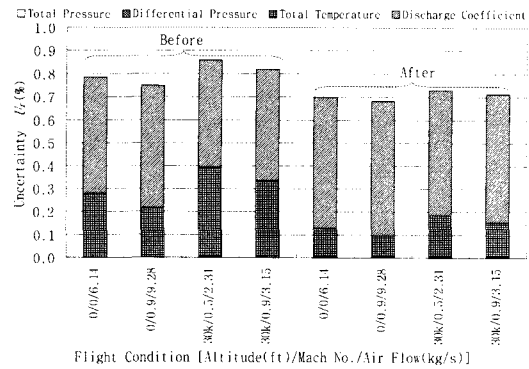


Fig. 4 Uncertainty and UPC distribution of air flow

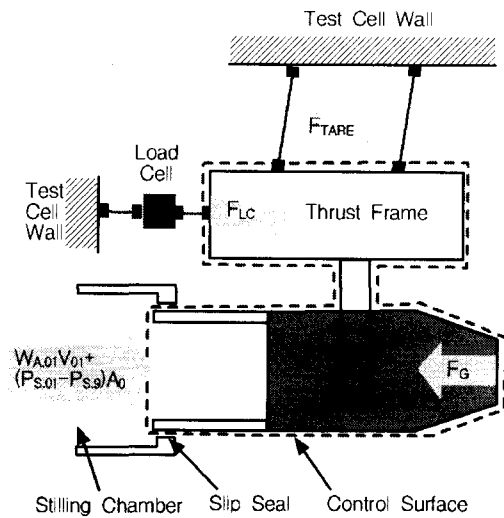


Fig. 5 Control surface around the engine

진 노즐의 출구단면에 작용하는 힘이고, 순추력은 총추력에서 비행속도에 의한 입구 공기 모멘텀을 제외한 것이다.

$$F_G = F_{LC} + F_{TARE} + W_{A,0} V_0 + (P_{S,0} - P_{S,9}) A_0 \quad (5)$$

$$F_N = F_G - W_{A,0} V_\infty \quad (6)$$

식 (5)에서 F_{LC} 는 로드셀(Interface, 1110U 모델)로 측정된 값이다. F_{TARE} 는 자중력(tare load)으로서, 추력 지지대 및 연료 배관, 데이터 측정용 배선, 엔진 시동공기(start air) 공급배관 등 여러 가지 인터페이스에 의한 저항력을 의미한다. V_0 은 입구 배관의 공기 유속, 및 V_∞ 는 모사된 비행 속도로서, 식 (7) 및 식 (8)로 계산된다.

$$V_0 = \sqrt{\frac{2\gamma RT_{T,0}}{\gamma-1} \left(\frac{P_{S,0}}{P_{T,0}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left[\left(\frac{P_{T,0}}{P_{S,0}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (7)$$

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2\gamma RT_{T,0}}{\gamma-1} \left(\frac{P_{S,9}}{P_{T,0}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left[\left(\frac{P_{T,0}}{P_{S,9}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (8)$$

결과적으로 순추력을 계산하는 데에는 총 7개의 측정요소가 필요하며, 그 계통오차, 우연오차 및 UPC를 Table 2에 정리하였다.⁽⁶⁾

공기유량의 경우와 동일한 4가지 시험조건에서 순추력의 불확도 및 UPC를 분석한 결과, 불확도의 가장 큰 요인은 안정실 압력 $P_{T,0}$, 셀 압력 $P_{S,9}$ 및 로드 셀 측정 힘 F_{LC} 인 것으로 분석되었다⁽⁶⁾. 따라서 이 세 가지 요소를 정확히 측정하는 것이

Table 4 B_i & S_i of net thrust measurement(Yoon et al.⁽⁶⁾)

Parameters	B_i	$2S_i$	UPC*
$W_{A,0}$	0.0482kg/s	0.001kg/s	0.0%
$P_{T,0}$	675Pa	10Pa	85.0%
$T_{T,0}$	2.5°C	1.0°C	0.0%
$P_{S,9}$	300Pa	50Pa	14.6%
$P_{S,0}$	675Pa	10Pa	0.35%
F_{LC}	10N	2N	0.0%
A_0	0.1%R	0	0.0%

*representative value, calculated at SLS condition

순추력의 측정불확도를 개선하는 가장 효율적인 방안인 것으로 평가되었다.

다만 이 세 가지 인자의 UPC는 시험 조건에 따라 크게 달라지는 것으로 분석되었다. 엔진 입구 전압력과 대기 압력의 차가 가장 작은 지상 정지 조건에서는 $P_{T,0}$ 의 UPC가 대부분을 차지하며, 로드 셀에 의한 측정값이 가장 작은 고고도 저속 조건에서는 F_{LC} 의 UPC가 가장 컸다. $P_{S,9}$ 는 모든 시험 조건에서 고른 UPC를 나타내었다.

3.2 개선 방안 수립 및 개선 결과

순추력의 측정불확도 개선을 위하여 다음과 같은 몇 가지 방안을 수립하였다. 첫째, 위에서 언급한 세 가지 인자에 대해 측정오차가 낮은 센서를 도입하여 계통오차를 줄인다. 둘째, 우연오차를 줄이기 위하여 입구 배관을 개선하고 셀 압력 제어 로직을 변경한다. 셋째, 추력 계산에 사용되는 제어 표면을 보다 엄밀하게 정의하여 센서를 추가하고, 이에 따라 식 (5) 및 식 (6)을 개선한다.

(1) F_{LC} 의 측정 개선 : 고고도 저속 조건에서의 불확도를 줄이기 위해, 시험 대상 엔진의 최대 추력에 따라 이에 맞는 측정 범위의 로드셀을 사용하기로 하였다. 이에 종래의 로드셀 시스템과 비교해 최대 측정 범위가 50%인 로드셀 시스템을 추가로 갖추었다.

(2) $P_{T,0}$ 및 $P_{S,9}$ 의 측정 개선 : 종래에 이 요소들의 UPC가 컸던 것은, 이들이 각각 설비의 비행속도와 고도를 제어하는 로직의 피드백 입력으로 사용되므로, 종래에는 시험설비의 운용한계에 맞추어 센서의 정확도를 선정하였기 때문이다. 따라서 이 요소들의 측정에 설비제어용 센서와는 별도로 정밀도가 높은 센서를 사용함으로써 불확도를 대폭 개선하였다.

(3) 입구배관의 개선 : 기존의 엔진 입구배관 구성에서는 배관의 열팽창과 엔진의 장착성을 고려해 팽창 조인트(expansion joint) 및 슬립 실(slip seal)을 사용해왔다. 그러나 슬립 실의 경우 배관의 내부 형태나 동심도(concentricity)를 측정하기 어려우며, 각각의 플랜지를 조립하는 데에 사용되는 개스킷 또한 유동분포를 교란하여 측정불확도를 증가시키는 원인이 되었다. 이러한 문제를 해결하기 위해 입구 배관 전체를 Fig. 6과 같이 수정하였다. 기존의 팽창 조인트를 생략하고, 개

스킷은 O-ring으로 대체하였으며, 슬립 실을 수정하여 동심도와 조립성 문제를 해결하였다. 팽창 조인트를 생략함으로써 발생하는 장착성 문제는 엔진 장착용 치구를 새롭게 설계·제작하여 도입함으로써 해결하였다.

(4) 셀 압력 제어 로직 개선 : 엔진시험 시 비행고도 설정은 셀 내부의 압력을 설정함으로써 이루어지는데, 이 압력을 제어하는 제어 로직 및 셀 내부의 유동 특성으로 인해 이 압력이 약 6.5 초 주기, 평균 압력값 대비 1.2% 정도의 폭으로 진동하는 특성이 발견되었다. 이는 직접적으로 $P_{S,9}$ 의 우연오차가 커지는 요인이 되며, 전체 설비의 측정불확도에도 악영향을 미친다. 이러한 영향을 없애기 위해, 비행조건이 설정되면 비행고도를 제어하는 제어 로직의 실행을 일시적으로 중단하고 수동으로 비행고도를 제어하면서 시험 데이터를 저장하는 식으로 엔진시험의 시험방법을 변경하였다.

(5) 추력 계산을 위한 제어 표면 개선 : 기존에 추력 계산을 위한 제어 표면은 몇 가지 문제가 있었다. 첫째, 엔진 입구가 정의되는 단면이 실제 엔진 입구로부터 너무 상류에 있어 그 사이에 발생하는 전압력 손실을 정확하게 평가할 수가 없었다. 둘째, 엔진 입구 정압력을 직접 측정하는 센서가 없고, 측정된 전압력으로부터 등엔트로피

과정을 가정하여 간접적으로 계산되었다. 셋째, 슬립 실의 상·하류는 그 제어 표면의 면적이 조금 다른데, 이 차이가 무시되었다. 따라서 이 문제들을 해결하기 위해 다음과 같이 설비를 개선하였다. 첫째, 엔진 입구와 최대한 가까운 상류인 05 단면에 전압력, 전온도, 정압력 센서를 추가하여, 이 단면에서 비행조건이 정의되고 정압력도 직접 측정되도록 하였다. 둘째, 슬립 실의 하류인 02 단면에 정압 측정 탭 4 채널을 추가 설치하여 제어 표면을 정확히 정의하였다. 따라서 추력 계산에 사용되는 식 (5) 및 식 (6)은 식 (9) 및 식 (10)으로 개선되었다.

$$F_G = F_{LC} + F_{TARE} + W_{A,05} V_{05} + (P_{S,01} - P_{S,9}) \times A_{01} + (P_{S,02} - P_{S,9}) \times (A_{01} - A_{02}) \quad (9)$$

$$F_N = F_G - W_{A,05} V_{\infty} \quad (10)$$

이상과 같은 추력 측정불확도 개선의 결과를 Fig. 7에 나타내었다. 특히 $P_{T,0}$ 의 측정오차가 대폭 개선됨에 따라 저고도 저속 조건에서의 측정 불확도가 크게 낮아졌으며, 고고도 저속 조건에서의 측정 불확도도 어느 정도 개선되었다. 전체 시험영역에서 다소 높은 값을 보였던 $P_{S,9}$ 의 오차도 개선 후에는 전체 시험영역에서 미미한 수준을 보였다. 다만 로드셀은 센서 교체만으로 큰 오차 개선 효과를 얻지 못하였고, 추가 개선을 위해서는 증폭기(amplifier) 및 신호 변환기(signal converter)의 교체가 필요함을 알았다. 결과적으로 전체 시험영역에서 순추력 측정불확도는 최고 3%까지 개선되어, 1.3% 이내를 달성할 수 있었다.

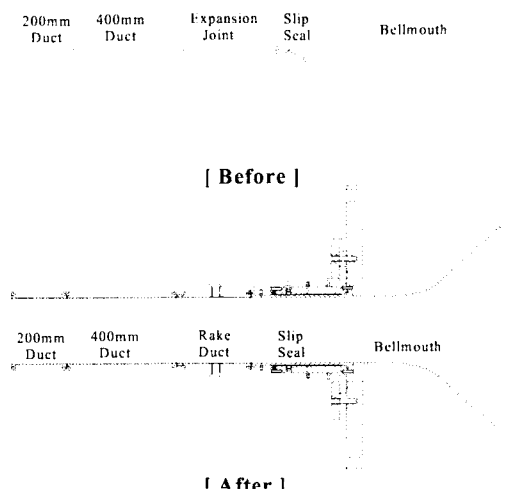


Fig. 6 Engine inlet duct system

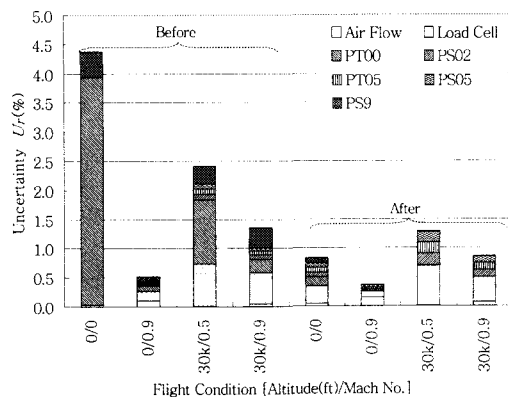


Fig. 7 Uncertainty & UPC distribution of net thrust

4. 결 론

본 논문에서는 엔진 고공환경 성능시험의 주요 측정변수인 공기유량과 순추력에 대하여, 고공환경 시험설비의 측정불확도를 개선하기 위한 시험설비 및 시험방법의 수정 과정과 그 성과에 대해 논의하였다.

(1) 시험설비 및 시험방법의 수정은 각 성능인자에 대하여 UPC가 가장 높은 측정요소들을 가려내어 측정오차를 낮추는 방법으로 방안을 결정하여 수행하였으며 이러한 접근 방법이 효율적이고 효과적임을 알 수 있었다.

(2) 공기유량의 측정불확도를 개선하기 위하여 유량계 공기 온도의 측정오차를 낮추었다. 이 방안은 유량계 배출 계수의 오차를 낮추는 것에 비해 효과가 적었으나, 현실적인 방법으로는 어느 정도의 효과가 있었다.

(3) 순추력의 측정불확도를 개선하기 위하여 엔진 입구 압력, 테스트 셀 압력, 로드 셀 측정 힘의 측정오차를 개선하였다. 계통오차 개선을 위해 더 정확한 센서를 도입하였으며, 우연오차 개선을 위해 입구 배관 개선 및 셀 압력 제어 로직 개선 등을 수행하였다.

(4) 설비 및 시험 방법 개선 결과 공기유량의 측정불확도는 0.1% 정도 개선되어 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.

향후 본 AETF에서는 비연료소모율의 측정불확도 역시 본 논문에서 논의한 방법에 따라 개선할 예정이다.

후 기

본 논문은 국가지정연구실사업의 지원을 받아 수행한 연구 결과이며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Lee, D., Cha, B., Han, Y., Yoon, M., Kim, C. and Ko, Y., 2000, "Gas Turbine Components and System Performance Facilities in KARI," *J. KSAS*, Vol. 28, No. 1, pp. 166-176
- (2) American National Standards Institute/American Society of Mechanical Engineers, 1998, *Test Uncertainty*, PTC 19.1-1998, ASME
- (3) International Organization for Standardization, 1993, *Guide to the Expression of Uncertainty in Measurement*, ISBN 92-67-10188-9, ISO (Corrected and reprinted, 1995)
- (4) American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995, *Assesment of Wind Tunnel Data Uncertainty*, AIAA Standard S-071-1995, AIAA
- (5) Coleman, H. W. and Steele, W. G., 1999, *Experimentation and Uncertainty Analysis for Engineers*, John Wiley & Sons
- (6) Yoon, M., Yang, S. and Lee, D., "Uncertainty Analysis of Altitude Performance of a Gas Turbine Engine," *J. KSAS*, Vol. 29, No. 1, pp. 128-133
- (7) International Organization for Standardization, 1999, *Measurement of fluid flow by means of pressure differential devices - Part 1*, ISO5167-1
- (8) Eugene E. Covert, 1985, "Thrust and drag: its prediction and verification," *Progress in astronautics and aeronautics*: Vol. 98, AIAA