

화염유도로 예비 해석을 위한 로켓노즐 플룸의 CFD 해석 검증

전두성* · 김재우* · 김종록** · 김우겸** · 김승철** · 문희장***†

CFD Investigation of Rocket Nozzle Plume for Flame Deflector Preliminary Analysis

Doosung Jun* · Jaewoo Kim* · Jongrok Kim** · Wookyeom Kim** ·
Seungcheol Kim** · Heejang Moon***†

ABSTRACT

This paper investigates CFD investigation on single phase supersonic nozzle flow and 2-phase subsonic flow prior to rocket nozzle supersonic 2-phase flow with water injection within the flame deflector. Numerical results of supersonic nozzle single phase flow showed no notable unrealistic behavior as it captures the usual shock cell structures. Three-dimensional 2-phase flow analysis has also been performed to verify whether the approach can grab the droplet behavior during cooling by water injection. It is expected these basic studies will enhance the cooling problem analysis of supersonic 2-phase rocket plume in the future.

초 록

초음속 유동과 2상 유동이 공존하는 화염유도로 내 유동해석을 위한 사전 해석검증의 일환으로, 초음속 단상 노즐 플룸의 2차원 축대칭 해석과 물 분사가 포함된 3차원 2상 아음속 유동을 해석하였다. 단상 초음속 노즐 플룸의 경우 충격과 셀 구조를 통해 물리적으로 위배되는 현상은 발견되지 않았다. 물분사가 포함된 3차원 2상 아음속 유동의 경우, 액적의 거동과 기화 과정을 정성적으로 볼 수 있었으며 물 분사 시 고온공기의 냉각 모사가 가능함을 확인할 수 있었다. 이들 기초 검증 결과들은 추후 초음속 2상 물 분사 플룸 유동에 적용되어 3차원 화염유도로 해석에 응용될 예정이다.

Key Words: Flame Deflector(화염유도로), Rocket Nozzle(로켓 노즐), Plume(플룸), Two Phase Flow(2상 유동)

1. 서 론

화염유도로는 로켓 노즐로부터 분사되는 화염의 유동을 일정한 방향으로 유도하여 고온, 고압

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 대한항공 항공기술연구원

*** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

† 교신저자, E-mail: hjmoon@kau.ac.kr

의 노즐 배기 플룸(plume)으로부터 발사체와 주변 시설물을 보호하고, 소음에 의한 영향과 환경에 미치는 악영향을 최소화하기 위한 시설이다.

실제 유도로 구축을 위한 실험연구의 비용문제를 해결하고 다양한 작동조건에서의 유도로서 성능을 예측하기 위해 수치해석적 연구가 국내외에서 활발히 진행되고 있다. 로켓 노즐 플룸 자체의 기초적인 특성을 파악하거나[1], 연소가스의 화학반응 및 열전달 효과에 대한 연구가 수행된 바 있다[2,3]. 또한 화염에 의한 유도로에서의 고온 영역으로 실제 화염유도로의 성능을 예측하여 설계에 반영하고자 하는 연구가 진행되고 있으며[4], 정상 및 비정상 해석을 통해 노즐 플룸이 발사대와 유도로에 미치는 영향에 대한 연구가 진행되고 있다[5-7]. 화염유도로의 열 하중 저감을 위한 냉각수 효과가 고려된 수치해석의 경우에는 초음속의 로켓 노즐 유동에 의해 2상(Two Phase) 유동의 접근성의 한계가 존재한다. 따라서 최근에는 다양한 냉각수 분사 지점 및 유량과 관련된 수치해석적 연구가 수행되고 있다[8-10].

본 연구에서는 본격적인 초음속 2상 유동의 해석에 앞서, 상용 CFD 해석 프로그램인 ANSYS FLUENT v12.1을 사용한 초음속 노즐의 단상 유동에 대한 해석을 검증하였으며, 아음속 2상 유동의 해석을 시도하였다.

2. 로켓노즐 유동 해석

2.1 해석 모델 및 계산 조건

본 연구에서는 단일 로켓 노즐로부터 분출되는 화염을 비반응유동으로 가정하여 해석하였다. 로켓 노즐의 내부와 주위 유동장에 대한 2차원 축대칭 정렬격자를 구성은 Fig. 1과 같으며, 총 격자 수는 3.9×10^4 개로 정하였다. 외부조건은 해수면 고도 0 km, 1 atm이며, 작동유체는 공기를 사용하였다. 노즐입구의 압력 조건은 60 atm이며, 온도 조건은 3000 K이다. 공기의 정압비열(C_p)이 온도에 대해 다항식으로 변하는(Polynomial) 경우와 일정한(Constant) 경우에 대해 수행하였으며, Spalart-Allmaras 1 Eqn. 난류모델을 사용하였다.

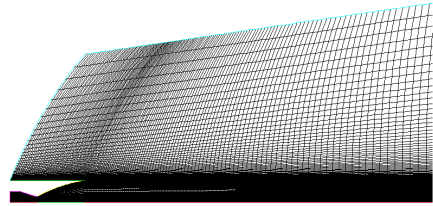


Fig. 1 Computational Domain of Rocket Nozzle

2.2 검증 결과

Figure 2는 초음속 노즐 플룸 유동의 마하수 분포를 나타내고 있다. 정압비열이 온도의 다항 함수인 경우의 최대 마하수($M=4.21$)는 비열이 일정한 값을 갖는 경우의 마하수($M=3.86$)보다 높게 나타났으며, 변화폭 또한 크게 나타나는 것을 확인하였다.

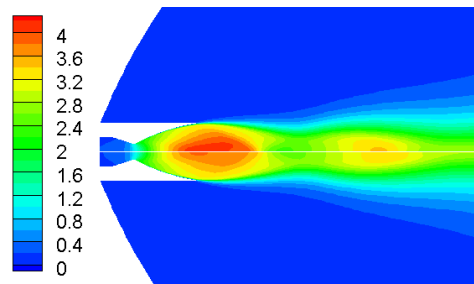


Fig. 2 Mach number Contours of Polynomial C_p (upper half) and Constant C_p (lower half)

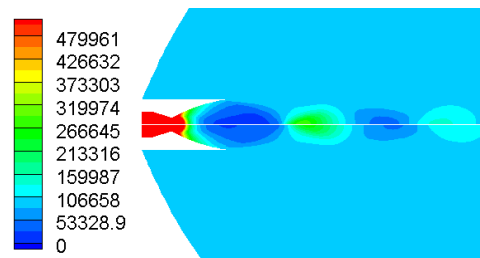


Fig. 3 Pressure(Pa) Contours of Polynomial C_p (upper half) and Constant C_p (lower half)

Figure 3은 압력분포로서 노즐 출구 부근에서의 자세한 압력변화를 확인하기위해 최대값을 5 atm으로 제한하였다. 노즐 출구의 압력이 대기압보다 다소 낮은 과대팽창 조건과 반복적인 셀 구

조를 확인하였다. Fig. 4는 중심축에서의 마하수 변화로서, 노즐 내부에서 마하수가 지속적으로 증가하여 노즐 목에서 $M=1$ 에 도달하는 것을 볼 수 있다. 노즐 출구에서 최대값을 갖는 마하수는 노즐 출구 이후에서의 팽창파로 인해 마하수의 증감이 순차적으로 나타나는 것을 확인할 수 있다. 단상에서의 초음속 노즐 흐름의 거동은 실제 현상에 위배되지 않았으며 추후 예정되어 있는 물분사가 추가된 초음속 유동 검증 시 본 결과가 활용될 예정이다.

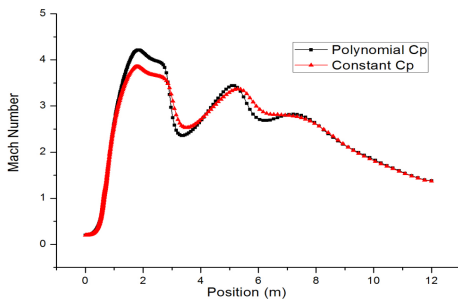


Fig. 4 Computational Domain of Rocket Nozzle

3. 아음속 물 분사 다상유동 해석

3.1 해석 모델 및 계산 조건

분사되는 물에 의한 공기의 냉각효과를 검증하기 위해 다상유동 해석을 수행하였다. Fig. 5는 높이 1.8 m의 3차원 원형 관 형태의 격자로서, 1.6 m와 0.9 m 높이에 각각 5개와 4개의 물 분사 지점이 위치한다. 입구에서 유입되는 공기의 온도조건은 900 K이며, 속도는 각각 아음속(16 m/s)과 초음속(340 m/s)의 두 경우를 검토하였다. 고온공기를 매체로 하는 유동해석은 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였으며, 물분사의 모사는 범용코드 내 탑재되어 있는 Euler-Lagragian 분사모델을 사용하여 질량, 모멘텀 및 열의 교환을 동반하는 상변화를 고려하였다. 아음속의 경우 Density based solver 또는 Pressure based solver로 해석을 수행하였으며, 두 경우 모두 적절한 Courant 수(CFL) 범위 내에서 수렴되어 결과들의 타당성을 확인하였다.

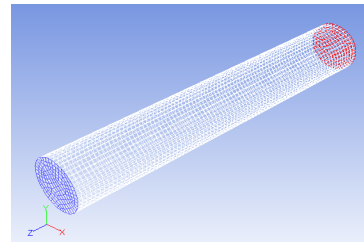


Fig. 5 Schematic of the Circular Channel

3.2 검증 결과

Figure 6은 공기의 유입 속도가 16 m/s인 경우 출구 단면에서의 온도분포이다. 좌측의 물 분사 전과 우측의 분사 후의 온도 분포의 변화를 통해 물 분사에 의한 냉각 효과를 확인할 수 있었다.

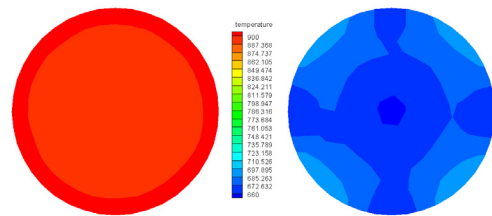


Fig. 6 Temperature(K) Contours at initial phase (left) and water injected phase (right) in the Circular Channel Outlet

Figure 7과 Fig. 8은 9개의 전체 물 분사 지점 중 2개 지점에서 분사된 액적의 궤적을 입자의 직경 변화로 나타낸 것이다. 공기의 속도가 아음속(16 m/s)인 경우에는 유동 방향을 따라 액적의 직경이 감소하여 해석 영역 내부에서 모두 기화하는 것을 확인할 수 있었다. 유속이 초음속(340 m/s)인 경우(Fig. 8)에는 예상대로 SIMPLE 기반 Pressure based solver 이용 시 어려움이 뒤따랐으나 범용코드 내 탑재된 초음속용 Pressure coupled solver와 Density solver를 이용할 경우 수렴이 가능하였으며 고속의 공기유속 때문에 짧아진 체류시간으로 인해 액적이 기화되지 못하고 출구로 유출되는 것을 볼 수 있었다. Solver 별 해석 케이스에서 액적 분포 및 크기의 차이가 존재하나, 정성적으로는 유사한 결과를 갖는 것으로 사료된다.

참 고 문 헌

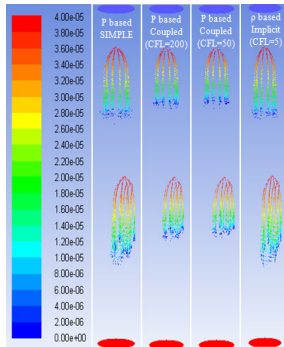


Fig. 7 Particle Diameter(m) at $V_{air}=16$ m/s

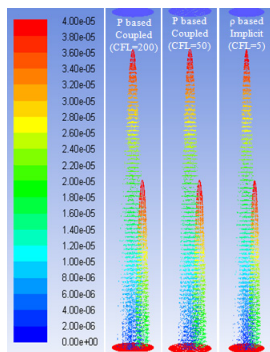


Fig. 8 Particle Diameter(m) at $V_{air}=340$ m/s

4. 결 론

초음속 유동과 2상 유동이 공존하는 화염유도로 내 유동해석을 위한 사전 해석검증의 일환으로, 초음속 단상 노즐 플룸의 2차원 축대칭 해석과 물 분사가 포함된 3차원 2상 아음속 유동을 해석하였다. 해석 결과를 통해, 단상 초음속 노즐 플룸의 거동은 물리적 현상에 위배되지 않았다. 물분사가 포함된 3차원 2상 아음속 유동의 경우, 액적의 거동과 기화 과정을 정성적으로 볼 수 있었으며 물 분사 시 고온공기의 냉각 모사가 가능함을 확인할 수 있었다.

본 연구의 최종 목표는 물 분사에 의한 2상 초음속 로켓 노즐 플룸의 냉각 효과를 모사할 수 있는 수치기법을 터득하고 초음속 2상 유동을 효과적으로 해석하는 것이다. 향후, 초음속 유동에 적합한 물 분사 모델을 정립하여, 최적의 냉각 효과를 나타내는 물 분사 위치와 냉각수 유량에 대한 유동 해석을 진행할 예정이다.

1. 김영목, "로켓 배기플룸에 관한 3차원 수치 해석," 한국전산유체공학회 학술대회논문집 1999년도 추계, 1999
2. 신재철, 최정열, 최환석, "평형화학반응과 복사열 전달을 고려한 로켓 플룸 유동 해석," 한국전산유체공학회 학술대회논문집 2004년도 춘계, 2004
3. 최환석, 문운완, 최정열, "유한속도 화학반응을 고려한 초음속 로켓의 플룸 유동 해석," 한국항공우주학회 2001년도 추계학술발표회 논문집, 2001
4. Daniel C. Allgood, Vineet Ahuja, "Computational Plume Modeling of Conceptual ARES Vehicle Stage Tests," 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007
5. 김성룡, 이영호, 김인선, "발사장 화염유도로 발사환경 유동해석," 한국항공우주학회 2003년도 추계학술발표회 논문집(I), 2003
6. 박승경, 최봉근, 윤경택, 우유철, 이대성, 강선일, "화염유도로 주위의 3차원 초음속 제트 유동 해석," 대한기계학회 2001년도 춘추학술대회, 제1권, 제5호, 2001, pp.494-498
7. 김성룡, 황도근, 강선일, 남중원, 김대래, 라승호, "발사대 화염유도로 분석을 위한 KSLV-I 플룸 해석 I," 한국항공우주학회 2010년도 춘계학술발표회 논문집, 2010, pp.361-364
8. Francisco Canabal, Abdelkader Frendi, "Study of the Ignition Overpressure Suppression Technique by Water Addition," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 43, No. 4, 2006
9. Jai S. Sachdev, Vineet Ahuja, Ashvin Hosangadi, "Analysis of Flame Deflector Spray Nozzles in Rocket Engine Test Stands," 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2010
10. 김성룡, 황도근, 남중원, 강선일, 김대래, 라승호, 김인선, "발사대 화염유도로 분석을 위한 KSLV-I 플룸 해석II," 한국항공우주학회 2010년도 추계학술발표회 논문집(II), 2010, pp.1207-1210