

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(8), 619-626(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.8.619

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

가시화 기법을 사용한
자유낙하하는 반구모델의 자세각 및 항력계수 측정

송하균*, 이성민*, 이종국**, 박기수***

Attitude Angle and Drag Coefficient Measurements of Free-Falling Hemisphere Using a Visualization Technique

Hakyoon Song*, Sungmin Lee*, Jong Kook Lee** and Gisu Park***

Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon 34141, Republic of Korea* ,***

Agency for Defense Development, Daejeon 34186, Republic of Korea**

ABSTRACT

In this work, the effect of attitude angle variation on drag coefficients of hemisphere in a Mach 6 flow has been investigated. Experiments were conducted in a shock tunnel and a free-falling technique was used to minimize flow disturbance by a sting. For attitude and drag coefficient measurements of a free-falling hemisphere, a free-falling technique based on a releasing mechanism with a stair-typed module and an electromagnet was developed. A shadowgraph technique was used for flow visualization using a high-speed camera.

초 록

마하수 6 조건에서 반구 모델에 대해 자세각의 변화에 따른 항력계수를 연구하였다. 충격파 터널에서 실험이 진행되었으며 지지대 유동 간섭을 최소화하기 위해 자유낙하 기법을 사용하였다. 자유낙하하는 반구 모델의 자세와 항력계수를 측정하기 위해 계단식 모듈과 전자석을 이용한 자유낙하 기법을 구축하였고 초고속 카메라를 통한 shadowgraph 기법을 사용하였다.

Key Words : Free-Fall(자유낙하), Hemisphere(반구), Shock Tunnel(충격파 터널), Drag Coefficient(항력계수), Attitude Determination(자세 결정)

1. 서 론

재진입 캡슐은 고 마하수 유동 환경에서 자세 변동을 겪는다. 해당 환경에서 안정적인 자세 제어를 위해서 다양한 자세각(yaw, pitch, roll)에 대한 공력 특성이 필요하다. 재진입 캡슐에 대한

기초 연구로서 반구 모델이 사용되었으며, 0° 받음각에 대한 실험적 연구가 수행되었고 마하수와 항력계수 관계에 대한 경험식이 유도 및 검증된 바 있다[1]. 반면, 다양한 자세각에 대한 실험적 연구는 반구원통 모델에 대해 이루어졌을 뿐, 캡슐의 선두부를 모사하는 반구에 대한 연구는 추

† Received : March 31, 2017 Revised : June 22, 2017 Accepted : July 18, 2017

*** Corresponding author, E-mail : gisu82@kaist.ac.kr

가 연구가 필요한 실정이다[2].

극초음속 환경은 고엔탈피, 고마하수 유동에 용이한 충격파 터널을 통해 모사할 수 있다. 충격파 터널의 항력계수(C_D) 측정 방법은 시험 모델의 지지 장비와 관련하여 크게 지지 구조물, 실 연결, 로봇팔, 그리고 센서가 내장된 모델의 자유낙하 등으로 구분된다. 스틱은 안정적이지만 후류에 영향을 주어 공력 측정에 오류가 발생한다[3]. 실로 모델을 원하는 위치에 달고 도착하는 충격파에 맞춰 자르는 방법은 모델 위치 조절이 쉽다는 장점이 있지만, 스틱과 마찬가지로 실의 유동 간섭이 존재한다[4]. 로봇팔의 경우, 모델을 지지하는 팔이 젓혀짐으로써 자유낙하시키는 시스템이며 초기 충격량을 가할 수 있을 뿐만 아니라 시스템의 복잡성과 큰 부피로 인해 제약이 크다[5]. 센서가 내장된 자유낙하 기법도 사용되어 왔지만, 이 또한 센서가 내장될 모델의 최소 크기의 제약이 존재한다[6].

이와 같은 항력계수 측정 방식들의 대안으로서 Igra 등[7]은 가시화기법을 사용하여 자유낙하하는 모델의 항력계수 측정 기법을 제시한다. 일반적인 지지 구조물을 사용하는 경우, 모델을 고정하기 때문에 유동과 모델의 상대속도가 일정하며, 이로 인해 항상 일정한 항력계수가 계산된다. 그러나 해당 기법에서는 유동으로 인한 수평가속도, 그리고 중력으로 인한 수직가속도로 인해 유동과 모델 간의 상대속도가 연속적으로 변하므로 이를 고려한 항력계수를 구할 필요가 있음을 Igra 등이 제시한 바 있다.

본 연구에서는, 전자석을 통해 자유낙하하는 모델을 구성하여 지지 장비에 의한 주변의 간섭을 방지하고, 시험부 외부에 초고속 카메라를 이용하여 모델의 움직임과 공력 특성을 측정하는 기법을 사용하였다[8]. 해당 기법을 통해 극초음속 환경에서 자유낙하하는 pitch와 yaw 등의 임의의 자세각을 갖는 물체의 공력특성 측정의 기초연구로서, 마하수 6 조건의 충격파 터널에서 반구모델의 자세각과 항력계수 측정을 수행하였다. 이를 통해, 자세각에 따른 항력계수 변화 경향성을 조사하고 이론값과 비교하였다.

II. 실험 구성

2.1 시험조건

본 실험에서는 고엔탈피, 고마하수, 그리고 고레이놀즈수 유동형성이 가능한 충격파 터널(한국과학기술원 항공우주공학과 K1 충격파 터널)을

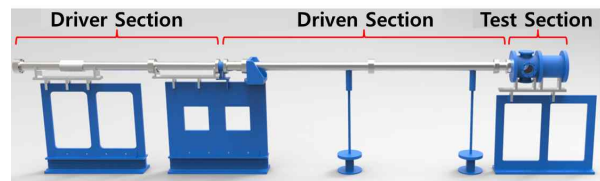


Fig. 1. CAD image of K1 shock tunnel[9]

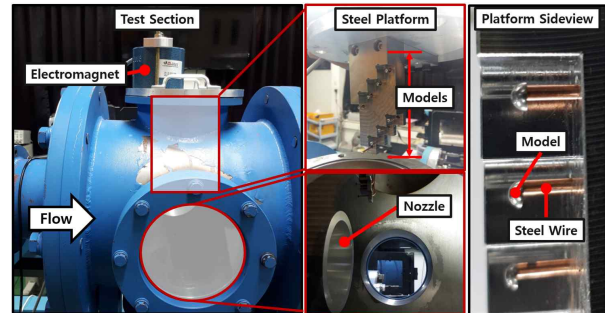


Fig. 2. Setup for a free-fall release

사용하였다. 이는 총 길이 5.86 m의 충격파관, 마하수 6 유동으로 팽창시키는 conical nozzle(팽창비 56.25), 그리고 시험부로 구성된다(Fig. 1). 고압관, 완화부, 저압관의 길이는 각각 2.4 m, 0.06 m, 3.4 m이다.

모델을 시험부에서 낙하시킬 플랫폼은 Fig. 2와 같다. 상부에 전자석(JL Magnet社 JL-8A, 최대흡착력 240 kgf)이 있고, 자력이 통하는 강철 플랫폼을 통해 철사 끝에 반구 모델을 탈부착하였다. 자유낙하 기법은 모델과 충격파 동시 도달을 맞추기가 까다로우므로, 본 플랫폼은 동기화 확률을 높이기 위해 총 8개의 모델을 동시에 자유낙하시키는 방식을 사용하였다. 모델을 부착하는 철 와이어를 통해 낙하 받음각 설정이 가능하다(Fig. 2).

사용된 충격파관의 충전 압력 조건은 Table 1과 같으며, 시험부 유동 조건은 Rankine-Hugoniot 관계에 기초한 간단한 공기역학 계산기로 결정되어 Table 2에 정리되었다[10]. 노즐 출구에서 유동은 마하수 6, 지름 3 mm 반구 모델에 대한 레이놀즈수 11,300로 확인되었다.

Table 2의 계산값을 아래 Rayleigh supersonic pitot 공식에 적용하여 구해진 피토 압력(p_o)과 실제 측정된 피토 압력은 각각 87.5 kPa 그리고 85.0 ± 1.7 kPa이다[11].

Table 1. Initial filling condition[9]

Driver	Driven	Test Section	Temperature
He(3.1 MPa)	Air(40 kPa)	Air(400 Pa)	298 K

Table 2. Flow condition

Property	Value
p_{∞} , Pa	1870
T_{∞} , K	208
ρ_{∞} , kg/m ³	0.0312
μ_{∞} , kg/m·s	1.41×10^{-5}
U_{∞} , m/s	1700
M_{∞}	6
Re_D	11300

$$\frac{p_{o2}}{p_{\infty}} = \left(\frac{(\gamma+1)^2 M_{\infty}^2}{4\gamma M_{\infty}^2 - 2(\gamma-1)} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \frac{1-\gamma+2\gamma M_{\infty}^2}{\gamma+1} \quad (1)$$

2.2 모델 및 광학기법

실험 모델은 탄소강 S45C(0.45% 탄소, 0.25% 규소, 0.75% 망간, 0.03% 인, 0.35% 황, 0.2% 니켈, 그리고 나머지 철의 혼합물) 지름 3.000±0.005 mm의 베어링 원구를 반으로 자른 반구이며, 질량은 0.055±0.005 g이다.

모델은 전자석을 이용한 자유낙하 기법을 사용하므로 강자성체로 선정되었다. 가시화 기법은 ms 단위의 짧은 정상류 환경에서 이동거리가 길수록 높은 정밀성을 보인다. 이동거리를 높이기 위해 앞면 면적을 늘리면서 질량을 줄이기 위해 3 mm 지름이 결정되었다. 지름 3 mm 반구는 전자석 자세제어의 한계가 존재한다. 자유낙하 될 때, 모델을 부착했던 철사에 잔류자기가 존재한다. 본 모델은 질량이 가벼우므로 자유낙하 과정에서 잔류자기의 영향을 받아 자세의 변화를 겪게 된다. 초기 설정과 관계없이 pitch와 yaw가 생성되어 시험부에서 변칙적인 자세를 이루게 된다. 자세제어가 되지 않더라도, 임의의 초기각이 존재하므로 자세에 따른 항력계수 경향성을 확인하고자 하는 본 실험 목적에 영향은 없다.

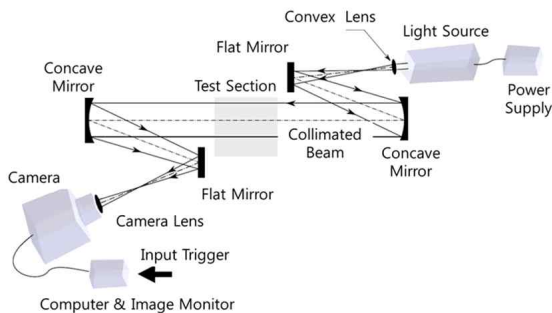


Fig. 3. Schematic of shadowgraph visualization[9]

본 실험의 shadowgraph 가시화 기법은 Fig. 3 과 같이 Z 타입으로 Laser Quantum Gem社 고출력 레이저, 두 평면거울, 두 오목거울, 그리고 Fastcam Mini Ux100 CMOS 고속 카메라로 구성되었다. 카메라의 노출시간은 3.9 μs, 프레임 속도는 16000 fps, 그리고 해상도는 640×312이다. 본 기법을 사용할 시에 3 mm 반구의 지름은 약 15 픽셀에 해당한다.

III. 분석

3.1 자세각 Pitch 및 Yaw 유도

자세각은 일반적으로 yaw-pitch-roll 회전 순서를 상정하여 모델의 Euler각이 결정되며, 부호는 오른손 법칙을 따른다(Fig. 4). Shadowgraph 이미지는 pitch-yaw-roll 회전 경우의 pitch, yaw 자세각을 보인다. 따라서 shadowgraph에서 유도된 자세각은 일반 yaw-pitch-roll 규약에 맞춰 보정되어야 한다. 반구 모델은 축 대칭이므로 pitch(θ)와 yaw(ψ)만 고려하였다. Shadowgraph에서 pitch는 Fig. 5(a)의 긴 점선과 같이 지름으로 보이는 선분의 끝 두 점의 좌표를 찾고 선분의 기울기를 통해 계산되었다(식 2). Yaw의 경우, 이 선과 수직 하는 선을 그릴 때, 모델 그림

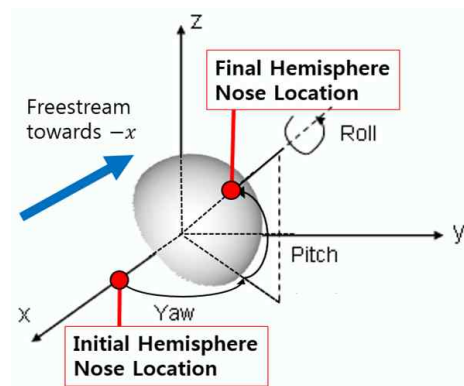


Fig. 4. Yaw-pitch-roll model rotation

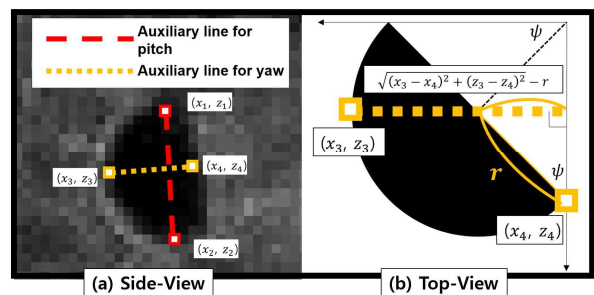


Fig. 5. Illustration of pitch and yaw

자를 가장 길게 지나는 선분(짧은 점선)을 그리고 해당 선분과 그림자 윤곽선의 두 교차점 좌표를 이용하였다. Pitch 회전한 z 축을 따라 내려다 본 반구의 상면도는 Fig. 5(b)와 같은데, 이때 ψ 를 한 각으로 하는 직각삼각형 변의 길이를 알 수 있으므로, 식 3을 통해 ψ 가 계산된다. r 은 반구 반지름을 뜻한다.

$$\theta = \arctan\left(\frac{z_1 - z_2}{x_1 - x_2}\right) \quad (2)$$

$$\psi = \arcsin\left(\frac{\sqrt{(x_3 - x_4)^2 + (z_3 - z_4)^2} - r}{r}\right) \quad (3)$$

Pitch-yaw-roll의 pitch와 yaw를 yaw-pitch-roll 규약에 맞춰 보정하기 위해서 아래의 3차원 회전 행렬식이 고려되었다. Fig. 5에서 추출된 pitch와 yaw에 대한 회전 행렬 $R_y(\theta)$ 그리고 $R_z(\psi)$ 를 사용하여 초기 반구 선두부 좌표 $(r, 0, 0)$ 에서 pitch-yaw 회전이동한 최종 반구 선두부의 직교 좌표 (x, y, z) 를 구한다(식 4).

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = R_z(\psi)R_y(\theta)\begin{pmatrix} r \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (4)$$

$$= \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{pmatrix} r \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

그 후 직교좌표 (x, y, z) 를 사용하여 보정된 pitch와 yaw를 아래 식으로 계산할 수 있다.

$$\theta = \arctan\left(\frac{-z}{\sqrt{x^2 + y^2}}\right) \quad (5)$$

$$\psi = \arctan\left(\frac{y}{x}\right) \quad (6)$$

3.2 자유낙하 항력계수

반구에 대한 전형적인 항력계수는 아래와 같은 식으로 표현된다(식 7). 이는 모델 수직가속도가 배제되고 유동과 모델 간 고정 상대속도만이 고려되어, 반구 질량, 모델 수평 속도, 자유류 밀도, 그리고 자유류 속력이 각각 m , u_m , ρ_∞ , 그리고 U 로 표기된 식이다.

$$C_D = \frac{m \frac{du_m}{dt}}{\frac{1}{2}\rho_\infty U^2 (\pi r^2)} \quad (7)$$

그러나 자유낙하 모델은 중력의 수직 가속을 겪고, 가속하는 모델과 유동의 상대속도가 시간

에 따라 변하므로 2차원 힘의 영향을 고려하는 것이 합리적이다. Igra 등은 모델의 수직 움직임과 상대속도를 고려한 공식을 제시하였다[7]. 이에 모델의 수직 움직임이 중력의 방향과 같은 본 실험 조건에 따라 수정된 공식을 사용하였다(식 8). 또한 자세에 따른 앞면 면적의 변화를 고려하였다. 모델 수직 속도 그리고 중력가속도는 각각 v_m , 그리고 g 로 표기하였다. 모델의 속도(u_m) 및 가속도($\frac{du_m}{dt}$, $\frac{dv_m}{dt} + g$) 값은 상용 Matlab 프로그래밍을 사용하여 구하였다. 정상유동구간에서 시간에 따른 모델의 이동거리값을 곡선 근사하여 얻어진 다항식을 미분하면 각 프레임마다 속도와 가속도 값이 얻어진다.

$$C_D = \frac{m}{\frac{1}{2}\rho_\infty \left\{ \frac{\pi r^2}{2} (1 + \cos(\psi)\cos(\theta)) \right\}} \quad (8)$$

$$\times \frac{\left(\frac{du_m}{dt}\right)^2}{(U - u_m)^2 \left[\left(\frac{du_m}{dt}\right)^2 + \left(\frac{dv_m}{dt} + g\right)^2 \right]^{\frac{1}{2}}}$$

3.3 뉴토니안 이론

뉴토니안 이론(Newtonian theory)은 극초음속 유동이 임의의 물체에 가하는 압력 계수(C_p)를 유동과 물체 표면 접선의 사잇각(β)의 함수로 나타낸다[12]. 층류, 비점성 유동과 0의 배압 압력계수를 가정하는 Newtonian theory는 최대 압력계수($C_{p,max}$)를 2로 가정한다. Modified Newtonian theory는 충격파에 의해 감소하는 $C_{p,max}$ 를 고려하며 무딘 몸체에 적합하다.

$$C_p = C_{p,max} \sin^2 \beta \quad (9)$$

식 9의 벡터 면적분을 적용하면 자유류와 반구 중심축이 사잇각 α 를 이룰 경우의 항력계수를 아래와 같이 구할 수 있다. 구좌표계를 사용하였으며, S , CS , 그리고 dA 는 각각 앞면 면적, control surface, 그리고 미소면적을 나타낸다.

$$C_D = \frac{1}{S} \iint_{CS} (-\hat{i}) \cdot (-C_p \hat{n}) dA \quad (10)$$

$$= \frac{2C_{p,max}}{\pi(1 + \cos \alpha)} \int_{-\pi/2}^{\pi/2} \int_{\tan^{-1}\left(\frac{\sec\theta}{\tan\alpha}\right)}^{\pi} \sin^4 \phi \cos^3 \theta d\phi d\theta$$

한편, 같은 방식으로 반구의 모멘트(M)를 구하여 α 에 따른 모멘트 경향성 또한 예측할 수 있다. \vec{r} 은 질량중심으로부터 CS 상의 임의의 점

까지의 위치벡터이다.

$$M = \frac{1}{2} \rho_{\infty} U^2 \iint_{CS} \vec{r} \times (-C_p \hat{n}) dA \quad (11)$$

IV. 실험결과

충격과 도달 이후 407±15 μs의 유동 발달 구간이 발생하며, 정상유동은 그 이후 shadowgraph 이미지에서 dump tank로부터의 반사 충격파에 의한 유동교란이 관찰되기 전까지 708±42 μs 동안 유지되었다.

동일한 지름 3 mm 반구 모델에 임의의 초기 자세각을 주어 실험하였다. 일관된 실험결과 비교를 위해 다수의 실험 결과 중 내경 90 mm 노즐 출구의 코어 중심으로부터 반지름 22.5 mm 이내의 test rhombus에 위치한 세 경우를 각각 Case 1, Case 2, 그리고 Case 3으로 선정하였다. 정상 유동 구간 동안 같은 순서대로 각각 12, 12, 그리고 13 장의 프레임이 찍혔으며 Fig. 6은 이의 자유 낙하 궤적을 보여준다.

Figure 6은 상당한 수직 이동을 보이며 수직 방향 또한 공력 계산에 고려하는 식 8의 근거를 뒷받침한다. 이를 통해 정상유동 구간 동안 이동 거리와 자세변화를 정성적으로 확인할 수 있다.

시간에 따른 모델의 수직 및 수평 이동거리는 Fig. 7(a)~7(c)에 제시하였다. 이동거리는 ±0.5 픽셀의 오차를 가진다. 해당 이동거리 결과값에 대한 2차식 적합곡선의 미분을 통해 속도와 가속도가 계산되었다. 2차 이상 고차 다항식의 경우 결정계수가 감소하고 음의 항력이 계산되는 등의 불확실성이 확인되어 배제하였다. x방향과 z방향 적합곡선 결정계수는 각각 0.992±0.003 그리고 0.913±0.024로서 높은 적합도를 보였다. 각 Case에 대한 가속도는 상수로 계산되었으며, Case 1, Case 2, 그리고 Case 3 순으로 x방향 가속도는

각각 4990 m/s², 5520 m/s², 그리고 5880 m/s²로, z방향 가속도는 각각 25.6 m/s², 511 m/s², 그리고 -511 m/s²로 계산되었다. x방향 가속도가 z방향보다 최소 10배 높아 항력계수 결정에 x방향 가속도의 영향이 더 높은 것이 확인되었다.

Figure 7(d)~7(f)는 시간에 따른 자세각 pitch, yaw의 정량적 변화를 나타내며, 모델의 대칭성을 바탕으로 자세각의 절댓값이 사용되었다. 각도 오차는 이동거리의 ±0.5 픽셀 오차로 인해 발생하는 최대 및 최소각도를 보인다. 낮은 해상도의 영향으로 높은 오차 범위를 보이며, 특히 yaw가 pitch보다 오차가 큰데, 이는 각 측정을 위한 픽셀수가 상대적으로 적기 때문이다. 자세각은 전반적으로 감소하는 경향성이 나타났다. 이는 Newtonian theory와도 부합한다. 식 11을 해석하면 반구는 자세각(yaw 및 pitch)이 0°일 때, 안정 균형(stable equilibrium)을 이룬다. 모멘트는 항상 자세각과 방향이 반대이고 자세각이 0°일 때 알짜 모멘트가 0이므로 반구 모델의 경우 임의의 초기 자세각이 0°로 수렴한다.

위의 각도, 속도, 그리고 가속도 값을 식 8에 대입하면 시간에 따른 항력계수를 구할 수 있다. 이를 바탕으로 각도에 따른 항력계수 결과를 Fig. 8에 나타내었다. 식 10의 Newtonian theory와 modified Newtonian theory, 그리고 Henderson 등의 자세각 0° 반구에 대한 경험식 값을 나타냈다[1]. 항력계수 오차 계산은 error propagation을 사용하였고, 각 변수에 대해 95% 신뢰도로 진행하였다[13]. Yaw의 가속도값의 경우, 적합곡선의 결정계수가 0.992±0.003이므로 측정오차를 무시하였다.

Figure 8에 따르면 실험값과 이론값이 오차 범위 내에서 일치한다. Henderson 등의 자세각 0° 항력계수 0.968을 기준으로 자세각이 증가할수록 항력계수가 증가하는 경향성이 나타나는데 이는 이론값의 경향성과 같다. Newtonian theory는 반구의 자세각이 0°일 때 최솟값이며 60°까지 증가하고 그 이상의 자세각에서 감소하는 경향성을 예상한다. 이는 항력계수가 항력과 앞면 면적의 비에 비례할 때, 자세각이 60°까지 증가함에 따라 항력보다 앞면 면적이 더 빠르게 감소하여 전체 항력계수가 증가함에 기인한다. 실제값은 점성효과에 의해 modified Newtonian theory보다 다소 높으나, Bailey 등의 결과에 보외법을 적용했을 때 마하수 6 유동에서 반구 모델에 대한 점성효과가 전체 항력계수의 5% 이내이므로 실험값 오차범위 내로 기대된다[14]. Fig. 8(a)가 Fig. 8(b)보다 이론값에 대해 높은 유사성을 보이는데,

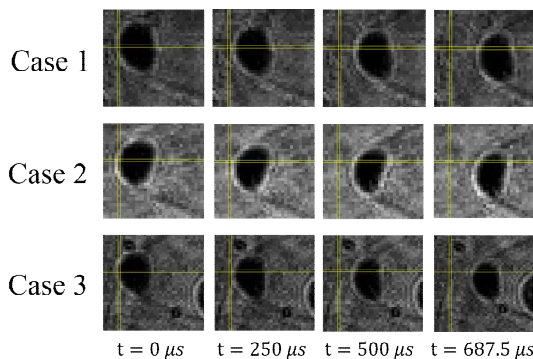


Fig. 6. Model trajectories during steady flow

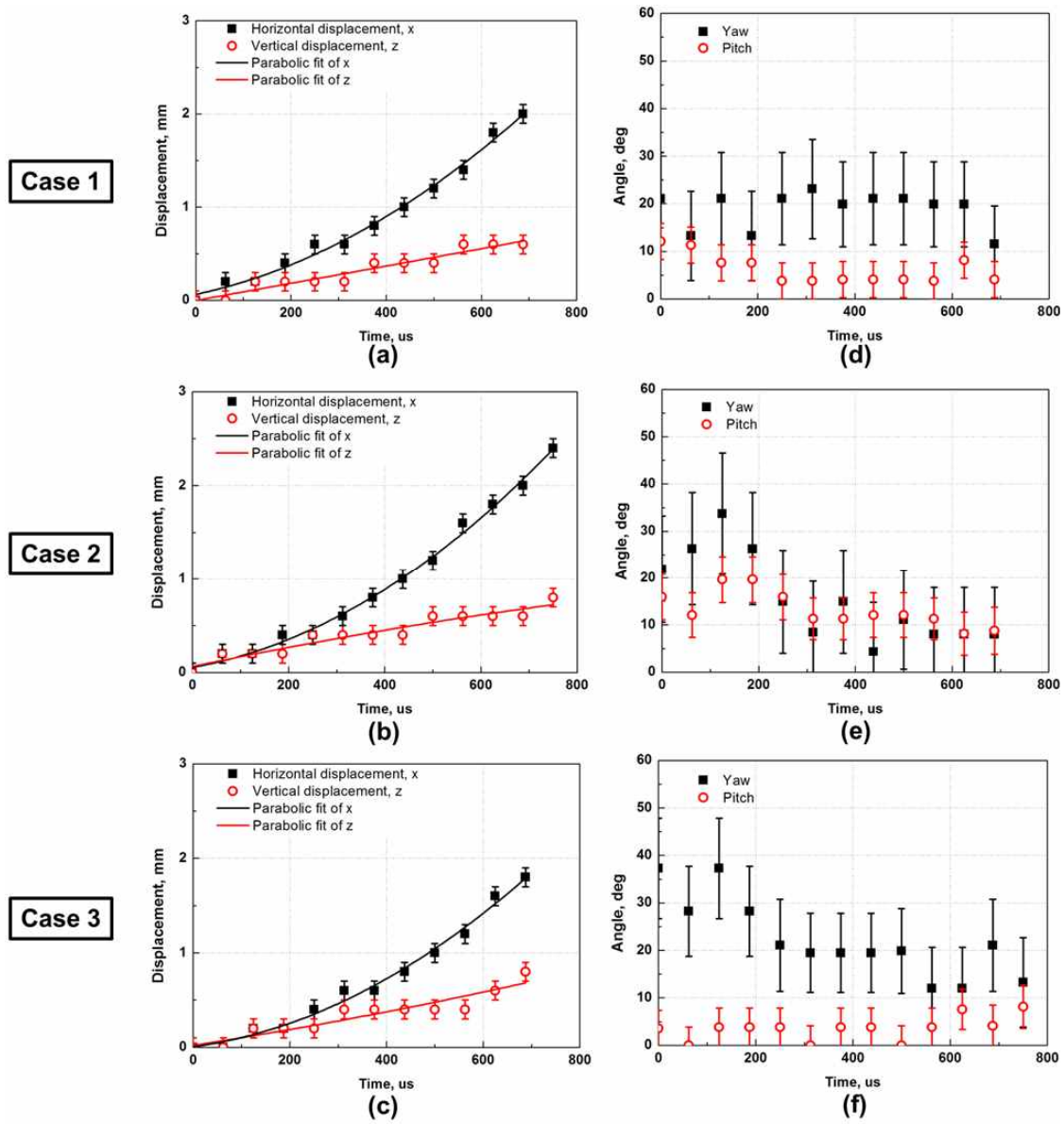


Fig. 7. Variation of displacement and attitude angles with time

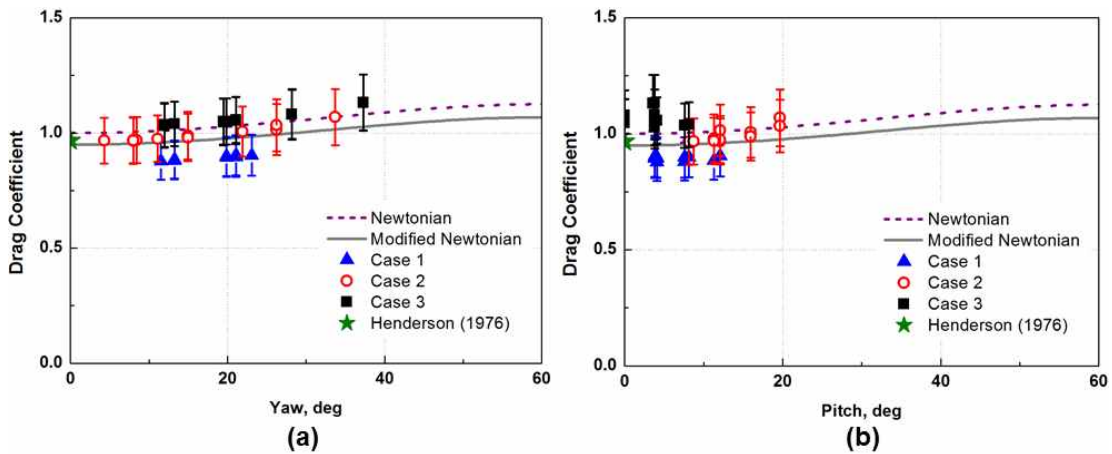


Fig. 8. Variation of drag coefficient with attitude angles

이는 세 Case의 yaw가 대체적으로 pitch보다 높
아 항력계수가 yaw의 영향을 더 받기 때문이다.

본 실험을 통하여 임의의 자세각을 가진 반구
모델이 마하수 6 유동에서 겪는 항력과 자세각
변화 경향성을 파악할 수 있었다. 추가적으로 더
욱 신뢰도 높은 연구를 위한 두 가지 개선방안이
존재한다. 첫 번째로, 움직임에 정확히 추적할 수
있는 고해상도 고속 카메라가 필요하다. 현재 카
메라는 모델의 지름 15 픽셀, 총 수평 이동거리
 10 ± 2 픽셀, 그리고 수직 이동거리 3.7 ± 0.5 픽셀의
저해상도 결과를 보인다. 16000 fps에서 12에서
13 프레임만 획득 가능하다. 낮은 해상도와 프레
임 수는 정확한 움직임과 자세각 결정을 제한하
여 2차 이상의 고차원 곡선 근사가 힘듦으로 자
세에 따라 즉각적으로 변화하는 가속도와 항력계
수를 측정할 수 없다. 두 번째로, yaw와 pitch를
분리하고 초기 자세각을 제어하는 자세 제어 기
술 개발 및 사용이다. Yaw와 pitch가 유사한 각
도를 가질 때 자세각에 따른 공력 변화에 대한
정확한 정량적 분석이 어렵게 된다. Yaw와 pitch
를 독립적으로 제어할 필요가 있으며, 본 실험에
서 사용된 실험 장비의 한계로 인한 낮은 재현성
에 대해 추가적인 연구가 필요한 것으로 판단된
다.

V. 결 론

본 연구는 캡슐을 반구로 모델링하여 자세에
따른 공력 변화에 대한 기초적인 연구를 수행하
였다. 자유낙하 가시화기법을 활용하여 반구 모
델의 자세각을 결정하고 자유낙하 항력계수를 측
정하였다. 항력계수는 자세각과 함께 증가하는
경향을 보였으며, 자세각 0° 에서 안정 균형이 확
인되었다. 실험값은 modified Newtonian theory
와 오차범위 내에서 일치한다. 재현성이 확보된
유동에서 임의의 자세에 따른 항력계수 경향성을
확인하는 기초연구로서 해당 결과는 신뢰성이 높
은 결과로 판단된다. 자유낙하 가시화기법을 사
용한 자세각과 공력특성의 관계에 대한 첫 번째
국내 연구로서 그 가능성을 확인하였다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지
원으로 한국과학기술원 초고속비행체특화센터에
서 수행되었습니다.

References

- 1) Henderson, C. B., "Drag Coefficients of Spheres in Continuum and Rarefied Flows," *AIAA Journal*, Vol. 14, No. 6, 1976, pp.707~708.
- 2) Baer, A. L., VKF., and ARO, Inc., "Pressure Distributions on a Hemisphere Cylinder at Supersonic and Hypersonic Mach Numbers," AEDC-TN-61-96. Virginia: Armed Serviced Tecnical Information Agency.
- 3) Pick, G. S., "Sting Effects in Hypersonic Base Pressure Measurements," Washington, D. C.: Naval Air Systems Command.
- 4) Tuttle, S. L., and Simmons, J. M., "Hypersonic Drag Measurement in Free Piston Shock Tunnels," 11th Australasian Fluid Mechanics Conference, 1992.
- 5) Neely, A. J., West, I., Hruschka, R., Mudford, N. R., and Park, G., "Determining Aerodynamic Coefficients From High Speed Video of a Free-flying Model in a Shock Tunnel," 28th International Congress on High-Speed Imaging and Photonics, Vol. 7126, 2009.
- 6) Hideyuki, T., Tomoyuki, K., Laurence, S., and 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) Igra, O., and Takayama, K., "Shock Tube Sutdy of the Drag Coefficient of a Sphere in a Nonstationary Flow," 18th International Symposium on Shock Waves, 1992.
- 8) Park, J., Chang, W. K., and Park, G., "Free-fall Force Measurement in a Shock Tunnel," *The Korean Society of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 6, 2016, pp.463~467.
- 9) Lee, S., Song, H., Lee, J. K., and Park, G., "Shock Tunnel Build-up and Flow Verification Considering Real Gas Effect," *Military Science and Technology Conference*, Daejeon: The Korea Institute of Military Science and Technology, 2016.
- 10) Gas dynamics calculator, <http://silver.neep.wisc.edu/shock/tools/gdcalc.html>, Wisconsin Shock Tube Laboratory(WiSTL),

retrieved on October 18, 2016.

11) Oosthuizen, P. H., and Carscallen, W. E., *Introduction to Compressible Fluid Flow*, 2nd Ed., CRC Press, 2014, pp.115.

12) Anderson, J. D., Jr., *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics*, 2nd Ed., AIAA, Virginia, 2006, pp.54~63.

13) Moffat, R. J., "Describing the Uncertainties in Experimental Results,"

Experimental Thermal and Fluid Science, Vol. 1, No. 1, 1988, pp. 3-17.

14) Bailey, A. B. and Hiatt, J., "Free-Flight Measurements of Sphere Drag at Subsonic, Transonic, and Supersonic and Hypersonic Speeds for Continuum, Transition and Near-Free-Molecular Flow Conditions," AEDC-TR-70-291, Arnold Engineering Development Center, 1971.