고받음각 동체에 발생하는 측력의 실험적 재현 및 수치적 분석

이 은 석*, 이 진 익, 이 광 섭

국방과학연구소

EXPERIMENTAL REPRODUCTION AND NUMERICAL ANALYSIS OF THE SIDE FORCE ON AN OGIVE FOREBODY AT A HIGH ANGLE OF ATTACK

E.S. Lee,* J.I. Lee and K.S. Lee

Agency for Defense Development

Behavior of the side force generated at high angles of attack by two ogive-cylinder bodies of revolution with nose fineness ratio of 2.3 (B1) and 3.5 (B2) and the effect of a strip placed close the nose tip of each body (B1S and B2S) are analyzed through the wind tunnel test at $Re_D=200,000$ and $\alpha=42-60$ deg. The side force generated by B1 is increased by placing a strip. The side force generated by B2 is in the starboard direction and its magnitude is higher than that of the B1S. The effect of the strips with various dimensions placed on B2 is investigated. It is found that the 4-layer strip placed on the starboard reversed the direction of the side force into port direction. It is confirmed by numerical simulations that the strip promotes the flow separation and increases the average pressure on the side where it is placed and consequently produces the side force in the corresponding direction.

Key Words : 고받음각(High Angle of Attack), 비대칭 와류(Asymmetric Vortex), 측력(side force), 동체(Body of Revolution), 유동제어(Flow Control)

1. 서 론

현대의 유도탄은 항공역학과 제어기술 등의 발달과 함께 높은 기동성과 제어성을 가지도록 설계되고 있다. 이에 따라 유도탄의 비행조건은 고받음각 영역으로 확대되고 이러한 비행조건에서 원하는 성능을 얻기 위해서는 공기역학적 특성에 대한 정확한 이해를 바탕으로 유도탄을 설계할 필요가 있다. 고받음각 비행 시는 유도탄 동체 표면에서부터 박리된 유동으로 인한 비대칭적 힘과 진동의 발생 등이 유도탄의 안정성에 중대한 영향을 미치게 된다.

받음각이 증가함에 따라 동체 표면에서부터 박리된 유동은 비행속도벡터와 동체 축이 이루는 평면을 기준으로 좌/우 한 쌍의 와류구조를 형성한다. 상대적으로 낮은 받음각에서는 이

와류구조의 형상이 서로 대칭적이어서 동체에 측력이 발생하지 않는다. 하지만 높은 받음각에서는 좌/우 비대칭 와류구조가 형성되면서 동체에 측력이 발생한다. 이렇게 발생하는 측력은 동체 형상 및 비행 조건에 따라 그 크기가 수직력에 상응하기도 한다. 또한 그 방향은 과거 재현성이 없이 무작위로 나타나는 것처럼 여겨져[1] 흔히 phantom yaw라 일컬어지기도 한다. 이후 비대칭 와류구조는 노즈 팁 부위의 미세한 비대칭성에 기인하며 이에 따른 재현성이 실험적으로 확인되었다[2].

하지만 미세한 비대칭성이 비대칭 와류구조를 형성시키는 기전에 대해서는 현재까지도 서로 상충하는 이론들이 혼재하고 있으며 그 기전이 명확하게 정립되지 않고 있다. 이러한 문제를 다양한 관점으로 고찰한 여러 문헌[3-7]을 찾을 수 있다.

대표적인 이론으로 “convective instability”와 “global instability”를 들 수 있다[4]. Convective instability는 노즈 팁에서 발생하는 미세한 불안정성이 하류로 증폭되어 비대칭 와류구조를 형성한다는 이론이다. 이 이론에 따르면 완벽한 대칭 조건 하에서 와류구조는 대칭이며 노즈 팁에서 발생하는

Received: August 1, 2012, Revised: March 13, 2013,

Accepted: March 14, 2013.

* Corresponding author, E-mail: branden67@hotmail.com

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2013.18.1.028>

© KSCFE 2013

Fig. 1 The low-speed wind tunnel (intake)

불안정성의 정도에 따라 비대칭성의 정도가 연속적으로 변화한다.

Global instability는 상류와 하류의 유동상태 간 상호작용으로 인해 유동장 전체에 걸쳐 존재하는 불안정성에 의해 비대칭 외류가 형성된다는 이론이다. 이 이론에 따르면 완벽한 대칭 조건 하에서도 외류구조는 자연적으로 비대칭적으로 형성되며 비대칭 구조가 좌/우 서로간 거울 이미지를 갖는 쌍안정 상태(bistable state)를 가진다. 유동장에 작용하는 미세한 외란으로 인해 비대칭외류는 둘 중의 하나의 안정상태에 놓이게 된다.

Zilliac et al.[8]및 Bernhardt and Williams[9]은 동체의 기저부 직경을 기준한 레이놀즈수(Re_D)의 크기와 받음각의 크기에 따라 비대칭외류의 거동이 convective instability나 hydrodynamic instability 중 하나의 특성을 보임을 실험적으로 확인하였다. 비대칭 외류구조에서는 좌/우 면에서의 유동 박리가 서로 다른 위치에서 일어난다. 유동 박리가 windside에 더 가까이 일어나는 면에서는 압력 강하가 저지되어 반대쪽 면에 비해 표면압력이 높고 외류의 위치가 표면에서 멀다. 이에 따라 유동 박리가 상대적으로 windside로부터 더 멀리 일어나는 면 쪽으로 측력이 작용하게 된다.

따라서 외류제어를 위한 구동기의 작용 기전은 크게 세 가지로 분류할 수 있다. 첫째 유동의 초기 박리를 유도하여 구동기가 작용하는 면에 높은 압력을 조성하거나, 둘째 층류상태로 유동의 박리를 지연하거나 셋째 난류천이를 유도하여 유동의 박리를 지연하여 구동기가 작용하는 면에 낮은 압력을 조성하는 것이다.

본 연구에서는 두 가지 동체형상에 대해 $Re_D=200,000$, 받음각 42~60도 영역의 풍동시험을 수행함으로써 받음각에 따라 변화하는 비대칭 외류의 거동을 관찰하였다. 또한 노즈 팁 부위에 strip을 설치함으로써 측력의 방향을 반전시킬 수 있음을 확인하였다.

Strip은 형상에 수동적으로 고정되어 있으므로 strip의 효과를 blowing 경계조건으로 대체함으로써 측력의 방향을 능동적으로 제어하기 위한 제어알고리즘 설계 자료로 활용할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 노즈 세장비와 전기체 세장비가 각

Fig. 2 Structure (left) and installation (right) of the test model

Fig. 3 Schematic of the moment balance

각 3.5와 4.0인 ogive-cylinder 동체형상에 대해 노즈 팁 부위에 blowing 구동기를 적용하여 $Re_D=200,000$, 받음각 50도 조건 하에서 전산해석을 수행하여 구동기가 비대칭 외류 구조에 미치는 영향을 분석하였다. 본 연구를 바탕으로 향후 플라스마 액츄에이터를 사용하여 측력의 방향을 제어하는 기법을 개발할 수 있다.

2. 시험 방법

2.1 시험 설비

미공군사관학교의 저속 풍동시험 설비를 사용하였다. 본 설비는 Fig. 1에 나타난 바와 같이 시험부 하류에 설치된 터빈을 사용하여 대기를 흡입하는 방식으로 작동하며 최대 속도 30 m/s에 하루 8시간 연속으로 가동할 수 있다. 테스트 섹션의 단면은 0.91 m x 0.91 m의 정사각형이며 길이는 2.29 m이다. 풍동의 난류 강도는 0.15%이다.

모델은 Fig. 2와 같이 밸런스 하우징과 외피가 서로 분리되어 밸런스의 측정 좌표계를 고정된 상태로 외피의 roll각(ϕ)을 조절할 수 있도록 설계되었다. 모델 지지부는 스텝 타입이며 Fig. 2와 같이 90도 꺾인 형태로 시험모델 받음각 15~66도 범위에서 작동 가능하다.

밸런스는 모멘트 감지 타입으로 Fig. 3과 같이 길이 방향으로 두 지점에서 각각 피치, 요 방향 모멘트를 측정하여 힘과 모멘트를 산출한다. 밸런스는 지지부에 고정되어 있다. 샘플링 주파수는 1 kHz이며 주어진 roll 및 pitch 각에 대해 15초 간 데이터를 획득하였다.

Fig. 4 Geometries of B1(top) and B2(bottom)

2.2 시험 조건

두 가지 시험모델 B1, B2의 형상을 Fig. 4에 나타내었다. 기저부 직경(D)는 10 cm로 풍속 30 m/s조건에서 $Re_D=200,000$ 이다. B1의 노즈 세장비는 일반적인 유도탄 기두부 형상을 기준으로 결정하였다. Kruse et al.[10]는 풍동시험을 통해 노즈 세장비가 2.5에서 3.5로 증가하면 축력의 크기가 5배 이상 증가함을 확인하였다. 이러한 사실을 바탕으로 B2의 노즈 세장비를 3.5로 결정하였으며 풍동의 시험부 공간의 제약으로 후방동체부의 길이가 B1에 비해 짧다.

B1S 및 B2S는 B1, B2 각각에 대해 Fig. 5와 같이 노즈 팁 부근에 strip을 설치하여 인위적인 형상 비대칭을 부여한 형상이다. 물 각이 0도일 때 정 좌현(port)에 위치한다. ϕ 의 방향은 기저부로부터 노즈 팁을 바라봤을 때 시계방향이다. 따라서 물 각이 90도일 때 strip은 leeward에 위치하게 된다.

Table 1에 각 형상에 대한 시험 조건을 나타내었다. B1 및 B1S의 경우 예비시험 결과 축력의 크기가 수직력의 최대 20% 이하로 그 값이 최대 50% 이상 측정된 B2 및 B2S에 비해 상대적으로 낮았다. 따라서 B2 형상이 비대칭 외류의 거동을 보다 명확하게 나타내는 것으로 판단되어 본 형상에 대해서는 roll sweep 해상도 및 pitch sweep 해상도를 각각 30도와 2도 간격으로 조밀하게 시험하였다. Roll sweep을 통해 모델의 미세한 비대칭성의 위치에 따른 축력의 방향 변화를 관찰할 수 있다.

3. 시험 결과

Fig. 6, 7에 각각 B1 및 B1S에 대한 시험결과를 나타내었다. 수직력 및 축력의 방향을 각각 나타내는 z 및 y축은 모델 지지부 및 밸런스에 고정된 좌표계이다. y축은 좌현에서 우현

Fig. 5 Strips of B1S (top) and B2S (bottom)

을 바라보는 방향이며 z 축은 모델 아래쪽에서 위쪽을 바라보는 방향이다.

B1의 경우 수직력계수(C_z)는 ϕ 에 관계없이 일정하며 받음각 60도에서 $C_z \sim 1.9$ 정도이다. 축력계수(C_y)는 받음각 60도에서 최대 $|C_y| \sim 0.3$ 정도로 수직력의 약 15%이다. 물 각이 0도일 때 우현 방향으로, 물 각이 180도일 때 좌현 방향으로 축력이 발생한다. 즉 물 각이 0도일 때 좌현 혹은 우현에 뚜렷한 형상 비대칭성이 존재하여 비대칭 외류를 발생시키고, 물 각이 180도일 때는 비대칭성이 정 반대쪽에 위치함으로써 반대 방향의 비대칭 외류를 발생시킴을 확인할 수 있다. 하지만 물 각이 270도일 때 우현방향으로 뚜렷한 축력이 발생함에도 그와 정 반대 자세인 물 각이 90도일 때는 축력의 방향이 일정하지 않다. 이는 B1 형상의 비대칭이 어느 한 방향에 치우쳐 있지 않고 불규칙적임을 암시한다.

인위적인 형상 비대칭을 부여한 B1S의 경우 수직력계수는 B1과 유사하지만 물 각이 180도일 때 받음각 52도에서 그 크기가 다소 증가함을 관찰할 수 있다. 이러한 수직력계수의 증

Table 1 Cases for the wind tunnel test

	B1	B1S	B2	B2S
Roll(ϕ), deg	0~270, $\Delta=90$	0~270, $\Delta=90$	0~330, $\Delta=30$	*240
Pitch(α), deg	15~66	15~66	40~60, $\Delta=2$	*50
Strip length(mm) x width(mm) x No. Layers()@**position	none	See Fig. 5	none	10x5x1@S 10x5x2@S 10x5x4@S 10x5x1@P 10x5x2@P 10x5x4@P 20x5x1@S 20x5x1@P

*Roll angle at which the B2 produces the maximum side force

**S: Starboard; P: port

Thickness of a single layer measures ~0.55 mm

Fig. 6 Cz and Cy for B1

Fig. 7 Cz and Cy for B1S

가가 발생하는 조건에서 측력계수의 절댓값이 최대로 발생함을 확인할 수 있다. 즉 비대칭 외류는 측력계수를 발생시킬 뿐 아니라 수직력계수의 부가적인 증가를 유도한다. 하지만 측력계수의 절댓값이 역시 최대로 발생하는 물 각이 0도, 받음각 52도의 경우에는 수직력계수의 부가적인 증가가 나타나지 않는다.

B1S는 물 각이 0도일 때 우현방향 측력이, 물 각이 180도일 때 좌현방향 측력이 발생한다. 또한 받음각에 대한 변화 추이가 $y = 0$ 축에 대해 서로 거울면 대칭을 보인다. 이를 통해 strip이 좌현과 우현에 위치할 때 피치 평면에 각각 서로 거울면 대칭인 비대칭 외류 구조를 생성함을 유추할 수 있다. 최대 측력이 발생하는 받음각은 52도로 B1의 그것보다 작으며 이때 $|C_y| \sim 0.5$ 로 B1의 그것보다 크다. 따라서 B1S는 B1과는 또 다른 형태의 비대칭 외류 구조를 발생시키며 그 비대칭성이 B1보다 크다. 반면 물 각이 90도나 물 각이 270도에 위치하는 경우 최대 측력이 발생하는 받음각이 58도로 B1의 그것과 유사하다.

이를 통해 strip을 통해 비대칭성이 큰 외류구조를 유발하

Fig. 8 Cz and Cy for B2

Fig. 9 Cz and Cy for B2 (versus φ)

기 위해서는 strip을 우현이나 좌현에 위치시키는 것이 효과적임을 확인할 수 있다. Fig. 8에 B2의 시험결과를 받음각에 대해 나타내었다. 측력이 증가하는 받음각 40~50도 영역에서 부가 수직력이 유도되었음을 확인할 수 있다. $\alpha > 55$ 도 영역에서는 측력이 감소함에도 불구하고 부가 수직력이 증가하는 경향을 볼 수 있다. 즉 비대칭 외류는 측방향 비대칭성의 정도와는 별개로 leeward 평균 압력 높이기도 하고 낮추기도 한다.

Fig. 10 Cz and Cy for B2S at $\phi = 240 \text{ deg}$, $\alpha = 50 \text{ deg}$

받음각 50도에서 최대 $|C_y| \sim 1$ 정도의 측력이 발생한다. 이는 B1에서 발생하는 그것보다 3배가량 큰 것으로 이는 Kruse et al.[10]의 연구결과와 그 경향이 일치한다. 또한 최대 $|C_y|$ 가 발생하는 받음각도 B1에 비해 작다. 즉 B1에 strip을 부착함으로써 발생되었던 변화가 B2에서 보다 뚜렷하게 재현되고 있다. 이를 통해 B2 형상은 B1 형상에 비해 근본적으로 강한 비대칭성을 가진 와류구조를 형성한다는 결론을 도출할 수 있다.

Fig. 9에 B2 형상의 ϕ 에 따른 측력의 변화를 나타내었다. 받음각 46도일 때에 ϕ 에 따른 측력의 변화가 점진적으로 발생함을 확인할 수 있다. 즉 convective instability에 가까운 거동을 보인다. 하지만 받음각 50도일 때에는 ϕ 에 따른 측력의 변화가 점진적이지 않고 $C_y = \pm 1, \pm 0.5$, 그리고 0 중 하나에 가까운 값을 보인다. 이는 convective instability와는 다른 거동이지만 대칭, 약한 비대칭 및 강한 비대칭 와류구조를 갖는 여러 가지 안정상태가 존재한다는 점에서 global instability와도 다르다. 이러한 여러 가지 안정상태를 갖는 와류구조에 대해서는 좀 더 깊은 연구가 필요하다.

Fig. 10에 B2S의 시험결과를 나타내었다. Strip을 설치하지 않은 상태에서 우현 방향 측력이 발생한다. 이는 좌현을 타고 흐르는 표면유동의 박리가 우현의 그것에 비해 일찍 일어나 좌현의 압력강하율을 낮춤으로써 좌현의 평균압력의 우현의 그것에 비해 크기 때문이다. 10 mm x 5 mm 4-layer strip을 우현에 설치한 경우 측력의 방향이 좌현 방향으로 반전된다. 이를 통해 우현에 설치된 strip이 우현을 타고 흐르는 표면유동의 조기 박리를 유발하여 B2의 자연상태와는 반대 방향의

Fig. 11 Computational grid and the blowing slots

비대칭 와류구조를 형성하고 있음을 알 수 있다. 동일한 strip을 좌현에 설치한 경우에는 측력의 방향에 변화가 없는데 이는 이미 좌현에서 조기 박리가 일어나고 있으므로 좌현에 설치된 strip이 비대칭 와류구조를 반전시킬 여지가 없기 때문이다. 또한 하나 혹은 두 개의 layer를 가진 strip은 그 길이나 설치된 위치에 관계없이 측력의 방향을 반전시키지 못한다. B2S 시험결과를 바탕으로 노즈 팁에 strip을 설치함으로써 유동의 조기 박리를 유도하여 측력의 방향을 반전시킬 수 있으며 strip의 길이보다는 두께가 유동의 조기 박리를 유도하는데 중요한 변수임을 확인할 수 있다.

4. 전산해석 방법

4.1 유동 해석자

전산해석 툴로써 Cobalt 소프트웨어를 사용하였다. Cobalt는 비정렬 격자계에서 내재적 기법으로 Navier-Stokes 지배방정식을 계산하도록 개발된 Cobalt60 코드[11]를 근간으로 하고 있다.

4.2 계산 조건

계산격자와 blowing slot의 위치를 Fig. 11에 나타내었다. 모델 형상은 세장비가 3.5인 von-Karman ogive 타입 노즈를 가진 총 세장비 4.0인 cylindrical 동체이다. 동체 표면 주위의 경계층 유동을 계산하기 위하여 동체 표면으로부터 기저부 직경(D)만큼의 거리에 있는 영역에는 직육면 격자를 조밀하게 구성하였다. 벽면으로부터 첫 번째 격자간 거리는 10^{-5} m 로 난류경계층까지 계산할 수 있도록 구성하였다. 직육면 격자

Fig. 12 Dynamics of the normal (Fz) and side (Fy) forces

영역 외부에는 사면체 격자를 hybrid하여 구성하였다. 피치 평면에 대해 격자의 대칭성을 보장하기 위하여 반쪽 격자를 생성한 후 이를 피치 평면에 대해 미러링하였다.

Blowing slot은 폭 1 mm에 길이 10 mm로 노즈 팁으로부터 축 방향으로 4 mm 떨어진 동체 우현(starboard) 및 좌현(port) 양쪽에 각각 위치하였다. 표면격자는 삼각형으로 구성하였다. 유량 경계조건을 사용하여 blowing을 구현하였다. 자유류 조건은 속도 $U=30\text{ m/s}$, 압력 $p=101,325\text{ Pa}$, 밀도 1.18 kg/m^3 인 공기로 본 조건에서 기저부 직경 D 를 기준으로 한 레이놀즈 수 $Re_D=220,000$ 이다.

Lamont[12]에 따르면 본 Re_D 는 층류 박리영역에 속한다. 따라서 본 연구에서는 층류 전산해석을 수행하였다. 외류 구조의 동적인 거동을 관찰하기 위하여 시간 간격 0.1 ms로 비정상 전산해석을 수행하였다. 양 쪽 slot 모두에 blowing을 적용하지 않은 자연상태(unforced), 좌현 및 우현 slot에 각각 blowing을 적용한 좌현 구동 및 우현 구동의 세 가지 경우에 대해 전산해석을 수행하였다. 양측 구동의 blowing 유량은 자유류 속도의 약 5%에 해당하는 유속을 가지며 표면에 수직인 방향으로 분출된다. 자유류 속도의 각각 100, 50, 20, 5% 해당하는 blowing 유속에 대해 전산해석을 수행한 결과 모든 경우

Table 2 Temporal points to probe surface pressure

Probe ID	Blowing position	Iteration No.	Fy direction
1	Unforced	3,000	0
2	Unforced	3,200	Port
3	Port	2,750	Port
4	Port	3,000	0
5	Port	3,100	Starboard
6	Port	3,450	starboard
7	Starboard	3,000	0
8	Starboard	3,100	Port
9	Starboard	3,450	Port

Fig. 13 Unforced cases

에 대해 비대칭 외류가 유발되는 것을 확인하였다. 하지만 기본 유동장에 질량 첨가를 최소화하여 strip이나 synthetic jet 구동기의 특성을 보다 유사하게 모사할 수 있도록 5% blowing 유속을 선택하였다.

5. 전산해석 결과

Fig. 12에 각 경우에 대한 수직력(F_z) 및 측력(F_y)의 시간에 따른 변화를 나타내었다. 좌현 방향 측력이 양수로 표현되어 있다. Unforce 상태로 1,500시간 간격을 진행한 후 각각 좌현, 우현 구동을 시작하였다. 3,000시간 간격이 진행된 후 좌현 구동의 경우는 우현 방향($F_y<0$)의 측력이, 우현 구동의 경우는 좌현 방향 ($F_y>0$)의 측력이 발생하는 경향을 보인다. Unforce의 경우는 3,500시간 간격이 진행된 후 측력이 좌현 방향으로 다소 치우치는 경향이 있으나 시간에 따라 진동하는 거동을 보인다. 세 가지 구동 case에 대해 측력이 0이거나 한 쪽으로 치우친 각 시점에서의 표면 압력분포를 분석하였다. Table 2에 각 시점에 대한 정보를 나타내었다.

Fig. 13에 Unforced 경우에 대한 표면 및 공간 압력 분포를 나타내었다. 압력 도시 위치는 노즈 팁으로부터 축방향으로 각각 D , $2D$ 및 $3D$ 떨어져 있는 지점에서 측과 수직인 평면

Fig. 14 Cp distribution-port blowing

이다. 각 지점에서 원주방향 위치는 Wind (windside), 90S (정 우현), Lee (leeside) 및 90P (정 좌현)으로 표시하였다.

측력이 0인 시점에서 좌현과 우현 간 압력분포가 서로 대칭에 가까움을 확인할 수 있다. 좌현 방향 측력이 작용하는 경우 우현 쪽 압력이 좌현 쪽의 그것에 비해 높다. 이 경우 windside로부터 90도 떨어져 있는 정 좌현 및 정 우현 위치에서 압력 강하 정도가 서로 다르다. 이로부터 우현에 유동 박리가 조기에 나타나고 있음을 유추할 수 있다. 격자가 pitch 평면에 대해 대칭임에도 불구하고 측력이 0으로 유지되지 못하는 것은 본 유동 조건에서 생성되는 대칭 와류구조는 안정된 상태가 아니기 때문인 것으로 판단된다. 즉 대칭 와류구조는 수치적 오차에 의해 쉽게 교란되어 좌/우 서로 다른 상태를 오가는 거동을 보인다.

Fig. 14에 좌현 구동의 경우에 대한 표면 및 공간 압력 분포를 나타내었다. 우현 방향 측력이 발생한 시점들의 경우에 좌현에서 조기 유동 박리 현상이 관찰되며 이는 좌현의 구동에 의한 것으로 판단된다. Fig. 15에 우현 구동의 경우에 대한 표면 및 공간 압력 분포를 나타내었다. 좌현 방향 측력이 발생한 시점에는 우현에서 조기 유동 박리가 일어나고 있음을 확인할 수 있다. 이러한 결과를 통해 본 연구에서 적용한 blowing 구동은 유동의 조기 박리를 유도하여 구동기가 작용

Fig. 15 Cp distribution-starboard blowing

하는 면의 표면 압력을 증가시키는 기전을 통해 측력의 방향을 조절할 수 있음을 확인하였다.

6. 결 론

노즈 세장비가 각각 2.3 및 3.5인 B1, B2 형상에 대해 $Re_b=200,000$, 받음각 42~60도 영역의 풍동시험을 수행하여 고 받음각 유동조건에서 발생하는 측력의 거동을 분석하였다. 또한 각 형상의 노즈 팁 부위에 strip을 설치하여 발생하는 변화를 관찰하였다.

B1에 자연적으로 발생하는 측력은 크지 않으나 strip을 설치함으로써 측력이 증가한다. 또한 B2에 자연적으로 발생하는 측력은 B1보다 크다. 여러 종의 strip을 B2의 우현 및 좌현에 설치하여 시험한 결과 일정 두께 이상의 strip을 노즈 팁에 설치하면 자연적으로 발생하는 측력의 방향을 반전시킬 수 있음을 확인하였다.

또한 strip의 효과를 표면에 수직한 방향으로 유동을 분출하는 경계조건으로 모사한 전산해석 결과를 통해 strip이 그 위를 지나는 표면유동의 조기 박리를 유발하여 strip이 설치된 쪽의 평균압력을 증가시킴으로써 strip에서 건너쪽을 향하는 측력을 발생시킨다는 작용 기전을 확인하였다.

참고문헌

- [1] 1976, Wardlaw, A.B. and Morrison, A.M., "Induced Side Forces at High Angles of Attack," *J. Spacecraft*, Vol.13 No.10, pp.589-593.
- [2] 1977, Keener, E.R., Chapman, G.T., Cohen, L. and Talaghani, J., "Side Forces on a Tangent-Ogive Forebody with a Fineness ratio of 3.5 at High Angles of Attack and Mach Numbers from 0.1 to 0.7," *NASA TM X-3437*.
- [3] 2008, Deng, X.Y., Tian, W., Ma, B.F. and Wang, Y.K., "Recent Progress on the Study of Asymmetric Vortex Flow over Slender Bodies," *Acta Mech Sin*, Vol.24, pp.475-487.
- [4] 2006, Bridges, D.H., "The Asymmetric Vortex Wake Problem-Asking the Right Question," *The 36th AIAA Fluid Dynamics Conference*, 5(8), pp.1737-1765.
- [5] 1990, Ericsson, L.E., "Control of Forebody Flow Asymmetric-A Critical Review," *AIAA paper 90-2833*.
- [6] 1993, Malcolm, G., "Forebody Vortex Control-A Progress Review," *AIAA paper 93-3540*.
- [7] 1997, Williams, D., "A Review of ForeBody Vortex Control Scenarios," *AIAA paper 97-1967*.
- [8] 1991, Zilliac, G.G., Degani, D. and Tobak, M., "Asymmetric vortex on a Slender Body of Revolution," *AIAA Journal*, Vol.29, No.5, pp.667-675.
- [9] 1998, Bernhardt, J.E. and Williams, D.R., "Proportional Control of Asymmetric Forebody Vortices," *AIAA Journal*, Vol.36, No.11, pp.2087-2093.
- [10] 1979, Kruse, R.L., Keener, E.R., Chapman, G.T. and Claser, G., "Investigation of the Asymmetric Aerodynamic Characteristics of Cylindrical Bodies of Revolution with Variations in Nose Geometry and Rotational Orientation at Angles of Attack to 58 deg and Mach Numbers to 2," *NASA TM-78533*.
- [11] 1999, Strang, W.Z., Tomaro, R.F. and Grismer, M.J., "The Defining Methods of Cobalt60: A Parallel, Implicit, Unstructured Euler/Navier-Stokes Flow Solver," *AIAA paper 99-0786*.
- [12] 1982, Lamont, P.J., "Pressures around an Inclined Ogive Cylinder with Laminar, Transitional, or Turbulent Separation," *AIAA Journal*, Vol.20, No.11, pp.1492-1499.