



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(6), 457-464(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.6.457

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

## CFD와 공간분포를 고려한 반경험식을 이용한 해머헤드 발사체의 천음속 압력섭동 예측

김영화<sup>1</sup>, 남현재<sup>2</sup>, 김준모<sup>3</sup>, 선 철<sup>4</sup>

### Prediction of Pressure Fluctuations on Hammerhead Vehicle at Transonic Speeds Using CFD and Semi-empirical Formula Considering Spatial Distribution

Younghwa Kim<sup>1</sup>, Hyunjae Nam<sup>2</sup>, June Mo Kim<sup>3</sup> and Chul Sun<sup>4</sup>

Agency for Defense Development

#### ABSTRACT

To analyze the buffet phenomenon that causes serious vibration loads on a satellite launch vehicle, the pressure fluctuations on a hammerhead launch vehicle at transonic speeds are predicted by coupling CFD analysis and semi-empirical methods. From the RANS simulation, shock oscillation region, separation region, and separation reattachment region are identified, and the boundary layer thickness, the displacement thickness, and flow properties at boundary layer edge are calculated. The pressure fluctuations and power spectra on the hammerhead fairing are predicted by coupling RANS results and semi-empirical methods considering spatial distribution, and compared with the experimental data.

#### 초 록

위성발사체에 심각한 진동하중을 발생시키는 버펫 현상을 해석하기 위하여, CFD 해석과 반경험식을 결합하여 천음속 영역 해머헤드 발사체에서 발생할 수 있는 압력섭동을 예측하였다. RANS 해석을 수행하여 충격파 진동 영역, 박리영역, 박리 재부착 지점 등을 확인하였으며, 경계층 두께, 배제 두께, 경계층 끝단에서의 유동 정보를 계산하였다. RANS 결과와 공간 분포를 고려한 반경험식을 결합하여 해머헤드 페어링 주위의 압력 섭동과 파워스펙트럼을 예측하였고 시험 결과와 비교하였다.

**Key Words** : Transonic Flow(천음속 유동), Pressure Fluctuation(압력섭동), Hammerhead(해머헤드), Buffet(버펫), Semi-empirical Method(반경험 방법), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학)

#### 1. 서 론

위성 발사체의 상승 비행 중 일어나는 천음속 영역의 복잡한 유동현상은 1960년대에 들어서 중요한 문제로 대두되었다. 천음속 영역에서 발사체 페어링 선두부 팽창 코너(expansion corner)에서는 국소적으

로 수직 충격파가 생성되며, 경계층 및 유동박리 등과 간섭하여 압력 섭동이 발생하게 된다. 페어링이 해머헤드 형상일 경우 해머헤드 보트테일(boat-tail)부에서 유동박리가 일어나며, 재순환 영역, 박리의 재부착, 충격파-박리 간섭, 전단층 불안정성 등에 의하여 더욱 복잡한 압력 섭동 현상이 발생하게 된다. 이

† Received : January 1, 2021    Revised : March 22, 2021    Accepted : March 29, 2021

<sup>1-4</sup> Researcher

<sup>1</sup> Corresponding author, E-mail : yhkim0426@add.re.kr

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

러한 경계층 박리, 충격파 진동, 후류 등과 상호 간섭으로 인해 발생하는 압력의 섭동으로 정의되는 비정상(unsteady) 공력현상을 버펫(buffet)이라 한다. 버펫 현상은 발사체 페어링에 심각한 진동하중을 발생시켜 페어링 및 탑재체를 파괴에 이르게 할 수 있다. 천음속 버펫 현상은 1960년 이전에는 발사체 설계에 고려되지 않았으나 1960년대 들어 발생한 발사체 상승 중 실패로 인하여 중요한 문제로 대두되었다[1].

1960년대에 들어 Coe 등은 다양한 노즈 페어링에 대한 풍동시험을 수행하여 페어링 표면에서의 압력 섭동과 평균 압력을 측정하였다[2-4]. NASA에서는 축적된 시험 결과를 바탕으로 버펫 현상에 안전한 노즈페어링 설계 기준을 제시하였다[5]. 반면, 버펫을 회피할 수 있는 형상이 실제 발사체 설계에 적용되기 어려운 경우도 많기 때문에 버펫 현상을 예측하는 것이 발사체 설계에 중요하다. 하지만 버펫 현상은 발사체 주위의 천음속 영역에서 발생하는 복잡한 비정상 유동 현상으로 정확하게 예측하기가 매우 어렵다.

천음속 영역에서의 압력 섭동 예측은 시험결과를 바탕으로한 반경험적 방법과 전산유체역학을 통한 수치적 방법으로 구분된다. 1960년대 이후 많은 연구자들이 축적된 시험결과 및 이론을 바탕으로 난류 경계층에서 압력 섭동에 관한 연구를 수행하였다[6-14]. Apollo-Saturn 등의 발사체 압력섭동 측정 시험 자료에서 압력 섭동이 발생하는 유동 특성을 분류하였으며, 이때의 압력섭동 크기를 정리하였다[6, 7]. Lowson[8], Robertson[9], Cockburn[10], Laganelli[11], Yang과 Wilby[12] 등은 시험 결과를 바탕으로 다양한 유동 특성별 압력섭동 예측 경험 모델을 제시하였으며, Atlas-Agenda[10], Ares I-X[12] 등의 실제 발사체의 비행 중 압력섭동을 예측하였다. 한편 전산유체역학을 이용한 수치적인 방법은 비정상 해석을 통해 발사체 주변의 압력 섭동을 구하는 것이다. 공학적 문제에 많이 적용되는 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 난류 모형은 비정상적인 경계층 박리 유동을 정확하게 모사할 수 없다. 최근에는 비정상적 압력섭동을 정확하게 예측하기 위하여 hybrid RANS-LES, LES 혹은 DNS 방법을 이용하기도 한다. 그중 경계층은 RANS로 모델링하고 박리영역은 LES로 모델링하는 DES 해석 방법이 3차원 발사체 주변의 압력섭동 예측에 많이 적용되고 있다[15,16]. 하지만 발사체 주변의 국소 충격파, 유동박리와외의 간섭 등을 포함한 3차원 비정상 문제를 해석하기 위해서는 조밀한 격자와 매우 작은 시간간격이 필요하여, 많은 계산 시간을 필요로 한다. 따라서 반경험적 기법과 전산유체역의 정상 해석 결과를 결합하여 발사체 주위의 음향하중을 예측하는 방법도 적용되고 있다[17].

본 연구에서는 천음속 영역에서 발생할 수 있는 압력섭동에 의한 불안정 현상을 발사체 설계 단계에

효과적으로 적용할 수 있는 예측 방법을 정립하고자 한다. 많은 계산시간과 비용이 필요한 비정상 해석 대신 정상 RANS 해석과 반경험식을 결합하여 해석 효율성을 향상시켰다. 천음속 영역에서 발사체 주위에 압력 섭동이 발생하는 유동 유형을 분류하여, 각 유동에 적합한 압력 섭동과 압력섭동의 주파수 분포인 파워스펙트럼 예측 기법을 정리하였다. 또한 발사체 표면에 따른 압력섭동 공간분포를 도입하여 반경험식 예측 정확도를 높이고자 하였다. RANS 해석 결과로부터 충격파 영역, 박리영역, 박리 재부착 지점 등을 확인하였으며, 각 유동별 공간 분포를 고려한 압력 섭동 반경험식을 결합하여 발사체 주위의 압력 섭동 크기를 예측하였다. RANS 해석으로부터 경계층 두께, 배제두께 등을 계산하고 반경험식으로부터 예측한 압력 섭동을 적용하여 유동 유형에 따른 파워스펙트럼을 산출하였다. Coe 등[4]이 시험한 헤머헤드형 페어링을 가지는 동체의 압력섭동과 파워스펙트럼[20]을 예측하여 시험 결과와 비교하였다.

## II. 해석 방법

### 2.1 경험적 방법

천음속 영역에서 헤머헤드 노즈 페어링 주위의 대표적인 유동은 Fig. 1과 같다. 선두부의 부착 경계층 유동은 원통 부분에서 팽창되어 국부적으로 초음속에 도달하여 충격파가 형성된다. 충격파는 강도에 따라 부착된 경계층 또는 박리된 경계층과 간섭하여 진동하는 현상이 나타나게 된다. 헤머헤드 보트테일에서는 경계층이 박리되어 재순환 영역이 발생하게 되며, 유동 재부착 지점에서 충격파가 형성될 수 있다. 선행 연구로부터 유동은 부착 경계층, 경계층 박리(압축 코너, 팽창코너), 충격파 진동(충격파-경계층 진동, 충격파-경계층 박리 진동) 등으로 분류할 수 있다.

#### 2.1.1 압력섭동 예측 기법

많은 연구자들은 부착 유동에서 압력섭동은 시험 결과를 바탕으로 동압의 0.5~1% 정도이며 마하수가 증가할수록 감소하는 경향을 나타낸다고 하였다. Laganelli[11]는 Titan IV와 Saturn V의 비행시험을 바탕으로 부착 유동에서의 압력섭동 반경험식을 유

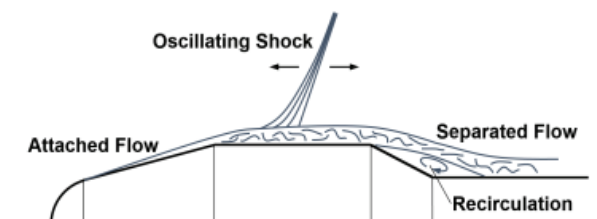


Fig. 1. Transonic flowfield around hammerhead

도하였다. 부착 유동에서 압력섭동( $\tilde{p}$ )은 동압(Q)의 1% 정도이며 마하수 함수, F로 마하수(M)에 따른 변화를 나타내었다.  $T_w$ 은 벽면온도,  $T_{aw}$  단열 벽면 온도로  $T_w/T_{aw}$ 가 극초음속을 제외하고는 0.8보다 작지 않고, 천음속 영역에서는 1에 가까운 값을 가지므로 1로 가정할 수 있다.

$$\frac{\tilde{p}}{Q} = \frac{0.010}{F} \quad (1)$$

$$F = 0.5 + \left( \frac{T_w}{T_{aw}} \right) (0.5 + 0.09M^2) + 0.04M^2 \quad (2)$$

Lowson[8]은 부착 유동의 압력섭동은 아음속에서 동압의 0.6%, 초음속에서는 동압의 0.2%로 마하수가 증가할수록 감소하는 경향을 나타내며, 다음과 같은 식을 제안하였다.

$$\frac{\tilde{p}}{Q} = \frac{0.006}{1 + 0.14M^2} \quad (3)$$

박리 유동은 압축 코너 영역과 팽창 코너 영역으로 나눌 수 있다. 압축코너에서 압력섭동은 동압의 약 2%이며, 팽창코너에서는 압축코너보다 압력섭동이 크다고 알려져 있다. Robertson[9]은 시험 결과를 바탕으로 압축코너에서 압력섭동은 동압의 1.5~2.7%, 팽창코너에서는 4~5%라고 하였으며, 팽창코너에서 마하수에 따른 변화를 다음과 같이 나타내었다.

$$\frac{\tilde{p}}{Q} = \frac{0.045}{1 + M^2} \quad (4)$$

Coe[2]등의 시험에서는 원뿔-원통 형상의 원통에서 발생하는 수직충격파 압력섭동은 4~20%로 나타난다. Cockburn와 Robertson[10]은 마하수 0.8에서 충격파 진동에 의한 압력섭동은 동압의 5.4% 정도이며, 경계층 박리와 간섭으로 6%까지 증가한다고 하였다. Laganelli[11]는 압축코너에서 충격파와 경계층 간섭에 의한 압력섭동을 충격파 강도로 나타내었다.  $P_1$ ,  $P_2$ 는 각각 충격파 앞, 뒤의 압력이며, 이때의 압력비와 압력섭동비 관계를 이용하여 식 (5)와 같이 유도하였다. Champ[14] 등은 팽창코너 박리유동과 충격파 간섭으로 인한 압력섭동을 시험결과를 바탕으로 마하수에 따라 식 (6)과 같은 관계를 가진다고 유도하였다.

$$\frac{\tilde{p}_{peak}}{\tilde{p}_1} = \left( -1.181 + 1.713 \frac{P_2}{P_1} + 0.468 \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^2 \right) \quad (5)$$

$$\frac{\tilde{p}}{Q} = \frac{0.14}{1 + 0.5M^2} \quad (6)$$

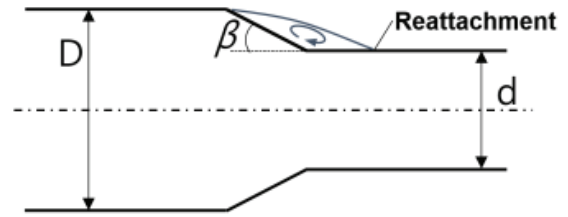


Fig. 2. Hammerhead boattail geometry

박리 재부착 지점에서의 압력 섭동은 충격파가 형성되지 않더라도 박리 영역보다 크다고 알려져 있다. Kumar[18] 등은 천음속 영역에서 보트테일 형상에 따른 재부착 지점의 압력을 측정하였다. 마하수 0.7~1.2, 보트테일 각도( $\beta$ ) 15, 31.5, 90도, 보트테일 전/후의 동체 직경비( $d/D$ ) 0.65~0.85에 대하여 시험하였다(Fig. 2). 보트테일 각도가 31.5도, 90도의 경우 부착 유동과 재부착 지점에서의 압력섭동 차이는 마하수 0.7~1.0 범위에서 동체 직경비와 관계가 있다. 시험결과를 바탕으로 다음 식과 같이 근사였다. 하첨자 AF는 부착 유동을 의미한다.

$$\frac{\tilde{p}}{Q} = \left( \frac{\tilde{p}}{Q} \right)_{AF} + \left( \frac{0.02}{(d/D)^{1.8}} \right) \quad (7)$$

그 밖에 부착물 후류에 의한 압력섭동은 부착물의 크기에 따라 동압의 1.5~7% 정도로 나타난다고 하였다.

본 연구에서는 많은 연구자들이 정리한 시험 자료와 경험식을 바탕으로 해머헤드 페어링 주위의 압력섭동 예측에 필요한 경험식을 Table 1과 같이 유동분류에 따라 정리하였다. 박리 영역에서는 압력 섭동

Table 1. Semi-empirical formula for pressure fluctuations

Region	Empirical Formula		
	Equation	a	b
Attached flow (AF)		0.01	0.13
Compression corner : Separated flow (S)	$\frac{\tilde{p}}{Q} = \frac{a}{1 + bM_c^2}$	0.025	1
Expansion corner : Separated flow (S)		0.04	1
Expansion corner : Reattached region (R)	$\frac{\tilde{p}}{Q} = \left( \frac{\tilde{p}}{Q} \right)_{AF} + \left( \frac{0.02}{(d/D)^{1.8}} \right)$		
Separation-shock oscillation (SW-S)	$\frac{\tilde{p}}{Q} = 0.06$ (M=0.8)		
Shock oscillation (SW)	$\frac{\tilde{p}}{Q} = 0.054$ (M=0.8)		

이 평편한 형태(plateau)로 분포하며, 박리가 재부착 되거나 충격파와 간섭이 있을 때에 압력섭동 변화가 발생한다. 보트테일 또는 후향계단(backward facing step) 팽창코너에서는 박리에 의하여 재순환 영역이 발생하고 전단층 불안정성에 의하여 와류 홀림이 발생하게 된다. 재부착 영역 전/후에서 발생하는 압력 섭동 분포를 모사하기 위하여 Coe[2-5] 등의 시험 결과를 참고하여 식 (8)과 같은 정규 분포 함수를 적용하였다. 재부착 영역에서 압력 섭동이 최대가 되며 최종 형태는 식 (9)와 같다.  $L_{sep}$ 은 박리 영역의 길이이며,  $x_r$ 은 박리 재부착 지점이다. 하첨자 R은 재부착 영역을 의미한다.

$$\frac{\overline{p'}(x)}{Q} \sim e^{-\frac{(x-x_r)^2}{(0.5L_{sep})^2}} \quad (8)$$

$$\left(\frac{\overline{p'}(x)}{Q}\right)_R = \left(\frac{\tilde{p}}{Q}\right)_{AF} + \left(\frac{0.02}{(d/D)^{1.8}}\right) e^{-\frac{(x-x_r)^2}{(0.5L_{sep})^2}} \quad (9)$$

동체의 직경이 증가하는 팽창코너에서는  $\lambda$ 형태의 충격파가 나타나며 충격파 강도에 따라 박리와의 간섭이 나타난다. 충격파와 박리의 간섭이 있는 영역은 식 (8)의 압력섭동 분포를 가정하였으며(식 (10)), 박리가 발생하지 않은 수직충격파 영역은 델타 함수 형태로 압력섭동을 분포시켰다(식 (11)). 박리 유동의 마루 영역에서는 박리 시작( $x_s$ )부터 박리 재부착( $x_r$ )까지 일정한 압력 섭동을 분포시켰다(식 (12)). 하첨자 SW-S는 충격파-박리 간섭 영역을 의미하며, SW는 충격파 진동 영역, S는 박리 영역을 의미한다.

$$\left(\frac{\overline{p'}(x)}{Q}\right)_{SW-S} = 0.06e^{-\frac{(x-x_{sw})^2}{(0.5L_{sep})^2}} \quad (10)$$

$$\left(\frac{\overline{p'}(x)}{Q}\right)_{SW} = 0.054\delta(x_{SW}) \quad (11)$$

$$\left(\frac{\overline{p'}(x)}{Q}\right)_S = \frac{a}{1+bM_c^2}, \begin{cases} x > x_s \\ x < x_r \end{cases} \quad (12)$$

각각의 압력 섭동 분포 중 최대 값만 연결하여 식 (13)과 같이 발사체 축방향의 압력 섭동 분포를 산출한다.

$$\frac{\overline{p'}(x)}{Q} = \max\left(\left(\frac{\overline{p'}(x)}{Q}\right)_{AF}, \left(\frac{\overline{p'}(x)}{Q}\right)_{SW}, \left(\frac{\overline{p'}(x)}{Q}\right)_S, \dots\right) \quad (13)$$

### 2.1.2 파워스펙트럼 예측 기법

대부분의 압력섭동 파워스펙트럼 경험식은 경계층 두께( $\delta$ ), 경계층 배제두께( $\delta^*$ ) 등의 유동장 정보가 필

요한데, 선행 연구에서는 시험을 통한 값이나 반경험 식으로부터 산출된 값을 적용하였다. Robertson[9]은 부착 경계층, 박리 유동, 충격파 진동 영역에 대하여 경계층 끝단 속도와 경계층 두께를 이용하여 파워스펙트럼 반경험 식을 유도하였다.  $U_e$ 는 경계층 끝단에서의 속도이다.

$$G(f) \frac{U_e}{(\tilde{p}')^2 \delta} = \frac{2.9}{\left(1 + \left(\frac{f\delta}{0.346U_e}\right)^{0.9}\right)^{2.0}} \quad (14)$$

$$G(f) \frac{U_e}{(\tilde{p}')^2 \delta} = \frac{5.9}{\left(1 + \left(\frac{f\delta}{0.17U_e}\right)^{0.83}\right)^{2.15}} \quad (15)$$

$$G(f) \frac{U_e}{\delta} = \frac{(\tilde{p}')_{SW}^2}{0.01 \left(1 + \left(\frac{f\delta}{0.01U_e}\right)^{1.55}\right)^{1.7}} + \frac{0.25 (\tilde{p}')_S^2}{\left(1 + \left(0.17 \frac{f\delta}{U_e}\right)^{0.83}\right)^{2.15}} \quad (16)$$

Wilby[12,13] 등은 압력섭동 파워스펙트럼을 다음과 같은 형태로 제안하였다.

$$G(f) \frac{U_\infty}{Q^2 \delta^*} = 4C \left(\frac{\tilde{p}}{Q}\right)^2 \left(\frac{F^{1.433}}{1 + C^2 F^{2.867} \Omega^2}\right) \quad (17)$$

$F$ 는 식 (2)와 같다.  $C$ 는 스펙트럼 레벨이 최대인 주파수를 조정하는 데 사용되며,  $C$ 값이 높을수록 더 많은 양의 저주파가 생성된다. 일반적으로 충격파의 영향을 받는 유동은 저주파 대역의 에너지가 더 높다. 따라서  $C$ 는 충격파 진동 영역에서는 크고 부착 유동에서는 작다. 파워스펙트럼은 경계층 변위 두께가 증가함에 따라 더 낮은 주파수로 이동한다. 동체 후방의 압력섭동은 일반적으로 전방에 비해 저주파 대역 에너지가 약간 더 많다. 하지만 충격파의 존재가 경계층 배제 두께 보다 파워스펙트럼에 더 큰 영향을 미친다.  $C$ 는 부착유동에서 1이 되며, 박리영역에서는 3, 박리 재부착 영역에서는 9까지 증가한다 [13].

## 2.2 전산유체해석

압력섭동 및 파워스펙트럼 계산에 필요한 유동 정보를 In-house 전산유체해석 코드의 RANS 해석을 통해 산출하였다. In-house 코드는 격자점 중심의 유한 체적 방법을 사용하는 비정렬 격자 기반의 압축성 유체 해석 코드이다[19]. 3차원 정상상태 압축성 RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) 방정식을 지배 방정식으로 사용하였고 식 (18)과 같다.

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \nabla \cdot (\mathbf{F}_I - \mathbf{F}_V) = 0 \quad (18)$$

$\mathbf{U}$ 는 보존형 유동변수벡터(conservative variable vector)이며,  $\mathbf{F}_I$ 는 비점성 유속 행렬(inviscid flux matrices),  $\mathbf{F}_V$ 는 점성 유속 행렬(viscous flux matrices)이다. 공간차분 기법은 Roe의 풍상차분 기법에 제어 함수를 도입하여 수치적인 문제점들을 해결한 RoeM 기법을 사용하였다. 난류 모형은 경계층 내부에서 우수한 성능을 가지는 k- $\omega$  모형과 자유 전단층과 외부 영역에서 해석결과가 우수한 k- $\epsilon$  모형을 혼합한 k- $\omega$  SST 모형을 사용하였다.

### 2.3 반경험식과 전산유체해석의 결합 방법

반경험식과 전산유체해석을 혼합한 천음속 압력섭동 예측 순서는 Fig. 3과 같다. 우선 RANS 정상 해석을 통하여 발사체 주위의 유동장을 해석한다. 해석된 유동장으로부터 압력섭동 경험식 적용을 위한 유동영역을 분류하며, 충격파, 박리, 재부착 지점 등의 위치를 찾는다. 또한 전산유체해석 결과로부터 경계층 두께 및 배제두께를 계산하며 경계층 끝단에서의 속도, 마하수 등의 유동 정보를 산출한다. 표면으로 수직인 지점의 전압력이 자유유동의 99% 되는 지점을 경계층으로 판별하였으며[17], 배제두께는 식 (19)로 산출하였다.

$$\delta^* = \int_0^{\delta} \left( 1 - \frac{\rho(y)U(y)}{\rho_e U_e} \right) dy \quad (19)$$

압력섭동 분포를 산출하기 위하여 전산유체해석을 통해 분류한 유동영역에 적합한 반경험식을 적용한

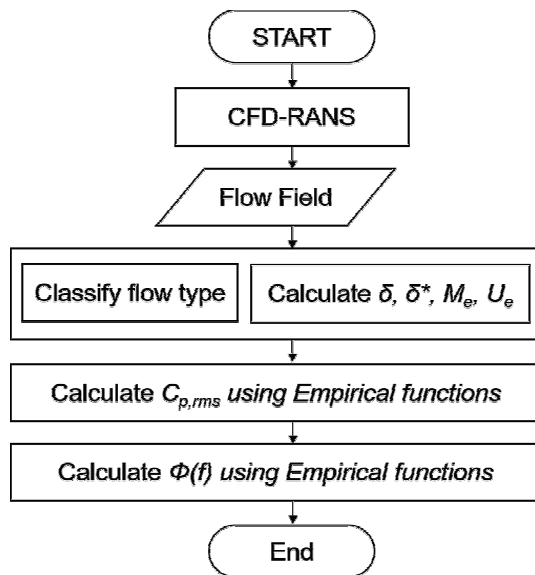


Fig. 3. Coupled work flow of empirical method and CFD

다. 전산유체해석으로부터 산출한 경계층 두께, 배제 두께, 경계층 끝단에서의 유동 정보와 반경험식으로 산출한 압력섭동을 사용하여 압력섭동 파워스펙트럼을 계산한다.

### III. 결 과

Coe 등[4]이 시험한 해머헤드형 페어링을 가지는 동체의 압력섭동과 파워스펙트럼을 예측하여 시험결과와 비교하였다(Fig. 4). 시험조건 중 압력섭동이 크며 받음각이 없는 M=0.81, AOA=0도, 단위길이당 레이놀즈 수가  $1.3 \times 10^7$  조건을 해석하였다. 해머헤드 보트테일 각도는 31도이며, 보트테일 전/후의 직경비는 0.625이다.

전산유체해석에 사용된 격자는 상용코드인 ICEM을 사용하여 생성하였다(Fig. 5). 약 4백만 개의 사각 격자로 이루어져 있으며, 벽면에서부터의 첫 번째 격자는  $y^+ < 1$ 을 만족하도록 생성하였다. 원방 경계는 동체 길이의 10배 이상 크게 설정하였으며, 대칭 경계조건을 사용하여 동체의 반만 해석에 사용하였다.

해머헤드의 평균 압력분포는 Fig. 6과 같다. RANS 해석이 Coe의 시험결과와 잘 일치함을 확인하였다. 압력섭동 계산을 위해 RANS 결과의 유동장으로부터 확인한 유동 분류는 Fig. 7과 같다. 첫 번째 팽창 코너에서 수직 충격파와 유동박리의 간섭이 확인되었으며, 두 번째 팽창코너에서는 경계층 박리 없이 수직 충격파만 나타났다. 세 번째 팽창코너에서는 유동이 박리되고 재순환 영역, 박리 재부착 영역이 나타났다. 압력분포로 충격파 위치를 확인하였으며, 마찰 항력분포로 박리 위치를 확인하였다.

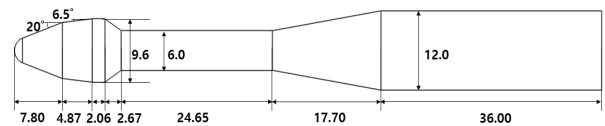


Fig. 4. Geometry of Hammerhead model (All dimensions in inches)[4]

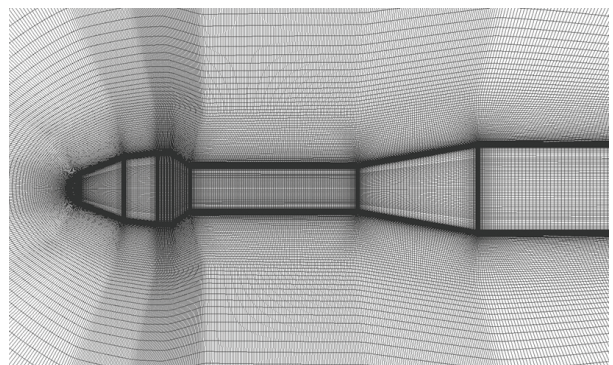


Fig. 5. Grid for RANS

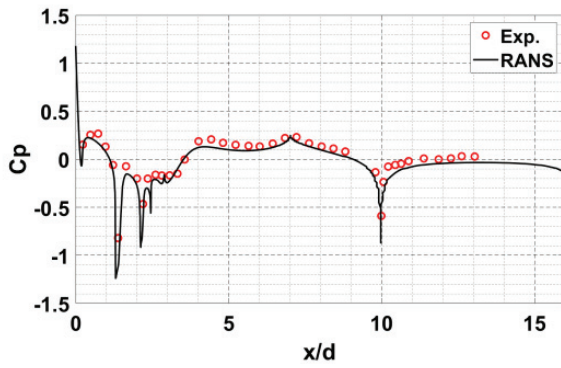


Fig. 6. Comparison of measured and computed mean Cp distribution

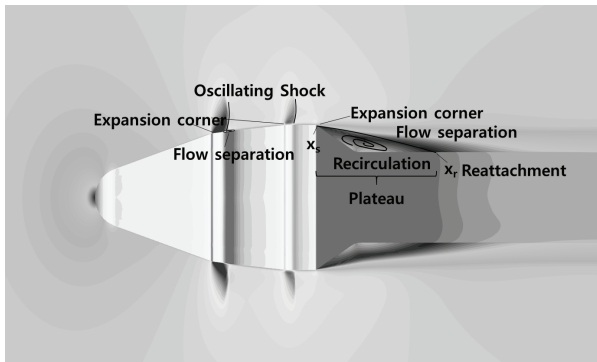


Fig. 7. Flowfield around hammerhead (Mach contour)

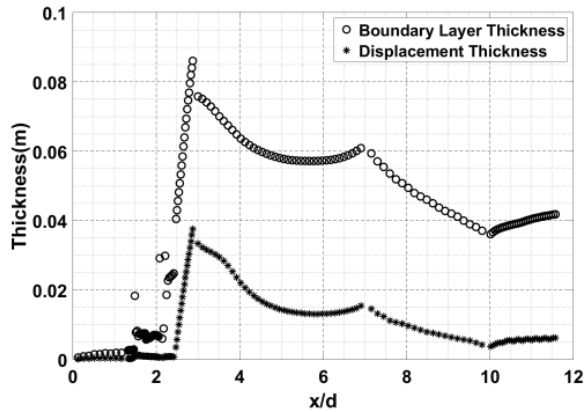


Fig. 8. Boundary layer thickness and displacement thickness prediction

해석한 유동장으로부터 발사체 축방향을 따라 Fig. 8과 같이 경계층 두께와 배제두께를 산출하였다. 페어링 선두부의 부착 유동에서는 동체 표면을 따라 경계층이 점차 성장하며, 팽창코너를 지나면서 경계층이 계단식으로 증가한다. 유동 박리와 재순환 영역이 발생하는 세 번째 팽창코너에서 경계층이 가장 두꺼워지고 박리 재부착 지점을 지나 경계층 두께가 점차 감소함을 확인할 수 있다. 배제두께는 부착 유동에서는 경계층의 20% 전/후로 나타나며 박리 영

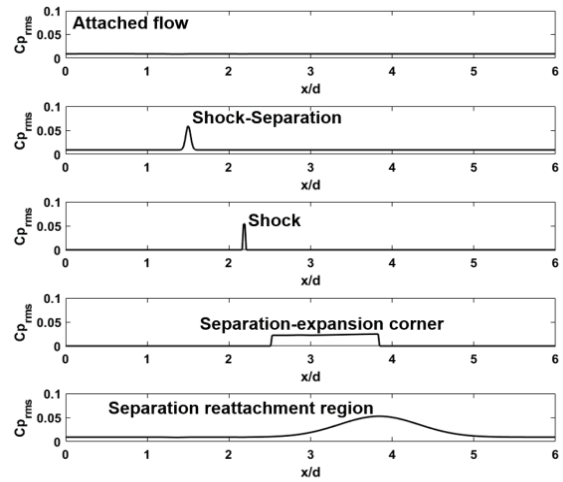


Fig. 9. Prediction of fluctuating pressure

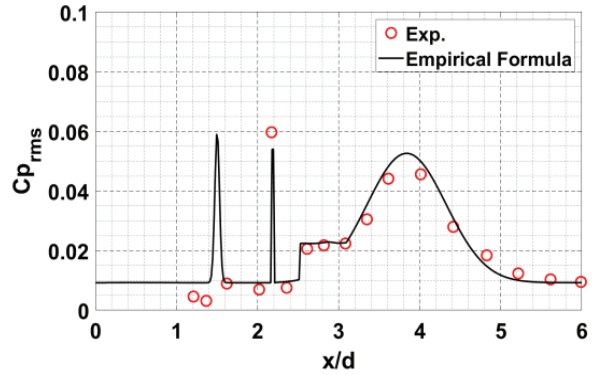


Fig. 10. Comparison of measured and empirical pressure fluctuations

역에서는 최대 45%까지 증가하였다.

반경험식 (9)~(13)을 이용하여 유동 분류에 따른 공간 분포를 적용한 압력섭동은 Fig. 9와 같다. 각각의 압력 섭동 최대값을 연결하면 Fig. 10과 같은 압력섭동 분포가 되며, 풍동시험 결과와 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. 첫 번째 팽창코너에서 발생하는 충격과-박리 간섭으로 인한 압력섭동은 풍동시험에서 측정되지 않아 비교할 수 없었으나 두 번째 팽창코너에서 발생한 수직 충격과 진동에 의한 압력섭동은 경험식이 약간 작게 예측하였다. 세 번째 팽창코너를 지나 발생한 유동 박리의 마루 영역은 경험식과 시험 결과와 유사하였다. Kumar 시험 결과로부터 근사한 재순환 영역의 압력 섭동 최대치도 타당한 값으로 판단되며,  $e^{-(x-x_r)^2/(0.5L_{sep})^2}$  형태로 모델링한 재순환 영역 전/후의 압력 섭동 분포는 시험 결과와 잘 일치하였다.

Coe 등[4]이 시험한 해머헤드 형상에 대하여 2016년에 Panda 등[20]이 압력감응페인트와 고주파 압력 섭동 센서를 이용하여 재시험을 수행하였다. Fig. 11

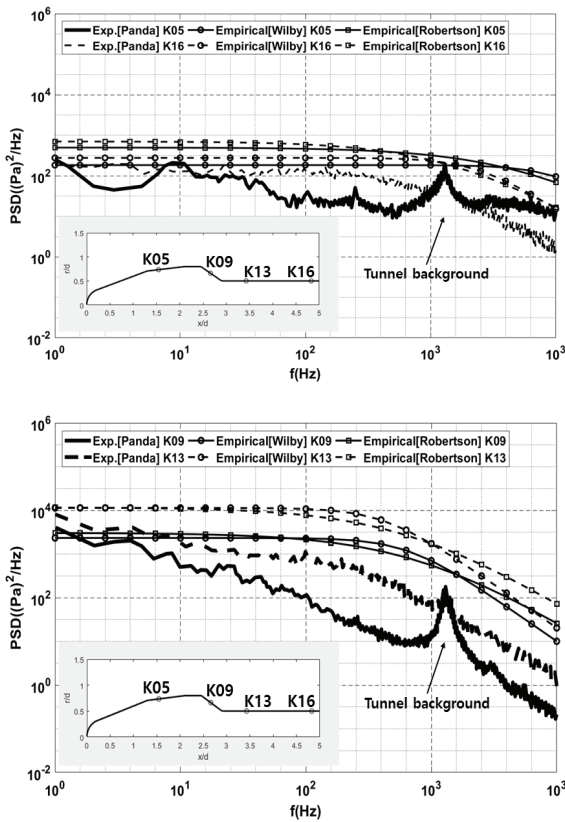


Fig. 11. Comparison of measured and empirical PSD of pressure fluctuations

의 시험 결과는 50kHz 압력섭동 센서를 이용하여 재 시험한 압력섭동 파워 스펙트럼 밀도(Power spectral density)이다. K05 위치는 첫 번째 팽창코너 이후의 충격과-박리 간섭 영역 근방이나, 충격과 진동과 관련된 특정 주파수가 나타나지는 않아 박리 영역이라 가정하여 예측하였다. K09, K13영역은 세 번째 팽창 코너 이후의 유동 박리 영역이며, K16영역은 박리 재부착 지점 이후의 부착 유동 영역이다. Robertson의 경험식과 Wilby 등의 경험식을 사용하여 압력섭동 파워스펙트럼을 예측하였으며, 시험결과와 비교하였다. 두 경험식의 파워스펙트럼은 K09와 K13에서는 유사하나 K05와 K16에서는 서로 차이를 보인다. Wilby 등의 경험식이 K05와 K16에서의 시험결과와 더 유사하게 예측되었다. K09와 K13에서의 파워스펙트럼은 저주파에서는 경험식과 실험이 유사하나 주파수가 증가할수록 차이가 난다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는 발사체의 비행 중, 천음속 영역에서 발생할 수 있는 압력섭동에 의한 불안정 현상을 예측하기 위하여 반경험 기법과 RANS 해석을 활용한 기법을 정립하였다. In-house 전산유체해석 코드를

이용하여 정상상태 RANS 해석을 수행하였으며, 유동장 결과로부터 압력섭동 예측을 위한 유동 영역을 분류하였다. 또한 RANS 해석 결과로부터 파워 스펙트럼 반경험식에 필요한 경계층 두께, 배제두께, 경계층 끝단 유동 정보를 산출하였다. 많은 연구자들이 제안한 압력섭동 반경험식과 시험 결과로부터 유동 분류에 따라 적합한 경험식을 정리하였으며, 발사체 동체 표면에 따른 압력섭동 변화를 모사하기 위하여 공간 분포를 적용하여 압력섭동을 예측하였다. 공간 분포를 고려한 반경험식의 압력 섭동이 풍동 시험 결과와 잘 일치함을 확인하였다. Robertson과 Wilby 등이 제안한 압력섭동 파워스펙트럼 경험식은 유사한 결과를 나타내었으나 일부 영역에서 Wilby의 경험식이 시험 결과와 더 유사하였다. 이러한 결과를 바탕으로 공간분포를 고려한 압력섭동 반경험식과 RANS를 결합한 방법이 발사체 초기 설계 단계에 효율적으로 적용 가능하다고 판단된다.

#### References

- 1) Rainey, A. G., "Progress on the Launch-Vehicle Buffeting Problem," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 2, No. 3, 1965, pp. 289~299.
- 2) Coe, C. F., "Steady and Fluctuating Pressures at Transonic Speeds on Two Space-Vehicle Payload Shapes," NASA TM X-503, 1961.
- 3) Coe, C. F., "The Effects of Some Variations in Launch-Vehicle Nose Shape on Steady and Fluctuating Pressures," NASA TM X-646, 1962.
- 4) Coe, C. F. and Nute, J. B., "Steady and Fluctuating Pressures at Transonic Speeds on Hammerhead Launch," NASA TM X-778, 1962.
- 5) Cole, H. A., Erickson, A. L. and Rainey, A. G., "Buffeting During Atmospheric Ascent," NASA SP-8001, 1970.
- 6) Shelton, J. D., "Collation of Fluctuating Buffet Pressures for the Mercury/Atlas and Apollo/Saturn Configurations," NASA CR-66059, 1966.
- 7) Chandiramani, K. L., "Structural Response to Inflight Acoustic and Aerodynamic Environments," Bolt Beranek and Newman Report 1417, 1967.
- 8) Lawson, M. V., "Pressure Fluctuations Resulting from Shock Interactions," *Journal of Sound Vibration*, Vol. 7, No. 3, 1968, pp. 380~392.
- 9) Robertson, J. E., "Prediction of In-Flight Fluctuation Pressure Environments Including Protuberance Induced Flow," Wyle Laboratories Report WR 71-10, 1971.
- 10) Cockburn, J. A. and Robertson, J. E., "Vibration Response of Spacecraft Shrouds to

In-Flight Fluctuating Pressures," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 33, No. 4, 1974, pp. 399~425.

11) Laganelli, A. L., "Prediction of Fluctuating Pressure in Attached and Separated Turbulent Boundary Layer Flow," AIAA Paper 89-1064, 1989.

12) Yang, M. Y. and Wilby, J. F., "Derivation of Aero-Induced Fluctuating Pressure Environments for Ares I-X," AIAA Paper 2008-2801, 2008.

13) Irvine, T., "Prediction of Sound Pressure Levels on Rocket Vehicles During Ascent Revision E," <http://vibrationdata.com>, 2011.

14) Chaump, L. E., Martellucci, A. and Monfort, A., "Aeroacoustic Loads Associated with High Bets Re-Entry Vehicle," AFFDL-TR-72-133, 1973.

15) Murman, S. M. and Diosady, L. T., "Simulation of a Hammerhead Payload Fairing in the Transonic Regime," AIAA Paper 2016-1548, 2016.

16) Chae, M. G., Park, S. H. and Bae, J. S., "Analysis of Numerical Factors Affecting the Simulation of Pressure Perturbation around a Hammerhead Launch Vehicle," *Journal of Compu-*

*tational Fluids Engineering*, Vol. 22, No. 2, 2017, pp. 59~65.

17) Park, S., Kim, M., Kim, H. and Lee, S., "A Study on the Acoustic Loads Prediction of Flight Vehicle using Computational Fluid Dynamics-Empirical Hybrid Method," *Journal of the Acoustical Society of Korea*, Vol. 37, No. 3, 2018, pp. 163~174.

18) Kumar, R. and Viswanath, P. R., "Mean and Fluctuating Pressure in Boat-Tail Separated Flows at Transonic Speeds," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 39, No. 3, 2002, pp. 430~438.

19) Kim, Y., Kang, E. and Ahn, H., "Numerical Simulation for Transonic Wing-Body Configuration using CFD," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 3, 2017, pp. 233~240.

20) Panda, J., Garbeff, T. J., Burnside, N. J. and Ross, J. C., "Unsteady Pressure Fluctuations Measured on a Hammerhead Space Vehicle and Comparison with Coe and Nute's 1962 data," *International Journal of Aeroacoustics*, Vol. 17, Issue 1-2, 2018, pp. 70~87.