

## 유체-고체 연성 해석 기법을 통한 수직발사대 후방 덮개의 거동 해석

이영헌\* · 곽민철\* · 조해성\* · 주현식\* · 신상준\* · 여재익\*†

### Analysis of Rear Closer of Vertical Launching System by Using Fluid-Structure Interaction Method

Younghun Lee\* · Min-cheol Gwak\* · Haeseong Cho\* · Hyun Shig Joo\* · Sang Joon Shin\*  
· Jai-ick Yoh\*†

#### ABSTRACT

This paper presents a numerical analysis of behaviors of rear closer of vertical launch system under rocket plume based on fluid structure interaction analysis. The rocket plume loading is modeled by fully Eulerian method and elasto-plastic behavior of rear cover is calculated by 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. We compare the fluid flow pattern between different rear closer models which are elast-plastic and rigid deformation.

#### 초 록

수직 발사대는 발사체에서 나오는 화염에 의하여 구조체의 손상이 일어날 수 있고 특히 후방덮개는 화염에 의하여 직접적으로 변형이 일어나므로 이를 해석하기 위해서는 유체-고체 연성해석 기법을 필요로 한다. 본 연구에서 발사체의 화염은 Eulerian 기법을 이용하여 해석하였고, 발사대의 후방 덮개는 Lagrangian 기법을 사용하여 해석하였다. 서로 다른 두 물질간의 경계면은 레벨을 통하여 추적하였고 경계면에서의 경계값은 가상유체 기법을 활용하여 결정하였다. 본 논문에서는 후방 덮개의 변형 형상에 따라 달라지는 유동의 변화를 확인하였다.

**Key Words:** Fluid-Structure Interaction(유체-고체 연성 해석), Rocket Plume(로켓 화염), Vertical Launching System(수직발사대), Elasto-plastic Defromation(탄소성 변형)

#### 1. 서 론

함정에서 발사체를 발사하기 위한 플랫폼으로 주로 이용되는 것은 수직형 발사대이다. 이는 하나의 발사대에 여러 체계의 발사체의 보관이 가능할 뿐만 아니라, 함정 내부에 설치가 가능한

\* 서울대학교 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: jjyoh@snu.ac.kr

점, 즉시 발사가 가능한 점 등에 장점을 가지고 있기 때문에 여러 버전의 수직 발사대가 개발이 되었고 광범위 하게 사용되고 있다[1]. Figure 1은 수직발사대의 개념도 이다. 우측은 전체 수직 발사대의 모습을 나타내고 있고, 좌측은 수직발사대 부분에서도 발사기에 발사체의 화염으로 인해 대변형이 일어나는 발사대 하부를 확대한 모습이다. 발사대는 함정 아래에 설치되기 때문에 보호를위한 Cell Hatch가 상부에 존재한다. 그리고 발사체는 Canister Shell에 보관되게 되는데 이 Canister는 발사체가 발사가 되고나면 비어있는 공간에 새로운 발사체를 장착하여 발사대의 재사용이 가능하도록 만들어져 있다. 이때, 발사대 하부의 후방 덮개는 전자식으로 발사시 개폐가 가능한 상부의 Hatch와는 다르게 발사시 화염에 의하여 개폐가 가능하도록 기계식으로 설계가 되어야 한다. 따라서 이를 실험적으로만 개발하는 것은 어려움이 있고 수치적 해석이 함께 수행되어야 한다[2]. 발사체의 노즐에서 나오는 화염은 후방 덮개의 변형을 일으켜 화염이 발사대 하부의 공간을 지나 연통으로 빠져 나가게 하고, 재사용을 위하여 열려진 후방 덮개는 인접한 발사대의 화염에 의해 비행체의 발사가 이루어질 경우에 닫히도록 설계된다.

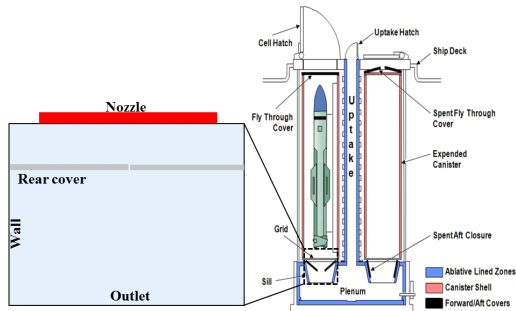


Fig. 1. Schematic diagram of the vertical launcher

따라서 유동에 의해 후방 덮개는 열리고 닫히는 대변형을 수치로 일으키게 된다. 이는 단순히 유동해석, 고체해석만을 이용하여 해석을 수행할 경우[3] 정확한 후방덮개의 거동이나 유동을 해석할 수 없다. 따라서 본 연구에서 제안하는

FSI(Fluid Structure Interaction) 기법을 활용하여 해석을 수행하여야 한다.

서로 다른 물질을 함께 해석하는 FSI 기법에는 여러 가지가 있지만 본 연구에서 사용하는 방식은 가상 격자를 이용하여 가상의 경계면을 만들어 주고 경계값을 만드는 가상유체기법(Ghost fluid method)를 사용하였다[4-6]. 가상유체기법은 다른 물질이 존재하는 구역에 가상의 물성치를 가지는 격자를 위치시킴으로써, 해석하는 물질의 경계값을 설정하게 된다. 변수로 사용되는 밀도, 속도, 에너지, 압력을 가상격자에 부여하는데 이때 경계면은 레벨(Level)이라는 가상의 값을 통하여 경계면으로부터 거리를 구하여 거리에 따라 다른 값을 설정해준다.

본 연구에서는 각물질의 해석을 위하여 유체는 Eulerian 기법[7]을 사용하였고 고체에 대해서는 Lagrangian 기법[8]을 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 따라 유동이 변하는 것을 볼 수 있었고 이에 따라 후방 덮개에 가해지는 압력이 변하는 것을 확인 하였다. 후방 덮개의 변형에 있어서 실제적으로 측정된 데이터를 없는 것은 어렵기 때문에 정량적으로 후방 덮개가 변형되는 시간을 비교함으로써 본 연구의 해석결과가 타당하다는 결론을 얻을 수 있었다.

## 2. 수치해석 기법

### 2.1 Total Lagrangian (TL) 기법

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

$$K_c = \iint_{A^0} \underline{BF}^T \underline{CFB}^T dA^0 \quad (1)$$

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

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

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

## 2.2 Eulerian 해석 기법

비행체 연소기체의 해석을 위하여 Eulerian 식을 사용하여 2차원 직교 좌표계에서 계산을 수행하였다. 사용된 지배 방정식은 Eq. 4-7과 같다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u_x) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho u_y) = 0 \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_x) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u_x^2 + P) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho u_x u_y) = 0 \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_y) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u_x u_y) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho u_y^2 + P) = 0 \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho e) + \frac{\partial}{\partial x}[u_x(\rho e + P)] + \frac{\partial}{\partial y}[u_y(\rho e + P)] = 0 \quad (7)$$

$\rho$ ,  $u_x$ ,  $u_y$ ,  $P$ ,  $e$ 는 각각 밀도,  $x$ 축 속도,  $y$ 축 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 식[7]을 사용하여 압축성 유동을 해석하였다.

## 2.3 가상 경계 기법

물질간의 경계면의 추적 및 경계값 처리를 위하여 레벨과 가상유체기법이 사용되었다. 아래의 Eq. 8은 간략한 레벨셋 식을 보여준다.  $\phi=0$ 을 경계면으로 하여  $\phi < 0$ 인 영역이 대상 물질이 차

지하는 영역으로 고려하였다[6].

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

Equation 8의 계산을 위하여 공간은 5차의 weighted ENO 기법을, 시간은 3차의 R-K기법을 사용하였다. 다른 물질의 영역에 만들어진 가상 격자에는 레벨을 통해 경계면과의 거리를 알 수 있고, 이 거리를 기준으로 하여 경계면에 수직하여 대칭한 지점에 위치한 실제 격자의 물성치를 이용하여 가상 격자의 물성치를 설정하게 된다. 기본적으로 경계면에 수평한 속도성분은 일정하고 수직한 속도성분은 두 물질의 밀도 차이에 의하여 실제 물질의 밀도가 가상 격자가 위치한 물질보다 작다고 하면 에너지 보존식 및 운동량 보존의 법칙에 따라 더 낮은 속도의 값을 가지도록 설정되게 된다. 그리고 엔트로피가 경계면에서 연속적이고 압력은 일정하다는 가정을 통해 마찬가지로 방법으로 밀도와 압력, 에너지 값들을 외삽법에 의해 가상의 격자에 설정해 주게 된다.

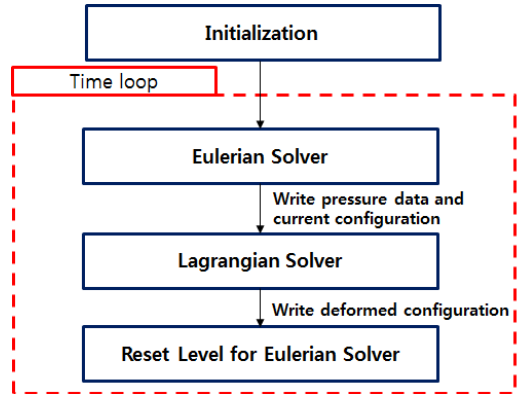


Fig. 2. Algorithm of FSI method

두 가지 물질을 해석하는 솔버들과 가상유체 기법을 연결한 FSI 기법으로 문제를 풀기 위하여 Fig. 2 과 같은 알고리즘을 이용하였다. 매 시간 유체와 고체의 해석은 개별적으로 수행하게 되고, 각 물질간의 경계값만을 주고받는다.

이를 위해 유체해석 시 후방 덮개의 형상을 레벨을 통하여 Eulerian 도메인에 구현을 하고, 가상유체기법을 통해 경계값을 설정하여 해석을 완료한다. 그리고 해석된 결과를 바탕으로 후방 덮개 주위의 압력 정보를 Lagrangian 솔버에 경계값으로 전달하면 후방 덮개의 변형을 해석하고 바뀐 형상 정보를 다시 레벨로 치환하여 유동해석을 수행하게 된다. 이러한 일련의 과정들을 시간을 전진함에 따라 연속적으로 수행하여 유동장 및 후방 덮개의 형상 변화를 해석하였다.

### 3. 해석 케이스 및 결과

#### 3.1 후방덮개 형상 및 입력조건

위의 모델들을 바탕으로 후방 덮개의 변형을 해석하였다. 후방 덮개의 변형을 일으키는 발사체의 화염은 고체 연료가 연소되어 나오는 AP/HTPB의 연소가스로 모사하였다. 연소가스는 대부분의 연소가 이루어진 상태로 나오게 되고 후방 덮개의 변형이 일어나는 시간이 매우 짧기 때문에 고온 고압을 가진 유동으로 모사하였고 이 유동의 밀도와 비열비는 기존 연구에서 제시한 연소가스의 단일화염온도와 조성을 이용하여 계산하였다. 조성비는 Table 1에 나타나 있고, 기존 문헌[3]의 발사체 노즐의 출구 조건인 온도 1700 K과 유속 1200 m/s 으로 경계조건을 설정하여 유동을 해석하였다. 고체의 경우, 후방 덮개가 스테인레스 강 (STS 304)로 이루어져있기 때문에 Table 2와 같은 물성치를 사용하였다.

실제 MK-51과 비교적 동일한 형상으로 해석을 수행하기 위해 Fig. 8과 같이 경계 조건과 및 초기 조건을 설정하였다. 후방 덮개 위쪽의 발사체 화염은 붉은색 부분에서 지속적으로 분출이 되는 경계조건을 설정하였고 노즐의 직경은 0.8 m이다. 이때 발사체는 Canister와 일정간격을 가지고 있기 때문에 노즐과 벽면 사이에 0.1 m의 간격을 두었고 이 부분에는 zero-gradient 경계조건을 설정하였다. 좌측과 우측은 벽면 경계조건을 설정하였고 하부는 연소가스가 빠져나가는 부분이기 때문에 zero-gradient 조건으로 설정하였다. 후방 덮개의 변형은 Eulerian 격자계에서

Table 1. AP/HTPB[9] flame temperature and product gas properties under equilibrium conditions at 70atm and a mass fraction of 80/20

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

Table 2. Parameters of Stainless Steel

Parameter	STS 304
Initial density, $\rho_0$	8000 kg/m <sup>3</sup>
Initial Temp., $T_0$	293 K
Poison's ratio, $\nu$	0.29
Shear modulus, $G$	77.5 GPa
Grueisen coeff, $\Gamma_0$	1.93
Sound speed, $c_0$	4570 m/s
$S_0$	1.49
Initial yield strength, $\sigma_{y,0}$	215 MPa
Melting temp., $T_m$	1694 K

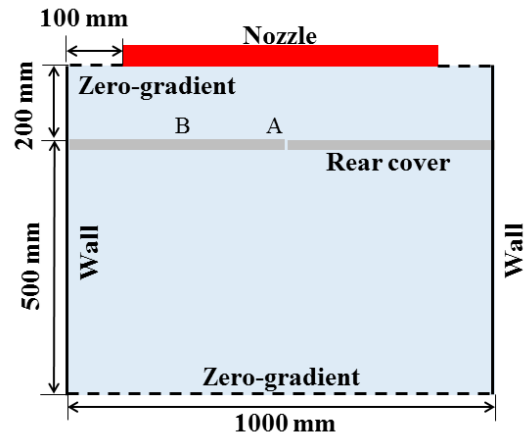


Fig. 3. Schematic diagram of the vertical launching system rear cover

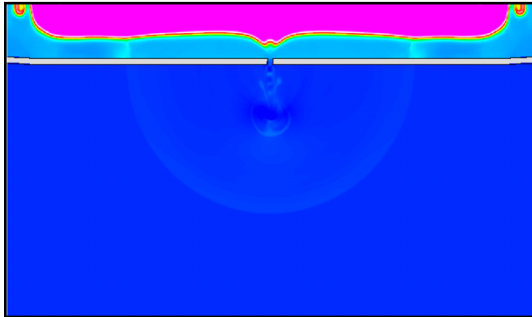
는 레벨을 통하여 나타내어지고, 초기에는 Fig. 3의 회색 바와 같이 완전히 닫혀있는 상태로 설

정하였고 두께는 12 mm, 길이는 0.5 m 이다. 후방 덮개는 외팔보 문제에서와 같이 벽면 끝부분만 구속이 되어 있게 설정하였고, 실제 후방 덮개는 빈틈이 없이 완벽하게 닫혀 있어야 하지만 본 해석을 위하여 좌우의 후방 덮개 사이에 4개의 유동 격자를 위치시켰다. 본 연구에서는 후방 덮개의 변형 형태를 탄소성을 고려한 형태

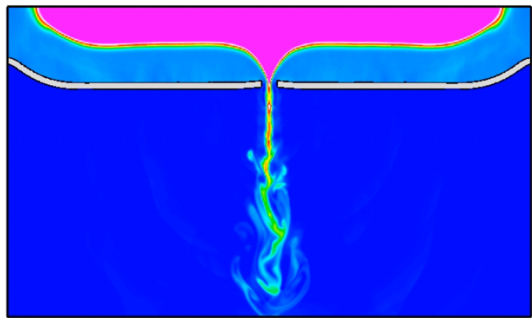
와 후방 덮개의 강성을 높여서 강체와 같이 변형되는 두가지 경우에 대하여 해석을 수행하였다.

### 3.2 해석 결과

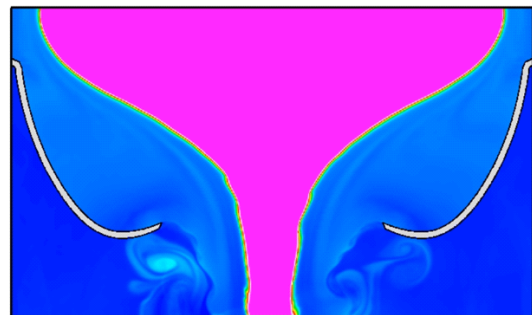
아래의 Fig. 4와 Fig. 5은 후방 덮개가 STS로 구성되어 있다고 가정하고 탄소성 거동을 하는



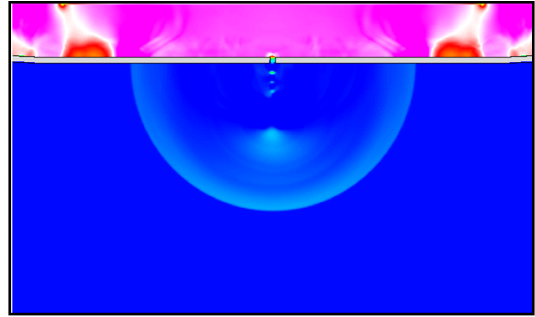
(a) 1 ms



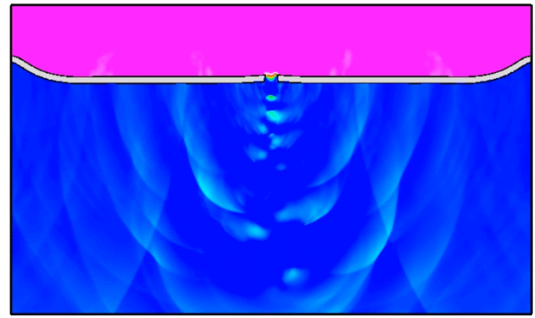
(b) 2 ms



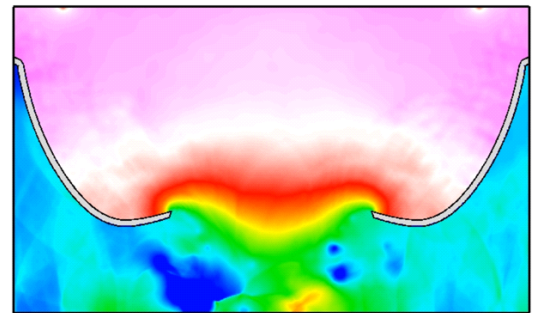
(c) 5 ms



(a) 1 ms



(b) 2 ms



(c) 5 ms

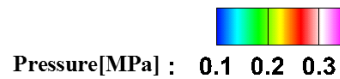
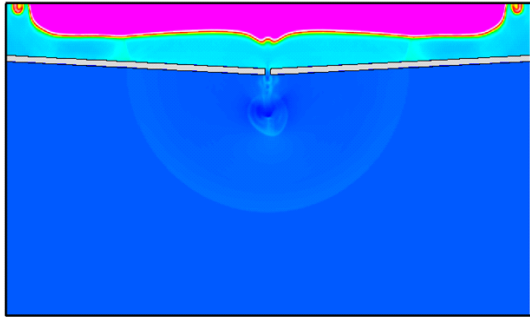


Fig. 4. Temperature contour of rigid case at 1 ms, 3 ms and 5 ms.

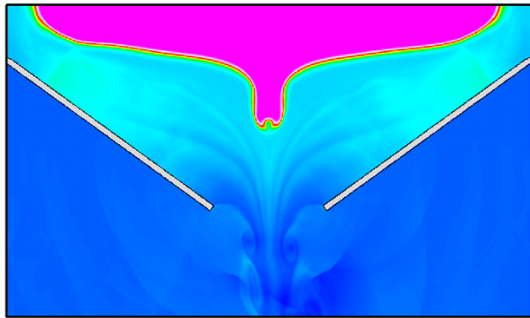
Fig. 5. Pressure contour of rigid case at 1 ms, 3 ms and 5 ms.

케이스에 대하여 각각 1 ms, 2 ms, 5 ms에서의 온도와 압력을 나타내었다. 노즐에서 나온 화염이 후방 덮개에 도달하기 전에 압력파가 하부로 먼저 전파가 되고 이러한 압력에 의하여 후방 덮개의 변형이 시작되게 된다. 압력파는 후방 덮개와 벽면에 부딪히면서 복잡한 간섭 현상을 일으키는 것을 확인 할 수 있다. 반면 고온의 화염

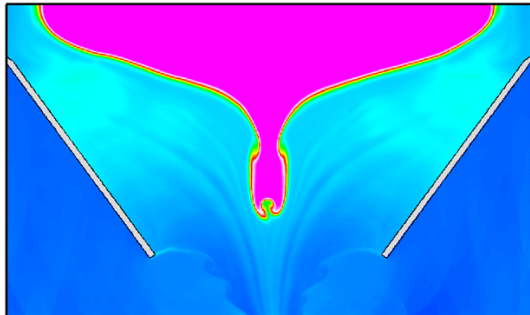
은 초기 발사대 하부에 위치한 차가운 공기와 층을 이루어서 접촉면을 만들어 내게 된다. 이렇게 형성된 접촉면은 지속적인 화염의 유입으로 인하여 후방 덮개가 완전히 열리고 난 이후에는 없어지게 되지만 초기 변형 시에는 층을 이루어서 화염이 직접적으로 덮개에 닿지 않음을 확인할 수 있다. 다만 탄소성을 고려한 경우에는 후



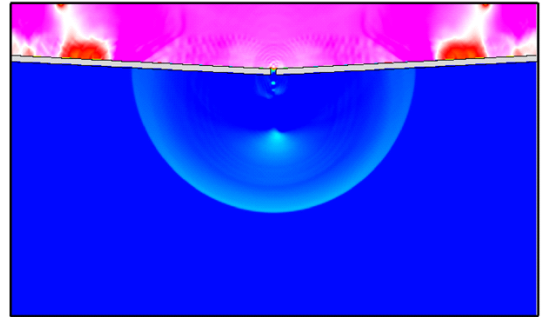
(a) 1 ms



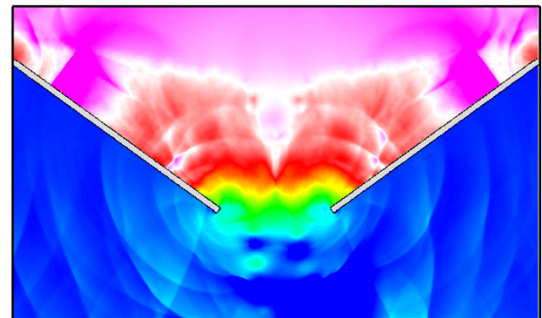
(b) 3 ms



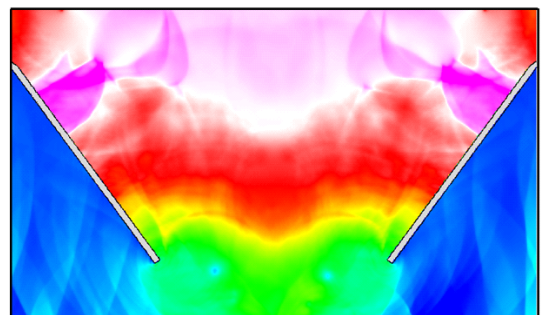
(c) 5 ms



(a) 1 ms



(b) 3 ms



(c) 5 ms

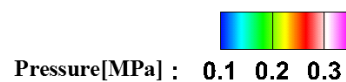


Fig. 6. Temperature contour of elasto-plastic case at 1 ms, 3 ms and 5 ms.

Fig. 7. Pressure contour of elasto-plastic case at 1 ms, 3 ms and 5 ms.

방 덮개의 수직방향의 변형 속도는  $\sim 50$  m/s 으로 비교적 느린 속도로 움직이기 때문에 화염이 접촉면을 뚫고 후방 덮개의 틈사이로 노즐에서 흘러나오는 것처럼 화염이 뿔어져 나오는 현상을 관찰 할 수 있다. 이에 따라 탄소성 형태로 후방 덮개가 변형을 할 경우에는 후방 덮개의 다른 부분에 비하여 끝단 부분이 고온에 노출됨을 알 수 있다.

반면, 후방 덮개가 강체와 같이 변형을 일으키는 경우에는 Fig. 6과 7와 같은 결과를 얻을 수 있다. Figure. 6과 Fig. 7은 각각 강체 거동을 하는 케이스에 대하여 탄소성 케이스와 마찬가지로 1 ms, 3 ms, 5 ms 에서의 온도와 압력을 나타내었다. 초기의 압력파가 전파되는 것과 접촉면이 발생하는 것은 탄소성 거동과 일치하지만 강체 케이스의 경우에는 같은 각속도로 후방 덮개가 열리더라도 덮개의 끝면의 직선 속도는 탄소성 케이스와 비교하여 3배정도 빨라진다. 이 경우에는 화염이 접촉면을 뚫고 들어오기 이전에 후방 덮개의 변형이 이루어지기 때문에 화염이 바닥면으로 뿔어져 나가는데 걸리는 시간이 더 오래 걸리는 것을 확인 할 수 있었다.

후방 덮개는 고온의 화염에 의해 단시간에 변형이 일어나기 때문에 직접적인 압력과 온도 센서를 이용한 실험적인 측정이 어렵다 따라서 본 해석에서는 후방 덮개가 열리는 시간인 4ms 동안에 변형이 이루어 졌는지를 비교하여 결과의 타당성을 검토하였다. 해석 결과에서는 전단의 노즐에서부터 압력이 후방덮개에 인가되는  $\sim 1$  ms부터 변형이 시작되어  $\sim 5.4$  ms 정도에 변형이 완료되었다. 이는  $\sim 4.4$  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.

이번 연구에서 후방 덮개의 변형 형상을 실험적으로 알 수 없기 때문에 수치적인 방법으로

후방 덮개의 거동과 내부의 유동장을 해석하였다. 실제 후방 덮개는 STS 304로 전체를 지지하게 되고 이를 보호하기 위한 단열재를 스테인레스 강 위아래로 부착하기 때문에 순수 STS 304로 이루어졌다고 가정한 탄소성 케이스와 위아래에 부착된 단열재를 고려한 강체 케이스에 대하여 해석을 수행하였다. 후방 덮개를 지지하는 것은 단열재 내부의 스테인레스 강이므로 두 가지 케이스에서 덮개가 변형되는 각속도는 비교적 동일하게 해석되었지만 그 형상은 상이하였다. 이러한 형상의 차이는 발사체의 화염이 후방 덮개의 끝단에 영향을 미치는 것에 차이를 나타내고 화염이 발사대 내부에 도달하는 시간에 차이를 나타내었다. 이러한 결과는 수직 발사대 및 후방 덮개의 설계에 있어서 단열재를 부착하는 위치나 후방 덮개의 강도를 결정하는데 기초자료로 활용될 수 있으리라 생각된다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 FSI 기법을 도입하여 Eulerian 솔버와 Lagrangian 솔버를 가상유체 기법을 통해 통합해 하나의 해석 프로그램을 개발하였고, 수직 발사대의 후방 덮개의 변형을 해석하였다. 후방 덮개의 변형 시간이 수치해석과 실험이 비교적 일치함을 통해 해석결과가 타당함을 알 수 있었다. 통합 해석 프로그램을 통해 탄소성 거동 및 강체 거동을 하는 후방 덮개에 대한 해석을 수행하였고, 변형 형태의 차이에 의해 바뀌는 유동장을 확인 하였다. 각각의 해석기법만을 활용할 경우에는 이러한 복잡한 대변형에 의하여 바뀌는 유동장의 해석이 불가능 하고 후방 덮개에 가해지는 온도 및 압력을 정확하게 도출 할 수 없기 때문에 후방 덮개의 최적 설계에 어려움이 있다. 하지만 본 연구의 해석 결과들을 통해 실제 후방 덮개에 가해지는 온도와 압력을 도출 할 수 있기 때문에 최적 설계를 위한 기초자료로 사용될 수 있을 것으로 기대된다.

## 후 기

본 연구는 2015년도 BK21플러스 사업과 서울대학교 차세대 우주추진 연구센터와 연계된 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행한 선도연구센터지원사업(No. 2013073861)의 연구 결과이며, 지원에 대하여 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

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
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. "Combined 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 mult fluids," 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 Kingdom, 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