

<技術論文>

H대학교 아음속 풍동 개념설계

장조원*, 김학봉**, 전창수**, 김문상**, 이열**, 문희장**, 송병흠*

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

J. W. Chang, H. B. Kim, C. S. Jeon, M. S. Kim, Y. Lee, H. J. Moon, B. H. Song

Abstract

A closed-circuit type wind tunnel is designed, which has a test section with the dimensions 1.2(W)×1.2(H)×3.4(L). A subsonic wind tunnel is designed to improve educational circumstances and promote ground tests. It is constituted of an exchangeable test section, first and second diffusers, a fan, a settling chamber, a contraction, and 4 corners. The maximum velocity in the test section is 70m/s and the contraction ratio is 6.25:1. Input power in the wind tunnel is about 96.1 kw (128.8 hp) and its energy ratio is 3.89. It has the dimension of about 7.4(W)×3.6(H)×21.7m(L). The wind tunnel designed in this investigation will be an effective educational and investigational equipment.

Key Words : Closed circuit type wind tunnel(폐회로식 풍동), Contraction ratio(수축비), Energy ratio(에너지 비), Exchangeable test section(교환식 시험부), Diffuser(확산부)

I. 서론

H대학교는 개교 이후 지금까지 국내 항공우주산업 분야의 인재양성에 중요한 역할을 하고 있으며, 항공우주공학의 다양한 분야 중 공기역학분야는 항공기의 외형 및 공력 설계 작업에 기본이 되는 분야이다. H대학교는 현재 항공역학, 비행이론, 비행기 역학, 고속 공기역학, 유체역학 등 공기역학분야에 많은 과정을 개설하고 학생들을 교육하여 그 일익을 담당하고 있다(대학요람, 2005). 이러한 공기역학분야 교과과정을 운영하는데 있어서 아음속 풍동은 비행원리를 학습하고 제반 공기역학적인 현상을 학습하는데 필수적인 실험실습 장비이다.

아음속 풍동은 기본적으로 비행기 축소모형을 시험부에 고정해 놓고 인공적으로 바람을 만들어 비행기가 날아가는 상태에서 비행체에 작용하는 힘이나 제반현상을 관찰 및 측정하는데 사용되는 장치이다. 이러한 풍동은 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.

† 2005년11월 일 접수

* 정희원, 한국항공대학교 항공운항학과
연락처자, E-Mail : jwchang@hau.ac.kr

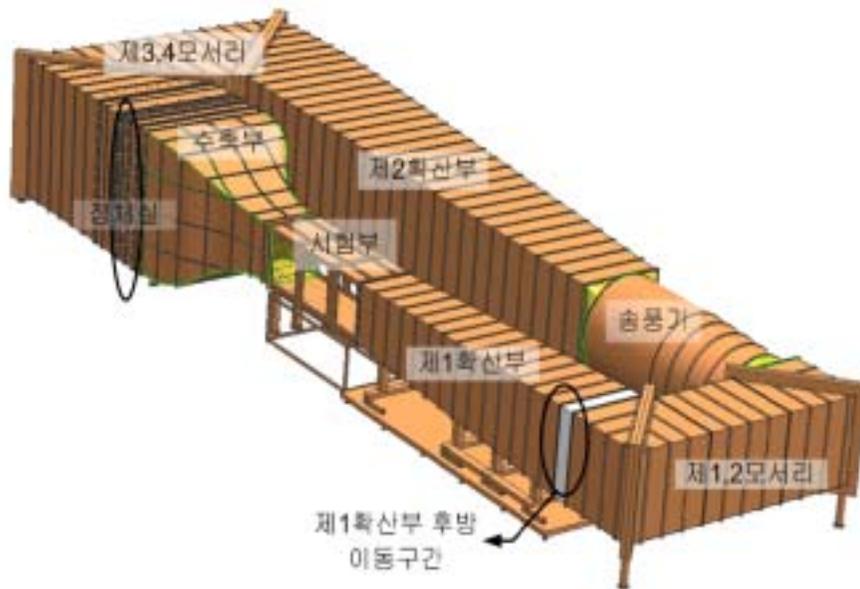
** 정희원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

그러나 현 H대학교에서 보유하고 있는 아음속 풍동은 그 크기가 다가올 시대의 항공우주시대를 이끌 대학으로서의 면모를 갖추기에는 부족한 것이 사실이다.

본 연구에서는 H대학교 아음속 풍동을 설치할 수 있도록 개념설계를 수행하였으며, 이러한 풍동 시설은 기존 풍동에서 갖추지 못했던 실험 환경을 제공함으로써 다양한 영역의 공기역학 데이터를 확보 및 그로 인한 연구 성과 증대 및 교육 파급 효과를 얻을 수 있을 것이다.

II. 본 론

본 연구는 H대학교에서 이미 보유한 개회로 아음속 풍동과 달리 시험부의 흐름이 풍동 전체 시스템을 돌아 다시 시험부로 유입되는 폐회로 형태의 아음속 풍동으로 설계를 수행하였으며, 설계된 아음속 풍동을 <그림 1>에 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 개회로 형식보다 적고 또한 모서리 깎을 이용하여 개회로 형식에 비해 좀 더 균일한 유질을 얻을 수 있다. 또한 풍동 실험 시 발생하는 소음의 감소로 인한 쾌적한 실험 환경 확보 등 여러 가지 장점이 있다(Barlow, 1999). 본 연구에서 폐회로 형식 아음속 풍동의 구성품은 각기 최적의 효율을 갖기 위한 성능해석(Eckert *et al.*, 1976)을 통하여 다음과 같이 설계하였다.



<그림 1> H대학교 아음속 풍동

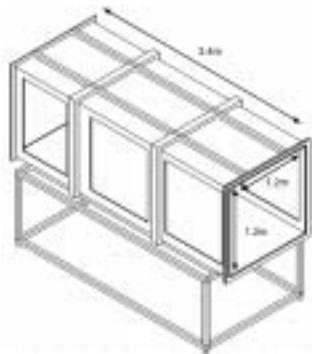
1. 시험부

시험부(test section) 모양은 제작이 용이하고 풍동의 전체적인 제작 단가를 줄이며, 시험부 내부의 모형 설치 및 제거, 기타 실험 장비의 장, 탈착을 편리하게 하기 위하여, 평편한 바닥 면을 지닌 정사

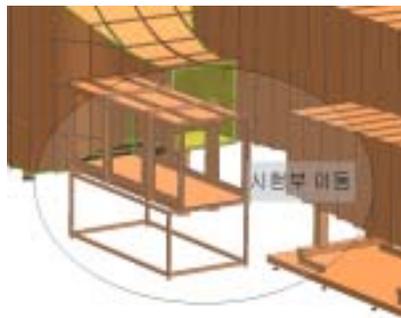
각형 형태로 설계하였다. 시험부의 크기는 <그림2> 에서와 같이 가로 1.2m, 세로 1.2m, 길이 3.4m이며, 시험부의 최고 유속은 70%이다. 시험부는 두개의 시험부를 연결한 직렬식(tandem)보다 <그림 3과 4>에서와 같이 시험 가동률을 높일 수 있는 교환식으로 설계 하였다.

풍동 시험부 내부의 실험모델의 단면적은 시험부 단면적의 약 5%이하일 경우에 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 새로운 폐회로 형식의 아음속 풍동을 제작하는 경우 더욱 다양한 실험을 수행할 수 있을 것이다.

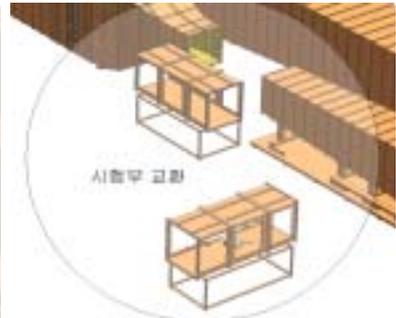
시험부의 길이는 시험부 수력직경과의 길이의 비가 1.0일 때 손실이 가장 적은 이상적인 길이(Barlow, 1999)이나, 모델의 대형화, 대형 모델에서의 후류의 적절한 확산길이 확보, 그리고 자동 이송장치의 공간 확보 등의 이유로, 시험부 수력직경의 2배~2.5배정도로 정한다. 만약 시험부의 길이가 폭의 2.5배보다 긴 경우에는 시험부 후방회로의 제작비용이 과도하게 상승하며, 후방의 경계층 두께가 제1 확산부로 과도하게 확산되는 단점이 있다.(손명환, 장조원, 1992) 따라서 본 설계 풍동의 시험부 길이는 시험부 하류에 자동이송장치 설치공간을 확보하기 위하여 시험부 수력직경의 2.5배인 3.4m로 설계 하였다.



<그림 2> 시험부 투영도



<그림 3> 시험부 탈착



<그림 4> 시험부 교환

2. 확산부

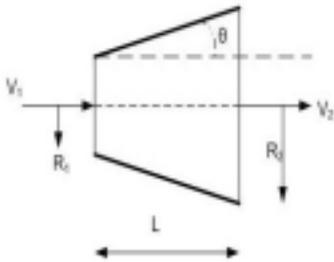
확산부(diffuser)는 적절한 확산을 통하여 유속을 감소시키고 정압을 회복함으로써 빠른 유속으로 인한 마찰손실을 줄이는데 설치목적이 있다. 확산각이 클 경우 압력회복은 빠르나 확산부 벽면에서 경계층 분리(separation)현상이 발생하여 손실이 증가하고, 비균일 흐름이 발생하는 단점이 있으므로 확산각은 제한된다. 확산부의 등가 확산각(equivalent cone angle) θ 는 <그림5>에 나타냈듯이 다음과 같이 정의한다.

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

실제 풍동에서 등가 확산각(θ)은 3° 이내로 제한되며, 확산각이 작고 길이가 길게 되는 경우에도 경계층 두께의 증가로 인한 흐름 분리의 가능성이 있으므로 확산부 출구 대 입구의 면적 비를 5.0 이

하로 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, 제작비용이 증가한다. 따라서 제 1확산부의 길이를 줄임으로써, 전체적인 풍동 규모를 작게 하여 제작비용을 절약할 수 있다(손명환, 장조원, 1992). 본 연구에서 설계된 풍동의 제1 확산부 길이는 <그림 6>에서와 같이 시험부 길이의 약 2배인 7.4m로 하였고, 등가 확산각은 2.30° 이다. 또한, 시험부(확산부 입구)와 확산부 출구와의 면적비는 <그림 7>의 정면도에 나타난 바와 같이 1: 2로 하였다. 이외에도 제2 확산부의 길이는 12m, 등가 확산각은 2.96° 이며, 확산부 입구 대 출구의 면적 비는 약 1: 2.5이다.

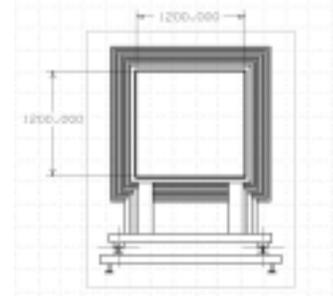
본 아음속 풍동의 경우 시험부를 교환할 수 있도록 설계하였으므로, 제1 확산부 밑바닥에 슬라이드 장치를 설치하여 원활하게 이동할 수 있도록 설계하였다. 따라서 제1 확산부 후방부분에 이동에 따른 여유 길이 확보를 위하여 제1 확산부 끝단 재질이 철판이 아닌 신축성이 있는 재질로 설계하였으며 그 길이는 0.4m이다.



<그림 5> 등가 확산각



<그림 6> 제1 확산부 측면도

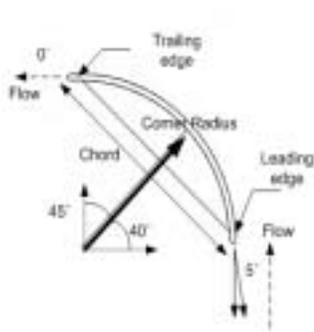


<그림 7> 제1 확산부 정면도

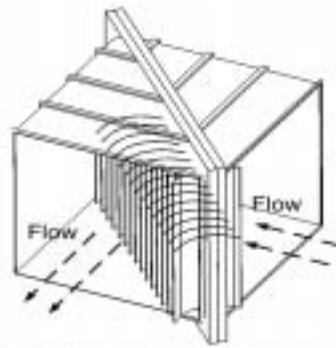
3. 모서리 및 모서리 깃

일반적으로 면적이 일정한 모서리는 큰 손실을 방지하기 위해 모서리 깃(corner vane)을 갖추어야 한다. 모서리 깃을 설치하지 않고 갑자기 꺾인 모서리는 100% 정압 손실을 나타내지만, 잘 설계된 모서리 깃을 설치한 모서리는 정압 손실을 11%까지 줄일 수 있다. 모서리 깃의 시위 길이(c)를 최대한 길게 하면 모서리 깃의 항력을 감소시킬 수 있지만, 모서리 깃으로부터의 후류는 시위길이가 짧은 깃을 여러 개 설치하는 것보다 더 늦게 사라진다(손명환, 장조원, 1992). 따라서 제4 모서리에는 시험부의 유질 향상을 위해 제 3 모서리에 비해 깃 수를 증가 시키고, 시위길이(c)는 짧게 설계하였다.

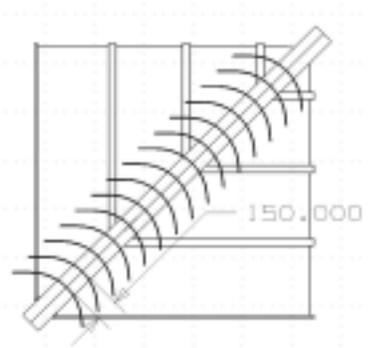
모서리 깃의 캠버선은 90° 보다 약간 작은 각도인 원형 호를 지닌 캠버선으로 앞전 각도가 5° , 뒷전 각도가 0° 로 설계하였고, 모서리 깃 대 시위길이 비(h/c)는 제1, 2 모서리는 0.25, 제3, 4 모서리는 0.30으로 정하였다(Bradshaw, 1964). 이러한 설계 변수를 적용하여 얻은 모서리 깃의 설계내용 및 제원은 <그림 8, 9, 10> 그리고 <표 1>과 같다.



<그림 8> 모서리 깃 설계



<그림 9> 모서리 깃 투영도



<그림 10> 제1 모서리 평면도

<표 1> 모서리 깃 제원

구 분	모서리 깃 폭	모서리 깃 수	모서리 깃 (h)	모서리 깃 시위 (c)	비 고
제 1, 2 모서리	2404mm	15	150mm	600mm	$h/c=0.25$
제 3 모서리	4242mm	15	255mm	850mm	$h/c=0.3$
제 4 모서리	4242mm	19	225mm	700mm	

또한 공구나 모델 부품이 시험부로부터 날아가 송풍기를 손상시키는 것을 방지하기 위하여, 시험부와 송풍기 사이에 강한 와이어로 제작된 안전 스크린을 제1 모서리 깃 앞전에 설치하도록 하였다. 이러한 안전스크린은 풍동 내에서 손실을 유발하기 때문에 와이어의 직경과 mesh 크기를 고려한 안전스크린의 설계 내용 및 제원은 <표 2>와 같다.

<표 2> 안전스크린 제원

와이어 직경	와이어 간격	개구율
15mm	35mm	92%

4. 송풍기

송풍기(fan) 부분은 공기가 풍동의 각 부분을 통과 할 때 발생하는 정압손실을 보충해 주어 시험부의 유속을 유지시키는 역할을 하는 주요 부분이다. 송풍기의 위치는 상당부분에 걸쳐 일정한 단면적을 유지할 뿐만 아니라 공기흐름 속도도 비교적 큰 제2 모서리 하류부분에 설치한다. 송풍기의 단면은 원형단면으로 일정하게 하고, 단면적의 크기는 시험부와와의 단면적 비를 1: 2~3으로 하고 있다. 본 연구에서 시험부 대 송풍기 단면적 비는 1: 2.5로 설계 하였다. 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% 사이에서 결정되는 것이 일반적이다. 본 설계의 나셀 직경은 송풍기 직경의 약 40%인 0.86m로 정하였고, 나셀 길이는 송풍기 직경의 3배인 2.58m로 정하였다 (Barlow, 1999). 송풍기 로터 깃(rotor blade)을 구동시키는 구동모터는 풍동 외부에 설치 할 수도 있으나, 풍동 건설비용의 상승, 구동장치 균형유지 곤란, 제2 모서리 깃을 통과하게 되는 모터 축으로 인한 유질저하 등이 예상되므로 구동모터를 나셀 내부에 설치하는 것으로 설계 하였다.

각 풍동 구성품 설계에 따른 동압 손실을 Eckert *et al.*의 성능해석 프로그램(NASA TN D-8243)을 적용·산출하여 풍동 각 구성부분의 따른 압력손실을 표 3에 나타내었다. 풍동을 운용할 때 필요한 최대 동력은 손실된 동압의 합을 기준으로 풍동회로를 흐르는 동안 누출되는 공기의 양을 10%로 가정 한 후 송풍기 효율을 90%로 하였을 때 96.1kw(128.8 마력)이다. 또한 풍동의 효율을 나타내는 에너지 비는 풍동 손실을 근거로 계산하였으며, 이러한 에너지 비는 3.89이다. 이것은 풍동이 갖추어야 할 양호한 에너지 비 범위인 3~7에 포함되는 것으로(Barlow, 1999) 설계 풍동이 적절한 성능을 갖출 것으로 판단된다.

<표 3> H대학교 아음속 풍동 구성품의 압력손실

구 성 품	Δp (N/m ²)	손실계수(k_o)	비 율(%)	비 고
시험부	64.53	0.0215	8.36%	
제 1 확산부	116.45	0.0388	15.08%	
제 1 모서리	113.45	0.0378	14.70%	안전스크린
제 1 모서리후방	14.1	0.0047	1.83%	
제 2 모서리	108	0.036	14.00%	
제 2 모서리후방	3.6	0.0012	0.47%	
송풍기상류	14.1	0.0047	1.83%	
송풍기 하류	7.44	0.00248	0.96%	
제 2 확산부	21.61	0.0072	2.80%	
제 3 모서리	11.31	0.00377	1.47%	
제 3 모서리후방	0.9	0.000299	0.12%	
제 4 모서리	11.46	0.00382	1.49%	
정체실	0.45	0.00015	0.06%	
정체실 내부	259.91	0.0866	33.67%	스크린 3장
수축부	24.61	0.0082	3.19%	
총 합	771.92	0.257219	100%	

5. 정체실(스크린 및 허니콤)

정체실(settling chamber) 내부는 3장의 스크린(screen)과, 1개의 허니콤(honeycomb)으로 구성되어 있다. 정체실의 전체길이는 2.07m로 수축부 길이의 약 50%이며, 높이와 폭은 3m×3m이다.

스크린 및 허니콤은 시험부에서 유동이 균일한 속도 분포와 낮은 난류강도를 갖도록 하는 역할을 한다. 스크린은 흐름방향의 난류성분을 제거하는 역할을 수행하고, 허니콤은 흐름방향의 수직방향 난류성분을 제거하는 역할을 한다. 본 연구에서 설계한 스크린은 0.6mm직경의 와이어를 사용하며, 공극률(β)는 0.57보다 큰 0.58이다. 스크린의 간격은 와이어에서 발생한 난류성분이 소멸되는 길이인 와이어 직경의 500배인 300mm로 하였다. 본 설계풍동에서는 허니콤 전방흐름인 제4 모서리 후방에 스크린을 1장을 설치하고, 그 뒤인 수축부 입구 전방에 스크린 2장을 설치하도록 설계하였다. 최종 스크린 후방 흐름에 난류를 발생시킬 수 있는 스크린을 장착할 수 있도록 공간을 확보하여 설계하였다.

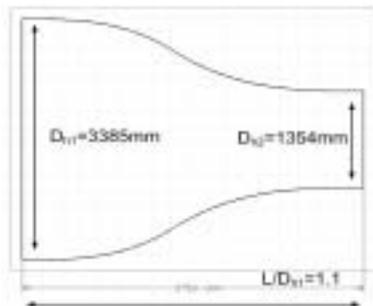
허니콤 셀 모양은 비용을 고려하여 가로, 세로 각각 2mm인 정사각형 방식을 택하였고, 허니콤 셀 길이는 셀 크기의 8배인 160mm로 정하였다(Barlow, 1999). 허니콤과 스크린 사이의 간격은 수직성분의 난류가 허니콤 셀 크기의 5~10배 되는 후방 부분에서 사라지는 것을 고려하여, 허니콤 셀 크기의 10배인 200mm로 설계하였다.

6. 수축부

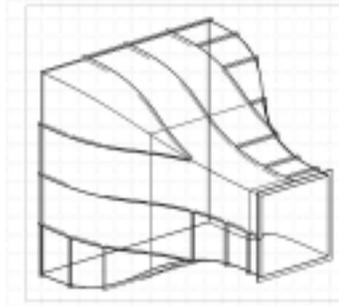
수축부(contraction section) 설계에 있어 가장 중요한 변수는 수축비이다. 수축비를 크게 하면 효과적인 확산과 수축부 입구에서의 더욱 낮은 속도로 인한 공기역학적 손실이 작아지는 반면, 풍동 규모가 증가하여, 제작비가 커지는 단점이 있다. 낮은 수축비의 경우, 출구 부분에서의 유질의 비 균일성 위험은 줄어드는 반면 효과적이지 못한 속도 향상으로 풍동 효율의 저하, 그리고 출구에서 분리(separation) 가능성이 높아진다. 따라서 본 연구에서는 풍동 규모에 맞는 적절한 크기의 수축비를 갖도록 설계하였다.

본 설계 풍동에서는 수축부 입구 대 출구의 비를 6.25: 1로 결정하였고 그에 따른 형상은 Morel의 축 대칭 설계방법(Morel, 1976)을 적용하여 설계하였다. 축 대칭 설계방법은 수축부 입구부분의 유동의 분리성과 수축부 출구 부분의 속도 분포의 비 균일도를 좌우하는 최소속도 압력계수 C_{p1} 와, 최고속도 압력계수 C_{p2} 를 설계변수로 하여 수축부 형상을 결정하며, 결정된 수축부 형상은 3차 곡선이 된다. 이러한 곡선을 이용하여 사각단면의 3차원 수축부 형상을 설계하였다.

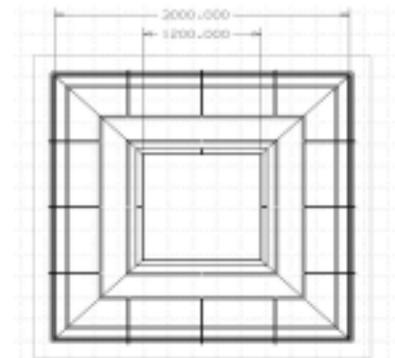
과거 Morel의 설계 방식으로 설계된 수축부의 전산해석 결과에서 예상된 흐름과 실제 흐름과의



<그림 11> 수축부 곡선 (D_h : 수력직경)



<그림 12> 수축부 투영도



<그림 13> 수축부 정면도

차이가 거의 없음을 알 수 있었고, 수축부 단면형상이 팔각 단면일 경우 더 균일한 흐름을 갖는 것으로 밝혀졌다(김광호, 박승오, 1989). 일반적으로 팔각단면 수축부 형상으로 수축부를 제작하였을 경우, 사각단면 수축부 형상을 갖는 풍동 시험부 내의 흐름이 팔각단면 수축부 형상을 갖는 풍동 시험부 내의 흐름에 비해 균일성이 저하된다. 그러나, 팔각단면 수축부 형상의 경우 풍동 제작비용의 증가로 인해 사각단면 수축부 형상에 비하여 큰 효과가 없다고 판단하여, 본 연구에서는 사각 단면형상을 가진 수축부로 설계 하였다. 이러한 설계 과정을 거쳐 설계된 수축부의 길이는 3.75m이며, 형상은 <그림 11, 12, 13>에 나타낸 바와 같다.

III. 결 론

본 연구를 통하여 설계된 H대학교 아음속 풍동은 전체크기가 가로 약 21.7m, 세로 7m, 높이 3.6m이며, 시험부를 통과한 흐름이 다시 시험부를 통과하게 되는 폐회로 형식 풍동이다. 풍동 설계 과정시 Eckert *et al.*의 성능 해석 프로그램(NASA TN D-8243)을 적용하여 설계 하였다. 풍동 시험부에서의 최대 유속은 70m/sec로 설계 하였으며, 풍동회로에 따른 압력손실을 계산하고 송풍기 효율을 고려한 결과 송풍기의 요구 동력은 96.1kW(128.8 마력)이다. 이와 같은 결과는 국내 비슷한 규모의 풍동과 비교하였을 경우에도 양호한 성능을 나타내는 것을 알 수 있다(한국공력시험설비, 2002). 따라서 본 연구는 H대학교가 폐회로 형식의 아음속 풍동을 설치할 하는데 있어서 개념설계의 역할을 충분히 수행할 수 있을 것으로 판단된다.

참고문헌

- [1] 한국항공대학교, "2005 대학요람", 한국항공대학교 출판부, 2005. 2.
- [2] Bradshaw, P., Pankhurst, R. C., "The Design of Low Speed Wind Tunnels," *Prog Aeronaut. Sci.*, 5, 1-59, 1964.
- [3] Barlow, J. B., Rae, W. H., "Low Speed Wind Tunnel Testing," *John wiley and sons*, New York, 1999.
- [4] 손명환, 장조원 "공군사관학교 중형 아음속풍동의 성능해석 및 건설공정에 관한 연구," 공사 논문집, 제 31집, 1992, pp. 323-362
- [5] 아음속 공력시험 연구실 편, "한국공력시험설비," 한국항공우주연구원, 2002. 3.
- [6] Eckert, W. T., Mort, K. W., and Jope, J., "Aerodynamic Design Guidelines and Computer Program for Estimation of Subsonic Wind Tunnel Performance," NACA TN D-8243, October 1976.
- [7] Morel, T., "Comprehensive Design of Axisymmetric Wind Tunnel Contractions," *J. Fluids Eng., ASME* 97, 225-233, June 1975
- [8] Morel, T., "Design of Two-Dimensional Wind Tunnel Contractions," *J. Fluids Eng., ASME* June 1977.
- [9] 김광호, 박승오, "대형아음속 풍동의 확산-정지-수축부 설계," 89 국책연구 개발사업 항공우주기술 고도화사업의 세부과제, 1989.