Original Article

https://doi.org/10.12985/ksaa.2018.26.2.083
ISSN 1225-9705(print) ISSN 2466-1791(online)

고공 강하용 수직풍동의 개념설계에 관한 연구

조환기*

A Study on the Concept Design of Vertical Wind Tunnel for Skydiver

Hwan Kee Cho*

ABSTRACT

This paper describes a case study on the design factor analysis of vertical wind tunnel for skydiver's training or experiencing of paradropping exercise in the air. The case study of vertical wind tunnel design is to provide the knowledges on effects of parameter's variation when it is applied to overall or partial duct of tunnel circuit. The analysis of design parameters based on pressure loss are produced one by one through the tunnel components from the flight chamber because the wind tunnel must satisfy the requirement of flight chamber such as flow speed, quality and quantity. Results shows the various effects of parameter variation with pressure loss in the wind tunnel circuit. Pressure loss should be based on the determination of fan and power system which can be selected from market or new design.

Key Words : Vertical Wind Tunnel(수직풍동), Skydiver(고공강하자), Flight Chamber(비행실), Wind Tunnel Design(풍동설계), Design Factor(설계요소)

Ⅰ. 서 론

고공 강하 체험을 할 수 있는 레저용 수직풍동의 수는 2010년 이후에 매우 급속도로 증가되기 시작되어 최근에는 전 세계적으로 다양한 국가에 다수의 고공강하 체험용 수직 풍동이 건설되었거나 현재 건설 중에 있다. 그러나 수직 풍동의 설계 및 제작은 기술을 보유하고 제작 경험이 있는 미국, 독일, 라트비아 등 일부 국가를 중심으로 이루어지고 있는 실정이다.

Received : 31. May. 2018. Revised : 20. Jun. 2018.
Accepted : 30. Jun. 2018.
* 청주대학교 항공운항학과
연락저자 E-mail : hkee04@hanmail.net
연락저자 주소 : 충북 청주시 청원구 대성로 298

지금까지 고공 강하 스포츠는 특수훈련을 거친 이들이 항공기를 이용해야만 가능했던 극히 제한적인 스포츠였다. 하지만 고공강하 체험용 수직 풍동의 보급으로 항공기의 비행이나 낙하가 가능한 기상조건에 관계없이 풍동시설이 갖추어진 장소에서 유사한 고공강하 체험을 즐길 수 있는 스포츠가 되고 있다.

2000년 이전에 불과 수십기였던 수직풍동시설은 2010년 이후에 급속도로 증가되어 현재에는 2018년 4월을 기준으로 200여기에 이르고 있다. 이 중에서 170기 이상이 2010년 이후에 건설되었으며, 미국에만 약 45기의 수직 풍동이 있다. 최근에 국내에도 2기가 완공되었고 1기가 건설 중에 있는 것으로 알려져 있다[1]. 고공강하 체험용 수직 풍동은 이제 미주지역, 유럽지역, 아시아지역 등을 중심으로 빠르게 확산되고 있으며, 이들

을 건설하기 위한 시장도 가파르게 성장하고 있다. 이제 고공강하용 체험 풍동은 실제 고공 강하자들을 위한 훈련시설을 제공함으로써 기량의 향상은 물론 부상이나 생명에 대한 위험도 크게 감소시킬 수 있게 되었다. 또한 고공 강하의 체험은 기상 현상이나 항공기의 비행 등과 같이 여러 가지 제약이 있었지만 실내에서 원할 때 언제나 비행이 가능하게 되었다. 또한, 생명의 위협을 무릅쓰지 않고도 실내에서 극한 스포츠(extreme sports)를 즐길 수 있는 시대가 된 것이다. 이러한 유사한 형태의 항공레포츠는 행글라이딩, 패러글라이딩, 날개옷 비행(wingsuit flying)과 고공강하 등이 있다[2].

아음속 풍동의 설계는 오늘날 널리 알려진 기술적인 영역이라 할 수 있지만, 각각의 사용 환경과 목적 및 규모가 상이하므로 그에 적합하도록 재설계되어야 한다. 수평형 아음속 풍동설계에 관해서는 많은 연구 자료들이 존재하며, 최근에도 각각의 목적이 적합한 풍동설계의 기본 자료로 활용되고 있다. [3-4].

본 논문에서는 전 세계적으로 활성화되고 있는 항공스포츠로서 고공강하의 체험 및 스포츠 활동의 전천후 환경을 제공하는 수직풍동의 설계를 통하여 세계시장에 진출할 수 있는 기반의 조성과 관심을 가질 수 있는 기초연구로서 수직풍동설계 파라메터들을 분석하여 고공 강하 교육용 수직풍동을 설계하는데 있어서 각 파라메터들이 어느 정도 영향을 미치는가를 판단해 봄으로써 향후 최적화된 조건의 수직풍동 설계에 대한 기초 자료를 확보하고자 한다.

II. 본 론

2.1 설계요구조건

고공강하 체험 및 교육이 가능한 레저용 수직풍동에 대한 설계요구 조건은 다음과 같이 설정할 수 있다. 수직 풍동에 대한 고공강하체험은 청소년부터 성인까지 사용한다는 가정이 필요하다. 그리고 일정한 신장이나 체중을 기준으로 분류하는 것이 적절하다. 왜냐하면 체중은 신체를 비행실에서 부양시키는데 있어서 중요한 기준이 되기 때문이다. 또한 몇 명이 동시에 비행실에서 비행할 수 있느냐를 결정하는 것도 필요하다. 사람이 많으면 풍동의 단면적 대비 내부 물체의 단면적이 차지하는 비율인 용적율(blockage)가 커져서 압력손실이 커지기 때문이다.

수직풍동의 비행실 직경은 가장 중요한 설계 파라메터 중의 하나이다. 비행실 직경은 시험부의 면적을 결정하게 되며 비행실의 면적은 비행실에서의 유속과 유량을 결정하는 중요한 요소가 되기 때문이다. 비행실의 면적에 따라 비행실에서 비행할 수 있는 최대 인원이 결정되게 된다. 작은 직경을 가진 비행실에 많은 인원이 비행하게 되면 흐름이 지나갈 유로가 형성되지 않기 때문에 제한이 따른다. 비행실에서 유속과 유량은 수직 풍동의 팬이 가져야 할 동력에 영향을 준다. 따라서 요구 동력이 만족될 수 있도록 시험부에서 요구되는 유속과 유량을 충족시킬 수 있는 충분한 크기의 모터가 선정되어야 한다.

수직풍동은 바람의 순환 방식에 따라 개방형과 폐회로 순환형으로 구분한다. 개방형(open type) 수직풍동은 비교적 구조가 간단하고 가격이 저렴하다. 또한 장소이동이 가능하며 설치 기간이 짧다. 개방형 수직 풍동은 주로 소형이며 주로 기본적인 고공강하 훈련 또는 레저(놀이공원)용으로 많이 사용한다. 하지만 시설이 외부에 노출되어 있어 안전사고의 위험이 있고, 주로 외부에 장비가 설치되기 때문에 날씨의 영향이 있다는 단점이 있다. 폐회로형(closed type) 또는 재순환형(recirculation type)은 풍동 내부의 유동을 연속적으로 순환시키는 방식으로 풍동회로가 밀폐된 형식이다. 재순환형식은 팬모터에 의해 생성된 바람을 지속적으로 재활용할 수 있어 에너지 절약이 가능하다. 그리고 비행실은 주로 실내에 위치하게 되므로 외부 날씨에 관계없이 활용이 가능하다.

Fig. 1은 폐루프형인 재순환 수직 풍동의 개략적인 개요도를 나타낸 것이다. 중앙에 비행실이 있고 비행실을 중심으로 풍동의 회로가 둘러싸고 있게 되면 소요 공간을 절약할 수 있다. 풍력의 팬은 위쪽이나 아래쪽에 설치하는데, 최근의 폐루프형 수직 풍동들은 대부분 비행실 위에 위치하여 흡입식의 유동을 형성하도록 하고 있지만 절대적인 것은 아니다.

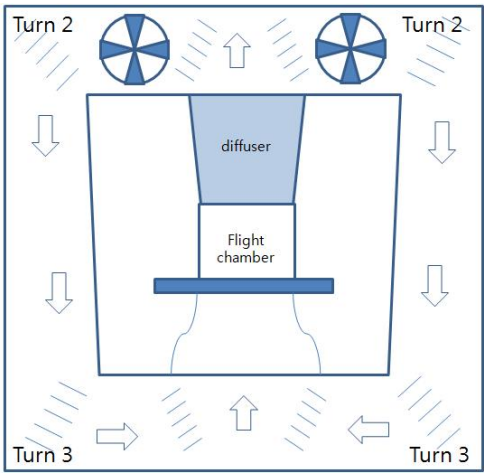

Fig 1. Schematic Design of Vertical Wind Tunnel for Skydivers[3]

2.2 비행실의 설계 요소 분석

비행실에서 공기 흐름 속도는 비행조건을 만들어 주는 중요한 요소이다. 비행을 위한 유속조건이란 비행이 가능한 공기 속도를 말하는데, 비행자가 부양 가능한 일정한 속도 이상에서부터 최대속도까지 변화되면서 제어되어야 한다. 하지만, 수직 풍동의 설계에서는 풍동 회로에 사용될 동력 팬에게 요구되는 최대 동력을 판단하는 것이 필요하다. 따라서 풍동회로에서 손실되는 동력과 비행실의 동력의 비를 결정해야 한다.

고공 강하용 수직풍동(vertical wind tunnel)은 지상에서 비행체에 대한 공기역학적 흐름의 효과를 연구하기 위해 공기의 유속을 제어하는 장치로 고안되었다. 고공 강하 훈련을 위해 사용되는 수직풍동은 수직 공기 흐름이 목표 속도 근처에 도달하게 되면 비행실에 들어간 비행자가 바람의 속도에 따라 부양되어 공기 중에 머물 수 있게 되는데, 이는 공중에서 강하하여 낙하할 때의 상황과 유사한 환경이 조성될 수 있도록 모사하는 것이다. 인간의 몸이 공중에서 낙하하며 맞는 바람 대신에 정지된 인간의 몸에 바람을 불어서 공중부양이 이루어질 수 있도록 하는 방식으로 실제와 유사한 환경을 만들어 주는 방식인 것이다. 다만 외부와 다르게 고도 효과가 없으므로 대기 중과 풍동 내부와는 압력상태가 다르다는 점을 인지해야 한다.

Fig. 2는 비행실 내에서 공기 유속의 변화와 비행실의 길이에 따른 압력손실의 변화를 나타낸 것이다. 이 계산결과는 비행실 길이의 증가에 따라 압력손실이 증가하는 것을 보여주며, 비행실에서 유속이 증가하면 그만큼 압력손실은 점차 증가됨을 보여주고 있다. 원형 단면을 갖는 비행실 직경이 약 4m이며, 최대 유속 75m/s, 비행실의 길이가 5m인 경우 약 35Pa정도의 압력손실이 발생하는 것으로 계산되었다. Prandtl의 마찰법칙에따라 마찰계수, f,는 아래 식으로 계산되었다.

$$\frac{1}{\sqrt{f}} = 2\log_{10}\left(R_e\sqrt{f}\right) - 0.8 \qquad (1)$$

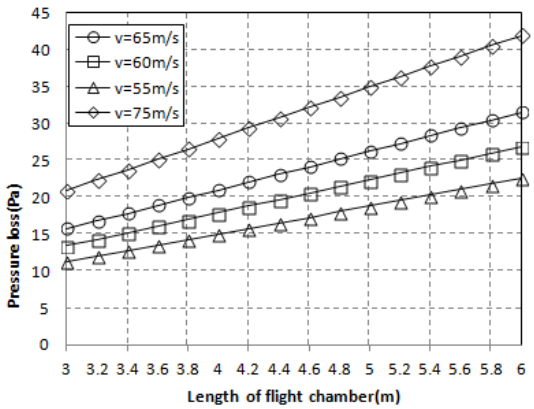

Fig 2. Pressure Loss with diameter at different airspeed

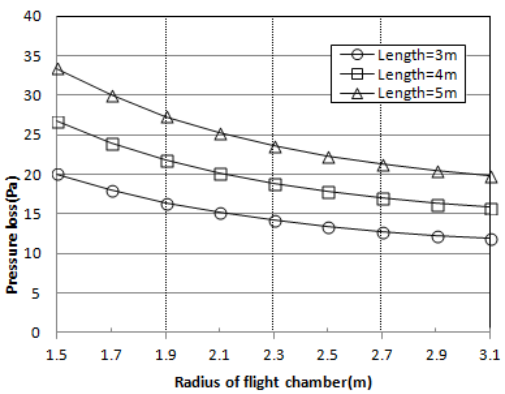

Fig 3. Pressure Loss with diameter at different length of chamber

Fig. 3은 비행실 직경에 따라 압력손실의 변화를 나타낸 것이다. 이 그림에서 비행실 직경이 증가할수록 비행실에서의 압력손실이 감소하고 있음을 볼 수 있다. 비행실의 직경과 길이가 압력 손실에 영향을 미치게 되지만 비행실 직경과 길이를 결정하는데 주도적 영향을 미치는 것은 아니다.

2.3 확산부(Diffuser) 효과 분석

확산부는 비행실을 지난 공기 흐름을 확산시킴으로써 유속을 느리게 만드는 기능을 하는 부분으로 폐루프 시스템에서는 여러 단계의 디퓨저를 필요로 한다. 이들 중에서 가장 중요한 기능을 하는 확산부는 비행실과 연결된 확산부로서 일부분이 비행실의 기능을 한다. 이 확산부는 비행실에서 유속이 증가되어 비행자가 높이 비행하는 경우에 더 이상 올라가 충돌되는 위험으로부터 벗어나게 하는 기능을 갖고 있다. 이후의 확산부는 유속의 적절한 흐름과 정체된 공기흐름으로 유량을 확보할 수 있도록 해준다. 확산부는 흐름방향으로 유관(flow duct)이 확대되도록 제작하여 흐름 속도가 느려지면서 공기압력을 상승시키는 기능을 한다. 확산부에서의 압력 손실은 도관의 둘레 길이와 확산부의 길이에 따라 좌우된다. 또한 확산의 각도가 중요한 요소가 된다. 따라서 확산부는 적절한 확산각을 갖도록 설계되어야 한다.

2.4 코너 베인의 효과 분석

코너 베인(corner vane)은 공기흐름이 수직방향으로 전환되는 부분에서 공기 흐름이 원활하게 유동할 수 있도록 안내하는 기능을 하는 부분이다. 따라서 베인의 형상이나 개수 등이 영향을 미칠 수 있다. 너무 많은 베인은 오히려 흐름을 방해하게 될 것이다. 적절한 베인의 형상이나 모양을 결정하는 것은 중요하다. 각 코너에 설치된 베인은 기하학적 형상과 크기가 모두 동일한 베인이 설치되는 것으로 가정한다. 압력손실계수의 계산은 Eckert et al[6]이 제시한 아래의 식이 사용될 수 있다.

$$K_l = K_{tv}(\phi)\left(\frac{2}{3}+\frac{29.705}{(\log_{10}Re_v)^{2.58}}\right)+f_l\frac{L}{D_{hi}} \quad (2)$$

여기서, Ktv 는 회전각(turning angle)의 다항식 함수이며, Dhi 는 입구에서의 수압직경(hydraulic diameter)이고 f_l는 입구 조건으로 인한 마찰계수, Rev는 베인의 시위선에 대한 레이놀즈수이다. L은 코너벽에서 마찰계수를 계산하기 위한 기준 길이이다. 일반적으로 첫 코너에서 최대 압력 손실이 발생하게 된다. 베인의 수는 규모에 따라 다르게 선정될 수 있다.

2.5 팬의 입출구 압력 손실

풍동에서 공기 흐름을 제공하는 팬은 팬의 공기흐름 공급 능력에 따라 1~4개 또는 그 이상이 설치될 수 있다. 지금까지 설치된 폐루프형 수직 풍동은 대개 4개의 팬을 사용하고 있는데, 이는 공기 흐름을 형성하는 모터와 팬의 효율에 관계가 있다. 이 때문에 팬의 인접부에서 흐름관은 2~4개로 분리되어야 한다. 분리되는 부분을 팬 콜렉터(fan collector)라 하며, 팬의 입구부 및 출구부에서의 공기압력 손실이 고려되어야 한다. 일반적으로 이 부분에서의 압력 손실은 크지 않다. 그 이유는 팬의 앞과 뒤에서는 콜렉터 부분을 제외하고 기하학적 형상의 변화가 크지 않기 때문이다.

2.6 공기 교환에 의한 압력손실

수직 풍동이 폐루프시스템인 경우에 일정한 양의 새로운 공기의 유입이 필요하다. 이는 내부 공기의 온도 상승을 방지할 수 있게 해준다. 그러나 이로 인한 공기 압력의 손실이 발생할 수 밖에 없게 되며, 이러한 압력 손실은 팬의 동력이 감당해야 되게 된다. Fig. 4는 비행실에서의 유속별로 공기교환율에 따른 압력손실의 크기를 보여준다. 공기교환으로 인한 압력 손실은 공기교환율이 증가할수록 일정하게 변화하여 선형적으로 증가되고 있음을 볼 수 있다. 유속이 커질수록 공기교환율이 증가함에 따라 압력 손실이 커짐을 알 수 있다.

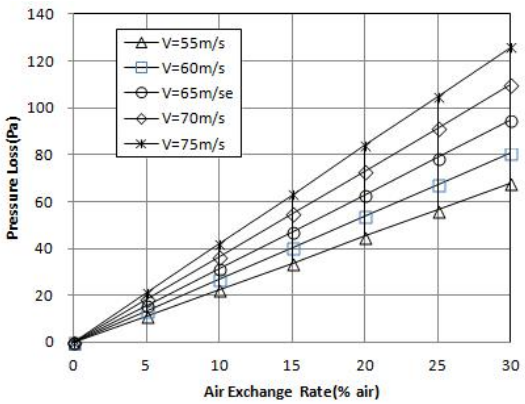

Fig 4. Pressure Loss by Air Exchange Rate

2.8 축소 노즐(Contraction Nozzle)

축소 노즐은 비행실에서 요구되는 유속을 충족시키기 위해 정체실의 느린 유속이 가속될 수 있도록 단면적이 축소되는 부분이다. 균질의 유질은 축소 노즐의 설계에 형상에 의존된다. 노즐의 형상에 대한 설계는 풍동설계에서 매우 중요한 부분이지만 여기서는 입구와 출구의 단면만을 기준으로 압력 손실의 양을 계산한다. 일반적으로 풍동의 축소 노즐 출구에서 평균 유속은 입구 유속의 20배까지 증속이 가능하다. 축소 노즐의 축소비(contraction ratio)는 일반적으로 약 6~10정도가 사용된다. 축소 노즐부의 기하학적 형상은 본 개념설계에서는 고려하지 않고 면적비만을 고려하여 유속을 예측하고 압력손실계수를 계산한다. 노즐부에서 압력손실계수, K_{nl}, 는 아래 식에 의해 계산될 수 있다.

$$K_{nl} = 0.32 f_e \frac{L_n}{D_{he}} \tag{3}$$

여기서, L_n은 노즐의 길이이며, D_{he}는 출구에서 수압직경(hydraulic diameter)으로 정의된다. f_e는 출구 파라메터를 이용해 계산된 마찰계수를 나타낸다.

2.9 안전망(safety net)에 의한 압력 손실

안전망은 비행실 내부의 비행자가 아래로 추락하지 않도록 방지해주는 역할을 하는 장치로 비행실 하부에 필수적으로 설치되어야 한다. 그러나 안전망은 비행실 내부로 진입하는 공기흐름을 방해하는 영향을 미치게 된다. 이는 공기흐름이 비행실에 진입하는 부분에서 용적율 효과를 갖기 때문이며 이로 인해 공기 유량의 흐름이 방해를 받게 된다. 안전망은 비행실의 유량을 방해하게 되므로 여기서 압력 손실이 발생하게 된다. 안전 그물망의 국부 압력손실 계수는 기하학적 형상과 형태가 고려되어야 하며 다음 식으로 계산될 수 있다[4].

$$K_l = K_{mesh} K_{Rn} \sigma_s + \frac{\sigma_s^2}{\beta_s^2} \tag{4}$$

여기서, K_{mesh}는 그물망의 재료에 따라 변화되는 파라메터이다. 원형단면에서 금속와이어의 경우는 1.0~1.3, 섬유와이어는 2.1이 사용된다. 식(4)에서 K_{Rn}은 레이놀즈수 계수로서 레이놀즈수가 400이상일 경우에 그 값이 1이다. 여기서, 스크린의 다공성(porosity)에 대한 고려는 아래 식으로 정의된다.

$$\beta_s = \left(1 - \frac{d}{M}\right)^2 \tag{5}$$

여기서, d는 와이어의 직경이며 M은 Mesh의 크기를 나타낸다. 스크린 용적률(screen solidity), σ_s는 아래 식으로 정의된다.

$$\sigma_s = (1 - \beta_s) \tag{6}$$

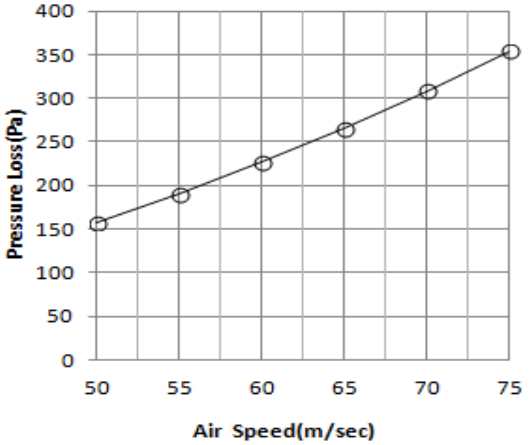

Fig 5. Pressure Loss due to screen (in case of d=0.003m, M=0.06m)

Fig. 5 는 사각형의 다공성을 갖는 원형단면의 와이어가 사용될 경우 비행실 유속의 변화에 따른 압력손실의 양을 나타낸 것이다. 압력손실

은 내부 구조물로 인하여 타 구성부에 비하여 비교적 큰 압력손실계수를 나타내며 유속이 증가될수록 증가됨을 알 수 있다.

2.10 비행인원의 효과

수직풍동의 비행실에는 1명의 인원만 비행할 수 있게 설계되는 것은 아니다. 고공강하를 위해서는 안전이나 기술적인 문제 때문에 초보자들은 숙련자로부터 적절한 교육이 필요하다. 또한 고공 강하팀의 훈련은 동료와 팀웍을 이루는 훈련이 필요하기 때문에 동시에 한 비행실에서 2~4명이 비행하는 것이 가능하도록 설계되어야 한다. 이러한 경우에 비행실의 용적율은 더욱 증가하게 된다. 비행실 용적율의 증가는 더 큰 압력 손실이 야기된다는 것이며, 이는 동력의 부담을 증가시키는 원인이 되므로 이에 대한 고려가 반드시 요구된다.

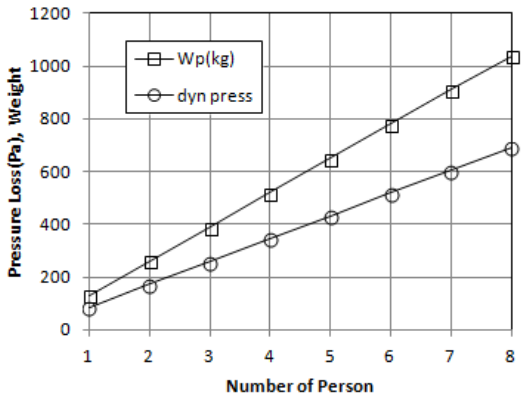

Fig 6. Pressure Loss with the Number of Persons Occupied.

2.11 최종속도에 대한 분석

수직풍동의 최종속도는 풍동의 운영에 필요한 최대 유속을 의미한다. 최대 유속은 비행에 충분한 크기 이상이 되어야 한다. 최대 유속 상태에서 풍동의 동력은 최대가 되며 소비전력 또한 최고치에 이르게 될 것이다. 기존의 수직 풍동의 자료들을 분석해보면 일반적으로 비행실 직경이 3~5.5m, 동시 비행인원이 3~8명인 폐루프 시스템인 경우 최대속도가 60~75m/sec에 이른다. 이를 근거로 Fig. 7은 몸무게가 50~110kg일 경우, BMI가 18.5~30인 비행자에 대해서 요구되는 유속을 계산해 본 것이다. 여기서 최대 유속은 100Kg, BMI-30인 경우 비행실 최대 유속이 75m/sec까지 요구되고 있음을 알 수 있다.

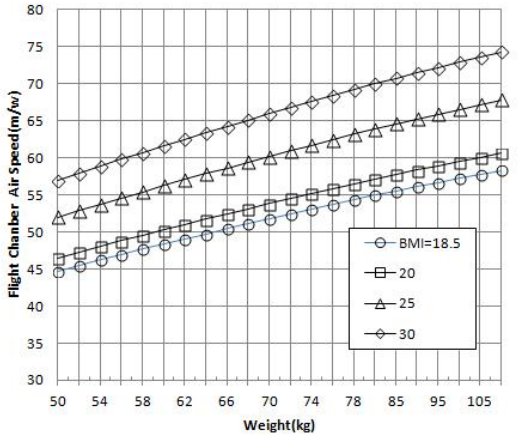

Fig 7. Velocity Requirement in the Flight Chamber with Weight and BMI of Persons

2.12 설계 적용 결과 및 토론

지금까지 수직풍동의 설계에서 에너지 손실을 계산하기 위해 요구되는 압력손실계수를 풍동의 구성부의 특성을 고려하여 계산하여 보았다. 이들 압력손실계수는 풍동구성의 조건에 따라 합산될 수 있으며, 이렇게 합산된 결과를 가지고 요구되는 에너지 손실을 예측하는 것이 가능하다.

총 압력손실계수 및 압력손실의 크기가 합산하면, 에너지비(energy ratio), E_R,를 구할 수 있다.

$$E_R = \frac{P_t}{P_c} \text{ or } E_R = \frac{1}{\sum_l K_{lt}} \tag{7}$$

여기서, Pt는 비행실에서 제트동력(jet power)이며, Pc는 풍동회로에서 흐름손실률을 나타낸다.K_{lt}는 각 구성부에서 압력손실계수를 나타낸다. 즉, 에너지비는 풍동의 각 구성부에서 흐름손실률들을 합산한 값의 역수로 나타낼 수 있다. 폐회로 풍동에서 에너지비는 1보다 큰 값을 가져야 하며 폐회로시스템에서 3~7 정도의 값을 갖는 것이 일반적이다.

고공 강하 교육용 수직 풍동의 주요 구성부는 고공강하 교육을 수행할 수 있는 비행실(flight

chamber), 유속을 감소시키는 확산부(diffuser), 공기순환을 생성하는 전기동력모터(electrical motor) 및 송풍용 팬(fan), 각 모서리에서 공기흐름방향을 변화시키는 베인(turning vane), 공기의 정체실로부터 비행실 유속을 증속시키는 수축부(contraction cone) 등으로 구성된다. 풍동에서 동력은 충분히 제어가 가능한 전기동력모터를 이용하며, 공기순환방식은 불어내기(blow out)식과 흡입식(induction) 방식이 사용된다. 소형 풍동은 불어내기식을 적용하는 것이 간편하며, 대형풍동은 흡입식을 사용하는 것이 편리하다.

고공강하 수직풍동의 규모는 비행실의 직경과 최대 유속 및 동시 비행인원에 의해서 결정된다. Fig. 7은 이들의 관계를 일정한 단면(직경 4m)을 가정하여 예를 들어 계산해 본 것이다. 유속은 사람의 몸을 띄울 수 있는 범위에서 결정되므로 그 범위가 한정될 수밖에 없다. 일정 풍속이하에서는 몸을 띄울 수 없으며, 일정 풍속 이상에서는 위험을 초래할 수 있기 때문이다.

Table 1. A Sample Design Study of Recirculation Type Vertical Wind Tunnel

장비 형태	폐루프형 수직풍동 (병렬회로형)
최대 사용 인원	4명
비행실 직경	4.0 m
비행실 높이	8m(비행실 확산부 제외)
최대 유속	65m/s
공기교환율	20%
압력손실량	1206 Pa

Table 1은 본 연구에서 계산에 참조한 재순환형 수직풍동의 예를 든 것이다. 이 풍동은 최대 유속이 65m/s 을 기준으로 4명의 스카이다이버가 사용한다고 가정했을 때 약 1206 Pa의 압력손실이 발생하였다. 이 때 에너지비는 2.62로 계산되었다. 2인의 스카이다이버가 동시 비행한다고 가정했을 경우에 에너지비는 식(7)에 따라서 3.3으로 계산되었다. 이 값들은 폐회로 풍동에서의 일반적인 에너지비 3~7정도의 값에 근접하거나 범위 안에 존재함을 확인하였다.

Ⅲ. 결 론

본 논문에서는 수직풍동의 설계 과정에서 설계 파라메터의 변동이 풍동회로에서 압력 손실에 어떻게 영향을 갖는가를 중심으로 분석하였다. 압력손실량은 풍동의 모터와 팬에서 반드시 고려되어야 하며, 풍동설계 방향을 결정하는데 중요하므로 일부 파라메터의 변화에 대해 압력손실량을 정량적으로 예측해 보았으며, 본 연구를 통하여 얻어진 결론은 다음과 같다.

첫째, 고공 강하용 수직풍동시험부의 직경, 길이 및 단면적은 동시 비행인원, 최대유속의 결정 등에 큰 영향을 미치는 요소임을 확인하였다.

둘째, 압력손실계수 및 압력손실량은 기본적으로 풍동 유로의 표면적 및 손실마찰계수에 의존하며, 유체 점성으로 인한 레이놀즈수의 영향을 받는다. 또한 전체 풍동회로에서 가장 크게 손실이 발생할 수 있는 수직 풍동의 구성부는 코너베인이며, 비행실의 안전망과 동시비행인원의 수도 압력손실에 크게 영향을 미친다.

셋째, 압력손실량은 풍동회로의 기하학적 형상에 의존하게 되므로 비행실에서는 기하학적 형상의 변화의 효과, 풍동회로에서는 비교적 크게 영향을 미치는 요소들을 중심으로 분석하였다. 이들 결과들의 합은 풍동의 송풍능력과 동력을 결정하는 요소가 된다.

앞으로의 과제는 실제 수직풍동설계에 적용할 수 있는 풍동의 모터와 송풍능력을 결정할 수 있는 팬에 대한 고려 그리고 일체화된 수직풍동 설계 프로그램을 구축하는 것이다. 따라서 본 연구를 통하여 분석된 자료는 향후에 일체화된 수직풍동을 설계하기 위한 프로그램을 구축하는데 기초 자료로 활용될 수 있을 것이다. 이러한 기반을 통하여 향후 국내에서도 실게 건설이 가능한 수직풍동 설계의 기반을 구축하는데 기여할 수 있을 것이다. 그리고 경항공기를 이용한 고공강하 스포츠와 수직풍동을 이용한 고공 강하체험이 항공레저스포츠로서 활성화하는데 기여할 수 있을 것이다.

후기

본 연구는 2016(9월)-2018(8월)년도 청주대학교 산업과학연구소가 지원한 학술연구조성비(특별연구과제)에 의해 연구되었음.

Reference

[1] ISS, Indoor Skydiving Locations: The Location Databse, https://www. indoor skydiving source.com / tunnels, 2018.5.16

[2] Cho, Hwankee, "Introduction to Skydiving Tranining Wind Tunnel and Application for Indoor Sports", The Korean Society for Aviation and Aeronautics Conference Proceedings, KSAA, Spring 2016, pp. 217-220.

[3] Miguel A. Gonzales Hernadez,et. al., Design Methodology for a Quick and Low Cost Wind Tunnel, INTECH, http://dx.doi.org/10.5772/54169.

[4] Jewel B. Barlow, at. el., Low Speed Wind Tunnel Testing, 3ed., John Weley & Sons, 1999.

[5] Fatih Cevik, Design of an Axial Fan for a Vertical Wind Tunnel for Paratroopers, Master Thesis, Middel East Technical University, Dec. 2010.

[6] William T. Eckert, at. el., Aerodynamic Design Guidelines and Computer Program for Estimation of Subsonic Wind Tunnel Performance, NASA TN D-8243, Oct. 1976.

[7] Seung-Hee Kang, Conceptual Study of a Low-Speed Wind Tunnel for Performance Test of Wind Turbine, The Korean Society for Aviation and Aeronautics, Vol. 19, No. 4, 2011, pp.24-29.