

산화제과잉 예연소기 배기플룸 수치해석에서의 난류모델에 따른 효과 비교연구

하성업*, 문일윤**, 문인상***, 이수용****

Comparative Study on the Effect of Turbulence Models for the Numerical Analysis on Exhaust Plume of Oxidizer-Rich Preburner

Seong-Up Ha*, Il-Yoon Moon**, Insang Moon***, Soo-Yong Lee****

Abstract

The oxidizer-rich preburner's combustion tests were fulfilled in the development process of staged combustion cycle rocket engines. The exhaust plume from an oxidizer-rich preburner is relatively transparent because combustion takes place in oxidizer rich state. During hot fire tests a still and infrared images were captured to visualize the plume structure, temperature distribution and so on. In addition, the exhaust plume was numerically investigated to figure out the detailed characteristics. The combustion was not considered for the numerical modeling, but the mixing of exhaust plume with circumstantial air was modeled by species transport model with several turbulence models. The inner structure of plume was configured out by the comparison of numerical results with experimental results, and the validity of applied numerical models was verified.

초 록

다단연소사이클 로켓엔진 개발의 일환으로 산화제 과잉 예연소기의 단독 연소시험이 수행되었다. 산화제 과잉 연소라는 특성상 비교적 투명한 상태의 후류를 볼 수 있었고, 예연소기 연소시험 중 배출되는 화염을 일반 캠코더와 열화상 캠코더를 이용하여 촬영하였으며, 이를 통해 화염의 형태와 온도분포 등을 관찰할 수 있었다. 배기 플룸 구조와 특성을 좀 더 명확히 파악하기 위하여 열유동 수치해석이 함께 수행하였다. 연소는 고려하지 않았으며, 배기가스와 주변공기의 혼합은 화학종 수송 모델을 사용하였고, 서로 다른 난류 모델을 적용하여 해석을 수행하였다. 시험과 해석 결과를 비교함으로써 플룸의 내부구조를 파악하였고, 적용된 해석모델의 타당성을 검증할 수 있었다.

키워드 : 로켓 (rocket), 예연소기 (preburner), 배기 플룸 (exhaust plume), 노즐 (nozzle), 난류 모델 (turbulence model), 화학종 수송 모델 (species transport model)

접수일(2014년 2월 5일), 수정일(1차 : 6월 24일, 2차 : 6월 26일), 게재 확정일(2014년 7월 1일)

* 발사체엔진팀/haje@kari.re.kr

** 발사체엔진팀/iymoon@kari.re.kr

*** 발사체엔진팀/insang@kari.re.kr

**** 발사체엔진실/sylee@kari.re.kr

1. 서 론

배기 플룸에 관한 연구는 플룸의 크기와 온도 분포, 빛과 열의 방사, 노이즈를 포함한 배기 플룸 자체의 특성 예측 등이 주로 수행되어 왔다. 배기 플룸은 발사체 몸체는 물론 시험장, 발사대 등의 구조물에 영향을 미치며, 발사체 운영절차 역시 이러한 특성을 고려하여 결정되어야 한다. 또한 플룸 연구는 발사체 비행 추적을 위한 자료로 활용되어 오기도 했다[1].

로켓 배기 플룸 연구에 대한 실험적 접근 방법의 한계를 보완하기 위한 해석적 연구도 많이 병행되어 왔다. 화학종 모델 관련하여 최환석[2]의 연구에서는 완전기체, 화학반응 기체, 화학 비반응 동결기체 모델을 이용하여 해석하였고, 노즐 출구면에서의 온도가 비슷하다면 모델간 결과 차이는 없을 것으로 분석하였다. 그러나 노즐 내부에서는 화학 반응 모델을 사용하는 것이 바람직하다고 밝히고 있다. 이후 강선일 등[3]의 연구에서는 노즐 내부유동 연구시 비반응 모델을 이용하더라도 정압비열을 화학 평형 해석을 통해 유추한 온도의 함수로 정의하여 사용한다면 화학 반응 모델의 결과와 유사한 온도분포를 얻을 수 있을 것으로 검토되었다. 난류 모델 관련한 김영목[4]의 연구에서는 $k-\epsilon$ 난류 모델을 이용하여 실험과 비교적 유사한 충격과 위치를 얻은 바 있다. 감호동 등[5,6,7]은 동결 이상기체 모델과 $k-\omega$ SST 난류 모델을 이용하여 실험과 근사한 결과를 얻었다. 전반적인 결과를 보면, 후류에 대한 연구에서는 반드시 연소를 위한 화학반응 모델을 이용하지 않더라도 적절한 비열 모델 및 난류 모델을 선택한다면 실험과 유사한 결과를 얻을 수 있는 것으로 분석되었다.

본 연구에서는 연소시험을 수행한 예연소기 형상과 시험조건에 대하여 화학종 혼합 모델(species transport model)을 적용하고, 난류 모델별 플룸 유동의 형상을 해석하여, 이를 연소시험 결과와 비교/분석하고자 한다.

2. 본 론

2.1 해석 대상

한국항공우주연구원에서는 로켓엔진 다단연소 사이클 선행연구의 일환으로 케로신-액체산소 다단연소방식 로켓 엔진에 적용될 산화제 과잉 예연소기 개발을 위한 일련의 시험이 수행되고 있다. 개방형 로켓엔진의 경우 가스발생기에서 생성된 연소가스가 터빈을 구동한 후 외부로 바로 배출되는 것과 달리, 다단연소방식 로켓엔진에서는 예연소기에서 나오는 가스가 터빈을 구동한 후 주연소실로 공급되어 재연소되는 구조를 가지고 있다. 그러나 본 시험은 예연소기 단독 평가 시험이었기 때문에 예연소기 후단에 터빈 대신 이에 해당하는 압력을 모사할 수 있는 일반적인 형태의 수축/확대 노즐부를 부착하여 연소시험을 수행하였으며, 예연소기 각 부분에 부착한 온도, 압력 데이터로부터 연소안정성, 온도분포 균일성 등을 평가할 수 있었다[8].

예연소기 단독시험에서의 후류는 기능적 측면에서 보았을 때는 큰 의미가 없다 할 수 있으나, 산화제과잉 연소라는 조건으로 인하여 비교적 투명한 후류가 발생함에 따라 후류의 거시적 형태를 파악하기에 용이한 특성을 보여주었다. 따라서 본 연구에서는 시험결과로부터 획득한 영상정보와 난류모델별 수치해석 결과를 비교하여 봄으로써 후류 해석에서의 난류모델별 장단점을 비교해 보고자 하였다.

그림 1은 연소시험을 위하여 예연소기가 시험스탠드에 장착된 모습이며, 그림 2는 엔진 형상과 내부 구조에 대한 개략도이다. 예연소기는 크게 그림 2에서와 같이 인젝터 헤드부가 포함되는 1차 영역 (a), 예연소기 몸체 중앙에 있는 분사홀을 통해 다량의 냉각제가 분사되며 1차 연소 영역의 연소 생성물과 혼합되는 2차 영역 (b), 2차 영역을 거치며 온도 편차가 커진 연소 생성물과 혼합물의 온도 균일성을 높이기 위한 난류혼합 링(turbulence ring) (c), 그리고 예연소기 단독 시험을 위한 확장 노즐부 (d)로 크게 나뉘볼 수 있다. 1차 영역에서는 15 정도의 낮은 O/F 비를 유지하여 고온의 화염을 유지할 수 있도록 하며, 2차 영역에서는 이 온도를 터빈 입구 온도 조건

으로 낮추기 위해 다량의 냉각용 산화제가 분사되어 60 정도의 높은 O/F 비를 형성하게 된다 [9].

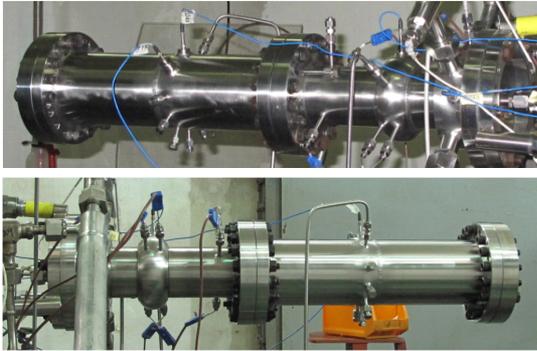


Fig.1. Oxidizer-Rich Preburner on Test Stand

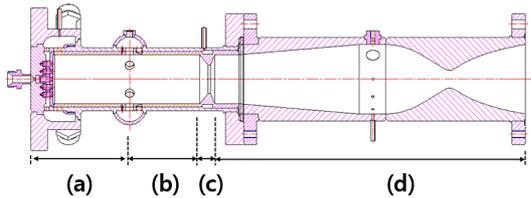


Fig. 2. Schematic of Preburner
 (a) 1st Zone (b) 2nd Zone
 (c) Turbulence Ring (d) Extended Nozzle

2.2 촬영 방법 및 결과

배기 플룸의 특성을 파악하기 위한 자료로 활용하고자 연소시험 중 일반 캠코더와 열화상 캠코더를 사용해 후류를 촬영하였고, 이 영상으로부터 배기 플룸의 구조를 보다 더 상세하게 확인할 수 있었다.

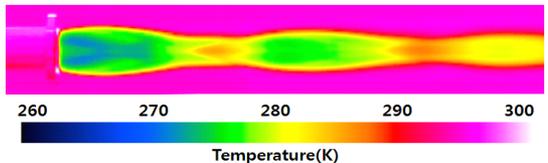
그림 3(a)에 보이는 것처럼 배기가스는 비교적 무색의 투명한 형태를 보이고 있는데, 이는 화학반응이 거의 완전연소에 가깝게 이루어짐에 따라 배기가스 중 주황색을 나타내는 CN, CO, N₂, NH₃ 등이 거의 없고, 대부분 O₂와 소량의 CO₂와 H₂O로 이루어져 있기 때문이다.

후류 온도분포의 직접측정은 불가능하며 표 1과 같은 열화상 캠코더가 사용되었다. 그러나 열화상 캠코더를 통해 획득한 데이터는 유동구조를

파악하는데 많은 제한을 가지고 있다. 일반적으로 사용되는 열화상 카메라들은 매우 낮은 영역의 온도를 감지하지 못하며, 또한 측정된 영상이 배기가스 단면에 대한 것이 아니라 카메라에 보여지는 전체 영역을 기록한 것이기 때문이다. 비록 열화상 영상이 후류 단면에 대한 정확한 온도 분포를 보여주지는 못하지만, 이 결과로부터 배기 플룸의 대략적인 구조와 온도, 밀도 차이 등은 어느 정도 확인할 수 있었다.



(a)



(b)

Fig. 3 Still and Infrared Images

Table 1. Specification of Infrared Camera

Model	VarioCAM Inspect 175 JENOPTIC
Spectral range (μm)	7.5 ~ 14
Temperature measurement range (°C)	-40 ~ 1200
Temperature resolution @ 30 °C	0.08 K ~ 0.05 K
Measurement accuracy	± 1.5 K (0 ~ 100 °C); ± 2 % (< 0 and > 100 °C)
Detector	uncooled microbolometer Focal Plane Array
IR-frame rate (Hz)	50/60

2.3 해석

2.3.1 해석조건과 적용모델

유동해석에는 상용 유동해석 코드인 Fluent [10]를 이용하였다. 그림 4, 5와 같이 축대칭 2D 해석을 수행하였으며, 예연소기 연소실로부터 주변공간까지를 모사하였다. 외부 공간에 대한 격

자는 연소실 출구직경기준으로 반경방향과 상류 방향은 40D, 후류방향으로는 140D의 공간을 만들었다. 사각격자를 적용하였으며, 총 격자수는 약 28만개였다.

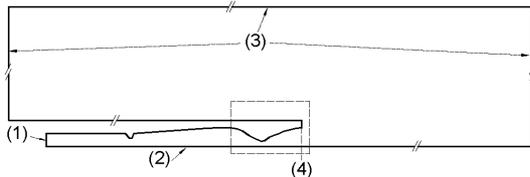


Fig. 4 Numerical analysis model
 (1) Pressure inlet (2) Axis
 (3) Pressure far field (4) Nozzle outlet

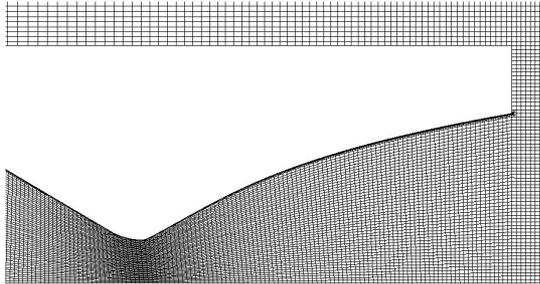


Fig. 5. Calculation Grid near Nozzle

산화제 과잉 연소라는 특성상 거의 완전연소가 이루어 질 것으로 보이며, 또한 연소가스의 성분 대부분은 산소이고, 그 물성치 또한 산소가 가까울 것으로 예상된다. 따라서 반응, 비반응 모델 이용에 따른 노즐 내 유동 특성 차이는 미비할 것으로 판단되므로 본 연구에서는 노즐 내부 유동의 화학 반응은 고려하지 않았다.

실제 엔진에서는 헤드면 분사기와 벽면 분사홀 배치 등의 영향으로 인하여 불균일한 온도분포가 나타나게 되나 난류혼합 링을 통과하며 상당히 균일화되므로[8], 노즐 출구면 이후 배기 플룸의 특성을 해석하는 관점에서는 전체 O/F 비로 대표되는 특성을 이용하여 해석하는 것이 단순하면서도 타당한 접근방법이라 할 수 있을 것이다.

따라서 예연소기의 헤드부터 노즐 출구까지의 평균적인 열역학적 특성을 파악하기 위해 열화학

평형 계산 프로그램인 CEA[11]를 이용하여 물성치를 계산하였고, 평형 모델(equilibrium model)에 대한 결과를 표 2에 제시하였다. 이를 보면 1차 연소 영역의 가스 온도는 2178 K, 2차 연소 영역의 가스 온도는 614 K이고, 이후 면적확대비 16인 노즐을 지나며 연소 가스는 단일 팽창 과정을 거쳐 노즐 출구면에서 압력은 거의 대기압으로 떨어지며, 속도는 마하 3.95, 그리고 온도는 177 K까지 떨어지는 것으로 계산되었다. 또한 출구에서의 화학종을 살펴보면 산소과잉 조건에 의해 케로신은 완전 연소되며, 산소가 92% 이상을 차지하고 나머지는 소량의 이산화탄소와 물로 구성되어 있다.

Table 2. Thermodynamic Properties by CEA Calculation(Equilibrium)

Section	Head	Body	Throat	Exit
O/F ratio	15	60	60	60
Ae/At	7.84	16	1	16
P (bar)	200	200	107.29	0.96
T (K)	2178	614	524	177
ρ (kg/m ³)	35.06	125.01	78.65	2.15
Cp (KJ/kg·K)	1.425	1.302	1.002	0.908
k	1.228	1.337	1.351	1.382
Mach Number	-	-	1	3.953
Mole fractions				
*CO2	0.1419	0.0375	0.0375	0.0375
H2O	0.1373	0.0365	0.0365	0.0000
*O2	0.7183	0.9260	0.9260	0.9260
H2O(cr)	0.0000	0.0000	0.0000	0.0365

해석 모델의 연소실 입구에는 pressure inlet 조건으로 200 bar, 620 K의 조건을 주었다. 위의 계산 결과에서 연소가스의 92% 이상은 순수 산소이므로, 전체를 산소로 가정하여 정압 비열을 온도에 대한 함수로 입력하였다. 출구경계는 pressure-far-field를 적용하였고, 1 bar, 300 K, 그리고 수렴성을 높이기 위하여 마하수 0.01의 외부흐름을 가정하였다. 이 때 외부유동의 유체는 공기를 적용하였다.

노즐에서 배출되는 산소와 외부 공기와의 혼

합을 고려하여 해석하기 위하여 species transport model을 적용하였다. 이 때 혼합 물질의 밀도는 ideal gas를, 정압비열은 mixing-law를 적용하였다. 연료 과잉 연소의 경우 배기가스가 공기 중의 산소와 반응하여 연소실 외부 혼합층에서 2차적인 후연소가 일어나기도 하지만, 해석 대상인 예연소기는 산화제 과잉 상태이기 때문에 2차 후연소를 고려하지 않는 혼합모델을 이용하였다.

난류 모델은 Realizable k- ϵ model(이하 RKE), k- ω SST model(KWSST), Reynolds stress model(RSM)에 대해 각각 계산을 수행하였다.

벽면에서의 격자는 각 난류모델에서의 요구도를 만족시키는 정도의 조밀도를 유지하였으며, 계산 알고리즘으로는 pressure-based coupled solver, pseudo-transient와 이차 정확도의 공간 차분법을 적용하였다.

2.3.2 해석 결과

유동해석에서 얻어진 노즐 출구에서의 평균압력은 약 0.86 기압(RSM 해석, 절대압 기준)으로 약간 과대팽창된 정도를 나타내었지만, 후류 충격파의 구조는 상당히 뚜렷이 관찰되었다. 이론적으로는 완전팽창 근처에서 충격파가 잘 보이지 않아야 하지만, 짧은 확대노즐에서 큰 속도의 흐름이 유도되며 노즐 내에서 팽창파와 충격파가 생성되면서 그림 6에서처럼 불균일한 속도 및 압력분포를 나타내기 때문이다. 특히 압력의 불균일이 상대적으로 크게 나타났는데, 비록 노즐 출구에서의 평균압력은 대기압 부근이었지만, 노즐 벽쪽의 압력은 1.6 기압 정도를 보였으며 중심부에서는 0.17 기압 정도로 크게 낮은 압력이 형성되었다.

밀도의 변화정도를 나타낸 그림 7을 통해 후류 충격파의 구조를 보다 세밀히 관찰할 수 있었다. 확대노즐이 시작되는 부분에서는 유동이 초음속으로 가속되면서 음의 곡률인 노즐벽을 따라 팽창파가 나타났으며, 이후 노즐이 양의 곡률을 가지면서 약한 경사충격파가 생성되었고, 이들이 다시 중첩되면서 강한 경사충격파로 발달하였다.

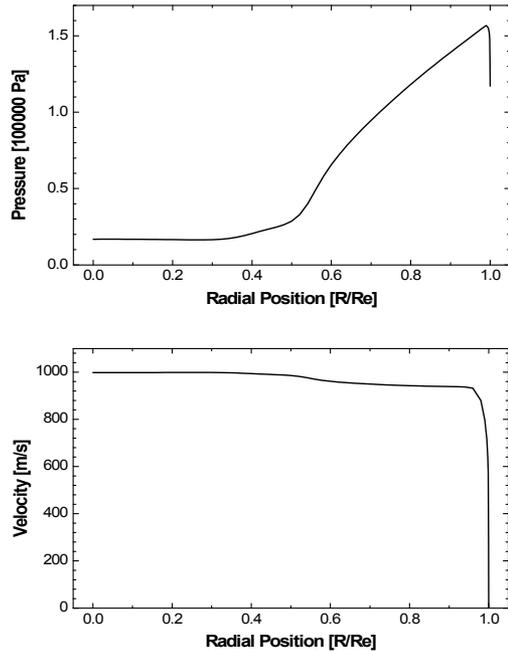


Fig. 6 Pressure and Velocity Distribution along Nozzle Exit Section

노즐 끝단에서 역시 약한 팽창파가 나타났다. 이론적으로는 출구 평균압력이 대기압 이하이므로 과대팽창조건에 해당하지만, 실제로는 노즐 끝단의 압력이 그림 6에서처럼 대기압보다 높으므로 마치 과소팽창 노즐에서처럼 국부적으로 팽창파가 생기게 된다. 제트의 자유흐름 역시 노즐 출구를 떠나면서 확대되는 양상을 보였으며, 이후 자유흐름이 압력보상에 의해 수축하면서 새로운 경사충격파가 발달하였다. 이렇게 발달한 경사충격파와 자유흐름경계는 반사와 중첩을 반복하면서 후류로 이어지게 된다.

그림 8에는 난류 모델에 따른 온도, 마하수, 산소분률, 밀도의 결과를 보여주고 있다. 우선 공통적으로, RKE 모델에 비해 KWSST와 RSM 결과에서 보다 뚜렷한 충격파 구조를 관찰할 수 있었다. 수직 충격파인 마하 디스크는 관찰되지 않으며, 경사충격파, 팽창파와 그 내부에서 노즐 축 방향을 따라 반사되며 다이아몬드 형태를 만들며 진행되는 것을 확인할 수 있었다. 노즐목 이후 단일 팽창으로 인하여 유체의 정온도는 약 72 K,

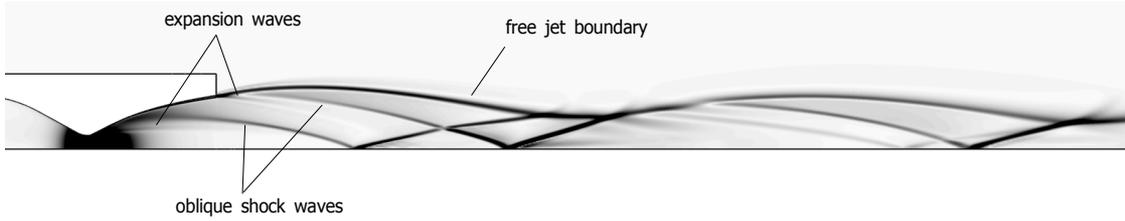


Fig. 7 Density-gradient Image (RSM)

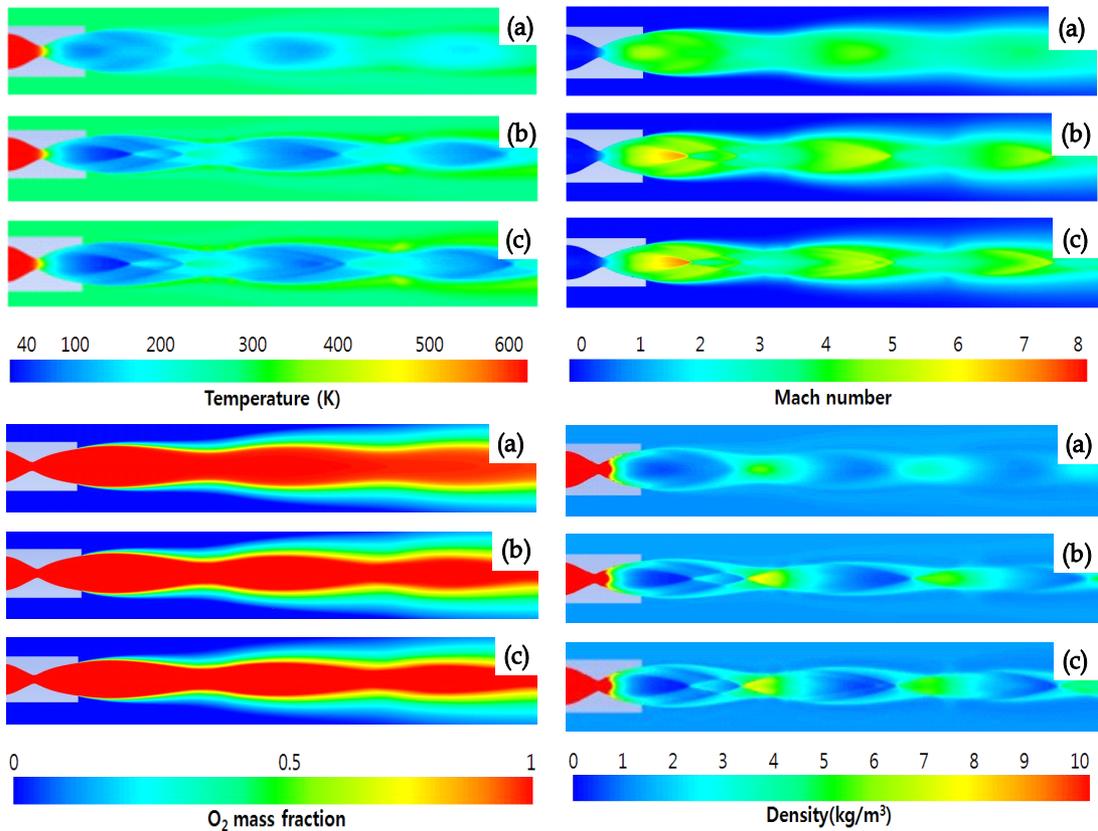


Fig. 8 Results: (a) RKE (b) KWSST (c) RSM

정압은 약 0.1 기압 수준까지 떨어지게 되며, 이 경우 마하수는 약 7에 이르게 된다. 축 방향을 따라 후단에서 멀어질수록 충격파의 강도는 약해지고 내부 연소가스와 외기와 혼합층(plume mixing layer)이 발달되는 양상을 확인할 수 있었으며, 노즐 직경의 40D 정도 되는 영역에서는 노즐 후단 배기 플룸의 압력과 외기 압력이 거의

동일해지게 된다. 이는 전형적인 초음속 제트의 혼합 정도라 할 수 있으며, 이곳에서의 난류모델 간 차이는 크지 않았다.

전반적인 형태는 RKE인 경우에 비해 KWSST와 RSM에서 좀 더 근사한 결과를 보여주었다. RKE의 경우는 다른 난류모델에 비해 충격파와 팽창파 영역에서 더 큰 소산을 나타냄에 따라 충

격과의 구조가 빠르게 소멸되었다. 그리고 KWSST와 RSM의 경우는 모델의 정확도에도 불구하고 연소시험 결과보다는 다소 과대한 예측을 하고 있다고 판단되며, 이러한 이유는 실제 유동의 입구조조건이 계산에서와 같이 매우 이상적인 균일한 흐름조건이 아니라 연소에 의한 압력섭동, 연소의 불균일성 등이 존재하기 때문이다. 그러나 KWSST와 RSM 결과는 RKE에 비해 충격파의 정성적인 분포를 더 잘 반영하고 있다고 판단된다.

3. 결 론

단품시험을 위해 축소/확대 노즐이 장착된 예연소기 연소시험이 진행되었으며, 후류에 대한 스틸 및 열화상 영상의 획득과, 이에 대한 수치해석을 수행하였다. Species transport model의 적용으로 노즐에서 배기되는 후류와 외기와의 혼합을 압축성 효과를 고려하여 계산할 수 있었으며, 이 때 최근 널리 사용되고 있는 realizable $k-\epsilon$, $k-\omega$ SST, 그리고 Reynolds stress 모델을 적용하여 결과를 비교하였다.

Realizable $k-\epsilon$ 모델의 경우 다른 두 난류 모델에 비해 충격파의 구조가 상대적으로 명확히 나타나지는 않았으며, Reynolds stress 난류 모델을 이용한 경우 가장 뚜렷한 충격파 구조를 계산할 수 있었다. $k-\omega$ SST 모델은 두 난류 모델 중 하나나 Reynolds stress 모델에 가까운 결과를 얻었으며, 획득한 시험영상과 비교하여 볼 때 가장 유사한 결과를 보여주었다. 또한, 모델의 복잡성, 계산 시간 및 수렴성 등을 종합적으로 고려해 볼 때 차후 활용할 수 있는 가장 타당한 난류모델인 것으로 검토되었다.

참 고 문 헌

1. George P. Sutton, Oscar Biblarz, "Rocket Propulsion Elements," *John Wiley & Sons, Inc.*, 7th edition, 2001, pp. 639~659.
2. Choi, H.-S., "The Effect of Gas

Thermochemical Model on the Flowfield of Supersonic Rocket in Propulsive Flight," *KSPE*, Vol. 6, No. 1, 2002, pp.12~20.

3. Kang, S.-I. and Huh, H.-I., "A CFD Study for Rocket Exhaust Flow using Single Species, Unreacted Flow Mode," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 11, No. 1, 2012, pp. 126~134.
4. Kim, Y.-M., "Navier-Stokes Solutions of Rocket Nozzle Flows Containing an Exhaust Plume," *KSAS*, Vol. 27, No. 2, 1999, pp. 101~110.
5. Kam, H.-D., Kim, J.-S. and Bae, D.-S., "Performance Analysis of the Supersonic Nozzle Employed in a Small Liquid-rocket Engine for Ground Firing Test," *2011 KSPE Fall Conference*, 2011, pp. 321~324.
6. Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA*, Vol. 32, No. 8, 1994, pp. 1598~1605.
7. Raymond S. Castner, "Analysis of Plume Effects on Sonic Boom Signature for Isolated Nozzle Configurations," *AIAA-2008-3729*, 2008, pp. 1~14.
8. Moon, I.-Y., Moon, I.-S. and Kang, S.-H., "Design Point Operating Characteristics of an Oxidizer Rich Preburner", *2012 Fall Conference of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 2012, pp. 483~489.
9. Lee, S.-M., Ha, S.-U. and Lee, S.-Y., "Numerical Analysis on Cooling Characteristics of Oxidizer-Rich Preburner ", *2012 KSPE Fall Conference*, 2012, pp. 470~478.
10. ANSYS, Inc., "ANSYS FLUENT 14 User's Guide," *ANSYS, Inc.*
11. <http://www.grc.nasa.gov/>