

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(9), 703-711(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.9.703

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

건국대학교 Ludwig Tube 개념 설계에 관한 연구

김영주*, 변영환**, 박수형*, 박기수***, 이종국****

Concept Design of Ludwig Tube at Konkuk University

Young Ju Kim*, Yung Hwan Byun**, Soo Hyung Park*, Gisu Park*** and Jongkook Lee****

Dept. of Aerospace Engineering, Konkuk University*,**

Dept. of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology***

Agency for Defence Development****

ABSTRACT

A preliminary design tool of a hypersonic Ludwig tube facility which simulates real-flight environment was developed and its performance was verified by CFD(Computation Fluid Dynamics) calculations. The operating theory of Ludwig tube was studied to develop the preliminary design tool. Using the preliminary design tool, Ludwig tube specifications were determined to satisfy target performance. The Ludwig tube which produces high speed flows(the Mach number ranging 4 to 10) was designed. Especially altitude simulation at Mach 4 flow could be performed.

초 록

본 연구에서는 실기체 환경 모사(고도 모사)가 가능한 극초음속 Ludwig tube 개념설계 도구를 개발하고, 전산유체해석을 통해 Ludwig tube 개념설계 도구의 성능을 검증하였다. 극초음속 Ludwig tube 개념설계 도구를 개발하기 위해 Ludwig tube의 작동원리를 연구하였고, 도구를 활용하여 목표 성능을 만족하기 위한 Ludwig tube의 제원을 결정하였다. 마하수 4에서 10의 유동을 모사할 수 있고, 특히 마하수 4 유동은 고도 모사가 가능하다.

Key Words : Real-flight simulation(실기체 환경 모사), Hypersonic(극초음속), Ludwig tube(루드빅 튜브), Wind tunnel design(풍동 설계), CFD(전산 유체 해석)

1. 서 론

항공우주산업에서 비행체의 공력데이터 확보는 발사체나 항공기 개발 과정에 필수적이다. 비행체 주위에서 발생하는 유동현상 혹은 비행체에 작용하는 힘을 조사하기 위해 풍동 시험이 활용된다. 특히 극초음속 비행체의 고속 유동에서 발

생하는 공기역학적 특성들은 이론적으로 예측하기가 어렵고, 실측을 위한 비행 테스트에는 많은 시간과 비용이 요구된다. 1960년대에 수행된 X-15 프로그램은 극초음속 이론과 풍동 실험이 처음 적용되었다. 이 때, 극초음속 경계층 유동이 층류가 아닌 난류라는 것을 발견했다. 또한, 처음으로 직접 측정된 극초음속 비행체의 표면 마찰

† Received : September 18, 2017 Revised : August 18, 2018 Accepted : August 22, 2018

** Corresponding author, E-mail : yhbyun@konkuk.ac.kr

(skin friction)이 예측했던 것보다 훨씬 낮았다. 뒤따른 X-series 및 다양한 프로젝트에서 극초음속 비행체에 대한 연구가 수행되었지만, 여전히 고속 유동에 대해 풀어야 할 문제들이 많다[1]. 초고속으로 운용되는 비행체는 표면 마찰 혹은 충격파/경계층 상호 작용(shock wave boundary layer interaction)으로 인하여 비행체의 표면 온도가 급격히 상승하거나 경계층 재부착 등의 복잡한 유동현상이 발생한다. 이러한 이유로 우주 왕복선, 스크램제트, 행성 재진입 등 고속으로 운용되는 비행체의 실기체 환경 연구에 대한 필요성이 대두되었고, 고도 모사(실기체 환경 모사)를 지상에서 수행할 수 있는 Ludwig tube 형태의 극초음속 풍동장치에 대한 관심이 증가하였다[2].

고도 모사가 가능한 지상 시험 장치는 대표적으로 충격파관(shock tube)을 들 수 있다. 하지만 충격파관 형태의 풍동은 구동시간이 수 ms로 짧아 유동 가시화 실험이나 힘, 모멘트 측정 실험을 수행하기에는 많은 어려움이 있다. 1955년, Hubert Ludwig는 충격파관(shock tube)를 개선하여 초음속 영역의 그레이놀즈 수 유동을 구현할 수 있고, 비교적 긴 구동시간을 확보할 수 있는 Ludwig tube라는 초음속 풍동을 고안했다. Ludwig tube는 일반적인 형태의 초음속 풍동 장치에 비해 낮은 운영비로 고온, 그레이놀즈 수의 유동을 구현할 수 있다. 또한, 충격파관 형태의 초음속 풍동에 비해 긴 구동시간 가지며, 고품질의 유동을 모사할 수 있는 장점이 있다[2].

국내의 대표적인 Ludwig tube는 국방과학연구소(ADD)에서 보유하고 있으며, 독일의 HST GmbH사에서 개발한 모델을 기본으로 하고 있다. 설계에 사용된 시험부의 마하수는 6이며, 저장관(storage tube)의 내경은 158.3 mm이고 시험부는 내경 500 mm의 실린더 형태이다[3]. 해외에서 운용되고 있는 Ludwig tube는 네덜란드의 Delft University of Technology에서 보유한 HTFD(Hypersonic Test Facility Delft)가 있다. 국방과학연구소의 Ludwig tube와 마찬가지로 HST GmbH의 모델을 기반으로 한다. 국방과학연구소의 Ludwig tube는 일자로 길게 뻗은 저장관을 모두 가열하는 시스템이지만 HTFD의 저장관은 U자로 2회 꺾어 고온관(hot tube)과 저온관(cold tube)으로 분리하였다. 가열에 필요한 에너지를 줄이고 좁은 공간을 활용할 수 있는 장점이 있지만, 일자 형태의 저장관을 가진 Ludwig tube가 비교적 고품질의 유동을 형성한다. HTFD의 고온관 내경은 49.25 mm, 저온관 내경은 59 mm이다. 시험부의 내경은 350 mm이고 노즐 출구에서

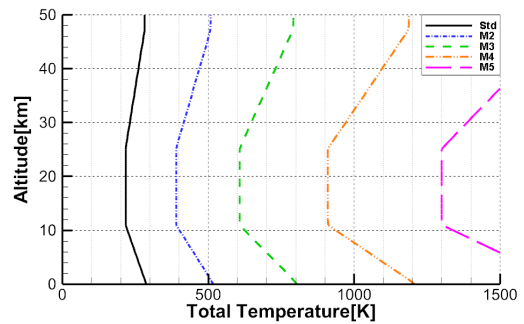


Fig. 1. Altitude-temperature of real-gas condition by Mach

마하수 6~11의 유동을 형성할 수 있다. 그 외에도 미국의 USAFA(US Airforce Academy), Cal-Tech, AFRL(Air Force Research Laboratory), 독일의 Braunschweig대학, 영국의 Oxford대학 등에서 Ludwig tube를 운용하고 있다[4-9].

최근 국내에서 진행된 스크램제트 관련 연구들은 고도 10~25 km에서 운용되는 마하수(M4~6) 조건의 연구 사례가 주를 이루었다[10]. 이에, 실기체 조건을 고려한 극초음속 유동 연구를 수행할 수 있는 역량 확보를 위해 해당 조건에서 실기체 환경을 모사할 수 있는 Ludwig tube를 구축하고자 한다. 본 연구에서는 Ludwig tube의 작동 원리를 바탕으로 개념 설계에 활용할 수 있는 프로그램을 개발하고, 목표 성능을 발휘하기 위한 Ludwig tube의 필요 제원을 결정하는 것이 목표이다.

Figure 1은 마하수 2, 3, 4, 5의 유동을 모사할 때 고도에 따라 필요한 전온도(total temperature)를 나타낸 그래프이다. 표준대기온도를 기준으로 등엔트로피 관계식으로부터 그래프와 같은 결과를 도출하였다. 고도 10~25 km의 실기체 환경을 모사하기 위해서는 마하수 4 유동은 약 900 K, 마하수 5 유동은 약 1300 K으로 가열된 공기가 필요하다. Ludwig tube의 시험부에서 고도 모사를 위한 유동을 형성하기 위해 가열 시스템을 사용하여 저장관 내부 공기 온도를 올림으로써 전온도 조건을 충족할 수 있다. 본 연구에서 Ludwig tube의 목표 성능은 900 K을 목표로 하여 마하수 4 유동의 고도모사이다.

II. LTDT(Ludwig Tube Design Tool)

2.1 Ludwig tube의 작동 원리

Ludwig tube의 구조와 개념은 Fig. 2에서 보여준다. Fig. 2와 같이 Ludwig tube는 저장관

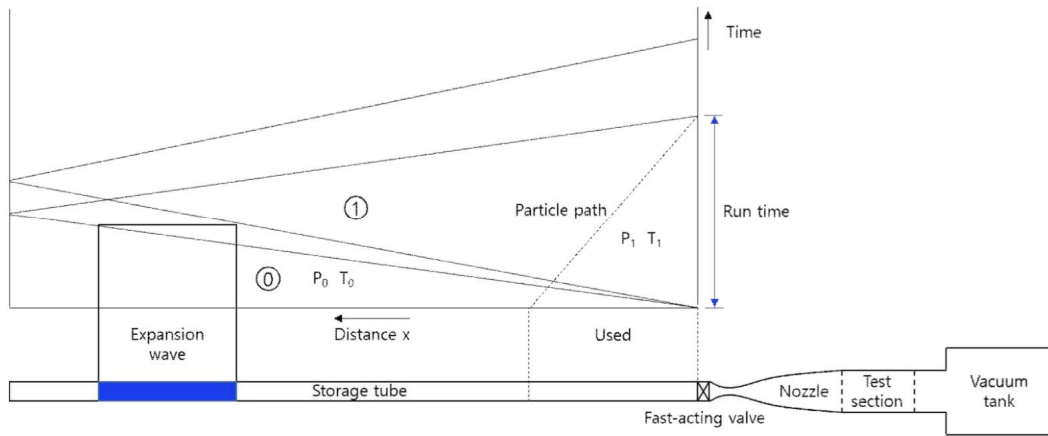


Fig. 2. Operational principle of the Ludwig tube[11]

(storage tube), 고속 작동 밸브(fast acting valve), 초음속 노즐(supersonic nozzle), 시험부(test section), 진공탱크(vacuum tank)로 구성된다. 저장관은 고온, 고압의 공기로 채워지고, 진공탱크는 진공 펌프를 이용해 대기압보다도 낮은 저압으로 만들어준다. 고속 작동 밸브가 수 ms의 단 시간에 열리고 닫히면서 풍동이 작동된다. 밸브를 열면 Fig. 2와 같이 밸브에서 팽창파(expansion wave)가 발생하고 저장관 튜브를 따라 상류로 전파된다. 팽창파가 튜브 상류 끝에 도달하면 반사되어 하류로 돌아간다. 되돌아오는 팽창파가 초음속 노즐 입구에 도달할 때까지 시험부에서 초음속 유동이 형성되고, 그 시간이 구동시간(run time)이 된다. 결국 Ludwig tube의 성능을 결정짓는 것은 저장관의 직경과 길이, 저장관 내의 온도와 압력 조건이다.

2.2 LTDT의 변수 및 주요 관계식

Ludwig tube의 개념설계에 활용할 수 있는 프로그램 LTDT(Ludwig Tube Design Tool)를 개발하였다. LTDT는 Ludwig tube의 작동원리와 관계식을 바탕으로 개발되었고, 제약 조건을 만족시키면서 목표 성능에 적합한 제원을 결정하는데 활용될 수 있다.

LTDT에서 사용하는 변수를 Table 1에 정리하였다. 시험부에서 원하는 조건의 유동을 모사하여 지상시험을 하는 것이 Ludwig tube의 목표이다. 상사 조건을 만족하기 위한 노즐 출구 마하수(M_e)와 레이놀즈 수(Re), 엔탈피 조건을 맞추주기 위한 온도(T_e), 구동시간(t_1)이 주요한 출력 값이다. 주요 출력 값들은 노즐 상류의 저장관의 길이(L_t)와 내경(d_t), 저장관의 전 온도

Table 1. Nomenclature

Part	Variables	
Storage tube	Length, L_t	Input
	Inner Diameter, d_t	Input
Nozzle	Total Pressure, P_0	Input
	Total Temperature, T_0	Input
Test section	Exit Diameter, d_e	Input
	Throat Diameter, d^*	Input
Test section	Exit Mach, M_e	Output
	Run time, t_1	Output
	Static Pressure, P_e	Output
	Static Temperature, T_e	Output
	Unit Reynolds No., Re/d	Output

(T_0)와 전압력(P_0), 노즐 목과 출구의 직경(d^* , d_e)에 의해 결정된다.

Figure 2에서 ②영역은 팽창파 발생 전의 유동 조건을 의미하고, ①영역은 팽창파 발생 후의 유동 조건을 뜻한다. 노즐과 저장관을 막고 있던 밸브가 열리면서 팽창파가 발생하고, 동시에 노즐로 유동이 발생하기 때문에 팽창파 전후의 압력과 엔탈피는 달라진다. 저장관의 내부 전압과 총 엔탈피를 조절하면 사용자가 원하는 유동을 시험부에서 만들어 줄 수 있다. 이 때, 시험부의 유동 조건을 알기 위해서는 저장관의 전압과 총 엔탈피를 알아야한다. 시험부의 유동을 형성하는 것은 저장관에서 팽창파가 지나간 후의 전압과 총 엔탈피이다. 식 (1)과 식 (2)의 관계식으로부터 팽창파 후의 전압과 총 엔탈피를 계산할 수 있다

[5]. P_0 와 T_0 는 팽창과가 지나가기 전 저장관의 내부 온도와 압력이다. 팽창과가 발생하기 전에는 유동이 없어 저장관 내부 온도와 압력이 곧 전온도와 전압력과 동일하다. $P_{t,1}$ 와 $T_{t,1}$ 는 팽창과가 지나간 후의 저장관 내부 전온도와 전압력을 의미한다.

$$\frac{T_{t,1}}{T_0} = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^2} \quad (1)$$

$$\frac{P_{t,1}}{P_0} = \left\{ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^2} \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2)$$

팽창과 앞/뒤의 전온도와 전압력의 비는 상류로 전파되는 팽창과의 마하수에 의해 결정된다. 이 때, 팽창과의 마하수 M_1 은 질량보존의 법칙을 적용하여 추정할 수 있으며 식 (3)과 같이 저장관의 내경과 노즐목 직경의 비에 의해 결정된다 [12].

$$\left(\frac{d_t}{d^*}\right)^2 = \frac{1}{M_1} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3)$$

Figure 2에 나타내었듯이 밸브를 열 때 발생한 팽창과가 상류로 전파되어 저장관 상류 끝에 반사되어 노즐 입구로 되돌아 올 때까지의 시간이 구동시간(run time)이 된다. 구동시간은 저장관의 길이 L 과 팽창과가 전파되는 속도 M_1 에 의해 결정된다[12].

$$t_1 = \frac{L}{a_0} \frac{2}{1+M_1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (4)$$

앞서 계산된 팽창과 후의 저장관 내 전온도 ($T_{t,1}$)와 전압력($P_{t,1}$)을 가진 가스가 노즐을 지나며 가속되어 시험부에서 고속의 유동을 형성한다. 시험부 유동의 온도(T_e), 압력(P_e)은 등엔트로피 관계식을 통해 계산할 수 있고 식 (7)과 같이 단위 레이놀즈 수(unit Reynolds number, Re/d)도 추정할 수 있다.

$$\frac{T_{t,1}}{T_e} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \quad (5)$$

$$\frac{P_{t,1}}{P_e} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (6)$$

$$\frac{Re}{d} = \frac{\rho_e u_e}{\mu_e} \quad (7)$$

단위 레이놀즈 수를 계산할 때 시험부(test section)에서 밀도(ρ_e)값은 시험부의 온도와 압력으로부터 상태방정식을 활용하여 얻는다. 시험부의 점성계수(viscosity coefficient, μ_e)는 Sutherland's law에서 얻을 수 있다[13].

$$\gamma = 1 + \frac{\gamma_p - 1}{1 + (\gamma_p - 1) \left\{ \left(\frac{\theta}{T}\right)^2 \frac{\exp(\theta/T)}{[\exp(\theta/T) - 1]^2} \right\}} \quad (8)$$

비열비(γ)는 온도 변화에 따라 달라지며 식 (8)을 통해 계산할 수 있다. 공기의 경우 비교적 낮은 온도(약 320 K 이하)에서는 1.4로 일정한 값을 가지고, 온도가 올라갈수록 낮아진다. LTDT는 온도에 따라 달라진 비열비를 반영하도록 개발되었으며, 공기의 경우 $\gamma_p = 1.4$, $\theta = 3055$ K이다.

LTDT는 앞서 서술한 관계식을 통해 저장관과 노즐의 스펙을 바탕으로 Ludwig tube의 구동시간과 시험부에서 형성된 유동 조건을 수치로 보여준다. 또한, 공간 제약 조건을 만족하는지 실시간으로 확인이 가능하다.

2.3 LTDT 성능 검증

LTDT가 입력값을 받아 계산한 결과들이 타당한 값인지 검증하기 위해 HST GmbH사의 Ludwig tube인 HHK(University Hypersonic Wind Tunnel)의 조건으로 확인하였다[14]. 튜브의 길이($L_t = 28$ m), 직경($d_t = 120$ mm), 온도($T_0 = 1100$ K), 압력($P_0 = 50$ bar), 출구직경($d_e = 200$ mm)을 동일한 값을 입력하였고, 노즐 출구 마하수는 4이다. 출력 값으로 구동시간(t_1)과 시험부에서의 전온도($T_{0,e}$), 온도(T_e), 압력(P_e)을 비교하였고, Table 2에 정리하였다. HHK는 저장관 전

Table 2. Comparison of LTDT and HHK

Output	t_1	T_e	P_e
LTDT	117.23 ms	247.82 K	41.20 bar
HHK[14]	117.25 ms	247.81 K	41.20 bar
Error	0.02 %	0.004 %	0.000 %

체를 가열하지 않고, 저장관의 하류 일부만 가열하는 방식을 채택하여 저장관은 고온부와 저온부로 분리된다. 반면 LTDT는 저장관 전체를 가열하는 일반적인 방식을 기반으로 개발되었기 때문에 HHK의 조건에 맞추어 고온부와 저온부를 각각 계산하여 구동시간, 시험부의 압력과 온도를 산출하였다. Ludwig tube의 특성상 시험부의 유동은 고온부에 의해 결정되고, 저장관의 길이 연장을 위한 저온부는 구동 시간에만 영향을 미친다. 따라서 길어진 구동 시간은 고온과 저온 조건으로 각각 계산한 구동 시간을 단순히 더함으로써 계산할 수 있다. LTDT 계산 결과값이 HHK의 값과 거의 일치함을 확인하였고 결과적으로 LTDT의 신뢰성을 확보하였다.

또한, 건국대학교 전산유체역학 연구실의 인하우스 코드(KFLOW)를 이용하여 LTDT의 성능을 검증해 보았다. LTDT가 계산한 값들이 2-D axisymmetric CFD 결과와 비교하여 개념설계를 위한 도구로 활용할 수 있는지 확인하였다. 본 연구에 사용된 KFLOW는 이전의 여러 연구를 통하여 검증된 바 있다[15]. 특히, Ludwig tube와 기본 원리가 동일한 shock tube problem를 통해 KFLOW를 추가 검증하였다[17].

Table 3은 전산유체해석에 사용한 고압부와 저압부의 초기조건을 보여준다. Table 4는 계산을 수행하기 위한 조건이다. Time step은 무차원 수로써 물리적 시간으로 환산하면 약 $0.1\mu s$ 이다. 전산유체해석 결과와 LTDT에서 예측한 구동시

Table 3. Initial condition for CFD

	High pressure section	Low pressure section
Pressure	20 bar	0.02 bar
Density	7.7409 kg/m ³	0.02419 kg/m ³
Temperature	900 K	288 K
Velocity	0 m/s	0 m/s

Table 4. Numerical parameters

Code name	KFLOW
Computation	Unsteady(invscid)
Time step	6e-5 (≒ 1e-7 sec)
Sub iteration	50
CFL	1.0
Mesh	2D
Number of cells	64,000 (axis : 600)

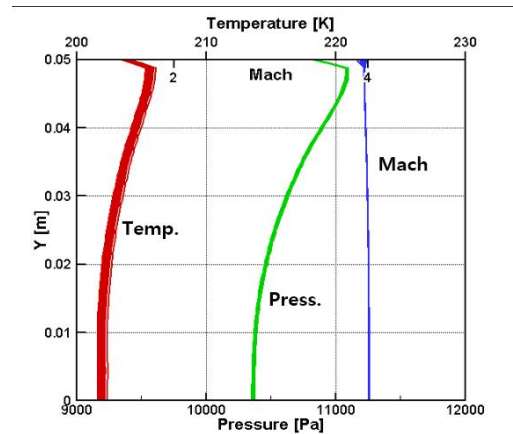


Fig. 3. Properties distribution at nozzle exit

간과 노즐 출구에서의 유동 조건들을 비교·확인하였다. Table 3의 조건으로 계산한 LTDT의 결과는 다음과 같다. 온도, 압력, 마하수는 노즐 출구의 값이다.

- 구동시간(run time): 66.02 ms
- 온도(static temperature): 202.60 K
- 압력(static pressure): 10624.29 Pa
- 마하수(Mach number): 4

Figure 3은 노즐 출구의 온도, 압력, 마하수 분포를 나타낸 전산유체해석 결과이다. $y = 0$ m는 노즐의 중심축(axis)이고, $y = 0.05$ m는 노즐 출구 벽이다. Fig. 3은 밸브가 열린 후 1 ms부터 66 ms까지의 결과를 1 ms 단위로 겹쳐서 그린 것으로 구동시간 동안 유동이 균질하게 유지되었다는 것을 알 수 있다. 마하수는 y축 방향으로 비교적 균일하게 분포한다. 온도 분포는 중심축에서 $y = 0.02$ m까지 약 202 K으로 설계 결과와 일치하였으나 노즐 벽에 근접할수록 온도가 다소 상승하는 경향을 보였다. 압력 분포는 중심축과 노즐 벽의 중간지점(약 $y = 0.03$ m)에서 LTDT의 계산값과 일치하였다. 오차의 원인은 LTDT는 준일차원으로 계산하지만 전산유체해석은 원뿔형 노즐을 모사한 이차원 축대칭으로 계산을 수행한 데서 비롯했다고 판단된다. 결과적으로 LTDT의 신뢰성을 확인하였다.

III. KULT(건국대 Ludwig Tube) 설계

3.1 제약 조건

건국대학교 공력실험실의 환경에 공간적으로 적합한 Ludwig tube를 설계하고 구축하기 위해

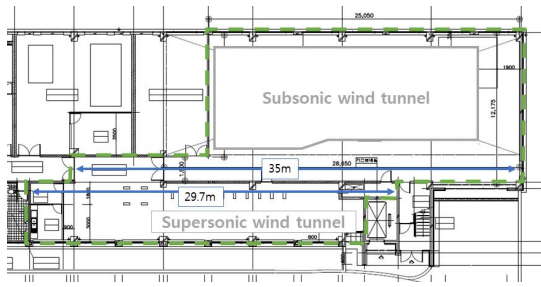


Fig. 4. Aerodynamics laboratory layout at Konkuk University

최우선으로 설치 공간을 선정하였다. Fig. 4는 건국대학교 공력실험실의 배치도이다. Ludwig tube는 저장관의 길이가 길수록 구동시간이 길어져 가능한 긴 저장관을 가질 수 있는 공간이 유리하다. 하지만, 시험부 주위의 광학 장비 설치 공간, 실험실 내 비상구 확보, 다른 실험 장비의 배치 등을 고려하였을 때 초음속 풍동 공간에 설치하기로 하였다. 즉, Ludwig tube의 총 길이가 29.7 m의 공간에 설치가 가능하도록 설계하였다.

Table 5에 Ludwig tube를 운용중인 타 연구기관들의 저장관 직경과 노즐목 직경의 크기와 비율을 정리하였다. 식 (3)에서 알 수 있듯이 직경비로 팽창파의 마하수가 결정되고, 팽창파를 지나며 전온도와 전압력 손실이 발생한다. 또한, 식 (3)은 이론적으로 팽창파의 마하수가 1보다 작은 값일 때 성립하지만, 실제로는 직경비가 커질 경우 노즐 목에서 음속 조건(M = 1)이 형성되지 않을 수 있다. 팽창파에서 발생하는 손실과 노즐목에서 음속 조건 형성을 고려하여 직경비가 0.6을 넘지 않도록 제약 조건을 설정하였다.

Ludwig tube의 성능은 본 논문의 서론에 서술한 바와 같이 마하수 4의 고도 모사를 위해 216.66K의 유동을 모사할 수 있어야 한다. 또한, 건국대학교 공력실험실에서 보유하고 있는 실험 기법인 PIV(Particle Image Velocimetry) 기법, IRT(Infrared Thermography) 기법 등의 실험 기

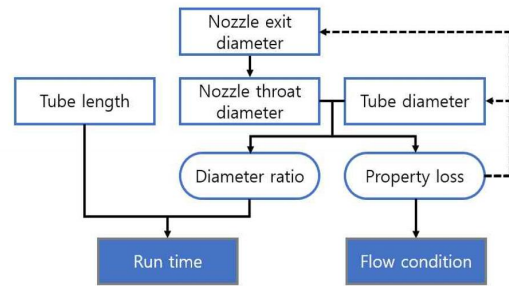


Fig. 5. Ludwig tube design procedure[18]

법을 적용하기 위해 구동 시간은 최소 50 ms 이상 확보할 수 있도록 하였다.

3.2 Ludwig tube 설계

Ludwig tube 설계 절차를 순서도로 나타내면 Fig. 5와 같다. LTDT에 저장관의 길이와 직경, 노즐 출구의 직경을 입력해주면 설계된 Ludwig tube의 구동시간과 시험부 유동 조건을 계산해준다. 중간 계산값인 직경비와 손실을 확인하여 제약 조건을 만족하지 못할 경우 피드백을 통해 노즐 출구와 저장관의 직경을 조절한다. 동시에 저장관 길이가 공간 조건을 만족하는지 확인한다. 최종 성능인 구동시간과 시험부 유동 조건이 목표치를 만족할 때까지 설계를 반복·수행하였다.

Figure 6은 앞서 제약 조건에서 설명하였던 직경비의 영향을 직관적으로 보여준다. 직경비가 1에 가까워질수록 구동시간이 줄어들고, 전압력과 전온도의 손실이 커지는 것을 볼 수 있다. 이 점을 고려한다면 노즐 목 직경이 일정할 때 저장관의 직경을 크게 설계해야 유리하다. 하지만, 저장관의 직경이 커지면 가열 효율이 떨어지고, 저장관 내 온도차에 의해 대류 현상이 강해져 시험부의 유질을 저하시킬 수 있다. 이러한 가열 시나리오에 대한 상세 내용은 추후 상세 설계에서 다룰 것이다. 본 논문에서는 고도 모사를 위해 900 K 이상 가열하여야 한다는 점을 고려하여 현

Table 5. Diameter ratio of known Ludwig tube

	d_t	d^*	d^*/d_t	M_1	$T_{t,1} / T_0$	$P_{t,1} / P_0$
ADD[3]	158.30 mm	68.56 mm	0.43	0.11	0.96	0.87
Delft[5]	49.25 mm	19.35 mm	0.39	0.09	0.97	0.89
HHK[14]	120.00 mm	61.08 mm	0.51	0.15	0.95	0.83
USQ[16]	130.00 mm	29.82 mm	0.23	0.03	0.99	0.96

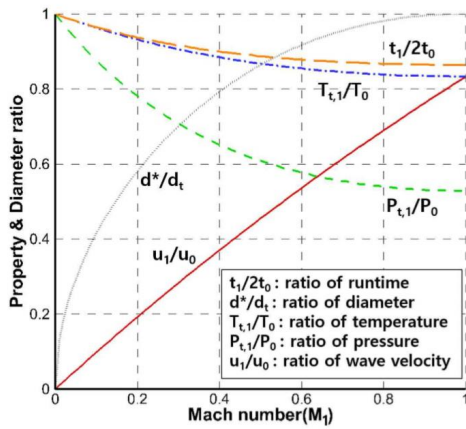


Fig. 6. Property and diameter ratio between front and rear of expansion wave

제 운용중인 Ludwig tube 중 가열 온도가 가장 높은 Delft대학(최대 773 K)의 저장관 직경과 비슷한 수준인 50~60 mm로 설계하였다[5].

건국대학교 공력실험실에 구축되어 있는 초음속 풍동인 MAF(Model Aerodynamic Facility)의 노즐 출구 직경은 100 mm이다. 다양한 크기의 모델을 적용할 수 있는 실험 환경을 위해 Ludwig tube의 노즐 출구 직경은 200 ~ 300 mm로 목표하였다. 하지만 노즐 출구 직경이 200 mm 이상일 경우, Fig. 7에서 볼 수 있듯이 저장관 직경이 50 ~ 60 mm인 경우 노즐목에서 음속 조건이 형성되지 않아 구동 시간이 산출되지 않았다. 이러한 경우 탠덤 노즐(tandem nozzle)[5]을 사용하면 노즐 출구를 크게 설계할 수 있으

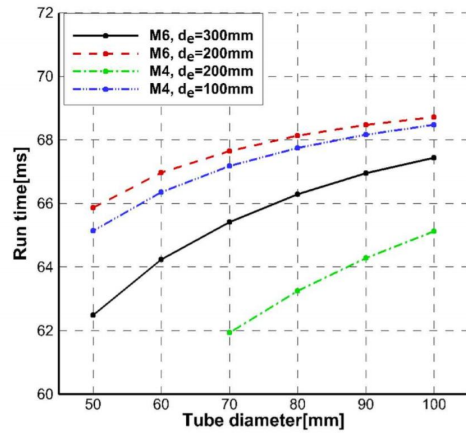


Fig. 7. Relation of tube diameter, nozzle exit diameter and run time

나, 본 연구에서는 M4와 M5 노즐은 출구 직경을 100 mm로 설계하였다. 앞서 서술한 제약 조건과 목표 성능을 고려하여 설계한 KULT의 최종 제원은 다음과 같다.

- 저장관 내경 및 길이: $\phi 57.3 \text{ mm} \times 21 \text{ m}$
- 노즐 출구 직경: 100 mm(M4, M5)
300 mm(M6 ~ M10)
- 저장관 내부 온도: 600 ~ 900 K
- 저장관 내부 압력: 15 ~ 100 bar

3.3 KULT 성능

Table 6은 KULT의 최종 성능을 나타낸 표이다. 저장관 내부 온도에 따라 구동 시간이 결정

Table 6. Final performance of KULT

d_t	M_e	d_e	M_1	Run-time	$T_{e,max}$
57.3 mm	4	100 mm	0.168	67.26 ~ 81.50 ms	228.11 K
	5		0.071	69.38 ~ 84.01 ms	166.21 K
	6	300 mm	0.318	64.85 ~ 78.66 ms	114.70 K
	7		0.156	67.50 ~ 81.80 ms	91.13 K
	8		0.084	69.06 ~ 83.63 ms	73.08 K
	9		0.048	69.94 ~ 84.68 ms	59.43 K
	10		0.029	70.45 ~ 85.28 ms	49.07 K

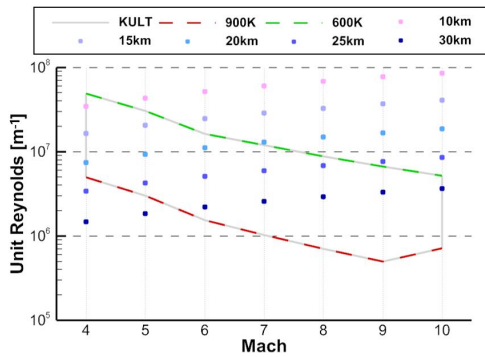


Fig. 8. Operating envelope of KULT

되기 때문에 구동 시간을 범위로 나타내었다. Fig. 8은 KULT의 마하수에 따라 모사 가능한 레이놀즈 수를 보여준다. 저장관의 압력과 온도를 설정하여 시험부에서 모사하고자 하는 레이놀즈 수를 조절할 수 있다. 고도 10 ~ 30 km 범위의 다양한 유동 조건을 모사할 수 있으며, 특히 고도 10 ~ 23 km 범위에서 마하수 4의 유동은 마하수, 엔탈피, 레이놀즈 수를 만족하는 실기체 고도 환경 모사가 가능할 것이다.

V. 결 론

본 연구를 통하여 실기체 환경 모사(고도 모사)가 가능한 극초음속 Ludwig tube(KULT)를 설계하였다. 설계 과정에서 Ludwig tube의 작동 원리를 바탕으로 LTDT(Ludwig Tube Design Tool)을 개발하였다. 전산 유체 해석을 통해 LTDT의 성능을 검증하였고, 이를 사용하여 목표 성능을 발휘하기 위해 필요한 KULT의 체원을 결정하였다. 최종 설계된 KULT는 마하수 4 ~ 10 유동을 형성할 수 있고, 조건에 따라 약 65 ~ 85 ms의 구동시간을 확보하여 힘·모멘트 측정 실험과 유동 가시화 실험 등 다양한 실험이 가능할 것이다. 본 연구는 Ludwig tube의 개념 설계에 관한 연구로 비점성을 가정하여 설계를 수행하였기 때문에 실제 유동을 정확히 예측하는 데는 한계가 있다. 추후 점성과 열전달을 고려한 성능 예측을 수행할 계획이며, 가열 시나리오와 밸브의 작동 등 실제적인 변수를 고려한 상세 설계 및 장치 제작에 대한 연구를 수행할 것이다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 초

고속비행체특화연구센터의 “실기체 영향을 고려한 공력특성 측정기법 연구(0498-201400045, HV24)” 과제 수행 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

References

- 1) Park, C., "Hypersonic Aerothermodynamics: Past, Present and Future," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 14, No. 1, 2013, pp.1-10.
- 2) Ludwig, H., "Tube Wind Tunnel: A Special Type of Blowdown Tunnel," AGARD report 143, 1957.
- 3) Kim, S. H., Kim, Y. J., Lee, J. K., and Kim, N. G., "Introduction of ADD Hypersonic Wind Tunnels," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, 2017.
- 4) Cummings, R. M., and McLaughlin, T. E., "Hypersonic Ludwig Tube Design and Future Usage at the US Air Force Academy," AIAA 2012-0734, 2012.
- 5) Schrijer, F. F. J., and Bannink, W. J., "Description and Flow Assessment of the Delft Hypersonic Ludwig Tube," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 47, No. 1, 2010.
- 6) Wu, J., and Radespiel, R., "Experimental Investigation of a Newly Designed Supersonic Wind Tunnel," *Progress in Flight Physics*, Vol. 7, 2015, pp.123-144.
- 7) McGilvray, M., Doherty, L. J., Neely, A. J., Ireland, P. T., and Pearce, R., "The Oxford High Density Tunnel," *AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2015-3548, 2015.
- 8) Smetana, G., "GALCIT Ludwig Tube," 2017-05-20, http://shepherd.caltech.edu/T5/Ae104/Ae104b_handout2014.pdf.
- 9) Kimmel, R. L., Borg, M., Jewell, J., Lam, K. Y., Bowersox, R., Srinivasan, R., Fuchs, S., and Mooney, T., "AFRL Ludwig Tube Initial Performance," AIAA SciTech Forum, AIAA 2017-0102, 2017.
- 10) Lee, Y. J., Kang, S. H., and Yang, S. S., "A Study on the Hypersonic Air-breathing Engine Ground Test Facility Composition and Characteristics," *Journal of the Korean Society*

of Propulsion engineers, Vol. 19, No. 6, 2015, pp.81-90.

11) Koppenwallner, G., "Hypersonic Flow Simulation in Ludwig Tube Wind Tunnels," International Symposium on Recent Advances in Experimental Fluid Dynamics, 2000.

12) Schrijer, F. F. J., "Experimental investigation of reentry aerodynamic phenomena," Delft University of Technology Ph.D. Thesis, 2010.

13) Anderson, J. D. Jr., "Fundamentals of Aerodynamics," 5th Ed, McGraw-Hill, New York, 2011.

14) Koppenwallner, G., "HHK Hypersonic University Wind Tunnel," HST GmbH Hyperschall und Strömungstechnik.

15) Park, S. H., Kim, Y. S., and Kwon, J. H., "Prediction of Damping Coefficients Using

the University Euler Equations," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 40, No. 3, 2003.

16) Widodo, A. S., and Buttsworth, D. R., "Stagnation Temperature Measurements in the USQ Hypersonic Wind Tunnel," Australasian Fluid Mechanics Conference, Auckland, New Zealand, 2010.

17) Kim, Y. J., "A Study on Hypersonic Ludwig Tube(KULT) Design for High Enthalpy Environment Simulation," Konkuk University M.S. Thesis, 2017.

18) Lee, J. H., Huh, C. J., Bae, K. J., Bae, Y. W., Byun, Y. H., Lee, J. W., and Chang, J. W., "A Study on the Development and Performance Test of Supersonic Wind Tunnel for Education," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 32, No. 8, 2004, pp. 129-137.