

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(11), 957-964(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.11.957

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

유체-고체 연성 해석 기법을 통해 유체에 의한
고체의 탄소성 거동 해석 연구

이영현*, 곽민철*, 조해성*, 주현식*, 신상준*, 여재익**

Analysis of Elasto-plastic Deforming of Sturcture by Hydrodynamic
Force Using Fluid Structure Interaction Method

Younghun Lee*, Min-cheol Gwak*, Haeseong Cho*, HyunShig Joo*, SangJoon Shin* and Jai-ick Yoh**
Seoul National University

ABSTRACT

This paper presents numerical investigation on behaviors of the rear cover in the vertical launcher under rocket plume loading by using fluid-structure interaction analysis. The rocket plume loading is modeled by the fully Eulerian method and elasto-plastic behavior of the rear cover is predicted by the total Lagrangian method based on a 9-node planar element. The interface motion and boundary conditions are described by a hybrid particle level-set method within the ghost fluid framework. The present results will be compared with the experimental data in the future.

초 록

본 연구에서는 발사체를 보관하고 사출하는 수직 발사대에서 발사체의 화염에 의해 변형되는 발사대 후방덮개의 응답을 유체-고체 연성해석 기법을 이용하여 해석하였다. 발사체의 화염은 Eulerian 기법을 이용하여 해석하였고, 탄소성 변형이 일어나는 후방 덮개는 9절점 유한 요소 기법을 사용하여 해석하였다. 유체와 고체 물질간의 경계면 추적은 레벨셋 기법을 사용하였고 경계값은 가상유체 기법을 이용하여 결정하였다. 각 해석 기법들은 이론값들을 통하여 검증되었고, 후방 덮개의 해석 결과는 후방 덮개가 변형되는 시간을 비교하였다.

Key Words : Rocket Plume(로켓 화염), Fluid-Structure Interaction(유체-고체 연성), Elasto-plastic Deforming(탄소성 변형)

1. 서 론

함상에서 효율적으로 고속비행체를 보관하고 발사하기 위해서 주로 수직발사대를 설치하여 운

용하게 된다. 수직발사대는 비행체를 수직하게 세워서 보관하기 때문에 별도의 발사기를 필요로 하지 않고, 상부 덮개를 여는 것만으로 비행체의 발사가 가능하다. 특히 STANDARD 비행체 등의

† Received : August 17, 2016 Revised : October 24, 2016 Accepted : October 28, 2016

** Corresponding author, E-mail : jjyoh@snu.ac.kr

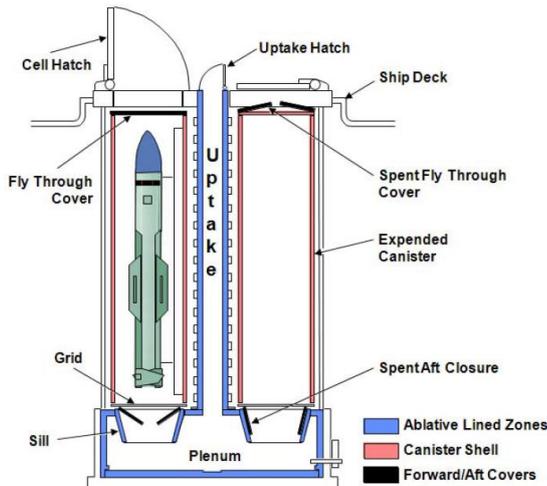


Fig. 1. Schematic diagram of the vertical launcher

발사에 사용되는 수직발사대는 8기의 비행체를 저장할 수 있도록 설계가 되었고, 같은 발사대를 이용하여 수차례 발사가 가능하다[1]. 비행체가 발사될 때는 발사대의 전방 덮개와 후방 덮개가 열리게 된다. 전방 덮개는 비행체가 발사될 때 힘을 받지 않으므로 기계식으로 개폐가 가능하지만 비행체의 화염을 직접적으로 받는 후방 덮개는 화염에 의하여 변형이 일어나게 되므로, 고온 고압의 연소가스에 의하여 개폐가 가능하도록 설계를 하여야 한다[2]. 비행체의 발사가 이루어질 경우에 Fig. 1과 같이 후방 덮개는 연소가스에 의하여 지지대가 있는 부분까지 변형되어 열리게 된다. 연소가스는 하부의 화염처리장치를 통과하여 발사관 사이에 있는 연통으로 빠져나가게 된다. 이때 이미 발사가 이루어진 발사관의 경우에는 열려있던 후방덮개가 인접한 발사관에서 빠져나온 연소가스에 의하여 닫히게 되고, 이에 따라 재사용이 가능하게 된다. 이때 비행체에서 나오는 화염은 발사대의 구조체인 철의 녹는점보다 높은 1700 K보다 높은 온도로 방출되기 때문에 이를 막기 위하여 그림에서와 같이 화염이 직접적으로 닫는 부분에는 단열재를 부착하여 수직 발사대의 손상을 막도록 설계된다.

수직발사대의 후방 덮개는 연소가스에 의하여 열리고 닫히는 동작이 이루어지기 때문에, 설계시 수치적 해석이 요구되며, 정확한 예측을 위해서는 고체와 유체를 함께 해석하여야 한다. 하지만 기존의 해석에서는 후방 덮개가 닫혀있거나 열려 있는 고정된 상태에서 유동해석을 하거나 [3], 유동에서 나오는 압력을 가상으로 묘사하여

고체의 변형을 해석하였다. 이렇게 각각 해석을 수행할 경우에는 변형되는 형상에 의하여 바뀌는 유동을 고려하지 못하므로, 후방 덮개에 가해지는 압력을 정확하게 알 수 없다. 따라서 본 연구에서는 유동과 강체를 함께 해석하기 위하여 개발된 기법인 FSI(Fluid Structure Interaction) 기법을 활용하여 후방덮개의 변형을 해석하였다.

서로 다른 물질을 함께 해석하는 FSI 기법에서 각 물질의 물리 현상을 정확하게 해석할 뿐만 아니라 물질간의 경계를 나누고, 경계값을 정하는 것이 중요하다. 이를 위하여 가상 경계(immersed boundary) 기법이 주로 사용되어 왔다[4-6]. 가상 경계 기법은 유체 및 강체와 같은 서로 다른 물질의 경계에서 가상의 격자를 만들어 물질의 경계값을 결정하게 된다. 이때 고려되어야 할 것은 각 물질 사이에 경계값이 되는 밀도, 압력, 속도와 같은 변수를 경계면으로부터 거리에 따라 어떻게 다르게 줄 것인가이다. 본 연구에서는 물질간의 경계면을 레벨(Level)이라는 가상의 값으로 결정하게 되고 레벨은 경계면으로부터 거리를 대표하게 된다. 이 레벨을 이용하여 경계값은 가상유체기법(Ghost fluid method)를 활용하여 결정된다.

FSI 기법에서 경계값의 처리도 중요하지만 유체와 강체의 정확한 물리 현상의 해석도 필요하므로 본 연구에서 유체 해석은 Eulerian 기법[7]을, 고체 해석에 대해서는 Lagrangian 기법[8]을 각각 사용하였다. 경계면 처리와 유체, 고체 해석 기법들은 이론값 및 상용 프로그램인 ANSYS와의 비교를 통하여 검증하였고, 실제 수직발사대의 후방 덮개의 해석을 수행하였다. 후방 덮개의 해석 결과 변형되는 형상에 의하여 유동이 변화하는 것을 볼 수 있었고, 이에 따라 후방 덮개에 가해지는 압력이 변하는 것을 확인하였다. 후방 덮개에 가해지는 실제 압력을 측정할 수 없기 때문에 후방 덮개가 변형되는 시간을 비교함으로써 본 연구의 해석 결과가 타당하다는 결론을 얻을 수 있었다.

II. 본 론

2.1 수치해석 기법

2.1.1 Total Lagrangian (TL) 기법

TL 기법은 변형 전 형상과 변형 후 형상의 구배를 묘사하여 기하학적 비선형 강성 행렬, 내력 벡터 등을 다음과 같이 정의한다.

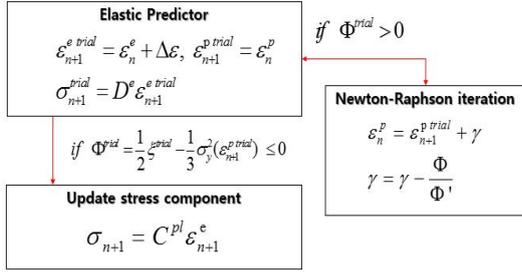


Fig. 2. Newton-Raphson return-mapping algorithm

$$K_c = \iint_{A^0} \underline{B} \underline{F}^T \underline{C} \underline{F} \underline{B}^T dA^0 \quad (1)$$

$$K_s = \iint_{A^0} \underline{B} \underline{S}^T \underline{B}^T dA^0 \quad (2)$$

$$F_i = \int_{\Gamma} \underline{B} \underline{S} d\Gamma^0 \quad (3)$$

\underline{B} 는 변형률-변위 관계 행렬, \underline{F} 는 변형구배행렬, \underline{S} 는 2nd Piola-Kirchhoff 응력이다. 수직발사대의 후방덮개는 금속판의 탄성뿐만 아니라 소성 거동을 나타내므로 소성 영역에 대한 해석 기법이 필요하다. 재료의 소성해석을 위해 일정한 기술기의 선형 경화 규칙(bilinear hardening rule)을 따르는 Newton-Raphson return-mapping 알고리즘을 적용하였다(Fig. 2).

2.1.2 Eulerian 해석 기법

비행체의 연소가스 해석을 위하여 Eulerian 식을 사용하여 2차원 원통 좌표계에서 계산을 수행하였다. 사용된 원통 좌표계의 지배 방정식은 식 (4)-(7)와 같다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial r}(\rho u_r) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho u_z) + \frac{\rho u_r}{r} = 0 \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_r) + \frac{\partial}{\partial r}(\rho u_r^2 + P) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho u_r u_z) + \frac{\rho u_r^2}{r} = 0 \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_z) + \frac{\partial}{\partial r}(\rho u_r u_z) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho u_z^2 + P) + \frac{\rho u_r u_z}{r} = 0 \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho e) + \frac{\partial}{\partial r}[u_r(\rho e + P)] + \frac{\partial}{\partial z}[u_z(\rho e + P)] + \frac{u_r(\rho e + P)}{r} = 0 \quad (7)$$

ρ, u_r, u_z, P, e 는 각각 밀도, r축 속도, z축 속도, 압력, 에너지 밀도이다. 로켓에서 나오는 화염은

마하수 2이상의 유체이고 고체와의 경계면에서는 가상 경계 기법을 통하여 유속과 밀도를 계산하기 때문에 점성에 의한 효과가 적을 것이라 판단하고 Eulerian 식을 사용하여 압축성 유동을 해석하였다. 위의 지배방정식은 시간은 3차의 Runge-Kutta 기법을 사용하였고, 공간에 대해서는 3차의 convex essentially non-oscillatory (CENO) 기법을 사용하여 계산을 수행하였다. 기법에 대한 자세한 설명은 이전 논문[7]에 기술되어 있다.

2.1.3 가상 경계 기법

물질간의 경계면의 추적 및 경계값 처리를 위하여 레벨과 가상유체기법이 사용되었다. 아래의 식 (8)은 간략한 레벨셋 식을 보여준다. $\phi=0$ 을 경계면으로 하여 $\phi < 0$ 인 영역이 대상 물질이 차지하는 영역으로 고려하였다[6].

$$\frac{\partial \Phi}{\partial t} + \vec{V} \cdot \nabla \Phi = 0 \quad (8)$$

식 (8)과 같은 경계면에서의 거리를 나타내는 가상의 값인 레벨을 각 노드에 부여하여 경계면을 기준으로 서로 상이한 물성치를 가지는 두 물질 사이의 경계값을 결정하였다. 엔트로피의 불연속성이 존재하는 두 물질 사이에 경계값을 결정하기 위하여 가상유체기법을 사용하였다. 가상유체기법은 계산하는 물질의 경계면 밖에 레벨값에 따라서 상대 물질이 존재하는 노드에 엔트로피가 연속적이며 경계면에서 압력은 같다는 가정 하에 밀도, 에너지, 속도와 같은 값들을 외삽법을 통하여 결정한다. 이와 같은 가상유체 기법의 장점은 기존에 존재하는 격자를 고체의 형상 변화에 따라 변화시키지 않고 유지한 상태에서 형상을 레벨이라는 가상의 값으로 대치하여 경계면을 설정하고 물질의 경계면에 가상유체를 생성하여 경계값을 정하므로, 매번 새로운 격자를 만들어 내기 어려운 대변형의 문제에 적합한 FSI의 경계면 추적기법이다. 따라서 본 연구에서 다루는 짧은 시간동안 대변형이 일어나는 후방덮개의 형상 변화에 적합한 해석 기법이라 할 수 있다. 가상유체기법에 대한 자세한 설명은 기존 논문[6]에 기술되어 있다.

FSI 기법은 경계면 및 경계값을 설정하는 것뿐만 아니라 각 물질의 해석이 어떻게 수행되는지도 중요한데, 본 연구에서는 Fig. 3과 같은 알고리즘을 통하여 해석을 수행하였다. 유체와 고체의 해석은 같은 시간동안 개별적으로 수행되며, 물질간의 경계값을 매 시간 주고받는다. 유체는 Lagrangian 솔버를 통해 계산된 후방 덮개

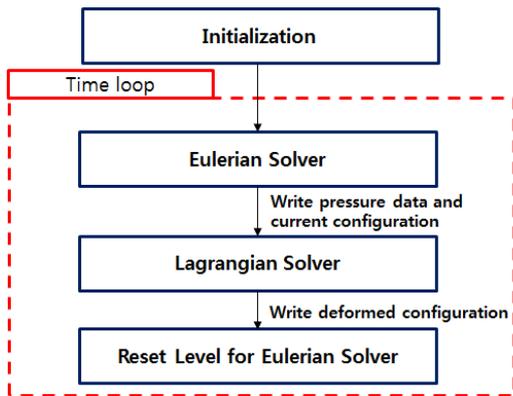


Fig. 3. Algorithm of FSI method

의 형상을 레벨로 치환하여 Eulerian 도메인에 구현하고 유동 해석을 수행한다. 유동 해석을 통하여 덮개 주변의 압력을 구해지면, 이를 구조체 해석의 경계조건으로 사용하여 구조 해석을 수행하고 다음 시간의 형상을 계산한다. 시간을 전진함에 따라 이와 같은 절차를 연속적으로 수행하여 유동장 및 후방덮개의 형상 변화를 해석하였다.

2.2 수치해석 기법 검증

2.2.1 Total Lagrangian 기법 검증

본 연구에서 개발된 평면 요소를 검증하기 위하여, 동적 해석 결과를 상용프로그램 ANSYS와 비교하였다. 후방덮개는 화염으로부터 구조체가 손상되는 것을 막기 위하여 덮개를 지지하는 스테인레스 스틸 상하부에 단열재를 부착하게 된다. 따라서 후방 덮개의 변형에 관여하는 스테인레스 스틸은 변형이 이루어지는 동안 화염의 영향을 받지 않으므로 발사체 플룸의 온도에 의한 변형 및 물성치 변화는 고려하지 않고 압력에 의한 변형만을 고려하였다. 압력에 의한 변형을 검증하기 위해 0.5 m의 길이를 가지는 외팔보의 상부에 발사체 화염에 의한 압력하중 가하였고, 이때의 압력은 Fig. 5와 같다. 자세한 외팔보의 형상 및 물성치는 Fig. 4와 Table 1에 나타내었다. 외팔보의 길이는 0.5 m 이고 외팔보 단면의 높이와 너비는 각각 0.03 m 이다. 탄소성 변형을 고려하기 위하여 재료의 비선형을 고려하였다. 따라서 항복 응력인 19.3 GPa를 넘어서 소성 변형이 시작되면 접선계수(tangent Modulus)를 따라서 큰 변형의 소성 거동을 확인할 수 있다. ANSYS와 TL기법에서 외팔보를 60개의 요소로 분할하여 해석을 하였고, 해석 결과는 외팔보의 끝단의 변위를 비교하여 검증하였다. 끝단의 변

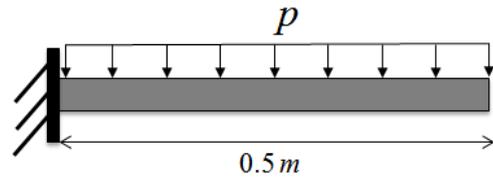


Fig. 4. Schematic diagram of the cantilever beam simulation

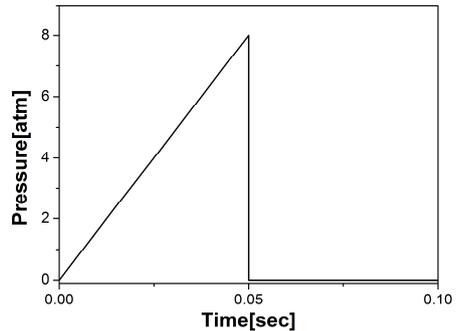


Fig. 5. Applied pressure load

Table 1. Parameters of the stainless steel

Parameter	STS 304
Young's modulus	193 GPa
Poison's ratio	0.29
Initial density	8000 kg/m ³
Yield Stress	19.3 GPa
Tangent Modulus	1 GPa
Shear modulus	77.5 GPa
Grueisen coeff	1.93
Sound speed	4570 m/s
S_0	1.49

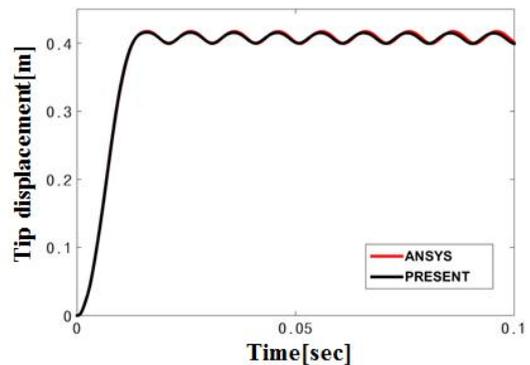


Fig. 6. Comparison the tip displacement results obtained by ANSYS and total Lagrangian method

위는 Fig. 6에 나타나 있고, 잘 일치함을 확인 할 수 있었다. 이를 통하여 본 구조해석 모델이 수직발사대의 하부덮개의 변형을 모사할 수 있을 것이라 판단하였다.

2.2.2 Eulerian 및 가상 경계 기법 검증

FSI 기법을 이용하여 Eulerian 격자계에서 서로 상이한 물성치를 가지는 고체와 기체를 함께 해석하기 때문에 1차원 압력관 문제를[5] 통하여 검증을 수행하였다. 이전 연구에서 Table 2와 같이 상이한 물성치비를 가진 물질이 일정한 속도 및 압력을 가지고 충돌할 경우의 문제를 해석하여 이론값과 비교하였다. 이론값이 존재하는 1차원 문제를 통하여 본 연구에서 사용하고 있는 Eulerian 솔버의 시간 및 공간 차분의 정확도와 상이한 물성치를 가지는 물질간의 경계면 및 경계값을 확인하였다. Fig. 7은 두 물질간의 충돌 후 0.03 s 에서의 밀도와 압력을 나타낸 그래프이다. 밀도가 작은 물질이 높은 물질을 강한 압력과 속도를 가지고 좌에서 우로 부딪혔기 때문에, 초기에 0.6 m 에 존재하던 경계면은 좌에서 우로 이동해 0.7 m 지점에 위치한다. 그리고 각 물질 내에서 압력파는 동일한 압력값으로 물질 내에서 좌우로 전파되는 것을 볼 수 있다. 이때 압력파가 전파되는 속도는 각 물질이 가지는 음

속과 동일하고 이는 이론값과 일치한다. 두 물질의 충돌이후 각 물질 내에서 압력파, 밀도, 속도, 음속 값들이 이론값과 일치함을 확인하여 Eulerian 모델의 검증을 하였고 경계면에서의 경계값 처리도 잘 되고 있음을 확인 할 수 있다.

2.3 수직발사대 후방덮개 해석 결과

2.3.1 후방덮개 형상 및 입력조건

앞 절에서 검증한 모델들을 바탕으로 수직발사대 후방 덮개의 해석을 수행하였다. 후방 덮개의 변형을 일으키는 발사체의 화염은 고체 연료인 AP/HTPB의 연소가스로 모사하였다. 기존 연구에서 제시한 연소가스의 단일화염온도와 조성은 Table 3에 나타나 있고, 기존 문헌[3]의 발사체 출구 조건인 온도 1700 K과 유속 1200 m/s 으로 경계조건을 설정하여 화염을 해석하였다. 화염과 직접적으로 맞닿는 구조체는 단일재로 처리가 되기 때문에 본 연구에서 plume 내부의 화학 반응은 따로 고려하지 않고 유동에 의하여 구조체에 가해지는 압력만을 고려하였다. 고체의 경우, 후방 덮개가 스테인레스 강 (STS 304)로 이루어져있기 때문에 Table 1과 같은 물성치를 사용하였다.

후방 덮개의 변형을 해석을 위하여 Fig. 8과 같이 경계 조건과 및 초기 조건을 설정하였다. 상부의 붉은색 부분을 로켓의 노즐로 가정하여 연소가스가 지속적으로 분출되도록 경계조건을 설정하였고 노즐의 직경은 0.8 m로 하여 노즐과 벽면사이에 0.1 m의 간격을 두고 남는 부분에는 zero-gradient 경계조건을 설정하였다. 2차원 축대칭 좌표계를 사용하기 때문에 우측은 축

Table 2. Setup of shock tube problem

Left side initial conditions (x<0.6)			
Density	Velocity	Pressure	Gamma
0.384	27.077	100	1.667
Right side initial conditions (x>0.6)			
Density	Velocity	Pressure	Gamma
100	0	1	3.0

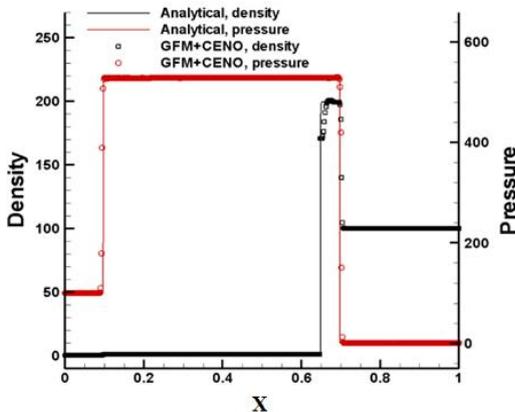


Fig. 7. Density and pressure results of shock interface interaction problem at 0.03s

Table 3. AP/HTPB flame temperature and product gas properties under equilibrium conditions at 70atm and a mass fraction of 80/20

Parameter	AP/HTPB [9]
Adiabatic flame temperature(K)	2322.3
Mole Fraction of CO	.26995
Mole Fraction of CO ₂	.04621
Mole Fraction of Cl	.00048
Mole Fraction of H	.00105
Mole Fraction of HCl	.14745
Mole Fraction of H ₂	.22737
Mole Fraction of H ₂ O	.23329
Mole Fraction of NH ₃	.00002
Mole Fraction of N ₂	.07395
Mole Fraction of OH	.00021

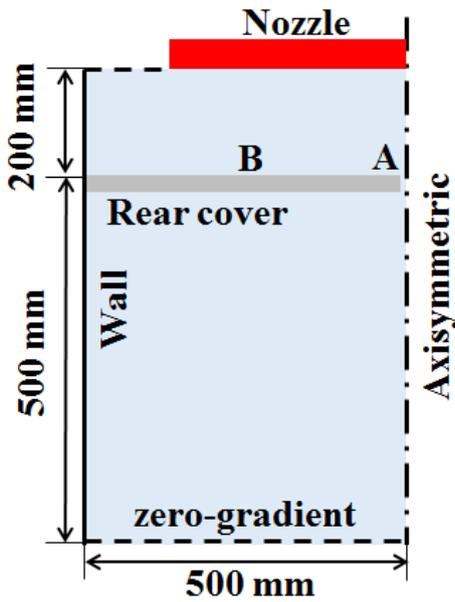


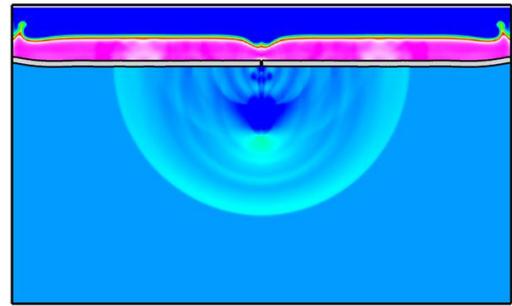
Fig. 8. Schematic diagram of the vertical launching system rear cover

대칭 경계조건을 사용하였고, 좌측은 벽면 경계 조건을 설정하였다. 하부는 연소가스가 빠져나가는 부분이기 때문에 zero-gradient 조건으로 설정하였다. 후방 덮개의 변형은 Eulerian 격자계에서는 레벨을 통하여 나타내어지고, 초기에는 Fig. 8의 회색 바와 같이 완전히 닫혀있는 상태로 설정하였고 두께는 12 mm, 길이는 0.5 m 이다. 후방 덮개는 외팔보 문제에서와 같이 왼쪽 끝만 구속이 되어 있게 설정하였고, Eulerian 해석을 통하여 덮개 상단에 압력이 가해지게 되면 변형이 시작되도록 하였다.

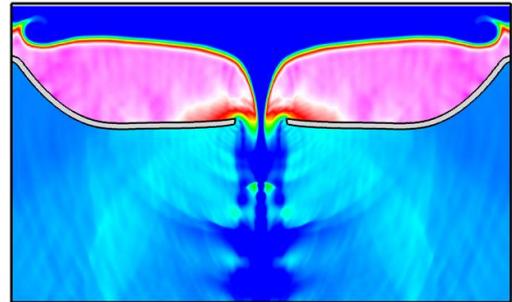
2.3.2 해석 결과

Figure 9는 1 ms, 3 ms, 5 ms에서의 밀도장을 나타낸다. 노즐면에서 나오는 plume은 고온이기 때문에 상온의 공기보다 낮은 밀도를 갖고 있는 것을 확인 할 수 있었고, 발사관 하부에 존재하는 상온의 공기와 접촉면을 만들어 내고 있음을 볼 수 있었다. 이러한 접촉면은 일반적으로 열려있는 공간에 뿔어져 나오는 노즐에서는 관측이 되지 않지만, 수직발사대와 같이 닫혀있는 공간에 고압의 유동이 가해질 경우에는 생성되는 것을 볼 수 있었다[10]. 특히 하부덮개의 변형이 일어나게 되면 접촉면의 형태 및 위치가 바뀌기 때문에 실질적으로 하부 덮개에 가해지는 압력이 바뀌게 될 것을 예측할 수 있다.

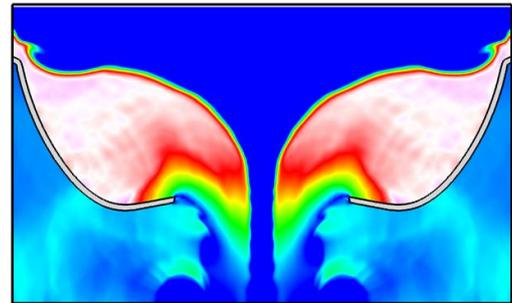
Figure 10은 1 ms, 3 ms, 5 ms에서의 압력장



(a) 1 ms



(b) 3 ms



(c) 5 ms

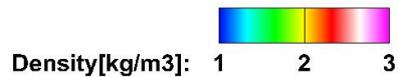
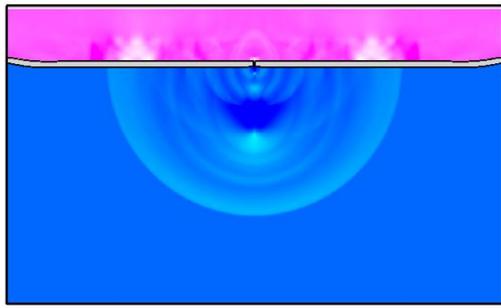
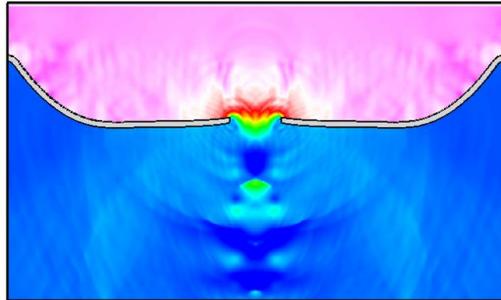


Fig. 9. Density contour at 1 ms, 3 ms and 5 ms

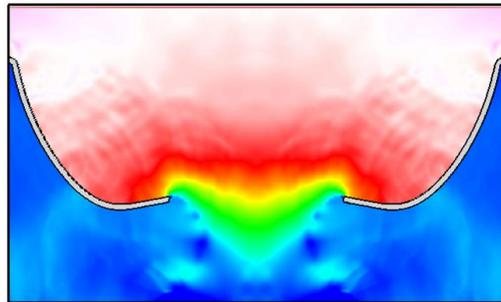
을 나타낸다. 노즐에서 화염이 나오게 되면 밀도와는 다르게 압력은 매질을 통과하여 전파되기 때문에 먼저 발생하는 압력파가 후방덮개의 변형을 일으키고, 변형으로 생성된 후방덮개의 틈으로 압력파가 전파된다. 압력파는 후방 덮개 및 벽면과 부딪히면서 간섭을 일으키게 되고 그림과 같은 압력분포를 나타내게 된다. 발사체가 발사되고 변형이 시작된 후방 덮개는 4 ms 시간동안 완전히 열리게 되는데 해석 결과에서는 ~1 ms부터 변형이 시작되어 ~5.4 ms 정도에 변형이 완



(a) 1 ms



(b) 3 ms



(c) 5 ms

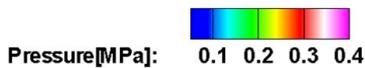


Fig. 10. Pressure contour at 1 ms, 3 ms and 5 ms

료되었다. 이는 ~4.4 ms 동안 변형이 일어나는 것으로 4ms로 알려진 후방 덮개가 열리는 시간과 비교적 일치함을 확인 하였다. 실제 후방 덮개는 발사관 하단에 위치한 76 도의 지지대에 의해 변형이 멈추게 되는데 현재의 연구에서는 이 지지대를 고려하지 않았기 때문에 완전히 열리는 시간을 후방 덮개의 지지대 부분의 평평한 부분과 수평방향의 각도가 76 도 되는 시점으로 계산하였다. 후방 덮개가 열리는 속도는 끝단 부분이 초기 위치에서 4ms 이후 76 도 지점까지 등속도로 이동한다고 하였을 때 165.8 m/s 이지만, 유

속은 ~650m/s이므로 고체의 변형이 일어나기 전에 좁은 틈으로 노즐과 같이 유동이 퍼지게 되고 이후 후방 덮개의 변형이 커지게 되면 노즐에서와 같이 유동이 전파되게 된다. 좁은 틈을 통과 하면서 압력파는 원형 형태로 전파하여 벽면과 충돌하여 간섭파를 만들어 내게 된다. 그리고 후방 덮개의 끝에서는 각진 형상이기 때문에 윗면에서 아랫면으로 유동이 움직이면서 원형으로 압력이 낮아지게 되어, 후방 덮개의 끝 부분 및 가운데 부분보다 낮은 압력이 후방 덮개의 끝에 부가된다.

Figure 11은 이러한 현상을 자세히 알아보기 위하여 후방 덮개 상부의 A, B 지점에 시간에 따라 가해지는 압력을 그래프로 나타내었다. 각 지점의 위치는 Fig. 8에도 도시되어 있으며, 좌측 벽면으로부터 각각 0.5 m, 0.25 m 만큼 떨어져 있다. 그래프에서 FSI_A와 FSI_B는 본 연구에서 제안한 모델을 통하여 후방 덮개의 거동과 유동을 동시에 해석하여 A와 B 지점에서의 압력을 나타낸 것이고 Fluid_A는 후방 덮개가 닫혀있다고 가정하여 유동만 계산한 A지점의 압력 결과이다. 후방 덮개의 움직임을 고려하지 않은 해석의 경우, A와 B지점의 압력값의 차이가 크지 않기 때문에 A지점만의 압력값을 도시하였다. 3가지의 결과를 비교하게 되면 초기에 압력이 강하게 가해지는 0.5 ms 까지는 세 결과가 대체적으로 비슷하게 나타나지만 고체의 변형이 고려되는 FSI_A와 FSI_B의 계산 결과가 유동만 계산한 결과보다 압력이 낮게 나타나는 것을 확인할 수 있었다. 뿐만 아니라 후방 덮개가 열리는 틈인 A지점은 유동이 후방 덮개 아래로 빠져 나가기 때문에 B지점보다 낮은 압력으로 구조체를 변형 시키는 것을 확인할 수 있었다.

이번 연구에서 후방 덮개는 단순히 스테인레스

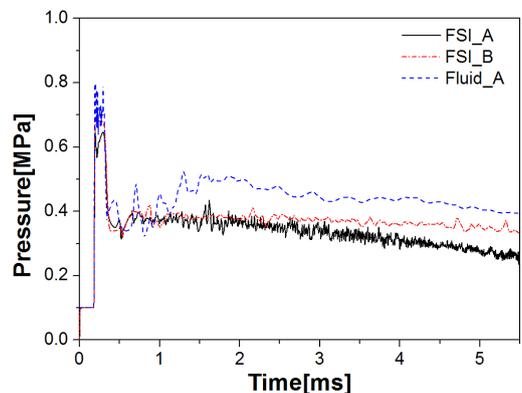


Fig. 11. Pressure history at points A and B

강(STS 304)로만 이루어져 있다고 가정하였기 때문에 실제 후방 덮개의 변형과는 다르게 나타나게 된다. 실제 후방 덮개에는 발사체화염에 의한 손상을 방지하기 위해 단열재 및 알루미늄 금속이 추가된 형태로 구성되어 있기 때문이다. 단열재의 두께는 비교적 스테인레스 강에 비해 두꺼우므로 변형 시에 구조적 강성이 증가하게 되어 외팔보가 휘어지지 않고 강체 거동과 비슷한 변형이 이루어질 것이라고 예측할 수 있다. 하지만 단열재는 좌측의 벽면과는 연결이 되어 있지 않기 때문에 외팔보가 휘어지는 각도나 속도에는 영향이 미비할 것이다. 따라서 현재의 결과를 통해서도 후방 덮개가 변형되는 시간을 정성적으로 예측할 수 있었고, FSI 해석을 통해 후방 덮개의 변형에 따라 바뀌게 되는 유동의 압력을 고려하여 구조체 해석을 수행하였다. 추후 단열재를 고려한 해석을 통하여 해석의 정확도를 높일 수 있을 것이다.

III. 결 론

본 연구는 Eulerian 해석 기법과 Lagrangian 해석 기법을 통합하여 해석하기 위해 구축한 FSI 기법을 활용하여 유동과 구조체의 상관관계가 깊은 수직발사대의 후방덮개의 해석을 수행하였다. 각각의 해석기법은 이론값 및 상용 프로그램과의 비교를 통해 검증하였고, 후방 덮개의 변형 시간이 수치해석과 실험이 비교적 일치함을 통해 해석결과가 타당함을 알 수 있었다. 추후 후방 덮개의 복합체까지 고려할 경우, 더욱 정확한 해석 결과를 도출할 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 한국과학기술원 초고속비행체특화센터에서 수행되었습니다.

References

- 1) Yagla, J. J., "Internal Ballistics of Weapon Launching Systems," *Naval Engineers Journal*, Vol. 95, May 1983, pp.178~191.
- 2) Walker, R. E., Stone, A. R., and Shandor, M., "Secondary Gas Injection in a Conical Rocket Nozzle," *AIAA Journal*, Vol. 1, Feb. 1963, pp.334~338.
- 2) Moorhead, S. B., "The Latest in Ship Weapon Launchers-the Vertical Launching System," *Naval Engineers Journal*, Vol. 93, April 1981, pp.90~96.
- 3) Yagla, J. J., and Andreson, L. P., "Internal Ballistics and Missile Launch Environment for the Vertical Launching System", *3rd Joint Thermophysics, Fluids, Plasma and Heat Transfer Conference*, 1982, pp. 1-15.
- 4) Fadlum, E. A., Verzicco, R., Orlandi, P., and Mohd-Yusof, J. "Combinded Immersed-Boundary Finite-Difference Methods for Three-Dimensional Complex Flow Simulations," *Journal of Computational Physics*, Vol. 161, 2000, pp. 35~60
- 5) Hu, X. Y., and Khoo, B. C., "An interface interaction method for compressible multifluids," *Journal of Computational Physics*, Vol. 198, 2004, pp.35~64.
- 6) Gwak, M. C., Lee, Y. H., Kim, K. H., and Yoh, J. J., "Deformable Wall Effects on the Detonation of Combustible gas Mixture in a Thin-walled Tube", *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 40, 2015, pp. 3006-3014.
- 7) Gwak, M. C., Lee, Y. H., and Yoh, J. J., "Numerical Investigation of Kerosene-Based Pulse-Detonation Loading on the Metal Tubes", *Journal of Propulsion and Power*, 2016, pp. 1-7.
- 8) Neto, E. A. S., Peric, D., and Owen, D. R. J., *Computational methods for Plasticity*, John Wiley & Sons, Ltd, Publication, United Kingdon, 2008, pp. 357~382.
- 9) Cai, W., Thakre, P., and Yang, V., "A Model of AP/HTPB Composite Propellant Combustion in Rocket-Motor Environments", *Combustion Science and Technology*, Vol. 180, 2008, pp. 2143-2169.
- 10) Skews, B. W., Atkins, M. D., and Seitz, M. W., "The impact of a shock wave on porous compressible foams", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 253, 1993, pp. 245-265.