

# 질량분사에 의한 채널유동 표면유동의 진동특성

변영환\* · 이창진\*\*

## Flow Oscillation near the Surface with Wall Blowing in a Turbulent Channel

Yunghwan Byun\* · Changjin Lee\*\*

### 1. 서 론

하이브리드 로켓은 개발비용이 상대적으로 낮으며 지속적으로 안정한 운영이 가능하다는 장점으로 인하여 많은 나라에서 각광을 받고 있으나 그러한 장점에도 불구하고 하이브리드 로켓의 기술적 부분들은 아직도 잘 알려져 있지 않은 상태인데, 특히 하이브리드 로켓의 연소는 확산연소 특성을 갖고 있으며 또한, 산화제가 상당히 높은 속도로 연소실로 유입되면서 연료 기화에 의하여 발생하는 분출유동과 연소실 안에서 상호 작용하기 때문에 경계층 개념을 사용한 기존의 해석방법으로는 연소 과정을 정확하게 파악하기가 매우 어려운 특성을 갖고 있다[1-4].

하이브리드 로켓의 연소에서는 DC-shift 연소 불안정 현상도 관찰되고 있다[5-7]. 하이브리드 로켓의 경우, 난류 상태의 산화제가 연소실로 빠른 속도로(30-40m/sec) 유입되는 점이 고체 로켓의 유동 조건과 다른데 여기에서 연료 기화에 의한 분출유동과 산화제 난류 유동의 상호 간섭이 어떤 역학적 특성을 나타낼 것인가를 살펴보는 것은 유체 공학적으로도 의미가 있을 뿐만 아니라 고체 로켓의 DC-shift가 왜 하이브리드 로켓의 연소에서도 관찰되는 지에 대해 중요한

정보를 제공할 것으로 기대된다.

본 연구는 연료 기화에 의한 분출유동을 고려함으로써, 벽면 분출과 연소실로 유입된 산화제 유동의 상호 작용에 의해 연소실 내의 난류 특성과 벽면근처에서 일어나는 유동의 진동 특성을 살펴보는 것을 목적으로 하고 있다. 특히 벽면 근처에서 특정한 주파수로 진동하는 유동의 발생여부를 연구의 주목적으로 하였다. 실험[3]에서 사용된 높은 Reynolds수 (22,500)의 유동을 효과적으로 모사하기 위해서 LES 기법을 사용하였으며, 연소과정은 고려하지 않았다.

### 2. 본 론

Figure 1은 본 계산에 사용된 계산영역과 유동 조건을 보여주고 있다. 계산영역의 입구에서 물리적으로 타당한 난류 유동조건을 만들기 위하여 본 연구의 관심영역( $x > 13h$ )의 앞부분에 단순채널을 임의로 위치시키고( $0 < x < 13h$ ), 단순채널의 입구로부터 난류 특성길이에 비해 충분히 멀리 떨어져 있는 위치( $x = 12.2h$ )에서의 유동을 지속적으로 입구에 재순환하도록 하였다. 이런 방법을 이용하여, 잘 발달된 난류유동(fully developed turbulent flow)이 본 연구의 주 관심영역인 벽면분출이 있는 계산영역( $x > 13h$ )으로 들어가도록 하였다.

\* 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

\*\* 건국대학교 항공우주정보시스템공학과  
연락처, E-mail: cjlee@konkuk.ac.kr

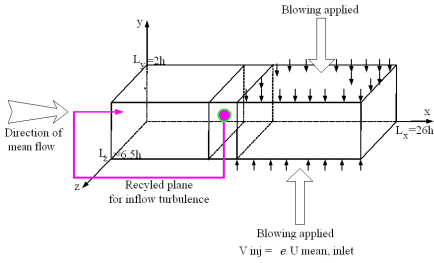


Fig. 1 LES 계산영역과 유동조건

분출유동의 크기는  $x=13h$ 의 위치에서 평균 산화제 유동 속도의 1%로 주어졌으며, 이후 선형적으로 증가하여 출구 ( $x=26h$ )에서는 5%가 되도록 하였는데 이 값은 최근에 보고된 실험결과를 참조하여 결정되었다[2,3]. 계산에 사용된 필터링된 Navier-Stokes 방정식 및 에너지 방정식은 아래와 같이 구성되어 있다.[9]

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (2\nu \bar{S}_{ij} - \tau_{ij}) \quad (2)$$

$$\frac{\partial \bar{T}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{u}_j \bar{T}) = \frac{\partial}{\partial x_j} (\alpha \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} - q_j) \quad (3)$$

잔류 응력(residual SGS stress) 텐서와 잔류 열 유속 벡터(residual heat flux vector)는 각각 다음과 같이 정의된다.

$$\tau_{ij} = \bar{u}_i \bar{u}_j - \overline{u_i u_j} \quad q_j = \bar{T} u_j - \overline{T u_j} \quad (4, 5)$$

동적혼성모델 (DMM)을 사용하는 경우, 먼저, 잔류응력 텐서의 모델은 다음과 같이 두 가지 항으로 구성된다.

$$\tau_{ij} - \frac{\delta_{ij}}{3} \tau_{kk} = -2\nu_t \bar{S}_{ij} + (L_{ij}^m - \frac{\delta_{ij}}{3} L_{kk}^m) \quad (6)$$

$$\nu_t = C_s \bar{\Delta}^2 \bar{S} \quad (7)$$

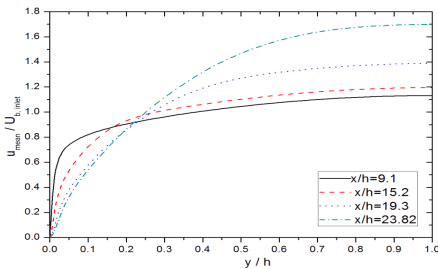


Fig. 2 평균 주유동방향 속도 분포

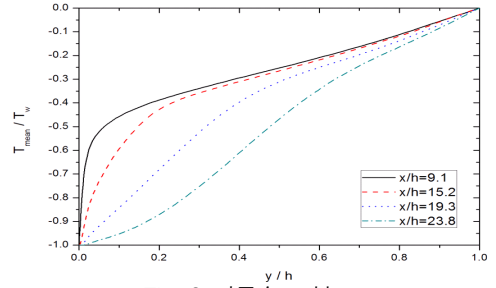
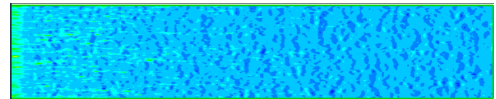


Fig. 3 평균속도 분포

Figure 2와 3은 여러 축방향 위치에서의 축-방향 평균유동 속도( $u_{mean}$ )과 평균온도( $T_{mean}$ ) 분포이다. 그림에서 보듯이 벽면근처의 유동이 분출유동에 의하여 위쪽으로 들어 올려져 있음을 알 수 있다. 또한 온도 경계층도 일반적인 채널 유동의 경계층보다 들어 올려져 벽면 근처에서는 온도 구배가 작아져 있음을 볼 수 있다. 벽면 근방에서 온도 구배가 작아짐에 따라서 벽면으로 전달되는 열전달량도 감소하게 되나, 어떤 특별한 경우에는 오히려 열전달량이 증가하여 DC-shift와 같은 연소불안정에 이르기도 하므로 난류 유동장에서 발생하는 유동의 불안정성 특성을 파악하는 것은 로켓 모터 내부의 연소과정을 이해하는데 매우 중요할 것으로 생각된다.



(a) 벽면 근처의 유동 속도 ;LES계산



(b) 연소실험의 가시화

Fig. 4 LES 계산 결과와 유동 가시화 비교

Figure 4는 분출유동과의 상호 간섭에 변형된 벽면근처에서의 와류 분포와 가시화 실험에서 관찰된 연료표면의 유동특성을 비교한 그림이다. 수치계산 결과를 보면 채널유동에서 일반적으로 발견되는 축방향의 난류주조 (quasi-streamwise vortices)가 더 이상 존재하지 않는다는 것을 알 수 있는데, 이는 벽면 근방의 난류구조들이 벽면 분출에 의해서 기하학적 구조가 변경되었기 때문이다. 위 그림의 직접적인 비교를 통해, 실험

에서 관찰되는 연료 표면의 셀 모양의 작은 크기의 불균일한 표면 돌기들은 산화제 유동과 벽면분출의 상호 간섭에 의하여 변화되는 난류구조(coherent vortex)의 기하학적 변형과 매우 밀접한 관계가 있다고 보인다.

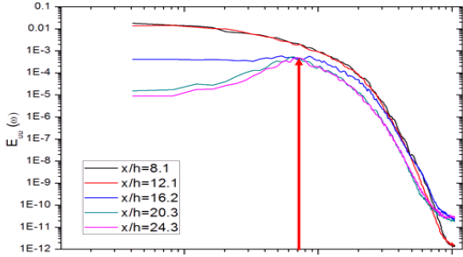


Fig. 5 벽면근처의 주유동방향 속도의 주파수 스펙트럼 ( $y/h=0.0001$ )

Figure 5는 벽면 근처( $y/h=0.0001$ ) 주유동방향 속도의 주파수 스펙트럼을 나타내고 있는데, 특정 주파수에서 에너지가 증폭되는 경우가 발생하고 있다. 이 에너지의 증폭현상은 벽면 분출이 있는 위치에서만 일어나고 있으며, 벽면 근처의 유동이 대략적으로 특정 주파수(무차원 주파수  $=7\sim 8$ )를 갖고 진동하고 있다. 그러나 벽면 분출이 없는 위치의 유동은 일반적인 난류유동에서 볼 수 있는 스펙트럼을 나타내고 있으며 특정 주파수에서의 증폭이 없음을 알 수 있다. 따라서 산화제 유동의 분출유동과의 상호 간섭은 벽면 근처 난류 유동이 특정한 주파수로 진동할 수 있는 환경을 만들고 있으며 이는 고체로켓에서 나타나는 벽면 와류 (parietal vortex shedding)의 특성과 직접적으로 연관이 된다.

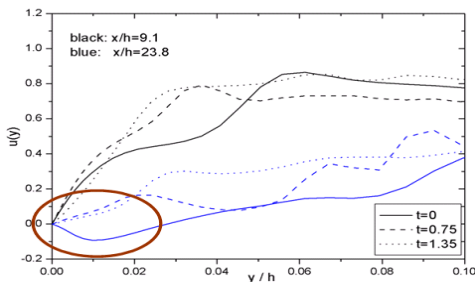


Fig. 6 벽면근처의 순간 유동 속도 분포  $u(t,y)$

Figure 6은 벽면 근처( $y/h=0.0001$ )에서 순간 축 방향 속도 분포( $u(t,y)$ )를 시간에 따라 순차적

으로 그린 그림이다. 분출 유동이 없는 위치와 분출 유동이 있는 경우의 순간 속도 분포를 비교하였는데, 분출유동에 의하여 축 방향 속도가 음의 값과 양의 값 사이에서 진동하고 있음을 볼 수 있다. 벽면 근처의 속도 성분이 음과 양의 값 사이에서 진동하는 것은 Passive Scalar 특성을 갖는 온도 구배 역시 진동하도록 함으로써 열전달의 급격한 증가를 일으키는 것으로 알려져 있지만 진동의 크기가 온도 구배의 진동을 구동시킬 만큼 강하지 못하고 오직 벽면 근처에서만 제한적으로 진동하고 있기 때문에 열전달량의 변화를 일으키지 못하는 것으로 보인다.

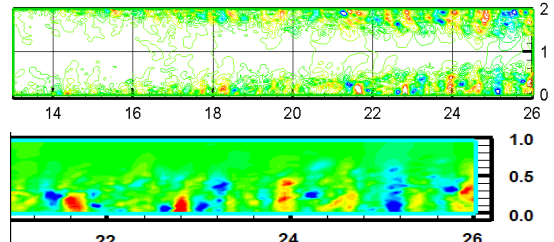


Fig. 7 채널 중심 면에서의 압력 섭동( $p'$ ) 등고선 (푸른색: 음수, 붉은색: 양수)

Figure 7은 분출유동이 있는 영역에서의 압력 섭동을 가시화 한 그림이고 밑의 그림은 축방향 위치  $x/h=21\sim 26$ 까지의 계산 영역 중에서 아래쪽 반을 확대한 그림이다. 그림에서 청색은 압력이 평균값보다 낮은 부분이며 붉은 색은 압력이 높은 부분이다. 상대적으로 높은 압력과 낮은 압력이 교차하며 벽면근처에 나타나고 있다. 이것은 벽면근처에 존재하고 있는 와류가 매우 규칙적인 간격을 유지하면서 하류로 전파되고 있음을 의미한다. 이러한 양상은 분출유동과 산화제 유동의 상호 간섭에 의하여 발생된 전단층에서 생성되는 와류의 조각들에 의하여 생성되고 있으며, 이 와류 분포의 직접적인 영향으로 순간 축 방향속도 성분도 음과 양의 값을 가지며 변화 하는 것으로 판단된다.

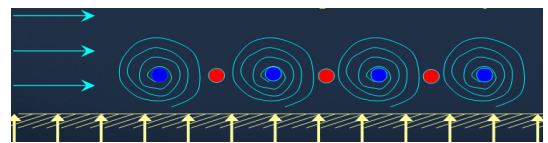


Fig. 8 압력 섭동( $p'$ )과 와류 분포와의 관계

그림 8은 이런 압력 변화를 도식적으로 설명하고 있는 그림이다. 그러나 앞서 언급한 바와 같이, 와류의 강도는 열전달의 변화를 발생시킬 수 있을 만큼 강력하지 못하고 와류의 영향도 벽면 근처의 매우 얇은 영역에만 한정되어 있으므로 유동의 진동으로 인한 열전달의 향상은 기대할 수 없을 것으로 판단된다. 외부에서 작용하는 음향 가진(acoustic excitation)이 있을 때에는 벽면 근처 유동이 갖고 있는 특정주파수의 진동이 공진(resonating)으로 발전될 가능성이 있다. 이런 경우에 대한 연구를 통해 벽면근처의 유동 특성 변화와 열전달 특성의 변화를 파악한다면 하이브리드 로켓 연소에서 관찰되는 비정상 연소 특성을 논리적으로 설명할 수 있을 것으로 기대하고 있다.

### 3. 결 론

하이브리드 로켓 연소에서 발생하는 산화제 난류 유동과 연료의 기화로 인한 분출유동의 상호 간섭을 연구하기 위하여 연소반응을 제외한 난류 유동과 분출 유동을 고려한 LES 해석을 채널의 형상에서 진행하였다. 본 연구를 통해, 고체추진 로켓의 연소에서 관찰되는 것과 동일하게 벽면 근처에서 특정주파수로 진동하고 있는 유동양상이 존재하고 있는 것을 확인하였다.

벽면 근처 유동의 진동은 산화제 난류 유동과 연료의 기화로 발생하는 벽면 분출 유동과의 상호 간섭에 의하여 발생하고 하며, 유동 간의 간섭은 벽면 근처에 매우 작고 약한 크기의 와류 흔적들을 만들어 여러 실험에서 관측된 셀 모양의 불규칙한 표면 패턴의 원인을 제공하는 것으로 생각된다.

하이브리드 로켓 연소실 유동의 진동 특성은 벽면 근처의 매우 얇은 영역에만 국한되어 있으며 진동의 강도도 벽면에서 온도 구배를 변화시켜 열전달의 향상을 발생하기에 충분하지 못한 것으로 판단된다. 그러나 특정 주파수로 진동하고 있는 벽면 근처 유동에 비슷한 주파수를 갖는 음향 가진과 같은 외부교란이 작용하면 공진이 발생할 가능성이 있으며 이에 관한 연구는

앞으로 더 진행되어야 할 것이다.

### 참 고 문 헌

1. Changjin Lee, Yang Na, Young-Choon Hwang and Sung-Taick Lee, Turbulent flow in the helical grain of hybrid rocket fuel, AIAA-2006-4344, 41st AIAA Joint propulsion meeting, Sacramento, Ca., 2006
2. B. Evans, Nicholas A. Favorito, and K. K. Kuo. "Oxidizer-Type and Aluminum - Particle Addition Effects on Solid-Fuel Burning Behavior", AIAA paper 06-4676, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006.
3. 구원모, 이창진, 산화제 난류 유동 변화에 대한 하이브리드 로켓 연소 특성, 한국추진공학회 춘계학술대회 논문, 2007.
4. K.H Shin, C. Lee, S. Y. Chang, and J. Y. Koo, "The enhancement of regression rate of hybrid rocket fuel by various method", AIAA 2005-0359, Reno, 2005.
5. J. P. Avres and H. S. Jones, "Explanation of DC-shift in Hybrid Rocket Motor", AIAA Paper 1997-2938.
6. Boardmann T. A., Carpenter, R. L. and Clafin, S. E., A Comparative Study of the Effect of Liquid versus Gaseous Oxygen Injection on Combustion Stability in 11 inch Diameter Hybrid Motors, AIAA Paper 1997-2936.
7. J. P. Avres and H. S. Jones, "Elimination of DC-shift in Hybrid Motors", AIAA Paper 1997-2939.
8. M. A. Karabeyoglu "Thermal Transients in Hybrid Rockets Fuel Grains-Non-Linear Effects" AIAA paper 07-5369, Cincinnati, OH, 2007.
9. 나양, 이창진, 분출유동이 있는 채널 난류유동의 LES 해석, 항공우주학회지, 제35권, 제8호, pp699-705, 2007.