

## 技術論文

## 터보샤프트 엔진 고공성능시험의 측정 불확도 평가

양인영\* · 이보화\*\*

## Measurement Uncertainty Assessment of Altitude Performance Test for a Turboshaft Engine

Inyoung Yang\* · Bo-Hwa Lee\*\*

## ABSTRACT

Measurement uncertainty assessment was performed for altitude performance test for a turboshaft engine. Mathematical models of measurement were suggested for major performance parameters such as shaft horse power, fuel flow, specific fuel consumption, and airflow. The procedure was compared with the test of turbojet or turbofan engines. Uncertainty involved with the test condition measurement was assessed. Influence of the test condition measurement uncertainty on the corrected performance data was discussed. Uncertainty assessment result was provided for a example test case using a real altitude test facility. For major performance parameters, measurement uncertainties were assessed as 0.65~1.09% including the test condition measurement uncertainty, 0.36~0.94% not including it.

## 초 록

터보샤프트 엔진의 고공성능시험에서 주요 성능 인자인 축마력, 연료 유량, 비연료 소모율 및 공기 유량에 대하여 측정의 수학적 모델을 제시하고 측정 불확도를 평가하였다. 터보제트 및 터보팬 엔진의 경우와 비교하여 차이점을 논의하였다. 시험 조건의 측정 불확도를 평가하였으며, 이를 보정된 성능 데이터 측정 불확도에 반영하는 방법을 제시하였다. 실제 터보샤프트 엔진 고공성능시험설비를 이용한 시험 사례에 대한 측정 불확도 평가 결과를 제시하였다. 주요 성능 인자의 측정 불확도는 시험 조건 측정의 불확도를 반영하였을 경우 0.65~1.09%, 반영하지 않았을 경우 0.36~0.94%로 평가되었다.

Key Words: Measurement Uncertainty(측정 불확도), Uncertainty Percentage Contribution(불확도 기여도), Turboshaft Engine(터보샤프트 엔진), Altitude Performance Test(고공성능시험)

## 1. 서 론

접수일 2010. 6. 21, 수정완료일 2010. 8. 10, 게재확정일 2010. 8. 16

\* 정회원, 한국항공우주연구원 항공엔진팀

\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 추진기관팀

† 교신저자, E-mail: iyyang@kari.re.kr

항공기용 엔진은 비행 조건(비행 고도, 속도 및 온도)에 따라 그 성능이 달라지므로, 엔진 개

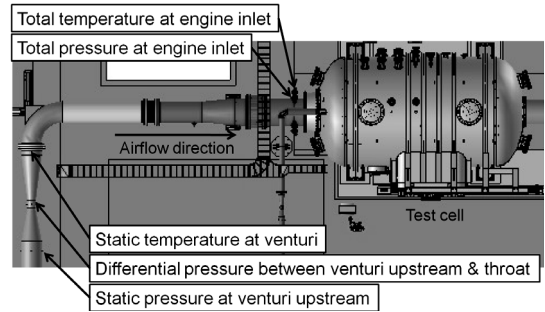
발 시에 비행 조건에 따른 성능을 측정하는 것이 필요하다. 한국항공우주연구원에서는 1999년에 터보제트 및 터보팬 엔진의 고공환경성능시험설비를 구축하여 운용해 오고 있으며[1], 최근 이 시험설비를 기반으로 하여 터보샤프트 및 터보프롭 엔진의 고공환경성능시험을 수행하기 위한 설비를 확장, 구축하였다[2].

이러한 설비의 일차적인 목적은 시험 대상 엔진의 성능을 정확하게 평가하는 것이므로, 측정 시스템의 측정 불확도를 평가하는 것이 중요하다. 본 연구에서는 터보샤프트 엔진용 설비에 대하여, 주요 엔진 성능 인자인 엔진 출력, 비연료 소모율 및 공기 유량의 측정 불확도를 평가하였다. 이러한 과정은 터보제트/터보팬 엔진용 설비에 대한 평가 과정[3]과 유사하나, 측정 인자, 방식, 측정 장비 등의 차이에 의한 차이가 존재한다. 본 설비의 경우에 대해, 주요 측정 인자의 위치를 Fig. 1에 나타내었다.

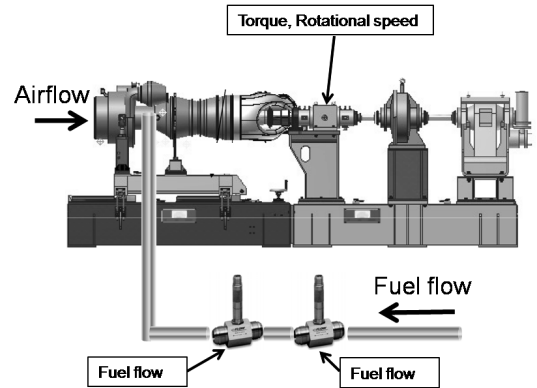
특히 터보제트/터보팬 엔진의 경우에 추력을 계산하는 과정에서 엔진 입구 압력 및 온도의 측정이 관여하는 데 비하여, 터보샤프트/터보프롭 엔진은 추력이 아닌 축마력을 측정하므로 여기에 입구 압력 및 온도가 관여하지 않는다는 차이가 있다. 본 연구에서는 이 인자들이 엔진의 시험 조건 측정과 관련되므로 엔진 성능 데이터를 보정할 때 반영되어야 함을 기술하였다.

## 2. 측정 시스템

엔진 출력( $Q$ )은 Eq. 1로 계산하며, 식에서  $T$ 는 엔진 토크,  $N$ 은 엔진 회전 속도이다. 본 연구에서  $T$  및  $N$ 은 엔진 축에 연결된 정밀 토크미터를 사용하여 측정한다. 비연료소모율( $SFC$ )은 Eq. 2로 계산되며,  $W_F$ 는 연료 유량이다.  $W_F$ 는 엔진에 유입되는 연료 라인 상에서 터빈 유량계(turbine flowmeter)를 사용하여 측정되는데, 측정의 신뢰성을 높이고 측정 불확도를 낮추기 위하여 2개의 유량계로 직렬로 연결하여 측정하며, 두 유량계 출력값( $W_{F1}$ ,  $W_{F2}$ )의 평균을 사용하게 된다(Eq. 3).



(a) Outside the Test Cell (Engine is installed inside the test cell)



(b) Inside the Test Cell

Fig. 1 Measurement Parameters and Their Locations

$$Q = T \cdot N \quad (1)$$

$$SFC = W_F / Q \quad (2)$$

$$W_F = \frac{W_{F1} + W_{F2}}{2} \quad (3)$$

공기 유량( $W_a$ )은 벤투리 공기 유량계를 사용하여 Eq. 4로 계산한다[4]. 여기에서  $C_d$ 는 유출 계수(discharge coefficient),  $\beta$ 는 직경비(=  $d/D$ , 여기서  $d$ 는 벤투리 목 직경,  $D$ 는 벤투리 배관 직경임),  $\epsilon$ 는 팽창 계수(expansibility factor),  $\Delta p$ 는 벤투리에서의 차압,  $\rho_1$ 은 벤투리 입구에서의 공기 밀도이다.  $\rho_1$ 는 실제 측정되는 값은 아니며, 벤투리 상류에서 압력( $p_1$ ) 및 온도( $T_1$ )를 측정하여 이상기체 상태 방정식으로부터 계산하게

된다( $\rho_1 = p_1 / (R_a T_1)$ ).

$$W_a = \frac{C_d}{\sqrt{1-\beta^4}} \epsilon \frac{\pi}{4} d^2 \sqrt{2\rho_1 \Delta p} \quad (4)$$

Equation 1~3의 계산에 사용되는 각 인자의 측정 센서, 센서별 트랜스미터(transmitter), A/D 변환기(A/D converter)의 사양은 Table 1과 같다. Table 1에서  $C_d$ 는 교정 결과에 의해 주어진다.  $\epsilon$ 은 참고문헌 [4]에 따라 Eq. 5를 사용하여 산술적으로 결정하였다. 여기에서  $\kappa$ 는 등엔트로피 지수(isentropic exponent)이고  $\tau$ 는 벤투리 입구 압력과 목 압력의 비이다.

$$\epsilon = \sqrt{\left( \frac{\kappa \tau^{2/\kappa}}{\kappa - 1} \right) \left( \frac{1 - \beta^4}{1 - \beta^4 \tau^{2/\kappa}} \right) \left( \frac{1 - \tau^{(\kappa-1)/\kappa}}{1 - \tau} \right)} \quad (5)$$

### 3. 측정 불확도 평가

#### 3.1 출력, 연료 유량 및 비연료 소모율 측정의 불확도

Eq. 1~3의 계산에 필요한 측정 인자의 개별 불확도는 Table 2와 같이 산출되었다. 측정 불확도 결과값은 엔진이 지상/정지/표준대기/최대

출력 상태에서 운전되고 있는 경우에 해당하며, 해당 엔진 데이터는 엔진 성능 해석 코드를 사용하여 계산하였다.

$T$  및  $N$ 의 트랜스미터의 불확도는 제조사 데이터로부터 분해능(resolution) 및 아날로그 출력의 불확도를 인용하여 합성하였다(분해능은  $T$ 는 0.02 %FS,  $N$ 은 1 rpm, 아날로그 출력 불확도는 공히 0.1 %FS).

$W_{F1}$ ,  $W_{F2}$ 의 트랜스미터의 불확도는 교정 불확도, 반복성(repeatability) 및 선형성(linearity)을 제조사 데이터로부터 인용, 합성하여 구하였다. A/D 변환기의 불확도에 대해서는, 자체 불확도에 정밀 저항 불확도를 추가하였다.

SFC를 계산하기 위한 측정 인자의 불확도는  $Q$  및  $W_F$ 의 측정 불확도 계산 과정에서 이미 구하였으므로 이를 합성하여 계산하였다.

#### 3.2 공기 유량 측정의 불확도

본 연구에서는 참고문헌 [3]에서와 동일하게 감도 계수(sensitivity coefficient)를 이용하여  $W_a$  측정 불확도를 구하였다. 감도 계수를 구하는 방법으로는 "1% Jitter"를 구하는 방법을 사용하였다[5]. 각 측정 인자의 불확도는 Table 2와 같다.

Table 1. Specifications of Sensors, Transducers and A/D converters for SFC Measurement

Parameter	Sensor		Transmitter		A/D converter	
	Maker	Model	Maker	Model	Maker	Model
Shaft horse power ( $Q$ )						
$T$	Torquetronics	-	Torquetronix	Series 700	VXI tech	VT1503A
$N$	Torquetronics	-	Torquetronix	Series 700	VXI tech	VT1503A
Fuel flow ( $W_F$ )						
$W_{F1}$	-	-	Flow technology	FT6-8	VXI tech	VT1503A
$W_{F2}$			Flow technology	FT6-8	VXI tech	VT1503A
Airflow ( $W_a$ )						
$T_1$	RTD		Rosemount	3144	VXI tech	VT1503A
$p_1$	-	-	Mensor	6105	VXI tech	VT1503A
$\Delta p$	-	-	Mensor	6105	VXI tech	VT1503A
$d$	Dial Gauge					
$D$	Dial Gauge					
$C_d$	Calibration					
$\epsilon$	Calculation					

$T_1$ 의 측정 불확도 중 센서에 의한 부분은 RTD 센서 자체의 불확도( $0.2\text{ }^\circ\text{C}$ )에 온도의 공간적 불균일성에 의한 불확도( $2.5\text{ }^\circ\text{C}$ )를 가정하여 합성한 것이다. 트랜스미터에 의한 부분은 트랜스미터의 4가지 불확도 성분을 제조사 측에서 제시한 것(유효 숫자(digital accuracy), A/D 변환, 환경 영향(ambient effect), 안정성(stability))을 그대로 인용하였다.

A/D 변환기의 경우, 모든 A/D 변환기의 입력 범위(full scale)는  $-16\sim 16\text{ Vdc}$ 인데, 각 센서로부터 입력되는 신호의 전압 범위에 따라 공학 단위(engineering unit)로 환산한 불확도는 차이가 발생한다. 예를 들어,  $\Delta p$  센서 및  $p_1$  센서에 대해서는 트랜스미터로부터의 입력이  $0\sim 10\text{ Vdc}$

이므로 환산하면  $32/10 \times 0.02\text{ \%FS}$ (여기에서  $\text{FS} = 4\text{ kPaD}$  및  $130\text{ kPaA}$ )가 된다.  $T_1$  센서에 대해서는 정밀 저항을 사용하므로 최종 입력이  $1\sim 5\text{ Vdc}$ 이고, A/D 변환기의 불확도는 정밀 저항의 불확도를 포함하여  $0.022\text{ \%FS}$ 가 되며, 환산하면  $32/5 \times 0.022\text{ \%FS}$ (여기에서  $\text{FS} = 1050\text{ }^\circ\text{C}$ )가 된다.

$d$ ,  $D$ ,  $C_d$ ,  $\epsilon$  및  $\rho_1$ 의 측정 불확도를 구하는 과정은 참고문헌 [3]에 기술된 것과 같다.

### 3.3 비행 조건 측정 불확도의 반영

측정 불확도 평가 과정은, “측정 인자”로부터 “평가 대상 인자”를 계산하는 “수학적 모델”을 수립하고 각 “측정 인자”들의 불확도로부터 ISO

Table 2. Uncertainty Assessment for Each Measured Parameters

	Sensor	Transmitter	A/D converter	Combined
Shaft horse power ( $Q$ )				
$T$	0.13 %FS	0.102 %FS (output = 0~10 VDC)	0.02 %FS (FS = -16~16 VDC)	1.410 N · m
$N$	0.13 %FS (FS = 500 Hz)	0.224 %FS (FS = 500 Hz) (output = 0~10 VDC)	0.02 %FS (FS = -16~16 VDC)	1.02 Hz
Fuel flow ( $W_f$ )				
$W_{f1}$	-	0.122 %FS (output = 4~20 mA)	0.022 %FS (FS = -16~16 VDC)	0.000751 kg/s
$W_{f2}$	-	0.122 %FS (output = 4~20 mA)	0.022 %FS (FS = -16~16 VDC)	0.000751 kg/s
Airflow ( $W_a$ )				
$T_1$	2.51 $^\circ\text{C}$	0.44 $^\circ\text{C}$ (FS = -200~850 $^\circ\text{C}$ ) (output = 4~20 mA)	0.02 %FS (FS = -16~16 VDC)	3.41 $^\circ\text{C}$
$p_1$	0.1 %FS (FS = 130 kPaA)	0.01 %FS (FS = 130 kPaA) (output = 0~10 VDC)	0.02 %FS (FS = -16~16 VDC)	178.9 Pa
$\Delta p$	0.1 %FS (FS = 4 kPaD)	0.01 %FS (FS = 4 kPaD) (output = 0~10 VDC)	0.02 %FS (FS = -16~16 VDC)	5.5 Pa
$d$	-	-	-	0.5 mm
$D$	-	-	-	1.0 mm
$C_d$	-	-	-	0.7%
$\epsilon$	-	-	-	0.03%
Flight condition				
$P_{in}$	300 Pa	0.053 %FS (FS = 310264.1 Pa)	-	395.8 Pa
$T_{in}$	1.72 $^\circ\text{C}$	0.5 $^\circ\text{C}$	-	2.07 $^\circ\text{C}$

가 제시한 “확장 방법”으로 “평가 대상 인자”의 불확도를 계산하는 과정이다[7]. 그러나 본 연구에서  $W_a$ ,  $Q$  및  $SFC$ 의 불확도 평가 모델로 Eq. 1~4를 사용할 경우, 비행 조건의 측정 불확도를 포함시킬 수 없다.

엔진은 비행 조건에 따라 성능이 달라지므로, 고공성능시험을 정확하게 하기 위해서는 성능 인자를 정확히 측정하는 것과 더불어 비행 조건을 정확히 설정하는 것이 요구된다. 즉,  $P_{in}$ (엔진 입구 압력)과  $T_{in}$ (엔진 입구 온도)을 목표 시험 조건인  $P_{in,r}$ ,  $T_{in,r}$ 에 일치시켜야 하는 것이다. 만일 이 인자가 불일치한다면, 그 때 측정된 엔진 성능은 목표로 한 시험 조건에서의 성능이 아니다. 가스터빈엔진에서는 일반적으로  $\delta$  ( $\equiv P_{in}/P_{in,r}$ ),  $\theta$  ( $\equiv T_{in}/T_{in,r}$ )를 사용해 이 오차를 보정한다(Eq. 6~9).

$$Q_c = Q / (\delta \sqrt{\theta}) \tag{6}$$

$$W_{Fc} = W_F / (\delta \sqrt{\theta}) \tag{7}$$

$$SFC_c = W_{Fc} / Q_c \tag{8}$$

$$W_{a,c} = W_a \sqrt{\theta} / \delta \tag{9}$$

그런데  $P_{in}$ ,  $T_{in}$ 의 측정에도 불확도가 존재하며, 이는 엔진 성능의 측정 불확도에도 기여한다. 예를 들어  $P_{in}$ 을  $P_{in,r}$ 과 동일한 값인 120 kPa로 “정확히” 설정할 수 있었다 하더라도, 설비의  $P_{in}$  측정 불확도가  $\pm 1$  kPa이라면, 측정된 엔진 성능은  $P_{in,r} = 119$  kPa이나 121 kPa에서의 값일 수도 있다. 즉, 측정된 엔진 성능 데이터가 시험 조건에서의 “정확한” 데이터인지를 측정 불확도로서 판단하기 위해서는, 시험 조건 측정의 불확도도 고려하는 수학적 모델을 수립하여 사용하여야 한다.

위 예에서,  $P_{in} = P_{in,r} = 120$  kPa로 설정하였으나  $P_{in}$ 의 참값이 119 kPa이었다면, Eq. 6~9를 통하여 그 오차를 보정하여야 할 것이다. 즉, 이 식들은 비행 조건의 영향을 반영하는 식이기 때문에, 측정의 불확도를 반영하는 수학적 모델로

도 사용 가능함을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서는 이 식들을 모델로 하여 불확도를 평가하기로 하였다.

본 설비에서 비행 조건을 측정하는 센서 및 그 불확도를 Table 2에 나타내었다. Table 2에서  $P_{in}$  센서의 불확도는 공간적 불균일성을 300 Pa로 가정한 값이다.  $T_{in}$ 의 센서의 불확도는 열전대의 불확도(1.0 °C)를 가정한 것과 공간적 불균일성(1.4 °C)을 가정한 것을 합성한 결과이다. 앞서  $T_1$ 과  $T_{in}$ 의 공간적 불균일성은 유사한 크기의 설비에 대해 측정된 값을 인용한 것이다[6]. 또한  $P_{in}$  및  $T_{in}$ 은 트랜스미터 내에서 A/D 변환까지 동시에 수행되므로, A/D 변환의 영향은 트랜스미터 항목 내에 포함하여 반영하였다.

$SFC_c$ 는 Eq. 6~7에 의해  $SFC$ 와 같으므로, 이 두 인자의 측정 불확도 값은 동일하다고 생각할 수 있다. 그러나 이는  $W_{Fc}$ 와  $Q_c$ 의 관계 계수 (correlation coefficient)  $r=1$ 인 경우에 한하며, 그렇지 않다면 두 변수의 공분산(covariance)을 불확도 평가에 반영하여야 한다[7]. 이 관계 계수는 실측 데이터로부터 평가할 수 있으나, 본 연구에서는  $r=0$ 으로 보수적으로 가정하였다.

### 3.4 측정 불확도 평가 결과

이러한 과정을 통해 평가한 결과로, 비행 조건의 측정 불확도를 고려하지 않은 경우와 고려한 경우에 대한 본 설비의 측정 불확도를 Table 3에 정리하였다.

$W_a$ 의 경우 비행 조건의 측정 불확도 반영에 의해 그 불확도가 크게 증가하지 않는 것에 비

Table 3. Effect of Flight Condition Measurement Uncertainty (For Sea Level/Static/Maximum Power)

	Uncertainty [%]		Uncertainty [%]	Difference [%]
$Q$	0.36	$Q_c$	0.65	79
$W_F$	0.48	$W_{Fc}$	0.72	50
$SFC$	0.60	$SFC_c$	1.00	66
$W_a$	1.05	$W_{a,c}$	1.18	12

Table 4. UPC of Flight Condition Parameters

	UPC [%]		
	$P_{in}$	$T_{in}$	Others
$Q_c$	37	31	32
$W_{F,c}$	30	25	45
$W_{a,c}$	11	9	80

하여 나머지  $Q$ ,  $W_F$  및  $SFC$ 는 불확도가 크게 증가하는 것을 알 수 있다. 특히  $Q$ 의 불확도 증가가 가장 크다. 이는 각 인자에 대한  $P_{in}$  및  $T_{in}$ 의 불확도 기여도(uncertainty percentage contribution; UPC)[5]에 차이가 있기 때문이다.

Table 4에  $P_{in}$ 과  $T_{in}$ 의 UPC를 나타내었다.  $SFC_c$ 에 대해서는  $P_{in}$ 과  $T_{in}$ 이 직접적으로 계산에 관여하지 않으므로 포함하지 않았다.

#### 4. 결 론

터보샤프트 엔진의 고공성능시험에 대한 측정 불확도를 평가하였다. 구축된 시험 설비를 이용한 고공성능시험의 측정 불확도는 주요 성능 인자에 대해 0.65~1.18%로 평가되었다. 엔진 고공성능시험의 측정 불확도를 평가하는 데에는 비행 조건을 측정하는 데 관여하는 불확도가 고려되어야 한다. 이를 고려하기 위한 수학적 모델로는 엔진 성능 인자에 대한 보정식 (6)~(9)를 사용할 수 있다. 비행 조건에 대한 측정 불확도를 고려하지 않았을 때에 비하여 불확도 평가값에 최대 79%까지의 차이가 있으며, 따라서 비행 조

건의 측정 불확도를 감소시키는 것이 중요하다.

#### 후 기

본 연구는 지식경제부 KHP 민군겸용 핵심구품 개발사업의 일환으로 수행되었습니다.

#### 참 고 문 헌

- 이진근, 김춘택, 양수석, 이대성, 2005, "고공 환경 엔진 시험", 한국추진공학회지, 제9권 제4호, 2005, pp.104-111
- 양인영, 김춘택, 이경재, 이보화, 송재강 차봉준, "터보샤프트 엔진의 고공 성능 시험", 군사과학기술학회 학술대회, 2010
- 윤민수, 양수석, 이대성, "가스터빈엔진의 고공환경성능의 측정불확도 분석," 한국항공우주학회지 29권 1호, 2001, pp.128-133
- ISO, "Measurement of fluid flow - Part 4: Venturi tubes," ISO 5167-4:2004, 2004
- ASME, "Test Uncertainty", ASME PTC 19.1-1998, 1998
- 윤민수, 양인영, 전용민, 양수석, "가스터빈엔진 고공성능시험설비의 측정불확도 개선", 대한기계학회 2001년도 춘계학술대회논문집 D, 2001, pp.777-781
- ISO, "Guide to the expression of uncertainty in measurements," ISO/IEC Guide 98-3:2008, 2008