



단일 전단 동축 분사기를 가지는 GH_2/GO_2 로켓 연소기의 고해상도 수치해석

정승민^a · 엄재령^b · 최정열^{a,*}

Numerical Study of High Resolution Schemes for GH_2/GO_2 Rocket Combustor using Single Shear Coaxial Injector

Seung-Min Jeong^a · Jae-Ryeong Um^b · Jeong-Yeol Choi^{a,*}^aDepartment of Aerospace Engineering, Pusan National University, Korea^bSatellite System Team, Korea Aerospace Industries LTD, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: aerochoi@pusan.ac.kr

ABSTRACT

In this study, a series of CFD analyses were carried out for a hydrogen rocket combustor with a single shear coaxial injector. A hybrid RANS/LES approach was used for the turbulent combustion analysis with a two-dimensional axisymmetric configuration. Three reaction mechanisms, three spatial discretization methods, and three levels of grid resolution were compared to determine an appropriate CFD approach. The performance of the CFD prediction were investigated by comparing the wall heat flux with experimental data. Investigation of the flow field results provides an insight into the characteristics of the turbulent reacting flow of a rocket combustor with a shear coaxial injector.

초 록

본 연구에서는 단일 전단 동축 분사기를 이용한 수소 로켓 연소기의 전산유체 해석을 수행하였다. 2차원 축대칭 형상에서 난류연소 해석을 위해 hybrid RANS/LES 난류모델을 적용하였다. 적합한 해석 기법을 찾기 위해 3가지 화학 반응기구, 3가지 고해상도 기법 및 3단계 격자해상도 조합을 비교하였다. 벽면 열유속을 실험결과와 비교하여 해석 성능을 살펴보았으며, 유동장 결과 분석으로 동축 분사기를 가지는 로켓 연소기의 난류연소특성을 살펴볼 수 있었다.

Key Words: Single Shear Coaxial Injector(단일 전단 동축 분사기), Turbulent Combustion(난류 연소), Chemical Reaction Mechanism(화학 반응기구), High-Order Spatial Discretization Method(고차 공간 차분법), Grid Resolution(격자 해상도)

Received 25 April 2018 / Revised 26 July 2018 / Accepted 2 August 2018

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

액체수소의 높은 비추력은 극저온에 따른 기술적 어려움과, 낮은 밀도에 따른 구조비의 증가를 상쇄하고도 수송능력을 크게 증가시킬 수 있는 최상의 추진제이다. 따라서 모든 우주선진국은 오래전부터 액체수소 엔진을 개발하기 위하여 노력하여 왔으며, 현재 각국의 주력 우주발사체들은 수소엔진을 상단 엔진으로 이용하고 있다.

로켓 연소기는 큰 유량의 산화제 및 연료가 일으키는 연소현상으로 인해 고온의 난류연소 유동장이 형성된다. 이 유동장의 특징을 측정하기란 매우 힘들다. 이러한 연소기 내부 유동장의 정보를 CFD 해석을 통해 살펴 볼 수 있으며 해석기법의 정확성과 효율성을 향상시키기 위해 많은 연구가 수행되고 있다. 하지만 앞서 언급된 이유로 CFD 해석기법의 검증용 데이터를 충분하지 않아[1], 이를 확보하기 위한 실험이 수행되었다.

Pal 과 Marshall 등[2,3]은 GH_2/GO_2 단일 전단 동축 분사기가 적용된 소형 로켓연소기 연소 실험을 수행하였다. 이 실험에서 연소실 벽면에서의 벽면 열유속(Wall heat flux)을 측정하였으며 이 결과를 활용하여 해당 연소기에 대한 CFD 해석기법에 대한 연구가 진행되어 왔다.

선행연구는 대부분 RANS(Reynolds-Average Navier Stokes) 모델을 기반으로 단일 화학 반응기구-격자해상도 해석에 대한 정확도를 판단하는 연구가 수행되었다. 특히, 고해상도 공간차분 기법이 해석에 미치는 영향에 대한 연구는 거의 수행되지 않았다.

따라서 본 논문에서는 단일 전단 동축 분사기를 가지는 GH_2/GO_2 로켓 연소기의 비정상 난류연소 유동해석에 적합한 고해상도 해석기법, 화학 반응기구 및 격자의존도를 확인하기 위한 연구를 수행하였다.

먼저 고해상도 기법 및 격자해상도에 따른 해석성능을 확인하기 위해 3개의 고해상도 해석기법과 3단계의 격자해상도를 조합하여 해석을 진행하였다. 다음 단계로 화학 반응기구의 차이가

해석에 미치는 영향을 파악하기 위해 축소, 상세, 압력의존 화학 반응기구를 앞선 단계에서 가장 뛰어난 해석성능을 보이는 고해상도 기법 - 격자해상도에 적용하여 해석하였다. 또한 각 기법별로 도출된 벽면 열유속 데이터를 활용하여 해당 연소기의 난류연소 해석에 대한 적합성을 판단하였다.

2. 해석 모델 및 성능지표

2.1 해석대상 및 선행연구

본 연구의 해석대상은 단일 전단 동축 분사기가 적용된 GH_2/GO_2 로켓 연소기이며 Pal 과 Marshall 등[2,3]에 의해 CFD 검증용 벽면 열유속 측정 실험이 수행되었다. 이를 이용하여 CFD 해석기법에 대한 검증 및 개발이 이루어졌다.

Lin 등[4]은 2가지의 벽면 처리 기법을 적용하여 연소실 축 방향 10 cm 이후 영역에서는 실험값 대비 20~40% 초과 예측 하였으나, 최대치를 실험 결과와 유사하게 도출시켰다. Tucker 등[6]의 연구에서는 5개 연구기관에서 각각 서로 다른 접근법으로 해석한 결과를 비교 분석하였다. 이 연구에서 Oefelein(Sandia National Lab)은 약 2억 3천만개의 격자를 이용하여 3차원 LES(Large Eddy Simulation)해석을 하였고 실험값과 매우 유사한 벽면 열유속 값을 도출하였다. Sozer 등

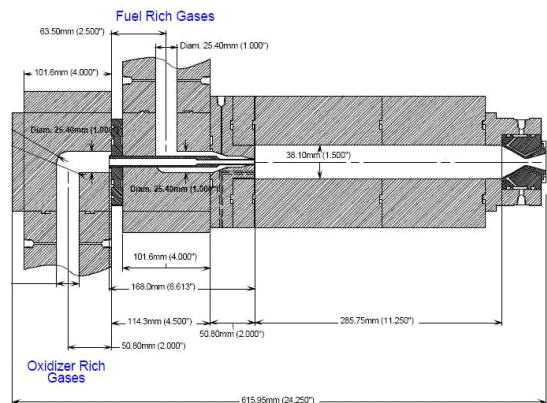


Fig. 1 Schematic of the Shear Coaxial Element and Combustor Test Rig integrated oxidizer-rich and fuel-rich preburner[2].

[11]은 연소실 벽 온도에 대한 조건의 다변화와 축소 및 상세 화학 반응기구를 이용하여 해석을 진행하였다. 해당 연구에서 Lin 등[4]의 연구와 비슷한 경향성을 가지는 벽면 열유속 값을 도출하였다. Masquelet과 Menon[16]은 Tucker 등[6]과 의 공동연구에서 정립한 3차원 LES 해석을 이용하여 실험에서 확인되지 않은 비대칭적인 비정상 화염 구조에 대한 해석을 수행하였다.

Ivancic[14] 등은 3가지 코드에 다양한 난류모델과 화학 반응기구를 이용하여 해석을 진행하였다. 이 연구에서 해당 연소기는 초기 재순환영역의 포착이 전체 유동장에 미치는 영향이 상당히 커 난류모델의 선택이 중요하다는 것을 밝혀내었다. Invigorito 등[16]은 2D RANS 해석을 진행하였으며, 로켓연소기 해석에 대한 OpenFOAM의 정확성과 효율성을 살펴보았다.

Lempke 등[18]은 2차원 및 3차원 RANS, URANS 해석을 통해 고차 공간 차분법을 적용한 해석이 보다 실험과 비슷한 벽면 열유속을 예측하는 것을 확인하였다.

기존의 여러 선행 연구들이 수행되었으나 해석 기법 및 해상도, 화학 반응기구에 대한 체계

적인 비교연구는 충분치 않은 것으로 여겨진다. 따라서 본 연구에서는 단일 전단 동축 분사기를 가지는 GH_2/GO_2 로켓 연소기의 난류연소 유동 해석에 고해상도 기법 및 격자 해상도와 화학 반응기구가 미치는 영향을 확인하기 위한 연구를 수행하였다. 해석 결과는 실험에서 도출된 벽면 열유속 데이터와 비교하여 난류연소 해석에 대한 적합성을 판단하였다.

2.2 해석모델 형상, 격자 및 작동유체 조건

본 연구의 해석 대상 소형 로켓 연소기는 중심부에 산화제 분사기, 산화제 분사기 주위의 동축 연료 분사기, 분사기와 연소기 사이에 0.43 mm의 짧은 리세스 영역, 그리고 주연소기와 노즐로 구성되어 있다. 해석영역은 총 5개 영역으로 나누어 구성하였으며, 격자의존성을 파악하기 위해 격자해상도는 coarse, medium, fine 의 3단계 수준을 고려하였다. 연료와 산화제의 분사 조건은 Table 2에 정리하였다. Fig. 2는 coarse 격자를 나타낸 그림이다. 이 그림에는 실험에서 얻어진 벽면 온도 분포[1-3]를 함께 도시하였다. 벽면 온도 분포는 최소제곱법으로 함수화하여 등

Table 1. Summary of previous studies PSU single injector GH_2/GO_2 rocket.

Researcher	Domain	Turbulence Model	Chemistry Model [species/reaction]	# of Grid or Cell	Spatial discretization methods
Lin et al.[4]	2D	RANS	7s/9r [5]	61,243 / 117,648	3 rd TVD
Oefelein[6]	3D	LES	Finite-rate [7]	255,000,000	2 nd order
Menon[6]	3D	LES	8s/21r [7]	3,160,000	3 rd MUSCL
Yang[6]	2D	LES	Flamelet [8]	263,000	4 th order
Merkle[6]	2D	URANS	9s/17r [9]	250,000	2 nd order
Tucker[6]	2D	RANS	6s/28r [10]	400,000	2 nd order
Sozer et al.[11]	2D	RNAS	6s/8r [10]	100,000/127,000/496,000	2 nd order
			8s/19r [7]	127,000	
Lian et al.[12]	2D	DES	8s/21r [7]	250,000	2 nd order
Masquelet et al.[13]	3D	LES	8s/21r [7]	3,200,000	3 rd MUSCL
Ivancic et al.[14]	2D	RANS	Flamelet	91,000	2 nd order
			EQ Gauss PDF		
			EQ Beta PDF		
			6s/7r [15]	25,000/50,000/80,000	
Invigorito et al.[16]	2D	URANS	9s/23r [17]	7,500/30,000/120,000	2 nd order
Lempke et al.[18]	2D	RANS	8s/21r [7]	135,000/540,000	2 nd minmod
	3D	URANS		16,300,000	2 nd van-Leer 5 th MLP

온 벽면 경계조건으로 설정하였으며 마지막 측정지점 이후의 연소실 영역 및 노즐의 벽면 온도는 510 K으로 고정하였다. 모든 벽 표면에는 점착조건을 적용하였으며, 연료 및 산화제 주입구 벽면에는 단열조건을 적용하였다.

연소실의 점화를 위하여 실험적으로는 스파크 플러그를 사용하였으나 이에 대한 상세한 내용이 부족하여, 수치적으로는 자발점화가 가능하도록 연소실 초기온도를 800~1,500 K으로 다소 높게 설정하였다. 이는 각 화학 반응기구별로 점화 지연 시간이 15 μs 이하가 되어 자발점화가 가능한 온도이다.

Table 2. Oxidizer and fuel stream condition.

Volume(%)	Oxidizer stream		Fuel stream	
	O ₂	90.6	H ₂	85.7
	H ₂ O	9.4	H ₂ O	14.3
Pressure	5.2 MPa			
Temperature	711 K		800 K	
Inlet Velocity	68.0 m/s		25.9 m/s	

2.3 성능지표

해석 결과를 검증하기 위한 벽면 열유속은 반경 방향으로의 온도구배와 열전달 계수의 곱으로 계산한다. 벽면 근처의 격자가 균일한 것으로 가정하여 반경방향의 온도구배는 다음 식으로 계산하였다[13].

$$\left(\frac{\partial T}{\partial y}\right)_{wall} = \frac{-9T_j + 8T_{wall} + T_{j-1}}{3\Delta y} \quad (1)$$

열전달 계수는 층류 및 난류 열전달 계수의 합으로 정의되며, 연소된 혼합 기체의 층류 열전달 계수는 Wilke의 혼합법칙을 통해 계산되고 난류 열전달 계수는 난류 Prandtl 수를 0.9 로 가정[14]하여 난류 점성 계수로부터 계산된다.

3. 수치해석 기법 및 화학 반응기구

3.1 지배방정식

지배방정식으로는 2차원 축대칭 좌표계에 유

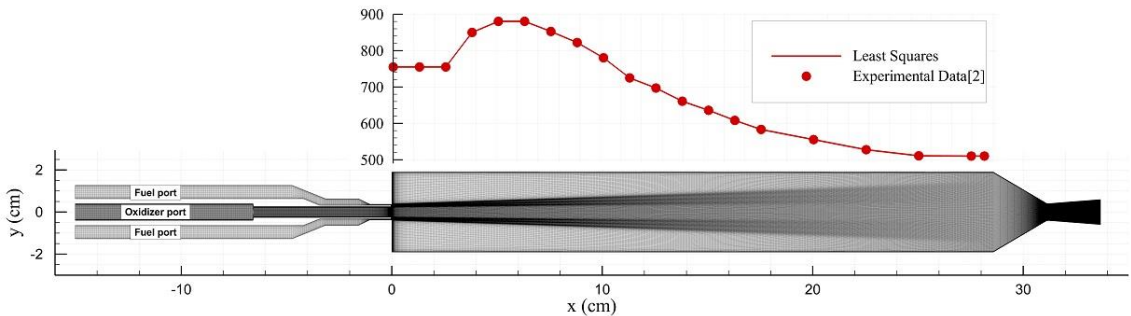


Fig. 2 Geometry Information and Wall Temperature distribution of Analysis combustor

Table 3. Summary of grid resolutions.

	Zone 1	Zone 2, 4	Zone 3	Zone 5	Total Number of Grids
Grid	Recess Region	GH ₂ Port	GO ₂ port	Main Combustor + Nozzle	
Coarse	10×62	162×8	162×32	322×102 (32,844)	41,240
Medium	18×122	322×16	322×62	642×202 (129,684)	162,148
Fine	26×182	482×24	482×92	962×302 (290,524)	362,736

동과 화학 반응이 완전히 결합된 형태의 화학종 보존 방정식, 운동량 보존 방정식, 에너지 보존 방정식을 이용하였다[19].

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{1}{y}H \quad (2)$$

$$= \frac{\partial F_V}{\partial x} + \frac{\partial G_V}{\partial y} + \frac{1}{y}H_V + W$$

$$Q = \{\rho_k, \rho u, \rho v, e, \rho k, \rho w\}^T \quad (3)$$

유동장의 밀도와 압력은 각 화학종의 밀도의 합 및 이상기체 상태방정식으로부터 계산되며 단위 체적 당 전체 에너지는 운동에너지와 내부 에너지의 합으로 정리된다.

3.2 연소해석 모델

본 연구에서의 해석대상은 난류유동과 화학반응이 결합된 로켓 연소기 해석이다. 기본적으로 난류유동과 화학반응 간의 시간크기 차이의 고려와 LES 해석에 따른 sub-grid scale에서의 적절한 난류연소모델이 선택되어야 한다. 하지만 본 논문에서는 층류 화학 반응기구별로 공간차분기법과 격자해상도의 의존성을 알아보하고자 각각 1가지의 축소, 상세, 압력의존 반응기구를 선택, 총 3가지의 화학 반응기구를 적용하였다.

축소 화학 반응기구로는 6개의 성분과 7개의 반응식으로 구성된 Singh과 Jachimowski의 반응기구를 이용하였다[20]. 이 화학 반응기구는 H_2O , O_2 , HO_2 성분이 포함되어 있지 않아 저온 점화에서 오차가 발생할 가능성이 있다. 상세 화학 반응기구로는 8개 성분과 19개의 반응식으로 구성되어 있으며, 수소-산소 반응유동 연구에 오랜 기간 많이 이용된 Jachimowski의 반응기구를 이용하였다[21]. 아울러 비교적 최근에 개발된 압력의존 화학반응을 고려하여 고압 연소해석에 보다 적합할 것으로 여겨지는 UCSD 반응기구[22]를 비교하였다. UCSD 반응기구는 8개의 성분과 21개의 반응식으로 구성되어 있다.

3.3 난류모델

Hybrid RANS/LES 기법은 벽면 난류유동에서는 RANS로, 경계층 외부영역 및 와류와동에 대해서는 LES로 해석하는 기법이다. 본 논문에서는 hybrid RANS/LES 중 Bardina 등[24]에 의해 우수한 성능을 가진다고 제시된 SST DES (Detached Eddy Simulation)모델[25,26]을 적용하였다. 이는 Menter의 2-방정식 SST(Shear Stress Transport) 모델에서 에너지 소산항의 벽면거리를 격자크기로 대체하여 sub-grid scale의 난류 소산을 모사할 수 있도록 개발된 모델이다.

3.4 수치해석 기법

유동방정식은 완전 결합된 형태로 유한체적법을 통해 이산화 하였다. 점성항은 4차 중심차분을 이용하여 차분하였으며, 대류항은 이전 연구에서 수치점성이 가장 작은 것으로 판단되는 AUSMDV 수치플럭스 기법을 이용하여 이산화 하였다[27,28]. 와류 포착을 위한 고해상도 수치해석을 위하여 3가지 고해상도 기법을 비교하여 살펴보았다. 본 연구에서는 3차 공간정확도의 TVD-MUSCL 기법 (MUSCL3)[29], 일차원적 5차 외삽 기반의 WENO 기법 (WENO5)[30] 및 다차원 5차 외삽을 이용하는 oMLP 기법[31,32] (oMLP5)의 3가지 고해상도 기법을 비교하여 살펴 보았다.

4. GH_2/GO_2 로켓 연소기 난류연소 해석

4.1 고해상도 기법 적용 해석

해당 연소기에 대해 가장 적합한 고해상도 해석기법을 확인하고자 모든 격자해상도 수준에서 MUSCL3, WENO5, oMLP5 기법을 적용하여 해석을 수행하였다. 계산의 효율성을 고려하여 화학 반응기구는 고려된 3가지 반응기구 중 간단한 7 단계 반응기구를 이용하였다. Fig. 3는 fine 격자에서 각 고해상도 기법별 연소실 축 방향 25.0 cm 위치에서의 압력 변동을 나타낸 그래프이다. 약 16~17 ms 이후 시점부터 연소실 압력 변동이 안정적인임을 확인 할 수 있으며 이를 바탕으로 시간평균 데이터를 확보하였다.

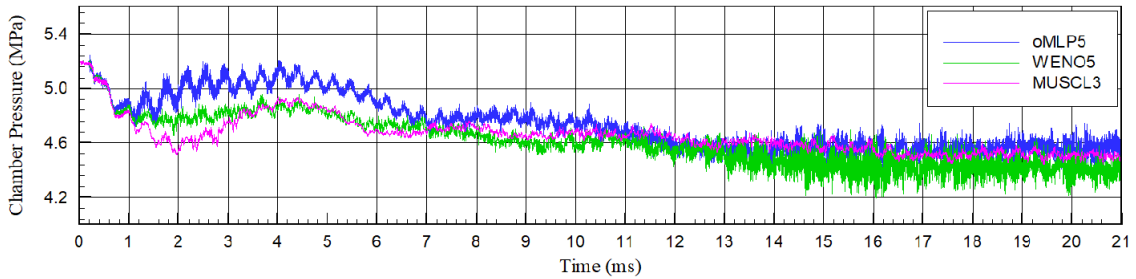


Fig. 3 Pressure history of combustor from spatial discretization method using fine grid.

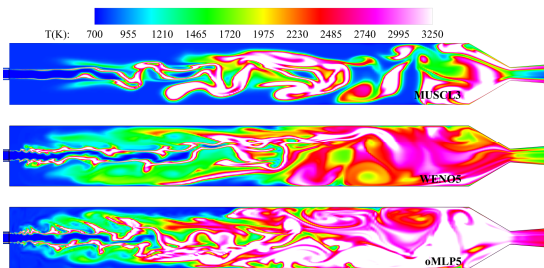


Fig. 4 Instantaneous temperature distribution using coarse grid.

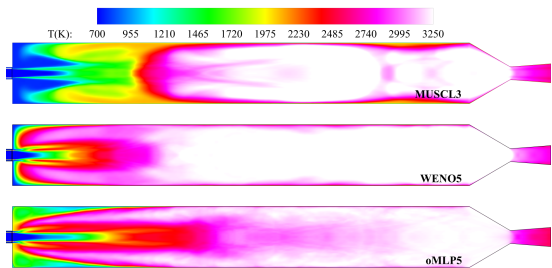


Fig. 7 Time-averaged temperature distribution using coarse grid.

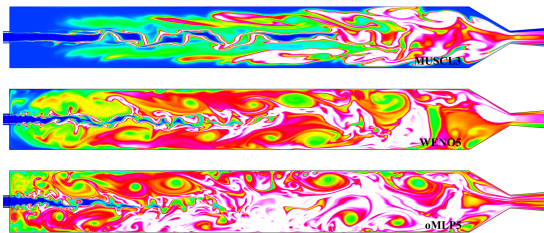


Fig. 5 Instantaneous temperature distribution using medium grid.

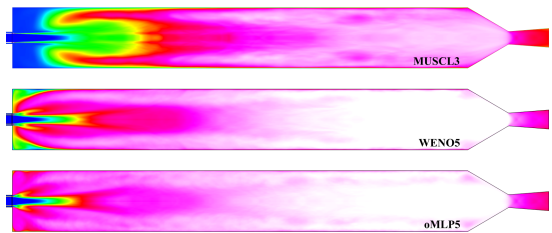


Fig. 8 Time-averaged temperature distribution using medium grid.

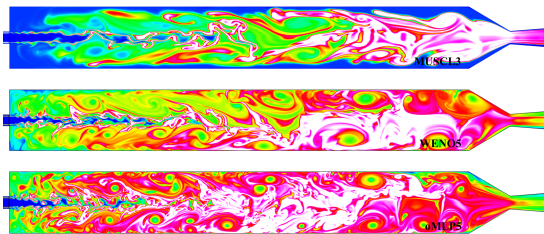


Fig. 6 Instantaneous temperature distribution using fine grid.

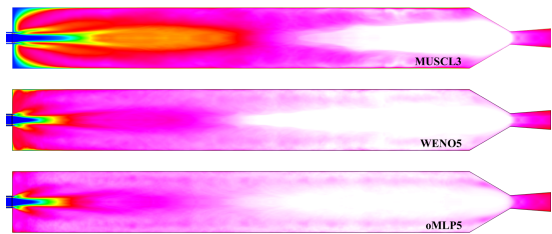


Fig. 9 Time-averaged temperature distribution using fine grid.

Coarse 격자에서 유동의 순간 온도분포를 도시한 Fig. 4에서 oMLP5 결과가 유동의 난류연소를 가장 잘 포착하는 것을 알 수 있다. 마찬가지로 Fig. 5, 6의 medium 및 fine 격자에서도 결과가 가장 뛰어난 결과를 보여주는 것을 확인할

수 있다. 모든 격자해상도 수준에서 MUSCL3 결과는 분사기 인근의 혼합영역을 포함한 연소기 전체에서 난류연소를 제대로 포착하지 못하고 있다. 이는 연소기 전 영역에 걸쳐 초기온도인 800 K의 온도분포가 나타나는 것을 근거로 판단

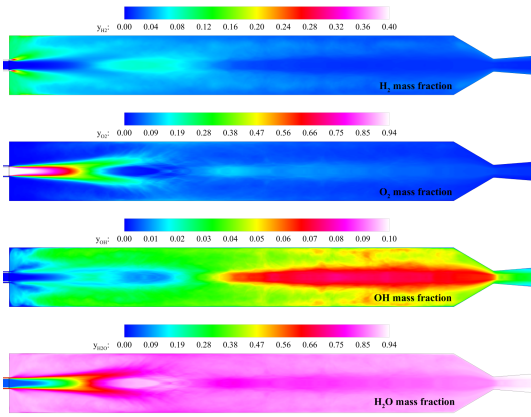


Fig. 10 Time-averaged mass fractions of H₂, O₂, OH and H₂O from WENO5 using fine grid.

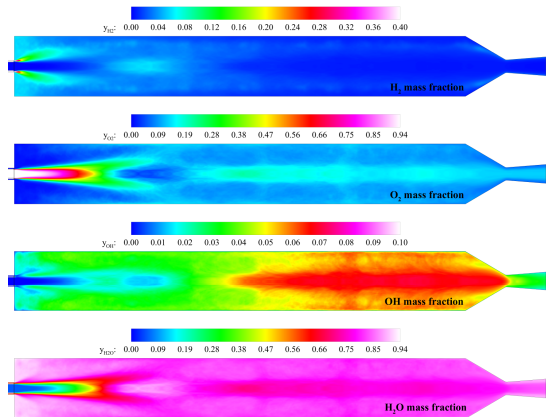


Fig. 11 Time-averaged mass fractions of H₂, O₂, OH and H₂O from oMPL5 using fine grid.

할 수 있다. MUSCL3 결과를 제외한 해석방법에 따른 차이는 Fig. 5의 medium 격자와 Fig. 6의 fine 격자의 결과 비교를 통해 명확히 드러난다.

Medium 격자의 WENO5 결과는 분사기에서 분사되는 유동의 혼합을 포착하지 못하여 축 방향 15 cm 이후 영역까지 이어지게 된다. 반면, oMPL5 기법의 경우, fine grid 의 WENO5보다 격자해상도가 한 단계 낮은 medium 격자에서도 산화제와 연료의 혼합을 잘 예측하는 것을 확인할 수 있다. Fine 격자가 medium 격자 대비 축 방향과 반경 방향으로의 격자해상도가 약 1.5배 높은 것을 고려할 때, 난류연소 포착 능력을 향상시키기 위해서 격자해상도를 높이는 것보다 고해상도 기법을 적용하는 것이 우선시 되어야 하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 7~9의 시간평균 결과에서도 고해상도 기법에 따라 연소실 전체 영역에서의 고온 유동장 분포와 분사기 주변 영역의 혼합영역의 포착능력에 차이가 있음을 확인할 수 있다.

Fig. 10 및 11은 WENO5 및 oMPL5 결과의 H₂, O₂, OH 및 H₂O 질량분율을 도시한 것이다. 우선 H₂ 질량분율의 경우 WENO5 결과는 분사기 벽 근처에서 높은 값을 보이는데 비해 oMPL5 결과에서는 같은 위치에서 상대적으로 낮은 분포를 보인다. O₂ 결과에서도 분사기 인근 위 · 아래 벽면에서 oMPL5 가 WENO5 보다 약간 높은 질량분율 분포를 보인다.

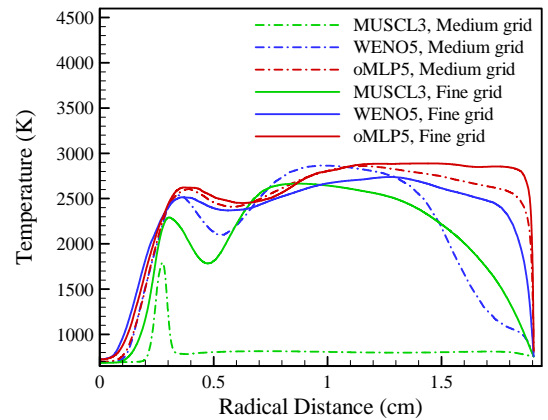


Fig. 12 Radical temperature distribution at 1.27 cm axial point.

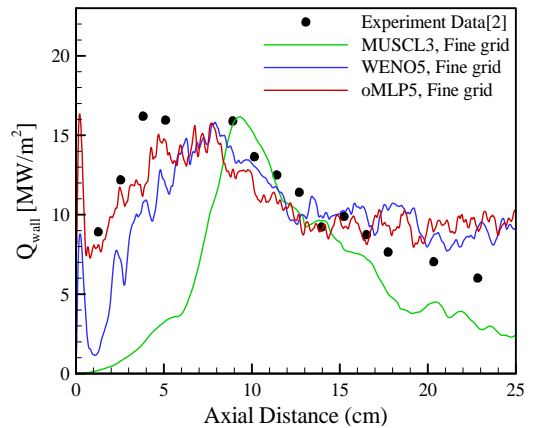


Fig. 13 Wall heat flux comparison for different spatial discretization method in fine grid.

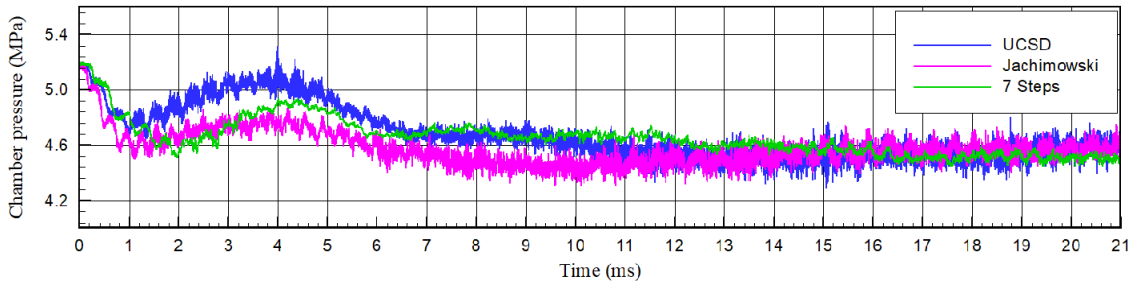


Fig. 14 Pressure history of combustor from each chemical mechanisms using fine grid.

이러한 분사기 인근 영역에서의 해석 방법에 따른 연소 특성의 차이는 OH 및 H_2O 결과를 통해 보다 명확히 확인 가능하다. oMPL5 결과가 WENO5 결과보다 분사기 인근 영역의 OH 및 H_2O 질량분율을 높게 예측하고, 이를 통해 oMPL5가 분사기 인근영역의 연소장을 보다 잘 예측함을 확인 할 수 있다.

해석방법에 따른 수치적 차이는 Fig 12의 축 방향 1.27 cm 지점의 반경방향 온도 및 Fig. 13의 벽면 열유속 결과로 확인 할 수 있다. Medium 및 fine 격자에서도 해석기법에 따라 반경방향 온도분포에 큰 차이가 도출된다.

Fig. 13의 벽면 열유속 결과를 살펴보면, MUSCL3을 제외한 WENO5 및 oMPL5 결과는 축 방향 15 cm 이전의 영역에서는 실험값 보다 작은 값을, 이후의 영역에서는 초과 예측하는 경향성을 나타낸다.

oMPL5 벽면 열유속 결과, 분사기와 인접한 영역인 1.27, 2.54 cm 지점에서 실험값에 가장 비슷한 값을 도출하였다. 축 방향 10.14 ~ 13.96 cm 구간에서는 WENO5 결과가 약간의 차이를 가지고 실험값과 가장 유사한 값을 도출하였다.

고해상도 기법 해석 결과, 난류연소 해석성능 향상과 고해상도 기법은 서로 매우 밀접한 관계가 있음을 확인 할 수 있다. 해석시간의 효율성 측면까지 생각한다면 동일 격자에서 높은 공간 분해능을 가지는 고해상도 기법을 적용하는 것이 난류연소 해석 능력을 향상시키는 방안이라 판단된다.

4.2 화학 반응기구 적용 해석

화학 반응기구가 연소해석 결과에 미치는 영향을 확인하기 위해 oMPL5 및 fine 격자에 축소, 상세, 압력의존 화학 반응기구를 적용하여 해석을 진행하였다.

Fig. 14는 fine 결과에서 축 방향 25 cm 지점의 압력변동을 나타낸 그래프이다. Fig. 4의 고해상도 기법별 결과와 비슷하게 16~17 ms 이후 압력변동이 안정적이라 판단되는 시점부터 시간 평균 데이터를 확보하였다.

Fig. 15 및 16의 순간 및 평균시간에 대한 온도분포 결과를 살펴보면, 7 단계 반응기구를 제외한 Jachimowski 및 UCSD 반응기구는 매우 유사한 해석결과를 나타내고 있다. Fig. 17에 OH 활성기의 질량분율을 도시하였다. 분사기 주변 영역의 질량분율을 살펴보면, 7 단계 반응기구가 UCSD 반응기구 대비 약간 낮은 질량분율 분포를 보이는 것을 확인 할 수 있다. 축 방향 약 15 cm 이후의 영역에서는 Jachimowski, UCSD 반응기구가 비슷한 질량분율 분포를 나타내고 있다.

Fine 격자에서의 각 화학 반응기구에 따른 벽면 열유속 결과는 4.1절의 고해상도 기법 적용 결과와 비슷한 경향성을 나타내고 있다. 먼저 공통적으로 모든 화학 반응기구가 축 방향 15 cm 이전의 영역에서는 실험값보다 낮은 값을, 그 이후의 영역에서는 높은 값을 도출하고 있다.

7 단계 반응기구의 경우 축 방향 약 5.09 ~ 10.14 cm 구간에서 실험에 근사한 벽면 열유속 값을 도출하지만, 연소실의 하류로 갈수록 초과 예측하는 경향성이 짙어진다. Jachimowski 반응기구는 축 방향 1.27 cm 및 2.54 cm에서 실험값

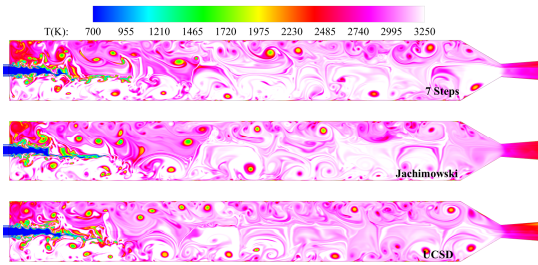


Fig. 15 Instantaneous temperature distribution from different chemical mechanisms using fine grid

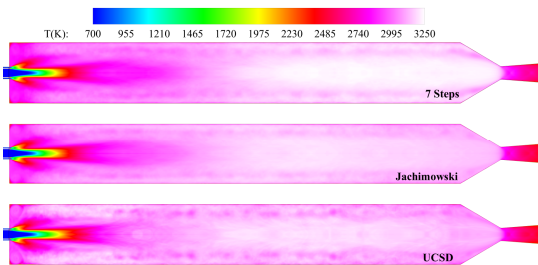


Fig. 16 Time averaged temperature distribution from different chemical mechanisms using fine grid

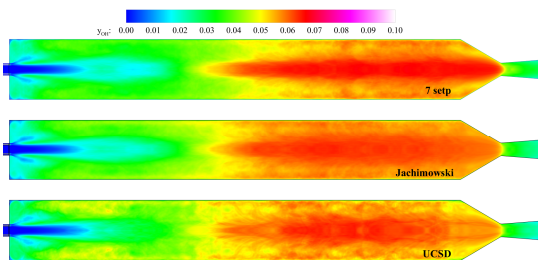


Fig. 17 Time averaged OH mass fraction from different chemical mechanisms using fine grid

과 매우 비슷한 값을 도출하고 있다. 마찬가지로 UCSD 반응기구도 축 방향 1.27 cm에서 실험값과 근접한 값을 도출하였다. 선행 연구[6] 결과를 살펴보면 RANS, URANS 기반 해석 결과는 공통적으로 축 방향 15cm 이 전의 영역에서는 실험보다 낮은 벽면 열유속 값을, 이후의 영역에서는 높은 값을 예측하는 것을 확인 할 수 있다. LES 해석사례의 경우, 특히 Oefelein의 3D LES 결과를 살펴보면, 일정 차이가 있으나 축 방향 15 cm 이전 영역에서 실험값과 매우 비슷한 경향성을 도출하고 있다. 또한 축 방향 15 cm 이후의 영역에서는 실험값과 거의 일치하는 결과

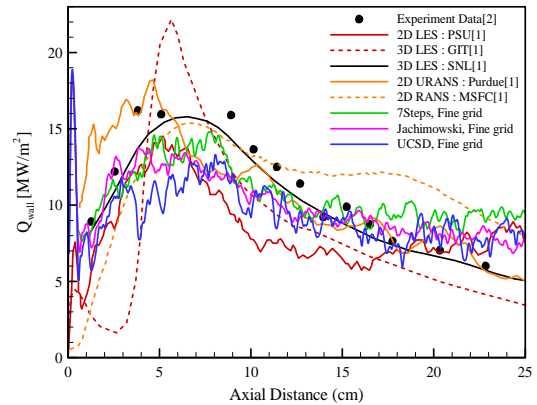


Fig. 18 Comparison of predicted wall heat flux with experimental and other research data.

를 나타내고 있다. 이는 3차원 해석으로 인한 회전방향 인자에 대한 고려와 많은 격자사용으로 벽면에서의 온도구배 계산의 정확도 향상에 따른 효과라 판단된다.

Fig. 15~18의 결과를 살펴보면, 3가지의 화학반응기구 모두 약간의 차이는 있으나 비슷한 경향성을 띄고 있다. 이는 로켓 연소기의 연소 특성이 반응 속도 보다는 연료와 산화제의 난류 혼합에 지배받기 때문이다. 실험에서 도출된 벽면 열유속에서도 확인 할 수 있듯이, 연소실 축방향 10 cm 이전의 혼합영역이 연소실 전체의 유동에 지배적인 영향을 미친다. 수소-산소의 빠른 화학반응 속도가 이러한 특성을 나타내는 주요한 이유라 판단된다. 따라서 보다 정확한 난류 연소 해석을 위해서는 분사기 인근 영역의 혼합 특성을 포착하는 것에 집중해야 할 것으로 보인다. 추가적으로 난류와 연소의 상호작용을 고려하는 난류연소 모델을 적용한다면 보다 향상된 해석성능이 도출될 것이라 기대된다.

5. 결론 및 고찰

본 연구에서는 GH_2/GO_2 단일 전단 동축 분사기가 적용된 로켓 연소기의 난류연소 해석에 적합한 고해상도 기법 및 화학 반응기구를 확인하기 위한 연구가 수행되었다.

먼저, 3개의 고해상도 기법과 3단계의 격자해상도 수준을 조합하여 적합한 해석방법을 확인하였다. 다음으로 가장 뛰어난 난류연소 포착능력을 가진 고해상도 기법에 3개의 층류 화학 반응기구를 적용하여 해석을 진행하였다.

고해상도 기법 적용 해석 결과, 기법에 따라 난류연소 해석능력에 많은 차이가 발생함을 확인하였다. 특히 oMPL5 결과는 MUSCL3 및 WENO5 결과보다 분사기 인근 혼합영역을 잘 포착해내었다. 실험 벽면 열유속 값과의 비교에서도 oMPL5 기법이 가장 비슷한 값을 도출하였다. 또한 medium 격자에서 oMPL5 결과가, fine 격자에서 WENO5 결과보다 뛰어난 예측성능을 나타내었다. 이러한 분석을 통해 고해상도 기법이 우선적으로 고려되어야 함을 확인하였다.

두 번째로, oMPL5 및 fine 격자에서 축소, 상세, 압력의존 화학 반응기구를 적용하여 해석을 진행하였다. 본 연소기의 난류연소 해석능력 향상을 위해서는 분사기 인근 혼합영역 포착성능 향상이 우선임을 확인하였다. 추후에는 LES 모델 및 난류연소 모델 등 물리 모델에 따른 영향을 체계적으로 살펴보아야 할 것이다.

한편, 현재 해석결과의 검증을 위한 실험 데이터는 벽면 열유속이 유일하다. 하지만 벽면 열유속만으로 실제 연소기 내부 유동장을 파악하기에는 명확한 한계점이 있으며 이를 보완하기 위해 다른 해석사례와의 비교를 통한 분석이 필요하다. 타 연구사례는 최대 50 ms 정도의 해석 시간을 가지고 시간평균 데이터를 확보하고 있다. 또한 본 논문의 해석 사례에서 연소실 압력이 평균적으로 16 ms 이후에서 안정화 되어 가는 것을 볼 때, 정확한 기법별 예측성능 비교나 연소기 내부의 난류연소 현상 및 화염구조의 면밀한 파악을 위해서는 충분히 긴 시간에 대한 해석을 수행하여야 할 것으로 보인다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단 우주핵심기술 개발사업(2013M1A3A3

A02042430, 2017M1A3A3A03015993)의 지원으로 수행되었습니다.

References

1. Tucker, P., Menon, S., Merkle, C., Oefelein, J., and Yang, V., "An Approach to Improved Credibility of CFD Calculations for Rocket Injector Design," *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Cincinnati, OH., U.S.A., AIAA 2007-5572, July 2007.
2. Pal, S., Marshall, W., Woodward, R. and Santoro, R., "Wall heat flux measurements for a uni-element GO_2/GH_2 shear coaxial injector," *3rd International Workshop on Rocket Combustion Modeling*, Paris, French, pp. 13-15, Sep. 2006.
3. Marshall, W., Pal, S., Woodward, R., and Santoro, R. "Benchmark Wall Heat Flux Data for a GO_2/GH_2 Single Element Combustor," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Tucson, Arizona, U.S.A., AIAA 2005-3572, July 2005.
4. Lin, J., West, J. S., Williams, R. W., Tucker, P. K., and Chenoweth, J. D. "CFD code validation of wall heat fluxes for a GO_2/GH_2 single element combustor," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Tucson, Arizona, U.S.A., AIAA 2005-3572, July 2005.
5. Wang, T.-S., McConnaughey, P., Chen, Y.-S., and Warsi, S. "Computational pollutant environment assessment from propulsion-system testing," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 33, No. 3, pp. 386-392, 1996.
6. Tucker, P., Menon, S., Merkle, C., Oefelein, J., and Yang, V., "Validation of high-

- fidelity CFD simulations for rocket injector design," *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Hartford, CT., U.S.A., AIAA 2008-5226, July 2008.
7. Ó Conaire, M., Curran, H. J., Simmie, J. M., Pitz, W. J. and Westbrook, C. K., "A comprehensive modeling study of hydrogen oxidation," *International Journal of Chemical Kinetics*, Vol. 36, No. 11, pp. 603-622, 2004.
 8. Ribert, G., Zong, N., Yang, V., Pons, L., Darabiha, N., and Candel, S., "Counterflow diffusion flames of general fluids: Oxygen/hydrogen mixtures," *Combustion and Flame*, Vol. 154, No. 3, pp. 319-330, 2008.
 9. Venkateswaran, S., Merkle, C. L., Zeng, X and Li, D., "Influence of Large-Scale Pressure Changes on Pre-Conditioned Solutions at Low Speeds," *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 12, pp. 2490-2498, 2004.
 10. Evans. J. S. and Schexnayder, C. J., "Influence of Chemical Kinetics and Unmixedness on Burning in Supersonic Hydrogen Flames," *AIAA Journal*, Vol 18, No 2, pp. 188-193, 1980.
 11. Sozer, E., Vaidyanathan, A., Segal, C., and Shyy, W., "Computational Assessment of Gaseous Reacting Flows in Single Element Injector," *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, Florida, U.S.A., AIAA 2009-449, Jan. 2009.
 12. Lian, C., Merkle, C. L., and Xia, G., "Flowfield initialization and approach to stationary conditions in unsteady combustion simulations," *Computers & Fluids* Vol. 39, No. 2, pp. 310-323, 2010.
 13. Masquelet, M., and Menon, S. "Large eddy simulation of flame-turbulence interactions in a shear coaxial injector," *Journal of Propulsion and Power* Vol. 26, No. 5, pp. 925-935, 2010.
 14. Ivancic, B., Riedmann, H., Frey, M., Knab, O., Karl, S., and Hannemann, K. "Investigation of different modeling approaches for CFD simulation of high pressure rocket combustors," *Proceedings of the 5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences(EUCASS)*, Munich, Germany, pp. 95-116, July, 2013.
 15. Gaffney, JR., R, White, J., Girimaji, S. and Drummond, J., "Modelling Turbulent Chemistry Interactions using assumed PDF Methods," *28th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Nashville, TN, U.S.A., AIAA 1992-3638, July 1992.
 16. Invigorito, M., Cardillo, D., and Ranuzzi, G., "Application of OpenFOAM for rocket design," *9th OpenFOAM® Workshop*, Zagreb, Croatia, OFW09.0036, June 2014.
 17. Burke, M. P., Chaos, M., Ju, Y., Dryer, F. L., and Klippenstein, S. J., "Comprehensive H₂/O₂ kinetic model for high pressure combustion," *International Journal of Chemical Kinetics*, Vol. 44, No. 7, pp. 444-474, 2012.
 18. Lempke, M., Keller, R., and Gerlinger, P. "Influence of spatial discretization and unsteadiness on the simulation of rocket combustors," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 79, No. 9, pp. 437-455, 2015.
 19. Hoffmann, K. A., Chiang, S. T., *Computational fluid dynamics* Vol. 1, 4th ed, Engineering Education System, Wichita, Kans., U.S.A., 2000.
 20. Singh, D., and Jachimowski, C. J., "Quasi global reaction model for ethylene combustion," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 1, pp. 213-216, 1994.
 21. Wilson, G. J., and MacCormack, R. W., "Modeling supersonic combustion using a

- fully implicit numerical method," *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 4, pp. 1008-1015, 1992.
22. "The San Diego Mechanism," retrieved 2 Feb. 2018 from <http://web.eng.ucsd.edu/mae/groups/combustion/mechanism.html>
 23. Jachimowski, C. J., "Analytical study of the hydrogen-air reaction mechanism with application to scramjet combustion," NASA TP 2791, 1988.
 24. Bardina, J., Huang, P., Coakley, T., "Turbulence modeling validation," *28th Fluid Dynamics Conference*, Snowmass Village, C.O., U.S.A., AIAA 1997-2121, July 1997.
 25. Menter, F. "Zonal two equation k- ω turbulence models for aerodynamic flows," *23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conferences*, Orlando, F.L., U.S.A., AIAA 1993-2906, July 1993.
 26. Strelets, M. "Detached eddy simulation of massively separated flows," *39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, N.V., U.S.A., AIAA 2001-879, Jan., 2001.
 27. Wada, Y., and Liou, M.-S., "A flux splitting scheme with high-resolution and robustness for discontinuities," *32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, N.V., U.S.A., AIAA 1994-83, Jan., 1994.
 28. Shin, J. R. and Choi, J.-Y., "Comparative Study of Numerical Dissipation Term on Numerical Flux Schemes," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Gangwon-do, Korea, pp. 61-64, April 2013.
 29. Harten, A., "High resolution schemes for hyperbolic conservation laws," *Journal of Computational Physics*, Vol. 49, No. 3, pp. 357-393, 1983.
 30. Shin, J. R., Moon, S. Y., Won, S. H. and Choi, J.-Y., "Detached Eddy Simulation of Base Flow in Supersonic Mainstream," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 37, No. 10, pp. 955-966, 2009.
 31. Kim, S. T., Lee, S. G., and Kim, K. H., "Wavenumber-extended high - order oscillation control finite volume schemes for multi-dimensional aero acoustic computations," *Journal of Computational Physics*, Vol. 227, No. 8, pp. 4089-4122, 2008.
 32. Yoon, S. H., Kim, C. A. and Kim, K. H., "Development of Multi-dimensional Limiting Process for Multi-dimensional Compressible Flow," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 34, No. 7, pp. 1-11, 2006.