

고레이놀즈 유동실험을 위한 Ludwig Tube (Ludwig Tube for High Reynolds Number Simulation)

김희동^{*}, 김윤곤^{**}
(Heuy-Dong KIM^{*} and Yoon-Gon KIM^{**})

* 안동대학교, ** 국방과학연구소

1. 서론

일반적으로 실험실에서 고속흐름을 실현하고 충격파 현상을 시험하는 데에는 천음속 혹은 초음속 풍동이 사용된다. 대개 이러한 풍동들은 가동 및 유지 보수에 상당한 경비를 요하기 때문에 고속기류나 충격파 현상의 시험에는 경제적이지 못한 점이 있다. 현재 항공기, 추진로켓트 등의 고속화 및 대형화에 수반하여 보다 높은 마하수와 보다 높은 레이놀즈수의 유동을 실현할 수 있는 풍동이 절실히 요구되고 있다. 비교적 고마하수(high Mach number)의 유동은 충격파관(shock tube)을 이용하여 실현될 수 있으나, 고레이놀즈수(high Reynolds number)의 유동을 얻기 위한 것으로 충격파관은 적당하지 않은 것으로 인식되어 왔다.

최근 우리 나라에서 중형 항공기 개발이나 고속 비행체의 개발에 많은 관심을 기울이고 있다. 이를 위해서는 고마하수와 고레이놀즈수 유동을 동시에 실현할 수 있는 실험장치에 대한 연구가 절실하다. 본 연구에서는 풍동과 종래에 개발된 Ludwig tube를 비교하고, Ludwig tube의 작동원리를 이해하기 위하여 간단한 이론해석을 수행하였다. 더욱이 Ludwig tube의 최대 단점인 정상 유동의 지속시간의 연장 방안에 대하여 고찰하였다.

2. 고레이놀즈수 시험장치의 필요성

일반적으로 풍동은 비행상태를 지상에서 실현하는 공력적 시뮬레이터이며, 그 기능을 충분히 발휘하기 위해서는 유동 상태를 대표하는 중요 파라미터 즉 마하수나 레이놀즈수의 상사⁽¹⁾가 필요하다. 이와 같은 상사 파라미터의 변화가 관찰하고자 하는 유동현상에 큰 영향을 미치지 않는 경우에는 풍동에서 저레이놀즈수의 모형실험으로부터 고레이놀즈수의 실제 비행상태를 외삽으로 구할 수 있다. 그러나 천음속 혹은 초음속 유동에서와 같이 경계층과 외부유동이 강하게 간섭하는 경우에는 레이놀즈수에서 차이가 발생하면, 유동장의 상사성은 더 이상 신뢰할 수 없게 되며, 저레이놀즈수의 유동상태로부터 고레이놀즈수의 실제 비행상태를 추측할 수 없게 된다. 구체적으로 항공기의 설계와 관련한 저레이놀즈수의 상사시험에서는 익면에 작용하는 하중, 경계층의 박리, buffeting과 같은 충격파의 진동⁽²⁾ 등 많은 문제점이 발생하게 된다. 특히 로켓트는 항공기와는 달리 smooth한 표면을 가지지 않으며, 돌기물이나 날카로운 모서리, 단면적의 급변화 등으로 인하여 레이놀즈수 변화의 영향을 받기 쉬워진다. Fig.1에는 현존하는 풍동과 각종 비행체의 레이놀즈수를 비교⁽³⁾하였다. 그림의 횡축은 마하수이며, 종축은 레이놀즈수를 나타내었다. 여기에서 레이놀즈수의 대표길이로 비행물체의 경우에는 비행체의 전장을, 풍동

에 대해서는 대표길이를 사용 가능한 모형의 크기에 상당하는 것으로 고려하여 측정부폭의 0.7 배를 기준길이로 하였다. 그림으로부터 저속의 범위에서도 실제 비행체와 풍동간의 레이놀즈수는 큰 차이가 있으며, 천음속 및 초음속 영역에서 차이는 더욱 크다는 것을 알 수 있다. 이것은 천음속 및 초음속 영역에서는 레이놀즈수의 변화에 민감한 제현상의 특성들을 상사시험으로 추정하기가 곤란하다는 것을 의미한다.

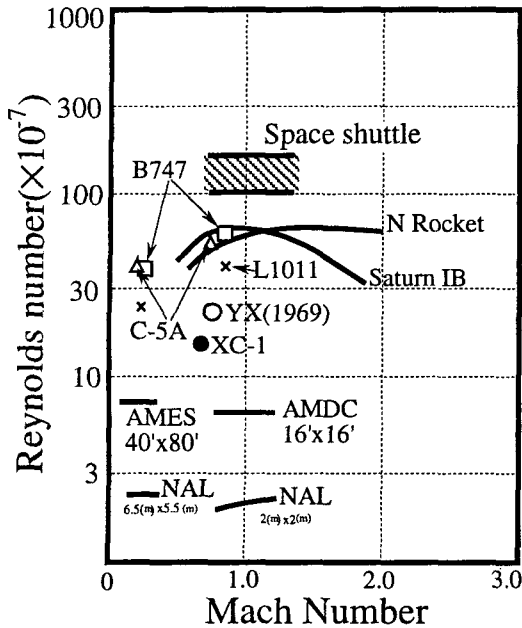


Fig.1 Reynolds number of wind tunnel and real flights

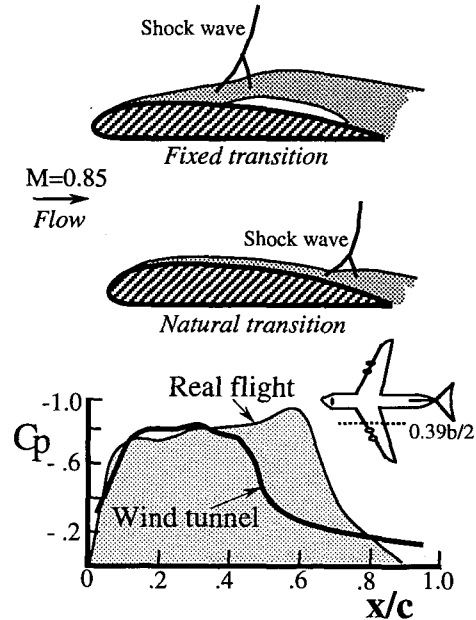


Fig.2 Comparison of pressure distributions on airfoil

이러한 현상의 일례로, 충격파와 경계층의 간섭(interaction)현상을 들 수 있으며, Fig.2에는 풍동시험과 실제의 비행시험으로부터 얻어진 C-141기의 익면(suction side)상에서 압력분포⁽⁴⁾를 나타내었다. 그림의 압력분포에서 양력계수의 값은 실제비행의 경우 0.34이며, 풍동시험의 경우에는 0.24이었다. 더욱이 압력분포로부터 알 수 있는 바와 같이 익면에 작용하는 공력중심이 달라지기 때문에, 풍동시험에서 예측되는 값 이상의 피칭모멘트가 발생한다. 이것은 풍동시험에서 난류경계층을 형성시키기 위하여 표면 거칠기를 적용한 결과, 상대적으로 경계층의 두께가 두꺼워져, 실제 비행시험의 경우와 비교하면 익현장(chord length)의 약 20% 정도 상류에 충격파가 발생하기 때문이다.

위의 예에서 알 수 있는 바와 같이 풍동에서 얻을 수 있는 레이놀즈수와 실제 비행체의 레이놀즈수는 상당히 차이가 있다. Blow-down풍동의 경우 고레이놀즈수의 유동은 저기조의 압력을 높이고, 온도를 낮춤으로서 얻어질 수 있으나, 경제적으로 막대한 비용이 소요될 뿐만 아니라 현실적으로 많은 어려움이 수반된다. 따라서 보다 경제적인 방법으로 레이놀즈수의 상사를 만족시켜 주는 대체 실험장치의 연구 개발이 필요하다.

3. 충격파관

고속기류나 충격파 등에 관한 연구에 널리 이용되고 있는 충격파관(shock tube)은 1899년 프랑스의 Vieille에 의하여 처음으로 고안되었다. 그 후 1940년 후반부터 충격파관은 고속 공기역학 및 충격파의 연구에 유력한 실험장치로 주목을 받게 되었으며, 최근에는 기체역학이나 항공우주공학 뿐만 아니라 고온물리학, 고온화학, 의료공학 등 매우 다양한 분야에서 널리 활용되고 있다.

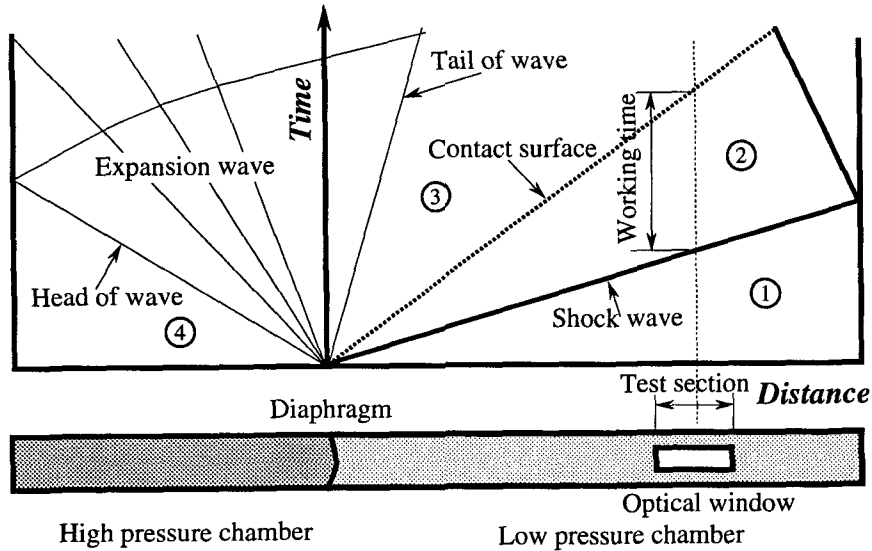


Fig.3 Typical wave diagram of simple shock tube

일반적으로 단순형태의 충격파관은 Fig.3에 나타난 바와 같이, 격막(diaphragm)의 파괴에 의하여 발생한 입사충격파(incident shock wave)가 측정부를 통과한 후, 측정부에서는 충격파에 의하여 압축·가열된 열기체 영역 ②의 균일 유동이 얻어진다. 이러한 열기체(hot gas) 영역은 격막 하류의 기체로 형성되지만, 통상적인 충격파관에서는 이러한 영역을 고엔탈피(high enthalpy)의 시험기체로 사용한다. 그러나 이 열기체는 온도가 높으므로 유동의 레이놀즈수는 매우 낮다. 한편 그림의 영역 ③은 팽창파에 의하여 이루어지는 냉기체(cold gas) 영역으로, 압력은 영역 ②의 압력과 같게 되나 온도는 낮다. 따라서 이 영역에서 유동은 높은 레이놀즈수를 가지게 되지만, 유동이 격막부를 통과하게 되므로 turbulence레벨이 높아지게 된다. 따라서 일반적으로 충격파관에서는 격막의 상류쪽 기체를 시험기체로 사용하지 않는 것이 상례이다. 즉 충격파관은 충격파의 피스톤 작용을 이용하여 격막 하류쪽의 기체를 시험기체로 사용하는 장치로, 일반적으로 고레이놀즈수의 시험장치로는 적당하지 않다.

그럼에도 불구하고 충격파관은 전파하는 충격파 및 고속기류에 수반되는 제 현상을 연구하는데 많은 장점들을 가지고 있다. 즉 장치가 간단하며, 제작이 매우 용이할 뿐만 아니라 건설비 및 소요동력이 다른 형태의 풍동들에 비해 매우 경제적이다. 또 충격파에 의해 압력이나 온도가 순간적으로 변화할 수 있으므로, 시정수(time constant)가 매우 작은 고응답성의 검출소자들의 교정이나 검정에 사용될 수 있으며, 과도흐름(transient flow)이나 비정상흐름(unsteady flow)을 연구하는데 사용된다. 더욱이 통상적인 풍동에서 음속 이상의 유속을 얻으려고 하는

경우, 축소-확대노즐(convergent-divergent nozzle)을 사용하여야 하며, 또 이러한 풍동에서 마하수를 변화시키려고 하는 경우, 노즐의 형태를 바꾸어야 하는데 비해, 충격파관에서는 단순히 고압실과 저압실 기체의 압력비를 조절하는 것만으로도 아음속으로부터 초음속까지 광범위의 유동을 간단히 얻을 수 있으며, 흐름 마하수를 임의로 바꿀 수 있다. 그러나 이러한 충격파관에서는 얻어지는 유동의 지속시간(duration time)이 대개 수 milliseconds로 매우 짧으므로, 측정에 있어서 고도의 기술을 요하게 된다. 따라서 유체공학이나 항공우주공학의 분야에서 충격파관은 널리 사용되지 않았던 것이 사실이다. 그러나 최근 고속현상에 관한 측정기술의 발달로 인해 충격파관의 보급은 현저하게 증가되고 있는 실정이다.

4. Ludwig Tube

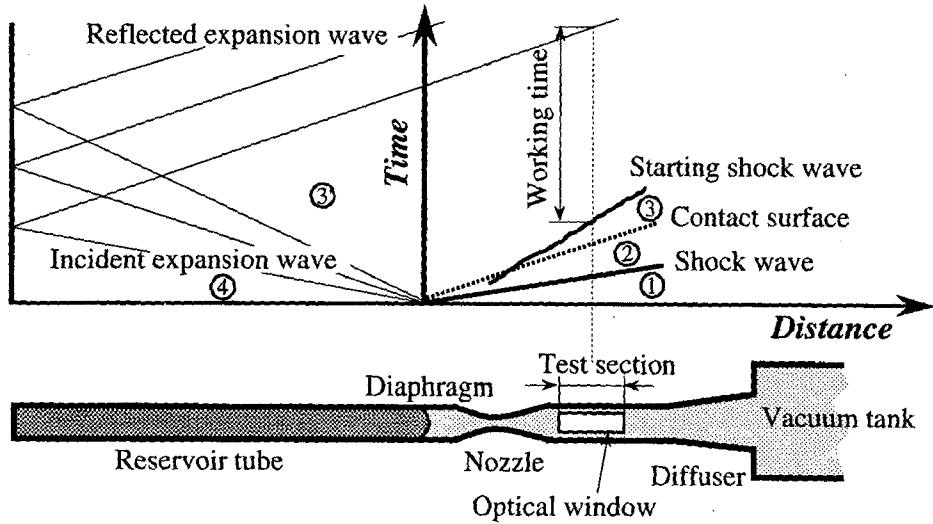
충격파관을 이용하여 고레이놀즈수의 유동을 얻기 위한 장치로, 일명 관풍동(tube wind tunnel)이라 불리고 있는 Ludwig tube가 1955년 Ludwig⁽⁵⁾에 의하여 처음으로 개발되었다. 이 Ludwig tube의 구조는 일반적인 충격파관과 유사하지만, 후술하는 바와 같이 측정부 상류에 설치한 노즐에 의하여 가속되는 기체를 사용하게 되므로, 초음속 blow down 풍동의 저기조(reservoir chamber)와 정체실(plenum chamber) 대신에 매우 긴 저기관(reservoir tube)을 가지는 특수한 형태의 풍동이라고 할 수 있으며, 유동의 turbulence 레벨이 매우 낮은 고레이놀즈수 유동이 얻어지는 시험장치로 최근 각국에서 활발하게 연구되고 있다.

Ludwig tube는 일반적으로 격막(또는 급속개구 밸브)를 노즐의 상류에 설치하는 상류막(밸브) 방식과 측정부의 하류에 격막(밸브)을 설치하는 하류막(밸브) 방식이 있다⁽⁶⁾. 이들 두 방식의 개요와 파동선도를 Fig.4에 나타내었다. 기본적으로 Ludwig tube는 저기관, 격막(또는 밸브), 노즐, 측정부, 디퓨저 그리고 진공탱크로 구성되며, 특별히 디퓨저나 진공탱크를 설치하지 않는 경우도 있다. 저기관에 고압공기를 충전하고 격막의 하류쪽을 진공으로 한 후, 격막을 파괴하면, 그림의 (a)와 (b)에 나타낸 바와 같이 하류쪽으로 충격파와 접촉면(contact surface)이, 그리고 상류쪽으로 비정상 팽창파가 전파하게 된다. 이러한 파동에 의하여 영역 ③의 유동이 발생한다. 이 유동은 노즐에 의하여 소정의 마하수를 가지는 초음속 유동으로 가속되어 측정부에는 균일유동이 얻어진다. 상류막 방식의 경우에는 노즐 상류에 격막이 위치하므로 측정부에서 유동의 turbulence레벨이 비교적 크다. 그러나 하류막 방식의 경우 격막부가 측정부의 상류에 위치하지 않으므로, 측정부에는 turbulence레벨이 매우 낮은 유동이 얻어진다. 더욱이 Fig.4에 나타낸 바와 같이 이들 두 방식은 구조가 매우 간단할 뿐만 아니라 고압의 기체가 비교적 용이하게 사용될 수 있으며, 고레이놀즈수의 유동이 얻어진다. 이와 같이 Ludwig tube는 비정상 팽창파와 노즐을 이용하여 기체를 팽창시키는 것이라고 할 수 있으며, 비교적 turbulence레벨이 낮은 고마하수와 고레이놀즈수의 유동이 실현될 수 있다.

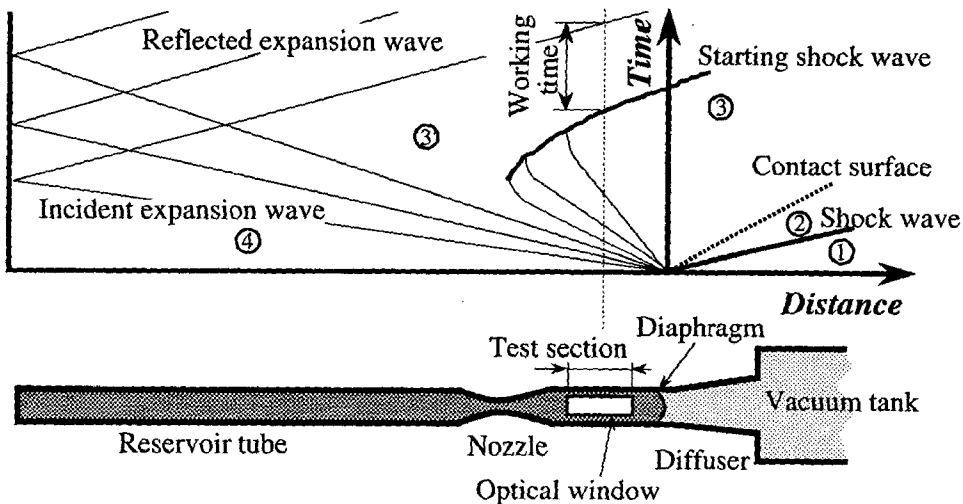
Ludwig tube를 이용하여 실험을 수행하는 경우, 위에서 기술한 상류막방식 혹은 하류막방식을 선택할 필요가 있다. 상류막 방식의 경우에는 하류막방식에 비하여 시동시간(starting time)이 짧고, 초기에 설정한 높은 압력이 측정부에 걸리지 않게 되므로, 광학관찰 및 압력계 측이 용이하다. 그러나 격막부가 노즐의 상류에 위치하므로 하류막 방식에 비하여 유동의 turbulence레벨이 높게 되며, 파막에 의해서 발생한 충격파 및 접촉면이 측정부에 설치하게 되는 모형에 부하를 미치게 되는 결점이 있다. 한편 하류막 방식의 경우, 격막부가 측정부의 하류에 위치하기 때문에 측정부에서 유동의 turbulence레벨은 낮으며, 파막시에 발생하는 충격

파, 접촉면 및 파막의 파편 등이 측정부의 모함에 영향을 미치지 않는다. 그러나 상류막 방식에 비하여 시동시간이 길어지며, 압력계측 및 공학관찰이 곤란하다는 단점이 있다.

Ludwig tube 이외에도 고레이놀즈수의 유동을 실현하기 위한 실험장치로 극저온 풍동, 프레온가스 등을 사용하는 특수풍동 그리고 blow down 풍동 등이 있다. 그러나 특수한 설비를 필요로 하지 않으며, 실험의 용이성 등을 위한 것으로 Ludwig tube나 blow down 풍동을 들 수 있다.



(a) Upstream diaphragm Ludwig tube



(b) Downstream diaphragm Ludwig tube

Fig.4 Typical Ludwig tube and wave diagram

과거 미국의 Arnold Engineering Development Center에서 수행된 연구⁽⁷⁾에 의하면, 같은 지속시간, 같은 레이놀즈수의 실험을 위해서는 풍동장치에 비해 Ludwig tube가 30% 정도 유리하다는 것을 보고한 바 있다. 그러나 Ludwig tube의 경우, 측정부에서 얻을 수 있는 균일 유동의 지속시간에는 한계가 있으며, blow down 풍동에서는 저기조의 용적을 크게 제작하면, 지속시간은 보다 길어지게 된다. 그러나 유동의 균일성 및 건설비 등을 고려하는 경우 Ludwig tube가 보다 유리하다. 따라서 Ludwig tube는 고마하수 및 고레이놀즈수의 실험 장치로 유력한 수단이 될 수 있으며, 그의 공기역학적 특성을 이해하는 것은 매우 중요하다.

5. Ludwig Tube의 작동원리 및 이론해석

Fig.5에는 측정부의 하류에 격막부를 설치하는 전형적인 하류막 방식의 Ludwig tube의 개요와 파동선도를 나타내었다. 그림에서 저기관을 고압으로 하고, 격막의 하류를 부압으로 한 후, 격막을 파괴하면 하류쪽으로 충격파와 접촉면이 전파하게 된다. 한편 격막의 상류로 팽창파가 전파하여 저기관내에는 영역 ①의 균일 유동이 얻어진다. 이 때 노즐목의 바로 하류에 발생한 시동충격파(starting shock wave)가 하류로 이동하게 되면, 측정부에는 균일 초음속 유동이 얻어지며, 이러한 유동은 저기관의 말단으로부터 반사팽창파가 측정부에 도달할 때까지 계속된다.

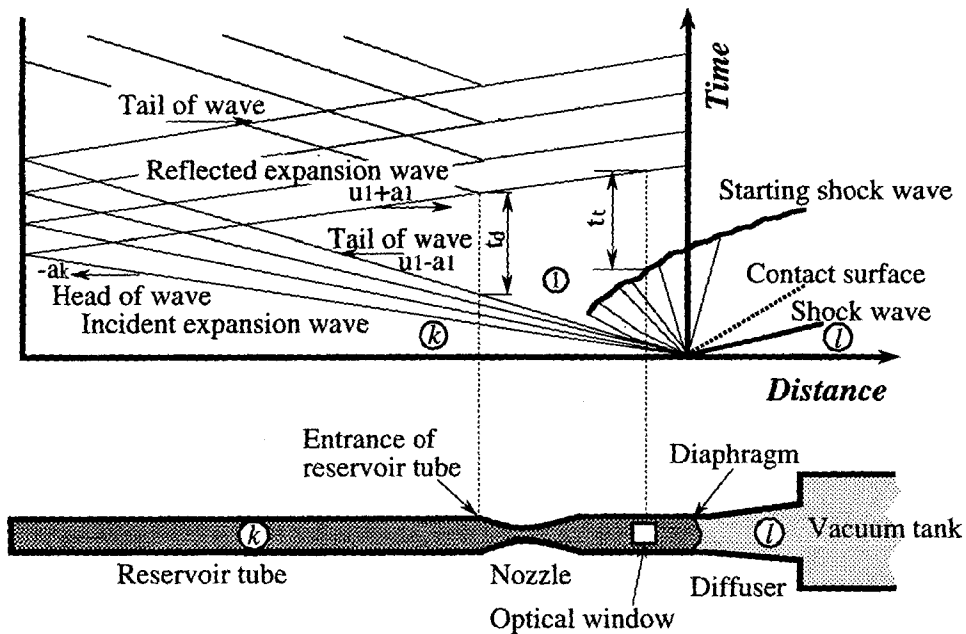


Fig.5 Wave diagram of downstream diaphragm Ludwig tube

이 경우 영역 ①의 기류 마하수를 M_1 을 영역 ①에서 기류속도 u_1 , 음속 a_1 으로 정의하면 ($M_1 = u_1/a_1$), 영역 ①에서 유동의 제 상태량은 1차원 비정상 팽창파와 등엔트로피의 관계식을 이용하여 다음과 같이 구해진다.

$$\frac{u_1}{a_k} = M_1 \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right\}^{-1} \quad (1)$$

$$\frac{a_1}{a_k} = \left(\frac{T_1}{T_k} \right)^{0.5} = \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right\}^{-1} \quad (2)$$

$$\frac{p_1}{p_k} = \left(\frac{a_1}{a_k} \right)^{\left(\frac{2\gamma}{\gamma-1} \right)} = \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right\}^{\left(-\frac{2\gamma}{\gamma-1} \right)} \quad (3)$$

여기에서 p 와 γ 는 각각 압력과 기체의 비열비이며, 하첨자 k 는 저기관의 초기상태를 의미한다. 또 영역 ①에서 전온도 T_{01} 과 전압력 p_{01} 은 에너지 방정식에 의하여 다음과 같이 주어진다.

$$\frac{T_{01}}{T_k} = \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right\} \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right\}^{-2} \quad (4)$$

$$\frac{p_{01}}{p_k} = \left(\frac{T_{01}}{T_k} \right)^{\left(\frac{\gamma}{\gamma-1} \right)} = \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right\}^{\left(\frac{\gamma}{\gamma-1} \right)} \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right\}^{\left(-\frac{2\gamma}{\gamma-1} \right)} \quad (5)$$

한편 측정부에서 균일 유동의 지속시간 즉 초음속 Ludwig tube의 지속시간 t_k 는 특성곡선법 등을 이용하여 수치계산으로 구해지지만, 저기관 입구에서 정상유동의 지속시간(아음속 Ludwig tube의 지속시간에 상당한다) t_d 는 유심팽창과의 중심이 노즐목에 위치하며, 저기관의 입구가 노즐목에 가깝다고 가정하여 다음과 같이 근사적으로 얻어진다.

$$\frac{t_d}{2 t_k} = \frac{1}{1 + M_1} \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (6)$$

여기에서 t_k 는 L/a_k 이며, L 은 저기관의 길이를 의미한다. 또 위의 식에서 M_1 는 노즐목의 단면적 A^* 와 저기관의 단면적 A_s 와의 비 A^*/A_s 를 이용하면 다음의 식이 주어진다.

$$\frac{A_s}{A^*} = \frac{1}{M_1} \left\{ \frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right) \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (7)$$

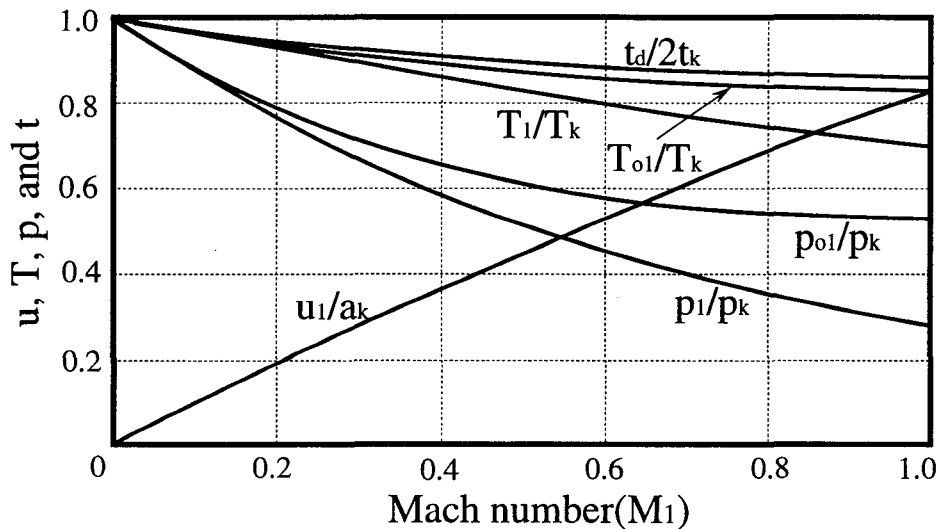


Fig.6 Characteristic properties at entrance of reservoir tube

위의 식들을 이용하여 공기의 경우에 대하여 계산한 결과를 Fig.6에 나타내었다. 저기관내의 유동 마하수 M_1 은 일반적으로 $0 \leq M_1 \leq 1$ 이라고 할 수 있으므로, 그림의 계산값은 M_1 가 1 이하의 범위에 대하여 나타내었다. 그림에서 M_1 이 증가할수록 p_t , T_t , p_{o1} 및 T_{o1} 은 감소한다. 또 t_d 의 값도 M_1 의 증가에 따라 감소하지만, 그 감소의 양은 매우 작다. 이러한 t_d 의 값은 위의 식 (6)에서 알 수 있는 바와 같이 저기관의 길이 L 에 비례하여 증가하게 되지만, L 이 증가할수록 실제의 유동에서는 기체의 점성으로 인한 경계층이 관벽을 따라 발생⁽⁸⁾하게 되므로, 전압손실이 크게 되어 t_d 의 값을 크게 할 수 없다.

한편 노즐의 설계마하수 M_t 가 주어지는 경우, 측정부에서 제 상태량은 영역 ①에서의 상태량으로부터 정상유동에 대한 등엔트로피 관계식을 이용하여 다음과 같이 구할 수 있다. 즉 측정부에서 정압 p_t , 온도 T_t , 및 레이놀즈수 Re (여기에서는 관의 등가직경으로 나눈 값 Re/D 를 단위레이놀즈수로 정의하여 사용한다)는 측정부의 단면적 A_t 가 저기관의 단면적 A_s 와 같다고 하면 다음의 식들로 주어진다.

$$\frac{p_t}{p_k} = \frac{p_t}{p_{o1}} \cdot \frac{p_{o1}}{p_k}$$

$$= \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_t^2 \right\}^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \cdot \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \cdot \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1 \right\}^{-\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \quad (8)$$

$$\frac{T_t}{T_k} = \frac{T_t}{T_{o1}} \cdot \frac{T_{o1}}{T_k}$$

$$= \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_t^2 \right\}^{-1} \cdot \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right\} \cdot \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1 \right\}^{-2} \quad (9)$$

$$\frac{Re}{D} = \frac{\rho_t u_t}{\mu_t} = \frac{p_t u_t}{\mu_t R T_t} \quad (10)$$

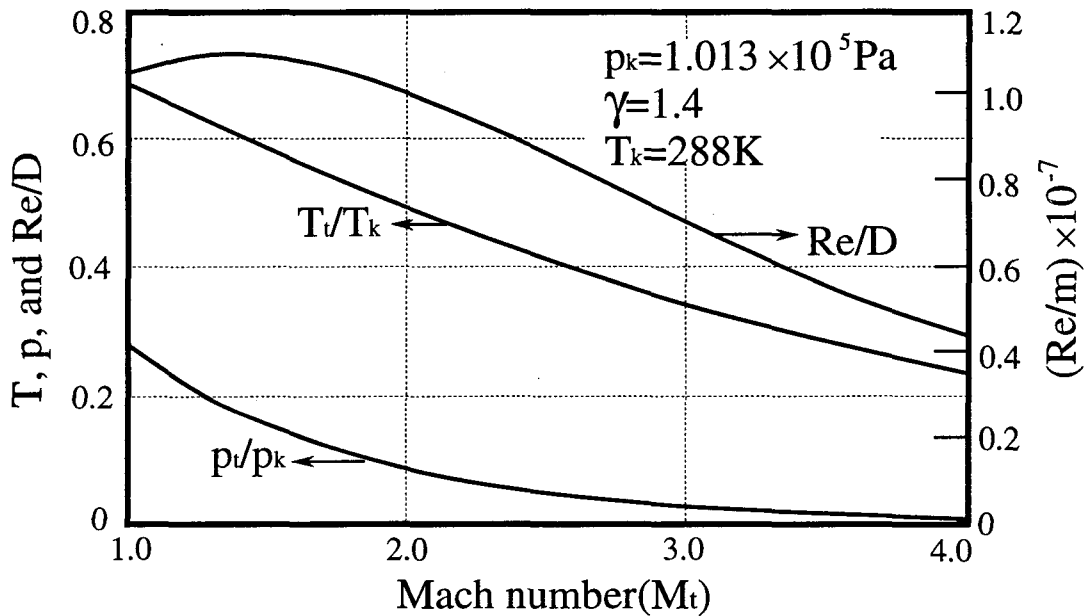


Fig.7 Characteristic properties at test section

여기에서 μ 는 점성계수로 Sutherland의 식을 이용하여 구할 수 있으며, Fig.7에는 위의 식들을 계산한 결과를 M_t 에 대하여 나타내었다. 그림에서 M_t 가 증가할수록 T_t/T_k 와 p_t/p_k 는 단조롭게 감소하지만, 아음속 즉 $0 \leq M_t \leq 1$ 의 범위에서 단위레이놀즈수(Unit Reynolds number : Re/D)는 M_t 가 증가할수록 증가하지만, 초음속 즉 $M_t > 1$ 의 범위에서 Re/D 는 M_t 가 증가할수록 단조롭게 감소한다. 그러나 그림에 나타낸 전마하수 범위에 대하여 Re/D 는 $0.45 \times 10^7 \sim 1.0 \times 10^7$ 으로 상당히 높다는 것을 알 수 있다.

6. 지속시간의 연장에 대한 고찰

Ludwig tube의 측정부에서 균일유동의 지속시간(t_s)은 격막의 파괴로 인하여 발생한 충격파가 측정부를 통과한 후, 균일 유동이 실현되는 순간부터 시작하여 저기관내를 전파한 비정상 팽창파가 관의 말단으로부터 반사하여 다시 측정부까지 도달하는 순간에 종료하게 된다. 이러한 지속시간은 일반적으로 저기관의 길이와 저기관내의 기류마하수에 의존한다. 저기관의 길이를 길게 하는 경우 지속시간은 길어지게 되지만, 저기관이 길어질수록 실험을 위한 큰 공간이 소요되는 것은 물론 저기관의 관벽을 따라 발생하는 경계층 유동에 의하여 전압손실이 커지게 되어 효과적이지 못하다. 이로 인하여 통상적인 Ludwig tube의 지속시간은 기타 풍동설비에 비하여 상당히 짧으며, 상대적으로 긴 지속시간을 요구하는 시험에는 적당하지 않는 것으로 인식되어 있다.

저기관의 길이를 길게 하지 않고 유동의 지속시간을 연장하기 위한 방법으로, 이론적으로는 파막에 의해 발생한 비정상 팽창파가 저기관의 말단에서 반사하는 과정을 제어하는 것이다. 이러한 방법의 일례로 반사파를 마하파로 만들어 주는 방법이 생각될 수 있다. 이 방법으로 종래 Evans Clean-Flow Tunnel(ETC)법⁽⁹⁾과 저기관의 말단에 저기조와 다공벽을 설치하는 방법⁽¹⁰⁾이 제안되어 있다. ETC법은 저기관의 말단으로 향하는 비정상 팽창파를 저기관내에 삽입한 피스톤의 운동에 의하여 상쇄시켜 반사파를 마하파로 만드는 방법이지만, 피스톤의 가동부로 인하여 장치가 복잡해질 뿐만 아니라 피스톤의 운동을 제어하는 것이 실제적으로 매우 어렵다.

한편 저기조와 다공벽의 시스템은 Henshall 등⁽¹¹⁾에 의하여 충격파 풍동의 지속시간을 연장하기 위하여 제안된 것으로, 실험장치는 ETC법에 비하여 매우 간단하다. 이러한 방법은 Barbour & Imrie⁽¹⁰⁾에 의하여 Ludwig tube에 적용되었다. 그러나 그들의 연구에서는 유동의 지속시간 동안 측정부에서 큰 압력변동이 발생하여, Ludwig tube의 성능개선에는 크게 기여하지 못하였다. 이것은 다공벽과 비정상 팽창파의 간섭과정이 밝혀지지 않았기 때문이며, 현재 이에 대한 연구는 큰 진전을 보지 못하고 있는 실정이다. 따라서 Ludwig tube의 지속시간의 연장에 대한 보다 체계적인 연구가 필요하며, 이 분야에 대한 연구는 우리나라의 항공 및 방위산업 분야와 직결되므로, 이에 대한 관심이 요구되고 있다.

7. 결 론

우리나라에서 추진 중인 중형 항공기 산업과 방위 산업의 활성화를 위하여서는 고마하수, 고레이놀즈수의 유동을 실현할 수 있는 시험장치의 개발이 시급하다. 종래 대형 고속 풍동에 대한 연구 및 건설이 각국에서 활발히 추진되어 왔지만, 우리나라와 같이 면적이 협소하고 과밀화된 상황과 최근 크게 대두되고 있는 소음 등 유해 환경을 고려하지 않을 수 없다. Ludwig tube

는 장치가 간단하고 운전이 용이할 뿐만 아니라 기타 풍동 시설에 비해 매우 경제적이다. 더욱이 고마하수, 고레이놀즈수 유동의 시험에 효과적으로 활용될 수 있으므로, 이 분야에 대한 체계적인 연구가 필요하다. Ludwig tube는 매우 특수한 형태의 풍동으로, 그 기능을 충분히 발휘하기 위해서는 현재의 기술 수준으로는 많은 기술적 문제점을 내포하고 있다. 그러나 실제의 비행상태에 상당하는 환경을 구축하는 것이 매우 시급한 실정이며, Ludwig tube는 그의 해결책의 하나라고 할 수 있다. Ludwig tube는 매우 높은 레이놀즈수의 유동이 단시간내에 실현될 수 있으며, 유동의 성질, 실험횟수, 건설비 등을 고려하는 경우에 매우 적당한 시험설비임에 분명하다.

참고문헌

- [1] Jones, J. L., 1969, "Problems of Flow Simulation in Wind Tunnels," AIAA Paper No. 69-660.
- [2] Mabey, D. G., 1984, "A Review of Some Research in Time-Dependent Aerodynamics," Aeronautical Journal, Vol. 2, pp. 23.
- [3] Taylor, J. W. R., 1971, "Janes All the Worlds Aircraft," BDC Publishing Ltd.
- [4] Loving, D. L., 1966, "Wind Tunnel-Flight Correlation of Shock Induced Separated Flow," NASA TN D-3580.
- [5] Ludwig, H., 1955, "Der Rohrwindkannal," Zeit Flugwiss, Vol. 3, No. 7.
- [6] Kim, H. D., 1995, "Shock Wave Phenomenon in Fluid Engineering," Journal of KSME, Vol. 35, No. 1. (In Korean)
- [7] Whitfield, J. D., 1971, AGARD Fluid Dynamics Panel Specialists' Meeting.
- [8] Mirels, H., 1964, "Shock Tube Test Time Limitation due to Turbulent-Wall Boundary Layer," AIAA Journal, Vol. 2, No. 1.
- [9] Pugh, P. G., 1971, RAE TR-71208.
- [10] Barbour, N. M. and Imrie, B. W., 1975, "A Reservoir/Orifice Technique for Extending the Useful Running Time of A Ludwig Tube," Proc. of 10th Intl. Shock Tube Symp., pp. 252.
- [11] Henshall, B. D., Teng, R. N. and Wood, A. D., 1962, "A Driver-Sphere Technique for Increasing the Steady State Test Time of Hypersonic Shock Tunnel," Advances in Hypervelocity Techniques, Ed. by Krill. A. M., Plenum Press.