

한국항공대학교 아음속 풍동 개념설계

Concept Design of a H.A.U. Subsonic Wind Tunnel

장조원*, 김학봉, 전창수, 김문상, 이열, 문희장, 송병흠(한국항공대학교)

1. 서 론

한국항공대학교는 개교 이후 지금까지 국내 항공산업 분야의 인재양성에 중요한 역할을 하고 있다. 항공산업의 다양한 분야 중 공기역학 분야는 항공기의 외형 및 공력 설계 작업에 기본이 되는 분야이다. 한국항공대학교는 현재 항공역학, 비행기 역학, 초음속 공기역학, 유체역학 등 공기역학분야에 많은 과정을 개설하고 학생들을 교육하여 그 일익을 담당하고 있다.

아음속 풍동은 기본적으로 실험을 통하여 시험부 내의 물체의 공기력을 측정하는데 사용되는 장치로서, 시험부 면적이 클수록 시험 모델의 크기도 증가하며, 그에 따른 실험 영역도 넓어지게 된다. 따라서 풍동은 규모가 증가 할수록 학부 과정에서의 교육효과 및 교과 과정의 광범위한 실험영역을 확보하기에 더 없이 유리하다. 그러나 현 한국항공대학교에서 보유하고 있는 풍동은 그 크기가 다가올 시대의 항공 산업을 이끌 대학으로서의 면모를 갖추기에는 부족한 것이 사실이다. 이러한 상황을 좀더 개선하고 교육효과를 높이며 더 많은 실험 영역을 확보하여 앞으로의 항공 산업을 중추적으로 이끌 대학으로서의 입지를 갖추기 위한 일환으로 본 풍동을 설계하였다.

본 연구에서 설계하고자 하는 아음속 풍동은 보다 개선된 교육적 효과 창출과 그동안 장비의 한계에 부딪쳐 실험 하지 못한 여러 범위의 실험데이터의 확보 등 항공공학 발전을 위한 토대를 갖추기 위해 필수적으로 갖춰야할 기본 실험 장비이다. 본 아음속 풍동은 교내 교육적 효과증대 및 연구 성과를 높이기 위한 목적으로 설계되었다.

2. 본 론

본 연구에서는 기존 보유한 개회로 아음속 풍동과 달리 시험부의 흐름이 풍동 전체 시스템을 돌아 다시 시험부로 유입되는 폐회로 형태

로 설계 하였으며 이를 Fig. 1에 나타내었다. 이러한 폐회로 형식 아음속 풍동은 개회로 형식에 비해 구조가 복잡하며 큰 규모로 건설비용 상승 등 단점이 있지만, 시험부 안에서 같은 유속을 얻기 위해 드는 동력이 개회로식보다 적고 또한 모서리 깃을 이용하여 좀더 균일하면서 일정한 유질을 얻을 수 있다. 또한, 풍동 실험 시 발생하는 소음의 감소로 인한 쾌적한 실험 환경 확보 등 여러 장점이 있다. 본 연구에서 폐회로식 아음속 풍동의 구성품들은 각기 최적의 효율을 갖기 위한 최적의 성능해석을 거쳐 다음과 같이 설계하였다.

2.1 시험부 (Test section)

시험부(test section) 모양은 제작이 용이하고 풍동의 전체적인 제작 단가를 줄며, 시험부 내부의 모형 설치 및 제거, 기타 실험 장비의 장, 탈착을 편리하게 하기 위하여, 평편한 바닥면을 지닌 정사각형 형태로 설계하였다. 시험부의 크기는 Fig. 2에서와 같이 가로 1.2m, 세로 1.2m, 길이 3.4m이며, 시험부의 최고 유속은 70% 이다. 시험부는 두개의 시험부를 연결한 직렬식(tandem)보다 Fig. 3과 4에서와 같이 시험 가동률을 높일 수 있는 교환식으로 설계 하였다.

풍동 시험부 내부의 실험모델의 단면적은 시험부 단면적의 약 5%이하일 경우에 가장 이상적이며, 5%를 초과 할 경우 시험부 내부에 봉쇄효과(Blockage effect)현상이 발생하여 정확한 실험 데이터를 얻을 수 없다. 따라서 시험부 모델의 최고 단면적은 약 $0.072m^2$ 이고, 수력직경($D_h = \sqrt{4 \times \text{단면적} / \pi}$)은 0.3m로 이때 실험 모델이 가질 수 있는 시험 가능한 최대 레이놀즈수를 계산하면 약 1.4×10^6 으로 실제 비행 상태에서의 레이놀즈수의 영역($10^6 \sim 10^9$)에 근접 하게 된다(손명환, 장조원, 1992). 따라서 이러한 이유로 인해 새로운 아음속 풍동을 제작하는 경우 더욱 다양한 실험을 수행할 수 있을 것이다.

시험부의 길이는 시험부 수력직경과의 길이의 비가 1.0일 때 손실이 가장 적은 이상적인

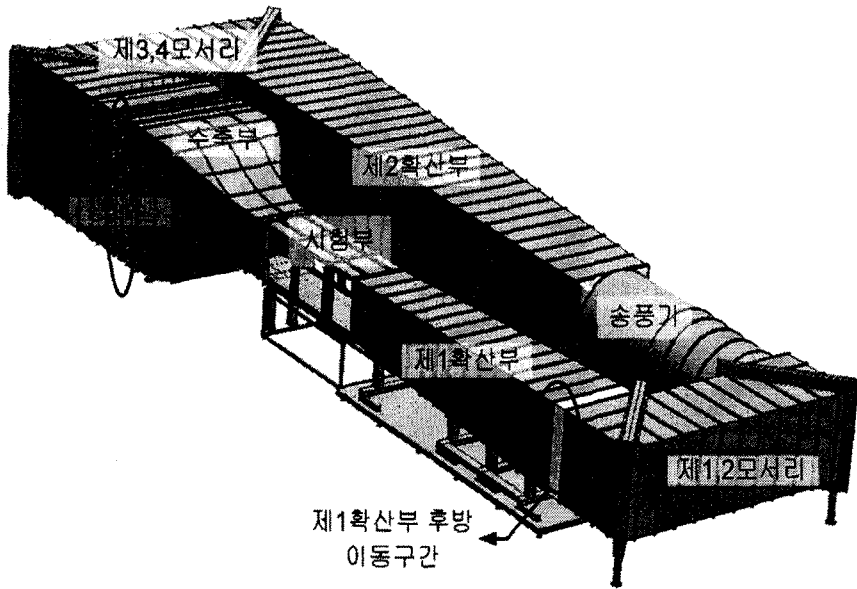


Fig. 1 설계된 한국항공대학교 아음속 풍동

길이(Barlow,1999)이나, 모델의 대형화, 대형 모델에서의 후류의 적절한 확산길이 확보, 그리고 자동 이송장치의 공간 확보 등의 이유로, 시험부 수력직경의 2배~2.5배정도로 정한다. 이외에도 시험부의 길이가 폭의 2.5배보다 긴 경우에는 시험부 후방회로의 제작비용이 과도하게 상승하며, 후방의 경계층 두께가 제1 확산부로 과도하게 확산되는 단점이 있다.(손명환,장조원, 1992) 따라서 본 설계 풍동의 시험부 길이는 시험부 하류에 자동이송장치 설치공간을 확보하기 위하여 시험부 수력직경의 2.5배인 3.4m로 설계 하였다.

확산부(diffuser)의 설치목적은 적절한 확산을 통한 유속의 감소와 정압을 회복하여 빠른 유속으로 인한 마찰손실을 줄이는데 있다. 확산각이 클 경우, 압력회복은 빠르나 과도한 확산각의 경우 확산부 벽면에서, 경계층 분리(separation)현상이 발생하여 손실이 증가하고, 비균일 흐름이 발생됨으로 확산각을 제한한다. 등가 확산각(equivalent cone angle) θ 의 정의는 다음과 같다.

$$\theta = \arctan\left(\frac{R_2 - R_1}{L}\right)$$

실제 풍동에서 등가 확산각(θ)은 3이내로

2.2 확산부 (Diffuser)

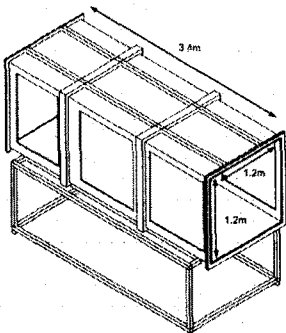


Fig. 2 시험부 투영도

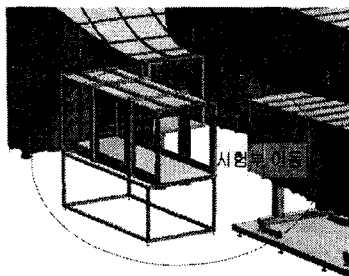


Fig. 3 시험부 탈착

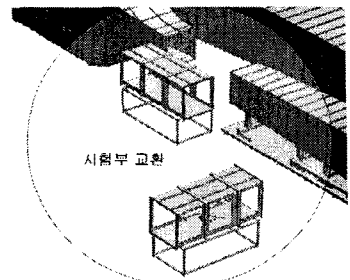


Fig. 4 시험부 교환

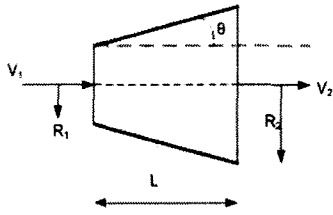


Fig. 5 등가 확산각

제한되며, 확산각이 작고 길이가 길게 되는 경우에도 경계층 두께의 증가로 인한 흐름 분리의 가능성이 있으므로 확산부 출구 대 입구의 면적 비를 5.0 이하로 하고 있다. 확산부 길이는 확산부의 면적비와 확산각의 적절한 선택에 의해 결정할 수 있다(Barlow,1999). 확산부 길이는 시험부 길이의 3~4배 정도 이지만(Bradshaw, 1964), 확산부 길이가 길수록 풍동의 규모가 커지므로, 제작비용의 증가한다. 따라서 제 1확산부의 길이를 줄임으로서, 전체적인 풍동 규모를 줄일 수 있다(손명환,장조원,1992).

본 연구에서 설계된 풍동의 제1 확산부 길이는 Fig. 6에 나타낸 바와 같이 시험부 길이의 약 2배인 7.4m로 하였고, 등가 확산각은 2.30°이며, 시험부와와의 면적비는 2:1로 하였다. 또한, 제2 확산부의 길이는 12m, 등가 확산각은 2.96°이며, 확산부 입구 대 출구의 면적 비는 약 2.5:1 이다. 본 풍동의 경우 시험부를 교환할 수 있도록 설계하였으므로, 제1 확산부 밑바닥에 슬라이드를 설치하여 원활하게 이동할 수 있도록 설계하였다. 따라서 제1 확산부 후방부분에 이동에 따른 여유 길이 확보를 위하여 제1 확산부 재질이 철판이 아닌 신축성이 있는 재질로 설계하였으며, 그 길이는 0.4m 이다.

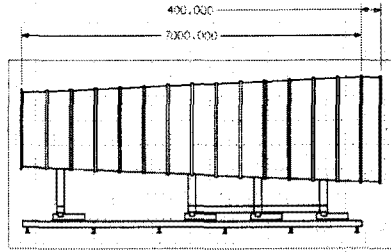


Fig. 6 제1 확산부 측면도

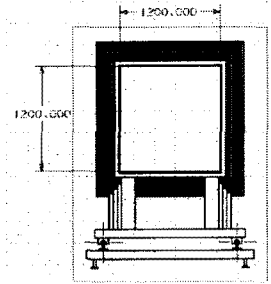


Fig. 7 제1 확산부 정면도

2.3 모서리 및 모서리 깃 (Corner vane)

일반적으로 면적이 일정한 모서리는 큰 손실을 방지하기 위해 모서리 깃(corner vane)을 갖추어야 한다. 모서리 깃을 설치하지 않고 갑자기 꺾여진 모서리는 속도의 100% 손실을 나타내지만, 잘 설계된 모서리 깃을 설치한 모서리는 11%까지 줄일 수 있다. 모서리 깃의 시위길이(c)를 최대한 길게 하면 모서리 깃의 항력을 감소시킬 수 있지만, 모서리 깃으로부터의 후류는 시위길이가 짧은 것을 여러 개 설치하는 것보다 더 늦게 사라진다(손명환,장조원 1992). 따라서 제 4 모서리에는 시험부의 유질 향상을 위해 제 3 모서리에 비해 깃 수를 증가시키고, 시위길이(c)는 짧게 설계하였다. 모서리 깃의 캠버선은 90보다 약간 작은 각도인 원형 호를 지닌 캠버선으로 앞전 각도가 5° 뒷전 각도가 0로 설계하였고, 모서리 깃 대 시위길이 비(h/c)는 제 1, 2 모서리는 0.25, 제 3, 4 모서리는 0.30으로 정하였다(Bradshaw,1964). 이러한 설계 변수를 적용하여 얻은 모서리 깃의 설계내용 및 제원은 Fig. 8, 9, 10 그리고 Table 1과 같다.

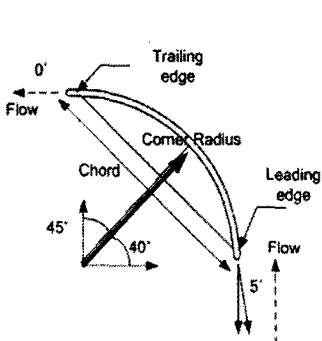


Fig. 8 모서리 깃 설계

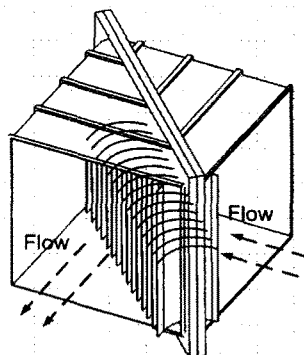


Fig. 9 모서리 깃 투영도

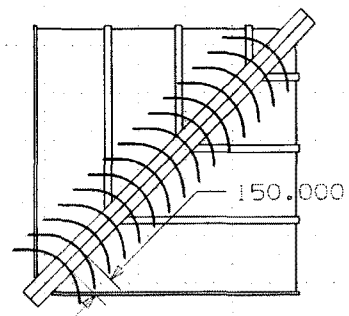


Fig. 10 제 1모서리 평면도

Table 1 모서리 깃 제원

구분	모서리 깃 폭	모서리 깃 수	모서리 깃 곱(h)	모서리 깃 시위(c)	비고
제1,2 모서리	2404	15	150	600	$h/c=0.25$
제3 모서리	4242	15	255	850	$h/c=0.3$
제4 모서리	4242	19	225	700	단위:mm

또한 공기나 모델 부품이 시험부로부터 날아가 송풍기를 손상시키는 것을 방지하기 위하여, 시험부와 송풍기 사이에 강한 와이어로 제작된 안전 스크린을 제1 모서리 깃 앞전에 설치하며, 안전스크린 또한 풍동 내에서 손실을 유발하기 때문에 와이어의 직경과 mesh의 크기를 고려한 안전스크린의 설계 내용 및 제원은 Table 2와 같다.

Table 2 안전 스크린 제원

와이어 직경	와이어 간격	개구율
15mm	35mm	92%

2.4 송풍기 (Fan)

송풍기(Fan) 부분은 공기가 풍동의 각 부분을 통과 할 때 발생하는 정압손실을 보충해 주어 시험부의 유속을 유지시키는 역할을 하는 주요 부분이다. 송풍기의 위치는 제 2 모서리 하류부분이 상당부분에 걸쳐 일정한 단면적을 유지하고 공기흐름 속도도 비교적 크므로 이곳에 송풍기를 설치한다. 송풍기의 단면은 원형단면으로 일정하게 하고, 단면적의 크기는 시험부와의 단면적 비를 1:2~3으로 하고 있다. 본 설계의 송풍기 대 시험부 단면적 비는 2.5로 설계하였다. 구동 모터의 효율저하를 우려하여 소형 송풍기에 장착되는 전방 예회전 깃의 경우 본 설계 풍동의 종합손실이 $1000N/m^2$ 가 넘지 않고 큰 소음과 깃 자체의 낮은 효율로 인하여 송풍기 설계에서 제외하였다.

나셀의 직경은 송풍기 직경의 30~50% 사이에 결정된다. 본 설계의 나셀 직경은 송풍기 직경의 약 40%인 0.86m이고, 나셀 길이는 송풍기 직경의 3배인 2.58m이다(Barlow,1999). 송풍기 로터 깃(Rotor blade)를 구동시키는 구동모터는 풍동 외부에 설치 할 수도 있으나, 풍동 건설비용의 상승, 구동장치 균형유지가 어려우며, 제2 모서리 깃을 통과하게 되는 모터 축으로 인한 유질저하가 예상되므로 나셀 내부에 구동모터를 설치하는 것으로 설계 하였다(손명환,장조원,1992).

각 풍동 구성품 설계에 따른 동압 손실을 Eckert *et al.*의 컴퓨터 프로그램(NASA TN

D-8243)의 성능해석을 적용·산출하여 풍동 각 구성부분의 따른 압력손실을 Table 3에 나타내었다. 손실된 동압의 합을 기준으로 한, 풍동 운용 시 필요한 최대 동력은 약 95.2kw이며, 손실을 기준으로 한 에너지 비는 3.92이다. 이것은 풍동이 갖추어야할 양호한 에너지 비의 범위 3~7에 포함되는것으로(Barlow,1999) 설계 풍동이 적절한 성능을 갖춘 것으로 판단된다.

Table 3 풍동 구성품의 압력손실

구성품	$\Delta p (N/m^2)$	비율(%)	주요원인
시험부	64.53	8.43 %	
제1 확산부	116.45	15.22%	
제1 모서리	113.45	14.83%	안전스크린
제1모서리후방	14.1	1.84%	
제2모서리	108	14.12%	
제2모서리후방	3.6	0.47%	
송풍기상류	14.1	1.84%	
송풍기 하류	7.44	0.97%	
제2확산부	3.48	0.45%	
제3모서리	11.31	1.48%	
제3모서리후방	0.9	0.12%	
제4모서리	11.46	1.50%	
정체실	0.45	0.06%	
정체실 내부	271.22	35.45%	스크린
수축부	24.61	3.22%	
총합	762.46	100.00%	

2.5 정체실 (Settling chamber)

정체실(settling chamber)은 스크린(screen), 허니컴(honeycomb), 의 내부구조물로 구성되어 있다. 정체실의 전체 길이는 2m로, 수축부 길이의 약 50%이며 높이와 폭은 3m×3m이다(Barlow,1999).

스크린 및 허니컴은 시험부에서 유동이 균일한 속도 분포와 낮은 난류강도를 갖도록 하는 역할을 한다. 스크린은 흐름방향의 난류성분을 제거하는 역할을 하고 허니컴은 흐름방향의 수직방향의 난류성분을 제거하는 역할을 한다.

본 연구에서 설계한 스크린은 0.6mm 직경의 와이어를 사용하였으며, 공극률(β)는 0.57보다 큰 0.58이다. 스크린의 간격은 와이어에서 발생한 난류성분이 소멸되는 길이인 와이어 직경의 500배인 300mm로 하였으며, 갯수는 총 3장으로, 1장은 제 4모서리 후방에, 나머지 2장은 수축부 앞부분에 위치하도록 설계하였다. 허니컴의 길이는 셀 크기의 6~8배 사이인 8배인 160mm이며, 수직성분의 난류가 셀 크기의 5~10배 되는 후방 부분에서 사라지는 것을 고려하여, 허니컴과 스크린 사이의 간격을 셀 크기의 10배인 200mm로 설계하였다. 허니컴의 경우 본 설계

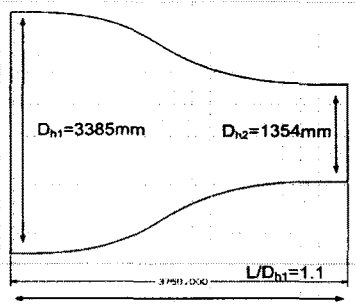


Fig. 11 수축부 곡선 (D_h : 수력직경)

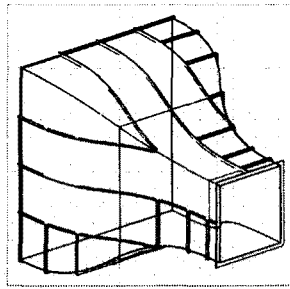


Fig. 12 수축부 투영도

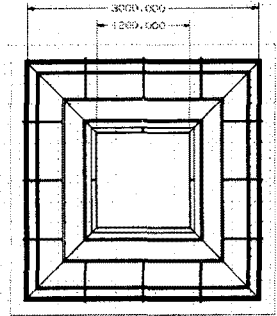


Fig. 13 수축부 정면도

풍동에서는 셀 크기가 2mm인 사각형 방식을 택하였고, 셀 길이는 크기의 8배인 160mm이다 (Barlow,1999).

2.6 수축부 (Contraction)

수축부(contraction) 설계에 있어 가장 중요한 변수는 수축비이다. 수축비를 크게 하면 효과적인 확산과 수축부 입구에서의 더욱 낮은 속도로 인한 공기역학적 손실이 작아지는 반면, 풍동 규모가 증가하여, 제작비가 커지는 단점이 있다. 낮은 수축비의 경우, 출구 부분에서의 유질의 비 균일성 위험은 줄어드는 반면 효과적이지 못한 속도 향상으로 풍동 효율의 저하, 그리고 출구에서 분리(separation)의 가능성이 높아진다. 따라서 적절한 크기의 수축비를 정하는 것이 중요하다.

본 설계 풍동에서는 수축비를 6.25:1로 결정하였고 그에 따른 형상은 Morel, T.의 축대칭 설계 방법(Morel,1976)을 이용하여 설계하였다. 축대칭 설계 방법은 수축부 입구부분의 유동의 분리성과 수축부 출구 부분의 속도 분포의 비 균일도를 좌우하는 최소속도 압력계수 C_{pi} 와, 최고속도 압력계수 C_{pe} 를 설계변수로 하여 수축부 형상을 결정하며, 결정된 수축부 형상 곡선은 3차가 된다. 이 곡선을 이용하여 사각단면의 3차원 수축부 형상을 설계하였다. 과거 T. Morel의 설계 방식으로 설계된 수축부의 전산 해석 결과에서 예상된 흐름과 실제 흐름과의 차이가 거의 없음을 알 수 있었고, 수축부 단면 형상이 팔각 단면일 경우 더 균일한 흐름을 갖는 것으로 밝혀졌다(김광호,박승오,1989). 팔각 단면 수축부 형상으로 수축부를 제작하였을 경우 사각단면 수축부 형상을 갖는 풍동의 시험부 내의 균일한 흐름이 팔각단면 수축부 형상을 갖는 풍동 시험부 내의 흐름에 비해 떨어지는 것은 사실이나, 팔각단면 수축부 형상의 경

우 풍동 제작비용의 증가로, 사각단면 수축부 형상에 비하여 큰 효과가 없다고 판단하여, 사각 단면형상을 가진 수축부로 설계 하였다. 이러한 설계 과정을 거쳐 설계된 수축부의 길이는 3.75m이며, 형상은 Fig. 11, 12, 13에 나타낸 바와 같다.

3. 결론

본 연구를 통하여 설계된 아음속 풍동은 전체크기가 가로 약 21.7m 세로 7m 높이 3.6m이며, 시험부를 통과한 흐름이 다시 시험부를 통과하게 되는 폐회로식 풍동이다. 풍동 설계과정 시 W.T. Eckert et al.의 컴퓨터 프로그램(NASA TN D-8243)의 성능 해석을 적용하여 설계 하였다. 시험부에서의 유속은 최대 70m/s로 설계 하였으며, 풍동회로에 따른 압력손실을 계산한 결과 송풍기의 요구 동력은 95.2Kw이다. 이것은 같은 규모의 풍동과 비교하였을 경우에도 양호한 성능을 보유하게 되는 것으로 판단된다(한국공력시험설비, 2002).

본 아음속 풍동의 설계 제작 후 기대되는 파급효과로는 교내 실험실습 환경의 개선 및 연구 환경의 개선, 다양한 연구기회 제공 등이 있어, 앞으로 한국항공대학교의 발전에 많은 기여를 할 것으로 기대한다.

참고 문헌

- 1) Bradshaw, P., Pankhurst, R. C., "The Design of Low Speed Wind Tunnels", *Prog Aeronaut. Sci.*, 5, 1-59, 1964.
- 2) Barlow, J. B., Rae, W. H., "Low Speed Wind Tunnel Testing," *John wiley and sons*, New York, 1999.
- 3) 손명환, 장조원, "공군사관학교 중형 아음속 풍동의 성능해석 및 건설공정에 관한 연구," 공

사 논문집, 제 31집, 1992, pp. 323-362

4) 아음속 공력시험 연구실 편, "한국공력시험설비," 한국항공우주연구원, 2002. 3.

5) 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.

6) Morel, T, "Comprehensive Design of Axisymmetric Wind Tunnel Contractions," *J. Fluids Eng.*, ASME 97, 225-233, June 1975

7) Morel, T, "Design of Two-Dimensional Wind Tunnel Contractions," *J. Fluids Eng.*, ASME June 1977.

8) 김광호, 박승오, "대형아음속 풍동의 확산-정지-수축부 설계," 89 국책연구개발사업 항공우주기술고도화사업의 세부과제, 1989.