

토출식 아음속 풍동 개념설계

Conceptual Design of a Blow type Subsonic Wind Tunnel

송우길*, 장조원(한국항공대학교)

1. 서론

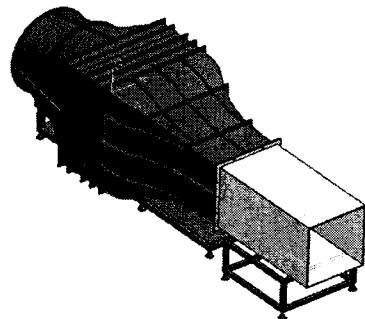
공력물체(aerodynamic body) 주변의 유동현상을 규명, 연구하는데 있어 기초적인 실험 장비인 풍동은 20세기 초반 급속도로 발전하기 시작한 항공역학과 함께 그 필요성 및 중요성이 크게 증가 하였다. 그 결과로 풍동은 1940년대에서 1950년대 사이 미국 및 유럽의 각 연구 시설 및 대학에 집중적으로 건설되었으나(손명환, 장조원, 1992) 그 기술적 수준이 완성에 이르렀다고는 할 수 없었다. 이후 풍동설계와 관련된 기존의 이론 및 풍동 내 유동조건과 관련된 각부 설계 변수 및 조건들이 정리되었다(P. Bradshaw, R. C. Pankhurst, 1964). 또한 그때 까지 임의적인 형상으로 제작되었던 수축부 형상에 있어, Morel. T(1976)은 수축부의 최소속도 압력계수 및 최고속도 압력계수를 설계 변수로 하여 축대칭 수축부의 형상을 결정하는 방법을 고안하였고, 이로 인해 현재 제작되는 풍동의 수축부 형상의 대부분은 Morel. T의 방식을 따르게 되었다. NASA의 Eckert. et. al.(1976)은 풍동 각부의 설계 변수에 관한 이론적인 정리를 컴퓨터 프로그램으로 작성, 실제 제작을 통하지 않고 정해진 설계 변수를 이용하여 풍동의 성능 데이터를 얻을 수 있게 하였다. 이는 실제 건조된 풍동 각 부분에서 얻어진 성능 해석 데이터와 설계 변수를 컴퓨터 프로그램에 적용하여 얻은 성능해석의 결과 값과 비교하였을 때 잘 일치하는 것으로 나타났다. 이로 인해 풍동은 과거보다 더 정교하고도 효율적으로 제작 할 수 있게 되었다. 1980년도 이후로는 풍동의 수축부 형상 및 설계변수들을 조절하여 시험부의 유질을 개선하는 다양한 연구들이 있었다(M. N. Mikhail, 1979), (J. H. Bell, R. D. Metha, 1988). 허나 일반적인 개념으로서의 풍동의 성능적인 개선은 크게 이루어진 바가 없다.

본 논문에서 한국항공대학교 응용공기역학 연구실 아음속 풍동으로 소개하는 장비는 시험부를 통과한 흐름이 재순환 하지 않고 밖으로 배출되는 개회로 형식 풍동이다. 이러한 개회로 형식 풍동은 흡입식과 토출식 풍동으로 구분할 수 있으며, 그 중 토출식 풍동에 대해 앞서 언급한 More. T 와 Eckert. et. al.의 방법을 이용하여 풍동의 성능을 예측하고 이를 설계에 적용하였다.

2. 본론

풍동의 제작에 있어 가장 중요한 변수 중 중요한 것들로는 풍동의 입지 조건 그리고 실험영역을 결정하는 시험부의 크기 등이 있다. 본 설계 풍동은 한국항공대학교 응용공기역학 연구실 내의 좁은 입지와 기존에 연구실내에 보유 중인 풍동(시험부 크기 0.5×0.5m)과 비교하여 더 큰 시험부 단면적을 가져야만 하는 상충되는 두 가지 조건을 충족시켜야 했다.

따라서 전체 조건을 만족시키기 위해 크기 비 성능 효율이 좋은 토출식 풍동으로 다음의 설명과 같이 각 구성품으로 나누어 설계하였으



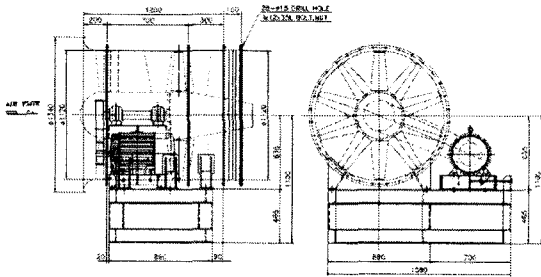
<그림 1> 응용공기역학 연구실의 토출식 풍동

며, 그림 1과 같은 풍동을 제작하였다.

또한 풍동의 성능해석 계산은 Eckert. et. al.의 NASA 보고서를 참조하여 각 부분별 압력손실을 계산한 후 합산하는 방식을 취하였다.

2.1 송풍기(fan)

아음속 풍동 각 구성품의 손실을 추정하고 이를 바탕으로 송풍기의 용량을 계산한다. 풍동 각 구성품에서의 압력손실을 모두 합하면 전체 압력손실이 나온다. 이러한 손실 값으로 송풍기가 갖추어야 할 요구 동력을 알 수 있다. 전체 압력손실인 $\sum \Delta P$ 값은 $408.23N/m^2$ 이며, 수압으로 환산하였을 경우 $41mmAq$ 이다. 송풍기에서 상승시켜야 하는 정압 상승량이 $41mmAq$ 이지만 풍동 제작 과정에서 오는 오차 및 모터 효율 및 팬의 효율 등을 감안하여 안전계수를 1.5로 설정하여 송풍기의 요구 정압량을 $62mmAq$ 로 설정하였다. 이때의 송풍기 동력은 $22kw$ 로 계산되었으며, 그림 2와 같이 설계되었다.



<그림 2> 송풍기

2.2 확산부(diffuser)

토출 형식(blow type) 풍동의 경우 확산부는 송풍기 후방에 위치하며 송풍기에서 불어나온 바람을 적절히 확산시킴과 동시에 공기의 속도를 감소시켜 유동의 마찰 손실을 줄여주는 것을 그 역할로 한다. 또한 느려진 유속과 동시에 높아진 정압은 확산부를 통과한 유동이 확산부 하부의 정체실로 유입되었을 때 유동의 왜란을 감소시킨다. 이로 인해 정체실을 거친 흐름은 시험부에서 더 안정된다. 본 설계 풍동의 확산부는 같은 면적비를 갖는 확산부와 비교해 길이가 짧은 광각 확산부(wide angle diffuser)로서 설계하였다. 광각 확산부는 유동의 급작스런 확산으로 인하여 확산부 내부 벽면에 경계층 분리(separation)가 일어날 수 있다. 이를 방지

하기 위해 확산부 내부에 스크린(screen)을 설치한다(R. D. Metha, P. Bradshaw 1979). 확산부의 스크린의 개수 및 위치는 확산부의 등가 확산각(equivalent cone angle) 및 입구 대 출구의 면적 비로 결정이 되는데, 본 설계 풍동의 확산부는 1장의 스크린을 설치하는 것으로 설계 하였다. 이렇게 설계된 확산부의 등가 확산각은 28.28° 이며 그 길이는 $1.25m$ 이다. 또한 정체실 및 수축부의 형상을 고려하여 원형 단면(circular section)에서 정 사각단면(square section)으로 확산 되도록 설계 하였다.

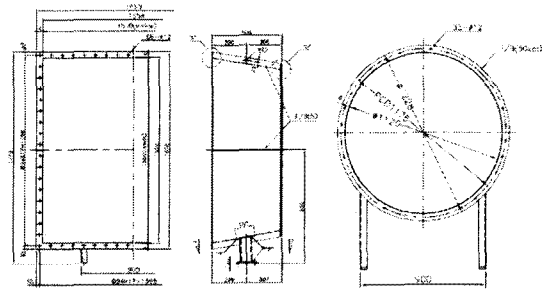
그림 3은 위의 설계변수가 적용된 확산부의 설계도면의 일부이다. 일반적으로 압력손실은 $k=\Delta p/q$ 로서 나타내지만 압력손실을 시험부의 동압에 대한 국부압력 손실계수인 k_0 로서 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$k_0 = \frac{\Delta p}{q_0} = \frac{\Delta p}{q} \cdot \frac{q}{q_0} = k \frac{q}{q_0}$$

또한 벽면 마찰과 확산에 의한 손실을 고려한 확산부 전압손실 계수 k_0 는 다음과 같이 표현 된다.

$$k_0 = \left[\frac{\lambda}{8 \tan(a/2)} + 0.6 \tan(a/2) \right] \left(1 - \frac{D_1^4}{D_2^4} \right) \frac{D_1^4}{D_2^4}$$

여기서 λ 는 벽면에서의 마찰계수, a 는 확산각, D 는 수력직경, 첨자 0는 시험부, 1은 입구 2는 출구를 의미하며, 이때 k_0 의 값은 0.086 확산부의 압력손실 $\Delta p = k_0 \times q_0$ 는 $21.07N/m^2$ 이다.



<그림 3> 확산부

2.3 정체실(settling chamber)

정체실은 확산부 하부에 이어서 설치되며 3장의 스크린과 1개의 허니콤으로 구성 되어있다. 정체실은 확산부를 통한 흐름이 수축부를 통과하기 전에 스크린과 허니콤을 지나며 그 흐름의 수직방향 및 수평방향의 난류성분을 제거하여 시험부에서의 좋은 유질을 얻게 하는 역할을 한다. 정체실의 길이는 스크린의 와이어

(wire)직경 그리고 허니콤의 셀 크기에 따라 그 길이가 결정된다. 본 풍동설계 및 제작에 쓰인 스크린의 와이어 직경은 0.23 mm이며 스크린의 개구율(open area)는 61.6% 약 0.616로서 설계 시 기준 크기인 0.57을 약간 상회하며 이에 따른 스크린의 간격은 와이어 직경의 500배 이상으로 하여야 와이어에 의해 발생된 난류 성분을 소멸시킬 수 있다. 이때의 스크린의 간격은 약 115 mm로 설계되나 그림 4와 같이 각기 여유를 두어 180 mm의 후방 길이를 갖도록 설계하였다. 허니콤 셀 크기는 12.5 mm로 기준 허니콤 크기인 9.5 mm보다 크나 단가상승 등의 제약이 있으므로 비교적 쉽게 구할 수 있고 가격이 저렴한 허니콤으로 결정하였다. 허니콤 셀 길이는 허니콤 셀 크기의 6~8배로 결정되나 좋은 유질 확보를 위해 허니콤 셀 크기의 약 9배인 110 mm로 하였다. 허니콤을 통과한 후류의 수직성분 난류는 허니콤 셀의 크기의 약 5~10배되는 길이 이후에서 사라진다. 이것을 고려하여 허니콤 후방길이는 셀 크기의 약 8배인 100 mm로 결정하였으며, 허니콤과 허니콤 후방을 포함한 허니콤 전체의 길이는 0.21m 로 결정하였다(Barlow, J. B, Rae, W. H, 1999). 이렇게 결정된 허니콤 전체 길이 및 스크린 및 스크린 후방을 고려한 정체실의 전체 길이는 0.81m이다.

스크린의 압력 손실계수는 다음과 같은 식으로 표현할 수 있다.

$$k = k_{RN} \cdot k_{mesh} \left(1 - \frac{A_F}{A}\right) + \left(\frac{A}{A_F} - 1\right)^2$$

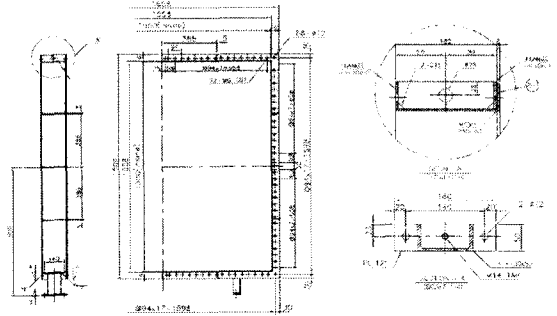
여기서 k_{RN} 은 레이놀즈 감도계수로 설계에 쓰인 스크린의 감도계수는 값이 1이다. k_{mesh} 는 형상계수로 원형 철사인 경우에 그 값은 1.3이다. A_F 개구율이며 값은 0.616 A 의 값은 1이다. 이러한 값들을 넣어 계산한 압력손실계수의 k 값은 0.89이며 확산부에 장착된 스크린의 전압 손실량은 52.78N/m²이다. 또한 정체실에 장착된 스크린의 전압 손실량은 24.76N/m²이다. 이로서 확산부 전체의 압력손실 $\Delta p = k \cdot q$ 는 73.85N/m²이다. 정체실의 시험부 동압에 대한 압력손실 계수 k_0 는 다음 식으로 표현된다.

$$k_0 = \lambda \cdot L/D_h$$

λ 는 벽면에서의 마찰계수이다. 설계풍동 정체실의 λ 값은 0.0121이다. D_h 는 정체실의 수력직경이다. 이때의 k_0 의 값은 0.0056이며 압력손실량은 약 3N/m²이다. 허니콤의 압력손실계수 k 는 다음 식으로 표현된다.

$$k = \lambda (3 + L/D_h) (A/A_F)^2 + (A/A_F - 1)^2$$

여기서 k 값은 0.2273이며, $\Delta p = q \cdot k$ 로 국부동압 q 에 의한 허니콤의 압력 손실량은 6.3N/m²이다. 정체실 구성품의 전체압력손실은 앞서 말한 스크린 3장을 포함하여 83.58N/m²이다.



<그림 4> 정체실(settling chamber)

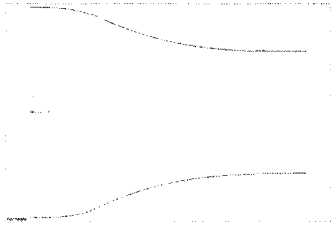
2.4 수축부 (contraction section)

수축부를 설계함에 있어 가장 중요한 설계 변수는 수축부 입구와 출구의 면적비를 의미하는 수축비(contraction ratio)이다. 수축부의 역할은 수축부내 유동 내부에서의 공기층 간 에너지 등급 차이(specific energy level difference)로 인한 각 공기층 간의 속도차이를 감소시킨다. 에너지 차이는 공기층 간의 마찰이 원인이다. 수축부에서 유체가 갖는 전체 에너지가 일정하다고 가정하였을 때, 수축부 출구로 유동이 흘러갈수록 유체 층간의 에너지 차이는 흐름방향으로 증가된 운동에너지에 의해 점차 줄어들고 수축부 출구로 갈수록 그 에너지 차이는 줄어든다. 수축부 출구에서의 층간 속도차이는 최소화 되며, 그 크기는 충분히 무시 가능하다. 따라서 시험부의 유질은 수축부 입구의 그것과 비교하였을 때 월등히 훌륭하다. 이는 수축비가 커질수록 시험부에서 높은 유질을 보유하는 풍동을 설계할 수 있다는 것을 의미한다(G, G, Borger, 1976).

일반적으로 수축부에서 수축비의 값은 6~10이나, 본 설계 풍동은 풍동의 주변 환경 및 입지 조건에 맞추어 수축비가 낮게 설계 되었다. 본 풍동의 수축비는 2.96이며, 수축부 형상은 축대칭 설계 방법(Morel, T 1976)을 이용하여 결정 하였다. 결정된 수축부 형상은 그림 5와 같다. 수축부의 압력손실은 수축부를 원통으로 가정하여 다음과 같이 정의하여 계산한다.

$$k_0 = 0.32 \lambda \cdot \frac{L}{D_h}$$

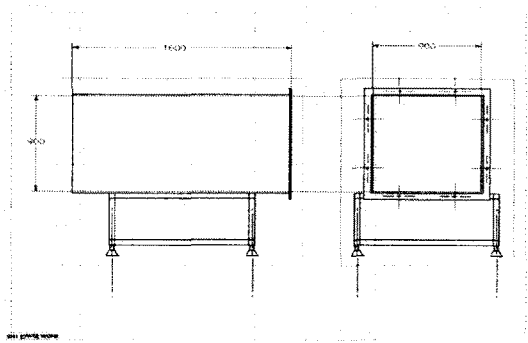
이 때 수축부에서의 마찰 손실량 λ 는 수축부 입구와 출구의 평균값인 0.01155이며, D_h 는 수축부 입구의 수력직경을 의미한다. 이때의 k_0 는 0.004이며, 압력손실 $\Delta p = k_0 \times q_0$ 은 약 1.0 N/m² 정도이다.



<그림 5> 수축부 형상

2.5 시험부 (test section)

시험부의 단면적 크기는 그 풍동의 크기 및 전체 성능을 가늠할 수 있는 가장 큰 인자이다. 따라서 풍동 설계 시 우선적으로 고려하는 부분 역시 시험부의 크기 설계이다. 본 설계 풍동의 시험부 크기는 그림 6과 같이 그 단면적의 크기를 0.9m×0.9m로 결정하였으며, 시험부의 길이는 시험부 단면 폭의 2배인 1.8m로 하였다.



<그림 6> 시험부

일반적으로 시험부의 길이는 시험부 폭의 2.5배 정도로 하였을 경우가 더 적절하리라 추정되지만(손명환, 장조원, 1992), 본 풍동의 경우 위치할 장소의 여건을 고려하여 2배로 결정하였다. 시험부에서의 손실계수는 면적이 일정한 부분의 손실계수 계산식으로 정의한다.

$$k_0 = \lambda \cdot \frac{L}{D_h}$$

여기서 λ 는 시험부의 레이놀즈수에 따른 마찰계수이며 D_h 는 시험부 단면의 수력직경을 나타낸다. 또한 k_0 는 0.0196이고, 압력손실 $\Delta p = k_0 \times q_0$ 은 4.8N/m²이다. 폐회로 형식이 아

닌 개회로 형식의 풍동인 경우 시험부 출구에서의 손실을 계산해 주어야 하는데 시험부 출구에서의 손실은 다음 식으로 정의 된다.

$$k = \frac{2}{\gamma M^2} \left\{ \left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right\}$$

여기서 γ 은 비열비이며, M 은 마하수를 나타낸다. 출구에서의 속도를 M 으로 환산하여 계산하였을 때 k 는 약 1.0이며, 이때 압력손실은 시험부에서의 동압인 245N/m²이다.

3. 결론

본 논문에서 설계되고 소개된 아음속 풍동은 토출식으로 서로 상충되는 2가지 요건, 즉 좁은 연구실과 시험부의 크기는 상대적으로 커야 하는 조건을 만족하도록 설계되었다. 시험부의 단면적은 0.9m×0.9m로 한국항공대학교 응용공기역학 연구실에서 보유한 기존 풍동 시험부 단면적의 약 3.2배이며, 최대 유속은 약 23 % 정도이다. 각 구성품의 설계 변수들은 이미 미국 및 유럽등지에서 이미 건설된 풍동을 통해 그 신뢰성을 입증 받았던 Eckert, et. al.의 각 구성품의 성능해석 식으로 결정하였다. 본 토출식 아음속 풍동은 향후 응용공기역학 연구실에서 기존 풍동으로는 불가능 하였던 실험에 대해 더 다양한 영역의 세분화되고 향상된 실험을 가능하게 함으로써 연구 장비로서의 그 역할을 충분히 수행 할 수 있을 것이라 기대한다.

참고문헌

- [1] P. Bradshaw, R. C. Pankhurst., "The design of low-speed wind tunnels," Progress in Aeronautical Science, Vol. 3, 1964
- [2] M. N. Mikhail., "Optimum Design of Wind Tunnel Contractions," AIAA Vol.17, No.5, May 1979.
- [3] J. H. Bell, R. D. Metha., "Boundary-layer prediction for small low-speed contractions," AIAA, Vol.27, No.3, March 1989.
- [4] Barlow, J. B, Rae, W. H., "Low speed wind tunnel testing,," John wiley and sons, 1999.
- [5] Morel, T. "Comprehensive Design of Axisymmetric Wind Tunnel Contractions," J. Fluids Eng., ASME 97, June 1975, pp. 225-233
- [6] Eckert, W. T, Mort, K. W, and J. Jope, "Aerodynamic Design Guidelines and

Computer Program for Estimation of Subsonic Wind Tunnel Performance," NACA TN D-8243, October 1976.

[7] G, G, Borger. , "The Optimization of Wind Tunnel Contractions For The Subsonic Range," NASA TT F-16899

[8] 손명환, 장조원 "공군사관학교 중형 아음속 풍동의 성능해석 및 건설공정에 관한 연구," 공사 논문집, 제 31집, 1992,