



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](#)

공학석사학위논문

고속 비행 중 FE-SEA 해석 기법을 활용한 발사체
페어링 내부 음향하중 예측과 최적화 알고리즘을
이용한 음향하중 저감에 관한 연구

Prediction and Reduction of Acoustic Load on Payload Faring using FE-
SEA Hybrid Method and optimization Algoritm

2020 년 12 월

서울대학교 대학원

항공우주공학과

안 병 현

고속 비행 중 FE-SEA 해석 기법을 활용한 발사체 페어링 내부 음향하중 예측과 최적화 알고리즘을 이용한 음향하중 저감에 관한 연구

Prediction and Reduction of Acoustic Load on Payload Fairing using FE-SEA Hybrid Method and Optimization Algorithm

지도교수 이 수 갑

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함

2020년 12월

서울대학교 대학원

항공우주공학과

안 병 현

안병현의 공학석사 학위논문을 인준함

2020년 12월

위원장

申 尙 竣



부위원장

李 錫 甲



위원

李 旻 中



초 록

발사체는 고속 비행 중 발사체 주변 유동으로부터 기인하는 높은 음향하중에 노출되며, 특히 천음속 구간에서 그 영향이 두드러진다. 이러한 음향하중은 탑재된 위성체 및 전자 탑재물을 가진하여 오작동을 일으키는 중요한 진동원 이므로 이를 예측하고 저감하는 설계가 필요하다. 따라서 본 연구에서는 헤머헤드 발사체 외부 공기역학적 유동에 의한 페어링 내부 음향하중을 예측하고, 페어링 외피로 인한 차음, 저주파수 영역 흡음을 위한 헬름홀츠 공명기, 고주파수 영역의 흡음을 위한 음향 블랭킷을 이용하여 페어링 내부의 음향하중을 예측하고 저감하는 프로세스를 개발하였다.

본 연구에서 발사체 외부에 작용하는 음향하중은 마하수 0.81의 천음속 비행 조건의 RANS 유동해석 결과에서 준 경험식에 필요한 입력 변수들을 도출하여 예측하는 하이브리드 방식을 사용하여 계산하였으며, 여러가지 경험식 종류에서 실험값과 비교하여 Robertson의 압력섭동 파워 스펙트럼 식을 사용하였다.

페어링 내부 음향하중 예측을 위해 구조모드 해석은 ANSYS APDL로 진행하였으며, 음향모드 해석은 VA ONE을 이용하여 진행하였다. 주파수 대역별로 저주파수 대역(~200Hz)은 유한요소 방법, 중주파수 대역(200~500Hz)은 FE-SEA 하이브리드 방법, 고주파수 대역(500Hz~)은 SEA방법을 이용하여 해석하였다.

페어링 내부 음향하중 저감을 위해 페어링 외피 종류에 따른 저감량을 통해 페어링 외피를 선택하고, 비선형 특성을 고려한 헬름홀츠 공명기의 설계 변수들을 PSO(Particle Swarm Optimization) 최적화 방법을 사용하여 모델링 하였고, 다양한 음향 블랭킷 형상 모델을 적용하여 음향하중 저감의 효과를 확인하고 설계/해석 프로세스의 유용성을 확인하였다.

본 연구로 고속 비행 중 발사체 페어링 내부의 음향하중을 예측할 수 있는 기법을 정립함으로써, 발사체 설계 단계에서 유용하게 쓰일 것으로 예상된다.

주요어: 발사체, 페어링, 음향하중, 헬름홀츠 공명기, 음향 블랭킷, FE, SEA

학번: 2019-20238

목 차

1.서론	
1.1 연구배경	1
2. 이론적 배경	
2.1 준 경험적 음향하중 예측 방법	3
2.2 지배방정식	3
2.3 난류모델	5
2.4 SEA, Hybrid FE-SEA 이론	7
2.4.1 SEA 파워 병행 방정식	7
2.4.2 Hybrid FE-SEA이론	8
2.5 비선형 헬름홀츠 공명기 모델	9
2.6 Particle swarm optimization	15
3. 음향하중 예측	
3.1 해석 대상	17
3.1.1 해석 대상 발사체	17
3.1.2 계산 격자	17
3.1.3 해석 조건	19
3.2 준 경험적 방법에 의한 음향하중 예측	19
3.2.1 정상상태 유동해석 결과	19
3.2.2 준 경험적 음향하중 예측	22
4. 구조-음향 해석	
4.1 해석모델	24
4.2 FE-SEA Hybrid해석 모델	24
4.2.1 외부가진음향하중	24
4.2.2 구조 및 음향해석 모델	24

4.2.3 페어링 외피에 의한 차음.....	25
4.3 음향하중 저감 설계.....	27
4.3.1 비선형 헬름홀츠 공명기의 적용.....	27
4.3.2 음향 블랭킷의 적용.....	29
4.4 해석결과.....	30
4.4.1 비선형 헬름홀츠 공명기에 의한 흡음.....	30
4.4.2 음향 블랭킷에 의한 흡음.....	31
5. 결론.....	34
참고문헌.....	35
Abstract.....	38

그림 목차

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

Fig. 3.2 Computational domain and distinct zones for mesh generation

Fig. 3.3 Computational mesh (upper: 360-deg. coarse, lower: 60-deg. coarse)

Fig. 3.4 Pressure and Mach number contour plot

Fig. 3.5 Comparison of C_p distribution

Fig. 3.6 Expansion-shock wave and shock-induced boundary layer separation(Exp: expansion, S: shock)

Fig. 3.7 Skin friction coefficient distribution

Fig. 3.8 Division of zones for semi-empirical fluctuating pressure prediction

Fig. 3.9 Comparison of predicted acoustic load by semi-empirical model with experiment

Fig. 4.1 left: Hammerhead launch vehicle configuration (Model 11 configuration of Coe and Nute[7] right: Fluctuation pressure level at each region)

Fig. 4.2 Structural mode shapes of the PLF

Fig. 4.3 Acoustic mode shapes of the PLF

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

Fig. 4.5 SPL result of application of faring skin(left), SPL result of UD0 faring skin

Fig. 4.6 Comparison of experiment and prediction results(left: resistance, right: reactance) orifice T:0.159cm, orifice d:0.635cm, cavity L:2.54cm, cavity D:5.08cm

Fig. 4.7 Interaction Process for optimizing Helmholtz resonator

Fig. 4.8 Melamine foam configuration

Fig. 4.9 Faring inner surface SPL reduction at target frequency

Fig. 4.10 Faring cavity SPL with Helmholtz resonator

Fig. 4.11 Effect of ML foam at low frequency(left), high frequency(right)

Fig. 4.12 Effect of different ML foam configuration(10cm, 20cm)

Fig. 4.13 Effect of perforated top plate at low frequency 10cm ML(left) 20cm ML(right)

표 목 차

Table. 3.1 Computational mesh information

Table 3.2 Characteristic flow patterns and zones for acoustic load prediction

**Table. 4.1 Material property for structure mode analysis, Composite laminates
properties for structure mode analysis [12]**

Table. 4.2 Melamine foam configuration

Nomenclature

English symbols

C_p	Pressure coefficient
$C_{p, rms}$	Coefficient of the root-mean-square fluctuations of pressure about the mean
C_D	Average volume flow through cavity during half cycle
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
k	Turbulent kinetic energy, wavenumber
K_{ss}	steady state viscous loss parameter
K_{ac}	Acoustic viscous loss parameter
L_c	Cavity depth
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
R	Resistance
Re	Reynolds number
s	Surface
S_{ij}	Strain rate tensor
S_w	Orifice wetted area
T	Temperature or time-interval for time averaging
u, v, w	Velocity components in Cartesian coordinate directions
W	Power spectrum of pressure fluctuation
x, y, z	Cartesian coordinates
X	<i>Reactacne</i>

Greek symbols

α	Angle of attack
β_i, β^*	Turbulence model coefficient
δ	Boundary layer thickness
δ^*	Displacement thickness
δ_{ij}	Kronecker delta
γ	Ratio of specific heats
η	Direction of cross-flow

κ	Thermal conductivity, von Karman constant
μ	Molecular viscosity
ν	Kinematic viscosity
ν_t	Kinematic eddy viscosity
θ	Circumferential coordinate direction
ρ	Density
σ	Ratio of convection and free-stream velocities
τ_{ij}	Viscous stress tensor
ω	Specific dissipation rate, angular frequency(rad/s)
ξ	Direction of flow
τ_ω	Shear stress at wall

Mathematical symbols

∇	Gradient
----------	----------

Subscripts

0	Reference value
∞	Freestream value
usw	Upstream of shock wave
o	Orifice value
c	Cavity value
BL	Boundary later value
inv	inviscid value
w	Wall value
NL	Nonlinear value
L	Linear value
non	non-dimensional value
pk	Peak value
res	Resonance value

Superscripts

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

Abbreviations

CFD	Computational Fluid Dynamics
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes
RMS	Root Mean Square
SEA	Statistical Energy Analysis
SST	Shear Stress Transport
TBL	Turbulent Boundary La

1. 서론

1.1 연구배경

위성 발사체는 이륙과정, 상승비행 과정 중 추진기관의 제트, 주변 공기의 난류 등으로 인한 아주 강한 소음진동 환경이 노출되고 이러한 진동환경으로 인한 매우 높은 음압레벨의 음향 하중이 페어링의 표면으로 부터 전달되어 내부 탑재물에 닿게되고, 이는 내부에 탑재된 전자 장비나 탑재물의 고장을 유발하여 임무 실패를 초래하기도 한다.[1~5] 발사체의 이륙 과정에서는 엔진에서 발생하는 제트와 공기와의 난류 혼합, 충격파 등으로 인한 170~200dB수준의 아주 강한 소음이 발생한다. 상승 과정에서는 천음속 구간에서 난류 경계층(Turbulent boundary layer) 내부 섭동과 유동 박리, wake, 충격파 등에 기인한 압력 섭동으로 인한 저주파(60Hz) 이하 비정상 공력 하중이 가해지는 buffet 현상이 발생한다.[4~6] 1960년대 초반 상승 비행 중 발사체의 연속적인 실패의 원인은 buffet 현상 때문으로 밝혀졌고, 이로 인해 발사체의 설계 및 검증에 buffet 현상을 고려하게 되었다. 탑재물의 사이즈가 커짐에 따라 해머헤드(hammerhead) 형상의 페어링을 사용하게 되었고 이러한 형상 변화에 따른 공력 특성을 및 동적 특성을 파악하기 위해 여러 풍동실험을 실행되었다.[7~9] 페어링의 중요한 기능은 이러한 외부 소음진동 환경으로 부터 탑재물을 보호하는 것으로 초기 설계 단계에서 부터 음향하중을 예측하고 추가적인 음향 보호 시스템(Acoustic Protection System)을 통해 전반적인 예측을 하는 것이 중요하다. 이런 음향하중 저감 시스템을 위해서는 발사체 외부에 작용하는 음향하중을 예측하고 이로인한 페어링 내부 음향하중을 파악하여 내부 음장 특성에 맞는 흡차음재 설계를 통해 음압레벨을 줄이는 과정이 필요하다. 발사체 외부에 작용하는 음향하중을 예측하기 위해서는 수치적 방법과 준 경험적 방법으로 구할 수 있고, 이로인한 외부 음향하중이 계산되면 구조-음향 연성 해석을 통해 페어링 내부 음장을 구할 수 있다. 발사체는 이륙 및 상승과정에서 넓은 주파수 대역의 음향하중의 영향을 받으므로 이에 대한 페어링 내부 음장의 응답을 해석하기 위해선 주파수 대역 과 모드 밀도에 따라 다른 해석 방법을 적용하여야 한다. 일반적으로 페어링에 의한 차음으로는 위성체나 탑재물에 작용하는 음향하중이 허용치를 초과하므로 이를 감소시킬 수 있는 헬름홀츠 공명기(Helmholtz resonator), 음향 블랭킷(acoustic blanket) 등 추가적인 음향제어기구가 필요하다.[10] 우리나라에서도 위와 관련한 연구들이 진행되었다.[11~12] FE해석을 이용한 페어링 내부 해석[11] BEM해석 기법을 활용한 페어링 외피에 따른 차음 해석[12] 공명기를 이용한 음향하중 저감 해석[13] 등 다양한 연구가 진행되었지만 모드 밀도에 따른 해석기법이나 비선형성을 고려한 공명기를 적용한 해석은 아직 진행되지 않았다. 따라서 본 연구에서는 준 경험식 예측 방법을 활용하여 페어링 외부 음향하중을 예측하고 FE-SEA 해석 기법을 통해 페어링 내부 음향하중을 예측하고 비선형성을 고려한 헬름홀츠 공명기를 최적화 기법을 활용해 설계 변수를 최적화 하고, 다양한 멜라민폼의

음향 블랭킷을 적용하여 음향하중 저감 연구를 진행하였다.

1.2 연구 및 내용

발사체 페어링 내부 탑재물을 보호하기 위해서는 발사체 설계 단계에서부터 페어링 내부 음향하중을 예측하고 이를 저감하는 전반적인 과정이 고려되어야 한다. 페어링 내부 음향하중을 예측하고 이를 저감하기 위한 다양한 연구들이 수행되었으나, 이러한 전반적인 내용을 통합한 연구는 매우 드물다. 따라서 본 연구에서는 CFD RANS 해석을 통해 발사체 외부에 작용하는 음향하중을 예측하고 FE-SEA 구조-음향 연성 해석을 통해 페어링 내부 음향하중을 예측하고 내부 높은 음압레벨 환경에 적합한 비선형성이 고려된 헬름홀츠 공명기의 설계 변수를 최적화 하고 다양한 형상의 멜라민폼을 이용한 음향 제어를 통해 탑재물의 안정성을 확보하는 통합 프로세스를 개발하였다. 발사체 페어링 내부 음향환경은 준 경험적 방법을 이용하여 구한 음향하중을 이용하여 200Hz까지는 FE, 200~500Hz FE-SEA 하이브리드, 500Hz 이상의 주파수 대역에는 SEA 해석 방법을 적용하고 음향진동 해석 프로그램 VA One을 사용하여 계산하였다. 페어링 외피의 차음 성능을 확인하기 위해 소재 및 적층각도를 저주파수 대역의 저감이 가장 좋은 외피를 선택하였고, 비선형 특성이 고려된 헬름홀츠 공명기를 설계변수를 최적화 하여 높은 음압레벨에도 적용 가능한 모델을 개발하였으며, 추가적인 흡음을 위하여 여러가지 형상의 멜라민폼을 페어링 내부에 부착하여 음향제어 성능을 확인하였다.

2.이론적 배경

2.1 준 경험적 음향하중 예측

준 경험적 음향하중 예측 방법은 축소 모델의 발사체의 풍동 시험 데이터나 실제 발사체의 비행 시험에서 얻은 데이터와 이론적 지식을 합하여 도출한 난류 경계층 압력섭동에 경험식을 사용하는 방법이다. 1950년대 후반부터 많은 연구자들이 난류 경계층 내의 압력섭동에 대한 연구를 진행하였는데[13~17], 본 연구에서는 각각 모델을 실제 풍력 시험 데이터와 비교하여 Robertson[13]의 파워스펙트럼 모델을 선정하였고 이를 이용하여 발사체 페어링 외부에 작용하는 음향하중을 예측하였다. Roberson은 외부 유동의 특성에 따라 부착경계층 영역, 박리유동 영역, 충격파 영역으로 구분하였고 각 영역에 대한 압력섭동 파워스펙트럼 경험식은 다음과 같다.

1) 부착 경계층 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

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

3) 충격파 영역

일반적으로 충격파 영역에서 가장 강한 압력섭동이 발생하고, 저주파 대역의 충격파 에너지와 고주파 대역의 박리 유동의 에너지가 더해진 형태로 표현된다.

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

usw(upstream of shock wave)는 충격파의 전방지점을 의미하고, 제곱평균 압력섭동은 다음과 같이 구해진다.

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

2.2 지배 방정식

압축성 나비에-스토크스(Navier-storkes) 방정식은 다음과 같다.

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

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

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

e 는 단위 질량당 내부에너지, $h = e + p/\rho$ 는 단위 질량당 엔탈피, τ_{ij} 는 점성응력 텐서 (viscous stress tensor), q_j 는 열 유속(heat flux) 벡터, $E = e + \frac{1}{2} u_i u_i$, $H = h + \frac{1}{2} u_i u_i$, 이다. 이상기체의 경우 압력은 다음의 식으로 구할 수 있다.

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

압축성 유체에서 τ_{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)로 다음과 같이 구해진다..

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

열유속 벡터 q_j 는 다음과 같고. κ 는 열전도율이다.

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

레이놀즈 평균(Reynolds averaging)과 파브 평균(Favre averaging)은 다음과 같이 정의된다.

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

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

또한 변수들을 다음 식 2.14와 같이 분해하여 적용하게 되면

$$\begin{aligned} \rho &= \bar{\rho} + \rho', & p &= \bar{p} + p', & q &= \bar{q} + q' \\ u_i &= (\widetilde{u_i}) + u_i'', & e &= (\widetilde{e}) + e'', & h &= (\widetilde{h}) + h'' \end{aligned} \quad (2.13)$$

위 식을 (2.5)~(2.7)식에 적용한 후 정리하면 다음 나비에-스토크스 방정식식을 얻는다.

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \widetilde{u_i}) = 0 \quad (2.14)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \widetilde{u_i}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \widetilde{u_j} \widetilde{u_i}) = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial \widetilde{\tau_{ij}}}{\partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \widetilde{u_i'' u_j''}) \quad (2.15)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \widetilde{E}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \widetilde{u_j} \widetilde{H}) = \frac{\partial}{\partial x_i} (-\widetilde{q_i} - \bar{\rho} \widetilde{u_j'' h''} + \widetilde{\tau_{ij}'' u_j''} - \bar{\rho} \widetilde{u_j'' k}) + \frac{\partial}{\partial x_j} [\widetilde{u_j} (\tau_{ij} - \bar{\rho} \widetilde{u_i'' u_j''})] \quad (2.16)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \widetilde{E}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \widetilde{u_j} \widetilde{H}) = \frac{\partial}{\partial x_i} (-\widetilde{q_i} - \bar{\rho} \widetilde{u_j'' h''} + \widetilde{\tau_{ij}'' u_j''} - \bar{\rho} \widetilde{u_j'' k}) + \frac{\partial}{\partial x_j} [\widetilde{u_j} (\tau_{ij} - \bar{\rho} \widetilde{u_i'' u_j''})] \quad (2.17)$$

(2.17)식에서 $\widetilde{\tau_{ij}''}$ 는 파브 평균 속도로 구한 층류 점성 응력 텐서, 파브 평균 레이놀즈

응력 텐서 τ_{ij}^F 는 다음과 같이 정의된다.

$$\tau_{ij}^F = -\bar{\rho} \widetilde{u_i'' u_j''} \quad (2.18)$$

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

$$\tau_{ij}^F = -\bar{\rho} \widetilde{u_i'' u_j''} = \mu_t \left(2\widetilde{S_{ij}} - \frac{2}{3} \frac{\partial \widetilde{u_k}}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \bar{\rho} \widetilde{k} \delta_{ij} \quad (2.19)$$

여기서 $\widetilde{S_{ij}}$ 와 \widetilde{k} 는 각각 파브 평균 변형을 텐서와 난류 운동에너지이고 다음과 같이 정의된다.

$$\widetilde{S_{ij}} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \widetilde{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \widetilde{u_j}}{\partial x_i} \right), \quad (2.20)$$

$$\widetilde{k} = \frac{1}{2} \widetilde{u_i'' u_i''} \quad (2.21)$$

(2.17)식의 $-\frac{\partial \widetilde{q_j}}{\partial x_j}$ 과 $-\frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \widetilde{u_j'' h''})$, 열확산과 난류수송에 의한 열전달을 나타내며, 아래와 같이 층류 및 난류 프란틀 수(Prandtl number)를 이용하여 표시할 수 있다.

$$\begin{aligned} -\widetilde{q_j} &= \kappa \frac{\partial \widetilde{T}}{\partial x_j} = \frac{\mu}{Pr} \frac{\partial \widetilde{h}}{\partial x_j}, \quad Pr = \frac{\mu}{\kappa} C_p \\ -\bar{\rho} \widetilde{u_j'' h''} &= \kappa_t \frac{\partial \widetilde{T}}{\partial x_j} = \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial \widetilde{h}}{\partial x_j}, \quad Pr_t = \frac{\mu_t}{\kappa_t} C_p \end{aligned} \quad (2.22)$$

2.3 난류 모델

Menter[18]의 $k-\omega$ SST(Shear stress transport) 난류 모델은 $k-\omega$ 난류 모델[19]과 $k-\varepsilon$ 난류 모델[20]을 결합하여, 경계층 외측 영역과 외부 영역에서는 $k-\varepsilon$ 모델을 사용하고 경계층 내부에는 $k-\omega$ 로 전환되는 모델이다. 이와 같이 $k-\omega$ 를 경계층까지 damping 함수 없이 사용할 수 있고, 외부에서는 $k-\varepsilon$ 모델로 전환되어 원방 유입류의 난류 조건에 민감한 $k-\omega$ 모델의 단점을 해결하였다. 두 난류 모델 사이의 전환은 결합함수를 통해 이루어 지는데 이를 위해 ω 는 다음과 같이 정의된다.

$\omega = \frac{\varepsilon}{\beta^* k}$, $\beta^* = 0.09$, $k-\omega$ SST 모델은 다음과 같은 난류 운동에너지(k), 난류 소산율(ω)에 관한 두개의 수송 방정식으로 표현된다.

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \widehat{P}_k - Y_k \quad (2.23)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + P_\omega - Y_\omega + D_\omega \quad (2.24)$$

Γ_k , Γ_ω 는 k 와 ω 의 유효 확산도로서 다음처럼 정의된다.

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}, \quad \Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (2.25)$$

여기서 σ_k , σ_ω 는 k 와 ω 에 대한 확산계수이다. 식(2.25)와 식(2.26)에서 \widehat{P}_k 는 평균 속도 구배에 의한 난류에너지의 생성항, P_ω 는 ω 의 생성항이다. Y_k , Y_ω 는 난류에 의한 k 와 ω

의 소산항이며, D_ω 는 k 와 ω 의 교차 확산을 나타낸다. 이들 항은 아래와 같이 정의된다.

$$\hat{P}_k = \min(P_k, 10\rho\beta^*k\omega) \quad (2.26)$$

$$P_k = 2\mu_t S_{ij} S_{ij} - \frac{2}{3} \rho k \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \delta_{ij}$$

$$P_\omega = \alpha \left[2\rho S_{ij} S_{ij} - \frac{2}{3} \rho \omega \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \delta_{ij} \right] \quad (2.27)$$

$$S \equiv \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}}, \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_{[ij]}}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (2.28)$$

$$v_t = \frac{\mu_t}{\rho} = \frac{a_1 k}{\max[a_{1\omega}, S F_2]} \quad (2.29)$$

$$Y_k = \rho \beta^* k \omega \quad (2.30)$$

$$Y_\omega = \rho \beta \omega^2 \quad (2.31)$$

$$D_\omega = 2(1 - F_1) \frac{\rho}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (2.32)$$

또한 난류 점성을 식 (2.30)과 같이 제한함으로써 후류 영역과 역압력 구배 영역에서의 성능이 개선되며, 난류 모델간의 전환은 다음같이 정의되는 결합함수 F_1 를 이용하여 결합된다.

$$F_1 = \tanh \left\{ \min \left[\max \left(\frac{L_{RANS}}{d_w}, \frac{500 v_t}{d_w^2 \omega} \right), \frac{4\rho k}{\sigma_{\omega,2} D_\omega^+ d_w^2} \right]^4 \right\} \quad (2.33)$$

$$D_\omega^+ = \max \left(2 \frac{\rho}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right) \quad (2.34)$$

$$F_2 = \tanh \left\{ \left[\max \left(2 \frac{L_{RANS}}{d_w}, \frac{500 v_t}{\omega d_w^2} \right) \right]^2 \right\} \quad (2.35)$$

d_w 는 가장 가까운 벽면까지의 거리이고 $L_{RANS} = \frac{\sqrt{k}}{C_\mu \omega}$ 는 RANS 난류 길이 스케일에 해당되고 결합함수 F_1 은 벽면에서 1.0값을 가지고 벽면 경계층 외부로 가면서 0의 값으로 변하여 $k-\omega$ 모델과 $k-\varepsilon$ 모델을 전환 해주는 역할을 한다. $k-\omega$ SST 모델에서 확산계수 σ_k , σ_ω 와 α , β_i 는 다음과 같이 계산된다.

$$\sigma_k = \frac{1}{\sigma_{k,1} F_1 + \sigma_{k,2} (1 - F_1)}, \quad \sigma_\omega = \frac{1}{\sigma_{\omega,1} F_1 + \sigma_{\omega,2} (1 - F_1)} \quad (2.36)$$

$$\alpha = F_1 \alpha_1 + (1 - F_1) \alpha_2 \quad (2.37)$$

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

여기서 하첨자 1은 $k-\omega$ 모델을 의미하고, 하첨자 2는 $k-\varepsilon$ 모델을 의미하며, 이들의 값은 다음과 같다. $\sigma_{k,1} = 0.85$, $\sigma_{k,2} = 1.0$, $\sigma_{\omega,1} = 2.0$, $\sigma_{\omega,2} = 0.856$, $\beta_{i,1} = 3/40$, $\beta_{i,2} = 0.0828$,

$$\alpha_1 = \left(\frac{\beta_{[1]}}{\beta^*} \right) - \left(\frac{\sigma_k^2}{\sqrt{\beta^{[*]}}} \right) = 0.5532, \quad \alpha_2 = \left(\frac{\beta_{[2]}}{\beta^*} \right) - \left(\frac{\sigma_{[\omega,2]\kappa}^2}{\sqrt{\beta^{[*]}}} \right) = 0.44 \quad \beta^* = C_\mu = 0.09, \quad \kappa = 0.41,$$

$$a_1 = 0.31$$

2.4 SEA 및 Hybrid FE-SEA 이론

2.4.1 SEA 파워 평형 방정식

Lyon 등[21]에 의해 1970년대에 제안된 통계적 에너지 해석법은 시스템의 응답에 다수의 공진모드가 포함되어 있다는 이론으로 해석하고자 하는 대상을 하부시스템(subsystem)으로 나누고 이 시스템 사이의 에너지 방정식을 이용하여 하부시스템의 에너지를 구하고, 에너지로부터 하부시스템의 소음, 진동을 구하는 방법이다. Fig. 2.1은 연결된 하부시스템 간의 파워 흐름 관계를 표시한 것이고, 각 하부시스템은 서로 파워를 교환할 수 있다.

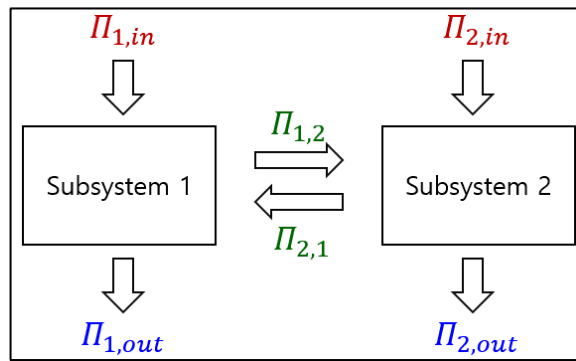


Fig. 2.1 Power flow in two subsystem SEA model

Fig. 2.1에서 $\Pi_{1,in}$, $\Pi_{2,in}$ 은 외부에서 각 하부시스템으로 유입되는 파워, $\Pi_{1,out}$, $\Pi_{2,out}$ 소산되는 파워, $\Pi_{1,2}$, $\Pi_{2,1}$ 은 교환되는 파워를 나타낸다. 구조시스템은 많은 수의 하부시스템으로 구성되어 있으며, 이러한 하부시스템은 하나 이상의 다른 하부시스템과 연결되어 있다. 전체 시스템은 각 하부시스템 모드들의 합으로 모델링되며, 하부시스템간의 파워 전달은 관심 주파수 대역에서 다음과 같은 파워 전달 방정식과 상반 관계식으로 인해 이뤄진다.

$$\Pi_{i,j} = \omega (\eta_{ij} E_i - \eta_{ji} E_j) \quad (2.38)$$

$$N_i \eta_{ij} = N_j \eta_{ji}$$

하부시스템 i 에서 소산되는 파워는 다음과 같다.

$$\Pi_{i,out} = \omega \eta_i E_i \quad (2.39)$$

k 개의 하부시스템으로 구성된 시스템 상에서 하부시스템 i 의 파워 평형 방정식은 다음과 같다.

$$\Pi_{i,in} = \Pi_{i,out} + \sum_{i \neq j}^k \Pi_{i,j} - \sum_{i \neq k}^k \Pi_{j,i} \quad (2.40)$$

N_i 는 하부시스템의 관심 주파수 대역 내의 진동 모드 수, E_i 는 N_i 개의 진동 모드의 에너지의 총합, η_i 는 내부 손실계수, η_{ij} 는 결합 손실계수, ω 는 중심 주파수이다. 식(2.39),

(2.41)을 (2.42)에 대입 후 정리하면 다음과 같다.

$$\Pi_{i,in} = \omega \eta_i E_i + \omega \sum_{i \neq j}^k (\eta_{ij} E_i - \eta_{ji} E_j) \quad (2.41)$$

(2.43)식의 $\omega \sum_{i \neq j}^k (\eta_{ij} E_i - \eta_{ji} E_j)$ 항은 순(net) 전달 손실 N_i 와 상반 관계식 (2.39)를 이용하여 다음과 같이 표현된다..

$$\Pi_{i,in} = \omega \eta_i E_i + \omega \sum_{i \neq j}^k N_i \left(\eta_{ij} \frac{E_i}{N_i} - \eta_{ji} \frac{E_j}{N_j} \right) \quad (2.42)$$

E_i/N_i 는 하부시스템의 평균 모달 에너지이다. 위에서 살펴본 파워 방정식을 행렬로 표현하면 다음과 같이 표현된다..

$$\{\Pi\} = \omega [C] \{E\} \quad (2.43)$$

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

2.4.2 하이브리드 FE-SEA 이론

일반적으로 해석하는 주파수 대역에 따라 유한요소 해석 방법을 적용하거나 통계적 에너지 해석을 적용하게 되는데 하이브리드 FE-SEA 해석 방법은 FE 하부 시스템과 SEA 하부시스템을 모델링하고 이러한 하부시스템간의 연결을 통해 에너지 전달을 하고 응답을 구하는 방법이다. 하부시스템에 작용하는 외력 f 와 변위 q 와의 관계는 다음과 같다.

$$f = D q \quad (2.44)$$

D 는 동적 강성행렬이고, (46)식은 다음과 같이 표시될 수 있다.

$$f_{rev} = D_{dir} q - D q \quad (2.45)$$

D_{dir} 은 음향장(direct field)의 동적 강성행렬이며, f_{rev} 는 잔향력이고, (2.47)식을 (2.46)에 대입하면 다음과 같다.

$$f_{rev} + f = D_{dir} q \quad (2.46)$$

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

$$S_{qq} = -\left(\frac{4E}{\pi\omega n}\right) \text{Im}(H_{dir}) \Rightarrow E q_i q_j^* = -\left(\frac{4E}{\pi\omega n}\right) \text{Im}(G(r_{ij})) \quad (2.47)$$

H_{dir} 은 receptance 행렬이고, E 는 구조 하부시스템의 진동에너지, G 는 Green 함수, ω 는 각 주파수, r_{ij} 는 격자점 i 와 j 사이의 거리, n 은 하부시스템의 모드 밀도이다.

하이브리드 FE-SEA 방정식은 다음과 같이 표시된다.

$$\begin{aligned} \sum_j \omega \eta_{ij} n_j \left(\frac{E_i}{n_i} - \frac{E_j}{n_j} \right) + \omega E_i (\eta_i + \eta_{di}) &= \Pi_i + \Pi_{i,in}^{ext} \\ \omega \eta_{di} &= \frac{2}{\pi \eta_i} \sum_{rs} \text{Im}\{D_{dir,rs}\} \left(D_{tot}^{-1} \text{Im}\{D_{dir}^{(i)}\} D_{tot}^{-H} \right)_{rs} \\ \omega \eta_{ij} n_i &= \frac{2}{\pi} \sum_{rs} \text{Im}\{D_{dir,rs}^{(i)}\} \left(D_{tot}^{-1} \text{Im}\{D_{dir}^{(i)}\} D_{tot}^{-H} \right)_{rs} \\ \Pi_{i,in}^{ext} &= \frac{\omega}{2} \sum_{rs} \text{Im}\{D_{dir,rs}^{(i)}\} \left(D_{tot}^{-1} S_{ff}^{ext} D_{tot}^{-H} \right)_{rs} \end{aligned} \quad (2.48)$$

여기서 η_i , η_{ij} , $\Pi_{i,in}$ 의 정의는 SEA에서와 같고, 상첨자 $-H$ 는 역행렬의 Hermitian 전치행렬을 의미하고, $\Pi_{i,in}^{ext}$, n_i 는 각각 하부시스템 i 에 대해 하부시스템에 작용하는 파워, S_{ff} 하부시스템에 작용하는 힘의 크로스 스펙트럼이다.

2.5 비선형 헬름홀츠 공명기 모델

20세기 항공기 산업은 헬름홀츠 공명기를 터보팬 엔진 소음을 줄이기 위해 사용했다. 따라서 헬름홀츠 공명기의 음향 에너지 소산에 관한 물리적 현상들에 관해 다양한 연구 결과들이 출판됐다. 하지만 이러한 노력에도 불구하고 에너지 소산에 대한 자세한 메커니즘은 음장의 복잡한 3차원 성질, 불안정성 때문에 제대로 밝혀지지 못했다. 더 나아가, 공명기의 모양, 음향 압력장(sound pressure field), 덕트의 생김새등에 따라 공명기 입출구 유동이 층류, 난류로 바뀌게 된다. 한 연구에서 Ingard, Labate가 하나의 구멍이 있는 공명기의 음향 흐름에 대한 중요성을 파악하기 위해 연기 흐름 관찰(smoke stream flow-visualization) 실험을 진행하였고, 음압레벨(sound pressure level)에 따라 구분되는 네가지 순환 영역을 발견했다. [22] 1) 낮은 음압레벨에서의 outward 흐름 2) 중간 음압레벨에서 inward 흐름, 3) 중간과 높은 음압레벨 사이에서의 일정한 순환 영역에 겹쳐있는 맥동하는 흐름 4) 매우 높은 음압레벨에서 대칭적으로 맥동하는 흐름을 발견하였다. 다른 연구에서는 Ingard, Ising이 하나의 구멍이 있는 공명기에서 비선형적 특성을 조사하는 실험을 진행하였고 낮은 음압레벨에서는 공명기의 resistance와 reactance가 Rayleigh's slug-mass 모델을 잘 따르는 것을 확인하였으며, 높은 음압레벨에서 resistance가 입구의 입자 속도에 선형적으로 변하는 것을 확인하였고 이에 상응하는 reactance는 선형적인 값에 거의 반으로 감소하는 것을 확인하였다. Yang, Cummings은 높은 음압레벨에서 시간 관점에서 입구의 음향 특성을 분석하였으며 이러한 방식은 음파가 구멍이 있는 물체에 부딪혔을 때 비선형적 상호작용을 설명해주었다.

그 외에도 Jing, Sun은 끝이 날카로운 입구가 높은 음압에 노출되었을 때의 비선형적 음향 손실에 대해 연구하였으며 입구에서 train of vortices shed의 움직임을 예측하였다. 모양은 다음 Fig. 2.2와 같다.

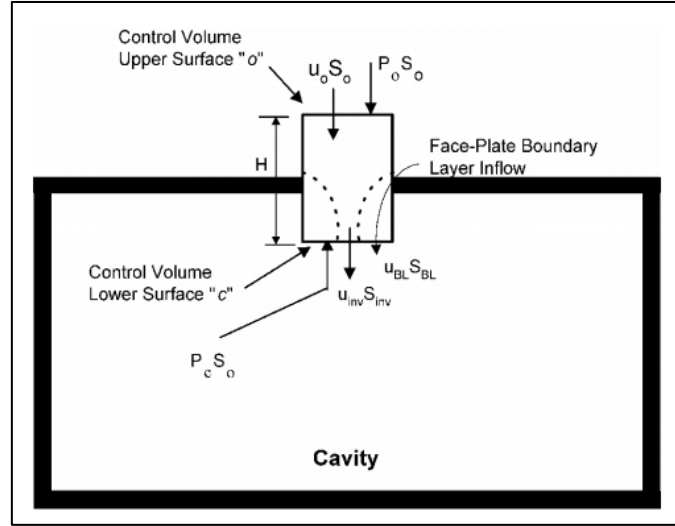


Fig. 2.2 Configuration of Helmholtz resonator model from [22]

o,c는 검사체적(control volume)의 위, 아랫면을 나타내었고, 반 순환기간(half cycle)동안 입구를 통해 들어오는 유동을 $u_o S_o$, 아랫면을 통해 cavity에 들어오는 음향 흐름의 무점성 요소(inviscid component)를 $u_{inv} S_{inv}$, 경계면 요소(boundary layer component)를 $u_{BL} S_{BL}$ 이라 한다.

질량 보존 법칙

cavity안에 들어오는 질량 흐름은 다음과 같은 식을 만족한다.

$$u_o S_o = u_{inv} S_{inv} + u_{BL} S_{BL} \quad (2.49)$$

이 방정식은 공명기 입구의 비정상(unsteady), 비압축성(incompressible) 체적유량(volume flow)에 관한 식이며, 이는 음향변화가 파장 scale에서 일어나기 때문에 만족된다.

수직방향 모멘텀 보존 법칙

Fig 1의 수직방향 모멘텀 보존 방정식은 다음과 같이 성립한다.

$$\rho_0 S_o H \frac{du_o}{dt} + \rho_0 (u_{inv}^2 S_{inv} + u_{BL}^2 S_{BL}) - \rho_0 u_o^2 S_o = (P_o - P_c) S_o - \tau_\omega S_\omega \quad (2.50)$$

방정식 좌변에 첫번째 항은 검사체적 $S_o H$ 내부에 모멘텀 증가율이고 이때 H는 입구관의 길이 관성 파라미터이고 이 값은 실험으로 모델링 해야한다. 좌변에 두번째 항은 검사면(control surface) 아래 부분을 통한 수직 모멘텀 유동을 의미하며, 세번째 항은 윗부

분을 통한 수직 모멘텀 유동을 의미하고, 우변의 첫째항은 검사 체적에 작용하는 알짜 압력을 의미한다. 이때 P_0 는 입구로 들어오는 유동의 음압을 의미하고 마지막 두번째 항은 벽 전단응력(shear stress, τ_ω)에 의해 발생하는 모멘텀 손실을 말한다.

모델 간략화

2번식의 해석 해는 비선형성 때문에 직접적으로 구할 수 없고, 따라서 수치해를 정상상태 해석으로 구해야 하므로 위 모델에서 간략화 과정을 거치게 되는데 그 과정은 다음과 같다.

1. Discharge Coefficient

비점성 체적유량(inviscid volume flow) $u_{inv}S_{inv}$ 와 경계면 체적유량(boundary-layer volume flow) $u_{BL}S_{BL}$ 을 단일 체적유량(single volume flow)로 합하여 $u_{CD}S_{CD}$ 로 나타내면 다음과 같다

$$u_0 S_0 = u_{CD} S_{CD} = u_{CD} C_D S_0, \quad C_D = S_{CD}/S_0 \quad (2.51)$$

여기서 u_{CD} 는 S_{CD} 를 통해 공동(cavity)로 들어가는 순간 속도를 의미하고, C_D 는 반 순환기간동안 공명기 cavity내부로 들어가는 평균 체적유량을 의미한다. 이런 간략화를 수직 모멘텀 보존 방정식에 대입하면 다음과 같다.

$$\rho_0 S_0 H \frac{du_0}{dt} + \rho_0 \left(\frac{1 - C_D}{C_D} \right) u_0^2 S_0 = (P_0 - P_C) S_0 - \tau_\omega S_\omega \quad (2.52)$$

1. Nonlinearity

2, 3번째 간략화 과정은 Ingard 와 Ising의 교차 비선형 분사(alternating nonlinear jetting)이 반 순환기간동안 형성되고, 공명 근처에서 높은 조화 속도 성분(harmonic velocity component)가 기존에 비해 훨씬 작다는 것을 밝힌 실험 결과를 사용한다. 이는 물리적으로 높은 조화 에너지(harmonic energy)를 무시하고 비선형 제트의 조화 진동(harmonic oscillation of nonlinear jetting)을 가능하게 해준다. 따라서 4번 방정식의 비선형 항 u_0^2 은 다음과 같이 간략화 된다.

$$u_0^2 \cong \langle u_0 \rangle_{rms} u_0(t) = \langle u_0 \rangle_{rms} [u_0 \exp(i\omega t + \theta_p)] \approx u_0^2 \exp \quad (2.53)$$

이때 θ_p 는 u_0 와 P_0 사이의 위상차(phase)이고 resonance $\theta_p \approx 0$ 부근에서 (2.55)식을 (2.54)식에 대입하면

$$i\rho_0 S_0 (\omega H) u_0 + \rho_0 \left(\frac{1 - C_D}{C_D} \right) u_0^2 S_0 = (P_0 - P_C) S_0 - \tau_\omega S_\omega \quad (2.54)$$

이 성립한다.

2. Cavity Pressure

공도 압력은 1차원 음파 방정식을 품으로써 모델링이 가능하고 다음과 같이 표현된다.

$$P_C = -i\rho_0 c_0 \sigma \cot(KL_c) u_0 \quad (2.55)$$

3. Viscous Scrubbing Losses

벽면 전단 응력 τ_ω 을 정상 상태, 비정상 스크러빙 손실(unsteady viscous scrubbing losses) 발생한다고 가정하고, 정상 상태 벽면 전단 응력은 $\mu u_0/d_0$ 에 비례하고 음향 전단 응력(acoustic shear stress)은 $\mu u_0 \sqrt{\omega/\nu}$ 에 비례한다고 가정하면 벽면 전단 응력은 다음과 같이 표현된다

$$\tau_\omega = K_{ss} \mu (u_0/d_0) + K_{ac} u_0 \sqrt{\omega/\nu} \quad (2.56)$$

K_{ss}, K_{ac} 는 입구 형상과 경계층 유동에 관한 함수이고 5~8식을 4식에 대입하면 다음과 같다

$$\rho_0 \left(\frac{1 - C_D}{C_D} \right) u_0^2 S_0 + \{k_{vis} S_\omega + i\rho_0 S_0 \omega_H [1 - (c_0 \sigma / \omega H) \cot(KL_c)]\} u_0 = P_0 S_0 \quad (2.57)$$

$$k_{vis} \equiv \left(\frac{\mu}{d_0} \right) (K_{ss} + K_{ac} \sqrt{\omega d_0^2 / \nu}) \quad (2.58)$$

4. Resistance/Reactance Decoupling

Ingard, Ising의 측정결과를 참고하면 resonance 근처에서 resistance는 reactance의 효과를 받지 않고 SPL의 효과가 reactance에서 적기 때문에 element reactance 방정식을 사용하여 SPL효과를 나타내주게 된다.

Resonance 근처에서 식(2.59)은 다음과 같이 간략화 되고

$$\rho_0 S_0 \left[\frac{1 - C_D}{C_D} \right] u_0^2 + k_{vis} S_\omega u_0 - P_0 S_0 \cong 0 \quad (2.59)$$

61번 방정식의 해는 다음과 같고

$$u_0 = \sqrt{\frac{P_0(1 - C_D)}{\rho_0 C_D} + \left[\frac{(1 - C_D) k_{vis} S_\omega}{2\rho_0 S_0} \right]^2} - \frac{(1 - C_D) k_{vis} S_\omega}{2\rho_0 S_0} \quad (2.60)$$

u_0 를 알면 resonator tuned resistance가 다음과 같이 정의되며

$$R_{res}/\rho_0 c_0 \equiv P_0/\rho_0 c_0 \sigma u_0 \quad (2.61)$$

식(2.62)을 식(2.63)에 대입하면

$$\frac{R_{res}}{\rho_0 c_0} = \sqrt{\frac{(1 - C_D)}{C_D} + \frac{P_0}{\rho_0 c_0^2 \sigma^2} + \left(\frac{k_{vis} S_\omega}{2\rho_0 S_0} \right)^2} + \frac{k_{vis} S_\omega}{2\rho_0 c_0 \sigma S_0} \quad (2.62)$$

위와 같이 resonator tuned resistance식을 얻을 수 있다. 낮은 음압 레벨에서 비선형 제트 손실(nonlinear jetting losses)가 무시되므로 resistive loss는 다음과 같이 표현되고

$$\frac{R_L}{\rho_0 c_0} = \left(\frac{1}{\sigma}\right) \left(\frac{v}{c_0} d_0\right) \left(\frac{\tau}{d_0}\right) [K_{ss} + K_{ac} \sqrt{\omega d_0^2 / v}] \quad (2.63)$$

식(2.64)과 식(2.65)식을 결합하면 최종적으로 resonator-tuned resistance는 다음과 같다.

$$\frac{R_{res}}{\rho_0 c_0} = \sqrt{\frac{(1 - C_D)}{C_D} \left(\frac{P_0}{\rho_0 c_0^2 \sigma^2}\right) + \left(\frac{R_L}{2\rho_0 S_0}\right)^2} + \frac{R_L}{2\rho_0 c_0} \quad (2.64)$$

Reactance

Lumped element expression에 의해 헬름홀츠 공명기는 다음과 같이 유도된다.

$$X/\rho_0 c_0 = \omega d_e / \sigma c_0 - \cot(kL_c) \quad (2.65)$$

$$d_e = \tau + \frac{0.85d_0}{1 + 1.25\sqrt{\sigma}} \quad (2.66)$$

이때 67번 식에 d_e 를 대입하고 관성 길이 파라미터(inertial length parameter, H)를 대입하면 다음과 같다

$$X/\rho_0 c_0 = \omega H / \sigma c_0 - \cot(kL_c) \quad (2.67)$$

여기서 H는 SPL, 주파수, 입구 형상의 함수이며 경험식으로 표현된다.

공명기의 임피던스는 네 가지 알려지지 않은 매개변수: K_{ss} , K_{ac} , C_D , H 를 사용하고 낮고 높은 음향레벨에서의 실험이 위 매개변수의 경험식을 얻기 위해 시행되었다.

그중 K_{ss} , K_{ac} 은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} K_{ss} &= 13 + 10.24(\tau / d_0)^{-1.44} \\ K_{ac} &= 3 + 2.32(\tau / d_0)^{-1} \end{aligned} \quad (2.68)$$

Nonlinear Tuned Frequency F_{NL}

음압 레벨이 증가함에 따라 공명기 조정 주파수(tuned frequency)는 감소하게 되고, 비선형 조정 주파수(Nonlinear Tuned Frequency, F_{NL})는 공명기 위 판의 두께, SPL등에 대한 함수로 표현된다. F_{NL} 은 두가지 음향 속도 항(acoustic velocity term) 공명기 형상에 관한 $\omega_L d_e$, SPL에 관련된 $[P_{pk}/\rho_0]^{1/2}$ 에 관련있고, 최고 음압(peak acoustic pressure)는 SPL의 제곱 평균(rms)값 대신에 사용된다.

$$\begin{aligned} F_{NL}/F_L &\approx 1 + a_F [1 - \exp(-b_F V_{non}^2)] \\ V_{non} &= \sqrt{P_{pk}/\rho_0} (\omega_L d_e)^2 \end{aligned} \quad (2.69)$$

$$a_F = 0.785 - 0.76\{1 - \exp[-3.63(\tau / d_0)]\}$$

$$b_F = 3.63(\tau / d_0)^{0.6}$$

Inertial Length Parameter H

식(2.69)에 $X = 0$ 을 대입하여 H_{res} 를 구하면 다음과 같이 구해진다.

$$H_{res} = \frac{\sigma c_0}{\omega_{NL}(res)} \cot \left[\frac{\omega_{NL}(res)L_{cav}}{c_0} \right], \omega_{NL}(res) = 2\pi F_{NL}(res) \quad (2.70)$$

식(2.72)은 H_{res} / d_e 경험식을 구하는데 사용된다. H_{res} / d_e 은 높은 SPL에서 SPL이 증가함에 따라 감소되고, 공명기 위판의 형상에 따라 민감하게 바뀐다. H_{res} / d_e 은 SPL, 주파수, 공명기 형상으로 유도되며 다음과 같다.

$$H_{res}/d_e \approx \frac{1+a_H V_{non}^{m_H}}{1+b_H V_{non}^{m_H}}, a_H = 0.725 \left(\frac{\tau}{d_0} \right)^{-1.227}, b_H = 1.02 \left(\frac{\tau}{d_0} \right)^{-1.411}, m_H = 3.42e^{-0.117(\tau/d_0)} \quad (2.71)$$

또한 H/d_e 는 다음과 같이 유도된다.

$$H/d_e = 1 - (1 - H_{res}/d_e) \exp[-m_H(f / f_{NL} - 1 - f_0^*)^4] \quad (2.72)$$

$$m_H = \frac{\alpha_H}{V_{non}^{\beta_H}} + \kappa_H, \alpha_H = 0.011 + 2.086 \left(\frac{\tau}{d_0} \right), \beta_H = \frac{0.0325}{\tau/d_0^{3.7}} + 3.4, \kappa_H = 13.06 \left\{ 1 - \exp \left[-64.9 \left(\frac{\tau}{d_0} \right)^{4.365} \right] \right\}, f_0^* = \frac{(1.34/V_{non})(\tau/d_0)}{1+18.81(\tau/d_0)} + 0.264 \left\{ 1 - \exp \left[-4.49 \left(\frac{\tau}{d_0} \right) \right] \right\} - 0.436 \quad (2.73)$$

Acoustic Discharge Coefficient Parameter C_D

SPL, 주파수, 공명기 형상 등에 관련한 C_D 식은 17번 식과 실험 데이터으로 부터 유도된다. 측정 값으로 부터 C_{Dres} 는 다음과 같이 유도된다

$$C_{Dres} = \frac{1+a_{CDres}V_{non}^2}{1+b_{CDres}V_{non}^2}, a_{CDres} = \frac{1+110.5\exp[0.647(\tau/d_0)]}{1+0.109\exp[0.647(\tau/d_0)]}, b_{CDres} = \frac{1+168.5\exp[0.647(\tau/d_0)]}{1+0.109\exp[0.647(\tau/d_0)]} \quad (2.74)$$

이를 이용하여

$$C_D = \frac{C_{Dres}+a_{CD}f_{non}^2}{1+b_{CD}f_{non}^2+a_{CD}f_{non}^2}, \quad (2.75)$$

이때 $f_{non} = \frac{f_{NL}}{f} - 1$, $a_{CD} = a_{1CD} + a_{2CD} \exp(-a_{3CD}V_{non})$, $a_{1CD} = 18.81 \frac{\tau}{d_0} - 57.11 \sqrt{\frac{\tau}{d_0}} \left[1 - \exp(-0.18 \frac{\tau}{d_0}) \right]$, $a_{2CD} = \exp \left\{ \frac{33.5(\tau/d_0) - 78(\tau/d_0)^2 + 131(\tau/d_0)^3 + 917(\tau/d_0)^4}{1+148(\tau/d_0)^4} \right\}$, $a_{3CD} = 43.2 \frac{\tau}{d_0} - 147.1 \sqrt{\frac{\tau}{d_0}} \left[1 - \exp \left(-0.19 \frac{\tau}{d_0} \right) \right]$, $b_{Cd} = \frac{b_{1Cd}+b_{2Cd}V_{non}}{1+b_{3Cd}V_{non}}$, $b_{1Cd} = \frac{-3.44-0.182(\tau/d_0)}{1+0.342(\tau/d_0)}$, $b_{2Cd} = \frac{18.23+1.33(\tau/d_0)}{1+0.151(\tau/d_0)}$, $b_{3Cd} = \frac{38}{1+1.310^{-7}(\tau/d_0)^2}$ 이고

위와 같은 경험 식 K_{SS} , K_{ac} , C_D , H , F_{NL} 을 다음 식에 대입하여 SPL, 형상 주파수에 관련된 reactance 최종 식을 얻을 수 있다.

$$R/\rho_0 c_0 = \sqrt{\frac{(1 - C_D)}{C_D} (P_D/\rho_0 c_0^2 \sigma_0^2) + \left(\frac{R_L}{2\rho_0 c_0}\right)^2} + \frac{R_L}{2\rho_0 c_0} \quad (2.76)$$

마지막으로 공명기의 reactance는 식(2.69)을 사용하여 구할 수 있다.

2.6 Particle Swarm Optimization(PSO)

PSO 최적화 알고리즘은 1995년 사회 심리학자 James Kennedy와 전기 공학자 Russell Eberhart에 의해 개발된 인구 기반의 컴퓨터 알고리즘이다. 이 알고리즘의 기본이 되는 아이디어는 다음과 같다. 각각의 후보군들은 제일 좋은 해를 찾아 움직이며, 이 움직임은 인지주의(cognitivism)과 사회인식(social cognition)에 의해 조절된다. i 번째 후보군 위치는 다음과 같은 수식으로 갱신된다.

$$x_{k+1}^i = x_k^i + v_{k+1}^i \Delta t \quad (2.77)$$

여기서 x 는 후보군의 위치, v 는 후보군의 속도, i 는 후보군의 번호이고, k 는 반복횟수(iteration number)를 의미한다. 이때 속도항은 다음과 같이 수식에 의해 갱신된다.

$$v_{k+1}^i = \omega v_k^i + c_1 r_1 \frac{(p_k^i - x_k^i)}{\Delta t} + c_2 r_2 \frac{(p_k^g - x_k^i)}{\Delta t} \quad (2.78)$$

이때 r_1, r_2 는 $[0,1]$ 사이의 임의의 수이고, p_k^i 는 i 번째 후보군의 k 번째 까지 위치 중 제일 좋았던 위치이며 p_k^g 는 k 번째 반복중 모든 후보군 중 가장 좋은 위치, c_1 은 인지 매개변수(cognitive parameter), c_2 는 사회 매개변수(social parameter), ω 는 관성(inertia)이다

후보군들이 갱신되는 과정은 다음과 같다.

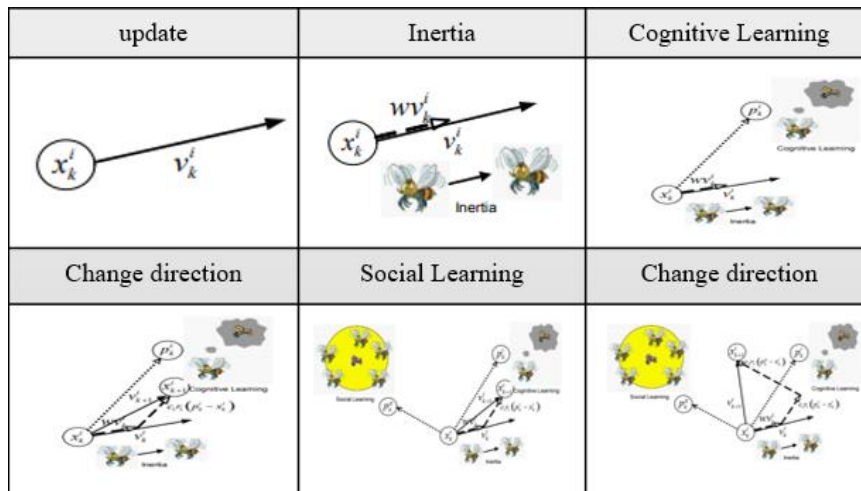


Fig. 2.3 Process of updating particles. from [25]

1. 각각의 후보군의 위치 x_0^i 속도 v_0^i 를 제한된 범위 내에 임의로 설정한다.
2. 목적함수 $f(x_k^i)$ 의 값을 평가한다.
3. 후보군의 가장 좋은 위치 p_k^i 와 후보군들 중 가장 좋은 위치 p_k^g 를 갱신한다.
4. 각 후보군의 위치를 전의 위치와 갱신된 속도 벡터를 사용하여 갱신한다.
5. 2-4 과정을 원하는 값을 만족하도록 계속 반복한다.

속도 갱신 식에 위치 갱신 식에 대입하면

$$x_{k+1}^i = x_k^i + (\omega v_k^i \Delta t + c_1 r_1 \frac{(p_k^i - x_k^i)}{\Delta t} + c_2 r_2 \frac{(p_k^g - x_k^i)}{\Delta t}) \quad (2.79)$$

이 되고 이를 인지(cognitive), 사회(social) 항으로 분해하면

$$x_{k+1}^i = x_k^i + \omega v_k^i \Delta t + (c_1 r_1 + c_2 r_2) \frac{(c_1 r_1 p_k^i - c_2 r_2 p_k^g)}{c_1 r_1 + c_2 r_2} - x_k^i \quad (2.80)$$

이 되고 위 식을 위치, 속도의 관점으로 재분배하면 다음과 같다.

$$x_{k+1}^i = x_k^i (1 - c_1 r_1 - c_2 r_2) + \omega v_k^i \Delta t + c_1 r_1 p_k^i + c_2 r_2 p_k^g \quad (2.81)$$

$$v_{k+1}^i = -x_k^i \frac{(c_1 r_1 p_k^i - c_2 r_2 p_k^g)}{\Delta t} + \omega v_k^i + c_1 r_1 \frac{p_k^i}{\Delta t} + c_2 r_2 \frac{p_k^g}{\Delta t} \quad (2.82)$$

으로 표현되고 통합하면 다음과 같이 행렬로 표현될 수 있다.

$$\begin{bmatrix} x_{k+1}^i \\ v_{k+1}^i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 - (c_1 r_1 + c_2 r_2) & \omega \Delta t \\ -\frac{(c_1 r_1 + c_2 r_2)}{\Delta t} & \omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_k^i \\ v_k^i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_1 r_1 & c_2 r_2 \\ \frac{c_1 r_1}{\Delta t} & \frac{c_2 r_2}{\Delta t} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_k^i \\ p_k^g \end{bmatrix} \quad (2.83)$$

행렬의 외부 input이 동일하게 들어오면 이 행렬 시스템은 다음과 같이 감소된다.

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(c_1 r_1 + c_2 r_2) & \omega \Delta t \\ -\frac{(c_1 r_1 + c_2 r_2)}{\Delta t} & \omega - 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_k^i \\ v_k^i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_1 r_1 & c_2 r_2 \\ \frac{c_1 r_1}{\Delta t} & \frac{c_2 r_2}{\Delta t} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_k^i \\ p_k^g \end{bmatrix} \quad (2.84)$$

$v_k^i = 0$, $x_k^i = p_k^i = p_k^g$ 인 경우에 위 식이 성립하게 되고 위 시스템의 고유값은 다음식으로 표현된다.

$$\lambda^2 - (\omega - c_1 r_1 - c_2 r_2 + 1)\lambda + \omega = 0 \quad (2.85)$$

따라서 이 시스템의 안정성은 $|\lambda_{i=1, \dots, n}| < 1$ 인 경우에 보장되고 이때

$$\begin{aligned} 0 < (c_1 + c_2) < 4 \\ \frac{(c_1 + c_2)}{2} - 1 < \omega < 1 \end{aligned} \quad (2.86)$$

이 성립된다. 더 자세한 PSO 알고리즘에 대한 정보는 참고문헌[25]에 자세히 기술되어 있다.

3. 음향하중 예측

3.1 해석 대상

3.1.1 해석 대상 발사체

본 연구에서는 Fig. 3.1의 형상을 지닌 헤머헤드 페이로드 페어링의 2단형 발사체를 해석하였고, 해당 발사체는 Coe와 Nute에 의해 받음각 $\alpha = -4^\circ \sim 8^\circ$, 마하수 0.60~1.17의 천음속 비행 조건에서의 풍동시험 결과가 보고 되었다. 페이로드 페어링은 구형 원추체 후방에 20° , 6.5° 의 1차 2차 절두체 이후 실린더의 형상이 이어지며 후방에 34° 경사의 보트 테일 형상을 갖는다.

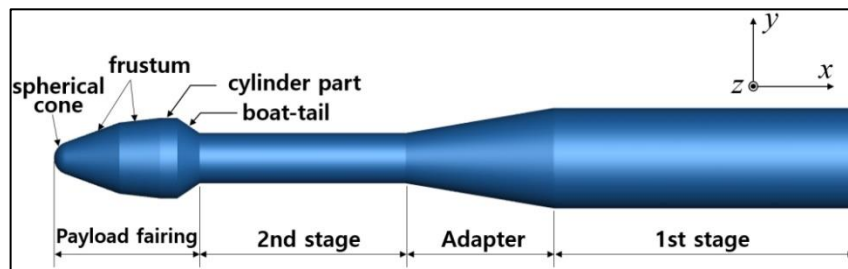


Fig. 3.1 Hammerhead launch vehicle configuration(Model 11 configuration of Coe and Nute[7])

3.1.2 계산 격자

후방 wake 영역을 제외한 발사체 주변 영역을 계산 영역으로 삼았으며, 계산 격자를 다음 Fig. 와 같이 4개의 영역으로 나누어 격자를 형성 하였다.

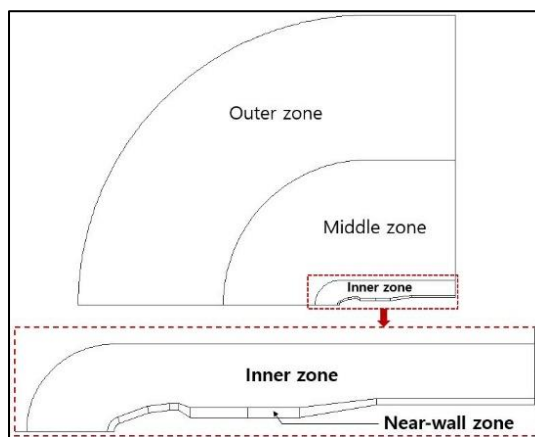


Fig. 3.2 Computational domain and distinct zones for mesh generation
원방경계는 발사체의 최대 직경 D_R 을 기준으로 발사체 전방으로는 $18D_R$, 반경 방향

으로는 $20D_R$ 로 설정하였다. near-wall zone에서는 경계층 분해에 적합한 육면체 격자를 사용하였고 $y^+ < 1$ 이 되도록 설정하였으며, 그 외의 영역에서는 사면체, 프리즘 격자를 사용하였다. 본 연구에서는 정상상태 RANS 해석을 이용하여 난류 경계층 내 벽면 압력섭동을 구하는데 필요한 인자들을 도출하는데 사용한다. 난류유동은 3차원 현상이므로 3차원 전 영역에 대하여 계산을 진행해야 하나 계산 비용의 문제로 발사체의 60° 영역에 대해 coarse, medium_T, medium_L, fine의 서로 다른 조밀도를 갖는 격자를 사용하였다. 계산 격자는 Table 3.1에 나타냈고, 격자의 형태는 다음 Fig. 3.3과 같다.

격자		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

Table. 3.1 Computational mesh information

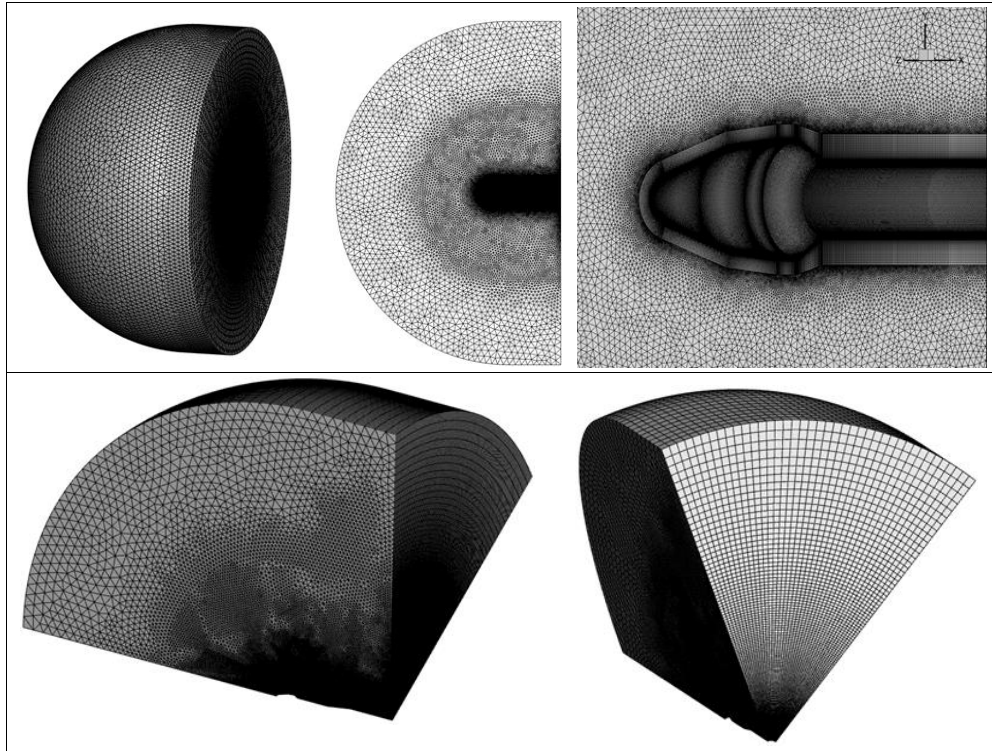


Fig. 3.3 Computational mesh (upper: 360-deg. coarse, lower: 60-deg. coarse)

3.1.3 해석 조건

본 연구에서는 Coe 와 Nute의 실험 중 마하수 0.81, 받음각 0° 의 경우로 해석을 진행하였고, 레이놀즈수 $4 \times 10^6 / \text{foot}$, 자유류 조건 $p_\infty = 62448 \text{ Pa}$, $\rho_\infty = -0.823 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$, $T_\infty = 262.8 \text{ K}$ 로 설정하였다. 유동해석에는 Ansys Fluent 19.2의 압력 기반 해법을 사용하였고, 압력 속도 연계는 coupled scheme을 사용하였다. 난류 모델로 정상상태 RANS 해석에는 $k-\omega$ SST 모델을 사용하여 해석하였다. 압력 방정식에는 2차 정확도를 사용하였으며, 밀도, 운동량, 에너지, 난류 방정식은 2차 upwind 스킴을 사용하여 해석하였으며, 시간에 대해서는 pseudo-transient를 사용하여 해석하였다. 경계조건에 대해서는 벽면에는 단열, 점착 조건, 유입류 원반경계에는 pressure-far-field, 유출류 원반경계에는 pressure-outlet 조건을 적용하였다. 60° 영역 계산격자의 경계면에서는 회전 주기 조건을 적용하였으며, 원반경계에서 난류 조건은 난류 강도 0.2%, 난류 점성비 2의 값을 사용하였다.

3.2 준 경험적 방법에 의한 음향하중 예측

3.2.1 정상상태 유동해석 결과

발사체 표면 압력분포 및 $z=0$ 대칭면에서 마하수 증가선도는 Fig. 3.4에 나타냈다. 동

체 표면에서의 압력계수는 Fig. 3.5에 나타냈는데 해석 결과와 실험값이 잘 일치함을 확인할 수 있었다. 페이로드 페어링의 선단 구형 원추와 1차 절두체의 접점부, 1차/2차 절두체의 접점부 등 팽창유동이 발생하는 지점에서 압력계수에 음의 피크점이 나타났는데 이는 Fig. 3.4에서도 동일하게 관찰되었다. Fig. 3.의 마하선도로부터 1차/2차 절두체 접점부와 2차 절두체와 실린더부 접점부 모서리에서 유동 팽창에 의한 초음속 유동이 형성되고 그 직후 수직에 가까운 충격파가 형성 되었다. 이 영역을 자세히 관찰하기 위해 해당 영역을 Fig. 3.6에 나타내었는데 충격파/경계층 간섭에 의해 유동박리가 발생하였음을 속도 벡터를 통해 확인하였다.

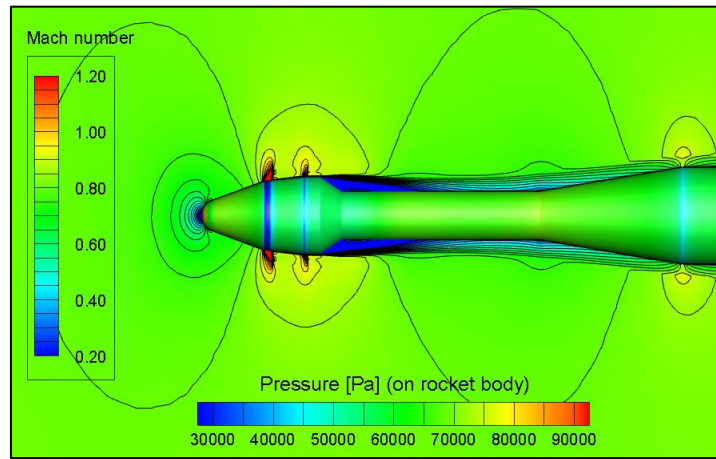


Fig. 3.4 Pressure and Mach number contour plot

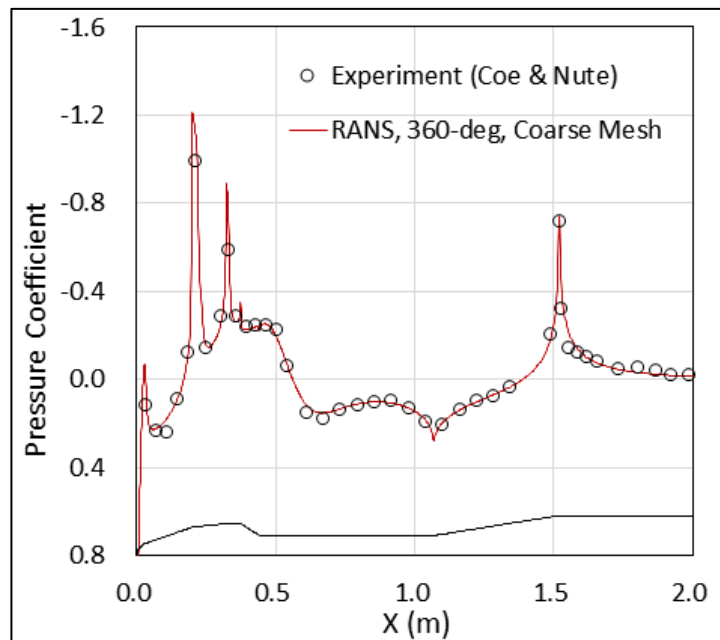


Fig. 3.5 Comparison of C_p distribution

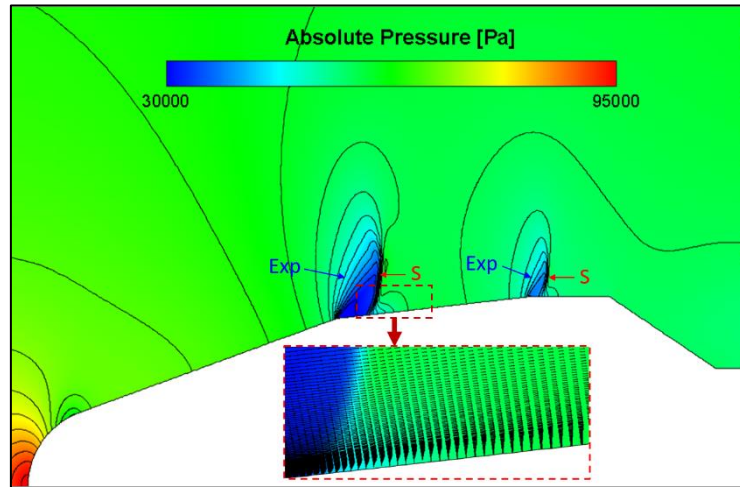


Fig. 3.6 Expansion–shock wave and shock–induced boundary layer separation
(Exp: expansion, S: shock)

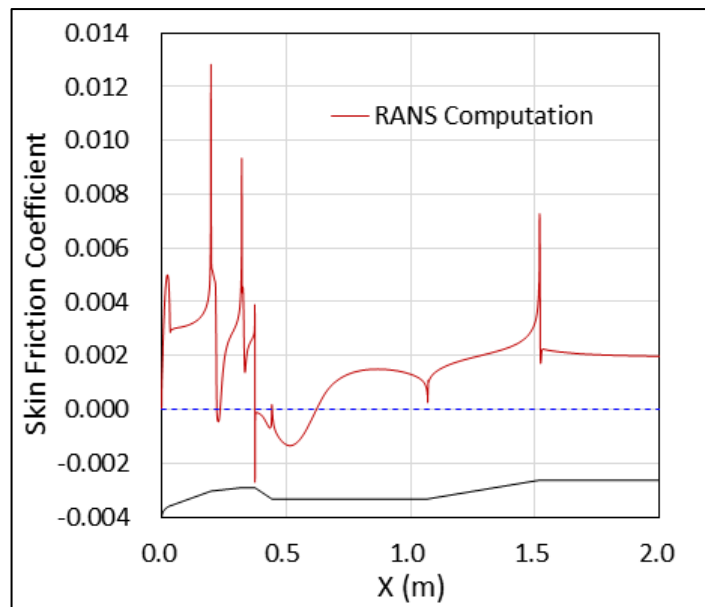


Fig. 3.7 Skin friction coefficient distribution

벽면 마찰계수 C_f 를 Fig. 3.7에 나타내어 유동박리 영역을 보다 엄밀하게 관찰하고자 하였다. 1차/2차 절두체 접점부 후방에 박리영역이 짧게 나타나고 있고, 페어링 어깨에서 유동박리와 후방 재부착 지점의 위치 확인이 가능하다. 팽창유동이 발생하는 지점과 박리유동의 재부착 지점은 비정상 압력섭동이 크게 나타나는 영역으로 알려져 있고, 뒤에서 살펴볼 준 경험식을 이용한 예측 결과에서도 이러한 경향이 확인되고 있다. RANS 해석의 결과로부터 준 경험식의 입력 파라미터를 추출하기 위해 $z=0$ 발사체 표면상의 467개의 측정 지점에서 표면에 수직한 방향의 유동변수를 추출하여 경험식의 입력 파

라미터를 산출하였다.

3.2.2 준 경험적 음향하중 예측

Cockburn[17]은 본 연구 대상인 헤머헤드 형상의 경우 Fig. 3.8에 도시된 바와 같이 천음속 비행 시 cone 부위에서 부착유동을 유지하다 실린더부위에서 유동 팽창으로 인해 초음속에 도달하게 되고 직후방에 수직에 가까운 충격파가 형성되며 충격파 입사 후 방 경계층 내부 유동은 충격파의 강도에 따라 유동 박리가 발생할 수 있다고 설명하였다. 이때 난류 경계층 내부 섭동의 영향으로 충격파 진동이 발생하고 페어링 어깨에서 박리된 유동은 유동 재부착 지점, 유동 박리 지점에 약한 충격파를 형성할 수 있다고 설명하였다. 또한 Yang 등[18]은 코너에서 유동이 가속되면서 팽창 팬을 형성하게 되고 그 이후 자유류의 속도로 빠르게 감속하며 부착 충격파를 형성하게 되는데, 이 충격파 지점에서 압력섭동이 매우 크게 나타난다고 설명하였다.

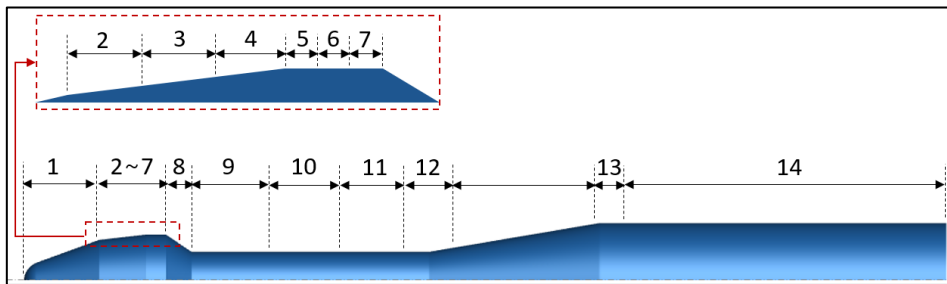


Fig. 3.9 Division of zones for semi-empirical fluctuating pressure prediction

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

Table 3.2 Characteristic flow patterns and zones for acoustic load prediction

RANS 유동 해석 결과는 이러한 경험적 유동 패턴과 잘 일치함을 보여주었다. 발사체 주변의 유동은 난류 경계층 내부의 압력섭동 특징에 따라 부착 경계층, 압축-팽창 코너, 충격파 진동 영역으로 구분할 수 있는데 헤머헤드형 발사체에 대한 경험적 유동 패턴과 RANS 해석 결과에 따라 Fig. 3.9와 같이 총 14개의 영역으로 구분하고 Table 3.2와 같이 유동 특성에 따라 영역을 구분하였다. Robertson 파워스펙트럼 모델에서는 압축 코너와 팽창코너를 박리 유동영역으로 분류하므로, 부착경계층 영역에는 (2.1)식을

적용하였고, 압축 코너와 팽창코너에는 (2.2), 충격파 진동 영역에는 (2.3)식을 적용하여 압력섭동레벨(FPL, Fluctuating pressure Level)을 예측하고 그 결과는 다음 Fig. 3.10과 같고 FPL은 다음과 같이 정의된다.

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

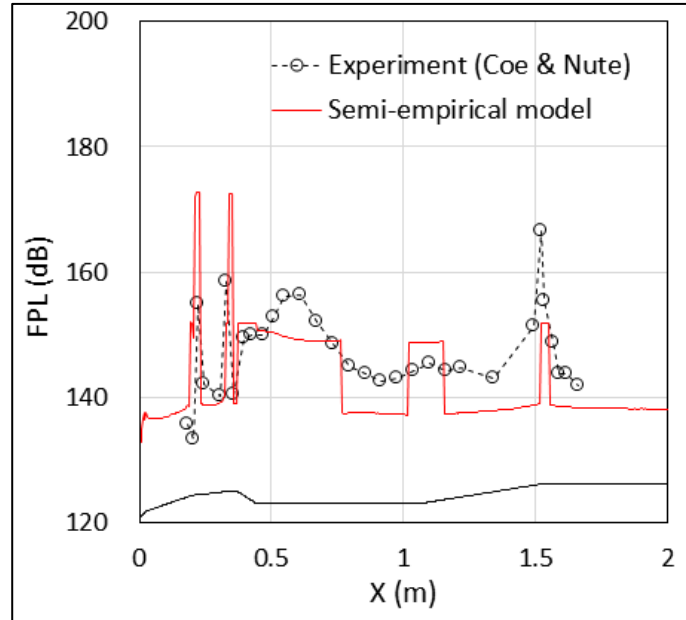


Fig. 3.10 Comparison of predicted acoustic load by semi-empirical model with experiment

준 경험식으로 발사체 외부의 압력섭동을 예측해 본 결과 전반적으로 박리유동 영역의 음향하중이 증가하였고 충격파 영역에 큰 값을 가졌다. 이러한 경향성은 Coe와 Nute의 실험 결과와 일치하였다. 또한 헤머헤드 페어링의 보트 테일에서 시작되는 전단층 하부 재순환 영역에서 큰 압력섭동이 발생하는데 이러한 경향성까지 실험 결과와 비슷한 경향을 보임을 알 수 있었다.

4. 구조-음향 해석

4.1 해석 모델

본 연구에서는 외부 음향하중 해석시에 사용한 최대 직경 2.87m 길이 5.2m를 갖는 페어링을 해석모델로 설정하였다. 페어링 내부 탑재물은 KSR-III 과학 탑재부를 간략화하여 모델링하였다. 발사체 페어링은 강성과 강도가 우수한 복합재 샌드위치 재료로 제작되며, 본 연구에서는 복합재 적층에 따른 해석을 진행하고, FE-SEA 하이브리드 기법으로 구조-음향 해석을 진행하였다.

4.2 FE-SEA Hybrid 해석 모델

4.2.1 외부 가진 음향하중

본 연구에서 사용된 외부 가진 음향하중은 앞서 기술한 준 경험적 방법으로 계산된 음향하중을 VA ONE SEA 내에서 TBL(Turbulent Boundary Layer) 가진(excitation) 방법으로 인가하였다. 페어링의 형상, 유동의 구분에 따라 페어링을 5개 구역으로 나누고 각 구역의 압력섭동 파워 스펙트럼을 평균을 냈고 그 결과는 다음 그림과 같다.

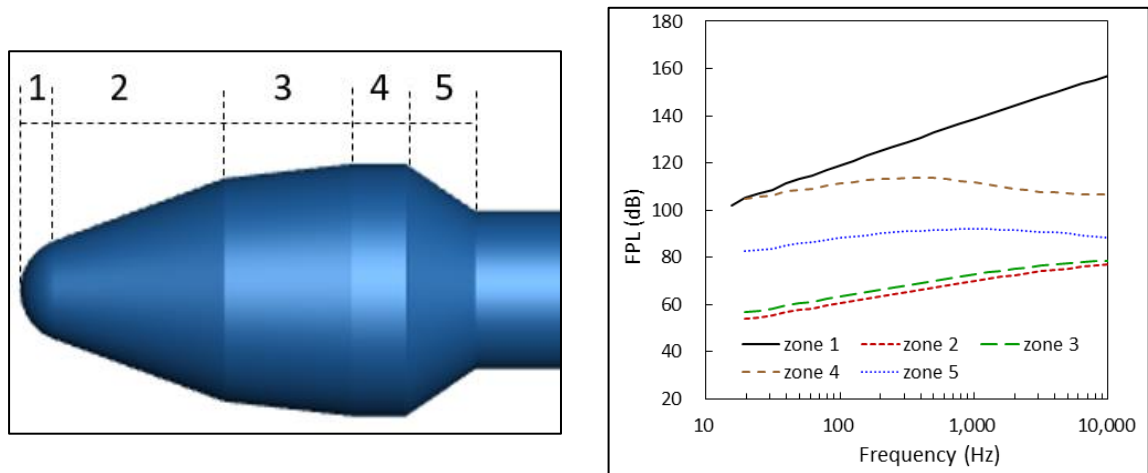


Fig. 4.1 left: Hammerhead launch vehicle configuration (Model 11 configuration of Coe and Nute[7] right: Fluctuation pressure level at each region)

4.2.2 구조 및 음향해석 모델

페어링 내부 음향하중의 주파수 대역은 매우 넓으므로 각 주파수 대역에 따라 해석 방법을 달리 적용하였다. 25~200Hz 주파수 대역에는 FE, 200~500Hz 대역은 FE-SEA 하이브리드, 500Hz~10kHz 대역은 SEA 해석 모델을 적용하였다. 구조 모드 해석은 페어링 스킨 구조 형상의 셸(shell) 모델을 페어링 하단 끝에 fixed 경계 조건을 부여하여 ANSYS APDL 19.2로 계산하였고, 음향 모드 해석은 VA ONE 내부의 Acoustic FE 모듈

을 사용하여 계산하였고, 그 결과는 다음 그림과 같다.

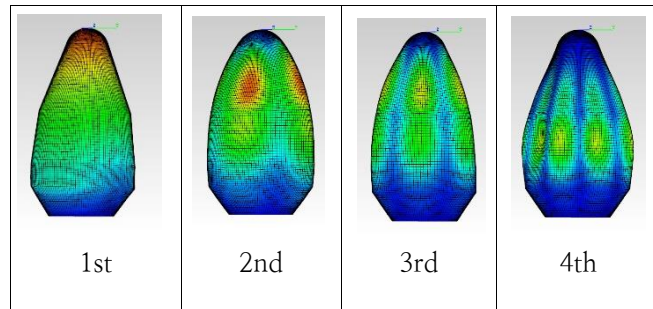


Fig. 4.2 Structural mode shapes of the PLF

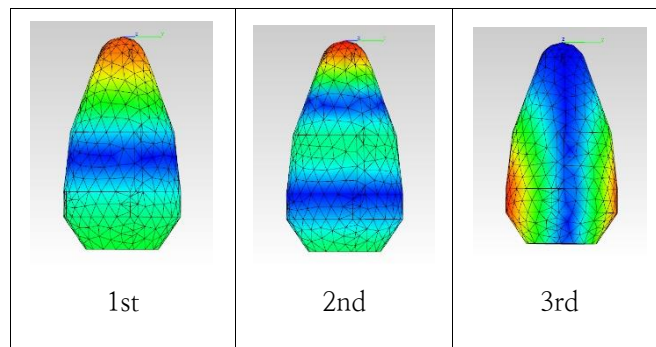


Fig. 4.3 Acoustic mode shapes of the PLF

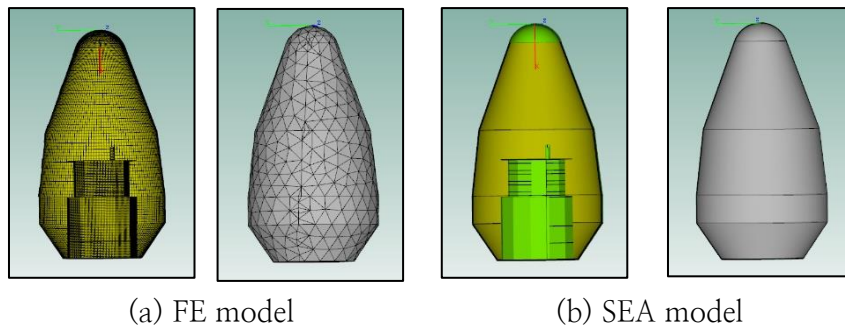


Fig. 4.4 FE and SEA models (left: structure model, right: acoustic model)

4.2.3 페어링 외피에 의한 차음

해석모델에서 내부 탑재물은 크기가 작아 모드 밀도가 낮기 때문에 FE로 모델링 하였고, 페어링 외피는 공명기의 적용을 위해 작게 나누어져 있어 마찬가지로 FE로 모델

링 하였다. 페어링 내부 음향 공간은 음향 하중 저감을 위해 설치하는 흡차음재가 공기 기인(air borne) 소음에 미치는 영향이 크므로 SEA 캐비티(cavity)로 설정하였다. 페어링과 내부 캐비티 사이의 에너지 전달은 area junction을 통해 이루어지며, 외부 음장 환경을 반영을 위해 Semi-Infinite-Fluid(SIF)를 페어링 외피 구조 하부 시스템에 적용하였다. 계산에 사용된 해석 모델은 Fig에 나타내었으며, 모든 주파수 대역에서 댐핑 손실계수는 20~100Hz 까지는 1%, 100Hz 이상부터는 모두 5%를 적용하였다. 발사체는 고속 비행시 매우 높은 음향하중에 노출되고, 이러한 음향하중은 페어링 내부 탑재물을 가진하는 매우 중요한 가진원이며, 따라서 페어링의 설계를 통해 탑재물을 보호하는 것이 중요한 설계 변수이다. 따라서 페어링 구조 초기 설계 단계에서부터 우수한 차음 특성을 가지도록 설계하는 것이 중요하다.

복합재 샌드위치로 제작하는 페어링 구조의 경우 소재 및 적층 각도에 따라 물성치 달라지게 되므로 구조 동특성도 변하게 된다. 구조 동특성이 변하게 되면 외부 음향가진에 의한 구조-음향 전달 특성이 변화하면서 차음 특성도 달라지게 된다.

저주파 영역의 경우 모드 밀도가 낮고 고유 주파수 이동에 따른 차음 특성의 변화가 두드러지게 나타나며, 고주파 영역의 경우는 일반적으로 중량에 비례하여 차음성능이 증가한다. 페어링 경량화를 위한 무게제한으로 인해 APS(Acoustic Protection System)을 이용하여 내부 음향하중을 저감하게 되는데, 특히 200Hz 이하 저주파 영역에서의 음향하중의 경우 일반적인 다공성 흡차음재의 흡음성능이 우수하지 못하다. APS의 경우 저주파 제어 목적의 음향 공명기, 고주파 제어 목적의 음향 블랭킷을 조합하여 적용하게 되는데, 저주파 제어를 위한 음향 공명기의 경우 음향 블랭킷에 비해 상대적으로 무겁기 때문에 많은 수량을 적용할 수 없고, 흡음 대역 또한 좁기 때문에 저주파 영역 감소를 위한 추가적인 방법이 필요하고, 여기서 페어링 복합재 샌드위치 구조 자체의 차음성능을 높이게 된다면, 페어링 구조 경량화 및 음향하중저감에 더욱 효과적이게 된다. 따라서 페어링의 경우 복합재 소재 및 적층 방법에 따른 차음성능을 알아보기 위해 다음 Table.과 같은 구조와 물성치를 적용하고 음향하중 해석을 진행하였으며 해석 결과는 다음 Fig. 4.5와 같다.

위에서 서술하였듯 저주파 영역의 감소에 따라 UD소재가 전반적으로 Fabric 소재보다 저주파수 영역에서의 차음이 뛰어났으며 overall SPL이 가장 적은 UD0소재를 선택하여 연구를 진행하였다.

재료	물성	해석 모델	면재 적층 각	면재 두께 (mm)	전체 두께 (mm)
Fabric (HPW193/RS1222)	$E_1=62\text{GPa}, E_2=62\text{GPa}$ $G_{12}=4.25\text{GPa}$ $\nu_{12}=0.045, \rho=1600\text{kg/m}^3$	Fabric	$[0_F/0_F/0_F/0_F]_s$	2.0	27
UD (HT145/RS1222)	$E_1=112\text{GPa}, E_2=8.1\text{GPa}$ $G_{12}=4.64\text{GPa}$ $\nu_{12}=0.33, \rho=1570\text{kg/m}^3$	UD0	$[0_F/45/-45/-45/45/0_F]$	2.0	27
		UD1	$[0/45/-45/0]_s$	2.0	27
		UD2	$[90/45/-45/90]_s$	2.0	27
Aluminum Honeycomb Core	$E_1=8.27\text{MPa}, E_2=1.31\text{MPa}$ $G_{12}=0.0001\text{MPa}, G_{23}=117\text{MPa}$ $G_{31}=296\text{MPa}$ $\nu_{12}=0.75, \rho=64.6\text{kg/m}^3$				

Table. 4.1 Material property for structure mode analysis, Composite laminates properties for structure mode analysis [12]

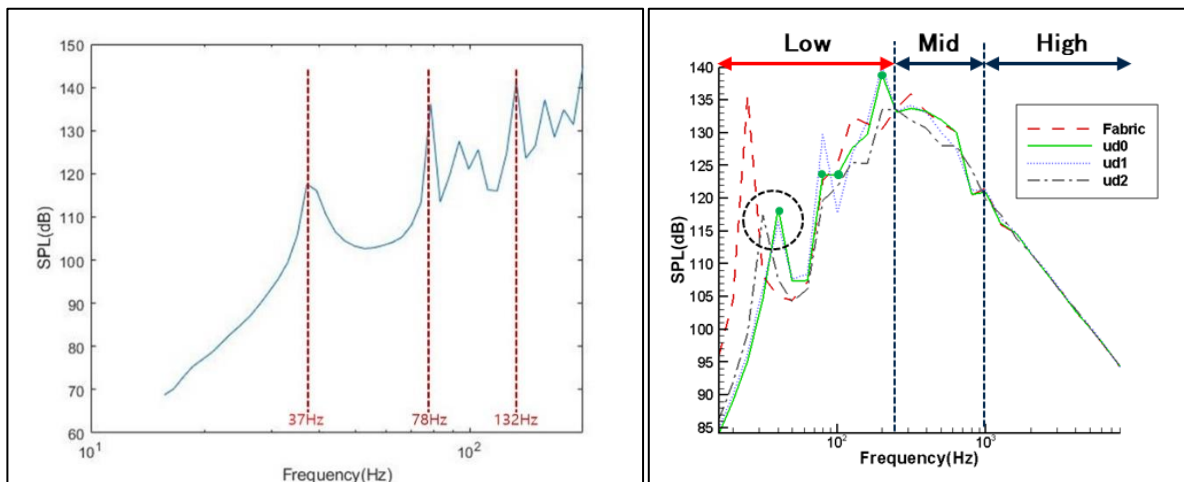


Fig. 4.5 SPL result of application of faring skin(left), SPL result of UD0 faring skin

4.3 음향하중 저감 설계

4.3.1 비선형 헬름홀츠 공명기의 적용

발사체 페어링 내 음향하중 저감을 위해 일반적으로 사용하는 다공성 흡차음제는 200Hz 이하 저주파 영역에서는 흡음 성능이 떨어지고, 따라서 저주파수 영역에서는 헬름홀츠 공명기를 주로 사용한다. 고속비행시 페어링 내 음향하중은 대부분의 주파수 영

역에서 120dB을 넘을 정도로 높으며, 이는 헬름홀츠 공명기의 비선형적 특성을 야기하게 된다. 이에따라 공명기의 임피던스, 타겟 주파수 등이 설계와는 다르게 변하고 이를 고려한 연구가 필수적으로 요구된다. 본 연구에서 사용한 헬름홀츠 공명기는 Fig2.2에 나타내었으며, resistance, reactance는 (2.76), (2.69)식을 사용하여 모델링 하였다. 비선형 헬름홀츠 공명기에 관한 실험값과 경험식을 비교한 결과는 다음 그림과 같다.

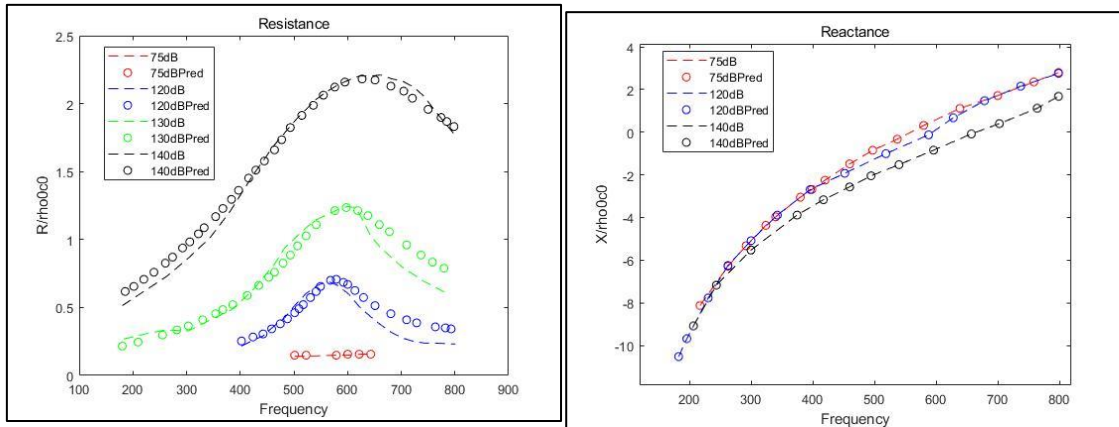


Fig. 4.6 Comparison of experiment and prediction results(left: resistance, right: reactance) orifice T:0.159cm, orifice d:0.635cm, cavity L:2.54cm, cavity D:5.08cm

비선형 헬름홀츠 공명기를 설계하기 위한 설계 변수는 SPL, τ , d_0 , L_c , d_c 를 선택하였고 이 변수들은 모두 주파수, resistance, reactance의 영향을 미치므로 타겟주파수를 설정하고 이에 관련하여 최대의 resistance값을 가지도록 설계하여, 흡음효과를 높이는 것이 중요하다. 따라서 본 연구에서는 앞서 설명한 PSO 알고리즘을 이용하여 비선형 헬름홀츠 공명기를 설계하였다. 헬름홀츠 공명기는 모델링은 포트란 90 기반 솔버로 작성이 되었으며, PSO 알고리즘은 matlab을 이용하여 포트란 솔버와 연동시켰으며, 비선형 헬름홀츠 공명기 최적화 프로세스는 다음과 같다.

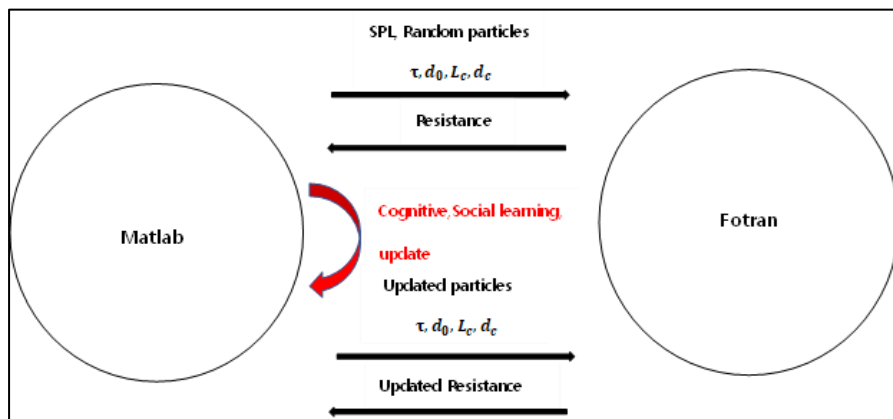


Fig. 4.7 Interaction Process for optimizing Helmholtz resonator

앞서 해석한 UD0의 음향하중 해석 결과를 바탕으로 저주파수 대역 중 피크점이 있는 주파수인 37Hz, 78Hz, 132Hz를 타겟주파수로 선정하고 $\tau = 0.3\sim 0.9cm, d_0 = 0.3\sim 0.9cm, L_c = 0.01\sim 0.04cm, d_c = 0.03\sim 0.06cm$ 를 범위로 삼고 해석을 진행하였다. 수렴기준은 각 particle들의 resistance의 차이가 0.01이하로 오게 잡았으며 37Hz의 공명기를 기준으로 257회의 iteration $\tau = 0.9cm, d_0 = 0.3cm, L_c = 0.01cm, d_c = 0.06cm$ 으로 수렴하였다. 그 외에도 한 변수 이외에 다른 변수들을 고정하며 resistance값을 살펴보았는데 τ 는 클수록, d_0 는 작을수록, d_c 는 클수록, L_c 는 작을수록 resistance가 증가하는 특성이 있었다. 각 변수별로 weighting을 주거나, 변수를 변경하며 변하는 질량을 다른 제한점으로 두어 다양한 설계변수들을 고려한 설계가 가능할 것으로 전망된다. 또한, 일반 덕트에서 헬름홀츠 공명기의 배열에 따라 흡음 특성이 바뀌게 되는데 일반적으로 덕트 길이 방향인 직렬배열로 공명기를 배열하면 공명주파수에서 투과손실은 증가하지만, 흡음 주파수 대역은 거의 변화하지 않고, 덕트의 둘레방향인 병렬배열을 하게 되면, 공명기의 개수가 증가할수록 투과손실의 크기는 로그함수적으로 증가하며 공명주파수를 중심으로 폭이 넓어지는 것으로 알려져있다.[26] 따라서 본 연구에서는 이러한 배열의 특성이 페어링에 적용이 되는지 37Hz타겟의 헬름홀츠 공명기를 직렬, 병렬로 연결하여 계산한 결과는 다음 Fig. 와 같고 페어링에서도 역시 일반적인 직렬, 병렬 연결 특성을 확인되었고, 따라서 높은 음향하중 값을 가지는 78, 132Hz의 헬름홀츠 공명기는 직렬연결, 37Hz의 헬름홀츠 공명기는 병렬연결로 배열하여 연구를 진행하였다. 헬름홀츠 공명기는 페어링에서 음압이 크게 발생하는 위치에 배열하였고, 9개의 셀 요소에 공명기를 위치하여 직렬연결은 바로 위의 9개의 셀 요소, 병렬연결은 90°의 간격으로 공명기를 배치하였으며, 공명기를 배치하지 않은 남은 페어링 영역에 다양한 멜라민 소재의 음향 블랭킷을 부착하고 본 연구에서 개발한 FE-SEA 해석 프로세스를 통해 흡차음재 부착을 통한 페어링 내부 음향하중 저감 효과를 계산하였다.

4.3.2 음향 블랭킷의 적용

200Hz이하 주파수 영역에서 피크를 줄이기 위해 헬름홀츠 공명기를 부착 하고 그 이상의 주파수 영역에서 음향하중을 줄이기 위해 멜라민 폼 두께, 공동(void), 질량판(mass barrier), 공동이 있는 고체 판 등을 고려하여 다음과 같이 설계하였다.

Test Number	Test Configuration	Mass Barrier	Perforated Plate
#1	5cm ML foam	No	No
#2	5cm ML foam with voids	No	No
#3	10cm ML foam	No	No

#4	10cm ML foam with voids	No	No
#5	10cm ML foam With mass barrier	Glass-epoxy	No
#6	10cm ML foam With top perforated plate	No	Solid
#7	20cm ML foam	No	No
#8	20cm ML foam with voids	No	No
#9	20cm ML foam With mass barrier	Glass-epoxy	No
#10	20cm ML foam With top perforated plate	No	Solid

Table. 4.2 Melamine foam configuration

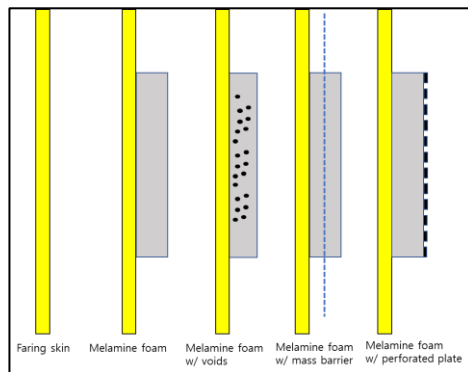


Fig. 4.8 Melamine foam configuration

4.4 해석결과

4.4.1 비선형 헬름홀츠 공명기에 의한 흡음

각각 타겟 주파수에 맞게 설계한 헬름홀츠 공명기를 해당 타겟 주파수의 음압 레벨이 제일 높은 부분의 9개의 셀 요소에 공명기의 임피던스를 부여하는 방법으로 공명기를 부착하여 주었으며, 내부 음장의 변화에 대한 결과는 다음 Fig. 4.9에 나타냈고, 모든 헬름홀츠 공명기를 부착한 후 계산한 결과는 다음 Fig. 4.10에 나타냈다. 실험결과로부터 비선형 헬름홀츠 공명기의 흡음효과를 확인하였으며, 비선형 헬름홀츠 공명기의 디자인,

위치 선정 등으로 페어링 내부 음향환경을 개선할 수 있음을 확인하였다.

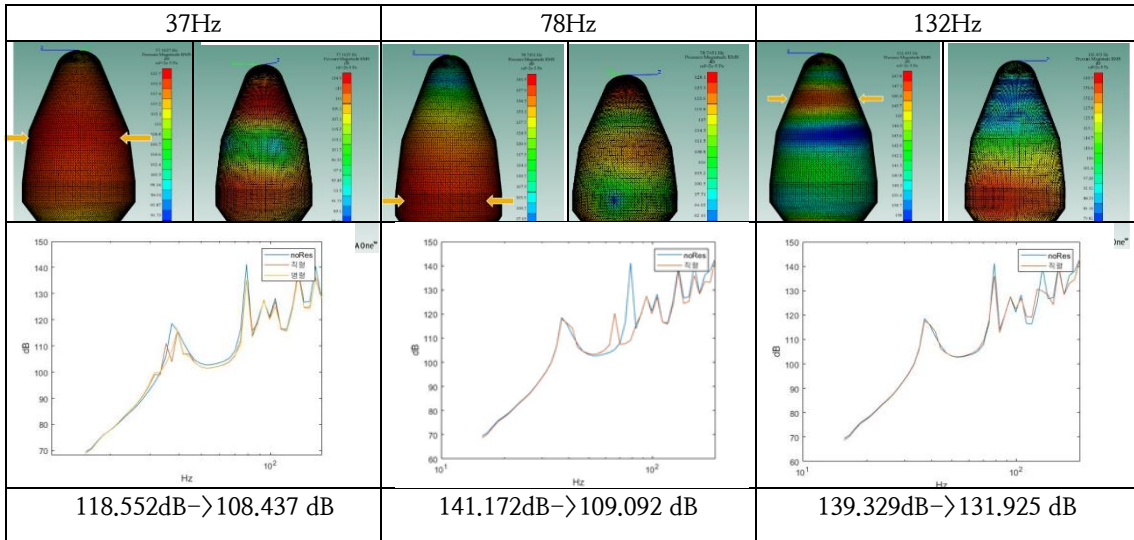


Fig. 4.9 Faring inner surface SPL reduction at target frequency

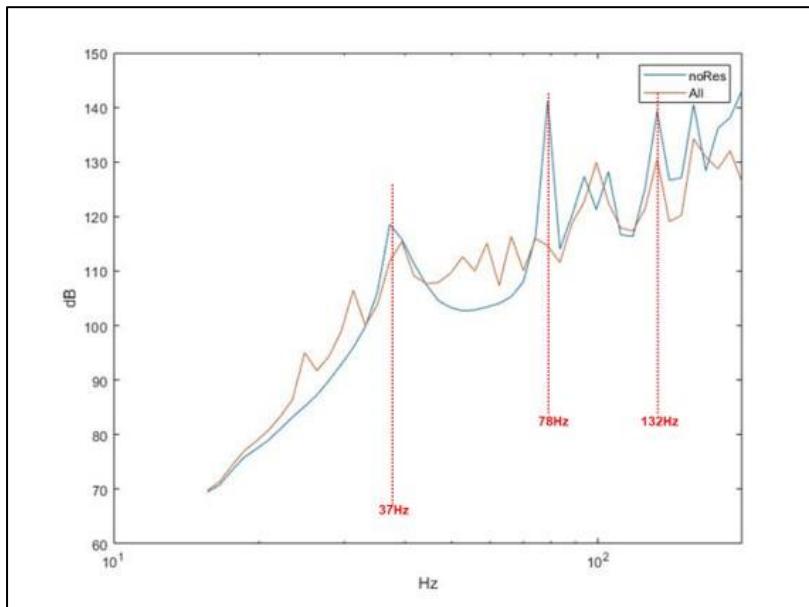


Fig. 4.10 Faring cavity SPL with Helmholtz resonator

4.4.2 음향 블랭킷에 의한 흡음

고주파수 영역의 흡음을 위해 공명기가 붙어있지 않은 영역에 멜라민폼(ML)을 부착하였다. 두께 증가에 의한 흡음을 확인하기 위해 5cm, 10cm, 20cm의 멜라민폼을 적용하였고, 공동에 의한 흡음 확인, 질량판에 의한 흡음, 저주파수의 추가적인 흡음을 위한 공동이 있는 고체판을 적용하여 해석을 진행하였다. 추가적인 장치를 하지 않고 멜라민

폼의 두께만 변경하여 해석을 진행한 경우, 저주파 영역에서의 두께에 따른 흡음 효과는 별로 나타나지 않았고, 고주파 대역으로 가면서 흡음효과가 상승하였고, 이는 나사에서 실험한 멜라민폼의 경향성과 일치하는 결과를 보여주었다. 추가적인 장치를 한 멜라민폼의 경우 공동이 있는 멜라민 폼은 흡음 측면에서 효과는 거의 없었으며 질량판을 중간에 삽입한 멜라민폼의 경우 흡음효과가 가장 뛰어나게 나타났다. 또한 저주파 영역의 추가적인 흡음을 위해 부착한 공동이 있는 고체 판의 경우 저주파 영역의 흡음에 효과가 있는것을 확인하였다.

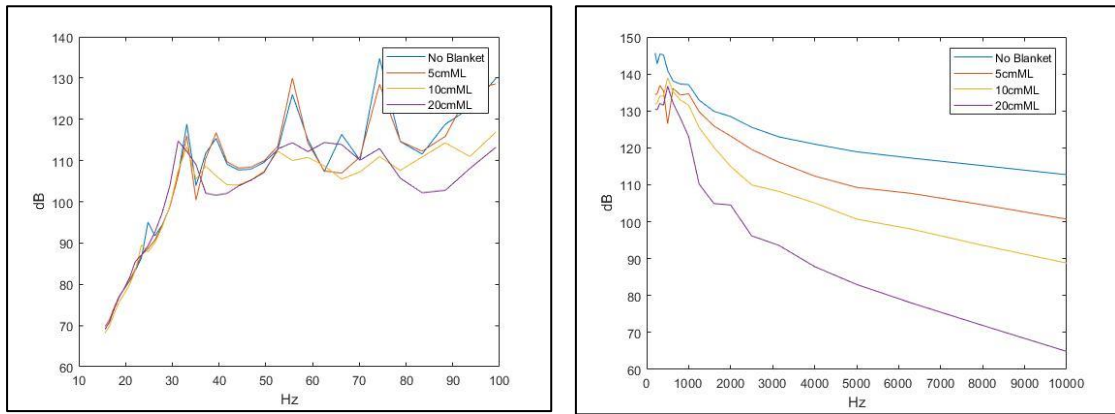


Fig. 4.11 Effect of ML foam at low frequency(left), high frequency(right)

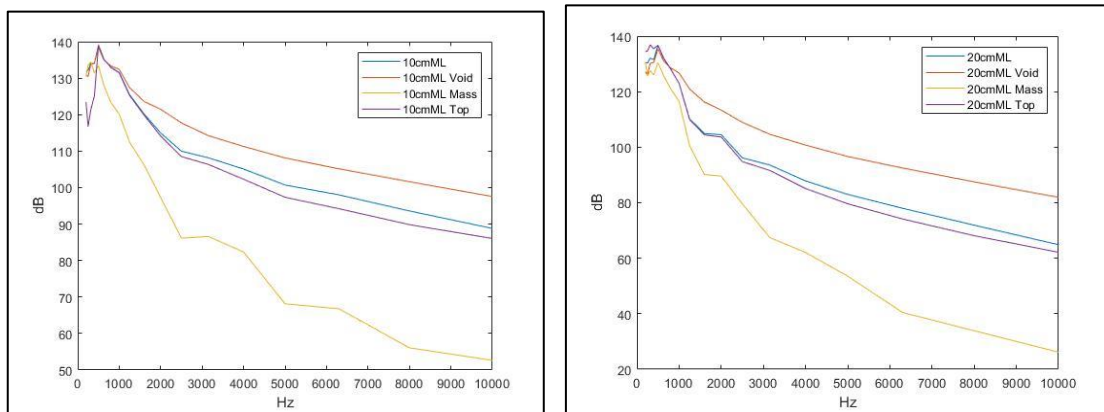


Fig. 4.12 Effect of different ML foam configuration(10cm, 20cm)

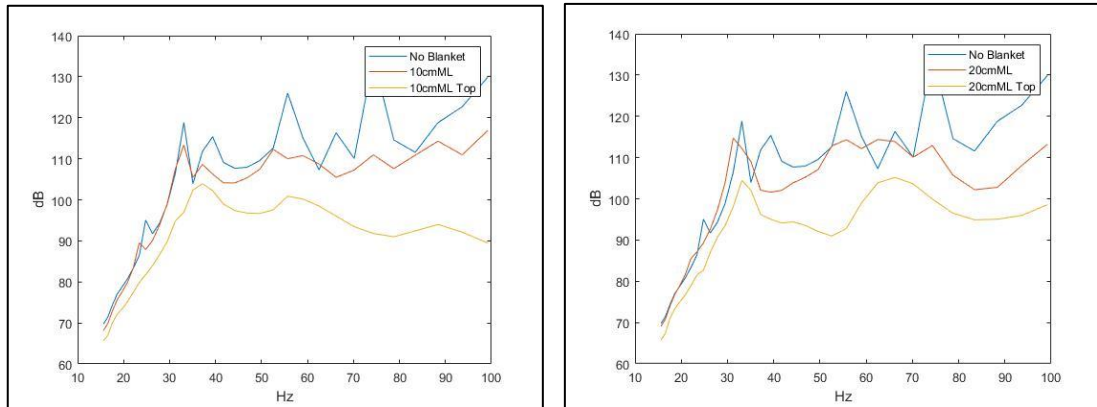


Fig. 4.13 Effect of perforated top plate at low frequency 10cm ML(left) 20cm ML(right)

본 연구에서는 고속비행 중 발사체의 외부 유동 해석부터 발사체 외부 음향하중으로 인한 페어링 내부의 음향하중 분석과 APS를 부착하여 음향하중의 저감까지 연구하였다. 본 연구는 발사체의 형상, 속도에 관계없이 다양하게 해석을 진행할 수 있으며, 다양한 형상의 APS를 모델링하여 이로 인한 음향하중 저감의 효과를 확인할 수 있다. 따라서 본 연구는 발사체 디자인 초기 단계 과정에서 다양하게 활용할 수 있을 것으로 전망된다.

5. 결 론

본 연구에서는 Coe, Nute에 의해 천음속 풍동실험을 진행한 헤머헤드형 발사체 모델을 선정하여 Ansys 프로그램을 이용하여 $M=0.81$ 의 고속비행 중 발사체 외부에 작용하는 음향하중 값을 예측하고 VA ONE 프로그램을 이용하여 FE-SEA 구조-음향 해석을 통해 페어링 내부에 작용하는 음압레벨을 평가한 후, APS를 부착하여 음향하중 저감을 구현하는 전반적인 프로세스를 개발하였다. 연구 과정 중 최대한 실험결과가 있는 데이터들을 이용하여 개발된 프로세스의 타당성, 신뢰성을 확보하고자 하였다. 고속 비행 중 발사체 외부에 작용하는 음향하중은 난류 경계층 내부 압력섭동에 의한 것으로서 본 연구에서는 정상상태 RANS 유동해석으로부터 경험식에 필요한 경계층 인자들을 구하였고 Robertson의 압력섭동 스펙트럼 식에 대입한 결과를 사용하였다. ANSYS APDL을 이용하여 구조 모드 해석을 진행하고 VA ONE을 사용하여 음향 모드 해석을 진행하여, 발사체 외부 음향하중에 의한 페어링 내부 음향하중 예측을 진행하였다. 페어링 내부 음향하중 저감을 위한 APS는 헬름홀츠 공명기, 음향 블랭킷을 적용하였고, 페어링 내부 높은 음향하중을 고려하여 비선형을 고려한 헬름홀츠 공명기 모델의 변수들을 최적화하여 적용하였으며, NASA에서 실제 실험한 멜라민폼의 음향 블랭킷을 사용하여 본 해석에 적용함으로써, 본 연구의 신뢰성을 확보하였다. 해석결과 헬름홀츠 공명기와 음향 블랭킷 모두 설계 의도대로 목표 주파수 대역에서 뛰어난 흡음을 보여주어 설계 목표를 달성할 수 있었다. 본 연구는 전체적인 프로세스를 통합하여 해석함으로써 발사체 초기 설계 및 디자인 단계에서 유용하게 쓰일 수 있을 것으로 보인다.

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," *Ingeniare: 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] 서상현·박순홍·정호경·장영순, 2011, "위성 발사체 페어링 내부음향 해석", 『한국소음진동 공학회논문집』, 제21권 제12호, pp. 1146~1151
- [12] 서상현·박순홍·장영순·이영무, 2013, "복합재 적층 사양에 따른 페어링 차음특성 해석", 『한국항공우주학회』, 제12회 우주발사체기술 심포지움
- [13] Lowson, M. V., "Prediction of Boundary Layer Fluctuations," Wyle Laboratories Report WR 67-15, 1967.
- [14] Robertson, J. E., "Prediction of In-flight Fluctuating Pressure Environments Including Protuberance Induced Flow," Wyle Laboratories Report WR 71-10, March 1971.
- [15] 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.
- [16] 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.
- [17] 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] Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, 1994, pp. 1598~1605.
- [19] Wilcox, D. C., *Turbulence Modeling for CFD*, DCW Industries, Inc. La Canada, California. 1998.
- [20] Launder, B. E., and Spalding, D. B., *Lectures in Mathematical Models of Turbulence*. Academic Press, London, England. 1972.

- [21] Lyon, R. H., *Statistical Energy Analysis of Dynamical Systems : Theory and Applications*, The MIT Press, 1975.
- [22] A.S Hersh, B.E Walker, and J. W celano, “ Helmholtz Resonator Impedance Model, part 1: Nonlinear Behavior”, AIAA Journal Vol 41, No. 5, May 2003
- [23] Ingard, U., and Labate, S., “Acoustic Circulation Effects and the NonLinear Impedance of Orifices,” Journal of theAcoustical Society of America
- [24] R.C. Eberhart and J.A. Kennedy. New optimizer using particle swarm theory. In Sixth International Symposium on Micro Machine and Human Science, pages 39–43, Nagoya, Japan, 1995.
- [25] http://adl.stanford.edu/aa222/Lecture_Notes_files/chapter6_gradfree.pdf
- [26] 김양한·서상현, 2004. “공명기 배열을 이용한 소음기의 음향학적 특성” , 『 한국소음진동 공학회논문집』, 제14권 제10호, pp 975-982

Abstract

The projectile is exposed to high acoustic loads resulting from the flow around the projectile during high-speed flight, and its effects are particularly noticeable in the transonic region. These acoustic loads are an important source of vibration that causes malfunctions with mounted satellites and electronic mounts, so a design that predicts and reduces them is needed. Thus, in this study, the process of predicting and reducing the acoustic load inside the fairing was developed by predicting the internal acoustic load of the fairings caused by the external aerodynamic flow of the hammerhead launch vehicle, considering sound reduction due to fairing skin, using Helmholtz resonator for low frequency band, and acoustic blanket for high frequency band.

In this study, acoustic load acting on fairing skin was calculated at the Mach number 0.81. We use hybrid method that extract input variables used in empirical formula from flow results of RANS analysis and select Roberson's power spectrum model after comparing the values of empirical equation and experiment.

The structural mode analysis was conducted with ANSYS APDL for predicting acoustic load inside fairing, and the acoustic mode analysis was conducted using VA ONE. For each frequency band, the low frequency band (~200 Hz) was interpreted using the Finite Element Method, the medium frequency band (200–500 Hz) using the FE-SEA hybrid method and the high frequency band (500 Hz~) using the SEA method.

The design variables of the Helmholtz resonator considering nonlinear characteristics were modeled using PSO (Particle Swarm Optimization) optimization method, and various acoustic blanket shape models were applied to check the effectiveness of acoustic load reduction and check the usefulness of the design/interpretation process.

By establishing a total process to predict the acoustic load inside the launch vehicle fairing during high speed flight, this study is expected to be useful in a initial design trade-off phase and detail design phase of launch vehicle