

고체 로켓 연소실 내부에 대한 FScI 해석

Fluid-Structure-Combustion Interaction Simulation for Solid Propellant Rocket Interior Phenomena

한상호^{1*}, 김종암¹
서울대학교 기계항공공학부¹

초 록

고체 로켓 내부 현상 전산 해석을 위해 기존 운동 기술 방법들의 장점을 결합한 ALE 기법을 도입하여 유체 구조 연동 해석을 수행하였다. 이를 위해 개별 해석 요소(유동, 구조, 연소)와의 통합 기법들과 변화하는 해석 영역에 대한 자동 격자 생성 기법이 연구되었다. 개발된 해석 프로그램을 이용하여 고체 추진 로켓의 점화과정부터 대부분의 연료가 소진되는 시점까지의 전산 해석이 수행되었으며 이를 통하여 연소실 내부의 유동 물리 현상과 추진제 그레인의 변형 특성을 관찰하였다.

ABSTRACT

A fluid-structure interaction simulation of solid propellant rocket interior is carried out by employing the ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian) description, a hybrid model of continuum motion description combining the advantages of classical Lagrangian and Eulerian description. The integration process for fluid-structure interaction and an automatic re-meshing algorithm are included to analyze an unsteady fluid-structure interaction phenomenon with the deformation of solid grain during the simulation. The developed solver is applied for the full burning simulation of a solid propellant grain, which is a highly-coupled unsteady phenomenon between gas flow and propellant structure. Based on the integrated computed results, flow physics in the combustion chamber and the behavior of a solid propellant deformation are examined

Key Words : Solid Propellant Rocket(고체 추진 로켓), Fluid Structure Interaction(유동 구조 연동 해석), Arbitrary Lagrangian Eulerian(ALE 기법)

1. 서 론

고체 추진제 방식의 로켓은 장기간 저장이 용이하고 즉각적인 사용이 가능하며 액체 로켓에 비해 신뢰성이 우수하여 군사 및 우주 추진체의 보조 로켓으로 그 사용 범위가 매우 넓다. 하지만 능동적인 추력 제어가 어렵다는 고체 로켓의 특성상 추진제 자체의 연소 특성 및 연소실 내의 물리 현상을 파악하는 것은 고체 추진 로켓의 개발 및 운영에 있어서 매우 중요한 문제이다. 고체 로켓 연소실은 추진제 연소에 의한 고온, 고압의 연소 가스 발생과 유동 압력에 의한 추진제 그레인의 구조 변형 등 예측하기 어려운 매우 복잡한 물리 현상을 갖는다. 그리고 각 물리적 현상들은 서로에게 영향을 끼치기 때문에 유체나 구조만의 단일해석으로는 실제 현상을 예측하는데 있어 많은 제약이 따른다. 그리고 지상 연소 실험을 통한 현상 파악은 비용이 많이 들고 폭발의

위험이 있으며 무엇보다 연구자가 필요로 하는 정보 획득에 있어 많은 제약이 있다. 본 연구는 앞서 언급된 연구 방법의 단점을 보완하기 위한 방법의 일환으로 고체 추진 로켓 내부 연소실 내부 해석을 위한 유체-구조-연소 연동 해석을 목적으로 한다.

본 연구의 적용 대상인 고체 로켓 내부 연소실은 고체 추진제의 연소 및 유동압력에 의한 구조 변형으로 인해 의해 유동 영역과 구조 영역이 지속적으로 변화하게 된다. 그러므로 전산 해석에 있어서 영역 변화에 대응할 수 있는 기법이 필요하다. 본 연구에서는 ALE 기법을 적용하여 유동 해석 및 구조 해석에 있어서 해석 영역의 체적 변화를 모사하도록 하였다. 그리고 유동-구조 연동 해석에 있어서 각 영역의 경계 면에서의 정보 전달 기법 및 영역 변화에 따른 자동 격자 재생성 기법에 관한 연구가 수행되었으며 추진제 연소 특성에 알맞은 연소 모델 및 연소 과정 중 그레인의 형상 변화를 잘

모사할 수 있는 표면 격자 추적 기법을 개발 및 적용하였다. 각 기법들은 통합 해석을 위해 하나의 프로그램으로 연동되었으며 이를 이용하여 연소실 내부 현상 해석을 수행하였다.

2. 수치 기법

2.1 ALE 운동 기술 방법

연속체 역학에서는 일반적으로 Lagrangian 기술 방식과 Eulerian 기술 방식을 사용한다. 각 기술 방식을 전산 해석에 적용할 경우, Lagrangian 방식은 해석 대상의 과도한 운동 및 변형 시에 격자 내의 점들을 이동하는 과정에서 격자가 꼬이는 등의 문제가 발생할 수 있다. Eulerian 방식은 다상의 유동 해석을 필요로 하는 경우 상 경계 면을 정의하기 어렵고, 격자의 크기에 의해 수치 해의 정확도가 영향을 받는다는 단점을 지니고 있다.

본 연구에서 적용한 ALE 운동 기술 방식은 두 가지 운동 기술 방식의 장점을 유지하면서 위와 같은 문제점들을 극복한 운동 기술 방식으로 계산 격자의 움직임과 연속체 입자의 상대운동을 모두 고려하므로 고체 추진체 연소에 의한 유동 해석 영역 변화를 다루어야 하는 본 연구에 있어 적합한 선택이라고 할 수 있다.

2.2 유체 영역 해석방법

본 연구에서 유체 영역에 대한 해석은 2 차원 압축성 비정상 유동 해석을 통해 수행했다. 본 연구에서는 다음과 같이 ALE 운동기술을 적용한 Navier-Stokes equation 을 적용했으며 이를 정리 하면 다음과 같다.

$$u_t + \text{div}(F) = \text{div}(G)$$

$$u = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ E \end{pmatrix}, \quad F = \begin{pmatrix} \rho u_c \\ \rho u u_c + p \\ \rho u_c v \\ u_c E + u p \end{pmatrix} \hat{i} + \begin{pmatrix} \rho v_c \\ \rho u v_c + p \\ \rho v v_c + p \\ v_c E + v p \end{pmatrix} \hat{j},$$

$$G = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yy} \\ u \tau_{xx} + v \tau_{xy} - q_x \end{pmatrix} \hat{i} + \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ u \tau_{yx} + v \tau_{yy} - q_y \end{pmatrix} \hat{j} \quad (1)$$

여기에서 F 항의 속도 항에 있는 아래첨자 c 는

격자 속도와 입자 속도간의 상대속도를 의미한다. 공간 이산화 방법으로는 충격파를 정확하게 포착 하기 위해 개발된 AUSMPW+ 기법을 적용하였고, 시간 이산화 방법으로는 Runge - kutta 기법 및 Implicit Point Gauss-Seidal 기법을 사용했다.

2.3 고체 영역 해석방법

고체 영역 해석에 필요한 ALE 형태의 2 차원 동적 유한요소 방정식으로부터 가상일의 원리는 다음과 같이 정리된다.

$$\int_V \rho \frac{\partial^2 u_i}{\partial t^2} \delta u_i dV + \int_V \sigma_{ij} \frac{\partial \delta u_i}{\partial X_j} \delta u_i dV = \int_{\partial V} f_i \delta u_i da \quad (2)$$

고체 추진체 해석에 있어서 점탄성의 고려 여부는 해석 결과에 큰 차이를 가져온다. 본 연구에서는 내력 항을 계산하는데 점탄성 뿐만 아니라 점탄성 범위를 넘어가는 응력에 대한 초탄성을 고려하기 위해 Generalized Maxwell visco-elastic model 과 더불어 Mooney-Rivlin hyper-elastic model 을 함께 사용하였다.

2.4 연소 모델

고체 연료 면에서의 연소 과정을 해석하기 위해서 1D transient burning model 이 사용되었다. 고체 연료는 유동에 의해 표면에서 가열되어 특정 온도 이상을 넘어서면 점화가 일어난다고 가정하였다. x 를 그레인 표면에서부터의 거리로 한다면 고체 추진체의 온도는 다음의 식으로 표현된다.

$$\rho_s c_p \frac{\partial T}{\partial t} + M c_p \frac{\partial T}{\partial x} = \lambda_s \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \quad (3)$$

이 식에서 경계조건은 다음과 같다.

$$T(-x_{end}) = T_\infty, \quad \left. \frac{\partial T}{\partial x} \right|_{x=0^-} = g(t)$$

$$g(t) = \frac{h}{\lambda_s} (T_e - T_s); \text{ 점화전}$$

$$g(t) = \frac{c_p M}{\lambda_c} (T_*^0 - T_\infty + T_s - T_*); \text{ 점화 후} \quad (4)$$

T_e 는 유체 영역에서 상경계면의 온도이고 T_s 는 고체 영역의 상경계 온도이다. h 는 film coefficient

, T_* 는 화염 온도이며 T_*^0 는 단열 화염 온도이다. 화염 온도와 단열 화염 온도 사이에서는 다음과 같은 관계가 성립한다. 따로 언급되지 않은 모든 변수는 고체 추진제의 고유 물성치이다.

$$\frac{\theta}{2} \left[\frac{1}{T_*^0} - \frac{1}{T_*} \right] = \frac{E_c}{R_{uc}} \left[\frac{1}{T_s^0} - \frac{1}{T_s} \right] \quad (5)$$

$$r_b = A_c \exp \left(- \frac{E_c}{R_u T_s} \right) \quad (6)$$

2.5 정보 전달 기법

유체영역에서는 충격과 등과 같이 상태변수의 불연속영역이 존재하는 물리적 현상이 빈번하게 발생하지만 고체영역은 그렇지 않다. 그리고 유체영역 중 점성 경계층 포착은 매우 작은 격자의 간격을 요구한다. 그러므로 유체영역은 고체영역에 비해 상대적으로 조밀한 격자를 필요로 하는 영역이 존재하게 되고 결국 유체와 구조 두 영역의 상경계면에서 격자가 서로 일치하지 않게 된다. 이 경우 일치하지 않는 격자를 갖는 영역 간에 서로 필요로 하는 정보를 주고 받을 수 있는 정보 전달 기법을 필요로 한다. 즉, 유체영역이 고체영역으로 전달하는 압력정보와 상 경계면의 형상정보에 대한 정보 전달 기법을 필요로 하게 된다.

이 정보 전달 기법에서 필요로 하는 것은 기법의 정확성 및 보존성이다. 정확성이란 전달된 정보를 엄밀해와 비교했을 때 특정 error norm 이 적다는 것을 의미하고, 보존성이란 전달하고자 하는 정보의 총합이 전달받은 정보의 합과 일치하는 것을 의미한다. 본 연구에서는 상 경계 면에서의 정보 전달 기법으로 이 정확성과 보존성을 모두 만족하는 common refinement method 를 적용하였다.

연소가 진행됨에 따라 고체영역은 줄어들면서 해석의 효율성이 감소하게 되고, 반면 유체영역은 증가하면서 격자의 질이 떨어지고 결국 해석의 정확성이 감소하게 된다. 본 연구에서는 우선 고체 표면의 이동에 따라 Delaunay mapping 을 통해 유체 영역의 격자들을 이동하고, 격자의 질이 떨어질 경우 Delaunay segment insertion method 를 통해 격자의 재생성을 구현하였다. 이 경우 새로 생성된 격자와 기존의 격자간의 정보 전달 기법으로 cubic spline interpolation 을 적용하였다. 그림 1 은 본 연구에서 사용된 두 가지 정보 전달 기법의 결과를 보여준다.

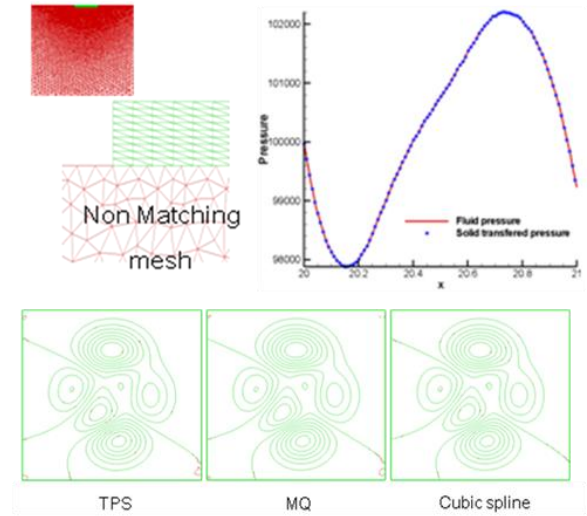


Fig. 1. Data transfer results: (top) 1-D non-matching data transfer case (bottom) Comparisons of 2-D data transfer scheme

3. 해석 결과

그림 2 는 본 연구에서 사용된 2 차원 축대칭 로켓 모델의 형상을 보여준다. 그림 중 파란색 부분은 초기 연소실 내부의 유동 영역이며 붉은색 부분은 고체 추진제를 나타낸다. 이 고체 추진제는 해석 중 연소에 의해 점진적으로 타 없어지며 이로 인해 유동 해석 부분이 증가하게 된다. 녹색 부분은 점화기, 로켓 케이스, 노즐 등의 로켓 구성 부분으로 본 해석에서는 움직이지 않는 강체로 가정한다. 해석은 로켓 전두부의 pyrogen type 점화기에서 분사되는 순간부터 시작하여 고온 고압의 가스에 의하여 고체 추진제 포면에서 점화가 일어나는 점화 과정 및 추진제 전 표면으로 점화가 확산되어 이로 인해 생성되는 연소 가스에 의해 연소실 내부 유동장이 발달되어 유동 영역의 변수들의 변화가 크게 변하지 않는 정상 상태를 거쳐 대부분의 고체 추진제가 연소로 인해 소모되는 시점까지 해석을 진행하였다.

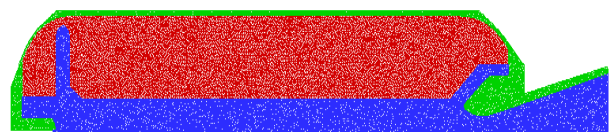


Fig. 2. Geometrical shape of solid propellant rocket model

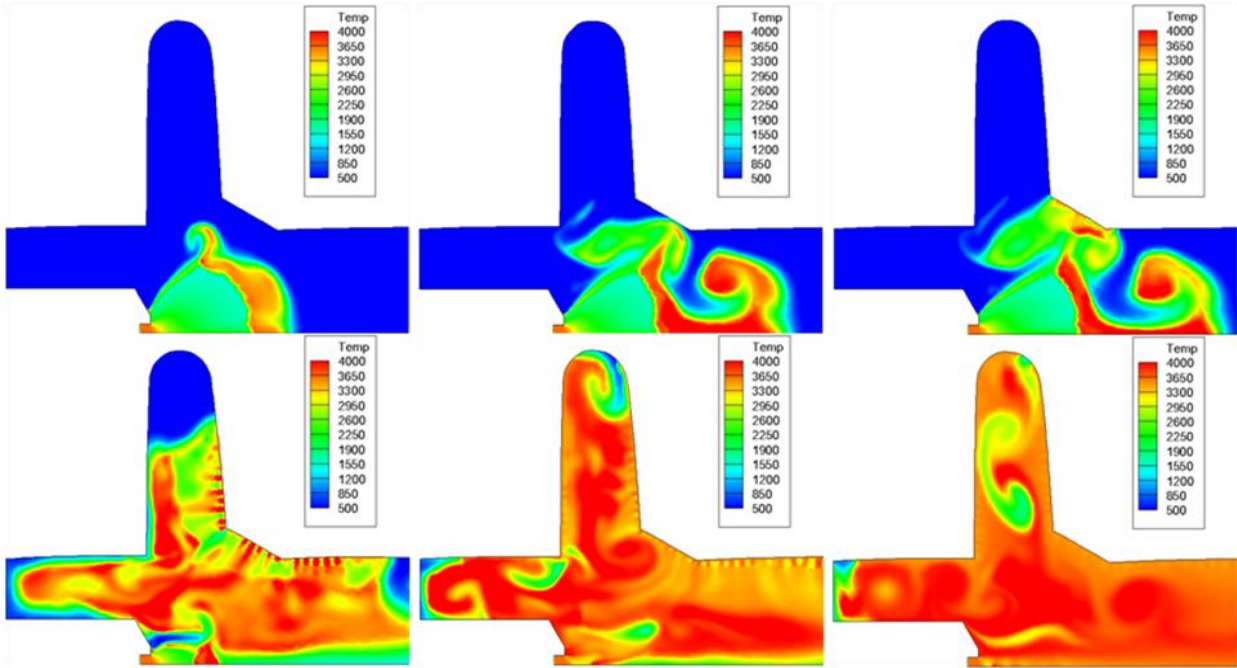


Fig. 3. Flow development process of early ignition phase inside the combustion chamber

그림 3 은 초기에 로켓 전방부 내부에서 점화가 일어나는 과정의 온도 분포를 시간의 흐름에 따라 보여준다. 점화기에서 분출되는 고온, 고압의 가스는 연소기 후방에서 급격하게 팽창되며 초음속으로 가속된다. 이 초음속 유동은 강한 충격파를 형성하여 충격파 후방의 온도를 상승시키고 추진제 그레인으로의 열 전달을 촉진시켜 점화를 유도하게 된다. 점화된 추진제의 화염은 표면을 통해

빠르게 전파된다. 하지만 슬롯 내부는 초기 저온 가스가 정체되어 머무르기 때문에 화염 전파가 다소 지체되게 된다.

그림 4 와 5 는 해석 과정 중 boots 부분이 접촉하는 현상을 보여준다. Boots 부분은 열변형에 의한 로켓 내부의 손상을 막기 위해 고안된 부분이다. 연소 가스가 노즐 목 부분에 도달하게 되면 boots 입구 부분의 형상 및 노즐 입구 부분에서 생기는 충격파 등으로 인해 복잡한 유동 현상을 발생시킨다. 그리고 이 유동 물리 현상에 의한 유동압력은 추진제 그레인을 반경 방향으로 밀게 되므로 부츠 간격이 좁아지게 되며 종국에는 추진제 그레인과 case 부분이 맞닿게 된다. 이 현상은 물리적으로 합당한 현상이나 수치 해석상의 문제를 야기한다.

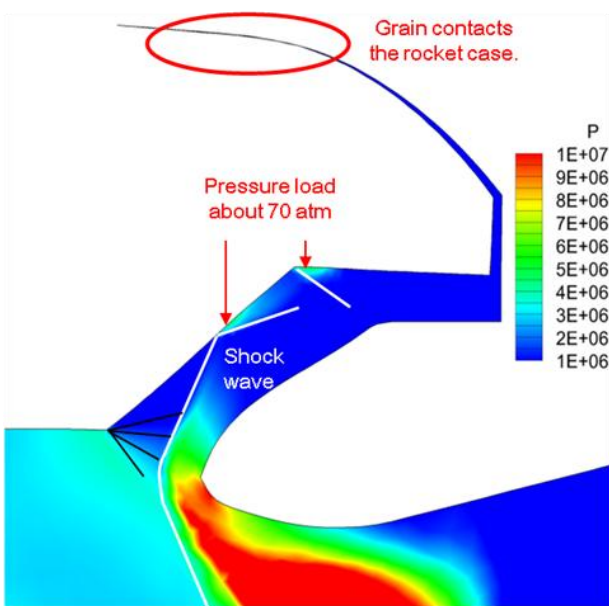


Fig. 4. Boots contact phenomena due to the complex flow physics

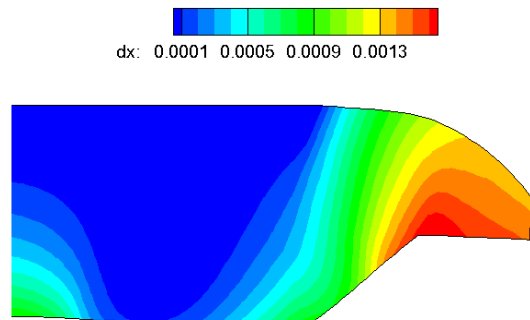


Fig. 5. Displacement contour of propellant grain at the contact condition

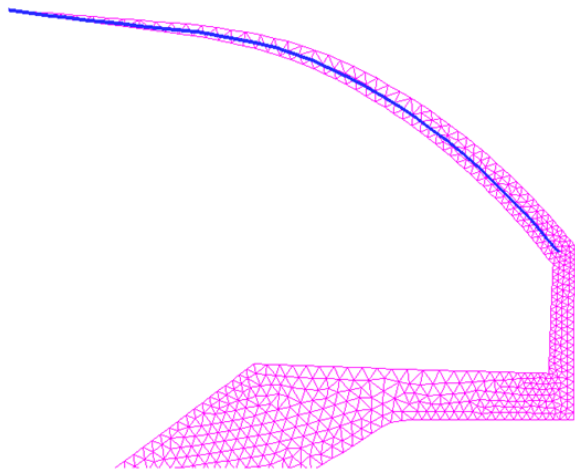


Fig. 6. Concept of virtual line; Virtual contact line restrict the trespass of solid propellant grain

부츠의 간격이 좁아지면 유동 해석의 시간 전진 가능 간격이 줄어들게 되며 case 와 맞닿을 경우 유동 시간 간격이 0 에 수렴하게 된다. 그러므로 유동 구조 연계 해석을 위해서는 위와 같은 상황

을 피할 수 있는 방법이 필요하다.

본 연구에서는 그림 6 에서 보여지는 virtual contact line 기법을 도입하여 위와 같은 상황을 방지할 수 있었다. virtual contact line 기법은 가상의 선을 설정하여 boots 간격이 좁아질 경우 contact 조건을 적용하고 boots 내부의 압력이 충분히 증가한다면 contact 조건을 해제하여 자유로운 거동을 허락하는 방식이다.

그림 7 은 추진제가 연소에 의해 변화하는 모습을 보여주며 이로 인해 유동 영역이 어떻게 변화하는지를 보여준다. 함께 도시된 그림에서는 연소실 중앙에서의 압력 변화를 정량적으로 보여준다. 추진제 연소에 의해 급격히 증가된 내부 압력은 그 뒤 점진적으로 감소하는데 이는 추진제 연소 면적과 유동 영역의 체적 증가의 상관관계와 밀접한 관계가 있다.

4. 결론

고체 추진 로켓 연소실 내부의 현상 파악을 위한

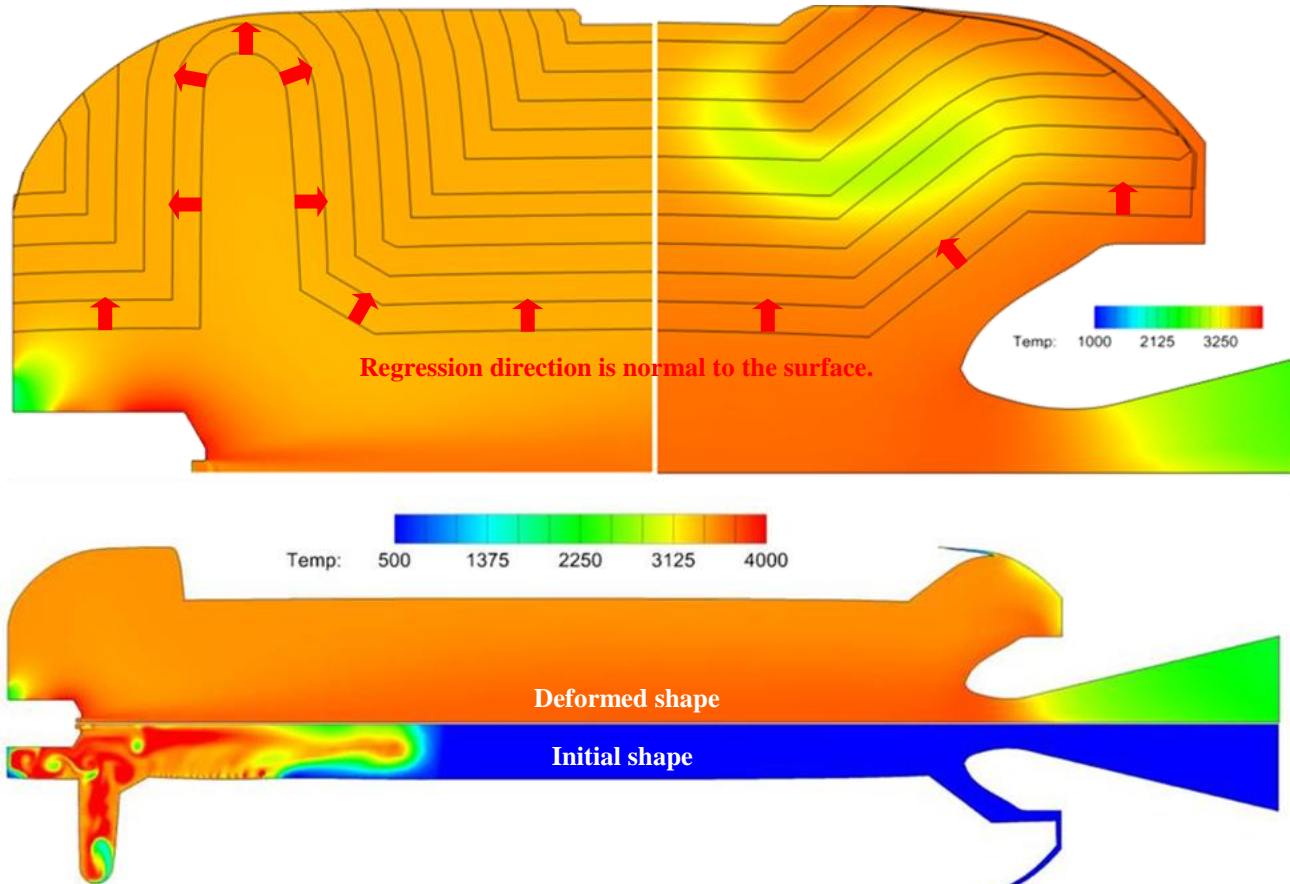


Figure. 7 Computed results of the solid rocket interior integrated simulation
 (top) Geometric changes during burning process of solid propellant grain
 (bottom) Deformation of fluidic domain due to consumption of solid propellant

통합 해석 프로그램 구성을 위해 다음과 같은 연구가 수행되었다. 해석 영역이 지속적으로 변하는 상황에서 개별 물리 현상 해석을 위해 ALE 기법을 도입한 단일 해석 요소(유동 해석, 구조 해석, 연소 모델)들이 개발되었다. 그리고 이들을 원활하게 연동하여 통합 해석을 수행하기 위한 여러 가지 통합 해석 기법(자동 격자 생성, 격자간 혹은 상경계간 정보 전달 기법 등)이 연구 개발되었다. 전산 해석은 고체 추진체의 점화 시점부터 시작하여 내장된 추진제 대부분이 연소되어 없어지는 시점까지 수행되었으며 이를 가능하게 하기 위한 virtual contact line 기법 및 고체 추진제 표면 격자 추적 기법등과 같은 고체 추진 로켓 해석에 특화된 기법들이 개발 도입되었다. 해석 결과를 통해 연소실 내부의 점화 순간부터 화염면 전파 과정, 추진제 변형 및 소진 과정 등 로켓 작동 과정 중 여러 단계에 걸쳐 발생하는 특징적인 물리적인 현상에 대한 구체적인 이해가 가능했으며 특히 연구자가 필요로 하는 로켓 내부 각 부분의 물리 변수 변화를 직접 관찰 할 수 있다는 장점을 확인할 수 있었다. 그러므로 개발된 해석 프로그램 및 기법들은 향후 로켓 개발 및 성능 향상 작업에 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 교육과학기술부의 우주기초원천기술 개발 사업(NSL, National Space Lab, No. 2011-0029871)과 국토해양부 건설기술혁신사업 초장대 교량사업단(08 기술혁신 E01)의 지원을 받아 이루어졌으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Han, S., Choi, H., Kim, C., Hwang, C., Jung, G. and Oh, J., 2010. "ALE-Based FSI simulation of solid propellant rocket interior", 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA, AIAA-2010-52, Orlando, Florida
- (2) Han, S., Kim, C., "A full burning FSI simulation of solid propellant rocket interior", 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA, AIAA-2012-0038, Nashville, Tennessee
- (3) Donea, J., 1983. "Arbitrary Lagrangian-Eulerian finite element methods" In computational methods for transient analysis, Belytschko T and Hughes TJR (eds). North-Holland: Amsterdam, pp. 474-516
- (4) Hirt, C.W., Amsden, A.A. and Cook, J.L., 1997, "An arbitrary Lagrangian-Eulerian method for all flow speeds", J. Comput. Phys. 1974; 14:227-253. Reprinted in J. Comput. Phys.; 135(2):203-216
- (5) Kim, K. H., Kim, C., Rho, O.-H., 2001. "Methods for accurate computations of hypersonic flows, PART I: AUSMPW+ scheme", J. Comput. Phys. 178, pp.38~80
- (6) Venkatakrishnan, V., 1995. "Convergence to steady state solutions of the Euler equations on unstructured grids with Limiters", J. Comput. Phys. 118(1), pp.120-130
- (7) Lee, J., Kim, M. S., 2011, "A two-level parallel algorithm for material nonlinearity problems", Structural Engineering and Mechanics, An Int'l Journal Vol. 38 No. 4
- (8) Kalisko, M., and Rothert, H., 1997. "Formulation and implementation of three-dimensional viscoelasticity at small and finite strains", Comput. Mechanics, 19, pp.228-239
- (9) Hwang, C., Massa, R., Fiedler R., and Geubelle, P. H., 2002. "Simulation of convective burning and dynamic fracture in solid propellants", 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE JPC Conference and Exhibit, Indianapolis, Indiana, July
- (10) Marilyn J. S. and Dewey H. H. and Carlos E.S.C., 2000. "Evaluation of computational algorithms suitable for fluid-structure interactions", Journal of Aircraft, 37, pp.282~294
- (11) Jiao, X. and Heath T. M., 2004. "Common-refinement-based data transfer between non-matching meshes in multiphysics simulations", Int. J. Numer. Meth. Engng, 61, pp.2402~2427
- (12) Jaiman X. K., Jiao, X., Geubelle, P.H., and Loth, E., 2006 "Conservative load transfer along curved fluid-solid interface with non-matching meshes", J. comput. phys, 218, pp.372-397
- (13) Park, K. C. and Felippa, C. A., 1980. "Partitioned transient analysis procedures for coupled-fields problems: accuracy analysis", J. applied mechanics, 47, pp.919-926
- (14) Farhat, C., Lesoinne, M., 2000. "Two efficient staggered algorithms for the serial and parallel solution of three-dimensional nonlinear transient aeroelastic problems", Comput.Methods Appl. Mech. Engng, 182, pp.499-515
- (15) Rebay, S., 1993. "Efficient unstructured mesh generation by means of Delaunay triangulation and Boyer-Watson algorithm", J. Comput. Phys., vol. 106, pp.125-138