

# T-50 항공기모델 풍동시험에서의 항력측정 연구

김형국<sup>†</sup> · 양희돈\* · 이일우\*\*

## Analysis of Drag Measurements on T-50 Aircraft Model Wind Tunnel Testing

Hyung-Kook Kim, Hee-Don Yang, Il-Woo Lee

**Key Words:** Internal Balance(내장형 밸런스), Drag Measurements(항력측정), Uncertainty Analysis(불확실도 해석), T-50 Aircraft(T-50 항공기), Wind Tunnel Test(풍동시험)

### Abstract

The requirements of internal balance were studied that should be considered on performing force & moment transonic wind tunnel testing to develop combat aircraft. In many insecure factors of test condition, uncertainty analysis was conducted to verify one drag count measurements. The analysis result was applied to T-50 aircraft model and compared for data verification. In conclusion, the aerodynamicist should estimate the validation and accuracy of test data by having an overall grasp of system components including internal balance. It will help him get high productivity of testing and effective validated data at tunnel.

### 기호설명

- $\alpha$  = 모델 받음각  
 $C_D$  = Drag Force 계수  
 $C_A$  = Axial Force 계수  
 $C_N$  = Normal Force 계수  
 $F_{AB}$  = Balance Axial Force  
 $F_N$  = Balance Normal Force  
 $\Delta P_B = P - P_B$  ( $P_B$ 는 Base Cavity의 압력)  
 $S_B$  = Effective Area of Base Cavity  
 $\Delta C_{DR}$  = Reynolds 수 변화에 따른 항력계수의 민감도  
 $Q$  = Dynamic Pressure  
 $S_{ref}$  = Model Reference Area  
 $U_{C_D}$  = 항력계수 측정시 불확실도(Uncertainty)

### 1. 서론

항공기를 개발하는 과정에서, 설계된 항공기의 공력/성능 특성을 가능한 정확히 예측하기 위해서 일반적으로 풍동시험을 수행한다. 하지만 풍동설비 자체가 갖고있는 한계와 '시험'이라는 속성 때문에, 항공공학자들은 최상의 데이터를 획득하는 과정에서 수많은 어려움에 직면한다.

구체적으로, 시험모델 설계와 계측기의 선정/보정, 터널 내 시험조건 확인, 시험 수행, 물리량의 측정, 데이터 처리/계산 및 예측치와의 비교 등등의 절차가 필요하다. 이러한 과정을 거쳐서 최종적으로 추출한 데이터가, 과연 의미 있고 유효한 것인지를 빠른 시간 내에 판단하여야만 효과적인 시험 진행이 가능하다.

따라서 풍동시험 참여자들에게는, 정확한 데이터를 얻기 위해 매 진행단계마다 여러가지 에러나 불확실성을 제거 또는 감소시키는 노력이 요구된다. 그런데 무수히 많은 불확실성 요소들을 모두 고려하여 시험계획 단계부터 반영하거나 또는 시험 중간에 확인하며 최종 데이터의 불확실

---

† 한국항공우주산업(주)  
 E-mail : mrkorea@koreaero.com  
 TEL : (055)851-6168 FAX : (055)851-1990  
 \* 한국항공우주산업(주)  
 \*\* 한국항공우주산업(주)

---

도(Uncertainty)를 평가하는 작업은 중요하지만 그리 쉽지 않은 작업이다. 특히 여러 계측기 중에서도 항공기 모델의 6분력을 측정하는 밸런스(Balance)는 최초 모델설계부터 최종 데이터 획득에 이르기까지 데이터 질에 영향을 미치는 아주 중요한 계측기로서 절대적인 역할을 한다.

PSP(Pressure Sensitive Paint)와 같은 새로운 계측방식이 도입되고 있지만, 풍동시험 중에 밸런스는 여전히 기계적 힘/모멘트를 측정하는 필수적인 요소이다. 그것은 모델이 받는 힘/모멘트를 전기신호로 바꾸어 궁극적으로는 관심값을 디지털로 수치화한다.

본 논문에서는 전투기급 항공기 개발을 위해 천음속 힘/모멘트 풍동시험을 수행할 때 고려해야 할 내장형 밸런스의 요구도를 분석하고, 수많은 시험조건의 불확실성 요소 속에서 항력 1ct(count)를 측정하기 위한 불확실도 해석(Uncertainty Analysis)을 수행하였다. 그리고 그 결과를 T-50 항공기모델의 시험 데이터에 적용하여 데이터 신뢰성을 평가/검증하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 내장형 밸런스(Internal Balance) 사양 결정

시험목적과 시험설비에 따라 사용할 밸런스의 종류와 사양이 결정되는데, 일반적으로 전투기급 항공기 개발 시 힘/모멘트 측정에는 내장형 밸런스를 사용하여 6분력 공력계수를 추출한다. 밸런스를 선정하기 위해서는 가장 먼저 모델의 설계하중을 알아야 하는데, 이 설계하중은 모델의 크기에 영향을 받는다.

그런데 모델의 크기는 단순히 시험부의 크기만에 의해 결정되는 것이 아니고 모델 지지부 설계, 모델내부 계측기 요구도 그리고 모델노즐 설계 등을 복합적으로 반영하여 결정되어야 하는 항목이다. 따라서 시험계획 단계에서 위의 어떠한 요소들이 변한다면 밸런스 사양에도 영향을 미친다. 초기단계에서 밸런스 선정을 위해 고려해야 할 기술적 항목들에는 다음과 같은 것들이 있다.

- 밸런스 장착위치와 크기
- 밸런스 최대/최소하중 범위
- 밸런스 분해능(Resolution)



Fig. 1 T-50 항공기모델 천음속 풍동시험



Fig. 2 힘/모멘트 측정용 내장형 밸런스

분해능을 결정하는 것은 밸런스 자체의 측정범위 뿐만 아니라 여기에 연결된 Amplifier, Data Acquisition System(DAS) 등과 연관되어 결정된다. 예를 들어, T-50 천음속 터널에서 축력(Axial Force) 보정하중(Calibrated Load) 최대치를 280 lb로 설정하고 기타 장비설정을 하였다니 밸런스 분해능은 0.062 lb/mu이 되었다.

### 2.2 밸런스 관련 에러 요소

밸런스 자체적으로 포함하고 있거나 또는 밸런스 보정과정 중 발생할 수 있는 에러요소들을 분류하면 다음과 같은 것들이 존재한다. 이러한 요소들은 최종 데이터 측정시 궁극적으로 정확도에 영향을 미치므로 매 단계별로 세심한 배려가 필요하다.

#### - 밸런스 구조물

하중이 전달되는 경로는 정확하게 알려져야 하고, Hysteresis를 야기할 수 있는 모든 잠재적인 가능성은 제거되거나 또는 감소되어야 한다.

#### - 밸런스 전기회로

Strain Gage Bridge에 입력되는 Excitation Voltage가 0.25% 이내에서 변화된다 할지라도, 이 정도면 항력계수 1 ct를 충분히 초과할 수 있다고 알려져 있다.

- 밸런스에 작용하는 열 효과

밸런스 구조물 내에서 발생한 온도구배는 구조물에 작용하는 외부 하중과는 무관하게 온도로부터 야기된 응력을 발생시키므로, 시험 중 온도변화 감시와 그 보상이 필요하다.

- 밸런스 보정 시에 작용하중

만약 Normal Force 하중을 0.13° 비틀어지게 가한다면 항력계수로 대략 1 ct 정도의 에러를 유발한다. 이는 또한 함께 생성될 모멘트에도 에러를 유발시킨다.

- 밸런스 보정방식

최근에 개발된 밸런스 보정용 리그를 이용하면, 정적하중의 수동식 작용이 아니라 수많은 하중조합을 짧은 시간 내에 가하는 것이 가능하다.



Fig. 3 밸런스 보정 과정

**2.3 General Uncertainty Analysis**

풍동시험 데이터의 "정밀도(Accuracy)"란 일반적으로 주어진 입력에 대해서 출력되는 전체 데이터가 이론적 값으로부터 95% 이내에 분포하는 특정 폭을 의미한다. 풍동시험 수행시, 항공공학자들은 밸런스를 독립적으로 사용하는 것이 아니라 전체적인 시험 운용환경과 전체 시스템의 구성 요소 중 하나로 파악하여 계측 데이터의 정밀도/불확실도를 평가해야 한다.

항력계수는 다음과 같다.

$$C_D = C_A \cos \alpha + C_N \sin \alpha$$

요구되는 입력치를 반영하여 다시 정리하면,

$$C_D = \frac{(F_{AB} + \Delta P_B S_B) \cos \alpha + F_N \sin \alpha}{QS_{ref}} + \Delta C_{DR}$$

$$\begin{aligned} \text{즉, } C_D &= f(F_{AB}, \Delta P_B, S_B, \alpha, F_N, Q, S_{ref}, \Delta C_{DR}) \\ &= f(X_1, X_2, X_3, X_4, X_5, X_6, X_7, X_8) \end{aligned}$$

항력계수의 General Uncertainty,  $U_{C_D}$  는 Coleman이 제시한 식에 따르면,

$$\begin{aligned} U_{C_D}^2 &= [(\frac{\partial U_{C_D}}{\partial X_1} U_{X1})^2 + (\frac{\partial U_{C_D}}{\partial X_2} U_{X2})^2 + \dots \\ &\quad \dots + (\frac{\partial U_{C_D}}{\partial X_8} U_{X8})^2] \end{aligned}$$

여기서  $U_{\epsilon}$  는 측정변수  $X_i$  에 대한 Uncertainty 이다.

그런데 위 식에서,  $U_{C_D}$  에 영향을 미치는 각 요소가 동일하게 Uncertainty에 기여하고, 각각의 항이 정규분포를 보인다고 가정하면,

$$U_{C_D}^2 = A^2 + A^2 + A^2 + \dots + A^2 = 8A^2$$

이를 이용하여, 항력계수 1 ct를 측정하기 위한  $F_N$  의 Uncertainty 허용치(Tolerance)는

$$U_{F_N} = \frac{U_{C_D}}{\sqrt{8}} \frac{QS_{ref}}{\sin \alpha} = \frac{0.0001}{\sqrt{8}} \frac{QS_{ref}}{\sin \alpha}$$

을 얻을 수 있다.

이와 같은 과정을 다른 변수들에 대하여 확장하면, 다음과 같이 정리된다.

$$U_{F_{AB}} = \frac{QS_{ref}}{\sqrt{8}} \frac{U_{C_D}}{\cos \alpha}$$

$$U_{\Delta P_B} = \frac{QS_{ref}}{\sqrt{8}} \frac{U_{C_D}}{S_B \cos \alpha}$$

$$U_{S_B} = \frac{QS_{ref}}{\sqrt{8}} \frac{U_{C_D}}{\Delta P_B \cos \alpha}$$

$$\sin U_\alpha = \frac{QS_{ref}U_{C_D}}{\sqrt{8} [F_N \cos \alpha - (F_{AB} + \Delta P_B S_B) \sin \alpha]}$$

$$U_Q = \frac{Q}{\sqrt{8}} \frac{U_{C_D}}{C_D}$$

$$U_{S_{ref}} = \frac{S_{ref} U_{C_D}}{\sqrt{8} C_D}$$

그리고, 관계식  $Q=0.7PM^2$  로부터,

$$U_P = \frac{U_Q}{0.7\sqrt{2}M^2}$$

$$U_M = \frac{U_Q}{1.4\sqrt{2}PM}$$

이와 같은 정리식을 T-50 천음속 풍동시험에 적용하여 보았다. 기본형상(Baseline)에 대해 다음과 같은 특정 시험조건에 대해 항력 1 ct를 측정하려 할 때, 필요한 각 시험 계측치의 에러 허용범위를 분석하여 Table 1.에서 보여준다.

Mach = 0.9, alpha = 2.1°, T = 300.5K,  
 CD = 0.0285, CL = 0.25, H = 1282.9 psf

**Table 1.** 특정조건에서 요구되는 측정치 허용에러 범위

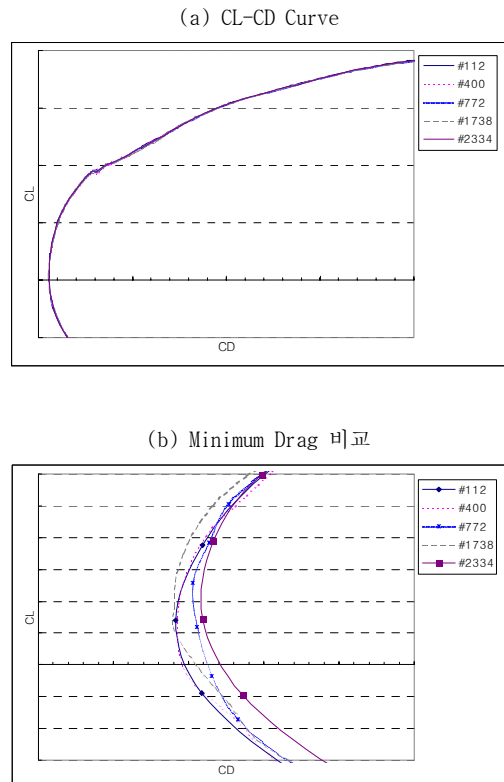
측정물리량	단위	측정치	허용 에러범위
F <sub>AB</sub>	lbf	26.12	±0.05
F <sub>N</sub>	lbf	339.51	±1.31
ΔP <sub>B</sub>	psf	38.4	±1.04
S <sub>B</sub>	ft <sup>2</sup>	0.046	±0.0013
alpha	degree	2.1	±0.008
Q	psf	429.85	±0.5
S <sub>ref</sub>	ft <sup>2</sup>	3.148	±0.0039
P	psf	758.91	±0.7
Mach	-	0.9	±0.0004

### 2.4 시험 데이터 반복성(Test Data Repeatability) 확인

이와 같은 에러분석을 기반으로, T-50 모델의 천음속 힘/모멘트 시험 시 6분력을 정밀하게 측정하도록 노력하였다. 획득한 풍동시험 데이터의 정확성을 검증하려면 궁극적으로 비행시험 과정을 거쳐 추출한 데이터와 동일조건 하에서 비교해야겠지만, 현재 일정상 성능 비행시험을 아직 착수하지 않았다.

이에 제한적으로나마 시험 데이터의 유효성을 검증하고자, 풍동시험 데이터의 반복성 확인 작업 후 얻은 결과를 상호비교 하였다. 풍동시험 시에 동일한 모델형상(Baseline)에 대해서 전체 6주간의 시험기간 중 총 4회에 걸쳐서 반복시험을 수행하였다.

마하 수 0.9 조건의 Baseline 형상에서, 대표적인 공력계수인 CL-CD 곡선과 최소항력(Minimum Drag)을 비교하여 Fig. 4에서 보여준다. 이어서 Table 2.에서는 아음속 영역부터 초음속 영역까지의 최소항력 편차를 보여준다.



**Fig. 4** 기본형상에 대한 반복성시험 결과비교

**Table 2.** 아음속-초음속 영역의 최소항력 차이 (ct)

마하 수	0.6	0.8	0.9	1.1	1.2
최대차이 (Max-Min)	3.9	2.4	3.8	4.0	6.8

본 연구의 관심사항인 최소항력에 대해서 에러 허용치와 비교할 때, 마하 수 0.6에서 최대 3.9 ct, 마하 수 0.9에선 최대 3.8 ct, 초음속인 마하 수 1.2에선 최대 6.8 ct의 에러만 허용하는 정도의 고도의 정밀도를 보증하였다. 이러한 차이의 원인은 밸런스 자체도 원인이지만, 앞서 기술한 수많은 시험인자들이 각각의 에러를 무작위로 발생하기 때문으로 판단된다.

### 3. 결론

전투기급 항공기개발을 위해 천음속 힘/모멘트 풍동시험을 수행할 때 고려해야 할 내장형 밸런스의 요구도와 에러유발 요소를 분석하였다. 초기 시험계획 단계에서 모델의 크기에 맞는 밸런스 사양을 정할 때, 밸런스의 장착위치, 크기, 최대/최소 하중범위, 분해능 등을 고려하여야 한다. 밸런스를 제작하는 과정에서는 자체 하드웨어적 에러 요소들을 최소한도로 줄이도록 노력해야하고, 보정 Matrix를 생성하는 밸런스보정 작업에서도 주의가 필요하다.

이어서 시험조건의 수많은 불확실성 요소 속에서 항력 1 ct (count)를 측정하기 위해 각 계측 항목별로 허용할 수 있는 에러범위를 계산하였다. 이를 위해 Uncertainty Analysis를 수행하였고, 현재 개발중인 T-50 항공기의 풍동시험 항력 데이터 만족도 여부를 비교하였다.

가능한 모든 계측요소를 함께 고려하고, 각각의 크기 및 부호 에러 범위가 무작위로 변한다고 가정할 때, 특정조건(마하 수 0.9, 받음각 2.1°)에서 항력 1 ct를 측정하려면 축력 변화 허용치가  $\pm 0.05$  lb 이내이고, 마하 수 변화 허용치는  $\pm 0.0004$  이내 이어야 함을 알 수 있었다. 하지만 실제 시험을 하다보면 임의의 측정치가 순간적으로 이들 허용치를 초과할 수 있기 때문에 최종 항력 데이터에 대해 종합적으로 판단하여야

한다. T-50의 경우, 시험의 재현성 평가 결과, 최소항력(Minimum Drag)이 아음속 영역부터 초음속 영역까지 미소한 Deviation을 보여 고도의 정밀도를 보증한다고 판단하였다.

결론적으로 풍동시험 수행시, 항공공학자들은 밸런스를 독립적으로 사용하는 것이 아니라 전체적인 시험 운용환경과 전체 시스템의 구성요소를 파악하여 계측 데이터의 정밀도/불확실도를 평가해야 한다. 향후에 성능 비행시험을 통하여 획득한 결과 데이터와 풍동시험 해석 결과를 비교할 계획이다.

### 참고문헌

- (1) AIAA Standards Technical Council, 1999, "Assessment of Experimental Uncertainty with Application to Wind Tunnel Testing", pg 1-6, AIAA Standard S-071A-1999.
- (2) Hugh W. Coleman & W. Glenn Steele, Jr., 1989, "Experimentation and Uncertainty Analysis for Engineers", pg 42-44, John Wiley & Sons.