

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(6), 463-467(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.6.463>

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

충격과 풍동에서의 자유 낙하 장치를 활용한 힘 측정

박진우*, 장원근**, 박기수

Free-fall Force Measurement in a Shock Tunnel

Jinwoo Park*, Won Keun Chang** and Gisu Park

Korea Advanced Institute of Science and Technology

ABSTRACT

In this paper, acceleration and pressure exerted on a human model were measured under a supersonic condition in a shock tunnel. In order to measure these in an interference-free environment, free-fall technique with an electromagnet and a three-dimensional iron-powdered human model was used. Free-fall experiment was conducted at Mach 4 and the force acting on the model was obtained by calculating the displacement from the flow visualization images.

초 록

본 연구에서는 충격과 풍동을 이용하여 초음속 환경에서 사람 모델이 받는 압력과 가속도를 측정하였다. 전자석과 철가루가 내포되어 있는 3차원 사람 모델을 이용하여 모델 지지대로 인한 유동 흐름의 방해가 없는 자유 낙하 기법을 사용하였다. 마하 4 유동조건에서 자유 낙하 실험을 수행하였으며, 실험을 통해 획득한 유동 가시화 이미지로 시간에 따른 사람 모델의 위치 변화를 파악하고 이를 통해 모델에 가해진 힘을 측정하였다.

Key Words : Shock tunnel(충격과 풍동), Free-fall(자유 낙하), Force measurement(힘 측정)

1. 서 론

비행중인 항공기에서 고장으로 인해 사람이 직접 탈출하는 경우나 특수 임무를 위해 사람이 직접 항공기에서 낙하하는 경우를 위한 낙하산이나 워그 슈트가 연구 및 개발되고 있다¹⁾. 2012년, Baumgartner가 39km 상공에서 마하 1.25의 속도로 자유 낙하 하는데 성공하여 사람의 초음속 비행이 가능함을 확인할 수 있었다²⁾. 가까운 미래에는 사람이나 휴머노이드 로봇의 극초음속 비행이 가능할 것으로 예측된다.

사람이 극초음속 환경에 놓일 경우, 사람이 입고 있는 슈트는 유동에게서 받는 힘을 충분히 버텨야 된다. 따라서 사람 주위의 유동 흐름을 분석하고 모델의 위치 변화를 통해 슈트가 최소한으로 버텨야 하는 압력 계산이 필요하다. 이를 위해 실제 비행 환경을 모사할 수 있는 지상 시험 장비중 하나인 충격과 풍동 (shock tunnel)에서 사람 모델을 자유 낙하 하는 실험이 진행되었다.

충격과 풍동에서 자유 낙하 실험은 크게 3가지의 방법을 통해 연구가 진행되고 있다.

† Received : July 22, 2015 Revised : April 28, 2016 Accepted : April 30, 2016

** Corresponding author, E-mail : aerochoi@pusan.ac.kr

첫째, 실험모델을 시험 구간 중앙에 실 또는 얇은 철사로 고정하여 충격파가 지나가면서 이를 끊는 방법이다³⁾. 이 방법은 모델이 충격파를 만나는 높이를 고정할 수 있지만 모델을 잡아주는 실이 유동을 만나면서 생기는 충격파로 인해 유동의 흐름이 교란되고 실이 끊어지는 시간에 불확실성이 있다⁴⁾.

둘째, 모델을 고정하고 있는 지지대가 유동이 도달하기 전에 모델을 자유 낙하 시키고 뒤로 젖혀지는 방법이다⁵⁾. 이 방법은 지지대로 인한 유동 흐름의 방해가 없지만 시험 구간에 지지대가 들어갈 외부 공간이 필요하고 시스템이 복잡하여 초음속 유동과의 synchronization이 어렵다.

셋째, 가속도 센서 (accelerometer)가 삽입된 모델과 전자석을 이용하여 자유 낙하 시키는 방법이다⁶⁾. 이 방법 또한 유동 흐름의 방해가 없지만 시험 구간에 전자석이 들어갈 외부 공간이 필요하며 모델 내부에 가속도 센서를 삽입하기 위해 모델과 시험 구간, 즉 지상시험장비가 커야 한다.

위 세 가지의 방법 중 유동 간섭이 없는 자유 낙하 실험을 진행하기 위해서는 실이나 지지대로 모델을 고정하는 방법보다 전자석을 이용한 세 번째 방법이 더 간단하고 정확하다. 본 연구에서는, 모델 내에 센서를 삽입하지 않고도 힘을 측정할 수 있는 자유 낙하 기법을 개발하였다. 3D 프린터, 전자석, 전자회로를 사용하였고 철가루가 내포되어 있는 작고 가벼운 모델을 제작하였다. 고속 카메라를 이용한 shadowgraph 가시화 기법을 활용하여 시간에 따른 모델의 위치변화를 측정하였고 가속도와 압력을 구하였으며 기존 이론과 비교 검증하였다.

본 연구를 통해, 짧은 유동시간을 갖는 충격파 시험 장치에서 유동 간섭이 없는 자유 낙하 상태에서 힘을 측정할 수 있는 가능성을 국내에서 처음으로 확인하였다.

II. 실험 방법

2.1 시험 장비 및 유동 조건

본 실험은 KAIST 항공우주공학과에 설치된 충격파 풍동을 사용하여 수행되었다. 충격파 풍동은 기존의 풍동과 같은 지상 장비보다 짧은 구동시간을 가지고 있으나, 실제 극초음속 비행 유동조건 (고엔탈피와 고레이놀즈수)을 모사할 수 있다.

유동 조건으로는 기존 논문 Park et al.에서 사

Table 1. Steady flow condition⁷⁾

Property	Value	± %
p_{∞} (kPa)	31	16
u_{∞} (m/sec)	1610	1.8
$T_{\infty, tr}$ (K)	420	4.7
$T_{\infty, ve}$ (K)	1130	0.4
ρ_{∞} (kg/m^3)	0.26	11
M_{∞} (dimensionless)	4.0	4.2
Re_{∞} (1/m)	16.5×10^6	17

용된 조건 (Condition A)이 사용되었다⁷⁾. Table 1은 정상 유동 시간 내에서 계산된 유동 조건을 나타낸 표이다. 유동을 생성하기 위하여 충격파 풍동의 고압관에는 4 MPa의 헬륨, 저압관에는 50 kPa의 공기가 채워졌다. 정상 유동 구간은 극초음속 유동이 모델의 위치에 도착하고 425 μ sec 후부터 550 μ sec 후까지이다.

2.2 실험 모델

사람 주위의 유동을 파악하기 위해서 사람 형상의 특징들이 나타난 소형 모델을 사용하였다. 사람의 머리는 구 형태, 팔과 다리는 타원기둥의 형태로 단순화하였고 아래의 Fig. 1과 같은 삼차원 모델을 설계하였다.

3D 프린터(모델명: Clone s270)를 사용하여 모델을 제작하였으며 자유 낙하 실험에서 전자석을 이용하기에 모델이 전자석에 붙을 수 있도록 철가루가 포함된 재질을 사용하였다.

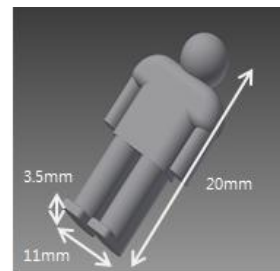


Fig. 1. 3D CAD design of test model



Fig. 2. Test model

Figure 2는 최종적으로 실험에 사용된 모델이며 사이즈는 길이 20 mm, 폭 11 mm, 두께 3.5 mm이며 무게는 1.1 g이었다.

2.3 자유 낙하 장치

2.3.1 전자 회로

자유 낙하 장치는 전자적으로 모델을 잡고 있다가 충격과 풍동이 구동된 후 연결된 시간지연 발생기(delay generator)를 통해 구동되었다. 지연된 시간 후 전자석에 흐르는 전류를 차단하여 모델을 자유 낙하시키고 충격과가 시험 구간에 도달할 때 모델이 시험 구간의 중앙에 위치하도록 구성하기 위해서 입력 신호(4V)를 받으면 빠르게 전자석 전류를 차단하는 전자회로를 제작하였다. Fig. 3과 같이 전자석의 전원차단을 위한 트랜지스터와 전자석을 역기전력으로부터 보호하기 위한 다이오드를 활용하여 전자회로를 구상하고 제작하였다.

2.3.2 전자석 모듈

Figure 4는 자유 낙하 장치의 구성도를 나타낸다. 자유 낙하 예비 실험을 통해 모델이 시험 구간 상단에서부터 중앙까지 150 msec, 감압을 시작하고 격막이 터지는데 까지 345 msec, 격막에서 시험 구간까지 도달하는 시간이 6 msec가 소요되는 것을 확인하였다. Synchronization을 통해 자유 낙하한 모델과 유동이 시험 구간 중앙에서 만나도록 설정하였다.

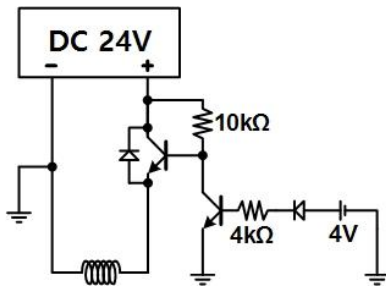


Fig. 3. Free-fall circuit diagram

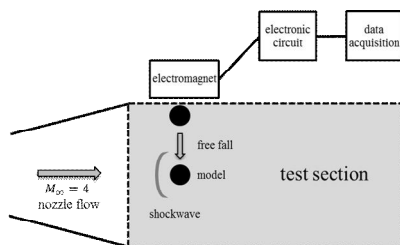


Fig. 4. Test arrangement

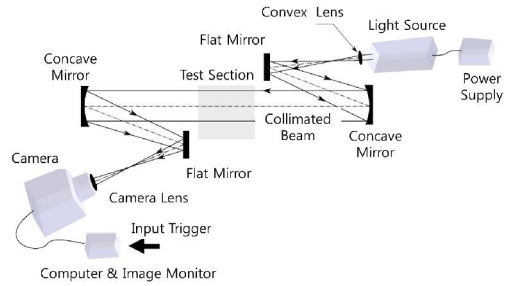


Fig. 5. Shadowgraph setup⁷⁾

2.4 가시화 기법

Figure 5는 shadowgraph 가시화 측정을 위한 구성도를 보여준다. 검은색 실선은 광학 빛 경로를, 점선은 광학 빛 경로의 중앙을 나타낸다. Input trigger는 고압관 구간의 솔레노이드 밸브로부터 나오는 입력 신호이다. 고속 CMOS 카메라, 레이저 광원, 오목거울, 평면거울들, 볼록 렌즈가 포함되어 있다. 레이저 광원의 빛은 볼록 렌즈에서 발산되어 평면거울에 의해 직경 150 mm, 초점 1.5m의 오목거울로 향해진다. 이 빛은 시험 구간을 지나 제 2의 오목거울과 평면거울로 모아져 Nikkor 80~400 mm 렌즈를 장착한 고속 CMOS 카메라(모델명: FASTCAM SA-X type 324K-C2)로 향한다. 유동의 순간적인 흐름을 가시화하기 위해 512 x 272 array (Calibration을 통해 1 pixel은 0.000165 m임을 확인하였다.)를 가진 CMOS 센서를 이용하고 노출시간을 293 nsec, 그리고 80,000 frames/sec로 설정하였다.

III. 결과 및 분석

Figure 6은 시간에 따른 모델의 자유 낙하 궤적을 shadowgraph 가시화 사진들이다. 시간(t)은 수직 충격과가 모델 앞에 도달할 때를 기준으로 설정하였으며 편의를 위해 유동 발달 구간을 est, 정상 유동 구간을 st, 비정상 유동 구간을 ust로 축약 표기하였다.

a)부터 f)까지는 유동발달 구간을 나타낸다. a)를 보면 수직 충격과가 모델에 다가오는 것을 확인할 수 있다. 수직 충격과가 지나가고 모델 주위에 bow shock이 형성되는 과정을 b)부터 f)까지 확인할 수 있다. f)를 보면 bow shock 뒤에 separation shock 과 reattachment shock이 발생하는 과정을 볼 수 있다. g)부터 i)까지는 정상 유동 구간에서 모델 주위의 유동 흐름을 보

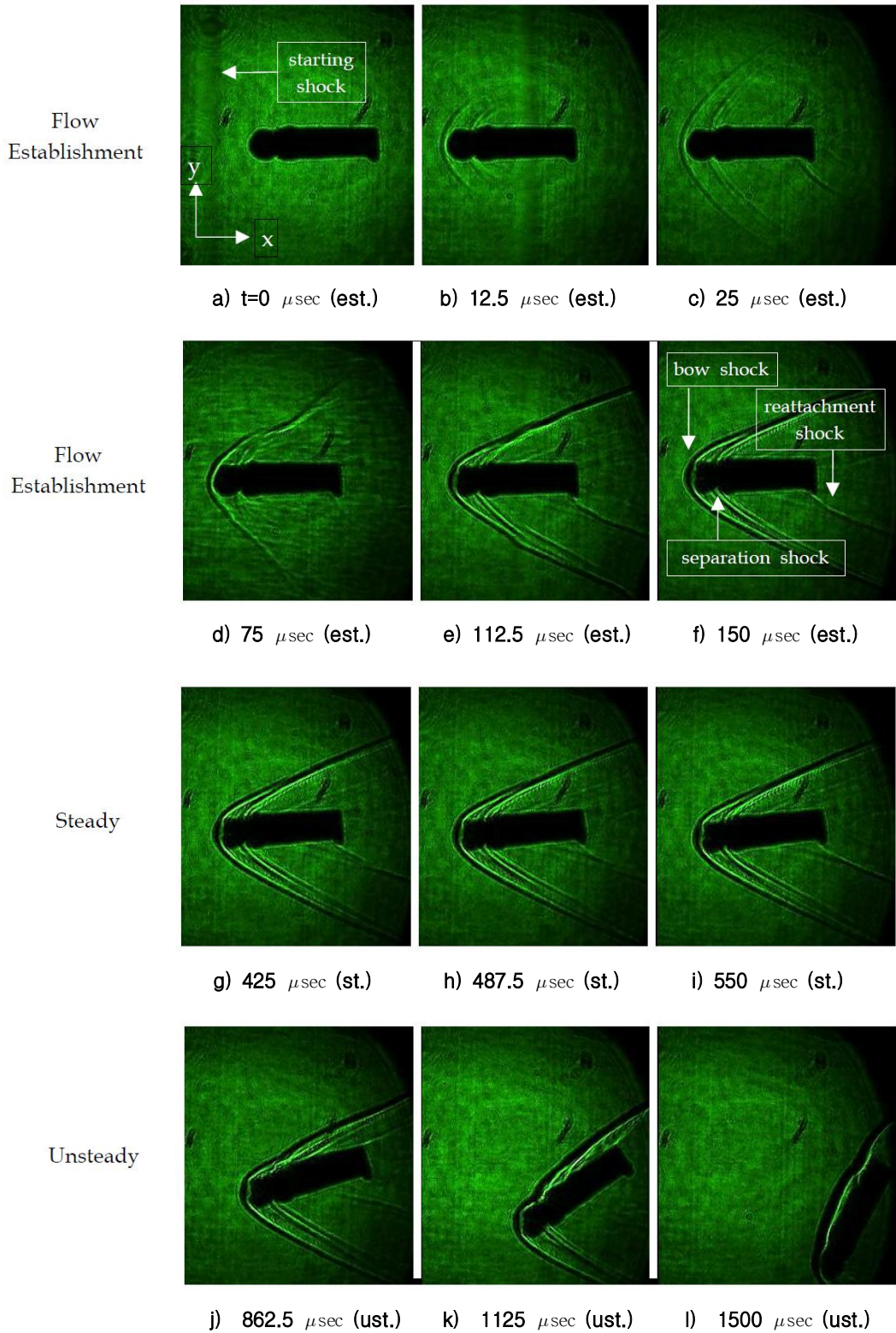


Fig. 6. Free-fall images of the test model

Table 2. Displacement of reference points

	Image g)	Image h)	Image i)
	Pixel Number along X-axis		
Front Shock	257	259	262
Shoulder	255	297	300
Heel	395	397	399
Toe	397	399	403
Average Displacement	2 pixels		3 pixels

여준다. 정상 유동 구간의 이미지에서 보인 궤적을 바탕으로 가속도를 계산하였다. 충격파가 x축으로만 등가속 운동으로 진행한다는 가정 아래, Table 2와 같이 기준점 (충격파의 앞부분, 모델의 어깨 위치, 발의 앞부분과 뒷부분) 위치 변화의 평균을 계산하였다.

계산된 모델의 가속도(a)는 22042 m/sec²이다. 모델의 머리 부분에 가해지는 힘과 압력을 식 (1)을 이용하여 다음과 같이 구할 수 있다.

$$P = \frac{F}{A} = \frac{ma}{A} = \frac{ma}{2\pi r^2} \quad (1)$$

$$= \frac{(0.0011 \text{ kg})(22042 \text{ m/s}^2)}{2\pi(0.0025 \text{ m})^2} = 617 \text{ kPa}$$

식(1)에서 표면적(A)은 방향에 따라서 압력이 가해지는 면적이 머리 구의 면적일 수도 있고 모델의 어깨를 포함한 면적일 수 있다. 구의 단면적과 어깨 면적의 차이 값으로 머리 구의 유위 표면적인 반구의 표면적으로 계산하였다. 수직 충격파 관계식 (2)을 이용하면 마하 4, $\gamma = 1.4$ 조건 아래에서 모델의 머리에 가해지는 압력의 이론값(p_{02})은 612 kPa이다. 앞서 얻어진 실험값과의 오차율은 0.8 %로 매우 근소한 차이가 존재함을 알 수 있다.

$$\frac{p_{02}}{p_{01}} = \left(\frac{\frac{\gamma+1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left(\frac{1}{\frac{2\gamma}{\gamma+1} M_1^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (2)$$

비정상 유동 구간 (j부터)1)에서는 유동이 운동량을 잃게 되어 모델이 오른쪽 아래 방향으로 이동하는 것을 확인할 수 있다.

IV. 결 론

본 연구를 통해 초음속 유동에서 전자석 자유 낙하 기술을 이용하여 사람 모델 주위의 유동의 흐름을 성공적으로 가시화하였다. 가시화 이미지들을 통해 시간에 따른 위치로부터 가속도를 측

정하였고 국내에서 처음으로 짧은 유동 시간을 갖는 충격파 시험 장치에서 힘을 측정할 수 있는 가능성을 확인하였다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 한국과학기술원 초고속비행체특화센터에서 수행되었습니다. 또한 본 연구를 진행하기 위한 실험 준비에 도움을 주신 한국과학기술원 극초음속 연구실 이성민, 양성모 연구원에게 감사드립니다.

References

- 1) TU Delft. (2016). DSE - Advanced Wingsuit. [online] Available at: <http://www.tudelft.nl/studeren/bacheloropleidingen/overzicht-opleidingen/luchtvaart-en-ruimtevaarttechniek/studieprogramma/derde-jaar/design-synthesis-exercise/design-synthesis-exercise-20132014/dse-advanced-wingsuit/>, [Accessed 27 Jun, 2015].
- 2) "Skydiver Fell Faster Than Thought, Top Speed Verified at 844 mph - or Mach 1.25," Washington Post, Retrieved on 4 Feb, 2013.
- 3) Tuttle, S. L., and Simmons, J. M., "Hypersonic Drag Measurement in Free Piston Shock Tunnels," 11th Australasian Fluid Mechanics Conference, 1992.
- 4) Dayman, B., Jr., "Support Interference Effects on the Supersonic Wake," Jet Propulsion Lab., Pasadena, Calif. (May 1963)
- 5) Neely, A. J., West, I., Hruschka, R., Mudford, N. R., Park, G., "Determining aerodynamic coefficients from high speed video of a free-flying model in a shock tunnel,"
- 6) Hideyuki, T., Tomoyuki, K., Laurence, S., Hannemann, K., "Free-flight force measurement technique in shock tunnel," 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2012.
- 7) Park, G., Park, C., Jin, Y., Choi, H., Byun, J., and Hwang, K., "Ethylene Transverse Jets in Supersonic Crossflows," Journal of Propulsion and Power, Vol. 31, No. 3, 2015, pp. 773-788.