계기착륙장치 타워가 풍속관측에 미치는 영향에 관한 풍동실험연구

최철민¹⁾ · 김계환¹⁾ · 김영철²⁾ · 권기범^{3),*}

¹⁾공군기상단, ²⁾한서대학교, ³⁾공군사관학교

(접수: 2013년 9월 30일, 수정: 2013년 11월 16일, 게재확정일: 2013년 11월 26일)

A Wind Tunnel Study on Influences of ILS Tower on Wind Speed Measurement

Cheol-Min Choi¹⁾, Kye-Hwan Kim¹⁾, Young-Chul Kim²⁾, and Kybeom Kwon^{3),*}

¹⁾Weather Wing, Korea Air Force, Kyeryong, Chungnam, Korea

²⁾Department of Flight Operation, Hanseo University, Taeon, Chungnam, Korea

³⁾Korea Air Force Academy, Cheongwon-gun, Chungbuk, Korea

Abstract In this study, it is first intended to simulate the vertical profile of atmospheric flow in a short wind tunnel. In order to accomplish it, proper devices are designed properly to reduce freestream flow momentum and it is confirmed from the measured velocity profile using hot-wire anemometer that momentum flux of the tunnel free stream can be reduced and desired atmospheric boundary can be created. Second, experiments are performed to identify influences of a surrounding structure measuring correct wind velocity by an anemometer, which are located nearby due to area limitation in actual airport and correction factors are proposed from experimental results. One of findings is that in order to limit the velocity attenuation due to a nearby structure under 10%, wind velocity measuring equipment should be installed at least 6 times of the structure height away from the structure of concern.

Key words: Atmospheric boundary, hot-wire anemometer, velocity attenuation

1. 서 론

기류는 지표면의 특성에 따라 마찰력의 영향을 받는 대기경계층 내의 바람으로서 일반적으로 풍속이 상층보다 감소하며 난류가 형성된다. 또한 풍속이나 풍향이 시공간적으로 변화하는 특성을 가진다(Korea Wind Engineering Association, 2010). 이러한 기류를 풍동(Wind Tunnel)에서 상사하기 위해서는 풍속의 연직분포를 고려하여야 하며 일반적으로 두꺼운 기류의 경계층을 모사하기 위해 시험부가 긴 풍동이 필요하다. 또한, 난류 강도 및 스펙트럼 특성을 재현할 수 있어야 한다(Emil and Robert, 1996).

기류 모사를 통한 풍동 실험은 주로 건축물 등의 설계 시 이용될 수 있으나 기상에서 중요한 바람관측에서 발생하는 오차를 분석하기 위해서도 이용될 수

있다. 특히 항공운항에서 항공기의 안전한 이·착륙을 위해 대표성을 지닌 바람관측정보가 최소 매 2분 단위로 관제요원에게 제공하도록 권고되고 있다(WMO, 2008). 항공기 사고의 22% 정도가 기상 요인으로 발생하였다는 점(FAA, 2010)을 인식하면 정확한 바람관측 정보의 신속한 제공은 매우 중요함을 알 수 있다.

본 연구에서는 첫째, 공군사관학교(KAFA, Korea Air Force Academy)가 보유하고 있는 중형 아음속 풍동에서 기류를 모사하고, 둘째, 공항에서 설치장소의 제한으로 기상관측장비와 가깝게 설치된 계기착륙장치(ILS, Instrument Landing System)가 바람의 유속측정에 미치는 영향을 모사된 기류 조건에서 실험적으로 파악하고 보정계수를 제시하였다.

2. 본 론

2.1 기류의 모사

대기 경계층 및 난류의 모사는 시험부가 긴 풍동이 시험 목적상 가장 바람직하나 공군사관학교가 보유하

*Corresponding Author: Kybeom Kwon, Korea Air Force Academy, Namil-myeon Danjaero 635, Cheongwon-gun, Chungbuk 363-849, Korea.
Phone : +82-43-290-6160, Fax : +82-43-297-0479
E-mail : kybeom.kwon@gmail.com

a) Test section of Kafa wind tunnel.

b) 1/30 size reduced ILS tower model, hot wire position coordinate definition (left), and tower's sectional view (right).

c) Experimental setup in the wind tunnel (five spires, four chains, ILS tower model and probe traverse system from the bottom) and the direction of air flow (Blue solid arrows)

Fig. 1. Test facility, ILS tower model and experimental setup.

고 있는 풍동은 Fig. 1a에 보이는 바와 같이 시험부가 폭 3.5 m, 높이 2.45 m, 길이 8.7 m로서 항공분야 실험에 적합하게 설계되었다. 따라서, 시험부가 짧은 풍동에서 기류를 모사하기 위해서는 스파이어(Spires), 격자(Grids), 장애물(Barriers), 펜스(Fences)와 같은 두꺼운 경계층과 난류를 발생시키는 수동적 장치를 시험부 입구에 설치하는 것이 필요하다. 일반적으로 이러한 장치들에 의해 발생하는 난류는 실제 대기 난류와의 상사성(Similarity)을 일치시키기 어렵다(Emil and

Robert, 1996). 그러나 본 연구에서는 난류강도(Turbulence Intensity)나 난류 스펙트럼(Turbulence Spectrum)의 상사성을 일치시켜야 하는 건축물이나 교량 등의 실험이 목적이 아니라 정확한 평균 유속측정에 관한 것이므로 기류 경계층의 유속 연직분포를 일치시키는 데 중점을 두었다. 기류 경계층의 연직분포는 대수법칙 또는 지수법칙이 흔히 이용되는데 대수법칙이 더 정확하다고 알려져 있으나 지수법칙의 표현이 보다 간단하여 실용적으로 널리 사용되고 있다(Korea Wind Engineering Association, 2010). 지수법칙은 식 (1)과 같이 표현된다.

$$\frac{U(z)}{U_\delta} = \left(\frac{z}{\delta}\right)^\alpha \quad (1)$$

여기서, δ 는 경계층의 높이이며 풍동 실험에서는 일반적으로 모델 높이의 약 1.5배 정도로 설정하여 모사한다. U_δ 는 δ 높이에서의 자유류 속도이다. z 는 수직방향 위치, α 는 지표면 조도(Roughness)에 따라 결정되는 먹지수 값이다.

본 연구에서 고려하는 실험 대상은 공군 서울기지의 ILS 타워이며 실제 타워의 높이는 15 m이다. 풍동 시험부의 높이와 길이를 고려하여 1/30의 축소모델(높이 0.5 m = h_m)을 제작하였다.

ILS 타워 모델의 높이를 고려하면 경계층 높이 δ 는 0.75 m가 된다. 거칠기길이(Roughness Length)는 고려하는 지표면의 상태에 따라 결정되는 상수로서 지표면의 상태는 바다, 전원, 교외, 개방된 평탄지, 대도시 등으로 구분된다. 먹지수는 거칠기길이에 따라 결정되는 상수이다. 공군 서울기지를 개방된 평탄지로 가정하면 거칠기길이, z_0 는 0.03 m이며 먹지수 α 는 0.15의 값을 가진다(Wieringa, 1996). 식 (1)로부터 기준 속도 U_δ 가 설정되면 결정된 δ , α 에 따라 풍동 실험에서 모사해야 하는 이론적인 기류 경계층 속도의 연직분포를 z 에 따라 구할 수 있다.

이론적으로 구해진 기류 경계층 속도의 연직분포를 모사하기 위해 시험부 입구에서 유입되는 풍동 자유류의 운동량(Momentum)을 감소시키기 위한 장치들이 필요하다.

본 연구에서는 참고문헌(Irwin, 1981)에서 제안된 방법을 적용하였다. 이 방법은 Fig. 2와 같은 스플리터(Splitter)가 포함된 스파이어(Spire)와 스파이어를 지난 흐름에 대해 지속적으로 경계층을 성장시키기 위해 바닥면에 정육면체(Cubic) 형태의 장애물들을 설치하여 기류 경계층을 모사하는 것이다. 스파이어 설계는 먼저 주어진 δ , α 에 대해 스파이어의 높이를 식 (2)와 같이 결정한다.

$$h = \frac{1.36\delta}{1 + \alpha/2} \quad (2)$$

Fig. 2. Triangular spire geometry with splitter plate (Irwin, 1981).

다음으로 스파이어의 베이스 폭(b)은 식 (3)과 같이 결정한다.

$$\frac{b}{h} = 0.5 \left[\frac{\psi H}{1 + \psi \delta} \right] \left(1 + \frac{\alpha}{2} \right) \quad (3)$$

여기서 H 는 풍동 시험부의 높이이며 ψ 는 식 (4)와 같이 계산된다.

$$\psi = \frac{\beta}{(1 - \beta)^2} \left\{ \frac{2}{1 + 2\alpha} + \beta - \left[\frac{1.13\alpha}{(1 + \alpha)(1 + \alpha/2)} \right] \right\}$$

where, $\beta = \frac{\delta}{H} \frac{\alpha}{1 + \alpha}$ (4)

스플리터의 베이스 길이는 $h/4$ 이며 스파이어들의 간격은 $h/2$ 로 배치한다. 이러한 스파이어와 정육면체 형태의 장애물들을 배치하게 되면 스파이어 높이의 6배가 되는 하류 지점에서 원하는 기류를 얻을 수 있다. 경계층의 지속적 성장을 돕는 정육면체 형태의 장애물 설계는 정육면체 간의 크기 및 이에 따른 설치 간격(Spacing)의 결정으로 이루어진다. 원하는 연직분포를 보다 정확히 모사하기 위해 다양한 정육면체 크기와 간격에 대한 조합을 풍동 시험부에서 시도하기 어려우므로 본 연구에서는 상대적으로 위치와 간격을 조정하기 쉬운 체인 형태의 장애물을 흐름에 수직 방향으로 시험부 바닥에 네 줄 설치하였다.

속도장의 측정은 DANTEC사의 3축 55R91 열선 유속계(Hot-Wire Anemometer)를 이용하였다. 열선 유속계는 유동현상에 대한 유속계 자체적인 교란을 가지

Fig. 3. Comparison of vertical velocity profiles between theory and experiment (blue dots show theoretical values and red dots represent measurement values).

고 있으나 유속뿐만 아니라 난류성분, 상관계수 및 난류의 주파수 특성 등을 연속적으로 얻을 수 있는 장점이 있다. 사용된 열선 유속계의 열선직경은 $5 \mu\text{m}$ 이며 열선길이는 1.25 mm 이다. 측정 가능한 유속은 $0.2 \sim 500 \text{ m s}^{-1}$ 이다. 열선 유속계의 교정절차를 수행한 결과 정확도는 $1 \text{ m s}^{-1} \sim 340 \text{ m s}^{-1}$ 범위 내에서 $\pm 0.02 \text{ m s}^{-1}$ 이다.

열선 유속계는 PTS(Probe Traverse System)에 장착되어 위치를 조정해 가며 측정을 수행하였다. Figure 1c에 전체 시험부에 장착된 5개의 스파이어와 4줄의 체인, ILS 타워 모델, PTS를 볼 수 있다.

Figure 3은 자유류 속도가 높이 0.33 m 에서 40 kts (20.58 m s^{-1})가 되도록 풍동의 RPM을 조절한 후 스파이어로부터 $6h$ 지점의 위치에서 열선 유속계로 측정된 유속의 연직분포와 지수법칙에 근거한 이론적인 유속의 연직분포를 비교한 것이다. 고려하는 z 범위에서 이론적인 값과의 최대 오차는 3.3% 로서 이론적인 연직분포와 매우 잘 일치함을 알 수 있다.

2.2 시험조건

ILS 타워가 근처에 설치된 바람관측장비에 미치는 영향을 분석하기 위해 1/30 ILS 모델을 시험부에 설치하고 기준 측정조건을 유속 40 kts , 열선 유속계의 수평이격거리(x)는 ILS 타워 모델 및 기류의 흐름방향과 정렬된 상태인 0 m , 높이(z)는 0.33 m (실제 공항에서 바람관측장비의 높이는 10 m 이고, 풍동 내 실험 환경에서는 $2/3 h_m$ 에 해당한다.), 모델과의 거리(y)는

1 m로 설정하였다. Figure 1b에는 시험부에 설치된 ILS 타워 모델(좌)과 설계도면(우) 그리고 열선 유속계의 측정위치에 사용된 좌표계와 풍동 내의 기류 흐름의 방향을 나타내었다.

기준 조건에서 각 실험변수에 대해 다른 변수들을 고정한 상태에서 변화를 주어 유속을 측정하여 변수별 바람 왜곡의 특성을 분석하고자 하였다. 실험 변수로는 먼저 ILS 모델로 불러 들어가는 바람 유입 방향에 따른 모델의 바람 왜곡도를 살펴보기 위한 ILS 타워 모델의 회전각(Orientation Angle)이 있으며, ILS 타워의 후방 바람 왜곡의 수평적 범위를 분석하기 위한 열선 유속계의 수평적 이격 거리(x), 바람 왜곡의 수직 방향의 범위를 살펴보기 위한 열선 유속계의 높이(z)가 있으며, 마지막으로 거리 변화에 따른 왜곡도 분석을 위한 열선 유속계와 모델과의 거리(y)가 있다.

2.3 결과분석 및 토론

실험변수에 대한 결과 분석은 ILS 타워 모델이 없을 때의 유속(U)에 대해 모델이 존재할 때의 유속(U_a)의 비, 즉 감쇄비율(U_a/U)을 통해 수행되었다. Figure 4a의 상은 ILS 타워 모델의 자세에 따른 감쇄비율을 나타낸 것으로 타워의 비대칭성으로 인해 $[-60^\circ, -120^\circ]$ 구간에서 상대적인 감쇄가 큰 것을 알 수 있는데, 이는 타워의 좌측에서 바람관측장비가 운용될 경우 타워에 의한 바람의 왜곡이 가장 클 것으로 판단할 수 있어 실제 공항에서 감쇄가 가장 크게 발생하는 ILS 타워의 좌측에 바람센서를 설치하는 것을 피하는 것이 좋겠다. Figure 4a의 하는 수평이격거리에 따른 결과로서 x 축으로 좌우 $[-0.2 \text{ m}, 0.2 \text{ m}]$ 의 범위 내에서 왜곡이 발생함으로써 본 실험점에 근거하여 타워 모델에 의한 왜곡의 수평범위가 약 $53^\circ [2 \times \tan^{-1}(0.2)]$ 이내임을 알 수 있다. 보다 정확한 왜곡의 수평범위를 파악하기 위해서는 보다 많은 x 축 방향의 실험점이 필요하나, 가까운 거리에서 ILS 타워가 왜곡시킬 수 있는 풍향의 범위가 약 53 도에 해당함을 알 수 있는 결과이다. Figure 4b는 열선 유속계의 높이 및 거리에 따른 감쇄비율을 나타낸 것으로 높이가 낮으면 낮을수록 모델과 가까울 경우 왜곡의 정도가 심해짐을 알 수 있다. 또한, 모델 높이의 4배에 해당하는 2 m의 이격 거리부터는 높이에 무관하게 감쇄량이 크게 감소함을 알 수 있으며, 동시에 측정위치가 타워 높이 이상일 경우 거리와 무관하게 왜곡이 발생하지 않음을 알 수 있다. Figure 4c의 좌는 기준 거리($y=1 \text{ m}$)에서 측정높이를 변화시킨 결과로 0.4 m 높이 이하에서 감쇄량의 요동이 있지만, 그 이상의 높이에서는 높이 증가에 따라 감쇄량이 급격히 줄어드는 것을 알 수 있고, ILS 타워 높이까지 높이면 감쇄가 거의 일어나지 않음을 재확인 할 수 있다. Figure 4c의 우는

a) Wind speed attenuation with respect to orientation angles of the tower (upper) and probe offset(bottom).

b) Wind speed attenuation with respect to probe heights (solid lines show the result with the different distances between the tower and probe).

c) Wind speed attenuation with respect to probe heights at fixed distance (left) and distances at fixed height (right).

Fig. 4. Experimental results.

일반적 바람 센서의 관측 높이에 해당하는 기준 높이 ($z=0.33 \text{ m}$)에서 이격거리를 변화시킨 결과로 거리 증가에 따라 감쇄량이 감소하고 있음을 알 수 있다. 실제 바람관측장비의 위치인 10 m 높이(실험의 경우 0.33 m)에서 10% 이하의 바람왜곡을 얻기 위해서는 최소 3 m(모델 높이의 6배) 이상의 거리 이격이 필요함을 알 수 있다. 특히, 바람 감쇄의 영향이 없는 보다 정확한 관측을 위해서는 센서와 ILS타워 사이의 이격거리가 ILS타워 높이의 10배(5 m)보다 더 커야

Table 1. Correction Factors for the Variation of Anemometer Distance from the ILS.

Distance (m)	0.5	1.0	2.0	3.5	5.0
Correction factor	1.481	1.284	1.143	1.095	1.062

함을 알 수 있다. 이는 세계기상기구(WMO)가 권고하는 장애물 높이의 10배의 이격 거리로도 후방 왜곡의 영향에서 벗어나기 어렵다는 것을 알 수 있다.

이상의 결과로 ILS 타워 구조물이 후방의 바람관측에 미치는 왜곡 영향도는 ILS 타워로부터 후방으로 바람 센서가 떨어진 거리와 바람 센서의 높이 증가에 대해 각각 반비례함을 알 수 있으며, ILS 타워의 후방 바람 왜곡으로부터 벗어나, 보다 정확한 바람관측이 되기 위해서는 바람 센서의 관측 높이를 최소 ILS 타워의 높이만큼 높이거나, 후방으로 ILS 타워 높이의 10배에 해당하는 거리 이상으로 이격된 지점에 바람 센서를 설치하는 것이 바람직할 것으로 판단할 수 있다.

ILS의 자세, 바람왜곡의 수평 및 수직방향 범위, 거리 변화에 따른 후방 바람의 감쇄비율은 바람관측의 정확도를 높이기 위한 보정계수(감쇄비율의 역수, U_r/U_a)로 활용될 수 있으며 Table 1에 관측장비의 ILS와의 거리에 따른 보정계수를 그 예로 제안하였다. 공군 서울기지의 사례에서와 같이 충분한 거리 이격이 없이 바람관측이 수행되는 공항에서는 ILS로부터 불어오는 바람 관측 풍속에 보정계수를 곱하여 바람 정보를 추정한다면 항공기의 이·착륙 단계에서 풍속을 실제보다 약하게 평가하는 오류를 줄일 수 있을 것이다.

3. 결 론

본 연구에서는 기류 경계층의 연직분포를 풍동에서 모사하고 이를 이용하여 실제 공항에서 제한된 장소로 인해 바람관측장비와 근거리에 위치한 항법 장비인 ILS의 바람관측에 대한 영향성을 모델을 활용하여 실험적으로 분석하였다.

짧은 시험부를 지닌 공군사관학교 풍동에서 스파이어와 시험부 바닥에 체인을 설치함으로써 원하는 기

류 경계층의 연직분포를 성공적으로 모사할 수 있었다. ILS의 영향성 분석 결과 현재의 관측장비 높이에 대해 타워 높이의 최소 10배 거리 후방까지 유속의 감쇄가 존재하므로 충분한 이격거리를 확보하지 못할 경우 관측된 바람정보의 정확도가 떨어질 것으로 판단된다. 또한, 정확한 바람관측에 영향을 줄 수 있는 변수들에 대한 분석을 통해 각 조건에 따른 감쇄비율을 획득하였으며 충분한 장소적 조건을 갖추지 못한 곳에서 감쇄되는 풍속의 보정에 활용할 수 있는 보정계수를 제안하였다. 다만, 실험이 수행된 풍동의 길이의 제한으로 인해 후방 풍속의 무감쇄가 발생하는 거리까지 바람 센서를 이격시켜 실험을 지속하지 못한 점은 아쉬운 점이라 하겠다.

본 연구를 기초로 하여 주변 지형과 시설물에 대해 상세 분석이 수행된다면 공항 내 바람정보의 품질을 향상시킬 수 있을 뿐만 아니라 바람정보의 대표성 확보에 기여할 수 있을 것으로 판단된다.

감사의 글

본 연구는 '13년도 공군사관학교 국고연구과제(KAFA13-15)의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

REFERENCES

- Emil, S., and H. S. Robert, 1996: *Wind Effects on Structures*. John Wiley, 704 pp.
- FAA, 2010: Weather-Related Aviation Accident Study 2003-2007.
- Irwin, H. P. A. H., 1981: The Design of Spires for Wind Simulation. *J. Wind Eng. Ind. Aerod.*, **7**, 361-366.
- Korea Wind Engineering Association, 2010: *Wind Resistance Engineering*, Kimoondang Publishing Co.
- Wieringa, J., 1996: Does Representative Wind Information Exist?. *J. Wind Eng. Ind. Aerod.*, **65**, 1-12.
- WMO, 2008: *Guide to Meteorological Instruments and Methods of Observation*, Part2, Chap.2, 2-3.