

# 세장형 몸체의 고받음각 기동에서 발생하는 비대칭 와류에 관한 실험적 연구

전영진\* · 서형석\*\* · 최원혁\*\* · 변영환\*\*\* · 이재우\*\*

## An Experimental Study of Asymmetric Vortices around Slender Bodies during High Angle of Attack Maneuver

Youngjin Jeon\* · Hyungseok seo\*\* · Womhyeok Choi\*\*  
· Yunghwan Byun\*\*\* · Jaewoo Lee\*\*

### ABSTRACT

In this study, side force, drag, and the yawing moment were measured based on the angle of attack by using two models of different nose shapes with slender bodies, which were general shapes in the subsonic area. As a result, the side force and yawing moment were the highest at a specific angle of attack. The boundary between asymmetrical normal state and asymmetrical abnormal state were able to be seen. As a result of analyzing the side force, drag, and yawing moment by time, reliability varied depending on the shape of the head at the same angle of attack. The results of measuring pressure distribution from the surface of the slender body at each angle of attack were as follows: as the angle of attack gets higher, the distribution of surface pressure was asymmetrical.

### 초 록

본 연구에서는 아음속 영역에서 유도무기의 일반적 형상인 세장형 몸체를 갖는 서로 다른 선두부 형상의 두 모델을 이용하여 받음각에 따른 세장형 모델 윗면의 압력 분포를 측정하였다. 아음속 영역에서 서로 다른 선두부 형상을 갖는 두 모델의 받음각에 따른 공력실험 결과로 특정 받음각에서의 측력 및 요잉모멘트가 최대가 되는 것을 확인하였으며 비대칭 정상상태와 비대칭 비정상상태의 경계를 알 수 있었다. 또한 시간에 따른 측력, 항력 및 요잉모멘트의 결과로 같은 받음각이라도 선두부의 형상에 따라 안정성이 다른 결과를 보였다. 받음각에 따른 세장형 몸체 표면 압력 분포를 측정한 결과 받음각이 증가할수록 표면압력 분포는 비대칭적으로 형성됨을 알 수 있었다.

Key words: Slender Body(세장형 몸체), Asymmetric Vortex(비대칭 와류), Side Force(측력), Tawing Moment(요잉 모멘트), Subsonic Wind Tunnel(아음속 풍동)

## 1. 서 론

최근의 유도무기는 고기동성이 요구되어지면서 급격한 상승, 하강 및 선회비행을 동반 하게 된다. 이때 유도무기의 몸체는 고받음각 하에 놓이게 된다. 유도무기의 일반적 형상은 세장형이고 고받음각 하에 놓일 경우 비대칭와류가 발생하게 되며 이로 인해 세장형 몸체는 불필요한 측력 및 요잉모멘트가 발생되어진다[1]. 비대칭 와류의 발생 원인은 엄밀한 이론으로 입증되지는 않았지만, 널리 인지되는 가설로 미소교란에 의해 유동의 불안정성이 증폭되어 특정영역에서의 수직력에 필적하는 큰 측력이 발생한다는 것이다[2].

본 연구에서는 건국대학교 다목적 아음속 풍동을 사용하여 아음속 영역에서 세장형 몸체를 갖는 서로 다른 선두부 형상의 두 모델을 이용하여 받음각에 따른 측력 및 요잉모멘트를 측정하고, 압력공을 이용하여 받음각에 따른 모델 앞면의 압력 분포를 측정하였다. 실험 결과로서 받음각의 변화에 따른 측력, 요잉모멘트 및 표면압력 측정을 통하여 유도무기와 같은 세장형 몸체의 공력 특성을 도출 할 수 있었다.

## 2. 실험 장치 및 방법

### 2.1 실험 모델

본 연구에서 사용한 실험 모델은 건국대학교에서 2000년부터 2005년까지 연구수행되었던 초음속 공중발사체 모형을 1/10으로 축소한 모델이다[3].

Figure 1의 위쪽은 선두부가 Blunt 형상이며 아래쪽은 길이와 직경은 같으면서 선두부가 Cone 형상을 가진 모델을 보여주고 있다.

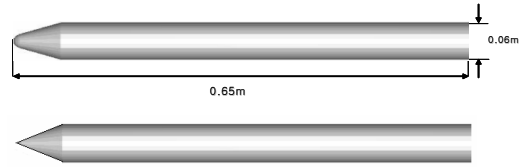


Fig. 1 Air launching rocket model used in experiment

### 2.2 다목적 아음속 풍동

본 연구에서 사용한 풍동은 건국대학교의 다목적 아음속 풍동으로 단일 폐쇄회로식이며 사용된 시험부의 크기는 1m×1m, 최대 풍속은 45.1m/s이다[4]. 본 실험에서는 풍속을 30m/s로 고정하고 받음각을 0도에서 70도까지 5도 간격으로 변화시키며 진행하였다.



Fig. 2 Multipurpose subsonic wind tunnel in Konkuk university

Table 1. Multipurpose subsonic wind tunnel in Konkuk university

구 분	계 원
풍동형식	단일 폐쇄회로식
전체크기	8.2(W) x 3.2(H) x 21.8(L) m
시험부의 크기	제 1시험부 : 1.0(W) x 1.0(H) x 3.5(L)m 제 2시험부 : 2.2(W) x 2.0(H) x 9.0(L)m
시험부의 최대풍속	제 1시험부 : 45.1 m/sec 제 2시험부 : 9.8 m/sec
송풍기동력	90 Kw
풍동 조정식	풍동 전체회로의 안쪽에 설치

\* (주) 한화

\*\* 정회원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

\*\*\* 중신회원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과  
연락처, E-mail: yhbyun@konkuk.ac.kr

### 23 로드셀 및 지지장치

실험에 사용된 로드셀은 Multi Component Load-cell로서 측정범위는 0~150N 이다. 실험 모델과 로드셀과의 결합을 위하여 로드셀 상부에 원형 스트러트를 장착하고 스트러트의 윗부분에 받음각을 0도에서 90도까지 조절가능 하면서 실험 모델과 체결이 용이하도록 U자형의 체결부를 제작, 설치하였다.

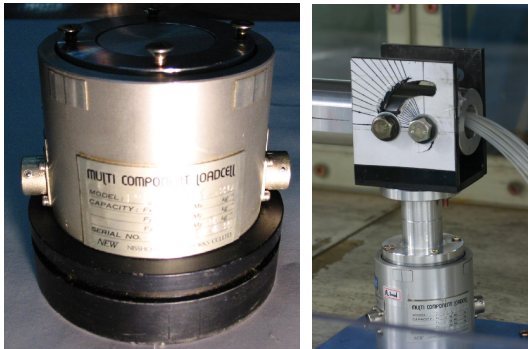


Fig. 3 Load-cell(left), strut and 'U' shape coupling device

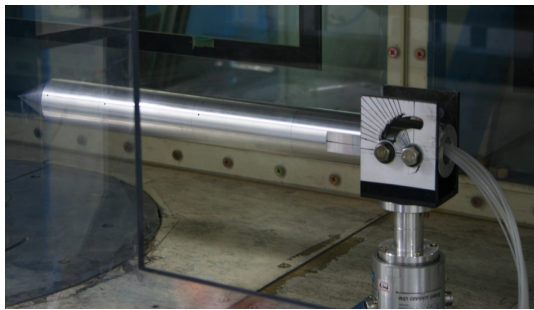


Fig. 4 Experimental model installed in subsonic wind tunnel

### 24 힘과 모멘트의 측정 장치 및 방법

시험부에서의 측력 및 요잉모멘트의 측정은 로드셀에서 나오는 신호를 Amplifier를 통해 증폭하고 Channel Box를 통하여 컴퓨터의 DAQ Board로 입력되어 최종적으로 LabView 프로그램을 통해 실험값을 저장 및 디스플레이 하게 된다. LabView는 데이터의 측정 및 분석, 표현에 적절하도록 특별히 고안되었으며, 매우 다양

한 GUI(Graphical User Interface)를 가지고 있으므로 본 실험에 적합한 소프트웨어로 사용하였다.

### 25 압력측정 장치 및 방법

세장형 몸체의 윗면 압력측정을 위하여 압력공을 이용하였다. 그림 5와 같이 실험모델의 선두부에서부터 0.08, 0.18, 0.33m 간격으로 모두 세 평면에 수직인 구멍을 각각 5개씩 가공하였으며 0.2mm직경의 Tube를 모델 안쪽으로 삽입하였다.

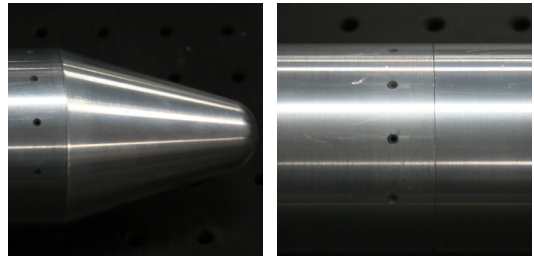


Fig. 5 Pressure holes for measuring surface pressure

여기서 압력측정을 위한 구멍은 경계층 두께에 비하여 작아야 하고 흐름을 교란시키게 되는 거친 표면 또는 구멍 주위에 붙어있는 금속불이(Burr)들이 있어서는 안 된다[5].

실험에 사용한 압력측정 장치는 16개 채널을 가지고 있는 PSI사의 NetScanner 를 이용하였고 프로그램 또한 동일 회사의 NUSS 즉 NetScanner Unified Startup Software를 사용하였다. NetScanner는 PC와의 연결이 LAN방식으로 별도의 Channel Box가 필요 없다는 것과 한번에 여러 Channel의 데이터를 수집할 수 있다는 장점을 가지고 있다[6].

## 3. 실험 결과

### 3.1 측력 및 요잉모멘트 측정결과

실험결과 두 모델의 받음각이 20도까지는 측력 계수 및 요잉모멘트 계수가 비교적 작은 값을 나타내며 이는 낮은 받음각에서 측력 및 요

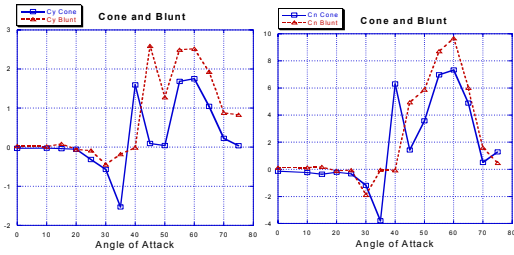


Fig. 6 Side force and yawing moment coefficient according to angle of attack of the head cone body shape and blunt body shape

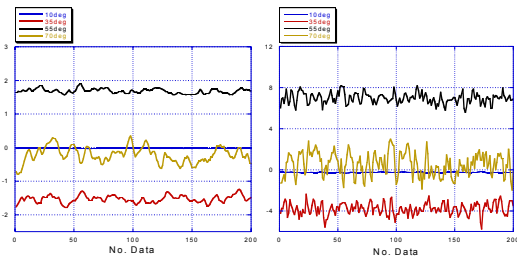


Fig. 7 Side force(left) and yawing moment coefficient (right) according to time by the head cone body shape

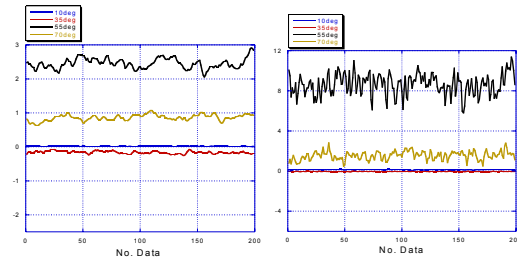


Fig. 8 Side force(left) and yawing moment coefficient (right) according to time of the head blunt body shape

잉모멘트가 거의 발생하지 않는다는 것으로 해석할 수 있다. 받음각이 20도를 초과하기 시작하면서 음의 방향으로 측력 계수 및 요잉모멘트 계수가 증가함을 볼 수 있으며 선두부 Cone 형상의 경우 받음각 35도에서 음의 방향으로 최대값, 선두부 Blunt 형상의 경우 받음각 30도에서 음의 방향으로 최대가 됨을 알 수 있다. 선두부 Cone 형상의 경우 받음각 40도에서 양의 방향으

로 비교적 높은 측력 및 요잉모멘트 계수를 가지며 선두부 Blunt 형상의 경우 받음각 40도까지 측력 및 요잉모멘트가 다시 안정적으로 변화하는 모습을 보이고 있다. 받음각이 40도를 넘게 되면 Cone의 경우 측력 및 항력 계수가 감소하는 경향을 보이다가 받음각이 55도에서 다시 양의 방향으로 높은 값을 가지는 것을 볼 수 있다. 그리하여 받음각이 60도에서 양의 방향으로 측력 및 요잉모멘트 계수의 값이 최대를 보이고 받음각이 60도 이상일 때 두 계수는 다시 감소하는 경향을 보인다. 선두부 Blunt 형상의 경우에는 측력 계수의 값은 받음각 45도에서 양의 방향으로 최대값을 보이며 받음각 50도에서 감소하다가 받음각 55~60도 부근에서 다시 높은 값을 보인다. 그 이후의 받음각에서는 선두부 Cone의 결과와 동일하게 감소하는 결과를 보여주고 있다. 요잉모멘트 계수의 경우에는 받음각이 40도를 넘어섬에 따라 계속해서 증가하다가 받음각 60도에서 양의 방향으로 최대값을 나타내었다.

### 3.2 압력측정 결과 및 분석

선두부 Cone 형상의 압력측정 실험 결과로 받음각이 상대적으로 낮은 10도에서는 선두부로부터 0.18m 와 0.33m의 경우 모델 윗면의 압력이 대칭적이거나 작은 값을 보이고 있으며 선두부에서 가장 가까운 0.08m 부근에서는 압력 분포가 비대칭적으로 형성됨을 알 수 있다. 받음각이 35도 이상으로 증가하면 압력의 비대칭성이 받음각 10도보다 더욱 선명히 나타나는 것을 볼 수 있다. 특히 선두부로부터 0.08m 와 0.33m의 경우 압력차이가 크게 발생하는 것을 볼 수 있으며 0.18m의 경우는 대칭적 압력이 형성됨을 알 수 있다. 받음각이 45도에서는 모든 평면에서 압력 차이가 큰 것을 확인할 수 있으며 특히 선두부로부터 0.18m의 표면 압력 분포가 큰 값을 가지는 것을 확인할 수 있다. 받음각 60도의 실험 결과로 세 지점의 압력 차이가 유사한 경향을 보이며 선두부로부터 0.18m 지점의 압력 차이가 가장 크게 형성됨을 볼 수 있다.

선두부 Blunt 형상의 실험결과로 받음각이 10

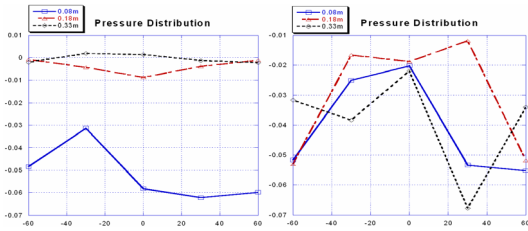


Fig. 9 Pressure test result on the angle of attack 10°(left) and 35°(right) of the head cone body shape

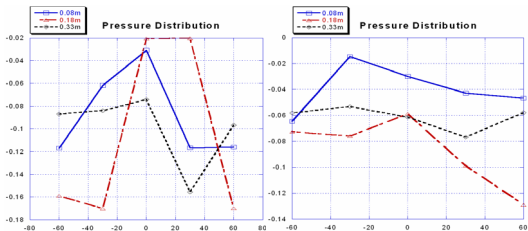


Fig. 10 Pressure test result on the angle of attack 45°(left) and 60°(right) of the head cone body shape

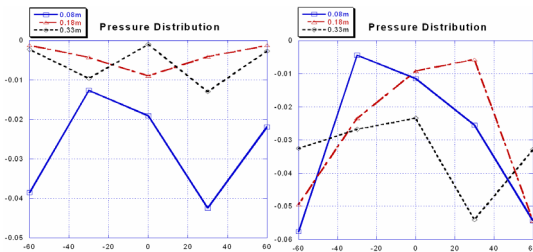


Fig. 11 Pressure test result on the angle of attack 10°(left) and 35°(right) of the head blunt body shape

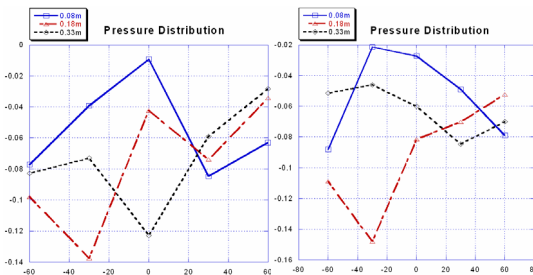


Fig. 12 Pressure test result on the angle of attack 45°(left) and 60°(right) of the head blunt body shape

도에서 선두부 Cone의 형상과 유사하게 0.08m에서의 압력 측정 결과만 비대칭성을 보였으며 0.18m 및 0.33m에서의 압력 측정 결과는 대칭성을 보이고 있다. 받음각 35도에서 압력 측정 결과 0.08m 와 0.33m에서의 압력 변화는 일관성을 가지지만 0.18m에서의 압력 측정결과는 반대의 경향을 보이고 있다. 이것은 같은 받음각이라도 실험모델의 위치에 따라 서로 다른 경향의 압력 분포가 일어날 수 있으며 모델의 각 부분에서 와류의 크기는 서로 다르게 분포될 수 있다는 것을 말해준다. 이러한 경향은 받음각 45도 와 60도에서 각각 0.33m부분과 0.18m부근에서도 나타나는 것을 볼 수 있다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 아음속 영역의 실험을 통해 받음각의 변화에 따른 세장형 모델 주면에 발생하는 비대칭와류로 인해 발생하는 축력 및 요잉모멘트의 측정과 표면압력 분포를 알아보았다. 실험 결과로 특정 받음각에서의 축력 및 요잉모멘트가 최대 또는 최소가 되는 것을 확인하였다. 서로 다른 두 모델의 시간에 따른 공력 계수의 측정값들을 분석해 본 결과 고받음각 영역으로 갈수록 축력 및 요잉모멘트의 변화량이 서로 다른 결과를 보였으며 특히 축력이 발생하더라도 요잉모멘트는 작은 값을 또는 그 반대의 경우도 보이는데 이것은 힘의 작용점이 받음각에 따라 서로 다르게 작용하는 것을 알 수 있다. 또한 서로 다른 선두부를 갖는 두 모델에 대한 표면압력 측정 결과로 받음각에 따라 비대칭적인 압력 분포를 확인하였다. 이러한 결과들은 향후 진행될 유도무기의 설계나 제어 측면에 있어서 유용한 자료로 활용될 수 있을 것이다.

#### 참 고 문 헌

1. Champigny, P., 1994, "High Angle of Attack Aerodynamics", AGARD Report 804 (Special Course on Missile Aerodynamics)
2. 정성기, 정재홍, 명노신, 조태환, "세장형 물체 주위 고양각 유동의 비대칭 와류 및 측력 특성에 관한 수치적 연구", 한국전산유체공학회지, 제11권 제3호, p.22~27, 2006년, 9월
3. 최영창, 이재우, 변영환, "다분야 최적화 기법을 이용한 공중발사 로켓 최적설계", 항공우주학회지, 제 33권 제 12호, 2005년, 12월
4. 변영환, 이재우, 장조원, 이용재, "건국대학교 다목적 아음속 풍동 개발", 한국풍공학회지, 제5권, 제1호, 2001년, 6월
5. 배영우, "공중발사체 분리시의 공력특성에 관한 실험적 연구", 건국대학교 석사학위 청구 졸업논문, 2006년, 2월
6. Pressure Systems, "Model 9116 Ethernet Intelligent Pressure Scanner User's Manual", Second Edition, 2007, August