



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학석사 학위논문

난류 압력섭동 예측과 FE-SEA 기법을  
이용한 발사체 페어링 내부 음향하중  
저감에 관한 연구

**Acoustic Load Reduction in Launch Vehicle Payload  
Fairing Using Turbulent Pressure-Fluctuation  
Prediction and FE-SEA Hybrid Method**

2020년 8월

서울대학교 대학원

항공우주공학과

최인정

난류 압력섭동 예측과 FE-SEA 기법을  
이용한 발사체 페어링 내부 음향하중  
저감에 관한 연구

지도교수 이 수 갑

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함

2020년 8월

서울대학교 대학원  
항공우주공학과  
최 인 정

최인정의 공학석사 학위논문을 인준함

2020년 6월

위 원 장 \_\_\_\_\_ (인)

부위원장 \_\_\_\_\_ (인)

위 원 \_\_\_\_\_ (인)

# 난류 압력섭동 예측과 FE-SEA 기법을 이용한 발사체 페어링 내부 음향하중 저감에 관한 연구

## 초 록

발사체는 비행 중 공기역학적 현상에 기인하는 음향하중의 영향을 받는데, 특별히 천음속 영역에서 그 영향이 증가된다. 음향하중으로 인한 페어링 내부 소음진동은 탑재물의 오작동을 유발할 수 있어 이를 예측하고 저감하는 과정이 발사체 임무 성공을 위해 필수적으로 요구된다. 본 연구에서는 해머헤드 발사체 외부에 작용하는 공기역학적 음향하중에 의한 페어링 내부 음향 진동환경을 예측하고, 음향 블랭킷과 헬름홀츠 음향 공명기를 이용하여 소음저감 설계를 구현하는 프로세스를 개발하였다.

비행 중 발사체 외부에 작용하는 음향하중은 주로 난류 경계층 내부 압력섭동에 기인하는 것으로, 준 경험적 방법 또는 Navier-Stokes 방정식에 대한 난류 분해 비정상 유동 해석으로부터 직접 구할 수 있다. 본 연구에서는 준 경험식에서 필요로 하는 난류 경계층 인자들을 정상상태 RANS 유동해석 결과로부터 구하였는데, 이를 위해 자유류 마하수 0.81의 천음속 비행 조건에서 발사체 주변에 대한 RANS 유동해석을 수행하였다. 본 연구에서 채택한 Robertson의 압력섭동 파워 스펙트럼 준 경험식은 실험값보다 낮은 수준의 압력섭동을 예측하였다.

발사체 외부 음향하중을 직접 계산하기 위해 hybrid RANS/LES 방법의 일종인 IDDES 모델로 발사체 주변 유동장 해석을 수행하고 그 결과로 천음속 비행 속도에서 해머헤드 발사체에 작용하는 압력섭동의 특

성을 파악하였다. 발사체 표면의 시간평균 압력 분포와 압력섭동의 제곱 평균제곱근(rms)을 실험값과 비교하여 판단할 때 적절한 난류 스케일 분해 격자를 사용할 경우 IDDES는 발사체 난류 경계층 내부 압력섭동을 공학적으로 유의미한 수준의 정확도로 예측할 수 있는 것으로 평가되었다. IDDES는 hybrid RANS/LES 유동장 계산으로 인해 준 경험적 압력섭동 예측 모델에 비해 상대적으로 많은 시간이 소요되지만 개선된 압력섭동 정확도를 보여주었다.

발사체 외부 음향하중에 의한 페어링 내부 음향진동 환경예측을 위해 VA One의 FE-SEA 하이브리드 모듈과 ANSYS APDL을 이용하여 구조-음향 연성해석을 수행하였다. 이 과정에 페어링 내부 음향하중 저감을 위한 수동 음향제어기구로서 음향 블랭킷과 음향 공명기를 모델에 적용하여 그 효과를 확인하고 개발된 음향하중 저감 설계/해석 프로세스의 유효성을 검증하였다.

본 연구를 통해 IDDES는 증가된 계산 비용을 담보로 비행 중 발사체 표면에 작용하는 음향하중을 준 경험적 방법에 비해 더 정확하게 예측할 수 있는 옵션이 될 수 있음을 파악하였다. 본 연구에서 얻어진 모든 결과들을 고려하여 판단할 때 본 연구에서 개발된 비행 중 발사체 페어링 내부 음향하중 예측 및 저감 절차는 발사체 초기 trade-off 단계나 상세설계 단계에서 유용하게 쓰일 수 있을 것으로 예상된다.

**주요어** : 발사체, 해머헤드 페어링, 음향하중 저감, 분리와류모사법, 유한요소/통계적 에너지 분석법

**학 번** : 2018-24217

# 목 차

초 록 .....	i
목 차 .....	iii
그림 목차 .....	v
표 목차 .....	vi
Nomenclature .....	vii
1. 서 론 .....	1
1.1 연구 배경 .....	1
1.2 선행 연구 .....	3
1.3 연구 목표 및 내용 .....	6
2. 이론적 배경 .....	8
2.1 준 경험적 음향하중 예측 방법 .....	8
2.2 Hybrid RANS/LES 방법 .....	9
2.2.1 지배방정식 .....	10
2.2.2 난류 모델 .....	13
2.2.3 DES 모델 .....	16
2.2.4 DDES, IDDES 모델 .....	17
2.3 SEA 및 Hybrid FE-SEA 이론 .....	20
2.3.1 SEA 파워 평형 방정식 .....	20
2.3.2 Hybrid FE-SEA 이론 .....	22
3. 음향하중 예측 .....	25
3.1 해석 대상 .....	25
3.1.1 해석 대상 발사체 .....	25

3.1.2	계산 격자 .....	25
3.1.3	해석 조건 .....	29
3.2	준 경험적 방법에 의한 음향하중 예측 .....	30
3.2.1	정상상태 유동해석 결과 .....	30
3.2.2	준 경험적 음향하중 예측 .....	33
3.3	Hybrid RANS/LES 방법에 의한 음향하중 예측 .....	36
3.3.1	비정상 유동해석 결과 .....	36
3.3.2	IDDES 음향하중 예측 .....	46
<b>4.</b>	<b>구조-음향 연성해석 .....</b>	<b>48</b>
4.1	해석 모델 .....	48
4.2	FE-SEA Hybrid 해석 모델 .....	48
4.2.1	외부 가진 음향하중 .....	48
4.2.2	구조 및 음향해석 모델 .....	50
4.2.3	음향하중 저감 설계 .....	52
4.3	해석 결과 .....	53
<b>5.</b>	<b>결론 .....</b>	<b>58</b>
	<b>참고 문헌 .....</b>	<b>61</b>
	<b>Abstract .....</b>	<b>67</b>

## 그림 목 차

Fig. 2.1 Power flow in two subsystem SEA model .....	20
Fig. 3.1 Hammerhead launch vehicle configuration (Model 11 configuration of Coe and Nute [7]) .....	25
Fig. 3.2 Geometry of model launch vehicle [22] .....	26
Fig. 3.3 Computational domain and distinct zones for mesh generation .....	26
Fig. 3.4 Configuration of computational mesh .....	28
Fig. 3.5 Pressure and Mach number contour plot .....	31
Fig. 3.6 Comparison of Cp distribution .....	31
Fig. 3.7 Expansion-shockwave and shock-induced boundary layer separation (Exp: expansion, S: shock) .....	32
Fig. 3.8 Skin friction coefficient distribution .....	32
Fig. 3.9 Characteristic flow features on cone-cylinder-boattail launch vehicle fairing geometry at transonic speed [17] .....	33
Fig. 3.10 Division of zones for semi-empirical fluctuating pressure prediction .....	34
Fig. 3.11 Comparison of predicted acoustic load by semi-empirical model with experiment .....	35
Fig. 3.12 Comparison between 360-deg. full mesh and 60-deg. mesh results .....	36
Fig. 3.13 Comparison of time-averaged Cp distribution between different meshes .....	37
Fig. 3.14 Comparison of Cp <sub>rms</sub> between different meshes .....	39
Fig. 3.15 Comparison of filter characteristics between analog filter used in Coe & Nute's experiment and designed IIR digital filter .....	40
Fig. 3.16 Comparison of computed unfiltered and filtered Cp <sub>rms</sub> to experiments .....	41
Fig. 3.17 Isosurface of Q-criterion, $Q_{iso} (D_{ref}/U_{\infty})^2 = 0.5$ , and contours of numerical Schlieren at $t=0.1$ sec. ....	43



Fig. 3.18 Location of pressure probes for power spectral density evaluation .....	44
Fig. 3.19 Power spectral density of pressure fluctuation at probe points ....	45
Fig. 3.20 Acoustic loads predicted by IDDES and comparison to experiments and semi-empirical method .....	47
Fig. 4.1 Fluctuating pressure on payload fairing predicted by semi-empirical method .....	50
Fig. 4.2 Structural mode shapes of the PLF .....	51
Fig. 4.3 Acoustic mode shapes of the PLF .....	51
Fig. 4.4 FE and SEA models (left: structure model, right: acoustic model)	52
Fig. 4.5 Schematic of Helmholtz resonator .....	52
Fig. 4.6 Comparison of fairing cavity SPL resulting from acoustic loads obtained by IDDES and semi-empirical method .....	54
Fig. 4.7 Fairing inner surface SPL reduction at target frequency by Helmholtz resonator .....	55
Fig. 4.8 Fairing cavity SPL with Helmholtz resonator .....	55
Fig. 4.9 Fairing cavity SPL with different acoustic blanket thickness .....	56

## 표 목 차

Table 3.1 Computational mesh information used in the present study .....	27
Table 3.2 Characteristic flow patterns and zones for fluctuating pressure prediction .....	34

# Nomenclature

## *English symbols*

$C_{DES}$	Calibration constant in DES model
$C_p$	Pressure coefficient
$C_{p,rms}$	Coefficient of the root-mean-square fluctuations of pressure about the mean
$c_\xi$	Spatial correlation decay coefficient in the direction of the flow
$c_\eta$	Spatial correlation decay coefficient perpendicular to the flow
$d_w$	Distance to the nearest wall
$e$	Specific internal energy
$E$	Total energy per unit mass
$F_1, F_2$	Blending functions of SST
$h$	Specific internal enthalpy
$H$	Total enthalpy per unit mass
$f$	Frequency, wave number
$f_d, \tilde{f}_d$	Blending function for DDES and IDDES
$k$	Turbulent kinetic energy, wavenumber
$L_{LES}$	Large eddy simulation turbulent length scale
$L_{RANS}$	RANS turbulent length scale
$L_t$	Turbulent length scale
$M$	Mach number
$p$	Static pressure
$p'$	Pressure fluctuation
$q_j$	Heat flux vector
$Q$	$Q$ -criterion
$Q_{ref}$	Non-dimensionalizing parameter for $Q$ -criterion

$R$	Gas constant
$Re$	Reynolds number
$S_{ij}$	Strain rate tensor
$T$	Temperature or time-interval for time averaging
$U_c$	Convection velocity
$U_e$	Velocity at boundary layer edge
$U_\infty$	Freestream velocity magnitude
$u, v, w$	Velocity components in Cartesian coordinate directions
$W$	Power spectrum of pressure fluctuation
$x, y, z$	Cartesian coordinates

### ***Greek symbols***

$\alpha$	Angle of attack
$\beta_i, \beta^*$	Turbulence model coefficient
$\chi$	Cross-correlation points
$\delta$	Boundary layer thickness
$\Delta_{\max}$	Largest grid spacing
$\delta^*$	Displacement thickness
$\delta_{ij}$	Kronecker delta
$\epsilon$	Turbulence dissipation rate
$\gamma$	Ratio of specific heats
$\eta$	Direction of cross-flow
$\kappa$	Thermal conductivity, von Karman constant
$\mu$	Molecular viscosity
$\nu$	Kinematic viscosity
$\nu_t$	Kinematic eddy viscosity
$\theta$	Circumferential coordinate direction
$\rho$	Density

$\sigma$	Ratio of convection and free-stream velocities
$\tau_{ij}$	Viscous stress tensor
$\omega$	Specific dissipation rate, angular frequency(rad/s)
$\Omega_{ij}$	Antisymmetric components of $\nabla U$
$\xi$	Direction of flow

### ***Mathematical symbols***

$\nabla$	Gradient
----------	----------

### ***Subscripts***

0	Reference value
$\infty$	Freestream value
usw	Upstream of shock wave

### ***Superscripts***

$\sim$	Favre-averaged quantity
$—$	Reynolds-averaged quantity
$—H$	Hermitian transpose of the inverse of a matrix

### ***Abbreviations***

BEM	Boundary Elements Method
CFD	Computational Fluid Dynamics
DDES	Delayed Detached Eddy Simulation
DES	Detached Eddy Simulation
DNS	Direct Numerical Simulation
FEM	Finite Elements Method

IDDES	Improved Delayed Detached Eddy Simulation
LES	Large Eddy Simulation
PSD	Power Spectral Density
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes
RMS	Root Mean Square
SBES	Stress-Blended Eddy Simulation
SEA	Statistical Energy Analysis
SST	Shear Stress Transport
TBL	Turbulent Boundary Layer
WMLES	Wall Modeled Large Eddy Simulation

# 1. 서론

## 1.1 연구 배경

발사체는 이륙 과정(lift-off phase)과 상승비행 과정(ascent phase) 중에 집중적인 소음진동 환경에 노출되는데, 이 과정이 탑재체(payload)가 수명주기 동안 겪는 가장 격심한 동적 환경에 해당하는 것으로 알려져 있다[1]. 이륙 및 상승 과정에서 발생하는 소음진동은 발사체 외피에 랜덤 진동을 일으키고 다시 내부 공간으로 전파되어 민감한 전자장비나 탑재체의 고장을 유발하여 발사임무 실패의 결과를 초래하기도 한다[2~4]. 발사체의 이륙 과정에는 2 Hz ~ 20 kHz 주파수 대역에 분포된 최대 170 ~ 200 dB 수준의 강한 소음이 근방영역(near field)에 발생하는데 로켓엔진에서 방출되는 뜨거운 초음속 제트(jet)와 주변 공기와의 난류 혼합이 소음의 주된 원인이며, 제트 유동과 주변 공기의 간섭으로 발생하는 충격파도 추가적인 소음을 발생시킨다[1].

발사체의 상승비행 중에는, 특별히 충격파/경계층 간섭이 발생하는 천음속 구간에서 난류 경계층(TBL, turbulent boundary layer) 내부 섭동과 유동 박리, wake 효과, 돌출부(protuberance) 유동, 충격파 진동 등에 기인한 압력섭동(pressure fluctuation)으로 저주파(60 Hz 이하)의 비정상(unsteady) 공력 하중이 가해지는 buffet 현상이 발생한다[4~6]. 1960년대 초반에 상승비행 중 천음속 구간에서 발생한 발사체의 연속적인 실패는 buffet 현상에 기인한 것으로 밝혀졌으며[4], 이를 계기로 발사체 구조 설계 및 검증에 buffet 하중을 반드시 고려하게 되었다. 발사체가 초음속에 도달하면 제트 소음에 비해 난류 유동에 기인한 소음이 지배적이게 된다[1].

발사체 탑재 화물의 규모가 지속적으로 증가함에 따라 보다 대형의 탑재체를 수용하기 위해 탑재체 페어링(payload fairing)의 직경이 발사체 상단(upper stage) 직경보다 더 큰 해머헤드(hammerhead) 페어링을 사용하게 되었다. 해머헤드 형상의 불안정한 공력 특성으로 인해 형상

변화에 따른 공력 특성 및 동적 특성을 파악하기 위한 다수의 풍동 실험들이 수행되었다[7~9].

발사체가 탑재체를 목표 궤도에 안전하게 투입하기 위해서는 이륙 및 상승 비행 중에 발생하는 소음진동 환경으로부터 탑재체를 보호하여야 하는데, 이를 위해서는 탑재공간에 작용하는 음향하중 저감 설계가 필요하다. 음향하중의 저감을 위해서는, 1) 발사체에 작용하는 외부 음향하중을 예측하고, 2) 구조-음향 연성 해석을 통해 페어링 내부 음장(acoustic field)을 분석하고, 3) 음장 특성에 맞는 흡차음재를 설계하여 소음 레벨을 저감하는 절차를 거치게 된다. 따라서 첫 단계로 발사체에 작용하는 외부 음향하중의 예측이 필요하다. 발사체 표면에 작용하는 음향하중은 준 경험적(semi-empirical) 방법 또는 수치적 방법으로 구해질 수 있다. 발사체에 작용하는 외부 음향하중이 정의되면 페이로드 페어링(PLF, Payload Fairing) 구조물을 고려한 구조-음향 연성 해석을 통해 페어링 내부 음장을 분석한다.

발사체의 이륙 및 상승비행 중에는 넓은 주파수 대역에 분포된 음향하중을 받는데, 이러한 조건에서 위성체 구조물이나 탑재물이 받는 가속도를 올바르게 평가하기 위해서는 모든 주파수 대역의 압력 섭동을 응답해석에서 고려하여야 한다. 이를 위해서는 응답 해석을 위한 모델링에서 시스템 구성 요소들의 모드 밀도(modal density)에 따라 다른 해석 방법을 필요로 한다.

일반적으로 발사체에서 페어링에 의한 차음만으로는 위성체나 탑재물에 허용되는 음향하중 기준을 초과하므로 음향하중 저감을 위한 음향제어기구가 필요하다. 발사체 페어링에 적용되는 대표적인 음향제어기구는 음향 블랭킷(acoustic blanket)과 헬름홀츠 음향 공명기(Helmholtz acoustic resonator)이다[10].

발사체 페어링 내부에 탑재되는 위성이나 탑재물을 허용 가능한 가속도 환경 이내로 보호하기 위해서는 앞서 살펴본 바와 같이 발사체에 작용하는 외부 음향하중을 예측하여 구조-음향 연성 해석을 통해 페어링 내부 소음진동 환경을 분석하고, 허용 환경 규격 이내가 되도록 소음 레

벨 저감 설계를 하는 과정이 필요하다.

## 1.2 선행 연구

비행 중 발사체에 작용하는 음향하중에 대한 연구는 1960년대 초반 천음속 비행 구간에서 발사체의 연속적인 실패가 외부 공기력에 의한 buffet 현상이 원인인 것으로 확인되어 우주발사체 분야의 중요한 연구 과제로 다루어져왔다. 발사체 표면에 작용하는 음향하중은 준 경험적(semi-empirical) 방법 또는 수치적 방법으로 구해질 수 있다. 발사체에 작용하는 음향하중 예측에 사용되는 준 경험적 방법은 발사체 축소 모델의 풍동 실험이나 실물 발사체의 비행 시험에서 얻어진 데이터와 이론적 지식을 기반으로 도출된 모델 식을 이용하여 음향하중을 예측하는 방법이다. 고속 비행체 표면의 유동 특성은 비행체 형상과 비행 속도 등의 영향을 받고, 이에 따라 난류 경계층 내의 압력 섭동에 기인하는 음향하중도 달라진다. 1950년대 후반부터 많은 연구자들이 난류 경계층 내의 벽면 압력섭동에 관한 연구를 수행하여 다양한 예측 모델을 제시하였다. 대표적으로 Lawson[11], Robertson[12], Corcos[13], Efimtsov[14] 등의 모델이 있으며, 그 외에도 많은 연구자들에 의해 다양한 모델들이 개발되었다[15]. 최근에는 기존 압력섭동 예측 모델을 대와류모사법(Large Eddy Simulation) 및 직접모사법(Direct Numerical Simulation)으로 얻은 결과와 비교 분석하여 각 모델의 특성과 상대적 정확도를 평가하는 연구도 수행되었다[16].

벽면 압력섭동에 대한 준 경험적 예측 모델에는 난류 경계층 내 압력 섭동 에너지 강도를 제곱평균(mean square) 압력섭동( $\overline{p'^2}$ )으로 나타내는 모델과 압력섭동 에너지의 주파수 분포를 나타내는 단일지점 주파수 스펙트럼(single point frequency spectrum) 모델(파워스펙트럼 모델), 압력 섭동 에너지의 파수(wavenumber) 분포를 나타내는 파수-주파수 스펙트럼(wavenumber-frequency spectrum) 모델로 구분된다. Cockburn과 Robertson[17]은 Atlas-Agena 발사체의 15도 cone-cylinder 형상 페어링에 대해 파워스펙트럼 모델을 적용하여 비행 중 음향진동 환경을 예측하



였다. 보다 최근에는 Yang과 Wilby[18]가 준 경험식을 이용하여 Ares I-X 발사체의 비행 중 외부 음향진동 환경을 예측하였다. 이들은 발사체 주변 유동장이 독립적인 압력섭동 특성을 갖는 몇 개의 영역으로 구분될 수 있다는 가정 하에 유동 해석을 통해 이러한 영역을 설정하고 압력섭동 모델 식을 적용하여 음향하중을 산출하였다.

파워스펙트럼 모델에서는 경계층 두께(boundary layer thickness,  $\delta$ ), 경계층 배제두께(displacement thickness,  $\delta^*$ ), 경계층 가장자리 속도( $U_e$ ), 동압(dynamic pressure) 외에도 모델에 따라 다양한 유동장 파라미터가 입력 변수로 필요한데, 이런 값들은 모델링을 통해 예측하거나 실험을 통해 측정되어야 한다.

수치적 방법은 직접모사법(DNS, Direct Numerical Simulation), 대와류모사법(LES, Large Eddy Simulation), 분리와류모사법(DES, Detached Eddy simulation) 등과 같은 나비에-스토크스(Navier-Stokes) 방정식에 대한 비정상(unsteady) 전산유체해법을 이용하여 시간에 따른 비행체 표면의 압력 섭동을 직접 계산하는 방법이다. 고 레이놀즈수에서 발사체 벽면 근처의 비정상 난류 경계층을 분해하기 위해서는 매우 많은 수의 계산격자가 필요하며, 따라서 현대의 대규모 병렬 연산 능력을 고려하더라도 여전히 많은 계산 시간과 비용이 소요된다는 단점이 있다. 2020년 현재의 대규모 병렬 컴퓨터 능력을 고려할 때 실질적인 공학문제에 적용할 수 있는 방법은 DES[19]와 같은 hybrid RANS/LES 방법이 적절한 수준이다.

Hybrid RANS/LES 방법을 이용한 천음속 비행 중 발사체 주변의 buffet 유동에 대한 연구는 여러 연구자들에 의해 수행되었다[20~24]. Coe와 Nute[7]가 실험적으로 연구한 model 11 해머헤드 페어링 발사체 형상은 최근 buffet 해석을 위한 보다 신뢰성 있는 CFD 검증 데이터를 확보하기 위한 노력의 일환으로 실험과 CFD 연구자들의 재조명을 받았다. Murman 등[21, 22]과 Liu 등[23]은 DDES(Delayed Detached Eddy Simulation)[25]를 이용하여 Coe와 Nute의 해머헤드 발사체 형상에 대한 천음속 buffet 유동장을 계산하였으며, Zore 등[24]은 Coe[8]의 model-IV

형상 발사체에 대한 천음속 유동장을 SBES(Stress-Blended Eddy Simulation)[26] 방법을 사용하여 계산하였다. 이들은 계산에서 얻어진 발사체 표면의 압력섭동을 실험에서 획득된 값과 비교하여 계산에 사용된 hybrid RANS/LES 기법의 난류 압력섭동 예측 능력을 평가하였다.

한편, 실험적으로도 Coe와 Nute[7]의 연구가 재조명되어 이들이 1960년대 초반에 수행하였던 것과 동일한 발사체 모델에 대해 압력감응페인트(pressure sensitive paint)와 현대적인 고주파수 압력섭동센서를 이용한 풍동 실험이 수행되었다[27~30].

비행 중 발사체 표면에 작용하는 음향하중을 준 경험식을 이용하여 구하는데 필요한  $\delta$ ,  $\delta^*$ ,  $U_e$  등의 경계층 관련 인자는 발사체 주변 유동장에 대한 정상상태 레이놀즈 평균 나비에-스토크스(RANS, Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 방정식의 해로부터 구할 수 있다. 이와 같이 RANS 해에서 얻은 난류 경계층 인자를 준 경험식에 적용하여 난류 경계층 내부 압력섭동을 예측하는 방법은 Panda[29]에 의해 제안되었는데, 이 방법은 경험적 예측기법의 간편성과 수치적 예측기법의 범용성을 동시에 갖는 장점이 있다. Park 등[32]은 이 방법으로 여러 연구자들에 의해 제안된 다양한 준 경험식 모델을 고속 비행체 형상에 적용하여 모델 간 압력섭동 예측 결과를 비교하였는데, 각 연구자들이 제시한 모델 식은 사용되는 변수와 보정 계수 등에 차이가 있고 그에 따라 특징을 달리 하기 때문에 예측 결과 또한 차이를 보임을 확인하였다.

구조물의 음향-진동 해석에는 유한요소법(FEM, Finite Elements Method)과 경계요소법(BEM, Boundary Elements Method)과 같은 결정론적 방법(deterministic method)과 통계적 에너지 분석법(SEA, Statistical Energy Analysis)[33, 34]과 같은 통계적 방법(statistical method)이 흔히 사용된다. SEA는 해석 구조물을 에너지를 저장, 전달, 소산시킬 수 있는 여러 개의 연결된 하부 구조로 나누고 정상상태에서 각 하부 구조에 유입 및 유출되는 파워가 같다는 에너지 평형 원리를 적용하여 각 하부 구조간의 에너지 교환 과정을 해석함으로써 외부 입력에 대한 응답을 예측하는 방식이다.

모드 밀도가 낮은 저 주파수에서는 FEM이나 BEM으로 음향-진동 응답을 정확하게 해석할 수 있지만 모드 밀도가 높은 고주파 영역에서는 짧은 파장의 응답을 결정론적으로 표현하기 위해 필요한 시스템의 자유도가 비현실적으로 증가할 뿐만 아니라, 고차 모드에서 경계조건이나 해석 대상의 작은 변화에도 모드 민감도가 증가하여 불확실성이 커지는 문제가 있다. 따라서 고주파수 대역에는 구조물의 모드와 주파수에 대한 평균적인 진동 응답을 예측하는 SEA 기법이 더 적합하다. 그러나 SEA 기법은 복잡한 실제 형상을 단순화하여 표현하는 특성으로 인해 실제 구조물의 특정 지점에서의 응답을 알 수 없고, 낮은 모드 밀도의 강성 구조체를 정확히 해석하지 못하는 단점이 있다. 이와 같은 이유로 중주파수 대역에서 하나의 시스템에 FEM과 SEA를 각기 다른 파트에 적용하여 연성 해석하는 FE-SEA 하이브리드 기법이 개발되었다. 이 기법은 SEA가 해석하지 못하는 강성의 영향을 받는 부분을 FEM으로 모드 해석을 수행하여 그 결과를 유한요소 하부시스템과 통계적 하부시스템 사이의 연결부에 적용함으로써 중주파수 대역에서 신뢰성 있는 결과를 얻을 수 있게 된다.

Bianco 등은 FE-SEA 하이브리드법을 이용하여 외부 음향하중에 의해 Vega-C 발사체 페어링 내부 탑재물에 가해지는 가속도를 계산하였다[35].

### 1.3 연구 목표 및 내용

발사체 페어링 내부에 탑재되는 위성이나 탑재물을 허용 가능한 가속도 환경 이내로 보호하기 위해서는 앞서 살펴본 바와 같이 발사체에 작용하는 외부 음향하중을 예측하여 구조-음향 연성해석을 통해 페어링 내부 소음진동 환경을 분석하고, 허용 환경규격을 만족시키기 위한 소음저감 설계 과정이 필요하다. 이러한 각각의 과정들에 대해서는 많은 연구가 수행되었으나 전체 과정에 대한 시스템적 통합 연구의 케이스 드물다. 따라서 본 연구에서는 발사체에 작용하는 외부 음향하중을 예측하고 페어링 내부 음향 환경 예측을 위한 FE-SEA 하이브리드 음향-진동 연

성해석 과정에서 음향 블랭킷 및 헬름홀츠 공명기를 사용한 음향제어를 통해 탑재물의 안정성을 확보하는 설계/해석 프로세스를 개발하였다.

발사체 이륙 과정에서 발생하는 소음진동의 주원인은 로켓 엔진의 초음속 제트가 화염유도로 및 발사대에 반사되어 발생하는 것인데 이 때 발생하는 소음 예측에 대한 연구는 Park 등[36]에 의해 수행되었으므로 본 연구에서는 상승 비행 중 발사체에 작용하는 음향하중을 연구 대상으로 하였다.

비행 중 발사체에 작용하는 음향하중을 준 경험식을 이용하는 방법과 hybrid RANS/LES 방법으로 각각 구하여 그 결과를 비교하였다. 준 경험식을 이용한 음향하중 예측에 필요한 경계층 관련 인자들은 정상상태 RANS 유동해석 결과로부터 구하였다.

발사체 페어링 내부 음향환경 예측을 위한 구조-음향 연성 해석에서 저주파수 대역에서는 FE, 중주파수 대역은 FE-SEA 하이브리드, 고주파수 대역에서는 SEA 기법을 사용하였다. 확립된 해석 기법을 이용해 음향-진동 연계 모델을 생성하고 이를 이용하여 페어링 내부 소음 레벨을 예측하였다. 실제 해석에는 잘 알려진 음향진동 해석 프로그램인 VA One[37]을 사용하였다.

페어링 외피에 의한 차음 성능을 먼저 확인하고 필요에 따라 추가적인 흡음을 위한 음향 블랭킷과 헬름홀츠 공명기를 적용하여 음향제어 성능을 확인하였다.

## 2. 이론적 배경

### 2.1 준 경험적 음향하중 예측 방법

비행 중 발사체 외부 표면에 작용하는 음향하중을 준 경험적으로 예측하는 방법은 발사체 축소 모델의 풍동 실험이나 실물 발사체의 비행 시험에서 얻어진 데이터와 이론적 지식을 기반으로 도출된 난류 경계층 압력섭동에 관한 모델 식을 이용하는 것이다. 난류 경계층 내의 벽면 압력섭동에 관한 연구는 1950년대 후반부터 많은 연구자들에 의해 수행되었는데[11~15], 본 연구에서는 Robertson[11]의 난류 경계층 내부 압력섭동 파워스펙트럼 모델을 이용하여 발사체 페어링을 포함한 동체 표면에 작용하는 외부 음향하중을 예측하였다.

Robertson은 경계층의 특성에 따라 1) 부착경계층 영역, 2) 박리유동 영역(압축 코너 및 팽창 코너), 3) 충격파 진동 영역으로 구분하고 각 영역에 대해 다음과 같은 압력섭동 파워스펙트럼 경험식을 제안하였다.

#### 1) 부착경계층 영역

$$W(f) = \frac{2\pi \overline{p'^2}}{w_0 \left[ 1 + \left( \frac{2\pi f}{w_0} \right)^{0.9} \right]^2}, \quad \omega_0 = \frac{U_e}{2\delta^*} \quad (2.1)$$

#### 2) 박리유동 영역

$$W(f) = \frac{2\pi \overline{p'^2}}{f_0 \left[ 1 + (f/f_0)^{0.83} \right]^{2.15}}, \quad f_0 = 0.17 \frac{U_e}{\delta} \quad (2.2)$$

#### 3) 충격파 진동 영역

발사체 형상에서 일반적으로 충격파 진동에 의해 가장 강한 수준의 압력섭동이 발생한다. 이 영역에서는 충격파의 저주파 대역 에너지와 박리

유동의 고주파 대역 에너지가 합해진 형태로 표시된다.

$$\frac{W(f)U_e}{\delta} = \frac{2\pi\overline{p'^2}}{0.01[1+(f/f_0)^{1.55}]^{1.7}} + 0.25 \frac{2\pi(\overline{p'^2})_{usw}}{\left(\frac{f\delta}{U_e}\right)_{usw} [1+(f/f_0)^{0.83}]^{2.15}} \quad (2.3)$$

여기서 하첨자  $usw$ (upstream of shock wave)는 충격파 전방지점을 의미한다. 제곱평균 압력섭동은 압력섭동 파워스펙트럼을 적분하여 구해진다.

$$\overline{p'^2} = \int_0^{\infty} W(f)df \quad (2.4)$$

(2.1)~(2.3)식을 이용하기 위해서는  $\delta$ (경계층 두께),  $\delta^*$ (경계층 배제두께),  $U_e$ (경계층 가장자리 속도) 등의 입력변수가 필요한데 본 연구에서는 이들을 정상상태 RANS 해석을 통해 구한다. 이와 같은 방법으로 다양한 비행 환경에 대해 상대적으로 빠른 분석이 가능하고 실험을 통해 경험식의 입력변수를 구하지 않아도 된다는 장점이 있다[32].

## 2.2 Hybrid RANS/LES 방법

난류 유동 해석에서 직접모사법(DNS)은 모든 스케일의 난류 에디(eddy)를 직접 분해하여 난류 유동에 대한 가장 엄밀한 수치해를 제공하지만 막대한 계산 용량이 요구되어 실제 공학적인 문제에 적용은 아직은 현실적이지 못하다. 반면에 계산 용량 면에서 접근성이 뛰어난 RANS 해석은 모든 스케일의 난류를 모델링으로 모사하는데 벽면 부착 경계층에서는 비교적 정확한 결과를 제공하지만 강한 박리유동 영역에서는 그 정확도가 떨어진다. 대와류모사법(LES)은 난류 해석에 있어서 DNS와 RANS의 중간에 위치한 방법으로 큰 난류에너지를 갖는 대와류는 직접 모사하고 그보다 작은 스케일 와류의 효과는 아격자 모델링(sub-grid scale model)으로 고려한다. LES는 DNS에 비해서 계산 용량이 월등히 감소되기는 하지만 부착 경계층과 같이 난류 스케일이 매우 작은 영역이

존재하는 경우에는 여전히 이들 난류의 분해에 많은 계산 자원이 소요되어 많은 실제적인 문제에 대해서는 여전히 적용에 한계가 있다. Hybrid RANS/LES 법은 RANS와 LES 사이의 공백을 메우고 이들 각 방법의 장점이 최적화되도록 설계된 기법으로, 부착 및 박리 경계층 유동에 대해 RANS나 LES 대비 우월성을 갖는 대안이 될 수 있으며 이러한 이유로 최근에 실제 공학적 문제에 이 방법의 적용 사례가 많이 증가하고 있다. 또한 비정상 난류 압력 섭동의 분해가 필요한 전산공력소음 문제에서도 유용하게 활용될 수 있다.

### 2.2.1 지배방정식

압축성 Navier-Stokes 방정식은 보존형으로 다음과 같이 표시된다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (2.5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2.6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j H) = \frac{\partial}{\partial x_j}(u_j \tau_{ij}) - \frac{\partial q_j}{\partial x_j} \quad (2.7)$$

여기서  $E = e + \frac{1}{2}u_i u_i$ ,  $H = h + \frac{1}{2}u_i u_i$ ,  $e$ 는 단위 질량당 내부에너지,  $h = e + p/\rho$ 는 단위 질량당 엔탈피,  $\tau_{ij}$ 는 점성응력 텐서(viscous stress tensor),  $q_j$ 는 열 유속(heat flux) 벡터이다. 이상기체의 경우 압력은 나머지 상태변수로부터 다음의 식으로 구해진다.

$$p = \rho RT = (\gamma - 1)\rho e \quad (2.8)$$

압축성 유체에서  $\tau_{ij}$ 는

$$\tau_{ij} = \mu \left( 2S_{ij} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \quad (2.9)$$

여기서  $S_{ij}$ 는 변형율 텐서(strain-rate tensor)로서 다음과 같다.

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.10)$$

열유속 벡터  $q_j$ 는 다음과 같이 정의된다. 여기서  $\kappa$ 는 열전도율이다.

$$q_j = -\kappa \frac{\partial T}{\partial x_j} \quad (2.11)$$

압축성 난류 Navier-Stokes 방정식을 구하기 위해 각각 (2.12)식과 (2.13)식으로 표시되는 레이놀즈 평균(Reynolds averaging)과 파브 평균(Favre averaging)을 정의한다.

$$\text{Reynolds averaging: } \bar{\phi}(x,t) = \frac{1}{T} \int_T \phi(x,t) dt \quad (2.12)$$

$$\text{Favre averaging: } \tilde{\phi}(x,t) = \frac{\overline{\rho\phi}}{\bar{\rho}} = \frac{1}{\bar{\rho}T} \int_T \rho(x,t)\phi(x,t) dt \quad (2.13)$$

$\rho$ ,  $p$ 에 대해서는 레이놀즈 분해를 적용하고 나머지 변수들에는 파브 분해를 적용하면 아래의 식을 얻는다.

$$\begin{aligned} \rho &= \bar{\rho} + \rho', & p &= \bar{p} + p', & q &= \bar{q} + q' \\ u_i &= \tilde{u}_i + u_i'', & e &= \tilde{e} + e'', & h &= \tilde{h} + h'' \end{aligned} \quad (2.14)$$

위 식을 (2.5)~(2.7)식에 적용하여 정리하면 다음과 같은 Favre 평균 Navier-Stokes 방정식을 얻는다[38].

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) = 0 \quad (2.15)$$



$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}\tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}\tilde{u}_j\tilde{u}_i) = -\frac{\partial\bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial\tilde{\tau}_{ij}}{\partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}\tilde{u}_i\tilde{u}_j'') \quad (2.16)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}\tilde{E}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}\tilde{u}_j\tilde{H}) &= \frac{\partial}{\partial x_j}(-\tilde{q}_j - \bar{\rho}\tilde{u}_j\tilde{h}'' + \tilde{\tau}_{ij}\tilde{u}_i'' - \bar{\rho}\tilde{u}_j k'') \\ &+ \frac{\partial}{\partial x_j}[\tilde{u}_i(\tilde{\tau}_{ij} - \bar{\rho}\tilde{u}_i'')] \end{aligned} \quad (2.17)$$

(2.17)식에서  $\tilde{\tau}_{ij}$ 는 파브 평균 속도로 구해지는 층류 점성 응력 텐서이며 파브 평균 레이놀즈 응력 텐서  $\tau_{ij}^F$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$\tau_{ij}^F = -\bar{\rho}\tilde{u}_i\tilde{u}_j'' \quad (2.18)$$

Boussinesq 난류점성 가정에 의해 파브 평균 레이놀즈 응력은 다음과 같이 정의된다.

$$\tau_{ij}^F = -\bar{\rho}\tilde{u}_i\tilde{u}_j'' = \mu_t \left( 2\tilde{S}_{ij} - \frac{2}{3} \frac{\partial\tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \bar{\rho}\tilde{k}\delta_{ij} \quad (2.19)$$

여기서  $\tilde{S}_{ij}$ 와  $\tilde{k}$ 는 각각 파브 평균 변형율 텐서와 파브 평균 난류 운동에너지로서 다음과 같이 정의된다.

$$\tilde{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial\tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial\tilde{u}_j}{\partial x_i} \right), \quad (2.20)$$

$$\tilde{k} = \frac{1}{2} \tilde{u}_i\tilde{u}_i'' \quad (2.21)$$

(2.17)식의 우변 첫 항과 둘째 항,  $-\frac{\partial\tilde{q}_j}{\partial x_j}$  과  $-\frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}\tilde{u}_j\tilde{h}'')$ , 은 각각 분자 운동에 의한 열확산과 난류수송에 의한 열전달을 나타내며, 아래와 같이 층류 및 난류 프란틀 수(Prandtl number)를 이용하여 표시할 수 있다.

$$-\tilde{q}_j = \kappa \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_j} = \frac{\mu}{\text{Pr}} \frac{\partial \tilde{h}}{\partial x_j}, \quad \text{Pr} = \frac{\mu}{\kappa} C_p \quad (2.22)$$

$$-\overline{\rho u_j \tilde{h}''} = \kappa_t \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_j} = \frac{\mu_t}{\text{Pr}_t} \frac{\partial \tilde{h}}{\partial x_j}, \quad \text{Pr}_t = \frac{\mu_t}{\kappa_t} C_p \quad (2.23)$$

## 2.2.2 난류 모델

본 연구에서는 Menter[39]의 전단응력 수송(Shear stress transport, SST)  $k-\omega$  난류 모델을 사용하였다. SST  $k-\omega$  난류 모델은 원류  $k-\omega$  난류 모델[40]과  $k-\epsilon$  난류 모델[41]을 결합한 것으로, viscous sublayer를 포함한 경계층 내부에는  $k-\omega$  모델을 사용하고 경계층의 외측 영역과 경계층 외부에서는  $k-\epsilon$  난류 모델로 전환되도록 한다. 이와 같이 하여 저 레이놀즈수 난류 모델인  $k-\omega$  모델을 벽면의 laminar sublayer에 까지 별도의 damping 함수 없이 사용할 수 있고, 경계층 외부에서는  $k-\epsilon$  모델로 전환되어 원방 유입류의 난류 조건에 민감한  $k-\omega$  모델의 단점을 극복하였다.  $k-\omega$ 와  $k-\epsilon$ 의 두 난류 모델 간의 전환은 결합함수(blending function)를 통해 이루어진다.  $k-\epsilon$ 과  $k-\omega$  모델을 결합하기 위해서는  $k-\epsilon$  난류 모델을  $k-\omega$  변수를 사용하여 나타내어야 하는데  $\omega$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$\omega = \frac{\epsilon}{\beta^* k}, \quad \beta^* = 0.09 \quad (2.24)$$

SST  $k-\omega$  난류 모델은 난류 운동 에너지( $k$ )와 난류 소산율( $\omega$ )에 대한 두 개의 수송 방정식으로 이루어진다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \hat{P}_k - Y_k \quad (2.25)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + P_\omega - Y_\omega + D_\omega \quad (2.26)$$

여기서  $\Gamma_k, \Gamma_\omega$ 는 각각  $k$ 와  $\omega$ 의 유효 확산도로서 다음과 같이 정의되며,

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}, \quad \Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (2.27)$$

$\sigma_k$ 와  $\sigma_\omega$ 는 각각  $k$ 와  $\omega$ 에 대한 확산계수이다.

식(2.25)와 식(2.26)에서  $\hat{P}_k$ 는 평균 속도 구배에 의한 난류에너지의 생성항이고,  $P_\omega$ 는  $\omega$ 의 생성항이다.  $Y_k, Y_\omega$ 는 난류에 의한  $k$ 와  $\omega$ 의 소산항이며,  $D_\omega$ 는  $k$ 와  $\omega$ 의 교차 확산을 나타낸다. 이들 항은 아래와 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} \hat{P}_k &= \min(P_k, 10 \rho \beta^* k \omega) \\ P_k &= 2\mu_t S_{ij} S_{ij} - \frac{2}{3} \rho k \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \delta_{ij} \end{aligned} \quad (2.28)$$

$$P_\omega = \alpha \left[ 2\rho S_{ij} S_{ij} - \frac{2}{3} \rho \omega \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \delta_{ij} \right], \quad (2.29)$$

여기서  $\hat{P}_k$ 는 유효 난류에너지 생성항으로 정체점 영역에서 난류의 발달을 억제하기 위해 난류에너지 생성항  $P_k$ 의 값을 제한하였다.

난류 점성을 (2.30)식과 같이 제한함으로써 역압력 구배 영역과 후류(wake) 영역에서의 성능이 개선된다.

$$\nu_t = \frac{\mu_t}{\rho} = \frac{a_1 k}{\max[a_1 \omega, SF_2]} \quad (2.30)$$

$$Y_k = \rho \beta^* k \omega \quad (2.31)$$

$$Y_\omega = \rho \beta \omega^2 \quad (2.32)$$

$$D_\omega = 2(1 - F_1) \frac{\rho}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (2.33)$$

$$S \equiv \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}, \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right). \quad (2.34)$$

SST  $k-\omega$  모델에서 모델링 상수들은 표준  $k-\omega$  모델과  $k-\epsilon$  모델의 상수들을 다음과 같이 정의되는 결합함수  $F_1$ 를 이용하여 결합한다.

$$F_1 = \tanh \left\{ \min \left[ \max \left( \frac{L_{RANS}}{d_w}, \frac{500\nu_t}{d_w^2\omega} \right), \frac{4\rho k}{\sigma_{\omega,2} D_\omega^+ d_w^2} \right]^4 \right\} \quad (2.35)$$

$$D_\omega^+ = \max \left( 2 \frac{\rho}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right) \quad (2.36)$$

$$F_2 = \tanh \left\{ \left[ \max \left( 2 \frac{L_{RANS}}{d_w}, \frac{500\nu_t}{\omega d_w^2} \right) \right]^2 \right\} \quad (2.37)$$

여기서  $d_w$ 는 가장 가까운 벽면까지의 거리이며, (2.35)와 (2.37)식의 첫 번째 항의  $L_{RANS} = \frac{\sqrt{k}}{C_\mu \omega}$ 는 RANS 난류 길이 스케일이며,  $L_{RANS}/d_w$ 는 난류 길이 스케일을 벽면에서 가장 가까운 거리로 나눈 것이 된다.

결합함수  $F_1$ 은 벽면에서 1의 값을 갖고 벽면에서 경계층 외부로 가면 0의 값으로 변하여  $k-\omega$  모델과  $k-\epsilon$  모델을 스위칭 해주는 역할을 한다. SST  $k-\omega$  모델에서  $k$ 와  $\omega$ 의 확산계수  $\sigma_k$ ,  $\sigma_\omega$ 와  $\alpha$ ,  $\beta_i$ 는 결합함수  $F_1$ 을 이용하여 다음과 같이 계산된다.

$$\sigma_k = \frac{1}{\sigma_{k,1}F_1 + \sigma_{k,2}(1-F_1)}, \quad \sigma_\omega = \frac{1}{\sigma_{\omega,1}F_1 + \sigma_{\omega,2}(1-F_1)} \quad (2.38)$$

$$\alpha = F_1\alpha_1 + (1-F_1)\alpha_2$$

$$\beta_i = F_1\beta_{i,1} + (1-F_1)\beta_{i,2} \quad (2.39)$$

여기서 하첨자 1은  $k-\omega$  모델의 상수이며 하첨자 2는  $k-\epsilon$  모델에 해당

하는 상수이며, 이들의 값은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
\sigma_{k,1} &= 0.85, \quad \sigma_{k,2} = 1.0, \\
\sigma_{\omega,1} &= 2.0, \quad \sigma_{\omega,2} = 0.856, \\
\beta_{i,1} &= 3/40, \quad \beta_{i,2} = 0.0828, \\
\alpha_1 &= \left(\frac{\beta_1}{\beta^*}\right) - \left(\frac{\sigma_{\omega,1}\kappa^2}{\sqrt{\beta^*}}\right) = 0.5532, \quad \alpha_2 = \left(\frac{\beta_2}{\beta^*}\right) - \left(\frac{\sigma_{\omega,2}\kappa^2}{\sqrt{\beta^*}}\right) = 0.44 \\
\beta^* &= C_\mu = 0.09, \quad \kappa = 0.41, \quad a_1 = 0.31
\end{aligned}$$

### 2.2.3 DES 모델

분리와류모사법(DES)[19, 42]는 hybrid RANS/LES 범주에 속하는 대표적인 방법 중의 하나로 난류 경계층 내부에서는 URANS(Unsteady RANS) 모델이 사용되고 큰 스케일의 난류 운동이 우세한 박리 유동 영역에서는 LES 모델이 적용된다.

DES 모델에서는 RANS 난류 길이 척도  $L_{RANS}$ 를 DES 길이 척도  $L_{DES} = C_{DES}\Delta_{\max}$ 와 비교하여 RANS와 LES 간의 모델 전환을 한다. 즉, DES 모델에서 가장 가까운 벽면까지의 거리  $d_w$ 가  $L_{DES}$ 보다 작으면 RANS 모드를 유지하고 그렇지 않은 경우에 LES 모드로 전환된다.

DES에서 난류에너지 수송방정식의  $\epsilon$ 은 RANS 모드에서 LES 모드로 전환되면서 다음과 같이 변경된다.

$$\epsilon = \frac{k^{3/2}}{L_{RANS}} \Rightarrow \epsilon = \frac{k^{3/2}}{\min(L_{RANS}, L_{DES})} \quad (2.40)$$

SST  $k-\omega$  DES 난류 모델은 RANS SST  $k-\omega$  난류 모델을 DES 방식으로 변형한 것이다. SST  $k-\omega$  DES 모델에서는 SST  $k-\omega$  모델의  $k$  방정식 난류 소산항  $Y_k = \rho\beta^*k\omega$ 에  $F_{DES}$ 가 곱해진 형태로 변형된다.

$$\begin{aligned}
Y_k &= \rho \beta^* k \omega F_{DES}, \\
F_{DES} &= \max\left(\frac{L_{RANS}}{L_{DES}}, 1\right), \\
L_{RANS} &= \frac{\sqrt{k}}{C_\mu \omega}, \quad L_{DES} = C_{DES} \Delta_{\max} \\
C_{DES} &= 0.61, \quad \Delta_{\max} = \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z)
\end{aligned} \tag{2.41}$$

여기서  $L_{RANS}$ 는 RANS 난류 길이 척도,  $C_{DES}$ 는 교정 상수이며,  $\Delta_{\max}$ 는 지역(local) 최대 격자 간격이다.

## 2.2.4 DDES, IDDES 모델

DES 모델은 격자에 대한 민감도가 높아서 경계층 내에서 유동 방향 격자 크기가 작아지는 경우 RANS 모드가 유지되지 못하고 LES 모드로 조기에 전환되는 문제가 발견되었다. 이런 문제를 해결하기 위해 LES 모드로의 전환을 지연시키는 Delayed DES(DDES) 모델[25]이 개발되었다. DES 대비 DDES 모델에서의 주요 변경 사항은 경계층 내에서 LES로의 전환을 지연시키기 위해 분자 동점성계수와 난류 동점성계수를 스위칭 함수에 도입한 것이다.

난류 스케일의 정의  $L_t = \sqrt{k}/\beta^* \omega$ 를 이용하면 난류 수송방정식의 난류에너지 소산을  $Y_k$ 는 다음과 같이 표시된다.

$$Y_k = \rho \beta^* k \omega = \rho k^{3/2}/L_t \tag{2.42}$$

이때 DDES 길이 척도는 다음과 같이 정의된다.

$$L_{DDES} = L_{RANS} - f_d \max(0, L_{RANS} - L_{LES}) \tag{2.43}$$

$$\begin{aligned}
L_{LES} &= C_{DES} h_{\max} \\
L_{RANS} &= \sqrt{k} / (C_\mu \omega) \\
C_{DES} &= C_{DES,1} F_1 + C_{DES,2} (1 - F_1)
\end{aligned} \tag{2.44}$$

여기서  $h_{\max}$ 는 격자의 최대 모서리 길이이며,  $C_{DES,1}=0.78$ ,  $C_{DES,2}=0.61$ 이다. 경험적 결합함수  $f_d$ 에 의해  $f_d=0$ 이면 RANS 모드,  $f_d=1$ 이면 LES 모드가 되는데, 이 함수는 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned}
f_d &= 1 - \tanh \left[ (20r_d)^3 \right], \\
r_d &= \frac{\nu_t + \nu}{\kappa^2 d_w^2 \sqrt{0.5(S^2 + \Omega^2)}}, \quad \kappa = 0.41 \\
S &\equiv \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}, \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right), \\
\Omega &\equiv \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}}, \quad \Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right).
\end{aligned} \tag{2.45}$$

Improved DDES(IDDES)[43, 44]는 DDES와 Wall Modeled LES(WMLES)를 결합하여 LES와 RANS 간의 전환을 더 개선시킨 모델이다. 이 모델에서는 Wall Modeled LES(WMLES) 기법을 도입하여 벽면에 매우 근접한 작은 스케일의 난류 구조를 갖는 내층 경계층 영역에는 RANS를 적용하고 비교적 큰 스케일의 난류 구조가 지배적인 외층 경계층 영역에는 LES를 적용한다. IDDES는 격자 분해능이 충분하고 유입류 난류가 있는 경우에는 WMLES로 작동하고 그렇지 않은 경우에는 DDES로 작동한다. IDDES에서 모델 길이 척도  $L_{IDDES}$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$L_{IDDES} = \tilde{f}_d (1 + f_e) L_{RANS} + (1 - \tilde{f}_d) L_{LES} \tag{2.46}$$

$$L_{LES} = C_{DES} \Delta \tag{2.47}$$

$$\Delta = \min \{ C_w \max[d_w, h_{\max}], h_{\max} \}, \quad C_w = 0.15$$

식 (2.46)에서 경험적 결합함수  $\tilde{f}_d$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned}
\tilde{f}_d &= \max\{(1 - f_{dt}), f_B\} \\
f_{dt} &= 1 - \tanh[(20r_{dt})^3] \\
r_{dt} &= \frac{\nu_t}{\kappa^2 d_w^2 \sqrt{0.5(S^2 + \Omega^2)}} \\
f_B &= \min\{2 \exp(-9\alpha^2), 1.0\} \\
\alpha &= 0.25 - d_w/h_{\max}
\end{aligned} \tag{2.48}$$

여기서 결합함수  $f_B$ 는 0과 1 사이의 값을 가지며, 벽면 근처에서는  $f_B = 1$ 이 되어  $L_{IDDES} = (1 + f_e)L_{RANS}$ 가 되어 IDDES는 RANS로 동작하게 되며, 벽면에서 멀리 떨어진 영역에서는  $f_B = 0$ ,  $L_{IDDES} = L_{LES}$ 가 되어 IDDES는 LES 모드로 동작하게 된다.  $f_B > 1 - f_{dt}$ 이면 WMLES 모드로 동작하고, LES와 RANS의 경계는 격자 크기에 의해 결정된다. 그 외의 경우에는 IDDES 모드로 동작한다. (2.45)식의  $f_e$  함수의 형태 등 보다 자세한 사항은 참고문헌 [44]을 참고할 수 있다. 결합함수에 따라 IDDES는  $0.5h_{\max} \leq d_w \leq h_{\max}$  사이에서 RANS 모드에서 LES 모드로 전환되는데[43], 이것은 에너지를 가진 난류 구조가  $d_w \geq 0.5h_{\max}$ 부터는 부분적으로 분해되고  $d_w \geq h_{\max}$ 부터는 완전히 분해되어야 함을 의미한다 [45]. 따라서 계산격자는 이러한 난류 구조를 분해할 수 있도록 적절하게 형성되어야 한다.

IDDES는 좋은 해석 결과를 제공하면서 사전에 RANS/LES 영역을 사용자가 지정할 필요가 없고, 격자 분해능이 WMLES 요건을 만족시키지 못하면 자동으로 DDES로 전환되는 자가 적응방식이어서 신뢰할 수 있으며 복잡한 형상에 용이하게 적용 가능한 장점으로 인해 최근 CFD에서 많이 이용되고 있다. 따라서 본 연구에서는 SST  $k-\omega$  난류모델 기반 IDDES 옵션을 적용하여 해석을 수행하였다.



## 2.3 SEA 및 Hybrid FE-SEA 이론

### 2.3.1 SEA 파워 평형 방정식

통계적 에너지 해석법은 시스템의 응답에 다수의 공진모드가 참여하고 있다는 가정 하에 1970년대에 Lyon 등[33]에 의해 제안된 이론으로서, 우주발사체와 같은 대형구조물의 고주파수 응답해석의 경우에 매우 유용하게 사용될 수 있다.

통계적 에너지 해석법(SEA)은 해석하고자 하는 대상을 여러 개의 하부시스템(subsystem)으로 나누고 이 하부시스템들 사이의 소음/진동 에너지 평형을 고려함으로써 각 하부시스템의 여러 주요 인자를 가지고 하부시스템의 에너지를 구하고 다시 이 에너지로부터 그 하부시스템의 소음/진동 양을 구하는 것이다. Fig. 2.1은 두 개의 연결된 하부시스템 간의 파워 흐름 관계를 표시한 것이다. 각 하부시스템은 파워를 받거나, 소산시키거나, 연결된 다른 하부시스템과 교환할 수 있다. Fig. 2.1에서  $\Pi_{1,in}$ ,  $\Pi_{2,in}$ 은 각 하부시스템으로 유입되는 파워,  $\Pi_{1,out}$ ,  $\Pi_{2,out}$ 는 각 하부시스템에서 소산되는 파워,  $\Pi_{1,2}$ ,  $\Pi_{2,1}$ 은 하부시스템 사이에서 이동하는 파워를 나타낸다.

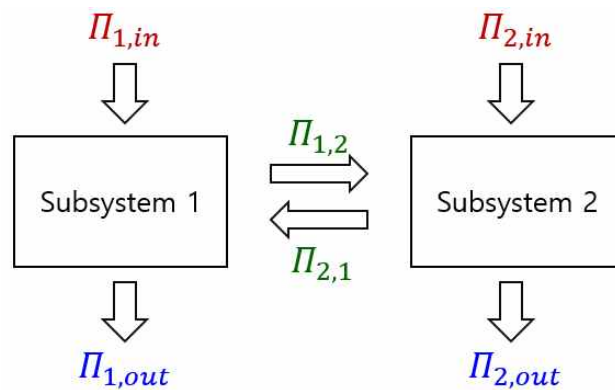


Fig. 2.1 Power flow in two subsystem SEA model

많은 실제적인 문제에서 구조시스템은 많은 수의 다중 모드 하부시스템으로 구성되며, 이들 하부시스템은 물리적으로 하나 이상의 다른 하부

시스템들과 연결되어 있다. 전체 시스템은 파워를 저장하고 있는 각 하부시스템 모드들의 합으로 모델링된다. SEA에서 하부시스템 간의 파워 전달은 관심 주파수 밴드에서 공진 주파수를 가지는 공진계들 사이에서 이루어지는데, 파워 전달 방정식과 상반 관계식(reciprocity relation)으로 아래와 같이 표현된다.

$$\Pi_{i,j} = \omega(\eta_{ij}E_i - \eta_{ji}E_j) \quad (2.49)$$

$$N_i\eta_{ij} = N_j\eta_{ji} \quad (2.50)$$

하부시스템  $i$ 에서 소산되는 파워는 다음 식과 같이 주어지며,

$$\Pi_{i,out} = \omega\eta_i E_i \quad (2.51)$$

총  $k$ 개의 하부시스템으로 구성된 SEA 시스템에서 하부시스템  $i$ 의 파워 평형 방정식은 다음과 같이 표시된다.

$$\Pi_{i,in} = \Pi_{i,out} + \sum_{i \neq j}^k \Pi_{i,j} - \sum_{i \neq j}^k \Pi_{j,i} \quad (2.52)$$

여기서  $N_i$ 는 하부시스템의 관심 주파수 대역에 존재하는 진동 모드 수이며,  $E_i$ 는 하부시스템에서  $N_i$ 개의 진동 모드들의 총 에너지,  $\omega$ 는 중심 주파수,  $\eta_i$ 는 내부 손실계수,  $\eta_{ij}$ 는 결합 손실계수이다. 식(2.49), (2.51)을 (2.52)에 대입하면 아래의 식을 얻는다.

$$\Pi_{i,in} = \omega\eta_i E_i + \omega \sum_{i \neq j}^k (\eta_{ij}E_i - \eta_{ji}E_j) \quad (2.53)$$

(2.53)식의 우변 두 번째 항은 순(net) 전달 손실 에너지로 하부시스템  $i$ 의 공진 모드 수  $N_i$ 와 상반 관계식 (2.50)를 이용하여 다음과 같이 표시할 수 있다.

$$\begin{aligned}
\Pi_{i,in} &= \omega \eta_i E_i + \omega \sum_{i \neq j}^k N_i \left( \eta_{ij} \frac{E_i}{N_i} - \eta_{ji} \frac{E_j}{N_i} \right) \\
&= \omega \eta_i E_i + \omega \sum_{i \neq j}^k N_i \eta_{ij} \left( \frac{E_i}{N_i} - \frac{E_j}{N_j} \right)
\end{aligned} \tag{2.54}$$

위 식에서  $E_i/N_i$ 는 하부시스템의 평균 모달 에너지이다. 위에서 살펴본 다수의 고유진동 모드를 갖는 다자유도 진동계에 대한 파워 평형 방정식을 행렬식으로 다시 쓰면 다음과 같다.

$$\{II\} = \omega [C] \{E\} \tag{2.55}$$

$$\begin{bmatrix} \Pi_1 \\ \Pi_2 \\ \vdots \\ \Pi_k \end{bmatrix} = \omega \begin{bmatrix} (\eta_1 + \sum_{i \neq 1}^k \eta_{1i}) N_1 & -\eta_{12} N_1 & \cdots & -\eta_{1k} N_1 \\ -\eta_{21} N_2 & (\eta_2 + \sum_{i \neq 2}^k \eta_{2i}) N_2 & \cdots & -\eta_{2k} N_2 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ -\eta_{k1} N_k & \cdots & \cdots & (\eta_k + \sum_{i \neq k}^k \eta_{ki}) N_k \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{E_1}{N_1} \\ \frac{E_2}{N_2} \\ \vdots \\ \frac{E_k}{N_k} \end{bmatrix} \tag{2.56}$$

여기서  $\omega$ 는 해석 주파수 구간의 중심주파수이며  $\{II\}$ ,  $[C]$ 는 각각 입력 파워 벡터와 결합 손실계수 행렬이며,  $\{E\}$ 는 방정식의 미지수인 하부시스템의 평균 모달 에너지 벡터이다

### 2.3.2 하이브리드 FE-SEA 이론

하이브리드 FE-SEA 방법에 대한 이론과 방법에 대한 설명은 참고문헌 [46]에 잘 기술되어 있다. 일반적으로 해석하고자 하는 시스템은 관심 있는 주파수 대역에서 유한요소법 해석이 적절한 결정론적 요소와 통계적 에너지 해석이 적절한 통계적 요소가 혼재되어 있는데, 하이브리드 FE-SEA 법에서는 이들을 각각 FE 하부시스템과 SEA 하부시스템으로 모델링하고 이들 하부시스템 사이의 연결부(junction)를 통해 에너지 전달과 소음진동 응답을 구하게 된다.

하부시스템의 자유도  $\mathbf{q}$ 는 하부시스템 경계에서의 변위를 나타낸다. 하부시스템의 경계에 작용하는 외력  $\mathbf{f}$ 와 이에 상응하는  $\mathbf{q}$ 와의 관계는 다음과 같다.

$$\mathbf{f} = \mathbf{D}\mathbf{q} \quad (2.57)$$

여기서  $\mathbf{D}$ 는 동적 강성행렬이다. (2.57)식은 다음과 같이 표시될 수 있다.

$$\mathbf{f}_{rev} = \mathbf{D}_{dir}\mathbf{q} - \mathbf{D}\mathbf{q} \quad (2.58)$$

여기서  $\mathbf{D}_{dir}$ 은 직접음향장(direct field)의 동적 강성행렬이며,  $\mathbf{f}_{rev}$ 는 잔향력(reverberant force)이다. (2.58)식을 (2.57)에 대입하면,

$$\mathbf{f}_{rev} + \mathbf{f} = \mathbf{D}_{dir}\mathbf{q} \quad (2.59)$$

구조물 노드  $i$ 와 음향 캐버티 노드  $j$  사이의 상관관계는 다음과 같이 표시된다.

$$\mathbf{S}_{qq} = -\left(\frac{4E}{\pi\omega n}\right)\text{Im}(\mathbf{H}_{dir}) \Rightarrow E\mathbf{q}_i\mathbf{q}_j^* = -\left(\frac{4E}{\pi\omega n}\right)\text{Im}(G(r_{ij})) \quad (2.60)$$

여기서  $\mathbf{H}_{dir}$ 은 리셉턴스(receptance) 행렬이며,  $E$ 는 구조 하부시스템의 진동에너지,  $G$ 는 Green 함수,  $r_{ij}$ 는 격자점  $i$ 와  $j$ 사이의 거리,  $\omega$ 는 각 주파수,  $n$ 은 하부시스템의 모드 밀도(modal density)이다. 모드 밀도는 단위 주파수당 고유 진동 모드의 수로 정의된다.

하이브리드 FE-SEA 방정식은 다음과 같이 표시된다.

$$\begin{aligned}
\sum_j \omega \eta_{ij} n_i \left( \frac{E_i}{n_i} - \frac{E_j}{n_j} \right) + \omega E_i (\eta_i + \eta_{di}) &= \Pi_i + \Pi_{i,in}^{ext} \\
\omega \eta_{di} &= \frac{2}{\pi n_i} \sum_{rs} \text{Im} \{ \mathcal{D}_{d,rs} \} \left( \mathcal{D}_{tot}^{-1} \text{Im} \{ \mathcal{D}_{dir}^{(i)} \} \mathcal{D}_{tot}^{-H} \right)_{rs} \\
\omega \eta_{ij} n_i &= \frac{2}{\pi} \sum_{rs} \text{Im} \{ \mathcal{D}_{dir,rs}^{(i)} \} \left( \mathcal{D}_{tot}^{-1} \text{Im} \{ \mathcal{D}_{dir}^{(i)} \} \mathcal{D}_{tot}^{-H} \right)_{rs} \\
\Pi_{i,in}^{ext} &= \frac{\omega}{2} \sum_{rs} \text{Im} \{ \mathcal{D}_{dir,rs}^{(i)} \} \left( \mathcal{D}_{tot}^{-1} \mathcal{S}_{ff}^{ext} \mathcal{D}_{tot}^{-H} \right)_{rs}
\end{aligned} \tag{2.61}$$

여기서  $\eta_i$ ,  $\eta_{ij}$ ,  $\Pi_{i,in}$ 의 정의는 SEA에서와 같으며, 상첨자  $-H$ 는 역행렬의 Hermitian 전치행렬을 의미한다.  $\Pi_{i,in}^{ext}$ ,  $n_i$ 는 각각 하부시스템  $i$ 에 대해 결정론적 하부시스템에 작용하는 힘들에 의한 파워,  $\mathcal{S}_{ff}$  결정론적 하부시스템에 작용하는 힘의 크로스 스펙트럼이다.

### 3. 음향하중 예측

#### 3.1 해석 대상

##### 3.1.1 해석 대상 발사체

본 연구의 해석 대상은 Fig. 3.1과 같은 전형적인 해머헤드 페이로드 페어링을 갖는 2단형 발사체로, Coe와 Nute[7]에 의해 마하수 0.60~1.17, 받음각  $\alpha = -4^\circ \sim 8^\circ$ 의 천음속 비행 조건에 대한 풍동 실험 결과가 보고되었다. 발사체의 상세 치수는 Fig. 3.2에 나타내었다. 페이로드 페어링은 선두부 구형 원추체의 후방에 각각  $20^\circ$ 와  $6.5^\circ$  경사의 1차, 2차 절두체(frustum)가 이어지고, 그 후방 실린더부에 이어  $34^\circ$  경사의 보트 테일(boat-tail)을 갖는 형상이다. 좌표계는 발사체 동체 길이 방향을  $x$ -축으로 정의하였으며, 추가적으로 축대칭 발사체의 원주방향 위치를 정의하기 위해  $y$ -축에서  $z$ -축으로의 회전각을  $\theta$ 로 정의하였다.

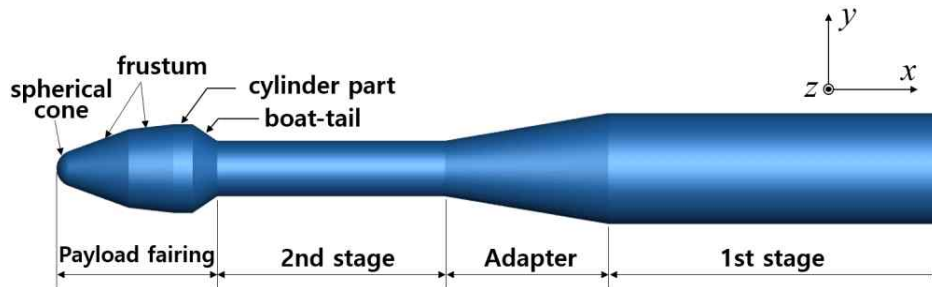


Fig. 3.1 Hammerhead launch vehicle configuration (Model 11 configuration of Coe and Nute [7])

##### 3.1.2 계산 격자

발사체 유동장의 계산영역은 발사체 후류(wake) 영역을 제외한 발사체 주변 영역으로, 계산 격자를 효율적으로 활용하기 위해 Fig. 3.3에 나타낸 것과 같이 near-wall zone, inner zone, middle zone, outer zone의 4개 구역으로 나누어 격자를 형성하였다.

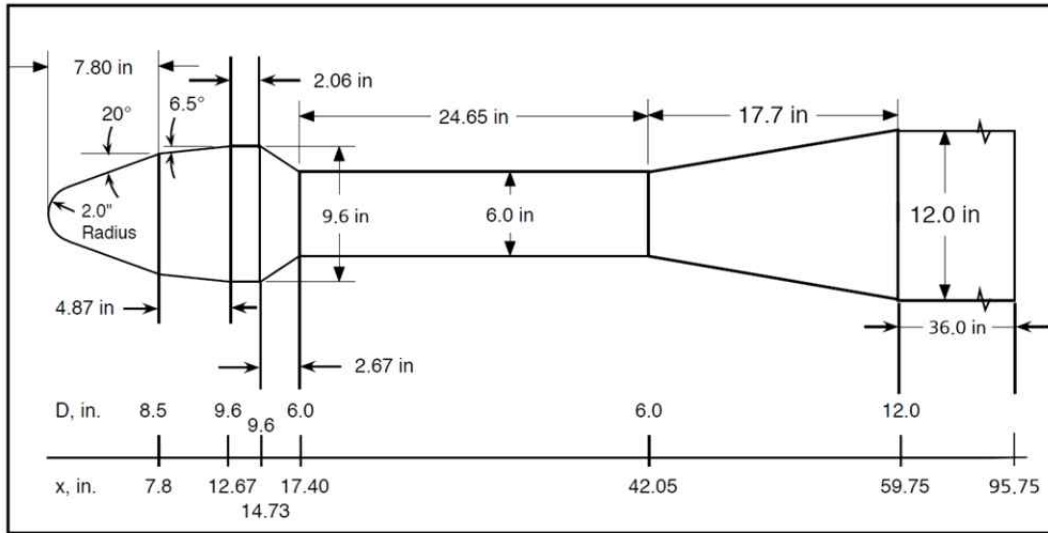


Fig. 3.2 Geometry of model launch vehicle [22]

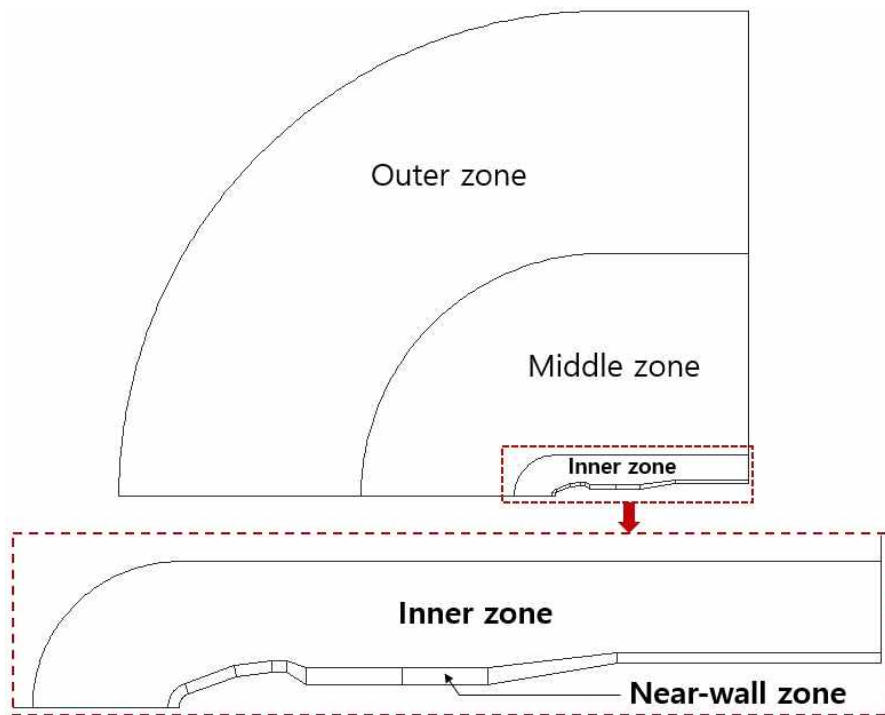


Fig. 3.3 Computational domain and zones for mesh generation

격자의 원방경계는 발사체 최대 직경  $D_R$ 을 기준으로 발사체 전방으로  $18D_R$ , 반경방향으로  $20D_R$ 로 정하였다. 격자 유형은 near-wall zone

에는 경계층 분해에 적합한 정렬격자 형태의 육면체 격자(hexahedral mesh)를 사용하였고 벽면에서 격자 간격은  $y^+ < 1$ 이 되도록 하였다. 그 외의 영역에는 사면체 또는 프리즘 격자를 사용하였다.

본 연구에서는 준 경험식을 이용하여 발사체 난류 경계층 내의 벽면 압력섭동을 구하는데 필요한 입력 파라미터 도출을 위한 정상상태 RANS 계산과 발사체 표면 압력섭동을 hybrid RANS/LES를 이용하여 직접 구하기 위한 두 가지 유형의 계산이 필요하다. 이들 각각의 계산에 적합한 계산격자를 따로 생성하지는 않고 hybrid RANS/LES 계산을 위한 격자를 RANS 계산에도 공용으로 사용하였다.

난류유동은 본질적으로 3차원 현상이므로 본 연구에서 다루는 축대칭 발사체 형상에 대해서도  $0^\circ \leq \theta \leq 360^\circ$  전 영역을 계산영역으로 하여야 하나 계산 용량의 문제로  $360^\circ$  전 영역에 대한 격자는 coarse 격자에 대해서만 적용하고, 해석 결과의 격자 의존성을 검토하기 위해 축대칭 발사체의  $0^\circ \leq \theta \leq 60^\circ$  영역에 대해 coarse, medium\_T, medium\_L, fine의 네 가지 서로 다른 조밀도를 갖는 격자를 사용하였다.

$60^\circ$  영역 격자에서 coarse, medium\_T, medium\_L, fine 격자 간의 변화는 hybrid RANS/LES의 해에 미치는 영향이 큰 near-wall zone과 inner zone 격자를 주변화 대상으로 하였으며 middle zone과 outer zone의 격자는 주변 zone의 격자수 조정에 따라 zone 간의 경계에서 격자가 완만하게 변하도록 하는 수준으로만 조정하였다.  $60^\circ$  영역 coarse 격자는  $360^\circ$  영역 격자와 동일한 조밀도를 가지며,  $60^\circ$  영역 medium\_T 격자는 coarse 격자에서  $\theta$ -방향 격자수( $n\theta$ )만 3배로 증가시킨 것이며, medium\_L 격자는 coarse 격자에서  $\theta$ -방향 격자수는 고정하고 발사체 길이 방향 격자수( $nx$ )와 벽면 수직 방향 격자수( $nr$ )만 증가시킨 것이다. Fine 격자는 medium\_T와 medium\_L에 적용한 격자수 증가 방식을 동시에 적용하되, 총 격자수가 지나치게 많아지는 것을 방지하기 위해 격자수 증가에 약간의 조정을 하였다. 이들 계산격자에 대한 정보는 Table 3.1에 나타내었으며, 사용된 격자의 형태는 Fig. 3.4에 나타내었다.



Table 3.1 Computational mesh information used in the present study

Mesh	No. of divisions in near-wall zone			No. of cells in near-wall zone	No. of total nodes	No. of total cells	
	nx	nr	n $\theta$				
360-deg full (coarse)	960	80	240 ( $\Delta\theta=1.5^\circ$ )	18,432,000	22,675,053	45,363,904	
60-deg mesh	coarse	960	80	40 ( $\Delta\theta=1.5^\circ$ )	3,072,000	5,163,263	6,960,880
	medium_T	960	80	120 ( $\Delta\theta=0.5^\circ$ )	9,216,000	14,499,103	20,220,107
	medium_L	1,650	125	40 ( $\Delta\theta=1.5^\circ$ )	8,250,000	12,223,251	15,530,920
	fine	1,440	125	120 ( $\Delta\theta=0.5^\circ$ )	21,600,000	31,842,812	41,377,800

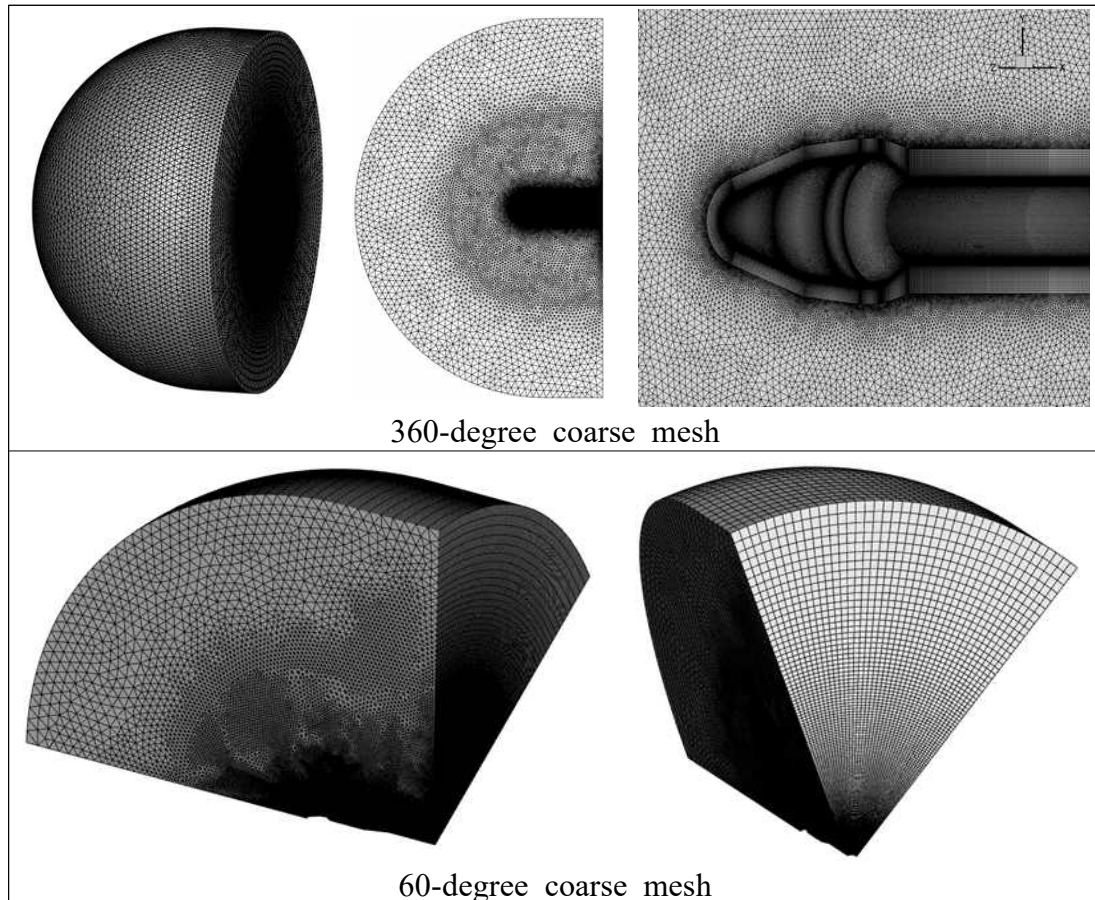


Fig. 3.4 Configuration of computational mesh

60°-영역 격자 기준으로 coarse, medium\_T, medium\_L, fine 격자의 총 격자수는 각각 6.9백만, 20.2백만, 15.5백만, 41.4백만 개였다. 계산에는 64 코어 Intel® Xeon® Processor E3-1220이 사용되었다.

60°-fine 격자(격자 수 41.4 백만)에서  $\Delta t = 50 \mu s$ 로  $t = 0.12$ 초까지 IDDES로 계산 시 약 16일이 소요되었다. 본 연구에 사용된 연산장치로는 40백만 개 수준의 격자가 한계인 것으로 판단되어 더 이상의 격자 세밀화 연구에 대한 시도는 하지 않았다.

### 3.1.3 해석 조건

본 연구에서는 마하수와 받음각 등 발사체 비행 조건 변화에 따른 발사체 주변 유동에 대한 세부 해석보다는 비행 중 발사체 페어링 내부 음향하중 저감을 위한 설계/해석 플랫폼 개발을 주목적으로 하므로 Coe와 Nute[7]의 여러 실험 케이스들 중 해석조건은 마하수 0.81, 받음각 0°의 한 가지 경우로 국한하였다. 이때의 레이놀즈수는  $4 \times 10^6 / \text{foot}$  이다. 주어진 계산조건에 부합하도록 자유류 조건은  $p_\infty = 62448 \text{ Pa}$ ,  $\rho_\infty = 0.8278 \text{ kg/m}^3$ ,  $T_\infty = 262.8 \text{ K}$ 로 설정하였다.

유동해석에는 범용 유동해석 소프트웨어인 ANSYS Fluent 19.2의 압력 기반(pressure-based) 해법을 사용하였는데 압력-속도의 연계는 압력 기반의 연속방정식을 모멘텀 방정식과 동시에 풀이하는 coupled scheme을 사용하였다. 이 해법은 연속방정식과 각 방향에 대한 운동량 방정식을 순차적으로 풀이하는 방식에 비해 메모리 사용은 1.5~2배 많지만 연속방정식과 운동량 방정식을 밀접하게 커플링해서 풀이하므로 수렴성이 월등히 향상된다는 장점이 있다. 난류 모델로 정상상태 RANS 계산에는  $k-\omega$  SST[39], hybrid RANS/LES 계산에는  $k-\omega$  SST 기반 IDDES[43]를 사용하였다.

정상상태 RANS 계산에서 공간차분화는 압력 방정식에 대해서는 2차 정확도를 사용하였고, 밀도, 운동량, 에너지, 난류 방정식에 대해서는 2차 upwind 스킴을 사용하였으며, 시간 전진은 pseudo-transient 법을 사용하였다.

비정상 hybrid RANS/LES 계산에서는 모멘텀 방정식에 대해서는 bounded central differencing을 적용하였으며 시간 전진은 bounded 2<sup>nd</sup> order implicit 법에 시간전진 간격  $\Delta t = 50 \mu s$ 를 사용하였다. 이 시간 전진 간격은 데이터 획득 주파수로는 20 kHz에 해당한다. 시간 전진 중 매 시간 단계에서 수렴을 위한 sub-iteration 횟수는 25회로 하였다.

경계조건은 벽면에는 단열 및 점착조건, 유입류(inflow) 원방경계에는 pressure-far-field 조건, 유출류(outflow) 원방경계에는 pressure-outlet 조건을 적용하였다. 60° 영역 계산격자의 0°와 60° 면에 대해서는 회전 주기 (rotational periodic) 조건을 적용하였다. 원방경계에서의 난류 조건은 난류 강도(turbulent intensity) 0.2 %, 난류 점성비 2의 값을 사용하였다.

## 3.2 준 경험적 방법에 의한 음향하중 예측

### 3.2.1 정상상태 유동해석 결과

정상상태 유동해석에는 360°-영역 coarse 격자를 사용하였다. 해석을 통해 얻은 발사체 표면의 등가압력 분포와  $z=0$  대칭면에서의 마하수 등가선도를 Fig. 3.5에 나타내었다. 또한 동체 표면에서의 압력계수 분포를 Fig. 3.6에 나타내었는데 해석 결과는 실험값과 잘 일치함을 알 수 있다. 페이로드 페어링(Fig. 3.1)의 선단 구형 원추와 1차 절두체와의 접점부, 1차-2차 절두체의 접점부, 2차 절두체와 실린더부와의 접점부, 그리고 발사체 1단/2단 어댑터와 발사체 1단의 접점부 모서리는 팽창유동이 발생하는 영역으로 압력계수에 음(negative)의 피크가 나타나 있는데, 이 현상은 Fig. 3.5의 동체 표면 등가 압력선도에서도 동일하게 관찰된다.

Fig. 3.5의 등 마하선도로부터 1차-2차 절두체의 접점부와 2차 절두체와 실린더부 접점부의 모서리에서 유동 팽창에 의해 마하수가 음속을 돌파하여 초음속 유동이 형성되고 그 직후에 수직에 가까운 충격파가 형성되어 있음을 알 수 있다. 이 영역을 보다 자세히 관찰하기 위해 해당 영역을 확대하여 Fig. 3.7에 나타내었는데 충격파/경계층 간섭에 의해 유동

박리가 발생하였음을 속도 벡터를 통해 확인할 수 있다. 또한 Fig. 3.5의 마하수 증가선도로부터 페어링 어깨(shoulder)에서 유동박리가 일어나고, 박리된 유동은 후방의 2단 동체에 재부착되고 있음을 알 수 있다.

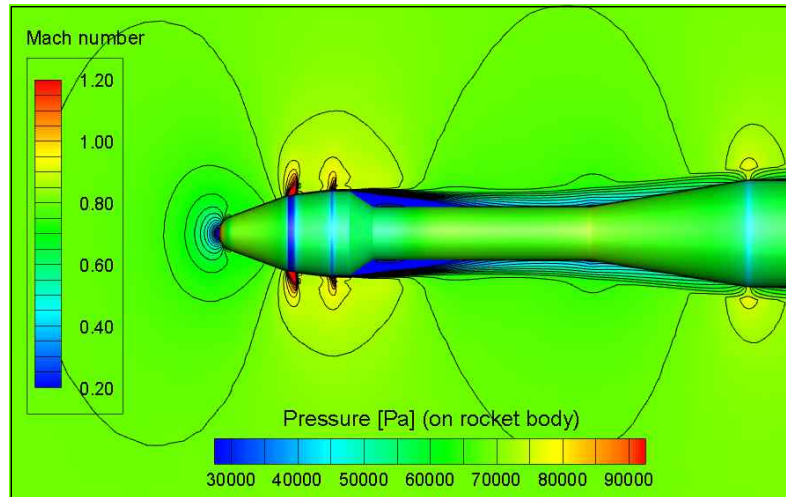


Fig. 3.5 Pressure and Mach number contour plot

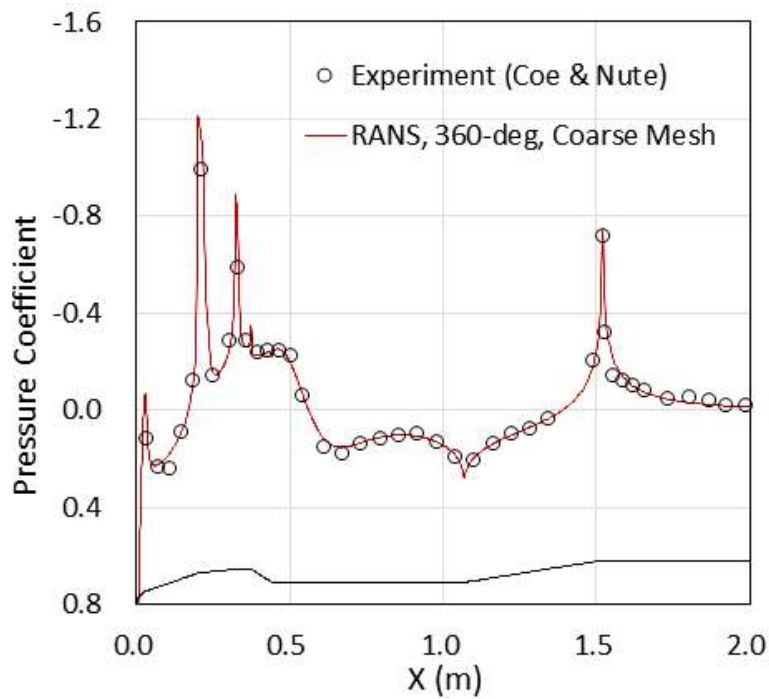


Fig 3.6 Comparison of Cp distribution

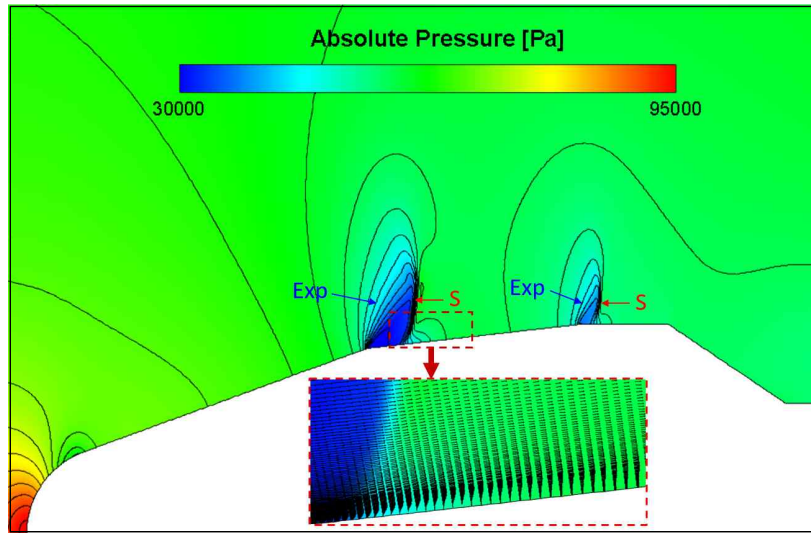


Fig. 3.7 Expansion-shockwave and shock-induced boundary layer separation (Exp: expansion, S: shock)

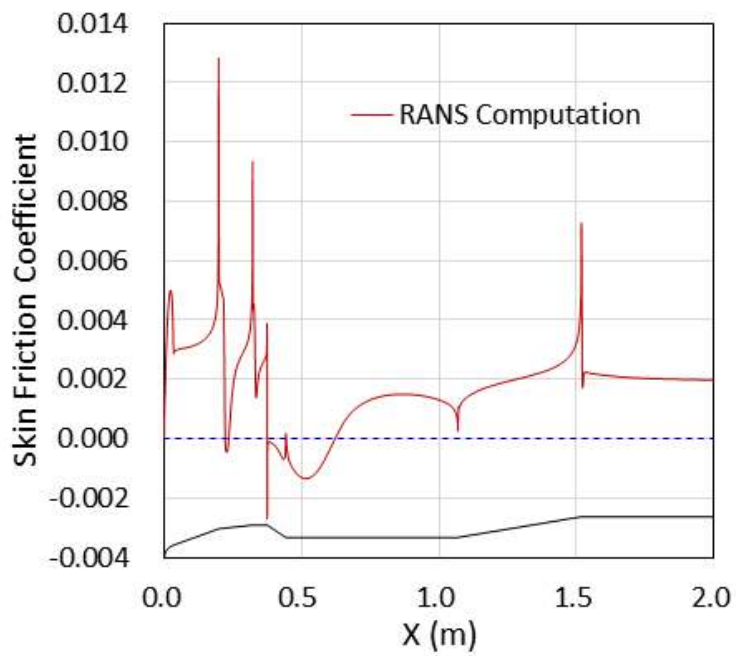


Fig. 3.8 Skin friction coefficient distribution

유동박리 영역을 보다 엄밀하게 확인하기 위해 벽면 마찰계수( $C_f$ )를 Fig. 3.8에 나타내었는데 1차-2차 절두체 접점부의 후방에 음의  $C_f$  값을 갖는 박리영역이 짧게 나타나고 있으며, 앞서 마하수 선도에서 보였던 폐

어링 어깨에서의 유동 박리와 후방 재부착 지점의 위치가 확인 가능하다.

팽창유동 발생 지점과 박리유동의 재부착 지점은 비정상 압력섭동이 크게 나타나는 영역으로 알려져 있으며, 뒤에서 살펴볼 준 경험식을 이용한 압력섭동 예측 결과에서도 이런 경향이 확인되고 있다.

RANS 해석 결과로부터 발사체 표면 압력섭동 준 경험식의 입력 파라미터 산출을 위해  $\theta=0^\circ$ 인 발사체 표면상의 467개 지점(probe points)에서 표면에 수직한 방향의 유동변수를 추출하여 음향하중 경험식 입력 파라미터들을 산출하였다.

### 3.2.2 준 경험적 음향하중 예측

Cockburn[17]은 발사체 페어링 선두부의 대표적인 세 가지 형상 (cone-cylinder, cone-cylinder-flare, cone-cylinder-boattail)에 대해 아음속-천음속-초음속 비행 시에 나타나는 기본적인 유동 패턴을 정의하였다.

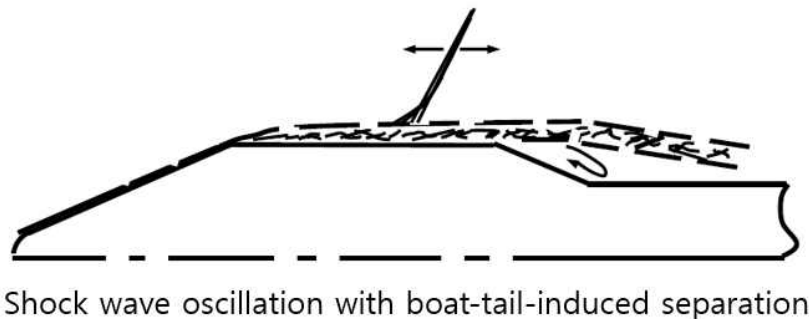


Fig. 3.9 Characteristic flow features on cone-cylinder-boattail launch vehicle fairing geometry at transonic speed [17]

본 연구의 대상인 해머헤드 형상의 경우 Fig. 3.9에 도시한 바와 같이 천음속 비행 시 페어링 cone 부위에서 부착유동을 유지하다가 cylinder 부위에서 유동 팽창으로 유속이 초음속에 도달하고 이에 따라 그 직 후방에 수직에 가까운 충격파가 형성되며, 충격파 입사 후방 경계층 내부 유동은 충격파의 강도에 따라 유동 박리가 발생할 수 있다고 설명하였다. 이 때 난류 경계층 섭동의 영향으로 충격파 진동 현상이 나타나며

페어링 어깨에서 박리된 유동은 박리 지점 근방 또는 유동 재부착 지점에 약한 충격파를 형성할 수 있다고 설명하였다. 또한 Yang 등[18]은 팽창 코너에서 유동이 가속되면서 팽창 팬(expansion fan)을 형성하고 그 이후에 자유류의 속도로 빠르게 감속하면서 부착충격파를 형성하는데 이 충격파 지점에서 압력섭동이 매우 크게 나타난다고 설명하였다.

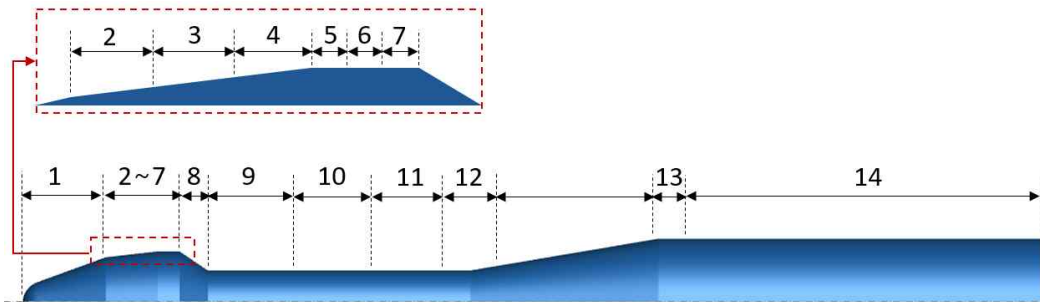


Fig. 3.10 Division of zones for semi-empirical fluctuating pressure prediction

Table 3.2 Characteristic flow patterns and zones for fluctuating pressure prediction

Flow Pattern	Zone ID
Attached boundary layer	1, 4, 7, 10, 12, 14
Compression corner	9, 11
Expansion corner	2, 5, 8, 13
Shock-wave vibration	3, 6

해머헤드 발사체에 대한 정상상태 RANS 유동해석 결과는 이러한 경험적 유동 패턴과 잘 일치하는 결과를 보여주었다. 발사체 주변 유동은 난류 경계층 내부 압력섭동 특성에 따라 부착경계층, 압축 코너, 팽창 코너, 충격파 진동 영역으로 구분할 수 있는데 앞서 살펴본 천음속에서 해머헤드형 발사체에 대한 경험적 유동 패턴 및 RANS 해석 결과에 따라 해석 대상 발사체를 Fig. 3.10과 같이 총 14개의 유동 영역으로 구분하고, Table 3.2에 나타낸 것과 같이 각 영역에 해당하는 유동특성을 지정

하였다.

본 연구에서 사용한 Robertson의 파워스펙트럼 모델에서는 압축 코너와 팽창 코너를 박리유동 영역으로 분류하고 동일한 형태의 예측식을 적용한다. 따라서 부착경계층 영역에는 (2.1)식, 압축 코너와 팽창 코너에는 (2.2)식, 충격파 진동 영역에는 (2.3)식을 적용하여 압력섭동레벨 (FPL, Fluctuating Pressure Level)을 예측하고, 그 결과를 Fig. 3.11에 나타내었다. FPL은 다음과 같이 정의된다.

$$FPL = 10 \log \left( \frac{\overline{p'^2}}{p_{ref}^2} \right) \text{dB}, \quad p_{ref} = 20 \times 10^{-6} \text{Pa} \quad (3.1)$$

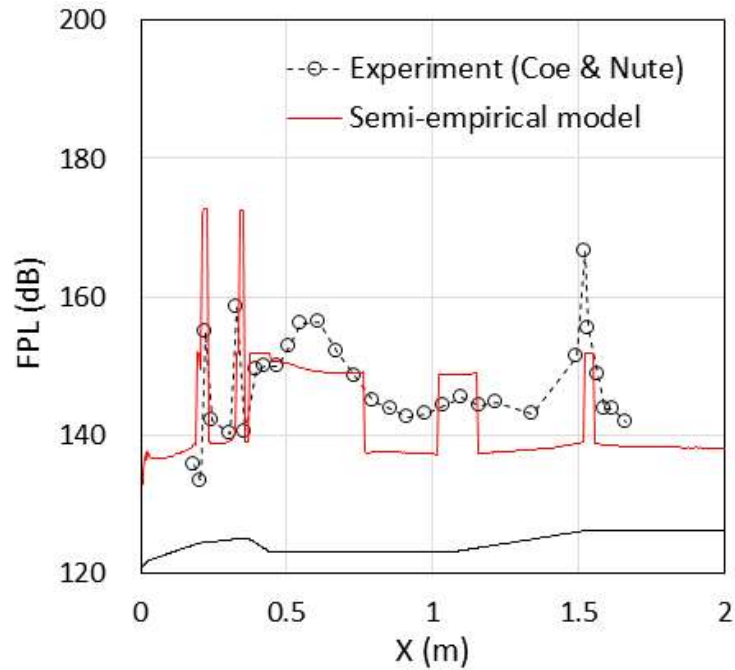


Fig. 3.11 Comparison of predicted acoustic load by semi-empirical model with experiment

준 경험식을 적용해 본 결과 전체적으로 박리유동 영역의 음향하중이 크게 나타났으며 충격파 영역에서도 큰 값을 나타내었다. 이러한 경향은 Coe와 Nutel[7]의 실험 결과와도 일치한다. 또한 해머헤드 페어링의 경우 보트 테일에서 시작되는 전단층(shear layer) 하부 재순환 영역의 난류



구조에 의해 큰 압력섭동이 발생하는데 해당 영역에 박리유동 영역 모델을 적용한 결과 음향하중이 급격히 증가하여 실험 결과와 비슷한 경향을 보임을 확인할 수 있었다.

### 3.3 Hybrid RANS/LES 방법에 의한 음향하중 예측

#### 3.3.1 비정상 유동해석 결과

본 연구에서 채택한 hybrid RANS/LES 해법인 IDDES로 먼저 3차원적 현상인 비정상 난류유동을 회전 주기 경계를 갖는 60°-영역 계산 격자를 사용하여 해석하는 것이 타당한지를 확인하기 위해 두 격자에서 동일한 계산을 수행하고 그 결과를 비교하였다. 각 격자에서 수립된 정상상태 해를  $t = 0$ 에서의 초기 값으로 하여  $\Delta t = 50 \mu s$ 로  $t = 0.12$ 초까지 계산하였다. 비정상 유동에 주기적 현상이 나타나는  $t = 0.01$ 초부터  $t = 0.12$ 초까지 매 시간 단계에서의 발사체 표면 압력을 이용하여 벽면에서의 시간평균 압력계수( $C_p$ )와 압력섭동의 제곱평균제곱근(rms),  $C_{p_{rms}}$ 를 계산하여 그 결과를 Fig. 3.125에 나타내었다.

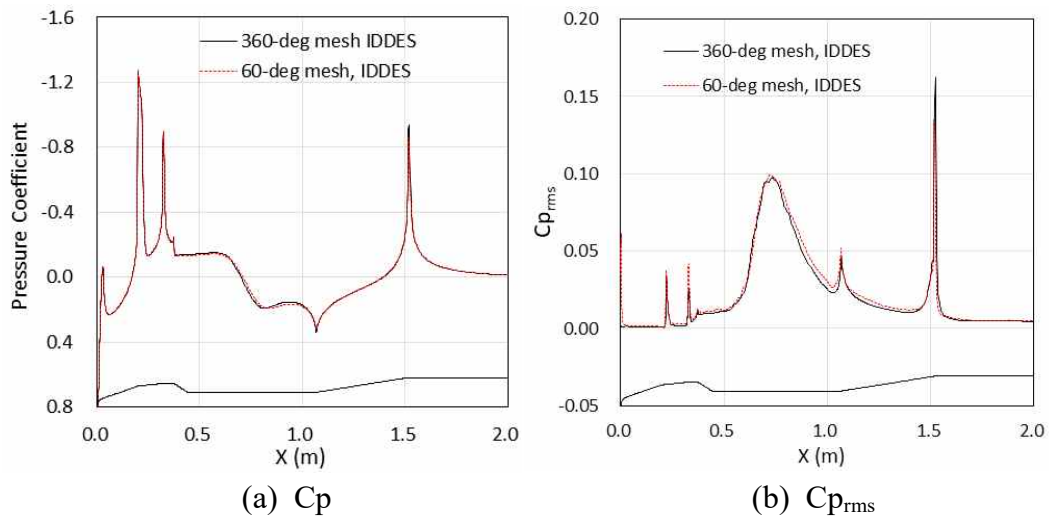


Fig. 3.12 Comparison between 360-deg. full mesh and 60-deg. mesh results

그림에서  $C_p$ 와  $C_{p_{rms}}$ 는 두 격자에서 거의 일치하는 값을 나타내어 측

대칭 발사체 형상에 대해 받음각이 0인 경우 회전 주기 경계조건을 갖는 60°-영역 계산격자로 발사체 주변 비정상 난류 압력섭동을 계산하는 것이 타당함을 확인하였다. 이러한 결과를 바탕으로 60°-영역 coarse, medium\_T, medium\_L, fine의 네 가지 격자를 사용하여 IDDES로 유동장 계산을 수행하고 시간 평균 압력계수와 압력섭동 크기( $C_{p_{rms}}$ )를 구하여 각각 Fig. 3.13과 Fig. 3.14에 비교하여 나타내었다.

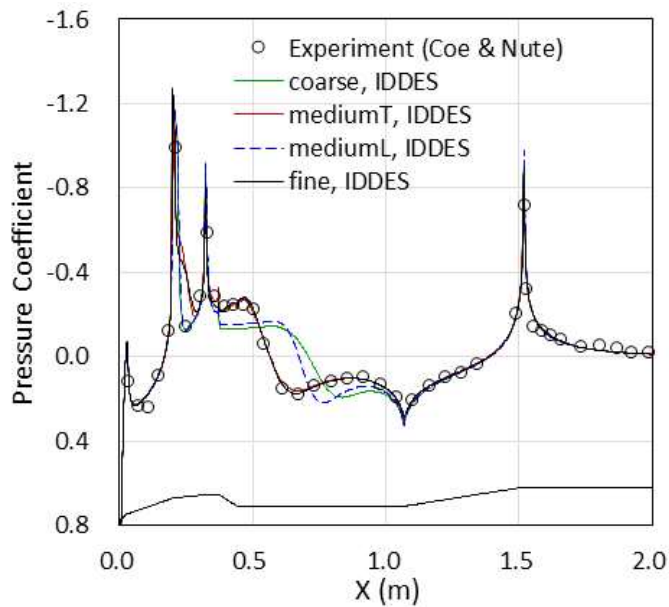


Fig. 3.13 Comparison of time-averaged  $C_p$  distribution between different meshes

Fig. 3.13의 시간평균 압력계수 분포로부터 coarse 격자는 해머헤드 어깨에서 박리된 전단유동이 발사체 2단 동체에 재부착되는 지점의 위치를 실제보다 후방으로 예측하고 있음을 알 수 있다. 발사체 길이 방향 및 발사체 반경 방향 격자수를 증가시켜 near-wall zone 내 격자수가 coarse 격자 대비 약 2.7배 증가된 medium\_L 격자에서는 재부착 지점이 조금 더 상류로 이동하여 실험값에 접근하는 경향을 보였으나 여전히 실험값과 큰 차이를 보였다. 반면에 발사체 길이 방향 격자수는 고정하고 원주( $\theta$ ) 방향 격자수만 3배 증가시킨 medium\_T 격자는 실험값에 매우 근접한 시간평균 압력계수를 나타내었으며 fine 격자와도 거의 동일한 결과

를 보였다. 이 결과는 Fig. 3.6에서 확인한 바와 같이 RANS 계산에서는 coarse 격자에서도  $C_p$ 를 정확하게 예측한 것과는 대조적이다. 이로써 coarse 격자와 medium\_L 격자는 IDDES에 사용하기에 원주 방향으로의 격자 해상도가 불충분한 것으로 파악되었다.

발사체 표면 근처 near-wall zone에서  $x$ ,  $r$ ,  $\theta$ -방향으로의 격자 크기를  $(\Delta L_x, \Delta L_r, \Delta L_\theta)$ 로 나타내면  $\Delta\theta = 1.5^\circ$ 인 coarse 격자와 medium\_L 격자의 많은 영역에서  $\Delta L_\theta$ 가 최대 격자간격이 된다.

$$h_{\max} \approx \Delta L_\theta = (R_0 + d_w)\Delta\theta > (\Delta L_x, \Delta L_r) \quad (3.2)$$

여기서  $R_0$ 는 발사체 표면의 반경,  $\Delta\theta$ 는  $\theta$ -방향 격자 간격이다. IDDES는  $0.5 \leq d_w/h_{\max} \leq 1$ 에서 RANS 모드에서 LES 모드로 전환되므로 LES 모드로 전환되기 위한 최소의  $d_w$ 는 다음과 같다.

$$d_w/h_{\max} \geq 0.5 \quad (3.3)$$

(3.2)와 (3.3)식을 이용하면

$$\frac{d_w}{(R_0 + d_w)\Delta\theta} \geq 0.5. \quad (3.4)$$

위 식을 정리하면,

$$d_w \geq \frac{R_0 \Delta\theta}{2 - \Delta\theta} \quad (3.5)$$

(3.5)식으로부터  $\theta$ -방향 격자간격  $\Delta\theta$ 가 커질수록 LES로 전환되는 지점의  $d_w$ 도 증가하여 벽면에서 더 먼 지점에서 LES로 전환됨을 알 수 있다. 해석 대상 발사체의 2단 직경을 기준으로 할 경우  $\Delta\theta = 1.5^\circ$ 인 coarse 격자와 medium\_L 격자에서는  $\Delta\theta = 0.5^\circ$ 인 medium\_T 또는 fine 격자에 비해 LES로 전환되는  $d_w$ 가 약 3배 더 큰 것으로 계산되었다. 따라서 coarse와 medium\_L 격자에서 시간평균 압력이 실험값과 차이를 보

이는 이유는 medium\_T 또는 fine 격자 대비 벽면에서 더 먼 지점에서 LES 모드로 전환됨에 따라 벽면 근처의 난류 현상이 제대로 분해되지 못한데 기인한 것으로 판단된다.

본 연구의 해석 대상인 Coe와 Nute[7]의 model 11 해머헤드 발사체 형상은 2016년에 NASA Ames Research Center의 천음속 풍동에서 비정상 압력감응페인트(uPSP, unsteady Pressure Sensitive Paint)와 현대적인 고주파 압력섭동 센서를 이용하여 재시험이 수행되었으며, 그 결과는 Schuster[27], Sellers[28], Panda[29, 30] 등에 의해 발표되었다.

Fig. 3.14에는 IDDES로 얻어진 벽면 압력섭동 크기( $Cp_{rms}$ )를 Coe와 Nute[7]의 실험 결과 및 2016년 NASA Ames 실험 결과와 비교하여 나타내었다. Panda 등의 2016년 NASA 실험에서 사용한 압력감응페인트는 20 kHz의 분해능을 갖고 고주파 압력섭동 계측시스템은 50 kHz까지 평탄한 주파수 반응을 보이는데 압력섭동의 계측은 50 kHz로 이루어졌다.

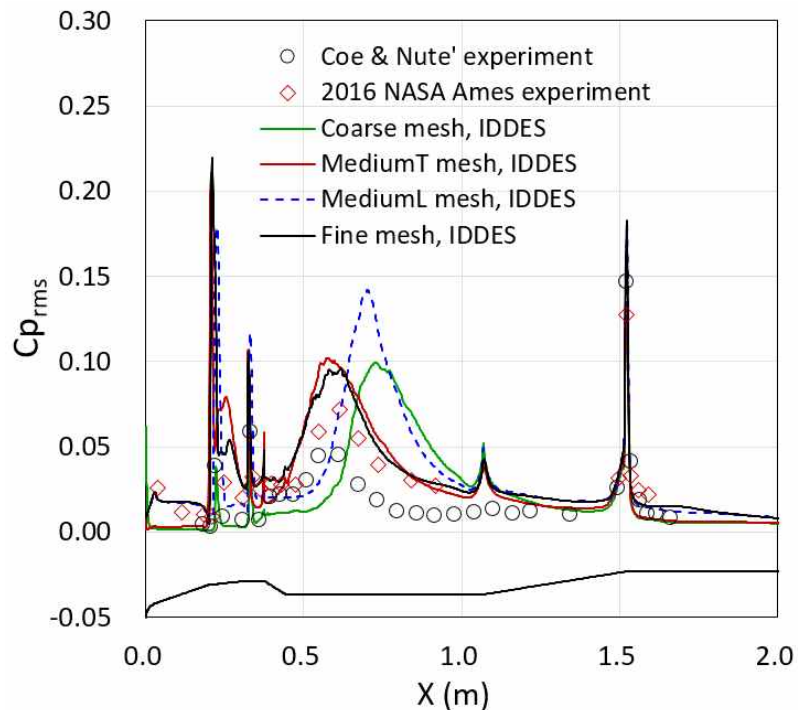
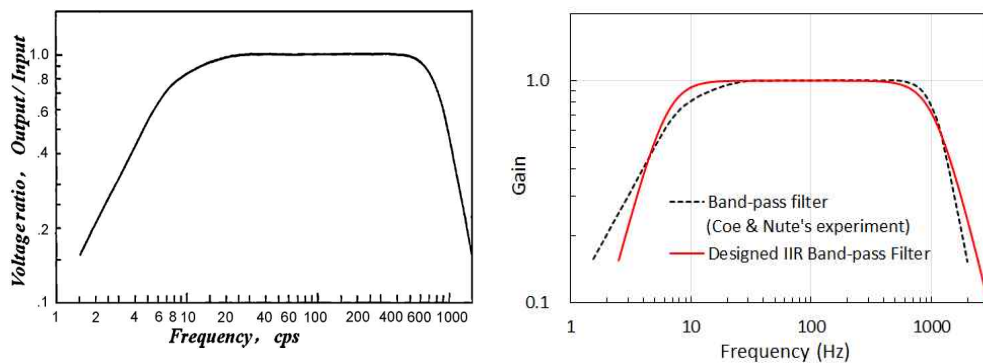


Fig. 3.14 Comparison of  $Cp_{rms}$  between different meshes

압력섭동 예측 결과에서 coarse 격자와 medium\_L 격자는 앞서 살펴

보았던 시간평균 압력 분포에서 페어링 박리 유동이 발사체 2단에 재 부 착되는 지점을 실제보다 후방으로 예측했듯이 압력섭동 결과에서도 최대 압력섭동의 위치가 실험값보다 후방에 위치해 있다. 이들 중 medium\_L 격자는 압력섭동 크기( $C_{p_{rms}}$ )를 다른 격자들에 비해 특별히 크게 예측하 였는데, 이것은 IDDES 모델을 적용하기에 적절하지 않은 격자에 의해 큰 오차가 발생한 것으로 판단된다. Medium\_T와 fine 격자는 실험값에 비해 압력섭동 크기를 다소 크게 예측하고 있기는 하지만 최대 압력섭동 의 위치는 대체로 실험과 유사하게 예측하고 있다.

Fig. 3.14에서 1962년에 보고된 Coe와 Nute의 결과에 비해 2016년에 수행된 NASA 실험에서의 압력섭동이 더 큰 값을 보여주고 있는데 이것 은 Coe와 Nute의 실험에서의 데이터 취득 및 처리 과정에서 그 원인을 찾을 수 있다. Fig. 3.15(a)는 Coe와 Nute의 실험에서 사용된 아날로그 band-pass 필터의 특성을 보여주고 있는데 대략 10 Hz 이하와 800 Hz 이상 주파수 대역에서의 압력섭동 신호가 필터에 의해 제거됨을 알 수 있다. 이에 반해 Panda 등의 2016년 NASA Ames 실험에서는 50 kHz 까지 평탄한 주파수 응답을 보이는 압력섭동 계측시스템을 사용하여 1 Hz~50 kHz 대역의 모든 압력섭동이 계측되었으므로 Coe와 Nute의 결 과에 비해 큰 표면 압력섭동 값을 보이기 된다.



(a) Coe and Nute's filter[7]

(b) Designed IIR filter

Fig. 3.15 Comparison of filter characteristics between analog filter used in Coe & Nute's experiment and designed IIR digital filter

본 연구에서 IDDES로 얻은 압력섭동에 Coe와 Nute의 실험에 사용된 것과 동일한 필터를 적용해보기 위해 IIR(Infinite Impulse Response) 필터를 설계하였다. IIR 필터의 설계에는 Iowa Hills Software의 디지털 필터 설계 프로그램[47]을 사용하였다. 설계된 IIR 필터는 2차 오더(order)의 Butterworth 타입 band-pass 필터이며 해당 필터의 주파수 응답특성은 Fig. 3.15(b)와 같다.

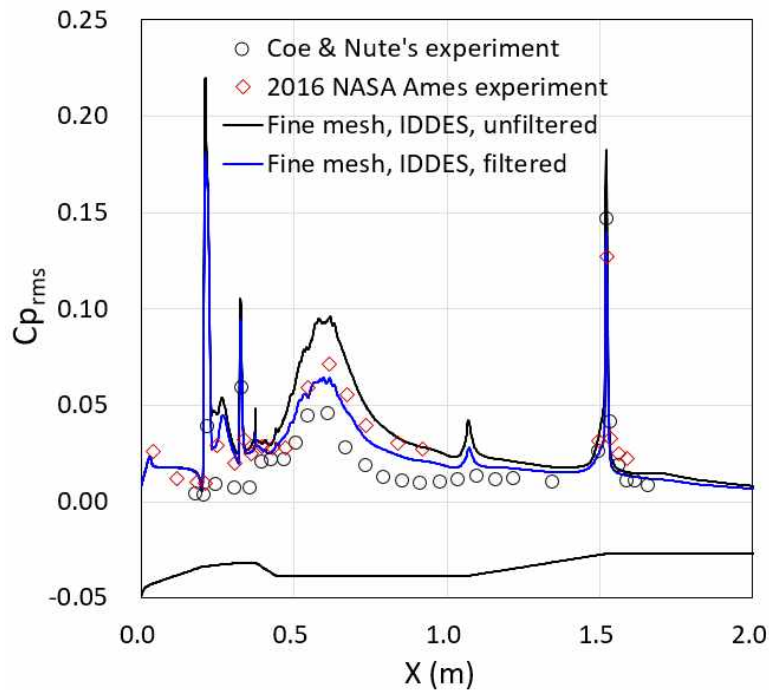


Fig. 3.16 Comparison of computed unfiltered and filtered  $Cp_{rms}$  to experiments

Fine 격자를 이용하여 얻은 결과에 Coe와 Nute의 실험에서 사용된 아날로그 필터를 모사한 디지털 band-pass 필터를 적용한 결과를 Fig. 3.16에 나타내었다. 필터링에 의해 압력섭동의 크기가 감소되어 Coe와 Nute의 실험 결과에 더 근접한 결과를 보여주었다. 필터링 되지 않은 IDDES 압력섭동 결과는 이론적으로 50 kHz 까지 압력섭동이 감쇠 없이 계측된 NASA Ames 실험 결과와 일치하는 것이 옳으나 IDDES 결과는 이 보다 다소 높은 값으로 예측하였다. IDDES 압력섭동 결과 및 이에 필터링을 적용한 압력섭동 결과를 Coe와 Nute의 실험 및 NASA Ames

실험 결과와 비교해 본 결과, IDDES를 통해 공학적으로 유의미한 정확도의 발사체 표면 압력섭동을 얻을 수 있음을 확인하였다.

Fig. 3.14와 Fig. 3.16을 통해 적절한 난류 스케일 분해능을 갖는 계산 격자를 IDDES에 적용하여 페어링 어깨 박리 유동의 후방 재 부착 지점 및 보트 테일 후방 압력섭동 크기에 대해 기존 연구[21, 23]보다 개선된 결과를 얻을 수 있음을 확인하였다.

해머헤드 페이로드 페어링 주변 및 페어링 어깨에서 박리되어 후방에 재 부착되는 유동의 난류 구조를 자세히 살펴보기 위해  $t = 0.1$ 초에서의 순간 유동장에 대한 Q-criterion 등가면(iso-surface)을 Fig. 3.17에 나타내었다. Q-criterion은 다음과 같이 정의된다.

$$Q = \frac{1}{2}(\Omega_{ij}\Omega_{ij} - S_{ij}S_{ij}) \quad (3.6)$$

여기서  $\Omega_{ij}$ 와  $S_{ij}$ 는 각각 vorticity 텐서와 변형율 텐서이다.

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right), \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (3.7)$$

(3.6)식에서  $Q > 0$  이면 유체의 회전율이 유체의 변형율보다 커서 보텍스(vortex)가 존재함을 의미한다. Fig. 3.17에는 Q-criterion을  $Q_{ref} = (U_\infty/D_{ref})^2$ 로 무차원화 한 값을 도시하였으며, 등가면의 색깔은 와류의 크기를 기준하였다. 여기서  $U_\infty$ 는 자유류의 유속이며  $D_{ref}$ 는 발사체의 최대 직경이다. 또한 수치 계산에서 구해진 밀도의 구배( $\|\nabla\rho\|$ )를 이용하여  $z=0$  면에 수치적 Schlieren을 나타내었다.

Q-criterion 등가면과 수치적 Schlieren으로부터 페어링 후방에 켈빈-헬름홀츠 불안정(Kelvin-Helmholtz instability)으로 불리는 전단층의 말림(roll-up)에 의해 준 이차원적인 와류가 형성되고 있으며, 이렇게 생성된 와류들은 후방으로 흘러가면서 서로 합쳐져서 크기가 커지고 점차 3차원적 구조로 변형되어 발사체 2단부에 전단류가 재부착 되는 영역에서 헤어핀(hairpin) 보텍스 형태의 구조를 나타낸다[23]. 전단류 재부착 지점

후방에서는 뭉뚱한 물체 후방의 후류(wake) 유동과 유사하게 큰 스케일의 보텍스 shedding(vortex shedding)이 일어나고 있다.

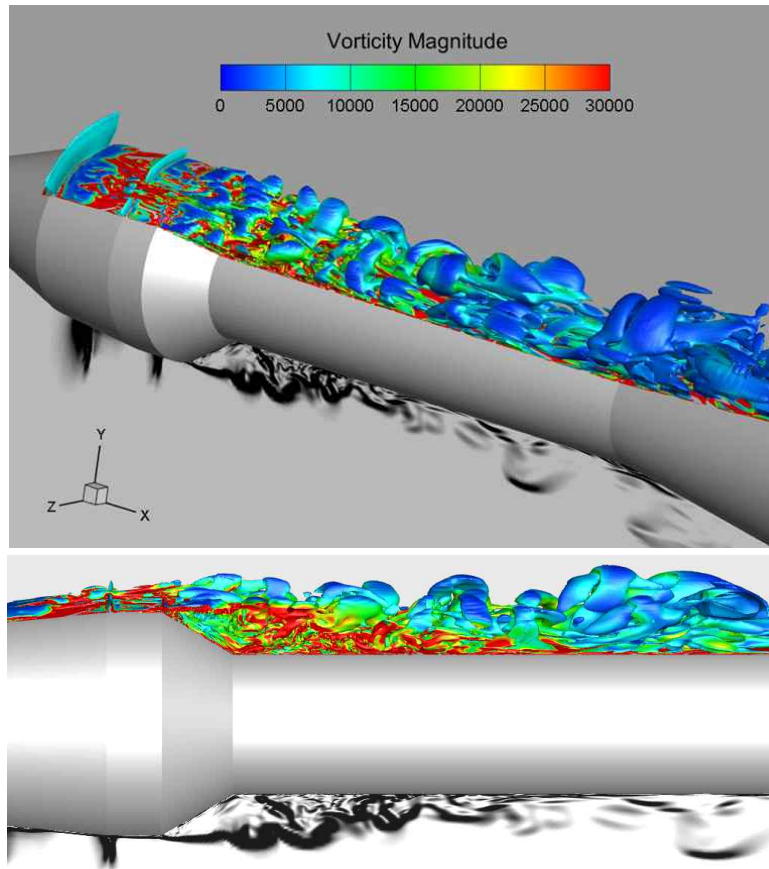


Fig. 3.17 Isosurface of Q-criterion,  $Q_{iso} (D_{ref}/U_{\infty})^2 = 0.5$ , and contours of numerical Schlieren at  $t=0.1$  sec.

발사체 페어링을 포함한 발사체 전 부위에서 나타나는 압력섭동의 주파수 분포를 파악하기 위해 Fig. 3.18에 나타낸 24개 지점에서의 압력섭동 파워 스펙트럼 밀도(PSD, Power Spectral Density)를 구하였다. PSD의 계산에는 FFTPACK을 이용하였으며,  $t=0.01$ 초부터  $t=0.12$ 초까지  $50 \mu s$  간격으로 얻어진 총 2,201 개의 샘플링 데이터를 사용하였다. FFT에서 윈도우 함수는 적용하지 않았다. 데이터의 샘플링 주기가 20 kHz이므로 Nyquist 주파수는 10 kHz가 되며, 총 0.11초의 데이터를 FFT 하였으므로 분해 가능한 가장 낮은 주파수는 9 Hz 이다. 더 낮은



특성 주파수의 유동 현상까지 분해하기 위해서는 계산시간을 증가시켜야 하는데 전산자원의 제약으로  $t = 0.12$ 초 까지만 계산하였다.

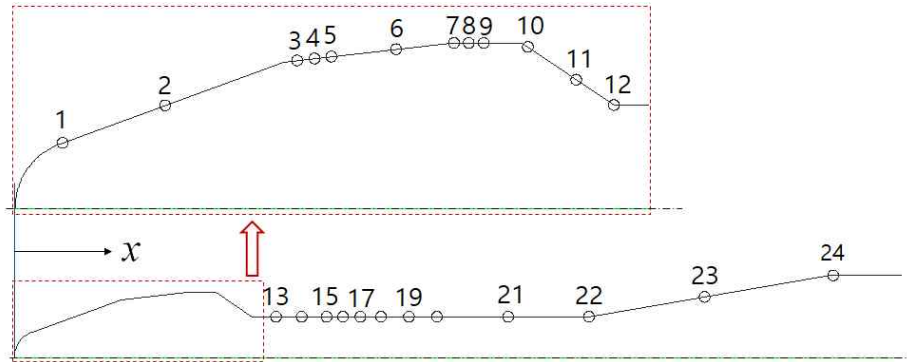


Fig. 3.18 Location of pressure probes for power spectral density evaluation

압력섭동 PSD 계산을 위한 압력 probe 지점들은 페어링 주변과 Fig. 3.13의 시간평균 압력분포에서 식별된 압력 피크 발생 영역 위주로 선정하였다. 이들 지점은 팽창 코너 직후에 충격과 진동이 발생하는 영역, 페어링 어깨에서 박리된 전단유동이 재 부착되는 영역, 압축 코너 영역 등에 해당한다.

Fig. 3.19에서 페어링 전방부에서는 압력섭동 에너지가 100 Hz 미만의 저주파 영역에 집중되어있다. Fig. 3.16에서 박리 전단류 재부착에 의한 최대 압력섭동 발생 위치는  $x = 0.611 \sim 0.614$  m 인데, 이 지점은 압력 probe #16의 위치( $x = 0.611$  m)에 해당한다. 압력 probe #10~#16은 재순환 유동 영역에 해당하는데, 이 영역 내에서 저주파 대역 압력섭동은 증가하고 재부착 영역까지 점차적으로 고주파 대역으로 확장된다. 페어링 어깨에서 박리된 전단층이 발달하면서 큰 스케일의 보텍스 구조가 생성되는데 재순환 영역 내의 저주파 압력섭동은 이러한 큰 스케일의 보텍스 구조에서 기인하는 것으로 보인다. Probe #13~#20에서의 압력섭동 PSD 변화를 살펴보면 probe #13에서 후방으로 가면서 10~1,000 Hz 대역의 압력섭동이 점차 증가하여 probe #16에서 최대에 이르고 그 후방으로 가면서 난류 소산에 의해 압력섭동이 감소되어 다시 줄어들음을 알 수 있다.

Fig. 3.19의 압력섭동 PSD에는 비정상 유동 박리나 충격파의 진동

등 유동 현상과 연관된 특정 주파수가 나타나지 않고 광역 스펙트럼 반응을 보이고 있는데 이것은 Coe와 Nutt[7]의 실험 결과 및 DDES를 사용한 Murman[21]과 Liu[23]의 해석 결과와도 일치한다. 시간평균 압력 섭동(Fig. 3.13)에서 팽창 코너 직후 유동 박리 및 충격파 진동이 발생하는 지점에 해당하는 probe #3, probe #7에서도 50 Hz 이하 저 주파수 대역에서 강한 에너지를 갖는 압력 섭동이 나타나고 있음을 알 수 있다.

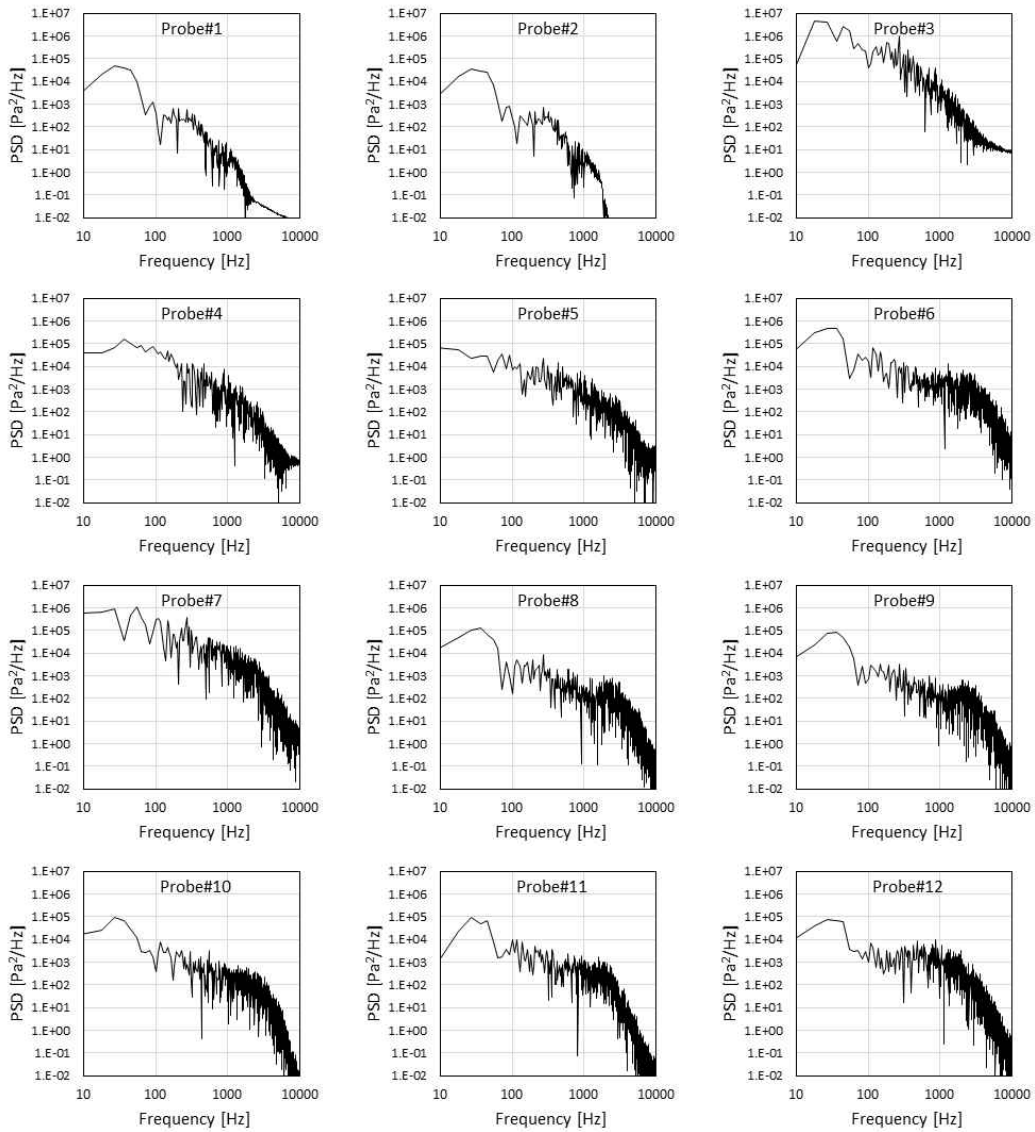


Fig. 3.19 Power spectral density of pressure fluctuation at probe points,  
(to be continued)

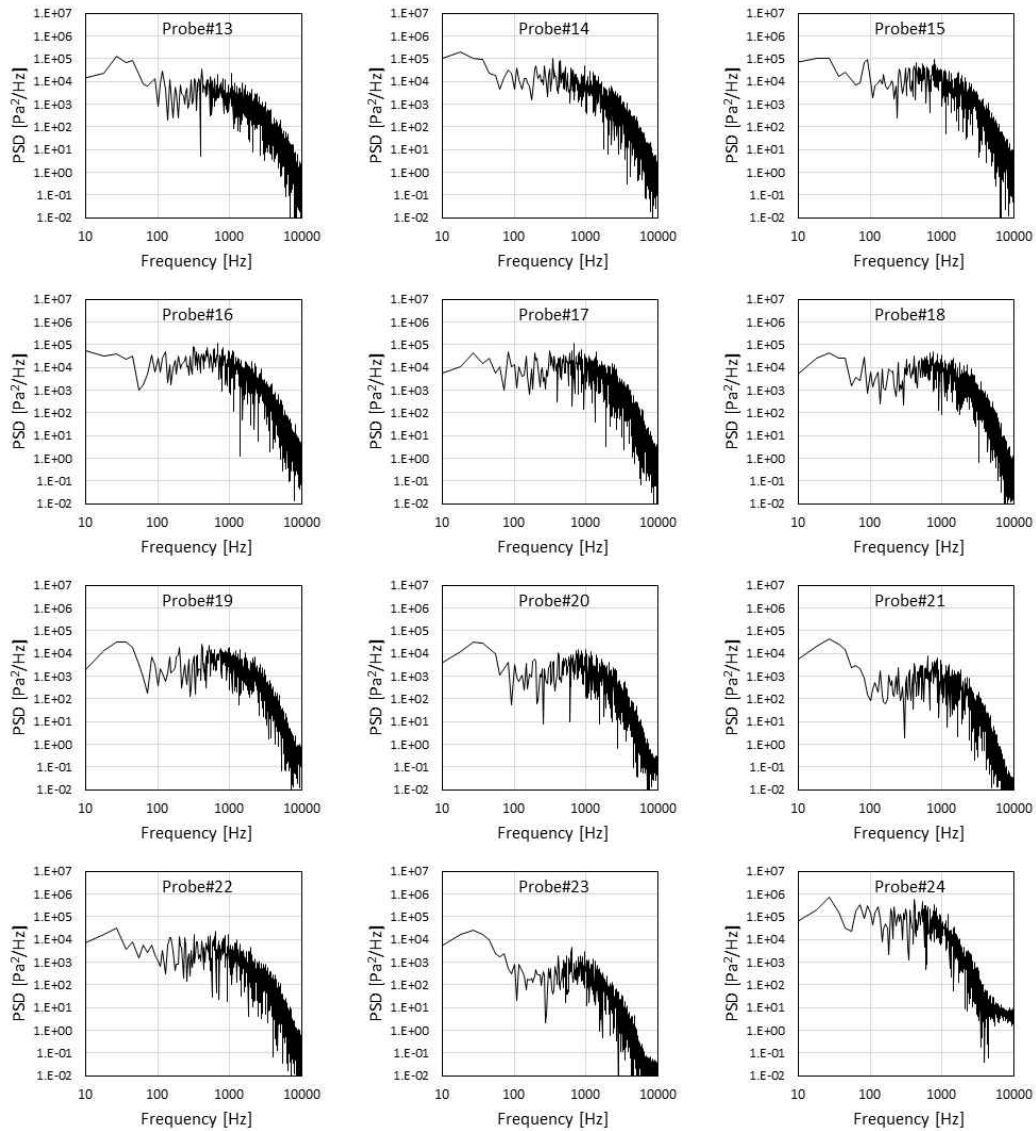


Fig. 3.19 Power spectral density of pressure fluctuation at probe points

### 3.3.2 IDDES 음향하중 예측

IDDES로 구해진 발사체 표면 압력섭동과 본 연구에서 참고한 실험 결과를 압력섭동레벨(FPL)로 표시되는 음향하중으로 환산하여 준 경험식 예측 결과와 비교하여 Fig. 3.20에 나타내었다. Schuster와 Panda 등의 실험[27]에서의 자유류 동압은  $M_\infty = 0.8$ 인 경우 69,426 Pa로 제시되어 있어 이 값과 (3.1)식을 이용하여 음향하중을 계산하였다. Coe와

Nute의 실험[7]에서의 자유류 동압은 제시되어 있지 않아 알려진 레이놀즈수와 마하수를 이용하여 유추하여 계산한 값을 사용하였다.

준 경험식이 음향하중을 가장 낮게 예측하였고, Coe와 Nute의 실험에 비해 Schuster와 Panda 등의 실험에서 측정된 음향하중이 더 높은 값을 나타내었는데, 페어링 어깨에서 박리된 전단류가 재부착되는 지점에 168 dB 수준의 음향하중이 발생하는 것으로 나타났다. IDDES로 예측된 음향하중은 Coe와 Nute와 Schuster와 Panda의 실험값의 사이에 위치해 있다. 이로써 IDDES는 hybrid RANS/LES 유동장 계산으로 인해 준 경험적 압력섭동 예측 모델에 비해 상대적으로 많은 시간이 소요되지만 그 대가로 개선된 정확도의 압력섭동 데이터를 얻을 수 있음을 확인하였다.

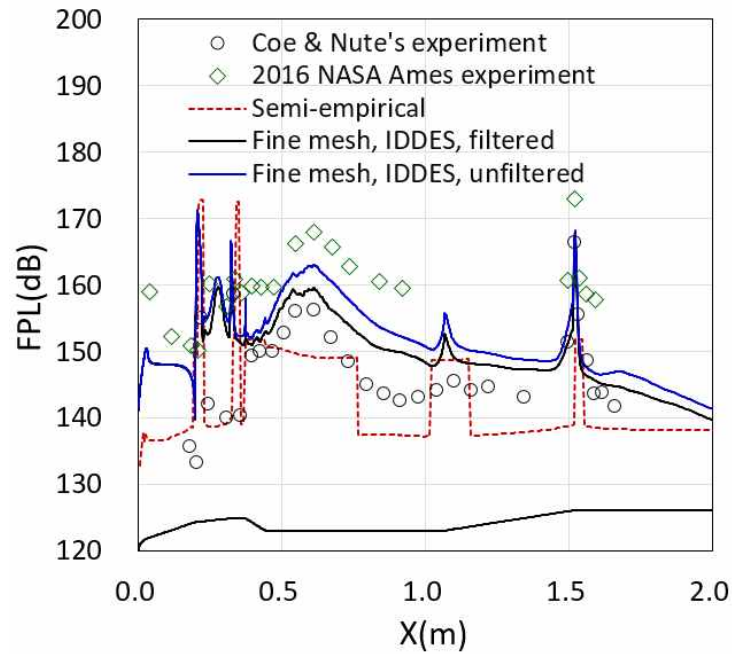


Fig. 3.20 Acoustic loads predicted by IDDES and comparison to experiments and semi-empirical method

## 4. 구조-음향 연성해석

### 4.1 해석 모델

발사체 페어링에 대한 구조-음향 연성해석을 위해서는 실제 치수의 페어링 형상이 정의되어야 한다. 본 연구는 발사체 탑재물 탑재공간의 음향하중 저감을 위한 설계/해석 프로세스 개발이 주목적이므로 외부 음향하중 해석에 이용하였던 발사체 페어링과 동일한 형상을 갖는 가상의 페어링을 설정하였다. 본 연구에서 정의한 페어링의 최대 직경은 2.87 m, 길이는 5.2 m 이다. 페어링 내부 탑재물은 KSR-III[48] 과학 탑재부를 간략화하여 모델링하였다. 일반적으로 발사체 페어링은 굽힘 강성과 무게 대비 강도 비율이 우수한 복합재 샌드위치 재료로 제작되며 본 연구에서도 카본 에폭시(Carbon epoxy) 면재와 알루미늄 허니콤 코어의 조합으로 이루어진 복합재 페어링 모델을 구성하고, FE-SEA 하이브리드 기법으로 구조-음향 연성해석을 수행하였다.

### 4.2 FE-SEA Hybrid 해석 모델

#### 4.2.1 외부 가진 음향하중

외부 가진 음향하중은 앞서 기술한 준 경험적 압력섭동 파워 스펙트럼 모델이나 hybrid RANS/LES로 얻어진 값을 사용할 수 있다. 여기서는 두 방법에 의한 응답을 비교하기 위해 준 경험적 방법과 hybrid RANS/LES로 얻어진 외부 음향하중을 VA One SEA의 TBL(Turbulent Boundary Layer) 가진(excitation) 방법으로 인가하여 각각 계산을 수행하였다. VA One SEA에는 Efimtsov[14]의 압력섭동 파워 스펙트럼 모델이 내장되어 있으나 외부에서 계산된 음향하중 값을 불러들여 적용하는 방법을 사용하였다.

TBL 압력섭동에 대한 구조물의 응답은 압력섭동의 공간 상관관계에 크게 의존하는데 이것을 정확하게 정의하는 데는 어려움이 있다. VA One SEA에서 압력섭동에 대한 두 지점  $\chi(\xi, \eta)$ ,  $\chi'(\xi', \eta')$  사이의 협대역

(narrow band) 공간 상관관계(correlation)는 다음과 같이 정의된다.

$$R(\Delta\xi, \Delta\eta, \omega) = \exp\left(-\frac{c_\xi(\omega)}{d}|\Delta\xi|\right) \cos(k_x(\omega)|\Delta\xi|) \exp\left(-\frac{c_\eta(\omega)}{d}|\Delta\eta|\right) \cos(k_y(\omega)|\Delta\eta|) \quad (4.1)$$

여기서

$$\frac{1}{d} = \sqrt{k_\xi^2 + k_\eta^2 + \left(\frac{8}{3\delta}\right)^2}, \quad (4.2)$$

이며,  $|\Delta\xi| = |\xi' - \xi|$ ,  $|\Delta\eta| = |\eta' - \eta|$ 는 각각 두 지점 간 유동 방향과 유동에 수직인 방향(cross-flow)의 거리,  $\omega$ 는 각 주파수(rad/s),  $c_\xi$ ,  $c_\eta$ 는 이들 각 방향의 공간상관 감쇠계수(spatial correlation decay coefficient),  $U_0$ 와  $U_c$ 는 각각 자유류의 속도와 난류 경계층 내 압력섭동이 전파되는 대류속도이며,  $\sigma = U_c/U_0$ 이다.  $U_c$ 는 TBL 가진에 의한 구조응답에 중요한 역할을 하는 인자이다. 유동 방향과 유동에 수직 방향으로의 파동수  $k_\xi$ ,  $k_\eta$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$k_\xi = \alpha(\omega) \frac{\omega}{U_c}, \quad k_\eta = \beta(\omega) \frac{\omega}{U_c} \quad (4.3)$$

본 연구에서는 이들 변수에 대해 다음과 같이 주어지는 VA One SEA의 기본 설정값을 사용하였다.

$$c_\xi = 0.1, \quad c_\eta = 0.72, \quad \alpha = 1, \quad \beta = 0, \quad \sigma = 0.7 \quad (4.4)$$

TBL 가진을 인가하기 위해 페어링을 5개의 구역으로 나누고 이들 각 영역에 대해 준 경험식으로 압력섭동 파워 스펙트럼을 계산하여 그 결과를 Fig. 4.1에 나타내었다.

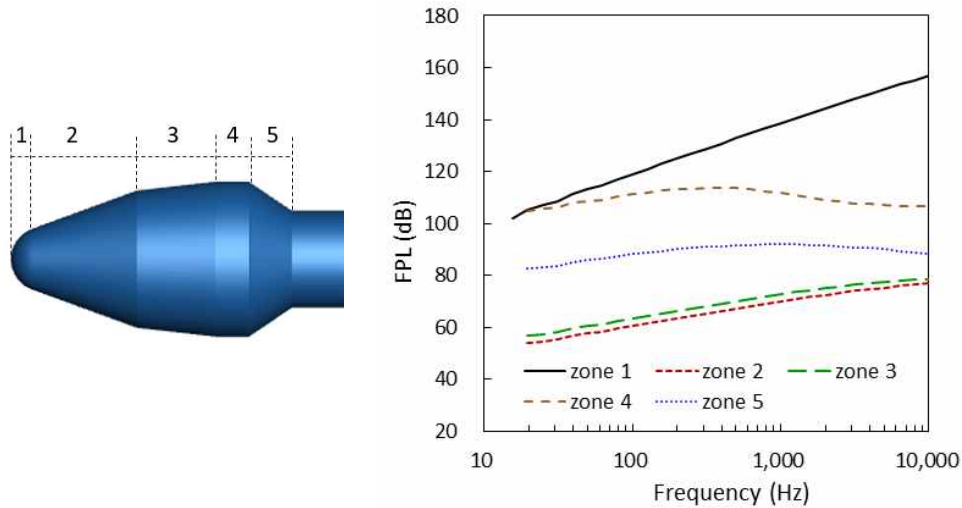


Fig. 4.1 Fluctuating pressure on payload fairing predicted by semi-empirical method

Hybrid RANS/LES 유동해석에 의한 외부 음향하중은 Fig. 3.18의 probe #1, #2, #5, #18, #20에서의 PSD를 (3.1)식으로 FPL을 계산하여 준경험식과 동일한 방법으로 부여하였다.

#### 4.2.2 구조 및 음향해석 모델

발사체 경계층 내부 압력 섭동의 주파수 대역이 광범위하므로 각 주파수 대역에 적합한 해석 모델을 적용하였다. 25~200 Hz 주파수 대역에서는 FE, 200~500 Hz 대역은 FE-SEA 하이브리드, 500 Hz~10 kHz 대역은 SEA 해석 모델을 사용하였다. FE와 FE-SEA 하이브리드 해석을 위한 구조 모드 해석은 페어링 스킨 구조 형상의 셸(shell) 모델을 이용하여 상용 소프트웨어인 ANSYS APDL 19.2로 계산하였다. 이때 페어링 하단 부에는 fixed 경계조건을 적용하였다. 모드 해석 결과를 VA One에서 불러들여 사용하였다. FE 모델에서 필요한 음향 모드 해석은 VA One 내부의 Acoustic FE 모듈을 사용하였다. Fig. 4.2와 Fig. 4.3은 각각 페어링의 구조 모드 형상과 음향 모드 형상을 보여준다.

FE-SEA 하이브리드 해석 모델링에서 페어링 내부 탑재물은 하부시스템의 사이즈가 작아 모드 밀도가 낮아서 FE로 모델링하였고, 페어링

외피도 헬름홀츠 공명기의 적용을 위해 크기가 작게 나누어져 있어 모드 밀도가 낮기 때문에 FE로 모델링하였다. 페어링 내부 음향 공간은 음향 하중 저감을 위해 설치하는 흡차음재가 공기 기인(air-borne) 소음에 미치는 영향이 크므로 SEA 캐비티(cavity)로 설정하였다.

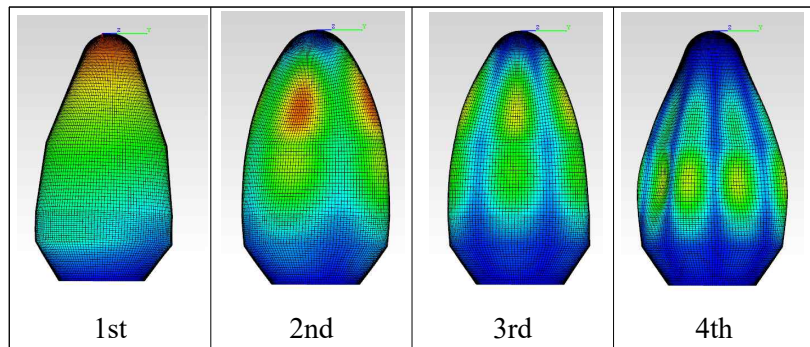


Fig. 4.2 Structural mode shapes of the PLF

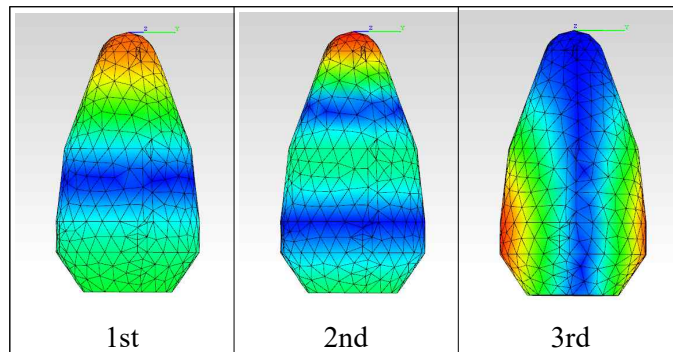


Fig. 4.3 Acoustic mode shapes of the PLF

페어링과 내부 캐비티 사이의 에너지 정보 전달을 위해 면연결(area junction)을 적용하였으며, 외부 음장 환경을 반영하는 Semi-Infinite Fluid(SIF)를 페어링 외피의 구조 하부시스템에 연결하였다. 계산에 사용된 FE 해석모델과 SEA 해석모델을 Fig. 4.4에 나타내었다. FE/FE-SEA/SEA 해석의 모든 주파수 대역에서 댐핑 손실계수(damping loss factor)는 프로그램의 기본 값인 1%를 적용하였다.



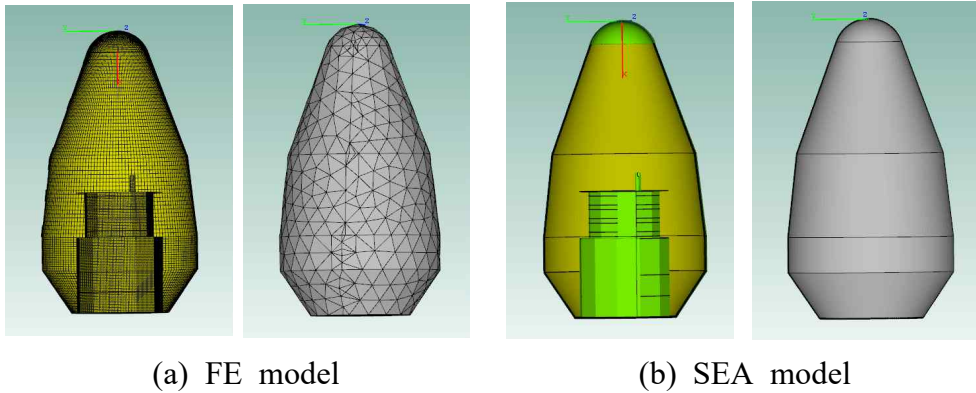


Fig. 4.4 FE and SEA models (left: structure model, right: acoustic model)

### 4.2.3 음향하중 저감 설계

발사체 페어링 내의 음향하중 저감을 위해 일반적으로 사용되는 음향 블랭킷은 400 Hz 이상의 주파수 대역에 유효하며[49], 이보다 낮은 저주파 대역에서는 음향(헬름홀츠) 공명기가 주로 사용된다. 음향 공명기는 공동(cavity)과 좁은 면적의 목(neck)으로 구성되는 음향기구로서 Fig. 4.5에 그 전형적인 형상을 나타내었다. 음향 공명기는 공명 주파수에서 높은 흡음 성능을 가지며, 흡음은 공명기 목 부근에서의 점성 마찰에 의한 에너지 소산, 열전도 등에 의한 에너지 손실에 의해 일어난다.

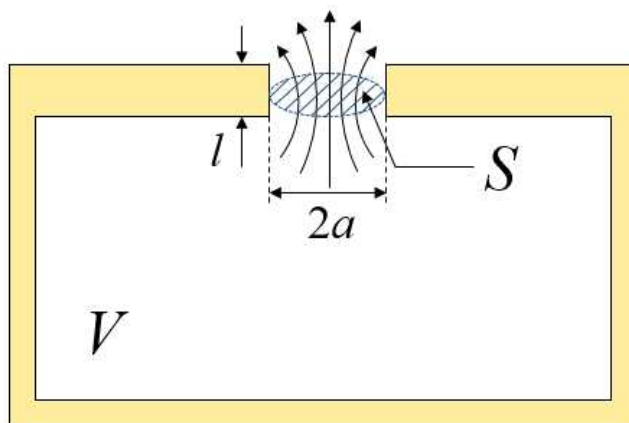


Fig. 4.5 Schematic of Helmholtz resonator

먼저 음향 공명기에 의한 흡음 효과를 확인하기 위해 페어링 내부 음향 모드 해석 결과에서의 고유 주파수와 주파수 대역별 내부 음압 레벨(SPL)을 바탕으로 총 4개의 타깃 주파수(37 Hz, 78 Hz, 105 Hz, 187 Hz)를 선정하여 이들에 대한 임피던스 값( $Z_R$ )을 구하였다. 임피던스 계산에 사용된 식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 Z_R &= Z_{rad} + \rho \frac{l}{a} \sqrt{8\nu\omega} + j\omega\rho \left( \frac{8}{3\pi} a + 2\sqrt{\frac{8\nu}{\omega}} \right) \\
 &\quad + j\omega\rho l \left( 1 + \frac{\sqrt{8\nu/\omega}}{2a} \right) - j \frac{\rho c^2}{\omega} \frac{S}{V} \quad (4.5) \\
 Z_{rad} &\simeq \frac{1}{2} \rho c (ka)^2 + j\omega\rho \frac{8}{3\pi} a, \quad ka \ll 1
 \end{aligned}$$

여기서  $\rho$ 는 매질의 밀도,  $\omega$ 는 각 주파수(angular frequency),  $k$ 는 파수(wavenumber),  $\nu$ 는 동점성 계수,  $c$ 는 음속이며,  $V$ 와  $S$ 는 각각 공명기 캐비티의 체적과 목의 면적,  $l$ ,  $a$ 는 각각 목의 길이와 반지름이다. 헬름홀츠 공명기를 음압(sound pressure)이 크게 작용하는 위치에 90° 간격으로 4개의 셀 요소를 하나의 공명기로 가정하여 계산된 임피던스 값을 부여하였다.

음향 공명기가 커버하지 못하는 고 주파수 대역의 흡음을 위하여 공명기가 부착되지 않은 영역에 멜라민 폼 소재의 음향 블랭킷을 부착하는 것으로 모델링하였다.

이와 같이 페어링 내부 표면에 다양한 조건으로 흡차음재를 부여하고 본 연구에서 개발된 FE-SEA 구조-음향 연성해석 모델을 이용해 흡차음재에 의한 페어링 내부 음장 변화 및 음향하중 저감 효과를 살펴보았다.

### 4.3 해석 결과

경험적 압력섭동 파워 스펙트럼 모델과 IDDES로 얻어진 음향하중을 적용했을 때 각 경우에 해당하는 페어링 내부 음장을 Fig. 4.6에 나타내었다. 전체적으로 IDDES 결과를 가진 하중으로 적용한 경우의 내부 음

압 레벨이 크게 나타나는데 이는 Fig. 3.20에서 페어링 부분에서는 IDDES로 구해진 발사체 표면 음향하중이 경험적 예측 결과보다 대체적으로 큰 것에서 기인하는 것으로 판단된다. 또한 Fig 3.19에서 IDDES의 경우 저주파 대역에서 PSD의 크기가 크고 고주파 대역으로 갈수록 PSD의 크기가 급격하게 감소하는데 내부 음장에서도 그러한 경향이 동일하게 나타나고 있음을 확인할 수 있다. 전 주파수 대역에서 두 기법으로 얻은 해석 결과가 유사한 경향을 보이고 있다.

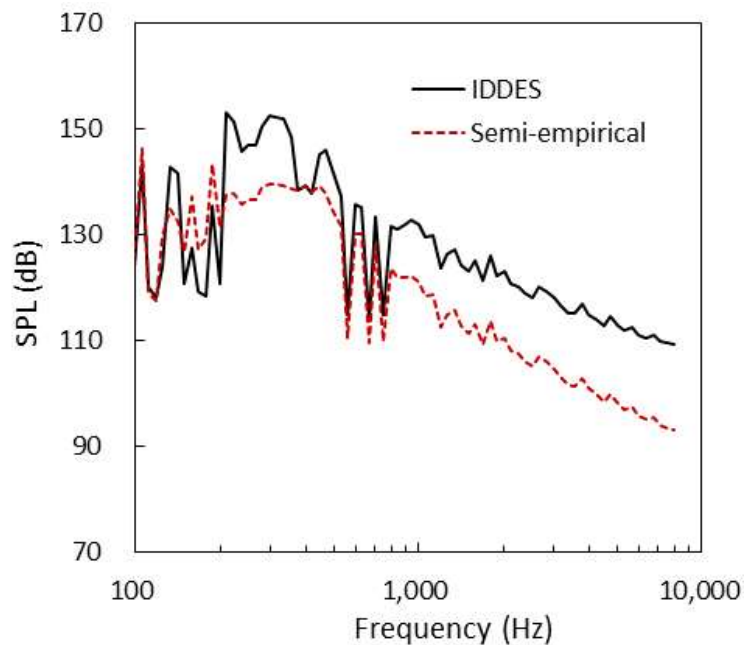


Fig. 4.6 Comparison of fairing cavity SPL resulting from acoustic loads obtained by IDDES and semi-empirical method

경험적 동조 주파수의 헬름홀츠 음향 공명기를 적용한 경우 FE 내부 음향 공간 표면에서의 음압 레벨(SPL)을 Fig. 4.7에 나타내었다. 음향 공명기 적용에 따른 페어링 내부 음장 변화를 Fig. 4.8에 나타내었는데 동조시킨 주파수 대역의 음압이 감소되었음을 알 수 있다. 이로부터 적절한 음향 공명기 동조 주파수의 선택과 위치 설계를 통해 페어링 내부 음향진동 환경을 개선할 수 있음을 확인하였다.

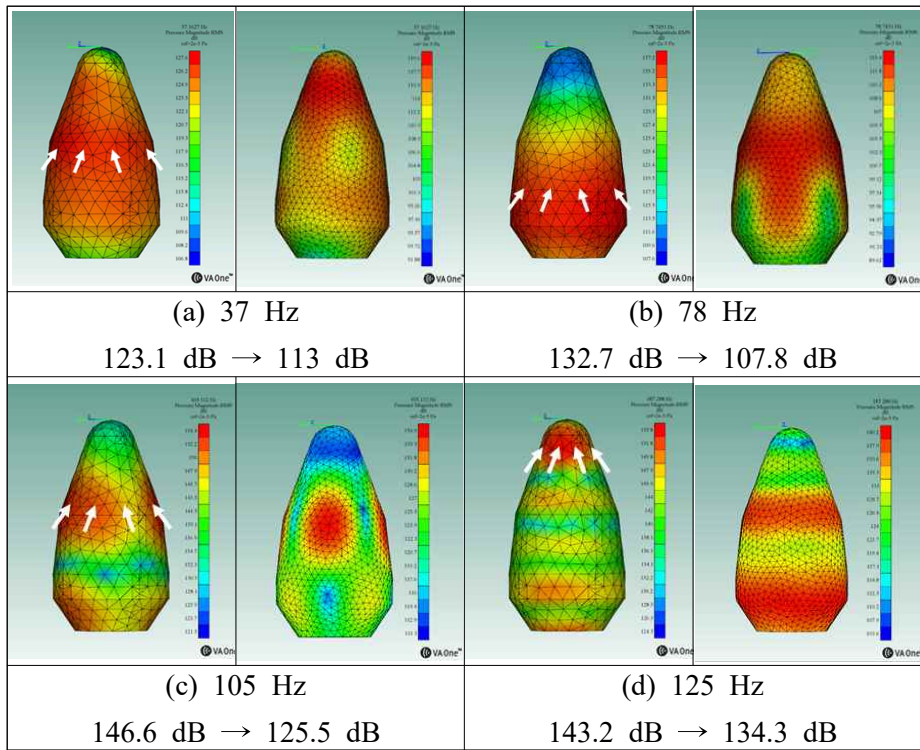


Fig. 4.7 Fairing inner surface SPL reduction at target frequency by Helmholtz resonator

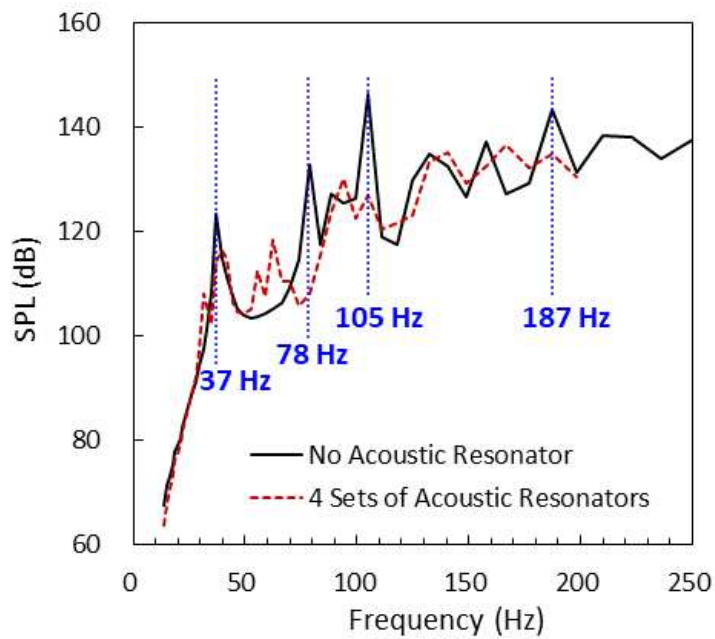


Fig. 4.8 Fairing cavity SPL with Helmholtz resonator

음향 블랭킷의 효과를 확인하기 위해 세 가지 두께(5 cm, 10 cm, 15 cm)의 멜라민 폼을 적용한 경우에 대한 페어링 내부 소음 레벨을 Fig. 4.9에 나타내었다. 모든 주파수 대역에서 흡음 효과를 확인할 수 있으며 고주파 대역으로 가면서 흡음효과는 상승하였다. 블랭킷 두께가 두꺼워질수록 흡음 효과는 증가하였으나 증가의 폭은 감소하였다. 두께 10 cm 멜라민 폼의 무게는 33.7 kg으로 예측되는데 200 Hz~10 kHz 대역에서 5~10 dB 수준의 소음저감 효과를 얻을 수 있으므로 이로 인한 탑재물의 구조 경량화로 훨씬 더 큰 중량 이득을 얻을 수 있다.

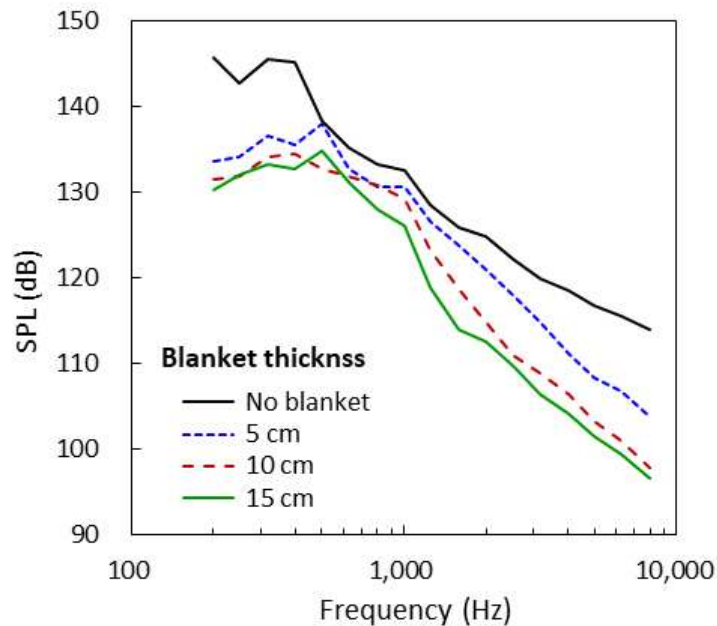


Fig. 4.9 Fairing cavity SPL with different acoustic blanket thickness

1990년대 후반에 200~250 Hz 대역에서 최소 3 dB 이상의 페어링 내부 소음 저감을 위한 음향 블랭킷 개발에서 유리 섬유(fiberglass) 블랭킷 내부에 높은 밀도의 질량판(mass barrier)을 삽입하여 소음저감 목표를 달성하였는데[49, 50], 본 연구에서도 그 효과를 확인해 보기 유리 에폭시(glass epoxy) 소재 질량판을 멜라민 폼 내부의 다양한 위치에 삽입한 경우에 대한 해석을 수행하였다. 두께 10 cm의 멜라민 폼 내부 중심

에 두께 1 mm의 유리 에폭시 질량판이 삽입된 경우, 동일 질량판이 벽으로부터 2.5 cm 위치에 삽입된 경우, 그리고 두께 0.5 mm의 질량판이 벽으로부터 2.5 cm와 7.5 cm 위치에 각각 삽입된 경우에 대한 해석을 수행하여 그 결과를 Fig. 4.10에 나타내었다. 질량판이 삽입된 세 가지 경우 모두 상당한 소음저감 효과가 있음을 확인하였다. 특히 600~800 Hz 대역에서는 질량판이 없는 경우에 비해 10 dB 수준의 큰 소음저감 효과가 있는 것으로 나타났다. 또한 한 개의 질량판보다 질량판의 두께를 1/2로 하여 서로 다른 위치에 삽입하는 경우가 600~1,200 Hz 대역에서 소음저감 효과가 더 뛰어난 것으로 나타났다.

이상에서 살펴본 바와 같이 본 연구에서는 발사체의 탑재물에 작용하는 음향하중 저감을 위한 설계/해석 통합 프로세스를 개발하고 그 절차에 따라 음향하중을 예측하고 적절한 소음저감 기구를 설계하여 발사체 페어링 내 탑재 공간에서의 소음저감 효과를 평가해 봄으로써 개발된 프로세스의 타당성을 확인하였다.

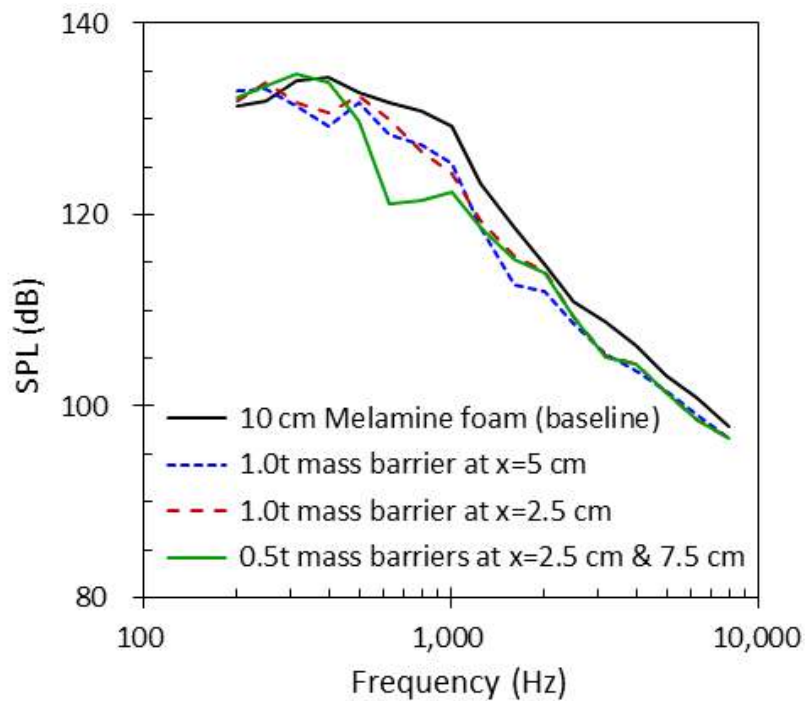


Fig. 4.10 Fairing cavity SPL with different mass barriers

## 5. 결 론

본 연구에서는 비행 중 발사체 외부에 작용하는 음향하중을 예측하고 FE-SEA 하이브리드 구조-음향 연성해석을 통해 발사체 페어링 내부 음압레벨을 평가한 후, 음향 블랭킷과 헬름홀츠 음향 공명기와 같은 수동 음향제어기구를 이용하여 음향하중 저감 설계를 구현하는 프로세스를 개발하였다. 본 연구의 대상으로는 Coe와 Nute에 의해 천음속 풍동 실험 결과가 보고된 해머헤드형 발사체 모델을 선정하였다.

개발된 프로세스를 천음속 비행 조건에서 대상 발사체에 적용하여 페어링 내부 음향진동 환경 개선효과를 살펴보고 이를 통해 본 연구에서 개발된 음향하중 저감 설계/해석 절차의 타당성을 검토하였다.

대기(atmospheric) 비행 중 발사체 외부에 작용하는 음향하중은 주로 난류 경계층 내부 압력섭동에 기인하는 것으로서 준 경험적 방법과 Navier-Stokes 방정식에 대한 난류-스케일 분해 비정상 유동 해석으로부터 예측 가능하다. 본 연구에서는 난류 경계층 내부 압력섭동에 관한 준 경험식에서 입력 변수로 필요로 하는 경계층 인자들을 정상상태 RANS 유동해석으로부터 구하였다. 이를 위해 발사체 주변 RANS 유동 해석을 수행하고, 그 결과로부터 준 경험식 입력 변수를 도출하여 압력 섭동 파워 스펙트럼 준 경험식에 적용하였다. 자유류 마하수 0.81, 받음 각 0도 조건에서 Robertson의 압력섭동 파워 스펙트럼 준 경험식은 발사체 표면 압력섭동을 실험값보다 다소 낮은 수준으로 예측하였다.

수치적 방법으로 발사체 표면 압력섭동을 예측하기 위해 hybrid RANS/LES 방법인 IDDES로 발사체 주변 유동장 해석을 수행하였다. IDDES에서 계산 격자의 영향을 검토한 결과 해머헤드 페어링 어깨에서 박리된 전단류의 후방 재부착 지점 위치와 페어링 보트 테일 후방 유동 박리 영역의 압력섭동의 크기는 발사체 원주방향 격자 크기에 많은 영향을 받는 것으로 나타났다. 이것은 IDDES에서 RANS 모드와 LES 모드의 판단에 지역 계산격자의 최대 모서리 길이를 인자로 이용하는데, 본 해석 문제의 경우 계산격자의 원주방향 길이가 긴 격자들(coarse,

medium\_L 격자)에서 RANS 모드에서 LES 모드로의 전환이 벽면에서 먼 지점에서 이루어짐에 의해 벽면 근처의 난류 현상이 제대로 분해되지 못함에 따라 발생한 문제로 파악된다. 원주방향으로 적절한 격자 크기를 갖는 medium\_T와 fine 격자는 해머헤드 박리 전단류의 후방 재부착 위치와 압력섭동 크기를 비교적 정확하게 예측하였다. 이로서, 적절한 난류 스케일 분해능을 갖는 격자를 사용할 경우 IDDES는 발사체 표면 난류 경계층 내부 압력섭동을 공학적으로 유의미한 수준의 정확도로 예측할 수 있는 것으로 평가되었다. IDDES는 hybrid RANS/LES 유동장 계산으로 인해 준 경험적 압력섭동 예측 모델에 비해 상대적으로 많은 계산 시간이 소요되지만 개선된 정확도의 압력섭동 데이터를 얻을 수 있음을 확인하였다.

발사체 외부 음향하중에 의한 페어링 내부 음향진동 환경예측을 위해 VA One의 FE-SEA 하이브리드 모듈과 ANSYS APDL을 이용하여 구조-음향 연성해석을 수행하였다. 이 과정에 페어링 내부 음향하중 저감을 위한 수동 음향제어기구로서 음향 블랭킷과 음향 공명기를 모델에 적용하여 그 효과를 확인하고 개발된 음향하중 저감 설계/해석 절차의 유효성을 검증하였다.

구조-음향 연성해석 결과 페어링 내부의 고유 음향모드 주파수 부근에서 걱정 내부 소음 레벨을 초과하는 주파수 대역들이 존재하는 것으로 나타나 해당 주파수 대역의 흡음을 위해 표면 음압이 크게 나타나는 위치의 셀 요소에 헬름홀츠 공명기를 임피던스 값으로 부여하여 타깃 주파수에서의 소음저감 효과를 확인하였다.

헬름홀츠 공명기의 효율성이 낮은 고 주파수 영역에 대해서는 멜라민 소재의 음향 블랭킷을 적용하여 음향 블랭킷의 두께와 질량판의 유무에 따른 흡음 특성을 파악하였다. 블랭킷 두께 증가에 따라 흡음 효과도 증가하였으나 증가의 폭은 점차 감소하였다. 블랭킷 내부에 질량판을 삽입함으로써 적은 무게로도 큰 음향하중 저감 효과를 얻을 수 있었으며, 질량판을 서로 다른 위치에 나누어 삽입하는 것이 더 효과적인 것으로 나타났다.



본 연구를 통해 IDDES는 증가된 계산 시간을 담보로 비행 중 발사체 표면에 작용하는 음향하중을 준 경험적 방법에 비해 더 정확하게 예측할 수 있는 옵션이 될 수 있음을 파악하였다. 본 연구에서 얻어진 모든 결과들을 고려할 때 본 연구에서 개발된 비행 중 발사체 페어링 내부 음향하중 예측 및 저감 절차는 발사체 초기 trade-off 단계나 상세설계 단계에서 유용하게 쓰일 수 있을 것으로 예상된다.

## 참 고 문 헌

- [1] Lubert C. P., “From Sputnik to SpaceX® - 60 Years of Rocket Launch,” *Acoustics Today*, Vol. 14, Issue 4, Winter 2018, pp. 38~46.
- [2] Arenas, J. P., and Margasahayam, R. N., “Noise and Vibration of Spacecraft Structures,” *Ingenaire: Revista Chilena de Ingenieria*, Vol. 14, No. 3, 2006, pp. 251-264.
- [3] Houston, J., Counter, D., Kenny, J, and Murphy, J., “ATK Launch Vehicle (ALV-X1) Liftoff Acoustic Environments-Prediction vs. Measurement,” 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, May 2009.
- [4] Rainey, G., “Progress on the Launch-Vehicle Buffeting Problem,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 2, No. 3, 1965, pp. 289-299.
- [5] Cole, H. A., Erickson, A. L., and Rainey, A. G., “Buffeting During Atmospheric Ascent,” NASA SP-8001, Nov. 1970.
- [6] Piatak, D. J., Sekula, M. K., and Rausch, R. D., “Ares Launch Vehicle Transonic Buffet Testing and Analysis Techniques,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 49, No. 5, 2012, pp. 798-807.
- [7] Coe, C. F., and Nute, J. B., “Steady and Fluctuating Pressures at Transonic Speeds on Hammerhead Launch Vehicles,” NASA TM X-778, 1962.
- [8] Coe, C. F., “The Effects of Some Variations in Launch-Vehicle Nose Shape on Steady and Fluctuating Pressures at Transonic Speeds,” NASA TM X-646, 1962.
- [9] Robinson, R. C., Wilcox, P. R., Gambucci, B. J., and George, R. E., “Dynamic Response of a Family of Axisymmetric Hammerhead Models to Unsteady Aerodynamic Loading,” NASA TN D-4504, 1968.

- [10] Park, S. H., Seo, S. H., Han, J. H., and Gong C. W., "Acoustic and Vibration Mitigation, Test, and Evaluation Technology for Space Launch Vehicle," *Current Industrial and Technologic Trends in Aerospace*, Vol. 12, No. 2, 2014, pp. 115~126.
- [11] Lowson, M. V., "Prediction of Boundary Layer Fluctuations," Wyle Laboratories Report WR 67-15, 1967.
- [12] Robertson, J. E., "Prediction of In-flight Fluctuating Pressure Environments Including Protuberance Induced Flow," Wyle Laboratories Report WR 71-10, March 1971.
- [13] Corcos, G. M., "The Structure of the Turbulent Pressure Field in Boundary Layer Flows," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 18, No. 3, 1964, pp. 353-378.
- [14] Efimtsov, B. M., "Characteristics of the Field of Turbulent Wall Pressure Fluctuations at Large Reynolds Numbers," *Soviet Physics Acoustics*, Vol. 28, No. 4, 1982, pp. 289-292.
- [15] Miller, T. S., Gallman, J. M., and Moeller, M. J., "Review of Turbulent Boundary-Layer Models for Acoustic Analysis," *Journal of Aircraft*, Vol. 49, No. 6, 2012, pp. 1739~1754.
- [16] Ritos, K., Drikakis, D., and Kokkinakis, I. W., "Wall-Pressure Spectra Models for Supersonic and Hypersonic Turbulent Boundary Layers," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 443, March 2019, pp. 90~108.
- [17] 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.
- [18] Yang, M. Y., and Wilby, J. F., "Derivation of Aero-Induced Fluctuating Pressure Environments for Ares I-X," *AIAA paper 2008-2801*, May, 2008.

- [19] Spalart, P. R., “Detached-Eddy Simulation,” *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 41, No. 1, January 2009, pp. 203~229.
- [20] Tsutsumi, S., and Takaki, R., “Hybrid LES/RANS Simulations of Transonic Flowfield around a Rocket Fairing,” AIAA 2012-2900, June 2012.
- [21] Murman, S. M., and Diosady, L. T., “Simulation of a Hammerhead Payload Fairing in the Transonic Regime,” AIAA 2016-1548, January 2016.
- [22] Murman, S. M., Blonigan, P. J., and Diosady, L. T., “Comparison of Transonic Buffet Simulations with Unsteady PSP Measurements for a Hammerhead Payload Fairing,” AIAA 2017-1404, January 2017.
- [23] Liu, Y., Wang, G., Zhu, H., and Ye, Z., “Numerical Analysis of Transonic Buffet Flow around a Hammerhead Payload Fairing,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 84, 2019, 604~619.
- [24] Zore, K., Sasanapuri, B., Azab, M., Shah, S., and Stokes, J, “Ansys Scale Resolving Simulations of Launch-Vehicle Configuration at Transonic Speeds,” 21th Annual CFD Symposium, August 8-9, 2019.
- [25] Spalart, P. R., Deck, S., Shur, M. L., Squires, K. D., Strelets, M. K., Travin, A., “A new version of detached eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities,” *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, Vol. 20, No. 3, 2006, pp. 181~195.
- [26] Menter, F. R., “Stress-Blended Eddy Simulation (SBES) - A New Paradigm in Hybrid RANS-LES Modeling,” *Proceedings of the 6th Symposium on Hybrid RANS-LES Methods*, 2016, pp. 1~17.
- [27] Schuster, D M., Panda, J., Ross, J. C., et al., *Investigation of Unsteady Pressure-Sensitive Paint (uPSP) and a Dynamic Loads Balance to Predict Launch Vehicle Buffet Environments*, NASA/TM-2016-219352,

Nov. 2016.

- [28] Sellers, M. E., Nelson, M. A., Roozeboom, N. H., and Burnside, N. J., “Evaluation of Unsteady Pressure Sensitive Paint Measurement Technique for Space Launch Vehicle Buffet Determination,” AIAA 2017-1402, 2017.
- [29] 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
- [30] Panda, J., Roozeboom, N. H., and Ross, J. C., “Wavenumber-Frequency Spectra of Pressure Fluctuations on a Generic Space Vehicle Measured via Unsteady Pressure-Sensitive Paint,” *AIAA Journal*, Vol. 57, No. 5, 2019, pp. 1801~1817.
- [31] Panda, J., “Aeroacoustics of Space Vehicles,” *Advanced Modeling & Simulation Seminar Series*, April, 2014.
- [32] 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,” *The Journal of the Acoustical Society of Korea*, Vol. 37, No. 4, 2018, pp. 163~173.
- [33] Lyon, R. H., *Statistical Energy Analysis of Dynamical Systems : Theory and Applications*, The MIT Press, 1975.
- [34] Lyon, R. H., and DeJong, R. G., *Theory and Application of Statistical Energy Analysis*, Second Ed., Butterworth-Heinemann, UK. 1995.
- [35] Bianco, D., Adamo, F. P., Barbarino, M., Vitiello, P., Bartoccini, D., Federico, L., and Citarella, R., “Integrated Aero-Vibroacoustics: The Design Verification Process of Vega-C Launcher,” *Applied Sciences*, Vol. 8, No. 1, 2018.

- [36] Park, S., Kim, H., and Lee, S., "A Study on Prediction of Acoustic Loads of Launch Vehicle Using NURBS Curve Modeling," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 46, No. 2, 2018, pp. 106~113.
- [37] <https://www.esi-group.com/kr/software-solutions/virtual-performance/va-one-vibro-acoustics-simulation-software>
- [38] Blazek, J., *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS Principles and Applications*, Elsevier, 3<sup>rd</sup> Ed., 2015.
- [39] Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994, pp. 1598~1605.
- [40] Wilcox, D. C., *Turbulence Modeling for CFD*, DCW Industries, Inc. La Canada, California. 1998.
- [41] Launder, B. E., and Spalding, D. B., *Lectures in Mathematical Models of Turbulence*. Academic Press, London, England. 1972.
- [42] Menter, F. R., Kuntz, M., and Langtry, R. "Ten Years of Experience with the SST Turbulence Model," *Turbulence, Heat and Mass Transfer*, Begell House Inc., 2003, pp. 625~632.
- [43] Shur, M. L., Spalart, P. R., Strelets, M. K., and Travin, A. K., "A Hybrid RANS-LES Approach With Delayed-DES and Wall-Modelled LES Capabilities," *International Journal of Heat and Fluid Flow*. Vol. 29, No. 6, December 2008, pp. 1638~1649.
- [44] Gritskevich, M. S., Garbaruk, A. V., Schutze, J., and Menter, F. R., "Development of DDES and IDDES Formulations for the  $k-\omega$  Shear Stress Transport Model," *Flow, Turbulence and Combustion*, Vol. 88, 2012, pp. 431~449.
- [45] Han, Y., He, Y., and Le, J., "Modification to Improved Delayed

- Detached-Eddy Simulation Regarding the Log-Layer Mismatch,” AIAA Journal, Vol. 58, No. 2, February 2020, pp. 712~721.
- [46] Shorter P. J., and Langley, R. S., “Vibro-acoustic analysis of complex systems,” Journal of Sound and Vibration, Vol. 288, No. 3, 2005, pp. 669~699.
- [47] <http://www.iowahills.com/>
- [48] Jang, Y. S., and Yi, Y. M., “Structural Design of Payload Section of KSR-III,” Aerospace Engineering and Technology, Vol. 1, No. 1, 2002, pp. 117~127.
- [49] Hughes, W. O., and McNelis, A. M., “Acoustic Test Results of Melamine Foam With Application to Payload Fairing Acoustic Attenuation Systems,” NASA/TM—2014-218350, August, 2014.
- [50] Hughes, W. O., McNelis, A. M., and Himelblau, H., “Investigation of Acoustic Fields for the Cassini Spacecraft: Reverberant Versus Launch Environments,” NASA-TM-2000-209387, September 2000.

# **Acoustic Load Reduction in Launch Vehicle Payload Fairing Using Turbulent Pressure- Fluctuation Prediction and FE-SEA Hybrid Method**

Injeong Choi

Aerospace Engineering

The Graduate School

Seoul National University

## **Abstract**

Launch vehicles are subject to airborne acoustic loads during atmospheric flight and these effects become pronounced especially in transonic region. Since the vibration caused by the acoustic loads can result in malfunction of payloads, it is essential for success of flight mission to predict and reduce the acoustic loads. In this study, a series of design/analysis processes has been compiled for predicting airborne vibro-acoustic environment inside a hammerhead payload fairing and reducing the acoustic loads by acoustic blankets and Helmholtz acoustic resonators.

Acoustic loads acting on launch vehicle during atmospheric flight are mainly due to the pressure fluctuations inside turbulent boundary layer and they can be predicted either by a semi-empirical model or by unsteady scale-resolving simulation of the Navier-Stokes equations. In the present study, the turbulent boundary layer parameters necessary for the semi-



empirical prediction model were obtained from the solution of steady Navier-Stokes equations. For this purpose, a RANS analysis has been performed around the launch vehicle at a transonic Mach number of 0.81. The presently adopted Robertson's semi-empirical power spectrum model predicted lower level of pressure fluctuation than the experiments.

The Improved Delayed Detached Eddy Simulation(IDDES), which belongs to the class of hybrid RANS/LES method, has been performed for direct evaluation of the acoustic loads on launch vehicle surfaces. The characteristic features of the acoustic loads acting on the hammerhead launch vehicle at transonic speed have been investigated using the result. The comparisons of time-averaged surface pressure distribution and root mean square of pressure fluctuations to the experiments have revealed that, as far as an appropriate turbulence scale resolving mesh is used, IDDES can provide reasonably accurate pressure fluctuation in turbulent boundary layer for engineering purposes. The IDDES provided improved accuracy over the presently employed semi-empirical model at the expense of increased computing time incurred by the hybrid RANS/LES flow analysis.

Coupled structural-acoustic analysis was performed using FE-SEA hybrid module of VA One and ANSYS APDL to predict the vibro-acoustic environment in the fairing. In the course of coupled structural-acoustic analysis, acoustic blanket and acoustic resonator were applied as the passive acoustic control system and their effects were investigated to assess the validity of the presently developed design/analysis processes for acoustic loads reduction.

It has been found that the IDDES can be considered as a more accurate option for predicting airborne acoustic loads on the launch vehicle at the expense of increased computational cost over the semi-empirical method. Considering the results obtained from the present study, the processes which have been developed for the prediction and reduction of airborne acoustic

loads inside the launch vehicle fairing are expected to be useful in initial design trade-off phase as well as in the detailed design phase of a launch vehicle.

**keywords:** Launch Vehicle, Hammerhead Fairing, Acoustic Load Reduction, IDDES(Improved Detached Eddy Simulation), FE(Finite Elements)-SEA(Statistical Energy Analysis)

**Student ID : 2018-24217**