

論文

축대칭 발사체의 감쇠계수 계산을 위한 정상 해법

박수형\*, 권장혁\*\*, 유영훈\*

A Steady Method of Damping Coefficient Prediction for Axisymmetric Projectiles

Soo Hyung Park\*, Jang Hyuk Kwon\*\* and Yung Hoon Yu\*

ABSTRACT

A steady prediction method is presented to compute dynamic damping coefficients for axisymmetric projectiles. Viscous flow analysis is essential to the steady method using a zero-spin coning motion in the inertial coordinate frame. The present method is applied to compute the pitching moment and the pitch-damping moment coefficients for the Army-Navy Spinning Rocket. The results are in good agreement with the parabolized Navier-Stokes data, range data, and unsteady prediction data. Predictions for Secant-Ogive-Cylinder configurations are performed to investigate effects of afterbody geometries. To investigate the geometrical effect and flow physics, the longitudinal developments of the coefficients are examined in detail.

초 록

축대칭 발사체의 동적 감쇠계수를 계산하기 위한 정상 예측 방법을 제안한다. 관성좌표계에서 영스핀 코닝 운동을 사용한 정상 해법을 적용하기 위해서는 점성유동 해석이 필수적으로 이루어져야 한다. 제안된 방법을 회전발사체에 적용하여 피칭모멘트와 피치감쇠모멘트계수를 계산하였다. 결과는 포물형 Navier-Stokes 예측 결과, 실험결과, 비정상 예측 결과와 잘 일치함을 확인하였다. 또한, secant-ogive-cylinder 계열 발사체에 대한 정적 및 동적 계수의 축방향 생성과정을 살펴봄으로써 후방동체의 형상으로 인한 유동 변화가 동적 안정성에 미치는 영향을 고찰하였다.

**Key Words** : CFD(전산유체역학), Unsteady Flow(비정상유동), Steady Method(정상해법), Axisymmetric Projectiles(축대칭 발사체), dynamic damping coefficients(동적 감쇠계수)

기 호

영문자

$C_m$  : 피칭모멘트계수  
 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$  : 피치감쇠 모멘트계수  
 $\tilde{C}_n$  : 회전좌표계의 축모멘트계수

$C_{n_m}$  : Magnus 모멘트계수  
 $D$  : 기준길이  
 $F$  : 비점성 유속함수  
 $F_v$  : 점성 유속함수  
 $H$  : 생성항  
 $M$  : 마하수  
 $p$  : 압력; 스핀율 (spin rate)  
 $Q$  : 보존 유동변수  
 $T$  : 무차원 주기

† 2006년 6월 20일 접수 ~ 2006년 10월 17일 심사완료

\* 정회원, 건국대학교 항공우주공학과  
 연락처, E-mail : pish@konkuk.ac.kr  
 서울시 광진구 화양동 1번지

\*\* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학전공

$U_\infty$  : 자유류 속도  
 $Ug$  : 격자속도; 좌표계속도  
 $k$  : 무차원 주파수  
 $q$  : 피치율 (pitch rate)  
 $t^*$  : 무차원 시간(= $tD/\sqrt{\rho_\infty/\rho_\infty}$ )  
 $u$  : 절대속도벡터

#### 그리스 문자

$\alpha$  : 받음각  
 $\beta$  : 옆미끄림각 (side-slip angle)  
 $\gamma$  :  $\cos \sqrt{\alpha^2 + \beta^2}$   
 $\delta$  :  $\sin \sqrt{\alpha^2 + \beta^2}$   
 $\rho$  : 밀도  
 $\Omega$  : 회전축의 각속도벡터

## I. 서 론

발사체의 동적(dynamic) 안정성은 운동시 발생하는 감쇠력(damping force)과 감쇠모멘트 또는 이들의 동적 감쇠계수(dynamic damping coefficient)로 표현된다[1,2].

비정상 운동에 의한 동적 감쇠계수의 예측은 주로 실험적인 방법이나 준실험식에 의한 방법이 주를 이루고 있다. 전산유체역학을 이용한 방법에서는 동체축을 기준으로 회전좌표계를 도입함으로써 정상상태(steady state)로 치환한 후 유동장 해석을 수행하는 방법이 사용된다[3-5]. Lunar 코닝(coning) 운동, 영스핀 코닝운동, 나선운동에 대한 정상 해석[2]을 통해 다양한 감쇠계수를 구하게 된다. 회전 좌표계를 이용한 정상 해석 방법은 비선형 현상을 포함하기 어려우며 형상의 대칭성을 요구한다는 단점이 있으나, 한 번의 정상 해석으로 동안정 미계수를 효율적으로 얻을 수 있기 때문에 널리 사용되는 방법이다[6].

한편, 비관성 회전좌표계를 사용하는 정상 해석 방법에서 속도성분을 원주좌표로 표현할 경우 지배방정식이 달라져 기존 해석코드의 적용에 어려움이 존재한다[7]. 이전의 연구[2]에서는 회전좌표계의 정상 지배방정식과 회전하는 관성좌표계의 비정상 지배방정식을 동일한 형태로 표현하고, 나선운동을 적용한 비점성(inviscid) 정상 해석을 통해 동적 감쇠계수를 계산하는 방법을 제시하였다. 참고문헌[2]의 방법은 비점성 유동 가정이 유효하다는 점에서는 효율적이거나, 피치감쇠계수의 두 가지 성분을 따로 구해야 하는 단점이 있었다. 본 연구에서는 점성(viscous) 유동 해석을 필수적으로 요구하는 영스핀 코닝운동을 적용하여 피치 감쇠계수를 단일 계산으로 결정하는 방법을 사용한다. 방법의 검증을 위해 축대칭 Army-Navy Spinning Rocket (ANSR) 모델과 Secant-Ogive-Cylinder (SOC) 형태의 모델을 사용하여 감쇠계수를 구하고 실험치 및 계산치와 비교하였다.

## II. 수치해석기법

### 2.1 동적 감쇠계수 예측기법

감쇠계수의 비정상 예측방법을 설명하기 위해 먼저 감쇠 모멘트와 힘을 생성하는 특정한 비정상 운동을 정의한다. 평면에서 평균 받음각( $\alpha_m$ )과 피치율(pitch rate)  $q_0$ 의 함수로 정의되는 조화운동은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}\alpha(t^*) &= \alpha_m + \alpha_0 \sin(\sqrt{\gamma} M_\infty k t^*) \\ q(t^*) &= \dot{\alpha}(t^*) = q_0 \cos(\sqrt{\gamma} M_\infty k t^*)\end{aligned}\quad (1)$$

만약  $\alpha_0$ 가 작을 때 평균 받음각에서 감쇠계수는 상수로 가정하여 다음 적분식으로 결정될 수 있다[1,2].

$$\begin{aligned}C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} &= \left(\frac{2U_\infty}{D}\right) \frac{\int_0^T C_m d\alpha}{\int_0^T \dot{\alpha} d\alpha} \\ &= \frac{2\sqrt{\gamma} M_\infty}{\pi \alpha_0} \int_0^T C_m \cos(\sqrt{\gamma} M_\infty k \tau) d\tau\end{aligned}\quad (2)$$

비정상 운동에 의해 야기되는 동적 감쇠를 표현하는 감쇠계수는 적절한 좌표변환을 통해 정상상태의 측모멘트(side moment)의 조합으로 표현될 수 있다[3,4]. 편의상 위첨자 ( $\sim$ )는 정상상태를 표현하는 회전좌표계에서 계산된 정적(static) 공력계수들이며, 첨자가 없는 계수들은 관성좌표계의 계수들을 표현한다. Schiff[3], Weinacht 등[4]은 코닝운동으로 인해 발생한 측력과 측모멘트가 피치감쇠 계수에 비례한다는 것을 보이고, 다음과 같은 관계식을 제안하였다.

$$\widetilde{C}_m + i\widetilde{C}_n = C_m \delta + i\delta \left\{ \left(\frac{pD}{2U_\infty}\right) C_{n\dot{\alpha}} + \left(\frac{\Omega D}{2U_\infty}\right) [C_{mq} + \gamma C_{m\dot{\alpha}}] \right\}\quad (3)$$

즉, 코닝운동의 측모멘트계수  $\widetilde{C}_n$ 은 Magnus 모멘트계수  $C_{m\dot{\alpha}}$ 와 피치감쇠 모멘트 계수에 선형적으

로 비례한다. 그들의 비행역학 이론을 확증하기 위해 Schiff[3]는 코닝운동하는 물체주위의 초음속 비점성 유동장을 해석하였다. 정상 lunar 코닝운동은 코닝좌표계와 물체가 같은 각속도로 회전하는 운동이다. 즉, 물체의 스핀(spin)  $p=QY$ 로 정의되며 다음과 같다.

$$\tilde{C}_n = \delta \left( \frac{\Omega D}{2U_\infty} \right) \{ \gamma C_{np\alpha} + [C_{mq} + \gamma C_{m\dot{\alpha}}] \} \quad (4)$$

정상 lunar 코닝 운동은 축대칭(axisymmetry)과 비축대칭 형상 모두에 적용할 수 있다. 이러한 방법은 편을 가진 초음속 발사체의 피치 감쇠계수의 예측에 적용될 수 있다. Lunar 코닝운동의 문제점은 계산된 축모멘트가 피치감쇠 모멘트계수와 Magnus 모멘트계수의 합에 비례한다는 것이다[4]. 피치감쇠 모멘트계수에 비해 상대적으로 작은 Magnus 모멘트계수를 무시할 수 있을 경우, lunar 코닝 방법은 초음속 발사체의 감쇠계수 예측에 좋은 방법이 된다[5,6].

피치감쇠 모멘트계수가 축모멘트계수에 직접 비례하도록 Weinacht 등[4]은 영스핀(zero-spin) 코닝운동을 제안하였다. 물체는 회전하는 코닝좌표계에서 스핀이 없도록( $p=0$ ) 관성좌표계에 대해 회전하는, 즉  $\omega=QY$ 의 회전율을 가진다. 이때, 축모멘트는 다음과 같다.

$$\tilde{C}_n = \delta \left( \frac{\Omega D}{2U_\infty} \right) [C_{mq} + \gamma C_{m\dot{\alpha}}] \quad (5)$$

코닝좌표계에서 벽면의 점착(no-slip) 상태를 유지하기 위해 물체의 회전속도에 상응하는 속도 성분이 벽면 경계조건으로 주어져야 한다. 이러한 운동조건은 시간의존 경계조건과 유동장을 생성하므로 영스핀 코닝운동을 정상 해법에 적용하기 위해서는 형상이 축대칭이라는 조건이 필요하게 되고, 점성경계층과 강체(solid-body) 회전을 정확히 모사하기 위한 Navier-Stokes 해석이 요구된다.

코닝운동을 사용한 정상 예측 기법은 직교좌표와 원주좌표 모두에서 적용될 수 있다. 원주좌표계를 사용할 경우 주어진 받음각에서 축모멘트가 유일하게 결정되는 장점으로 인해 여러 연구자[3,4]들이 원주좌표계를 사용하고 있다. 그러나, 지배방정식이 Coriolis력과 원심력에 의한 원천항(source term) 뿐만 아니라 좌표변환에 의해 도출된 복잡한 원천항을 부가적으로 가지게 된다. 본 연구에서는 이러한 문제의식에 따라 간단한 형태를 가지는 직교좌표계의 비정상 지배방정식을 사용하여 동안정 미계수를 계산하는 방법을 사용한다[2,5].

## 2.2 지배 방정식

3차원 난류유동의 지배방정식인 비정상 Navier-Stokes 방정식을 직교 일반좌표계에서 보존형태로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial (F_i - Fv_i)}{\partial \xi} = \alpha^F H \quad (6)$$

$H$ 는 정상 해석 방법에서 좌표축의 회전으로 인한 코리올리력과 원심력을 반영하는 원천항이며 다음과 같다.

$$\begin{aligned} H &= [0, h \cdot \hat{i}, h \cdot \hat{j}, h \cdot \hat{k}, h \cdot u]^T \\ h &= -\rho[\Omega \times u] \end{aligned} \quad (7)$$

일반좌표계의 격자면 상대속도는 다음과 같다.

$$U = \xi_x u + \xi_y v + \xi_z w - U_j \cdot n \quad (8)$$

$Ug$ 는 비정상 예측 방법( $a^F=0$ )에서  $\xi$ 방향 격자의 이동속도(grid velocity)를 나타낸다. 평면 피칭 운동이 관성좌표계에서 강제될 때,  $U$ 는 격자점의 운동에 대한 유동의 상대속도가 된다. 한편, 비관성 회전 좌표계에서  $Ug$ 를 좌표계속도(frame velocity)로 정의함으로써 지배방정식의 수정없이 정상 코닝운동을 묘사할 수 있게 된다. 이때,  $U$ 는 회전좌표계의 속도에 대한 유동의 상대속도로 정의되고,  $a^F=1$ 이다. 동적 감쇠계수를 구하기 위해 적용하는 코닝운동과 나선운동은  $\Omega$ 와  $Ug$ 의 정의를 통해 구분지을 수 있다. 유동방향과  $a$ 의 받음각을 가지고  $x$  축에 대해  $\Omega$ 로 회전하는 좌표계의 운동은 다음과 같이 표현된다.

$$\alpha = 2, \Omega = [\Omega \cos \alpha, 0, \Omega \sin \alpha]^T \quad (9)$$

여기서 축모멘트 관계식 (3)-(5)의 선형성이 보장될 수 있도록  $\Omega$ 의 값은 0.01로 주어진다. 한가지 주의할 점은 어떠한 경우라도 원방에서 지배방정식의 보존성이 유지되어야 한다는 점이다. 즉, 비관성항의 영향이 원방에서 사라져야 하고[5-7], 이는 다음과 같이 표현된다.

$$[\Omega \times u]_{r \rightarrow \infty} = 0 \quad (10)$$

비정상적 예측방법의 시간정확도를 확보하기 위해 이중시간(dual-time) 적분법이 사용되었다[1,6]. 이 방법은 2차의 정확도로 차분된 물리적 시간  $\Delta t$ 에 대한 비정상 잔류치(unsteady residual)를 정의하고, 각 시간단계에서 가상시간  $\Delta \tau$ 를 도입하여 비정상 잔류치를 정상 잔류치로 취급하여 수렴시킴으로써 시간을 전진시켜 나가는 방법이다. 또한, 가상시간에 대한 정상해를 구하기 위해 병렬처리(parallel processing)된 다중격자(multigrid)

DADI 기법을 사용하였다. 이때, 비관성 운동에 의한 원천항은 외재적으로 처리된다. 공간은 초음속 점성유동 해석에 적합한 HLLE+기법을 사용해 이산화하였으며, 고차정확도를 확보하기 위해 minmod 제한자를 가지는 MUSCL 기법을 사용하였다[8]. 난류점성 계수의 결정을 위해 2방정식  $k-\omega$  Wilcox, SST, WD+ 난류모형을 적용하였으며, 박리유동의 정확도를 향상시킨  $k-\omega$  Wilcox-Durbin+(WD+) 모델을 주로 사용하였다[9].

### III. 결과 및 토의

#### 3.1 Army-Navy Spinner Rocket

제안된 정상 해석 방법의 검증을 위해 축대칭 ANSR 발사체 형상(Fig. 1)의 동적 감쇠계수를 계산하였다. ANSR 발사체는 2 caliber의 ogive 선부두를 가지며, 총길이는 9 caliber이다. 난류 유동장 계산은 세 가지 무게중심(4.0, 5.038, 5.885)에 대해 이루어졌다. Reynolds 수는  $2 \times 10^6$ 이고, 마하수는 2.5이다. 계산에 사용된 격자계는 난류 계산의 정확도를 유지할 수 있도록 충분히 조밀하게 구성되었으며, 흐름방향으로 257개, 원주방향으로 65개, 수직방향으로 97개의 격자가 사용되었다. 격자의 개수를 각 방향으로 절반씩 줄였을 때, 모멘트계수의 변화는 다른 방향에 비해 유동방향의 격자점 개수에 더 민감하였으나, 최대 변화는 5% 미만이기 때문에 현재 사용된 격자는 적절하다고 판단된다. 감쇠계수는 zero-spin coning 운동을 사용하는 정상해법과 주기운동을 직접 가해주는 비정상 해법을 모두 사용하여 계산하였다. 정상 해법의 선형성을 보장하기 위해 코닝율(coning rate)을 0.01, 받음각 2도를 사용하였다. 비정상 해법에 필요한 모멘트계수의 변화를 포착하기 위해 3 사이클의 주기운동을 가하고, 마지막 사이클의 모멘트계수를 사용하여 식 (2)의 적분을 수행하였다.

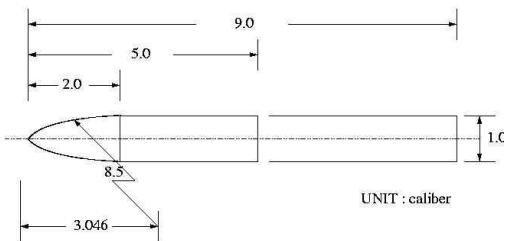


Fig. 1. ANSR configuration

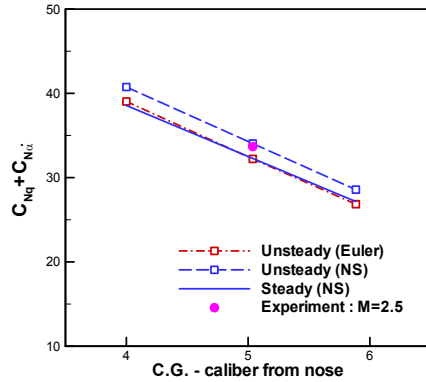


Fig. 2. Pitch-damping force coefficient (ANSR)

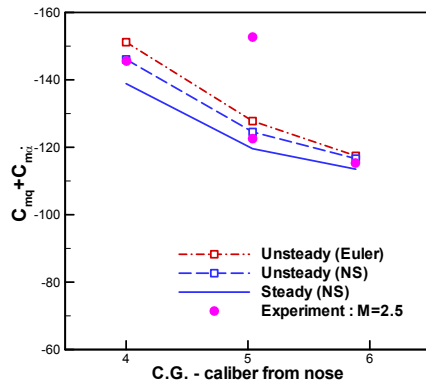


Fig. 3. Pitch-damping moment coefficient (ANSR)

Fig. 2와 3은 코닝운동을 사용한 정상 해석의 결과를 비정상 Euler 계산과 난류 계산을 통해 얻어진 결과와 비교하였다. 피치 감쇠모멘트는 무게중심이 전방으로 갈수록 증가함을 볼 수 있다. 주어진 유동조건에서 난류 비정상 해석의 결과에 비해 4% 정도의 오차를 보이고 있으며 이는 정상해석에 적용된 선형가정에서 비롯되는 것으로 생각된다. 반면, 정상 해석 기법을 사용할 경우 비정상 유동해석에 필요한 시간의 약 20% 만으로 필요한 감쇠계수를 결정할 수 있기 때문에 매우 효율적인 방법이 된다.

#### 3.2 SOC-family configurations

후방동체(afterbody)의 형상에 따른 정적 및 동적 안정계수의 변화를 살펴보기 위해 3가지 Secant-Ogive-Cylinder (SOC) 형상(Fig. 4)에 대한 계산을 수행하였다. 후방동체의 형상에 따라 SOCBT (SOC-Boattail), SOC, SOCF(SOC-Flare)로 정의하였다. 무게중심은 동체길이의 60% 지점에 위치하며, 실린더 지름을 기준으로 계산된 Reynolds

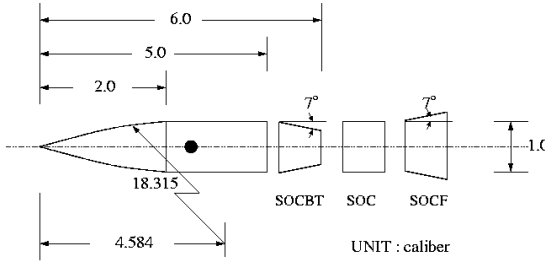


Fig. 4. SOC-family configurations

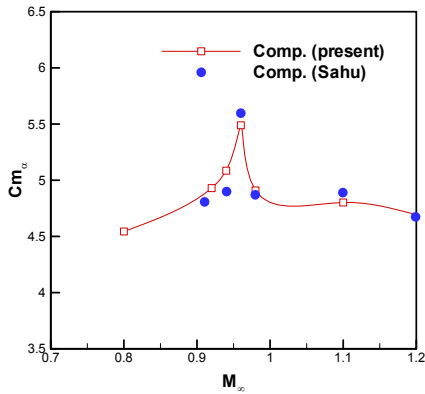


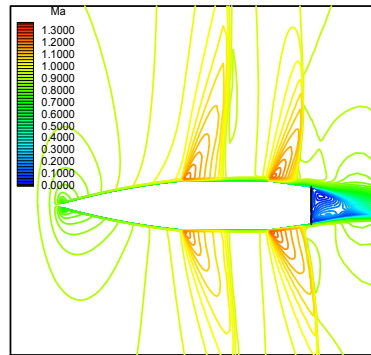
Fig. 5. Slope of pitching moment coefficient with Mach number for SOCBT

수는  $4.5 \times 10^6$ 이다. SOCBT 형상의 후방동체의 항력계수를 포함하여 정적 계수들의 예측결과는 많이 존재한다[10-12]. Fig. 5는 SOCBT의 마하수에 따른 피칭모멘트 기울기( $Cm_\alpha$ ) 변화를 Sahu[10]의 결과와 비교한 그림이다. 결과는 대체로 잘 일치하고 있으며, 천음속 영역의 임계 특성(critical behavior)을 잘 보여주고 있다.

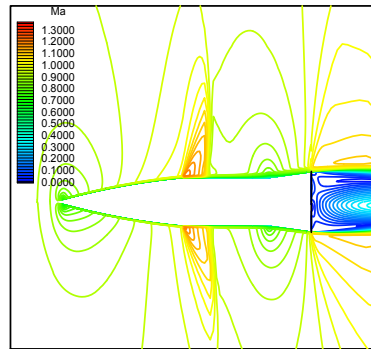
Fig. 6은 마하수 0.96, 받음각 4도에서  $k-\omega$  WD+난류모형을 이용해 계산된 SOCBT와 SOCF 발사체 주위의 마하수 분포도이다. SOCBT의 경우  $X/D=5$ 에서 급격한 팽창이 일어나지만 SOCF는 압축이 일어나고, boattail 위에서 받음각에 의한 비대칭적 충격파가 발생하면서 압력의 회복이 이루어진다. SOCF의 기저부에서는 더 큰 박리유동이 생성되는데, 이는 Flare 끝단에서 팽창이 발생하면서 압력의 회복이 이루어지지 못하기 때문이다. Fig. 7은 마하수 0.96, 받음각 4도일 때 표면압력 분포를 실험치와 비교한 그림이다[10].  $X/D=5$  이후 바람면(windside)과 후면(leeside)의 압력차이가 서로 반대의 부호를 가지며, 대부분의 영역에서 실험치와 잘 일치하고 있다.

후방동체에 의한 물리적 차이가 피칭모멘트 계

수에 어떤 영향을 주는지를 살펴보기 위해 Fig. 8에 피칭모멘트의 발생과정을 나타내었다. 임의 지점에서  $Cm$  값은 선두부로부터 적분된 값으로서  $X/D=6.0$ 인 지점의 값이 최종 피칭모멘트 계수가 된다. 마하수에 따른 피칭모멘트의 변화는 단위 길이당 피칭모멘트가 주로 후방동체에서 크게 발생한다는 점과 후방동체의 효과를 분명히 보여준다. Ogive-Cylinder 영역에서 발생하는 피칭모멘트는 마하수에 따라 큰 차이를 보이지 않는다. 그러나, boattail 위의 팽창영역에서 피칭모멘트가 생성되고 뒤따르는 충격파와 박리영역에 의해 마하수에 따른 비선형적인 변화가 발생하게 된다. 한가지 주목할 점은 마하수 0.98에서 난류 계산과 비교해 볼 때 층류가정을 사용한 계산이 큰 차이를 보이고 있다는 것이다. 이것은 층류유동 계산의 경우 후방동체에서 난류유동에 비해 더 큰 박리가 발생하여 압력분포의 차이를 야기하기 때문인데, 그림 5에 나타나 있는 피칭모멘트 기울기로 판단해 볼 때 층류가정을 사용한 결과는 옳지 않음을 추론할 수 있다. 종합적으로



(a)



(b)

Fig. 6. Mach contours (upper:SOCBT, lower: SOCF  $M=0.96$ ,  $\alpha=4$  deg)

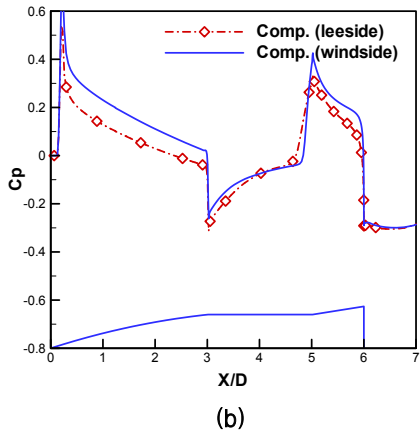
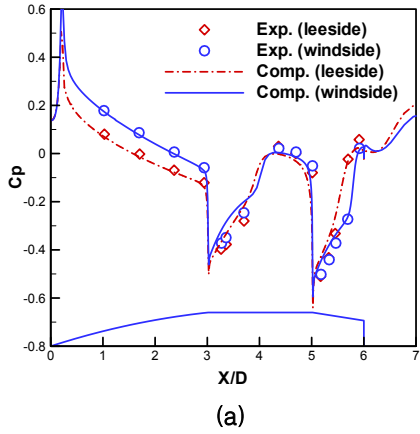


Fig. 7. Surface Cp distribution upper: SOCBT, lower: SOCF,  $M=0.96$ ,  $\alpha=4$  deg

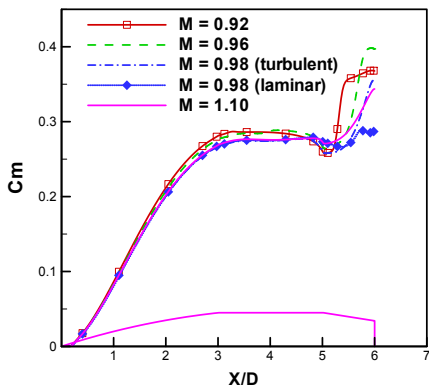


Fig. 8. Development of pitching moment coefficient at  $\alpha=4$  deg

실제 표면압력 분포 상에서는 크지 않은 압력값의 차이와 표면저항의 차이가 피칭모멘트에 큰 영향을 미칠 수 있음을 보여 준다. 따라서, 고속 발사체 계산에 사용되는 비점성 가정이나 층류

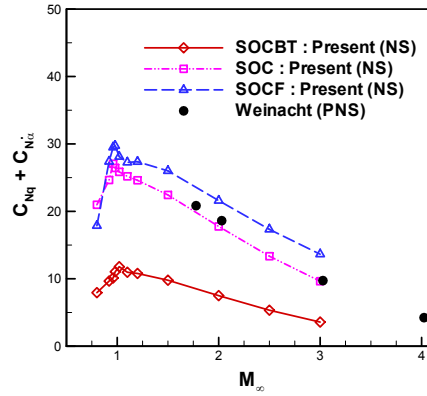


Fig. 9. Variation of pitch-damping force coefficient for SOC-family configurations

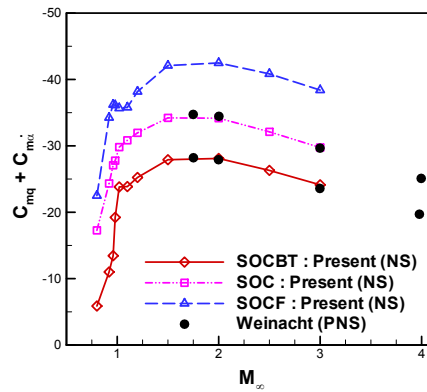


Fig. 10. Variation of pitch-damping moment coefficient for SOC-family configurations

가정은 활용목적에 맞게 주의하여 적용되어야 할 것이다.

Fig. 9와 10은 각 형상에 대해 마하수 0.8부터 3.0까지 피치감쇠 수직력계수와 피치감쇠 모멘트 계수의 변화를 나타낸 그림이다. 천음속 영역에서 실험치는 없고, 단지 초음속 영역에서 PNS 계산결과[4]가 존재한다. SOC 및 SOCBT 형상에 대한 계산 결과는 이전의 결과와 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다. 피치감쇠 수직력계수의 경우 마하수 1.0에서 최대치를 가지며 초음속에서 점진적으로 값의 크기가 줄어들게 된다. 피칭모멘트 감쇠계수는 마하수 1.0과 마하수 2.0 근방에서 최대치를 가짐을 볼 수 있고, SOCF에 대한 감쇠계수 값이 가장 크다.

각 형상의 피치감쇠 모멘트계수 차이의 근원을 살펴보기 위해 마하수에 따른 감쇠계수의 발생과정을 Fig. 11부터 13에 나타내었다. 결과는 피치감쇠 모멘트가 주로 후방동체에서 발생한다는 것과 boattail의 효과를 분명히 보여준다. X/D에

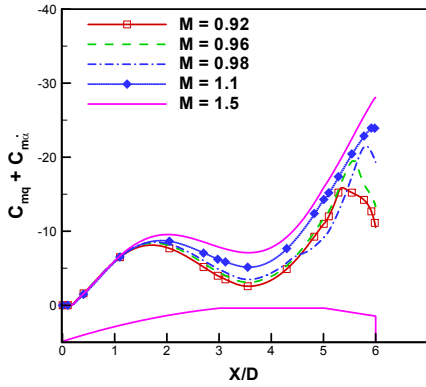


Fig. 11. Development of pitch-damping moment coefficient : SOCBT

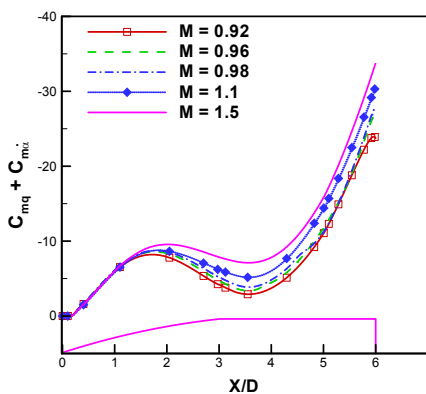


Fig. 12. Development of pitch-damping moment coefficient : SOC

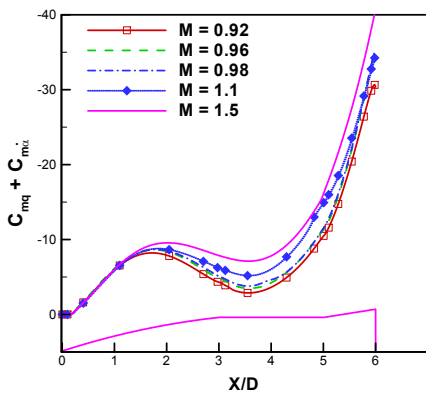


Fig. 13. Development of pitch-damping moment coefficient : SOCF

따른 피치감쇠 모멘트는 SOC와 SOCF 형상에서 아음속부터 초음속까지 일관된 특성을 가지고 변화하는 반면, SOCBT에서는 천음속과 초음속에서 다른 특성을 가지고 있음을 볼 수 있다. 동일한

마하수에서 flare가 피칭운동의 동적 안정성을 boattail에 비해 50% 이상 향상시킴을 의미한다. 정적 안정성의 경우도 같은 효과를 가진다. 그러나, flare의 존재는 동체의 저항을 크게 증가시킬 수 있기 때문에, 형상설계의 관점에서 바람직하지 못하다. 따라서, 천음속 영역에서는 정적 및 동적 안정성의 향상을 위해 flare보다 fin의 장치가 선호되지만, 편에 의한 피치감쇠 효과[2]가 작아지는 높은 초음속 영역에서는 fin보다 flare의 장치를 통해 동적 안정성을 확보하는 것이 바람직하다고 볼 수 있다.

IV. 결 론

본 연구에서는 비정상 지배방정식에 좌표계의 회전을 적용함으로써 기존의 해법보다 간단한 방법으로 관성좌표계에서 정상 해석을 통해 동적 감쇠계수를 계산하였다. 받음각이 있는 상태의 동체회전을 모사한 영스핀 코닝운동의 마그누스 효과를 제거하기 위해 난류 점성유동 해석 기법을 사용하였고, 이를 통해 피치방향 감쇠계수를 성공적으로 계산할 수 있었다. 본 연구의 정상 해법을 통해 비정상 해법에 비해 효율적으로 축대칭 발사체의 동적 감쇠계수를 계산할 수 있음을 확인하였다. SOC 형상에 대한 감쇠모멘트의 발생과정을 살펴봄으로써 후방동체 형상으로 인한 유동특성의 변화가 동적 감쇠계수에 직접적인 영향을 미침을 볼 수 있었다.

참고문헌

- 1) 박수형, 권장혁, 허기훈, 변우식, "천음속 미사일의 동안정성에 대한 충격과 영향," *한국항공우주학회지*, 제 30권 2호, 2002, pp. 12-20.
- 2) 박수형, 권장혁, "정상운동을 이용한 발사체의 동적 감쇠계수의 계산," *한국항공우주학회지*, 제 31권 8호, 2003, pp. 19-26.
- 3) Schiff, L.B., "Nonlinear Aerodynamics of Bodies in Coning Motion," *AIAA Journal*, Vol. 10, No. 11, 1972, pp. 1517-1522.
- 4) Weinacht, P., Sturek, W.B., and Schiff L.B., "Navier-Stokes Predictions of Pitch Damping for Axisymmetric Projectiles," *Journal of Spacecraft & Rockets*, Vol. 34. No. 6, 1997, pp. 753-761.
- 5) Park, S.H., and Kwon, J.H., "Navier-Stokes Computations of Pitch-Damping Coefficients Using Steady Coning Motions,"

*Journal of Spacecraft & Rockets*, Vol. 41. No. 5, 2004, pp. 754-761.

6) Park, S.H., and Kwon, J.H., "Comparisons of Steady and Unsteady Methods for Pitch-Damping Predictions," *AIAA paper* 2003-3671, June 2003.

7) 허기훈, 윤성준, "회전 유도탄의 롤 댐핑 모멘트에 관한 수치적 연구," 제 9차 유도무기 학술대회, 국방과학연구소, pp. 24-31.

8) Park, S. H., and Kwon, J. H., "On the Dissipation Mechanism of Godunov-type Schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol. 188, No. 2, 2003, pp. 524-542.

9) Park, S. H., and Kwon, J. H., "Implementation of  $k-\omega$  Turbulence Models in

an Implicit Multigrid Method," *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 7, 2004, pp. 1348-1357.

10) Sahu, J., "Numerical Computations of Transonic Critical Aerodynamic Behavior," *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 5, 1990, pp. 807-816.

11) Lin, H. and Chieng, C.-C., "Aerodynamic Computations for a Transonic Projectile at Angle of Attack by Total Variation Diminishing Schemes," *Journal of Spacecraft & Rockets*, Vol. 30, No. 3, 1993, pp. 304-315.

12) Cummings, R. M., Yang, H. T. and Oh, Y. H., "Supersonic, Turbulent Flow Computation and Drag Optimization for Axisymmetric Afterbodies," *Computers & Fluids*, Vol. 24, No. 4, 1995, pp. 487-507.