

수직형 풍동을 응용한 고공강하 시뮬레이터의 설계에 대한 연구

최상길* . 조진수**

A Study on the Design of Free-Fall Simulator using concept of Vertical Wind Tunnel

Sanggil Choi*, Jinsoo Cho**

Key Words : 고공강하 시뮬레이터(Free-Fall Simulator), 수직형 풍동(Vertical Wind Tunnel), 에너지 비 (Energy Ratio), 손실계수(Loss Coefficient)

Abstract

In this study, the design of Free-Fall Simulator was carried out using concept of vertical wind tunnel. Free-Fall Simulator is not an experimental equipment but a training equipment. Therefore Free-Fall Simulator needs a large training section compared with test section of wind tunnel and has critical limit of height. These limits bring about the difficulty of design for a return passage. Due to small area ratio, the downstream flow of training section with high speed is not decelerated adequately to the fan section. High-speed flow leads to great losses in the small area ratio diffuser and corner. So design of diffusers and corners located between training section and fan section has a great effect on the Free-Fall Simulator performance.

This study used an estimation method of subsonic wind tunnel performance. It considered each section of Free-Fall Simulator as an independent section. Therefore loss of one section didn't affect loss of other sections. Because losses of corner with vane and 1st diffuser are most parts of overall Free-Fall Simulator, this study focused on the design of these sections.

기호설명

- A : 국부 단면적
- A* : 국부 유동 임계 단면적
- A_{FLOW} : 정류격자 국부 유동 단면적
- AR : 국부 입구와 출구의 면적비
- a₀ : 실습부 입구 유동의 음속
- D_h : 수력 직경, (4A/P)
- ER : 에너지 비
- K : 국부 전압손실계수, (ΔP/q_L)
- K₀ : 실습부 동압에 대한 국부 전압손실 계수, (ΔP/q₀)
- ΔP : 국부 전압손실
- q_L : 국부 동압
- λ : 마찰계수
- φ : 코너 베인 유동 변경 각, deg

2θ : 확산부 확산각

$$2 \tan^{-1} \left(\frac{\sqrt{A_2} - \sqrt{A_1}}{L\sqrt{\pi}} \right), \text{ deg}$$

Subscripts

- 0 : 실습부 입구
- 1 : 국부 입구
- 2 : 국부 출구
- STD : 표준 공기 상태
- T : 정체 상태

1. 서론

산업의 발전과 더불어 직접 하늘을 날고자 하는 인간의 욕망으로 인해 고공강하에 대한 관심이 커지고 있다. 고공강하의 안전을 위해서는 지상 훈련이 반드시 필요하며 고공강하시의 공기 유동과 같은 유동의 재현을 위해서 풍동(Wind Tunnel)의 개념을 응용한 장비가 개발되고 있다.

* 회원, 한양대학교 대학원 기계공학과

** 회원, 한양대학교 기계공학과

공기역학 분야의 필수 장비인 풍동은 일반적으로 수평형으로 설치되어 각종 실험에 이용되고 있지만, 선진국에서는 설계 중이거나 이미 실용화되어 있는 항공기의 순수한 회전 특성을 연구하고자 수직형 풍동을 설치하여 연구에 사용하고 있다.

풍동과 고공강하 시뮬레이터는 팬이나 프로펠러의 후류를 이용하여 시험부나 실습부에서 원하는 공기의 유동을 재현하는 장치라는 공통점을 가지고 있다. 이러한 이유로 인해 풍동 설계 기술을 사용하여 고공강하 시뮬레이터가 설계되고 있다.

기존의 고공강하 시뮬레이터는 실습부를 통과한 공기가 대기중으로 배출되는 시험부가 개방되어 있는 개회로 풍동을 응용하여 개발되어 왔다. 개회로 풍동을 응용할 경우 팬이나 프로펠러 후류의 유동 특성으로 인해 실습부 중앙 부분은 공기 유속이 다른 부분에 비해 낮게 되어 실습이 불가능한 부분으로 존재하게 된다는 단점을 가지고 있다.

본 연구에서는 이와 같은 문제점을 해결하고 기존의 장비보다 낮은 동력으로 가동할 수 있는 장비를 개발하고자 시험부가 개방되어 있는 폐회로 풍동을 응용한다.⁽¹⁾

2. 고공강하 시뮬레이터의 설계

2.1 고공강하 시뮬레이터 설계 방법

고공강하 시뮬레이터의 설계는 풍동 설계에서 기본으로 고려되어지는 손실계수를 이용한 방법을 취한다. 이는 Eckert 등⁽²⁾이 NASA에서 풍동 설계의 기본으로 채택한 이후로 수많은 풍동의 설계 방법으로 채택되고 있다.

이 방법의 가장 큰 특징은 고공강하 시뮬레이터 각 부분을 하나의 독립적인 개체로 간주한다는 것이다. 각 부분을 통과하는 유동의 전압손실과 동압과의 비를 그 부분에서의 손실계수로 정의하여 각 부분에 대한 해석에 사용한다.

또 각 부분에서의 전압손실과 시험부에서의 동압과의 비를 구하여 이를 고려해 전체 시뮬레이터에 대한 해석에 사용한다.

2.2 고공강하 시뮬레이터 설계 조건

수평형 풍동과 수직형 풍동의 설계는 공력 해석에서 동일한 설계 조건을 가진다. 높이의 변화에 따른 밀도변화를 고려하기는 하지만 고도에 따른 밀도변화에 비해 속도에 따른 밀도변화가 더욱 크

므로 고도에 따른 밀도변화 역시 무시하고 있다.⁽³⁾

고공강하 시뮬레이터에 응용하려 하는 수직형 풍동은 수평형 풍동과는 달리 높이에 대한 구속 조건을 가지게 된다. 이는 공기의 유동 확산에 큰 영향을 미치며 부분 설계에서 선택의 폭을 제한한다.

이러한 이유로 확산부 부분에서의 손실보다는 코너에서의 손실이 수평형 풍동에 비해 더욱 커지게 된다.

이에 대한 개선을 위해서 코너 베인을 사용하게 되며 코너 베인의 형상에 따라 많은 손실의 차이를 가지게 되므로 이에 대한 연구를 중점적으로 수행하여야 한다.^{(4), (5), (6)}

또한 고공강하 시뮬레이터는 시험용 장비가 아닌 실습용 장비이므로 사용되어지는 최대의 실습 공간 면적이 확보될 수 있도록 설계되어야 한다.

3. 수직형 풍동의 수치적 해석

3.1 수치 해석을 위한 기본 변수의 정의

본 연구에서 사용되어지는 변수들은 기본적으로 정의되어진 변수와 압축성 효과가 고려된 변수들로 구분되어진다. 기본적인 유동 변수들은 실습부에서의 유동 조건에 의해 다음과 같이 정의되어진다.⁽⁷⁾

$$\rho_T = \frac{P_T}{RT_T}$$

$$a_T = \sqrt{\gamma RT_T}$$

$$\mu_T = \mu_{STD} \left(\frac{T_T}{T_{STD}} \right)^{0.76}$$

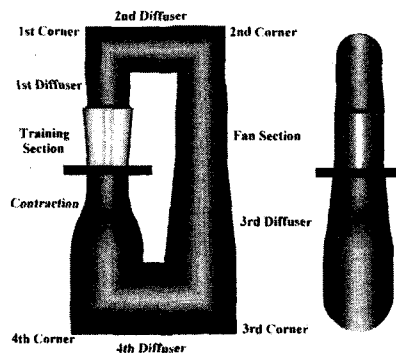


Fig. 1 Schematic of Free-Fall Simulator

$$a_0 = \frac{a_\gamma}{\sqrt{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)}}$$

$$\rho_f = \frac{\rho_f}{\left(\sqrt{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}}$$

$$A^* = M_0 A_0 \left(\frac{\gamma+1}{2 \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right) \right]} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

3.2 유동 특성 변수의 정의

각 부분에서의 유동 특성 변수는 부분 별로 유동이 배출되는 위치에서 정의되어진다.^{(7), (8)}

3.2.1 마하수 (Mach number, M)

유동의 압축성 정도에 대한 척도로 사용되어지는 마하수는 식(1)로 정의한다.

$$M^2 - \left[\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left(\frac{A}{A^*} M \right)^{\frac{2(\gamma-1)}{\gamma+1}} \right] + \frac{2}{\gamma-1} = 0 \quad (1)$$

3.2.2 레이놀즈수 (Reynolds number, Re)

유동의 점성력과 관성력의 비로 정의되어지는 레이놀즈수는 특성 길이(l)와 국부 수력직경(D_h)에 기초하여 식(2)와 같이 정의한다.

$$Re = \frac{\rho_0 V_0 l}{\mu_\gamma} \left(\frac{A_0}{A} \right) \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{0.76} \quad (2)$$

3.2.3 마찰계수 (Friction coefficient, λ)

유동과 벽면과의 마찰 손실을 계산하기 위한 마찰계수는 식(3)과 같이 정의하며 계산을 위해 식(4)로 변형하여 사용한다.

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = 2 \log_{10} \left(Re \sqrt{\lambda} \right) - 0.8 \quad (3)$$

$$\left[\log_{10} \left(\lambda Re^2 \right) - 0.8 \right]^2 - \lambda = 0 \quad (4)$$

3.2.4 고공강하 시뮬레이터 전체 손실계수 (K_0)

부분별 손실계수는 각 부분에서 속도가 높은 위치에서 정의되어진다. 하지만 고공강하 시뮬레이터 전체에서의 성능을 고려하기 위해서는 각 부분

에서의 기준점이 아닌 일괄적인 전체 기준점을 사용한다. 실습부의 입구가 고공강하 시뮬레이터 전체에서 가장 속도가 높은 부분이 되므로 이 부분의 동압을 기준하여 새로운 손실계수 (K_0)를 식(5)와 같이 정의한다.

$$K_0 = K \left[\frac{A_0 M}{A M_0} \sqrt{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)} \right] \quad (5)$$

3.2.5 에너지 비 (Energy Ratio, ER)

풍동 전체의 성능을 평가하는 척도로 사용되는 에너지 비는 식(6)과 같이 정의된다.

$$ER = \frac{1}{\sum_{i=1}^N K_0} \quad (6)$$

3.2.6 소요 동력

실습부에서 원하는 유동 조건을 만들기 위해 고공강하 시뮬레이터 구동 시 필요한 동력 (P_{INPUT})은 식(7)과 같이 계산되어지며, 실질적인 소요 동력 ($P_{REQUIRED}$)은 펌프 모터 사이의 효율과의 관계에 의해 식(8)과 같이 정의되어진다.

$$P_{INPUT} = \frac{\left(\sum_{i=1}^N K_0 \right) \rho_0^2 A_0 V_0^3}{2 \rho_f} \quad (7)$$

$$P_{REQUIRED} = \frac{P_{INPUT}}{\eta_f} \quad (8)$$

4. 수직형 풍동 각 부분별 손실의 계산

각 부분에 의해 발생하는 전압의 손실 (ΔP)은 부분의 동압 (q_L)에 의해 무차원화 되어 계산에 적용된다. 본 연구에서는 각 부분에서 속도가 가장 높은 위치를 부분 기준점으로 정하며 그 부분에서의 동압을 부분 동압으로 간주한다.^{(9), (10), (11), (12)}

4.1 개방형 실습부 손실 계산

개방형 실습부에서의 손실 ($K_{T/S}$)은 식(9)와 같이 정의한다.

$$K_{T/S} = 0.0845 \frac{L}{D_h} - 0.0053 \left(\frac{L}{D_h} \right)^2 \quad (9)$$

4.2 수축부 손실 계산

수축부에서는 마찰에 의한 손실이 전체 손실의 대부분을 차지한다. 수축부의 손실($K_{CONTRACTION}$)은 식(10)과 같이 정의한다.

$$K_{CONTRACTION} = 0.32 \frac{\lambda L}{D_h} \quad (10)$$

4.3 동일 면적 덕트 손실 계산

면적이 동일한 덕트에서의 손실(K_{CONST_AREA})은 수축부와 마찬가지로 마찰에 의한 손실이 전체 손실의 대부분을 차지하지만 수축부에 비해 면적의 변화가 없기에 그 손실의 정도는 더욱 크다. 이에 대한 손실은 식(11)을 사용하여 정의한다.

$$K_{CONST_AREA} = \frac{\lambda L}{D_h} \quad (11)$$

4.4 정류격자(Honeycomb) 손실 계산

수직방향의 유동을 제거해 주는 역할을 하는 정류격자의 손실($K_{HONEYCOMB}$)은 다음의 식(12)에 의해 정의되어진다.

$$K_{HONEYCOMB} = \lambda \left(3 + \frac{L}{D_h} \right) \left(\frac{A}{A_{Flow}} \right)^2 + \left(\frac{A}{A_{Flow}} - 1 \right)^2 \quad (12)$$

여기에서의 수력직경은 정류격자 각 격자에서의 수력직경은 의미한다. 또한 정류격자 손실 계산을 위한 마찰 손실은 정류격자 표면 조도(Δ)에 바탕을 둔 레이놀즈수에 의해 정의되어진다.

$$\text{Re} \leq 275, \quad \lambda = 0.375 \text{Re}^{-0.1} \left(\frac{\Delta}{D_h} \right)^{0.4} \quad (13)$$

$$\text{Re} > 275, \quad \lambda = 0.214 \left(\frac{\Delta}{D_h} \right)^{0.4} \quad (14)$$

4.5 코너 손실 계산

코너에서는 유동의 진행 방향 변경으로 인해 생기는 유동의 손실과 손실을 줄이기 위해 장착되어지는 코너 베인에 의한 손실의 합으로 정의되어진다.

본 연구에서는 확산 코너 부분 손실(K_{CORNER})을 베인이 장착된 확산부의 손실($K_{VANED_DIFFUSER}$)과 방향의 변경 각도에 지배되어지는 회전 손실($K_{ROTATION}$)의 조합으로 정의한다.

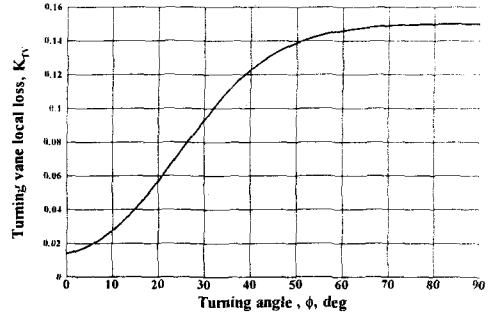


Fig. 2 Local loss for turns as function of turning angle with vanes

$$K_{CORNER} = K_{VANED_DIFFUSER} + K_{ROTATION} \quad (15)$$

$$K_{VANED_DIFFUSER} =$$

$$\left\{ 0.3 + \left[0.006(2\theta - 21.5)u(2\theta - 21.5) \right] \right\} \left(\frac{AR-1}{AR} \right)^2 \quad (16)$$

$$K_{ROTATION} = \frac{2}{3} K_{TV} \quad (17)$$

코너 베인 손실(K_{TV})은 변경 각에 따라 Fig. 2와 같이 정의되어진다.

4.6 확산부 손실 계산

확산부에서의 손실($K_{DIFFUSER}$)은 마찰에 의한 손실($K_{FRICTION}$)과 확산에 의한 손실($K_{EXPANSION}$)이 주된 원인이 된다.

확산에 의한 손실은 단면의 형상과 확산각에 의해 크게 지배된다. 본 연구에서는 단면의 형상이 원형인 덕트를 사용하게 된다. 확산각(θ)에 의한 확산 손실은 Fig. 3을 이용해 사용한다.

면적 확산에 의한 손실은 식(18)과 같이 정의된다.

$$K_{EXPANSION} = K_{EXP} \left(\frac{AR-1}{AR} \right)^2 \quad (18)$$

마찰로 인한 손실은 식(19)으로 정의된다.

$$K_{FRICTION} = \frac{\Delta P}{q} \Big|_{FRICTION} = \int_0^s \frac{\lambda \rho V^2}{\rho_1 V_1^2 D_h} ds \quad (19)$$

식(19)에 밀도와 마찰계수는 일정하다고 가정하며 단면의 형상이 원형인 경우 면적 보존 법칙을 적용하고 확산의 중앙부분에서의 거리를 변수로 취하여 적분을 수행하면 마찰에 의한 손실은 식(20)으로 정의된다.

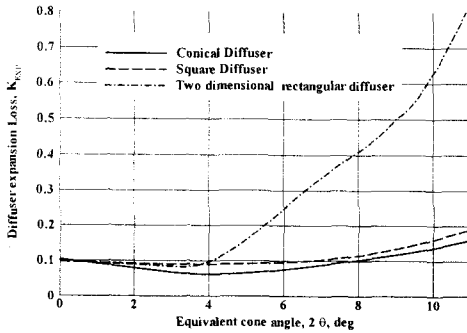


Fig. 3 Diffuser expansion loss parameter variation with equivalent cone angle

$$K_{FRICITION} = \frac{\lambda}{8 \sin \theta} \left(1 - \frac{1}{AR^2} \right) \quad (20)$$

결론적으로 확산부에서 일어나는 손실을 정리하면 식(21)로 정의할 수 있다.

$$K_{DIFFUSER} = K_{EXPANSION} + K_{FRICITION}$$

$$K_{DIFFUSER} = \left\{ K_{EXP} + \left[\frac{\lambda}{8 \sin \theta} \left(\frac{AR+1}{AR-1} \right) \right] \right\} \left(\frac{AR-1}{AR} \right)^2 \quad (21)$$

5. 고공강하 시뮬레이터 설계 결과

각 부분의 손실을 이용한 고공강하 시뮬레이터 설계에서 가장 중요한 구속 조건은 높이의 제한과 실습부에서의 비교적 균일한 유동, 또한 웬 부분의 면적에 따른 최대 실습부 면적의 확보이다. 이 구속 조건들은 일반적인 수평형 풍동의 설계에서 볼 수 없었던 새로운 문제를 야기하고 있다.

5.1 확산부 설계 결과

실습부와 1번 코너 사이에 위치한 1번 확산부는 실습부를 통과한 최고 속도 유동을 최대한 줄여 준다. 하지만 면적비의 한계와 확산부 길이의 한계로 선택의 폭이 크지 못하다. 특히 이 부분에서는 개방형 실습부를 통과한 공기를 효과적으로 흡입해야 하는 역할을 가지고 있으며 이 과정에서 심한 떨림 현상(pulsation)이 발생한다.⁽¹³⁾

또한 1번 코너와 2번 코너 사이에 위치한 2번 확산부는 확산부의 길이가 시뮬레이터 각 부분 중에서 가장 작다는 특징을 가지고 있다. 고공강하 시뮬레이터의 1, 2번 확산부에서의 손실을 최대한 줄이기 위해서는 Fig. 4에서처럼 확산각을 4° 전후로 정하여 설계하도록 한다.

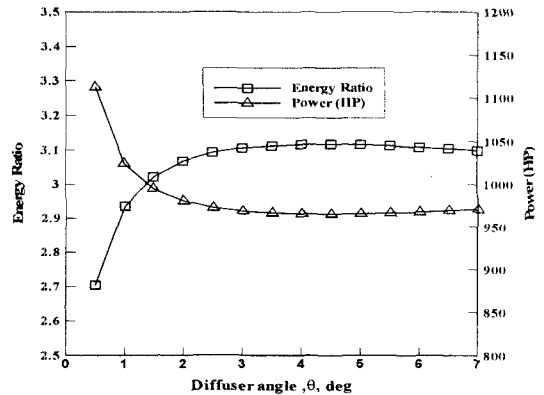


Fig. 4 Performance variation with 1st diffuser angle

고공강하 시뮬레이터의 3, 4번 확산부는 웬에서 발생한 강력한 후류를 가급적 손실 없이 전달하도록 설계한다. 이 부분은 풍동과 비교해 볼 때 비교적 큰 손실이 발생한다.

실습부의 직경(D_0)과 웬 부분의 직경(D_f)을 비교해 볼 때($D_f = 1.25D_0$) 당연한 결과로 보여진다. 속도가 큰 후류를 수축부까지 전달하는 부분인 3, 4번 확산부에서의 손실은 수평형 풍동의 특징으로 감안하여야 하는 부분이다.

5.2 코너 설계 결과

코너 부분은 베인을 사용하여 발생 손실을 최대한 줄인다. 하지만 기존의 굽은 평판을 사용할 경우에 비해 90°의 익형(airfoil)을 사용하고 에어포일의 설정각을 바꿈에 따라 더욱 작은 손실을 얻을 수 있다. 평판의 경우 90°회전의 경우 베인 손실(K_{TV})은 0.15이지만 잘 설계되어진 에어포일을 사용할 경우 최대 0.12까지 줄일 수 있다.

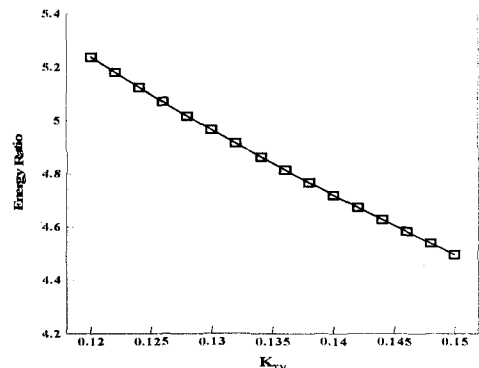


Fig. 5 Energy Ratio variation with turning vane loss

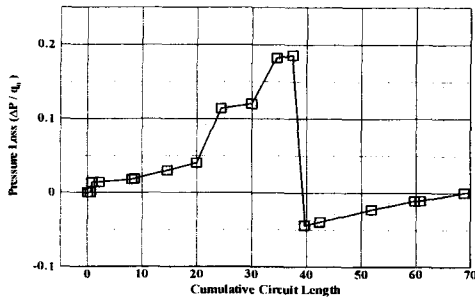


Fig. 6 Pressure Loss distribution of Free-Fall Simulator

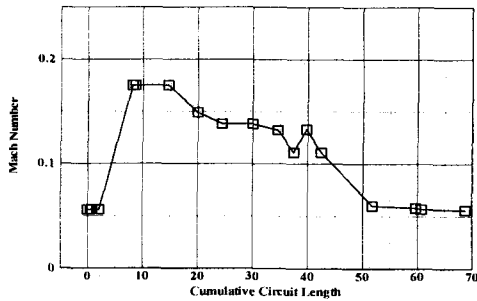


Fig. 7 Velocity distribution of Free-Fall Simulator

5.3 고공강하 시뮬레이터 설계 결과

확산부와 코너 부분의 설계에 중점을 두어 설계한 고공강하 시뮬레이터의 설계 결과는 다음과 같다. 풍동 전체에서 발생하는 손실은 0.23367 이며, 풍동의 성능을 평가하는 에너지 비는 4.28을 얻었으며 설계된 시뮬레이터의 구동을 위해서 필요한 동력은 820.54 마력이 필요함이 계산되었다.

Fig. 6은 고공강하 시뮬레이터 전체 길이에 대한 압력 손실의 분포를 나타낸 것이다. 이를 살펴보면 1, 2번 코너에서의 손실의 양을 알 수가 있다. Fig. 7은 고공강하 시뮬레이터 전체 길이에 대한 속도 분포를 나타낸 것이다.

6. 결론

고공강하 시뮬레이터는 실험을 하기 위한 풍동에 비해 난류의 강도나 유동의 균일성에 대해 그다지 큰 제한을 가지지는 않지만 이는 여전히 설계에 있어서의 가장 중요한 요구 사항이다. 또한 실습부 면적의 최대화, 시뮬레이터의 높이의 한계라는 구속 조건으로 인해 설계 인자의 선택의 폭이 많이 좁아진다.

고공강하 시뮬레이터의 설계에서는 전체 손실의

70%를 차지하는 코너 손실을 최소화할 수 있는 배인의 설계가 가장 중요함을 알 수가 있었다. 특히 실습부와 팬 사이에 존재하는 1, 2번 코너 부분의 손실은 전체 손실의 60%를 차지하므로 이에 대한 설계가 전체 시뮬레이터 설계에서 가장 중요함을 알 수가 있었다.

또한 실습부와 팬 사이에 존재하는 확산부의 설계에서 확산 각에 따라 많은 차이가 존재함을 알 수가 있었으며 1번 확산부에서의 손실은 확산부 자체의 손실과 펄럼 현상으로 인한 손실이 동시에 고려되어야 함을 알 수가 있었다.

참고문헌

- (1) Alan Pope and William H. RAE, Jr., 1984, "Low-Speed Wind Tunnel Testing," Second Edition, John Wiley & Sons
- (2) Eckert, William T., Mort, Kenneth W., Jope, J., 1976, "Aerodynamic design guideline and computer program for estimation of subsonic wind tunnel performance," NASA TN D-8243.
- (3) Carl J. Wenzinger and Thomas A. Harris, 1931, "The vertical wind tunnel of the national advisory committee for aeronautics," NACA Report 387.
- (4) Warner, Edward P., Norton, F. H., and Hebbert, C.M., 1920, "The design of wind tunnels and wind tunnel propellers," NACA Report 73.
- (5) Norton, F. H., Warner, Edward P., 1921, "Design of wind tunnels and wind tunnel propellers II," NACA Report 98.
- (6) Moore, Carl A., Jr., Kline, Stephen J., 1958, "Some effects of vanes and of turbulence in two-dimensional wide-angle subsonic diffuser," NACA TN 4080.
- (7) Anderson, Jr., John D., 1990, "Modern compressible flow with historical perspective," McGraw-Hill, Inc.
- (8) Staff of Ames Research Center, 1953, "Equations, Tables, and Charts for compressible flow," NACA Report 1135.
- (9) Idelchik, I. E., 1966, "Handbook of hydraulic resistance," AEC-TR-6630, The Israel Program for Scientific Translations Ltd.
- (10) Wattendorf, Frank L., 1938, "Factors influencing the Energy Ratio of return flow wind tunnels," 5th International Congress for Applied Mechanics, Cambridge, pp. 526-530.
- (11) Pankhurst, R. C., Holder, D. W., 1952, "Wind Tunnel Technique," Sir Isaac Pitman & Sons Ltd.
- (12) McDonald, Alan T., Fox, R. W., 1964, "Incompressible flow in conical diffusers," Tech. Rep. No.1, Army Research Office, Project No. 4332.
- (13) Jacobs, Eastman N., 1930, "Investigation of air flow in open-throat wind tunnels," NACA Report 322.