

# 소형 액체로켓엔진 지상연소시험용 초음속 노즐의 성능해석

감호동\* · 김정수\*\*† · 배대석\*\* · 이재원\*\*\*

## Performance Analysis of the Supersonic Nozzle Employed in a Small Liquid-rocket Engine for Ground Firing Test

Ho Dong Kam\* · Jeong Soo Kim\*\*† · Dae Seok Bae\*\* · Jae-won Lee\*\*\*

### ABSTRACT

A computational analysis of nozzle flow characteristics and plume structure using Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with k- SST turbulence model was conducted to examine performance of the supersonic nozzle employed in a small liquid-rocket engine for ground firing test. Computed results and experimental outcome of 2-D converging-diverging nozzle flow were compared for verifying the computational capability as well as the turbulence model validity. Numerical computations of 2-D axisymmetric nozzle flow was carried out with the selected model. As a result, flow separation with backflow appeared around the nozzle exit. This investigation was reported as a background data for the optimal nozzle design of small liquid-propellant rocket engine for ground test.

### 초 록

지상연소시험용 소형 액체로켓엔진 초음속 노즐의 성능해석을 위하여 노즐내 유동특성 및 플룸 구조를 k- SST모델을 사용한 Reynolds-averaged Navier-Stokes 방정식으로 해석하였다. 해석기법의 검증을 위하여 2차원 축소-확대 노즐 초음속 유동의 해석값과 실험치를 비교하고, 검증된 기법으로 2차원 축대칭 노즐의 성능해석을 수행하였다. 그 결과 노즐 내부에 유동박리 및 역류현상의 발생이 확인되었으며, 이 해석결과는 소형 액체로켓엔진 노즐 최적설계에의 기초자료로 제시되었다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Hydrazine Thruster(하이드라진 추력기), Ground Firing Test(지상연소시험), Converging-Diverging Nozzle(축소-확대노즐)

### 1. 서 론

우주발사체가 임무수행을 목적으로 지구 대기

권을 벗어나기 위한 탈출에너지의 대부분은 대형로켓엔진이 점유한다. 발사체 최종단(final stage)의 탑재체(payload)를 목표궤도로 진입시키기 위해서는 주 엔진이 작동하는 동안과 단 분리 이후까지 비행축 안정화와 비행궤적 조종을 위한 3축자세제어가 반드시 병행되어야 하며 이를 위해서는 그 성능이 보장되는 소형 액체로

\* 부경대학교 대학원 에너지시스템공학과

\*\* 부경대학교 기계공학과

\*\*\* (주)한화 대전사업장 개발부

† 교신저자, E-mail: jeongkim@pknu.ac.kr

켓엔진(추력기)의 활용이 필수불가결하다[1].

최초로 우주비행체에 적용된 자세제어용 추력기는 냉기체(cold gas) 추진 시스템이었으며, 이후 과산화수소(hydrogen peroxide) 단일추진제(monopropellant) 추력기가 등장하였다. 그러나 1960년대, 비추력 성능과 저장성이 이들보다 탁월한 하이드라진(hydrazine) 단일추진제 추력기가 등장하면서 이전 시스템들을 급속히 대체하였고, 최근에 이르러 이원추진제(bipropellant) 추력기까지 개발되게 되었다[2].

하이드라진 추력기는 성능이 우수하고, 장기간의 비행경력으로 높은 신뢰도를 자랑하며, 인공위성이나 행성간 탐사선의 추진시스템뿐만 아니라, 탑재체의 정확한 궤도투입을 위하여 정밀한 3축 자세제어가 요구되는 우주발사체 최종 단계 대부분 장착되고 있다[1]. 국내에서는 NASA의 1 lbf급 표준형 단일액체엔진인 MRE-STD-1 (Monopropellant Rocket Engine - Standard - 1.0 lbf)의 제작, 조립, 시험평가기술을 보유하고 있으나 그 설계능력은 매우 제한적이다[3]. 따라서 발사체의 비행축 안정화 및 상단(upper stage)의 3축 자세제어, 위성체의 궤도 천이/조정 및 정밀 자세제어, 외대기권 탄두요격 충돌비행체(EKV)의 고속 궤도기동 등과 같이 우주비행체 기동시스템에 다목적으로 활용·탑재 가능한 하이드라진 추력기의 개발소요가 목하 대두되고 있는 실정이다.

추력기의 핵심 요소부품중 하나인 노즐의 형상은 추력 성능에 직접적인 영향을 미친다. 노즐 내부에 충격파(shock wave)나 역압력 구배에 의한 유동박리(flow separation)와 역류(backflow)가 발생할 때 노즐성능이 크게 감소하게 되며, 이러한 현상의 발생을 방지할 수 있는 노즐형상의 설계가 필요하다. 최적노즐설계를 위한 기초자료 확보의 일환으로서, 실험을 통한 직접적인 측정이 가장 신뢰할 만하나, 시간적·경제적 자원 소모성을 고려한다면 적절한 검증을 거친 이론 계산이 더욱 효율적이다[4].

따라서 본 연구는 소형로켓엔진 지상시험용 초기설계모델의 노즐내 유동특성과 플룸(plume) 구조를 전산모사기법으로 해석하여, 노즐내부의 유동박리 및 충격파 발생을 방지하고 최적의 성

능을 낼 수 있는 노즐 설계에 대한 기초자료를 제공하고자 한다.

## 2. 수치해석 방법

초음속노즐 내부 유동 해석을 위하여 상용코드인 Fluent를 사용하였으며, SIMPLE 알고리즘을 채택하였다. 수렴조건은 모든 차분식의 잔차가  $10^{-4}$ (에너지 차분식은  $10^{-7}$ ) 이하일 때이다.

연속방정식과 운동량 및 에너지보존식의 일반적인 형태는 다음과 같다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\vec{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v} (\rho E + p)) = \nabla \cdot \left( k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\vec{\tau}_{eff} \cdot \vec{v}) \right) + S_h \quad (3)$$

작동유체는 정상(steady)상태의 화학반응이 없는(chemically frozen) 이상기체로 가정하였으며, 노즐 벽면은 단열(adibatic), 점착(no slip)조건으로 경계조건을 설정하였다. 또한 중력과 외력 그리고 화학종의 확산은 없다고 가정하였다. 전술된 가정들에 의거하여 unsteady/species diffusion/gravity/external body force/source 항들을 해석에서 무시하였다.

비점성(inviscid) 및 k-Standard[5]와 k-SST (Shear Stress Transport)[6] 모델로 해석한 값들을 실험치[7]와 비교하여, 그중 가장 적합하다고 판단되는 k-SST 모델을 지상연소시험용 소형액체로켓엔진 초음속노즐 예비모델의 해석에 적용하였다.

## 3. 해석 기법의 검증

해석기법의 검증 및 난류모델 선정을 위해 2차원 축소·확대 노즐내 표면의 압력구배를 해석하여 실험치와 대조하였다. 그 결과를 Fig. 1에 제시하였으며, 그림에서 CASE I-IV 는 노즐 압력비에 의한 분류를 의미하는 것으로 그 값은

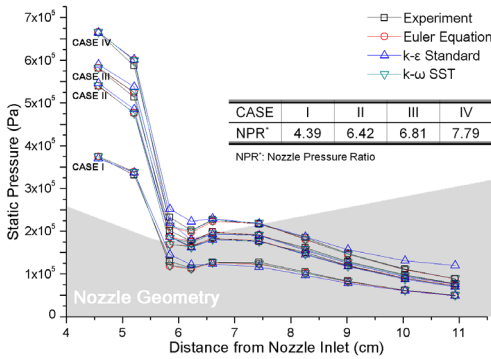


Fig. 1 Static Pressure Distribution

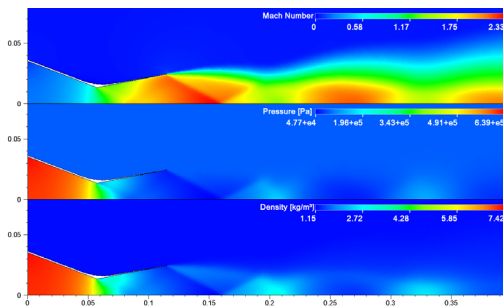


Fig. 2 Computed 2D Nozzle Contours

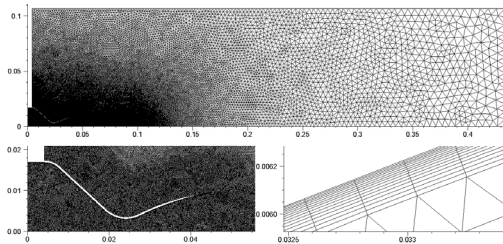


Fig. 3 Grid Configuration

각각 4.39, 6.42, 6.81, 7.79 이다.

점성을 고려하지 않은 오일러식을 사용한 해석결과는 점성에 의한 전압력 손실이 반영되지 않아 후류로 갈수록 압력값이 다소 높게 나오는 경향을 띄었으나, 그 평균 오차는 2.23%로서 점성효과는 미미하였다. k- Standard 난류모델을 사용한 해석 결과는 4.84%의 높은 오차율이 나타나는데, 이는 노즐목 부분의 작은 곡률반경에 기인한 국부적 압력상승을 정확히 모사하지 못한 결과로 사료된다. 그리고 k- SST 난류모델로 해석한 경우는 그 평균 오차율이 1.99%를 보

여, 세 가지 모델 중 실험치에 가장 근접한 결과를 나타냈다.

실험값과 가장 유사한 해석결과를 도출한 경우(k- SST, NPR: 6.42)의 마하수, 정압, 밀도 등 치선(contour)을 Fig. 2에 도시한다. 노즐 출구면에서 경사충격파(oblique shock wave)의 존재로 인한 급작스런 물성치 변화가 관찰되며, 발생한 충격파가 반사되고 다시 팽창파가 생성되는 패턴의 Shock Diamonds 가 관찰된다.

이상에서와 같이 k- SST 난류모델은 실험값과의 검증에서 가장 낮은 오차율을 보이고, 벽면 근처 유동해석에 유리하여[6] 노즐 내 유동박리 및 역류 현상 예측에 가장 적절하다고 판단되었다. 따라서 이후에 제시되는 액체로켓엔진의 노즐유동해석에 k- SST 난류모델이 사용되었다.

#### 4. 지상연소시험용 소형 로켓 엔진 노즐 해석

본 연구에서 고려하고 있는 추력기는 1:50의 노즐 면적비를 가지며, 진공상태에서의 작동용 목표로 설계되었다. 그러나 지상연소시험은 대기압 상태에서 수행되며, 이로 인해 배압(back pressure)이 설계압력보다 상승하게 된다. 이는 곧 노즐 내부에 추력성능을 감소시키는 충격파 및 유동박리 그리고 역류현상의 발생 가능성을 높인다. 이를 방지하기 위해 노즐 면적비를 1:10으로 감소시킨 시험용 모델을 설계하였으며, 시험평가에 앞서 수치해석 기법으로 성능해석을 수행하였다.

노즐 내 유동특성 및 외부 플룸구조의 해석을 위하여 계산영역은 노즐 출구를 기점으로 하여 축 방향으로 노즐 출구지름의 20배, 반경방향으로 10배로 그 크기를 정하였으며, 2차원 형상 축대칭(axisymmetric)으로 해석하였다. 삼각형(trigonal)위주의 비정렬(unstructured) 격자(grid)를 사용하였으며, 관심의 대상인 노즐내부와 플룸 예상 위치에 격자를 밀집시켰다. 특히 벽면 근처에서는 경계층 유동 및 박리현상 등에 대한 정확한 해석을 위해 격자를 보다 조밀하게 배치하였다(Fig. 3). 노즐입구의 압력과 온도는 200 psi 그리고 1200 K 조건으로 해석을 수행하였다.

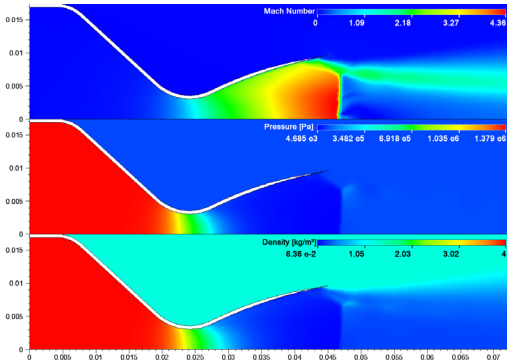


Fig. 4 2-D Axisymmetric Nozzle Flow Contours

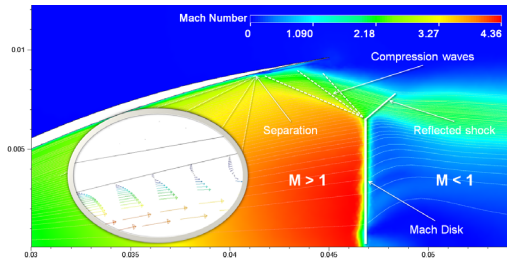


Fig. 5 Plume Structures of 2-D Axisymmetric Nozzle

작동유체로 공기를 사용하였으며, 노즐외부 대기의 압력과 온도는 14.7 psi와 300 K 이다.

해석결과로서 마하수, 압력, 그리고 밀도 등치선을 Fig. 4에 도시한다. 노즐 출구 부근에서 마하 디스크(Mach disk)가 나타나며, 그 디스크 전후로 마하수, 압력 그리고 밀도의 급격한 변화가 관찰된다. 노즐 내 벽면에서 유동의 박리 및 역류현상과, 압축파들이 발생한 후 마하디스크에서 반사되어 형성된 경사충격파의 영향을 받은 유선의 변화 등을 Fig. 5에 도시 하였다.

전술한 바와 같이 노즐 벽면에 발생한 유동박리로 인한 압축파 및 역류현상은 노즐의 실효팽창비를 감소시켜 성능을 저하시키는 요인으로 작용하며, 이와 같은 현상들은 노즐 목에서부터 끝단까지의 거리가 충분히 길지 못하여 노즐 팽창각이 과도하게 크기 때문이다.

## 5. 결 론

소형 액체로켓엔진 지상연소시험용 노즐의 성

능해석을 수행하였다. 2차원 노즐 유동을 해석하고 실험값과 비교하여 해석기법을 검증하였으며, 이 기법으로 2차원 축대칭 노즐유동을 해석하였다. 그 결과, 노즐성능을 저하시키는 유동박리와 압축파 등이 노즐 내부에서 발생하는 것을 확인할 수 있었고, 이에 따라 시험용 노즐형상의 수정이 요구되었다.

## 후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 교육과학기술부 우주핵심기술개발사업의 지원을 받아 수행되었음(No. 20110020890).

## 참 고 문 헌

1. 김정수, 정훈, 감호동, 서항석, 서혁, "우주비행체 궤도기동/자세제어용 추력기의 개발과 발사체에의 활용현황," 한국추진공학회지, 제14권, 제6호, 2010, pp.103-120
2. Sutton, G. P., History of Liquid Propellant Rocket Engines, 1st Ed., AIAA, 2006
3. 김정수, 박정, 김성초, 최종욱, 장기원, "우주비행체 자세제어용 소형액체로켓엔진의 이론 성능 해석," 한국추진공학회 제25회 추계 학술대회 논문집, 2005, pp.196-200
4. Patankar, S. V., Numerical Heat Transfer and Fluid Flow, Hemisphere, 1980
5. Launder, B. E. and Spalding, D. B., Lectures in Mathematical Models of Turbulence, Academic Press, 1972
6. Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," AIAA, Vol. 32, No. 8, 1994, pp.1598-1605
7. Mary, L. M., Lawrence, E. P., and Richard, J. R., "The Effect of Throat Contouring on Two-Dimensional Converging-Diverging Nozzles at Static Conditions," NASA Technical Paper 1704, 1980