세장형 물체 주위 고앙각 비대칭 유동장의 공기역학적 특성에 관한 수치적 연구

A Numerical Investigation of Aerodynamic Characteristics of Asymmetric Flowfields on Slender Bodies at the High Angle of Attack

초 록

고기동 비행체의 고앙각 유동에 관한 연구의 필요성이 최근 대두되고 있다. 고앙각에서 비행하는 비행체는 대칭조건, 정상상태에서 의도하지 않은 비대칭 와류에 인한 측력 및 요 모우멘트가 발생하며 이는 유도무기의 제어의 난해함을 수반하여 극한 경우 비행체의 소실로 이어질 수 있다. 특히 비대칭 와류는 세장형 물체 선두부의 형상에 절대적인 영향을 받으며, 선두부에서 시작한 유동의 박리가 후방부로 진행하며 증폭된 와류를 발생시킴으로써 박리의 위치가 비대칭 와류를 발생시키는 중요한 요소가 된다.

본 논문에서는 비대칭 와류의 특성과 선두부의 형상에 의한 비대칭 와류의 공기역학적 특성에 관한 이전 연구를 정리하고, 비대칭 와류를 발생시키기 위해 비대칭 조건, 비대칭 표면 거칠기, 강제적인 측풍부여, 격자의 비대칭 및 선두부의 경사각을 부여하여 비대칭 와류의 특성을 수치적으로 모사하고자 하였다. 또한 비대칭 와류의 근본원인을 조사하기 위해 현재 널리 통용되는 유동의 불안정성, 즉 대류 불안정성 및 절대 불안정성을 수치적 방법을 이용하여 비대칭 와류의 생성 메커니즘을 검증하고자 하였다.

고앙각에서의 공기역학적 특성을 분석하기 위해 Navier-Stokes 방정식에 기초한 CFD 코드인 FLUENT 상용 프로그램을 사용하였다. 마하수 0.2, 0.4 조건에서 선두부의 비대칭 표면 거칠기를 롤각 방향으로 변화시켜 유동의 불안정한 특성을 조사하였다.

Keywords: 고앙각 유동, 비대칭 와류, Navier-Stokes CFD 코드

1. 서 론

최근 수직 등의 고각으로 발사한 후 기동하는 유도무기의 개발이 증가하면서 고기동 유도무기의 시스템 설계와 관련하여 고앙각 비행시 유도무기 주위의 공기역학적 특성에 대한 이해가 중요하게 대두되고 있다. 일반적으로 고앙각 비행에서는 유동박리에 의한 와류가 중요하게 되어, 비행체에 작용하는 양력, 항력, 측력 및 모멘트를 예측하는 것이 난해하며. 특히 완만한 표면을 갖는 유도무기 선두부의 고앙각 흐름을 이해하기 위해서는 박리의 위치와 형상에 대한 정보가 필수 요소이다.

일반적으로 받음각이 25도 이상인 영역을 고앙각 유동으로 취급하며 유도무기의 받음각이 고앙각 영역에서 비대칭 와류가 발생하여, 예측이 난해한 측력과 요잉 모멘트가 발생한다는 사실은 이미 알려져 왔다. 하지만 이를 설명할 수 있는 신뢰성 있는 예측 방법이 개발되지 못하고 있는 실정이다.

이에 대한 연구는 지금까지 국내에서 수행된 사례가 적은 편이다. Euler 방정식을 이용한 해석적 결과와 일반적인 형상에 대한 고앙각 실험 결과가 일부 발표되었지만, 유도무기의 예비설계에 이용되기에는 비효율적이거나 유동 박리면에 대한 체계적인 연구는 아직 수행되지 못하였다. 본 논문에서는 유도무기의 기본 형상에 관한 고앙각 공력특성 조사 및 CFD를 이용한 고앙각 유동 해석을 수행하는 것이 주요 내용이며, 비행 중에 발생할 수 있는 힘과 모멘트를 정확하게 해석할 수 있는 물리적 모델과 비대칭성 부여 방식 등 관련 기법에 대해 검증 하고자 한다.

2. 고앙각 영역에서 세장형 물체 주위의 비대칭 와류 특성 조사

고앙각 영역을 비행하는 유도무기와 같은 고기동 비행체[1] 주위의 유동은 매우 복합한 양상을 보인다. 선두부에서 발생한 비대칭 와류가 Missile의 후방부로 진행하며 증폭된 강력한 비대칭 와류를 발생시킨다. 이러한 비대칭 와류는 Sideslip이 없고 대칭인

형상에서도 생성되며, 유도무기에 작용하는 공기역학적 힘과 모우멘트에 영향을 주어 의도하지 않은 측력 및 요 모우멘트가 발생시켜 결과적으로 제어면 성능을 감소시키는 역할을 한다.

일반적으로 세장형 물체 주위의 저앙각 영역($\alpha \leq 5°$)에서의 유동은 Attached Flow 형태이며 퍼텐셜 이론으로 설명이 가능하며 양력은 받음각에 따라 선형적으로 증가하는 경향을 보인다.[3] $5° \leq \alpha \leq 25°$ 영역에서 Cross Flow가 점점 중요하게 되며 두 개의 대칭 와류를 형성되어 양력은 받음각에 대해 비선형적으로 증가한다. 비대칭 와류는 일반적으로 받음각이 25° 이상인 영역에서 발생하며 60° 이상인 영역에서 흐름은 비대칭, 비정상의 형태가 된다. 이러한 영역($25° \leq \alpha \leq 60°$)에서 와류는 잘 알려진 Karman Vortex Street를 형성하며 선두부의 형상이 Point Body인 경우 비대칭 와류는 보통 Nose에서 시작하지만 선두부의 형상이 Blunt Body 같은 경우 와류는 Nose가 아닌 Nose의 뒷부분에서 시작하는 경향을 보인다.[2]

2.1 비대칭 와류의 원인

비대칭 와류를 일으키는 원인에 대한 명확한 이론은 아직 개발되지 못했으나, 설득력 있는 두 가지 이론은 다음과 같다. 첫 번째로는 처음부터 점성을 기반으로 한 흐름 박리선의 비대칭이 제안되었다. (한쪽에는 Laminar Separation, 반대쪽에는 Turbulent Separation.) 하지만 흐름 박리선에 의한 설명 방식은 비대칭 와류의 생성에 대한 근본적인 이유를 제시하지 못한 실정이다. 동일한 레이놀즈수에서 한쪽은 층류박리, 반대쪽은 난류박리로 가정하는 것은 동일 레이놀즈수라는 점에 위배되는 결과가 되며 이것은 실험을 통해 입증되었다.

두 번째로는 Figs. 1,2와 같이 현재 가장 널리 통용되어 사용되어지고 있는 유동의 불안정성한 특성, 즉 대류 불안정성이 비대칭 와류를 일으킨다는 가정이다. 이것은 매우 작은 약간의 교란, 예를 들어 마이크로 크기 정도의 매우 작은 기하학적 불규칙성으로도 유동은 비대칭 와류의 특성을 보이며, 대칭 흐름 상태에서 비대칭 흐름 상태로 가는 와류 시스템을 야기하기에 충분하다고 알려져 있다.[2,11] 이는 대류 불안정성과 절

대 불안정성에 의해 입증된다. 일반적으로 받음각 25도에서 45도 사이의 유동은 미사일의 몸체를 따라 후방부로 진행되어 간다. 이때 유동의 불안정성에 의해 비대칭 대류 현상이 발생하여 비대칭 와류를 유발하는데 이를 대류 불안정성이라고 한다. 또한 받음각 50도 이상의 고각에서서는 유동이 미사일의 몸체를 따라 후방부로 진행되지 않고 미사일의 단면을 지나친다. 이러한 상황에서서는 대류 불안정성이 만족하지 않으므로 근본적인 유동의 비대칭에 의해 비대칭 와류가 발생하는데 이를 절대 불안정성이라고 한다.[Fig. 1,2]

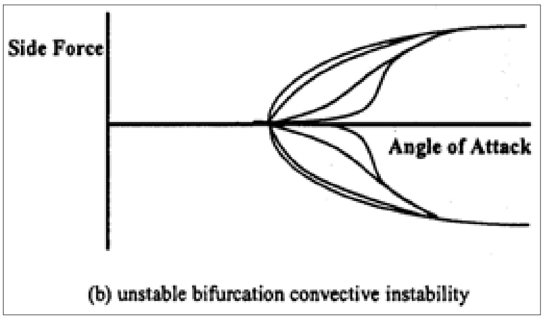

Fig. 1. 대류 불안정성

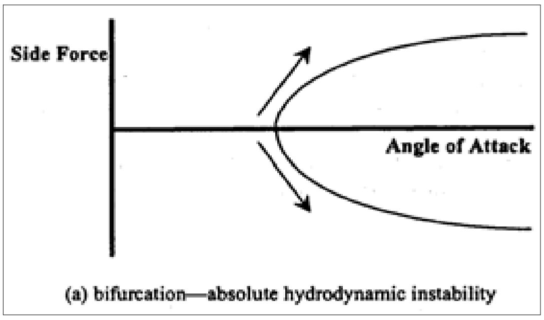

Fig. 2. 절대 불안정성

2.2 비대칭 와류의 발생조건

비대칭 와류의 일반적인 특징과 비대칭 와류가 발생하는 경우는 실험을 통해서 상당부분 입증되어있다. 비대칭 와류에 의해 야기되는 측력은 받음각, 마하수, 레이놀즈수의 함수인 것이 밝혀졌다.[2]

$$C_Y = f(\alpha, M, Re_D)$$

받음각이 일정한 경우 측력은 선두부의 형상이나 Fuselage의 길이에 따라 달라진다. 동일한 받음각에서 Nose 형상에 따라 측력의 경향성이 약간씩 달라지는 것을 실험을 통해 입증되었다.[2] 또한 측력은 아음속 유동에서 발생하며 M=0.5 부근에서 최대의 측력이 발생하고 M>0.8 이상인 영역에서서는 측력이 거의 Zero로 수렴한다. 이러한 이유

는 마하수가 증가하여 초음속이 되면 충격파가 Leeward 방향에 나타나며 이것은 대칭적인 박리 흐름을 만들기 때문이다. 그리고 저 혹은 고 레이놀즈수에서 큰 측력이 발생하고 $0.5 \sim 1 \times 10^6$ 영역에서 매우 작거나 거의 사라진다. $0.5 \sim 1 \times 10^6$영역에서 측력이 작은 이유는 경계층이 Leeward 방향에서 매우 늦게 분리되기 때문이며 또한 와류면이 잘 형성되지 않거나 형성되어도 약하고 또한 롤각 ϕ>140° 영역에서 박리가 비대칭이 되므로 측력 형성에 비효과적이기 때문이다. 최대 측력은 $Re_D \simeq 0.45 \times 10^6$ 부근에서 일어나고 최초의 측력이 일어나는 받음각은 층류 유동보다 난류 유동에서 더 낮다.

3. 수치 해석

과거의 세장형 물체 주위 유동장에 관한 연구들은 주로 실험을 통해 이루어져 막대한 시간과 경비가 지출된 반면, 최근 컴퓨터의 발전에 힘입은 전산유체역학 기법은 소요 경비와 시간을 줄일 수 있어 널리 활용되고 있다. 본 연구에서는 고앙각 영역에서의 유도무기에 대한 측력 발생 및 현상을 전산유체역학 기법으로 분석하고 그 가능성을 점검하고자 한다.

3.1 지배 방정식

본 연구에서는 대기권 공기 흐름을 정확히 묘사 할 수 있는 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 지배 방정식을 보존형 벡터 형식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t}+\frac{\partial E}{\partial x}+\frac{\partial F}{\partial y}+\frac{\partial G}{\partial z}=\frac{1}{Re}\left(\frac{\partial E_\nu}{\partial x}+\frac{\partial F_\nu}{\partial y}+\frac{\partial G_\nu}{\partial z}\right)$$

또한 미소 교란에 의한 유동의 증폭을 나타내기 위해 표면 거칠기를 수식으로 표현하였다. 표면 거칠기의 기본개념은 벽면 근처 평균 속도장에 관한 Law-of-the-Wall 식에 표면 거칠기를 고려하는 것이다. 거칠기 형태와 크기에 대한 아래 식과 같은 거칠기 함수를 정의하여 평균 속도장을 수정할 수 있다.

$$\frac{u_p u^*}{\tau_w/\rho} = \frac{1}{k} \ln\left(E \frac{\rho u^* y_p}{\mu}\right) - \Delta B$$

여기서 ΔB는

$$\Delta B = \frac{1}{k} \ln\left[\frac{K_s^+ - 2.25}{87.75} + C_{K_s} K_s^+\right] \times \sin 0.4258 (\ln K_s^+ - 0.811)$$

여기서 $K_s^+ = \rho K_s u^* / \mu$이고, K_s는 표면 거칠기의 높이, C_{K_s}는 표면 거칠기를 나타낸다. 본 계산에서는 $K_s = 1\,\mathrm{mm}$, $C_{K_s} = 0.5$를 사용하였다. 참고로 거칠기 높이는 유도무기 직경 기준으로 약 0.26 퍼센트에 해당한다. 지배 방정식에 관한 수치기법으로 Cell 기반 유한 체적법(FVM), 내재 시간 전진법(Implicit), Roe의 FDS 플럭스 계산 기법을 사용하였다. 또한 기본 수치기법으로 2차 풍상기법(Upwind Scheme), 난류 동 에너지 및 난류 소산율은 1차 풍상기법을 사용하였다. K-e 난류 모델에 사용된 상수들의 값은 다음과 같다.

$$C_\mu = 0.09, \quad C_{\epsilon 1} = 1.44\ , \quad C_{\epsilon 2} = 1.92, \quad \sigma_k = 1.0, \quad \sigma_\epsilon = 1.3$$

3.2 비대칭 와류 생성 방식: 비대칭 요소 부여.

정상상태, 대칭조건에서 Navier-Stokes 방정식을 이용한 현재의 수치해석기법으로 비대칭 와류를 모사하는 것에는 어려움이 존재한다. 그러므로 강제적으로 비대칭 조건을 부여해야 하는데, 본 논문에서는 형상의 비대칭, 격자의 비대칭, 측각 및 표면 거칠기 비대칭 방식을 고려하여 비대칭 와류를 모사하고자 하였다.[8,9,10] 수치기법의 비대칭에 관련해서는 예를 들어, FVS (Flux Vector Splitting), Implicit, Block Tridiagonal Matrix 기법을 사용하는 Navier-Stokes 코드는 대칭적 성질을 보여주는 것으로 알려져 있어 기타 비대칭 부여 방식을 도입할 필요가 있다.

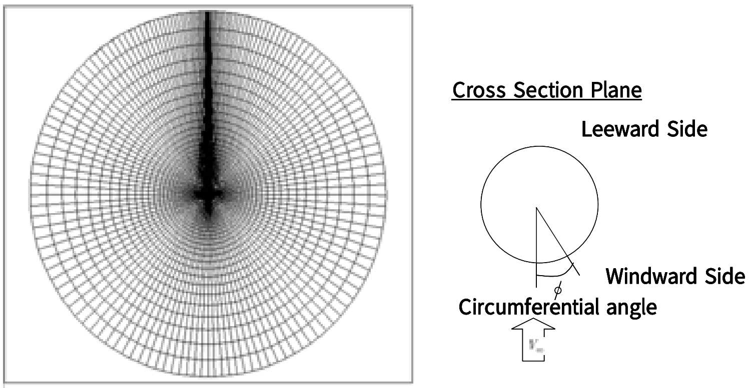

Fig. 3. 격자 집중화와 원주각의 정의

Fig. 3에서 유도무기의 몸체 후방의 후류에 대한 정밀한 해석을 위하여 Leeward 영역에서의 격자를 보다 조밀히 분포시켰다. 측각이 없는 조건에서 Windward와 수평이 되는 지점을 기준으로 반시계방향향을 원주각으로 정의 하였다.

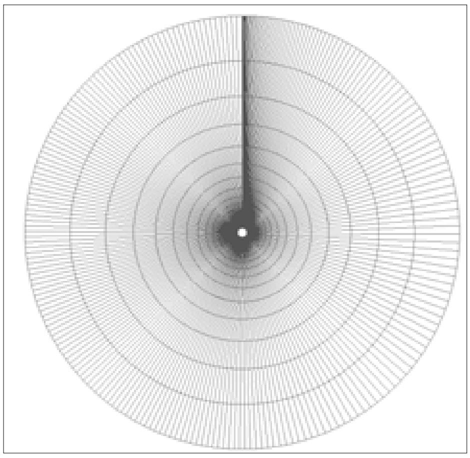

Fig. 4. 비대칭 격자 집중화

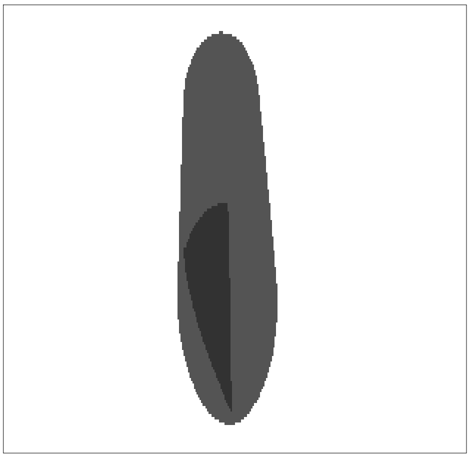

Fig. 5. 표면 거칠기 부여 (180°<phi<240°)

비대칭 와류의 발생 요인 중 하나인 모델의 비대칭성을 고려하기 위해 Fig. 4에서는 비대칭 격자분포를 위해 모델의 양 측면에 격자의 집중화를 달리하여 구성하였다.[9] Fig. 5에서는 Slender Body의 선두부(180°<phi<240°)에 표면 거칠기를 다르게 하는 방식을 적용하였다. 특히 국부 영역에 한해서 표면 거칠기를 달리한 이유는 수차례

의 수치해석을 통해 실제 실험값과 가장 유사한 경향성을 보임에 따라 수치해석을 위한 적절한 영역으로 판단되었기 때문이다. 그 방식을 정리하면 다음과 같다.

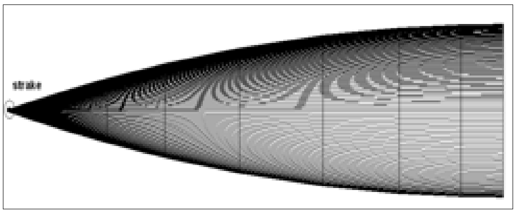

Fig. 6. 형상의 비대칭
(0.035D strake, phi=240)

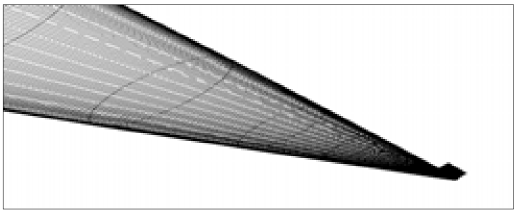

Fig. 7. 선두부 끝단에서의 Strake
(0.035D strake, phi=240)

Fig. 6은 형상의 비대칭을 고려하기 위해 선두부 끝단에 길이 0.035D를 갖는 Strake를 원주각 240도 위치에 부여하였다. 길이 0.035D는 기존 연구 자료[7]를 바탕으로 선두부 길이의 1퍼센트를 반영하였으며 원주각 240도는 Missile 주위의 유동장 분석을 통해 유동 박리점으로 생각되어 본 연구에 적용하였다. Fig. 7는 Fig. 6의 선두부 끝단을 확대한 그림으로 Strake의 형상을 나타낸다.

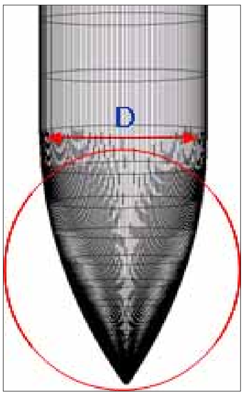

Fig. 8 선두부의
기울어짐

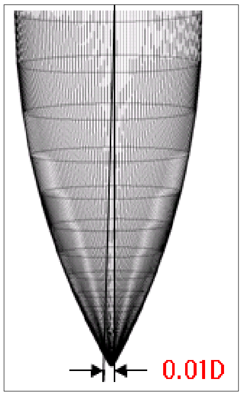

Fig. 9 선두부의
기울어짐 확대

Fig. 8은 Missile의 제작과정에서 유발 가능한 선두부의 기울어짐에 대한 공력특

성 조사를 위해 구성하였다. Body 지름의 0.01D를 선두부의 기울어짐 각으로 하였으며 기울어짐의 위치를 원주각 270도에 지정하였다. Fig. 9는 Fig. 8의 선두부 부분을 확대한 것으로 선두부의 기울어짐을 나타낸다.

고앙각 흐름에서의 비대칭 와류 특성과 이에 관련된 측력 발생 메커니즘을 분석하기 위한 비대칭 요소를 Table 1에 요약하였다. 격자의 비대칭 집중화, 측각, 표면 거칠기 및 형상의 비대칭을 다르게 하는 방식을 통하여 유동의 비대칭성이 형성된다.

	비대칭 조건
격자	격자의 집중화를 다르게 함
측각	sideslip angle 0.5° 부여
표면 거칠기	180°<phi<240°
	Roughness height=1.0mm
	0°<phi<180°, 240°<phi<360°
	Roughness height=0.0mm
Strake	0.035D, Phi=240°
선두부의 기울어짐	0.01D, Phi=270°

Table 1. 비대칭 조건 부여

3.3 검증

고앙각 영역을 비행하는 Missile의 비대칭 와류를 예측하기 위한 검증 단계로 Slender Body 주위 고앙각 유동장에 대한 수치적 해석을 통해 비대칭 와류 특성과 이에 관련된 측력 발생 메커니즘을 분석하였다. Navier-Stokes 방정식에 기초한 CFD 코드를 이용하였다. 비대칭 요소 부여에 따른 검증을 위한 조건은 아래와 같다.[Table 2][7,10,11]

받음각	30도
마하수	0.2
레이놀즈수	3.0E+06

Table 2. CFD 해석 초기조건 예

3.3.1 검증 대상의 형상, 격자 생성 및 경계조건

많은 시간과 노력이 요구되는 기하학적 모델 설정과 격자 생성을 위해 삼차원 CAD 프로그램인 CATIA와 Gridgen 프로그램을 사용하였다. 해석 대상인 Tangent-Ogive Cylinder 형상의 선두부를 갖는 전체길이 1.2m의 형상을 Fig. 10에 나타내었다.

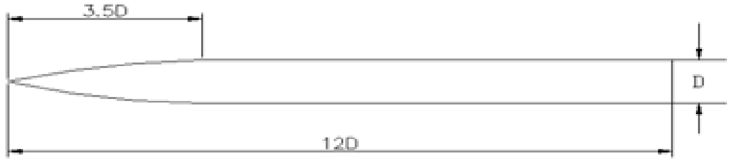

Fig. 10. 검증 대상의 형상

Fig. 11은 비대칭 흐름을 고려하지 않은 정상상태의 흐름해석을 위한 격자를 보여준다. 격자는 6개의 Block을 가진 정렬 격자이며, 격자수는 600,000여개 이다.

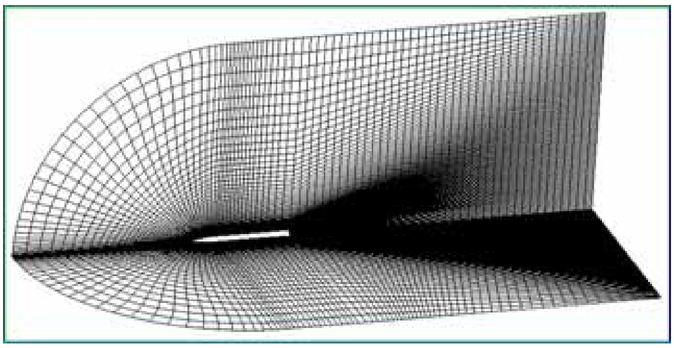

Fig. 11. 유동장 계산을 위한 3차원 격자 모양

벽면 경계조건은 측풍과 비대칭 격자에서는 No Slip 조건을 적용하였다. 표면 거칠기의 높이를 다르게 한 경우, Cylinder의 선두부 부근 원주각 영역 (0°<phi <180°, 240°<phi<360°)에서 표면 거칠기 높이는 영, 원주각 영역 (180°<phi< 240°)에서는 표면

거칠기 높이를 1mm로 정하여 계산을 수행하였다.

3.3.2 해석 결과

비대칭 와류에 대한 공력해석의 초기단계로 정상상태의 대칭흐름을 계산하였다. [Fig. 12] 실제 물리적 현상인 대칭흐름의 조건에서도 비대칭 와류발생 및 측력이 발생하는 것과는 달리 수치해석에서의 결과는 매우 대칭적으로 나타났다. 반면 실험 및 실제 운용중의 유도무기 주변의 미소한 초기흐름의 비대칭성이 후류로 진행하면서 박리점의 비대칭 및 비대칭 와류발생 등으로 크게 증폭되는 것으로 알려져 있다.

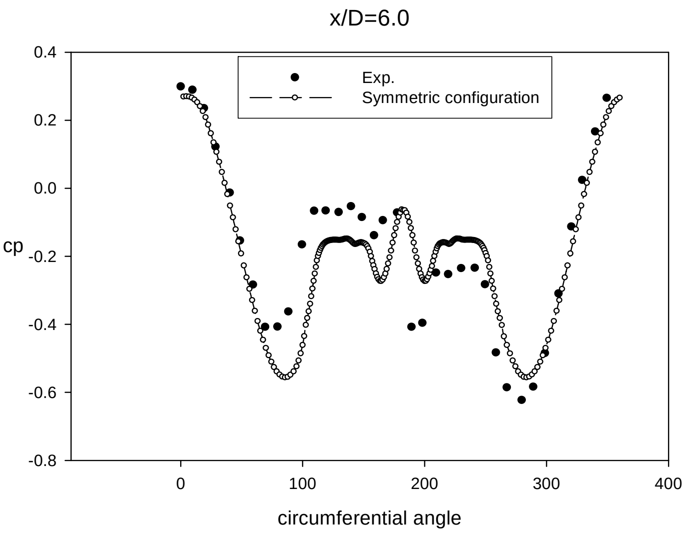

Fig. 12. 동체의 단면 표면에서의 압력분포

(M_∞=0.2 , α=30° , Re_D=3.0×10^6)

Fig. 13은 x/D=6.0에서 표면 거칠기 비대칭성 부여 방식에 의한 압력분포 결과를 보여준다. 180°<phi<240° 영역에서 실험값과 가장 유사한 경향성 및 절대값을 보여주었다. 반면 유동의 박리가 표면 거칠기의 특정영역(240°<phi<250°)에서 발생 할 수 있도록 수치 해석을 수행하였으나 실험값과 상당한 차이를 보였다.[7]

Fig. 14는 기하학적 비대칭 방식에 의한 x/D에 따른 압력분포를 나타낸다. x/D=2.0에서부터 비대칭 압력분포를 보이고 있으며, 선두부에서 시작한 비대칭 와류의 증폭이 후방부로 진행되어 가면서 증폭되는 경향성을 보인다. 실험을 통하여 표면 거칠기의 특정영역에서 비대칭 와류의 예측이 Strake를 부여한 형상의 비대칭성보다 실험값과 경향성 및 절대값 측면에서 유사한 특성을 보였다.[7]

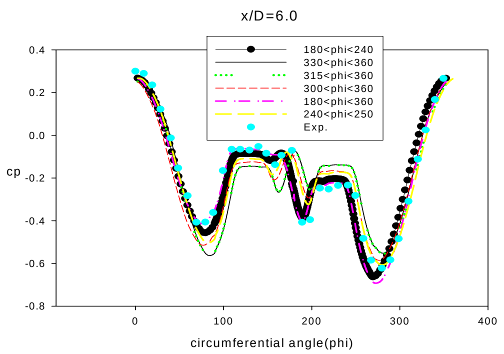

Fig. 13. 동체의 단면 표면에서의 압력분포 (M_∞=0.2, α=30°, Re_D=3.0×10^6)

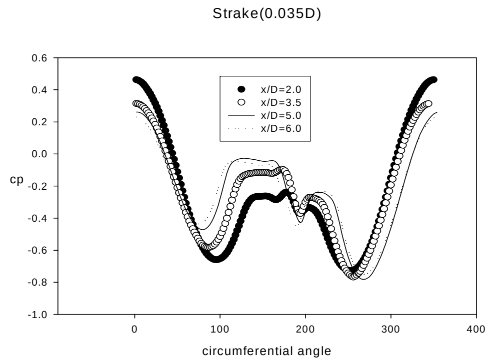

Fig. 14. 동체의 단면 표면에서의 압력분포 (M_∞=0.2, α=30°, Re_D=3.0×10^6)

Fig. 15는 x/D=2.0에서의 원주각에 따른 압력분포를 나타내며, 실험값과 대체로 잘 일치함을 알 수 있다. 그 원인으로 비대칭 와류는 선두부의 끝단에서 시작하여 후방부로 진행함에 따라 점점 증가하는 경향성을 보이며, 실제 비대칭 와류가 발생하였다고는 하나 아주 미소한 차이를 보이기 때문으로 여겨진다. 이러한 미소한 차이에 의해 발달한 비대칭 와류를 제어하기 위해 선부에 Strake를 부착하여 비대칭 와류를 제어하기도 한다. 이러한 경우 Strake의 위치가 중요한데 근본적인 비대칭 와류의 생성을 방지하기 위해 선두부의 끝단에 Strake를 부착하는 것이 효율적인 것으로 알려져 왔다.[7]

Fig. 16은 x/D=3.5에서의 압력분포를 보여준다. 비대칭 조건을 부여하여 계산한 결과, 비대칭 격자, 측각에서는 비대칭 조건임에도 불구하고 대칭의 압력분포를 보이나 비대칭을 부여한 표면 거칠기에서는 이미 비대칭 와류에 의한 원주각 방향 압력 분포의 차이를 보이고 있다. 실제 물리적으로 비대칭 와류는 선두부의 끝단에서 시작하여 후방부로 갈수록 비대칭 와류가 증폭되지만, 선두부와 몸체가 접하는 지점까지 진행되면서

비대칭 와류에 의한 측력은 선두부에서 크지 않음을 알 수 있었다.[7]

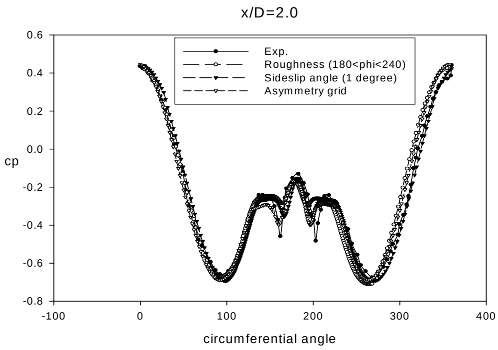

Fig. 15. 동체의 단면 표면에서의 압력분포 (M_{∞}=0.2 , α=30° , Re_D=3.0×10^6)

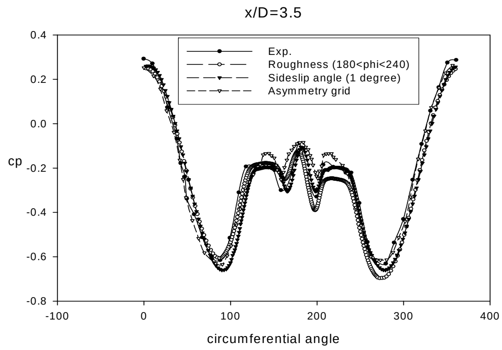

Fig. 16. 동체의 단면 표면에서의 압력분포 (M_{∞}=0.2 , α=30° , Re_D=3.0×10^6)

Fig. 17은 x/D=5.0 에서의 압력 분포를 나타낸다. 비대칭 조건을 부여한 비대칭 격자, 측각에서 압력분포의 차이는 미세하게 존재하나 실제 그래프를 통해서 그 차이를 구별하기가 힘들었다. 하지만 비대칭 조건을 부여한 표면 거칠기에서는 실험값과 경향성 및 절대값 측면에서 상당한 유사성을 발견 할 수 있었다.

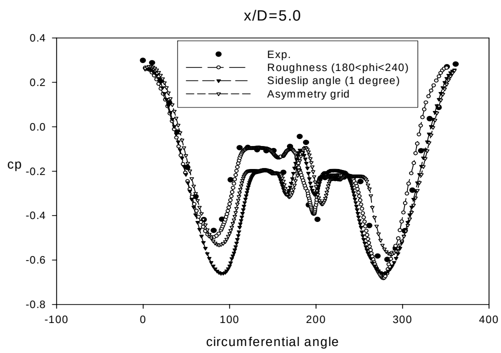

Fig. 17. 동체의 단면 표면에서의 압력분포 (M_{∞}=0.2 , α=30° , Re_D=3.0×10^6)

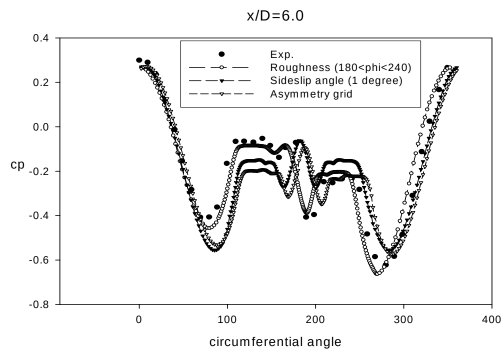

Fig. 18. 동체의 단면 표면에서의 압력분포 (M_{∞}=0.2 , α=30° , Re_D=3.0×10^6)

실제 이러한 유사성은 비대칭 와류를 발생시키는 미소교란에 의한 유동박리가 비대칭 표면 거칠기와 상당한 관련성이 있음을 의미하며, 선두부에서 시작한 비대칭 와류

가 후방부로 진행되면서 증폭됨을 확인 할 수 있었다.[2] 또한 표면 거칠기의 특정 영역에서 실험값과 비슷한 결과를 보여주는데, 그러한 영역은 수치해석 및 다른 자료를 통해 확인할 수 있었다.[13]

Fig. 18은 x/D=6.0 에서의 압력분포를 나타낸다. 비대칭 조건을 부여한 비대칭 격자, 측각은 거의 대칭 압력 분포를 보이나 비대칭 표면 거칠기를 부여한 수치해석 결과값은 실험값과 상당한 유사성을 보임을 확인 할 수 있었다. 선두부에서 시작한 비대칭 와류가 후방부로 진행함에 따라 측력 및 요 모멘트의 크기가 증가하여 비행체의 안정성을 감소시키는 것을 확인 할 수 있었다.

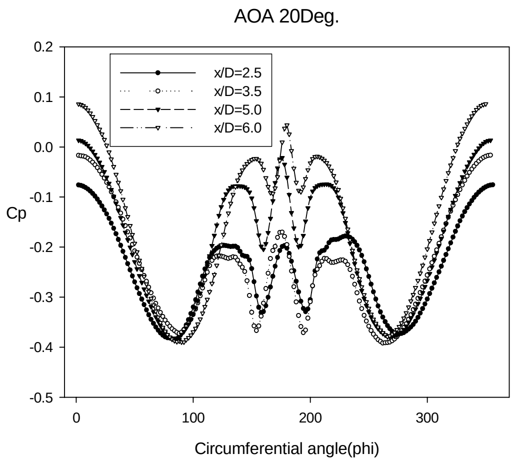

Fig. 19. 동체의 단면 표면에서의 압력분포

(M_{∞}=0.4 , α=20° , Re_D=6.0×10^6).

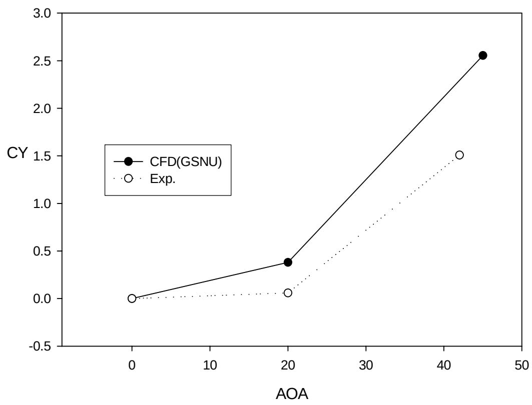

Fig. 20. 받음각에 따른 측력계수 분포

(CFD: M_{∞}=0.4 , Re_D=6.0×10^6
Exp: M=0.25 , Re_D=30,000)

Fig. 19는 미사일 제작 시 발생 가능한 선두부의 기울어짐 효과에 대한 공력 특성을 나타낸다. Fig. 19는 받음각 20도에서 비대칭 와류로 인한 압력 분포의 비대칭은 동체의 단면 표면에서 나타나지 않았으나, Fig. 20의 측력 계수에서 비대칭 와류로 인한 측력이 발생하였음을 알 수 있다. 받음각 20도는 일반적으로 저앙각 영역으로 측력이 크게 나타나지 않으며 이는 실험을 통해서 입증 되었다.[2,13] 본 연구의 결과 미사일 제작 시 미소한 오차로 인해 충분한 측력이 발생함을 알 수 있었으며 측력은 고앙각으로

진행되면서 증폭됨을 알 수 있었다. 또한 마하수 및 레이놀즈 수가 다른 실험 자료[13]와의 비교에 의해 정성적으로 유사한 경향성을 보이고 있으며 이는 물리적으로 타당한 결과로 사료 된다.

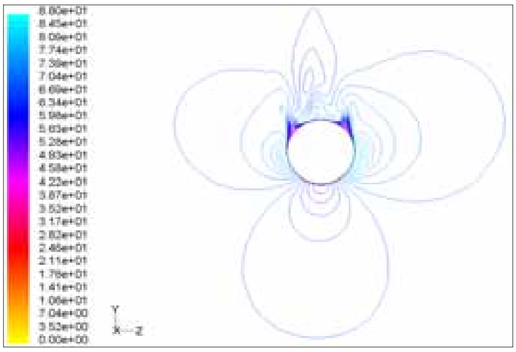

Fig. 21. 동체의 단면 주위의 유선
(M_{∞}=0.2 , α=30° , Re_D=3.0×10^6)

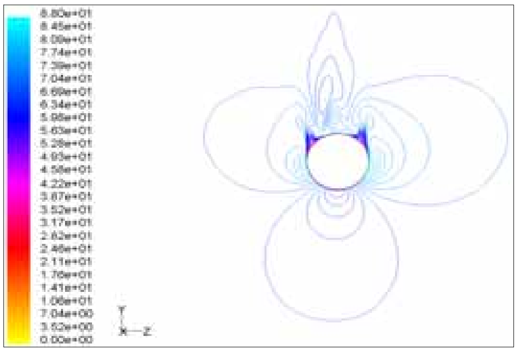

Fig. 22. 동체의 단면 주위의 유선
(M_{∞}=0.2 , α=30° , Re_D=3.0×10^6)

Figs. 21, 22는 x/D=5.0과 x/D=6.0 에서의 유선을 나타낸다. 표면 거칠기를 달리한 좌측이 우측에 비해 미소하게 유동의 박리가 먼저 시작됨을 알 수 있다. 이러한 원인은 유동 박리가 미사일의 후방부로 진행할수록 증폭되는 것과 관련이 있는 것으로 생각된다.

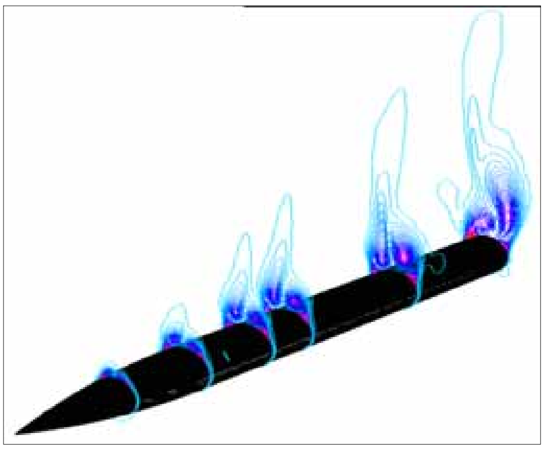

Fig. 23. 동체 각 단면에서의 압력분포

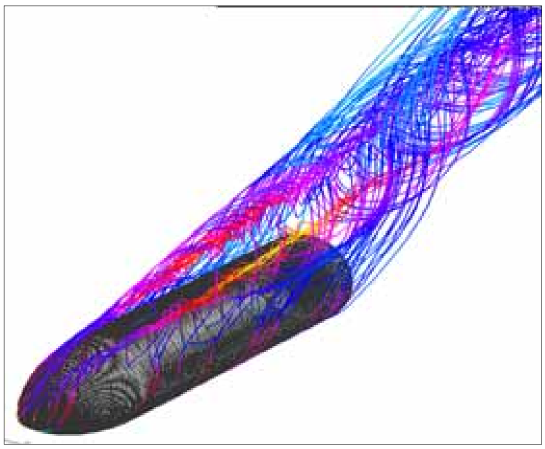

Fig. 24. Slender body 주위의 유동

Fig. 23은 Slender Body 각 단면에서의 압력분포를 나타낸다. 선두부에서 시작한 비대칭 와류가 후방부로 진행되어 가면서 증폭됨을 알 수 있다. 또한 Body의 선두부에서 시작한 비대칭 와류가 후방부로 진행되면서 와류의 크기가 좌우 바뀜을 확인할 수 있다. 이는 기존 연구 자료[2]와 일치하는 결과로 비대칭 와류의 비선형적 특성을 나타낸다. Fig. 24는 Slender Body 주위의 유동장에서의 유선을 나타내는데 후방부로 진행되면서 비대칭 와류가 증폭됨을 알 수 있다.

본 연구를 통하여 수치해석 결과는 비대칭 와류에 의한 측력 및 요 모멘트가 유동의 미소교란[10]과 형상의 불완전성에 상당한 관련성이 있음을 확인하였다. 또한 고앙각에서 비대칭 와류의 전이가 선두부에서 시작하여 후방부로 진행됨에 따라 증폭되며, 선두부에서 형상의 비대칭성이 전체 측력 및 요 모멘트에 결정적인 기여를 하는 것을 알 수 있었다.

3.4 롤각 변화에 따른 측력계수의 경향성 조사

본 연구의 검증에서 밝혀진 비대칭 와류의 메커니즘을 바탕으로 측력계수의 경향성 비교 및 최대 측력 조건을 파악하기 위해 특정 표면 거칠기 영역을 원주각으로 일정하게 회전시켜 측력을 도출하였다.

3.4.1 풍동 실험 및 CFD 조건의 비교.

Fig. 25는 Slender Body의 선두부가 회전하면서 매순간의 측력을 측정하기 위한 풍동실험 배치도[13]이다. Body는 축에 의해 고정되어 종축으로 받음각의 변화에 관여하며 선두부는 모터에 의해 일정 RPM으로 회전하는 구동방식인데, 실험의 주된 목적은 Slender Body상의 박리점 도출에 있다. 그러나 본 연구에서는 실험과 동일한 조건으로 구성하여 측력계수의 경향성 및 최대 측력 조건의 파악에 중점을 두었다. Fig. 26은 풍동실험과의 비교를 위해 선두부의 특정 영역에 표면 거칠기를 일정한 원주각으로 회전하

여 측력을 도출하였다.

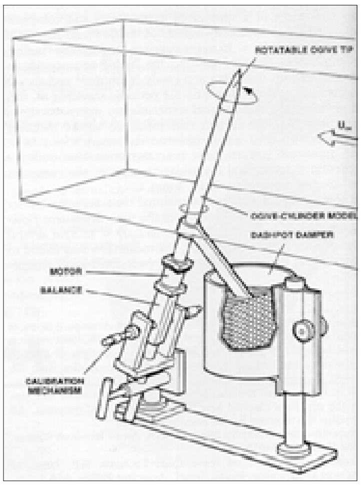

Fig. 25. 풍동 실험 배치도

Fig. 26. CFD 계산을 위한 표면 거칠기 영역의 변환

초기 조건 Table 3에서 풍동 실험과 CFD 코드를 이용한 계산은 레이놀즈수와 마하수가 일치하지 않는다. 유동의 불안전한 특성을 나타내는 대류 불안정성과 절대 불안정성을 입증하기위해 앞서 검증한 비대칭 조건의 레이놀즈수 및 마하수를 이용하였다. 그러한 조건에서 이루어진 실험값에 대한 자료 부족으로 실험값과 수치해석 값의 절대값의 비교 보다는 경향성 측면의 비교에 중점을 두고자 한다.

	마하수	레이놀즈수
풍동실험 조건	0.25	30,000
CFD 계산 조건	0.4	600,000

Table 3. 풍동 및 CFD 계산을 위한 초기 조건

3.4.2 해석 결과

Fig. 27은 받음각 20도에서 풍동실험과 CFD 코드를 이용한 실험결과의 비교를 나타낸다. 받음각 20도는 저앙각 영역으로 비대칭 와류에 의한 측력은 발생하지 않으며 이는 기존의 연구 사례[13]와 일치함을 알 수 있다. Fig. 28은 받음각 35도에서 비교한 것이다. 정성적으로 일치하는 것을 알 수 있는데, 이는 검증단계에서 적용된 특정 영역의 표면 거칠기가 고앙각 영역에서 발생하는 비대칭 와류에 인한 측력과 물리적으로 타당함을 의미한다.

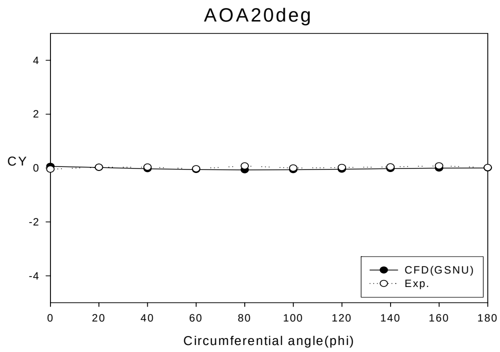

Fig. 27. 롤각 변화에 따른 측력계수
($M_{\infty}=0.4$, $\alpha=20^{\circ}$, $Re_D=6.0\times10^6$)

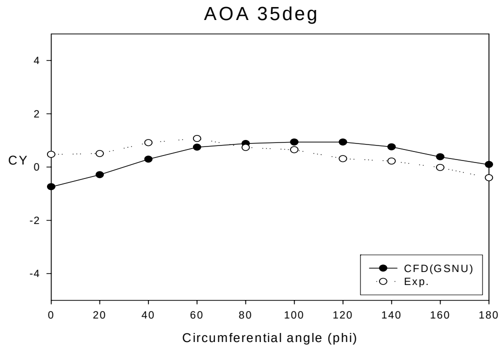

Fig. 28. 롤각 변화에 따른 측력계수
($M_{\infty}=0.4$, $\alpha=35^{\circ}$, $Re_D=6.0\times10^6$)

Fig. 29는 받음각 42도에서의 비교를 보여준다. 원주각 0도에서 40도 사이의 영역에서 풍동 실험과 다소 차이를 보이나 전체적으로 유사한 경향성을 보여주었다. 특히 Navier-Stokes 코드를 이용하여 Fig. 2과 같은 대류 불안정성 특징을 확인시켜 주는 자료라 할 수 있다. 또한 받음각이 증가하며 기존 연구 자료에서 나타나는 절대 불안정성 펄스주기의 측력계수와 일치하는 경향성을 보여주었다.

Fig. 30은 받음각 50도에서의 비교를 보여주며, 풍동 실험결과와 유사한 경향성을 보여준다. 하지만 받음각 160도에서 180도 사이의 구간에서 측력계수의 차이를 보인다. 받음각 50도에서 완연한 펄스 주기의 측력계수를 풍동 실험과 CFD 코드를 이용한 계산을 통해 알 수 있으며 이는 물리적으로 타당한 경향성으로 사료된다.

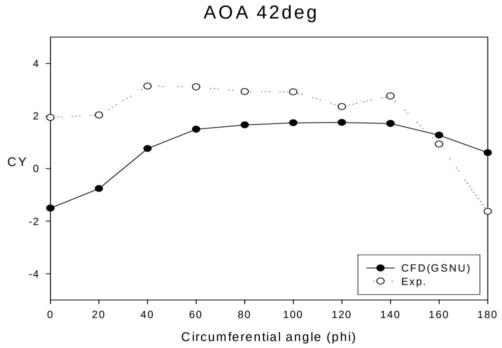

Fig. 29. 롤각 변화에 따른 측력계수

(M_∞=0.4 , α=42˚ , Re_D=6.0×10^6)

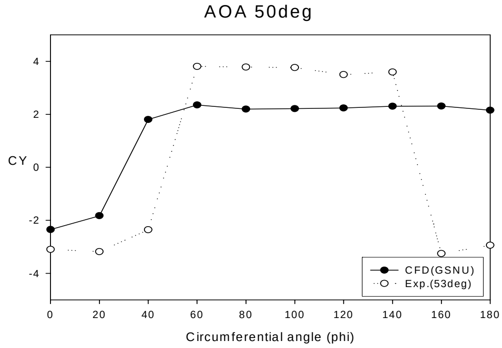

Fig. 30. 롤각 변화에 따른 측력계수

(M_∞=0.4 , α=50˚ , Re_D=6.0×10^6)

본 연구에서 롤각 변화에 따른 측력계수의 경향성 조사를 통해 특정영역의 표면 거칠기 부여가 물리적으로 타당한 경향성을 보였으며 원주각 80도에서 비대칭 와류로 인한 최대 측력이 발생함을 알 수 있었다. 이는 유동의 박리가 일어나는 천이영역에서 표면 거칠기 효과가 극대화되는 것과 밀접한 관련이 있다고 여겨진다.

3.5 선두부 형상에 따른 비대칭 와류의 경향성 조사

선두부 형상에 따른 비대칭 와류의 경향성을 분석하기 위해 선두부의 형상을 여러 종류로 나누어 계산을 수행하였다. 이전 검증결과를 바탕으로 특정 영역에 표면 거칠기를 달리하여 선두부 형상에 따른 비대칭 와류의 경향성을 비교하여 보았다. 격자 구성은 검증에 사용된 격자와 동일한 600,000여개, Block 수 6개의 정렬격자 구조로 구성하였다.

3.5.1 적용 모델의 형상 정보

선두부 형상에 대한 비대칭 와류의 경향성을 비교하기 위해 다음과 같은 실험 모델을 선정하였다. 이러한 실험 모델을 선정한 이유는 다음의 선두부 형상이 현재 미사일에 적용되어 많이 사용되어지고 있기 때문이다. 또한 검증에 적용된 Tangent-Ogive 형

상과 비교하기 위해 Fig. 10과 동일한 크기로 구성하였다.

- Secant-Ogive

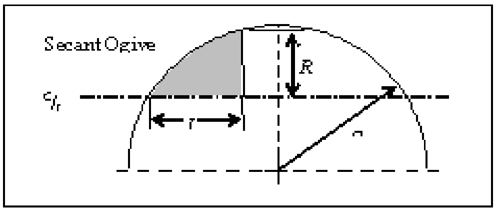

Fig. 31. Secant ogive drawing

$$\rho=\frac{R^2+L^2}{2R} \quad 과 \quad \alpha=\tan^{-1}\left(\frac{R}{L}\right)-\cos^{-1}\left(\frac{\sqrt{L^2+R^2}}{2\rho}\right)$$

특정 지점 x에 대한 반경 방향의 y는 아래와 같이 표현된다.

$$y=\sqrt{\rho^2(x-\rho\cos\alpha)^2}+\rho\sin\alpha$$

- Power Series

Power Series 방식에서는 n=0.75와 n=0.5를 갖는 선두부 형상에 대한 수치해석을 수행하였다.

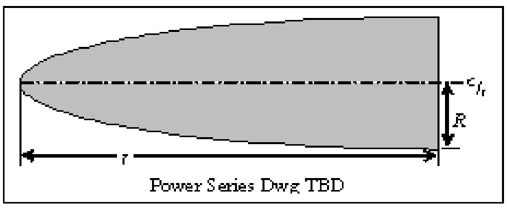

Fig. 32. Power series drawing

For $0 \leq n \leq 1$, $$y=R\left(\frac{x}{L}\right)^n$$

여기서: n = 1 for a CONE

n = .75 for a ¾ POWER

n = .5 for a ½ POWER (PARABOLA)

n = 0 for a CYLINDER

- Haack series

Haack Series 방식에서는 C=1/3과 C=0.0을 갖는 선두부 형상에 대한 수치해석을 수행하였다. C=0의 형상은 Von Karman 혹은 Von Karman Ogive 로 알려져 있다.

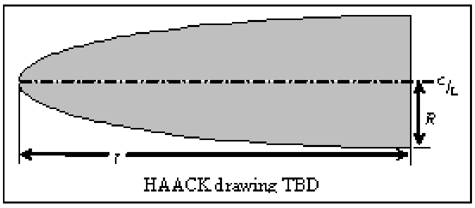

Fig. 33 Haack series drawing

$$\theta=\cos^{-1}\left(1-\frac{2x}{L}\right), \quad y=\frac{R\sqrt{\theta-\frac{\sin(2\theta)}{2}+C\sin^3\theta}}{\sqrt{\pi}}$$

여기서: C = 1/3 for LV-HAACK

C = 0 for LD-HAACK

3.5.2 해석 결과

Fig. 34는 x/D=2.0에서 선두부 형상에 따른 압력분포를 나타낸다. 비대칭 와류는 선두부의 끝단에서 시작하여 후방부로 갈수록 증폭되는 경향성을 보이나 x/D=2.0에서는 전 형상에 대해 대칭 압력분포를 보인다. 비대칭 와류가 선두부의 끝단에서 시작하여 발전하는 단계로써 비대칭 와류가 증폭되는 과정과 관련이 깊다. 또한 절대값 측면에서의 차이로부터 선두부 형상에 상당히 민감함을 알 수 있다.

Fig. 35는 x/D=3.5에서는 비대칭 와류가 후방부로 진행되어 조금씩 측력이 발생함을 알 수 있다. 검증에 적용된 Tangent-Ogive의 형상과 선두부의 끝단이 유사한 Secant-Ogive의 형상은 x/D=3.5에서 비대칭 와류를 상당부분 보여준다. Secant-Ogive를 제외한 선두부의 형상에서는 x/D=3.5에서 여전히 대칭인 와류를 형성함을 알 수 있으며, 이는 앞서 비대칭 와류의 감소에서 언급한 선부두의 끝이 뭉특한(Blunt) 형상이 비대칭 와류의 감소에 기여함을 알 수 있다.

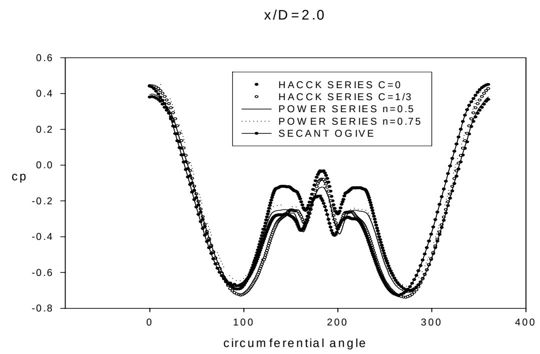

Fig. 34. 동체의 단면 표면에서의 압력분포

(M_∞=0.2 , α=30° , Re_D=3.0×10^6)

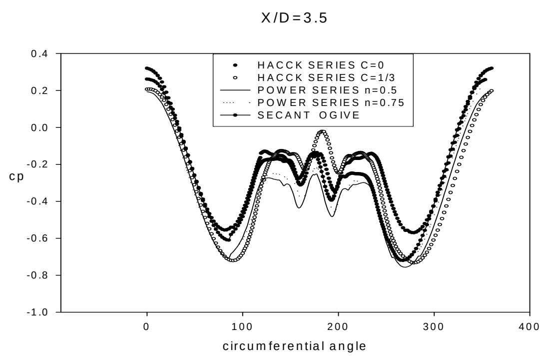

Fig. 35. 동체의 단면 표면에서의 압력분포

(M_∞=0.2 , α=30° , Re_D=3.0×10^6)

Fig. 36은 x/D=5.0에서는 대부분의 경우 비대칭 와류가 발전되어 측력이 발생함을 알 수 있다. Haack Series C=0인 경우 약간의 비대칭이 존재하지만 여전히 비대칭 와류로 인한 측력의 영향은 관찰되지 않는다. 이는 Haack Series가 가장 Blunt 형상이

며 이는 비대칭 와류의 감소에 결정적인 기여를 하는 것을 알 수 있다.

Fig. 37은 x/D=6.0에서는 그림 x/D=5.0과 유사한 경향성을 보인다. 비대칭 와류가 선두부의 형상에 결정적인 기여를 하며 선두부의 형상의 뾰족함과 뭉특함에 따라 측력이 상당한 영향을 받는 것을 확인할 수 있다.

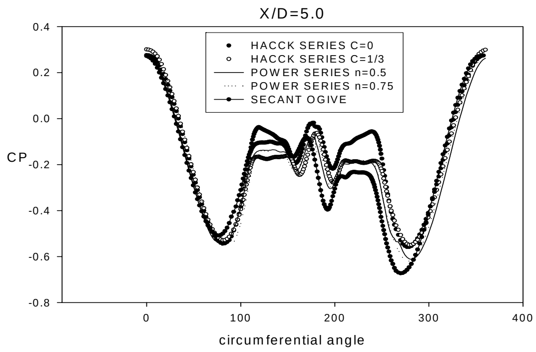

Fig. 36 동체의 단면 표면에서의 압력분포

(M_∞=0.2 , α=30° , Re_D=3.0×10^6)

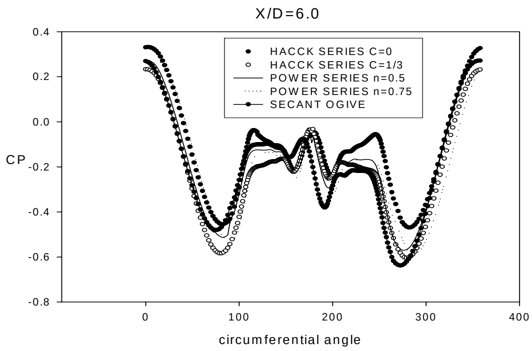

Fig. 37 동체의 단면 표면에서의 압력분포

(M_∞=0.2 , α=30° , Re_D=3.0×10^6)

4. 결 론

Tangent Ogive-Cylinder 고앙각 유동에 관한 국내외 자료조사를 통해 고앙각 유동에 관한 물리적 이해를 도모하고, 고앙각 유동의 가장 중요한 현상인 비대칭 와류를 Navier-Stokes 전산기법을 이용하여 분석하였다.

고앙각 유동의 비대칭 와류 형성은 마하수, 받음각 및 레이놀즈수에 지배적인 영향을 받으며, 받음각 20-50도 영역에서는 대류 불안정성, 50-65도 영역에서는 절대 불안정성에 기인함을 기존 연구 자료 및 실험을 통해 알 수 있었다. 이러한 비대칭 와류의 제어 및 감소를 위해 Blowing, Suction, Strake 및 Fin의 적용이 요구되나 항력 증가 및 제작상의 어려움을 수반한다.

고앙각 유동장 해석을 통해 비대칭 와류는 선두부에서 발생하여 후방방향으로 증폭되며 선두부가 짧고 뭉특한 형상일수록 측력이 감소하는 경향성을 보였다. Navier-Stokes 전산기법을 이용한 선두부 회전각 변화에 따른 최대측력 발생조건 분석을 통해 표면 거칠기 부여 방식으로 실험과 정성적으로 유사한 고앙각 비대칭 와류 유동 예측을 확인하였으며, 선두부의 형상에 따른 비대칭 와류의 경향성 조사를 통해 비대칭 와류는 선두부의 형상에 의존함을 알 수 있었다.

참고 문헌

[1] Dunne, A. L., Black, S., Schmidt, G. S., and Lewis, T. L., □□VLA Missile Development and High Angle of Attack Behavior,□□ *NTIS N90-17553*, 1990.

[2] Champigny, P., □□High Angle of Attack Aerodynamics,□□ *AGARD Report 804 (Special Course on Missile Aerodynamics)*, 1994.

[3] Luo, S. C. et al., □□Flowfield Around Ogive/Elliptic-tip Cylinder at High Angle of Attack,□□ *AIAA Journal*, Vol. 36, No. 10, pp. 1778-1787, 1998.

[4] Yuan, C. C. and Howard, R. M., □□Effects of Forebody Strakes on Asymmetric Vortices for a Vertically-Launched Missile,□□ *AIAA Paper 91-2864-CP*, 1991.

[5] Westmoreland, S. and Gebert, G., □□Strake Effectiveness for Controlling Out-of-Plane Loading on Missile Configuration,□□ *AIAA Paper 2000-0386*, 2000.

[6] Venugopal, S. and Krishnamurthy, M.,□□Missile Aerodynamics at High Angle of Attack: A Prediction Code,□□ *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 2, p. 263, 1995.

[7] 황수정,□□큰 받음각을 가진 세장형 물체 주위의 유동현상 예측에 관한 수치기법 연구,□□ *박사학위 논문*, 서울대 대학원, 1996.

[8] Lamont, P. J., □□Pressure Around an Inclined Ogive Cylinder with Laminar, Transitional, or Turbulent Separation,□□ *AIAA Journal*, Vol. 20, No. 11, pp. 1492-1499, 1982.

[9] Degani, D.,□□Effect of Geometrical Disturbance on Vortex Asymmetry,□□ *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 4, pp. 560-566, 1991.

[10] Degani, D. and Schiff, L. B.,□□Numerical Simulation of the Effect of Spatial Disturbances on Vortex Asymmetry,□□ *AIAA Paper 89-0340*, 1989.

[11] Cummings, R. M., Forsythe, J. R., Morton, S. A., and Squires, K. D., □□ Computational Challenges in High Angle of Attack Flow Prediction,□□ *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 39, pp. 369-384, 2003.

[12] Wilcox, D. C.,□□*Turbulence Modeling for CFD*,□□2nd ed., DCW Industries, 2002.

[13] Zilliac, G. G.,□□Asymmetric vortices on a slender body of revolution,□□ *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 5, pp. 667-675, 1991.

[14] Zeiger, M. D., Telionis, D. P., and Vlachos, P. P.,□□Unsteady Separated Flows over Three-Dimensional Slender Bodies,□□*Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 40, pp. 291-320, 2004.

[15] Lesage, F., Nicolle, J., and Boulianne, M. A.,□□Navier-Stokes Computations of High Angle of Attack Missile Flowfields,□□ *AIAA Paper 2000-4212*, 2000