

스월 동축형 분사기의 리세스 길이에 따른 혼합특성에 관한 수치적 연구

김영준* · 홍문근** · 이수용** · 손채훈*†

A Numerical Study on Mixing Characteristics for Recess Length of Swirl Coaxial Injector

Youngjun Kim* · Moongeun Hong** · Soo Yong Lee** · Chae Hoon Sohn*†

ABSTRACT

A mixing characteristics on recess length change of Gas-centered swirl coaxial injector using high-performance staged combustion rocket engine carry out study through CFD(Computational fluid dynamics). propellant phase that combined gas-liquid simulate gas-gas. In order to measure spreading angle, velocity distribution to injector exit and spray structure of propellant analyzed. Axial velocity increase by increasing recess length, but tangential velocity decrease. The result confirmed qualitative characteristics that the spreading angle decreases.

초 록

고성능 다단연소방식 액체 로켓엔진에 사용되는 기체 중심 스월 동축형 분사기의 리세스 길이 변화에 따른 혼합특성을 수치해석을 통해 연구를 수행하였다. 실제 추진제의 상(phase)은 기체(산화제)-액체(연료)형이지만, 모사조건을 통해 기체-기체로 고려하였다. 추진제의 확산각도를 측정하기 위해 분사기 출구에서의 속도 분포 및 추진제의 분무형상을 분석하였다. 리세스 길이가 증가함에 따라 축방향 속도는 증가하는 반면, 탄젠셜 방향 속도는 감소하였다. 이 결과 확산각도가 감소하는 정성적인 특징을 확인하였다.

Key Words: Swirl Coaxial Injector(스월 동축형 분사기), Recess Length(리세스 길이), Spreading Characteristic(확산특성)

1. 서 론

스월 동축형 분사기는 미립화 성능 및 혼합 효율, 연소 안정성이 뛰어나 설계 및 제작과정이 어렵다는 단점에도 불구하고 액체로켓엔진에 널리 사용되고 있다. 이러한 스월 동축형 분사기는 추진제의 상(phase)에 따라 액체-액체 스월 동축형 분사기와 기체-액체 스월 동축형 분사기로 구

* 세종대학교 기계항공우주공학부
** 한국항공우주연구원 미래로켓추진팀
† 교신저자, E-mail: chsohn@sejong.ac.kr

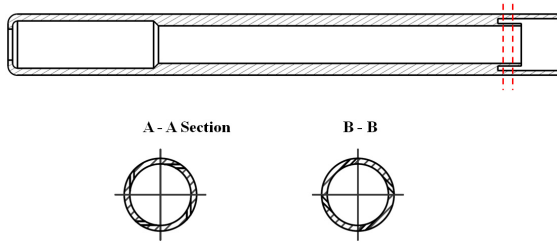


Fig. 1 Schematic diagrams of the configuration of swirl coaxial injector

분될 수 있다. 기체-액체 스윙 동축형 분사기는 기체 추진제의 사용 위치에 따라 외부 기체-액체 스윙 동축형 분사기와 기체 중심 스윙 동축형 분사기로 나뉜다. 액체-액체 스윙 동축형 분사기는 연료와 산화제가 모두 액체로 분무되는 형태로 가스발생기 또는 예연소기에서 많이 사용되고 케로신을 연료로 사용하는 엔진에서 주로 사용된다.[1]

고성능 다단연소방식 로켓엔진에 사용되는 기체 중심 스윙 동축형 분사기는 일반적으로 내부 기체 분사기가 깊은 리세스를 가지는 것이 특징이며, 깊은 리세스를 통해 분사기 내부에서 기체와 액체가 상호 간섭에 의해 미립화 및 혼합 효율을 높인다.[2] 기존 연구는 수류 실험을 통해 액적의 미립화, 분사각도(Diffusion Angle), 분열 길이, 필름 두께 등을 측정하여 분사기의 분무특성을 분석하였다. 국내의 경우 Im 등[3]은 기체/액체 중심 스윙 동축형 분사기의 분무 특성을 실험을 통해 비교 분석하였다.

본 연구는 실제 조건에서의 기체-액체 추진제의 상(phase)을 기체-기체 조합으로 모사하여, 리세스 길이가 추진제의 혼합 특성에 미치는 영향을 수치해석을 통해 알아보았다.

2. 모사 조건 및 수치해석 방법

2.1 모사 조건

실제 고성능 액체 로켓엔진에 사용되는 추진제는 기체 산화제, 액체연료이다. Fig. 1의 분사기는 고성능 액체로켓엔진에 사용되는 고성능 이

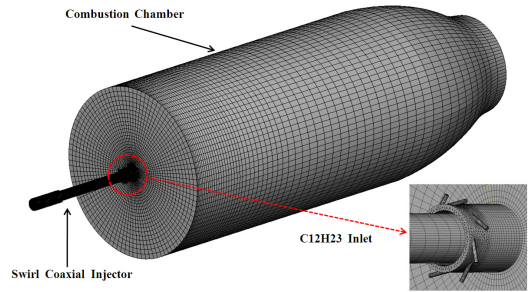


Fig. 2 Computational grids of the model chamber

상유체 분사기로, 고온의 가스(산화제)가 중앙 통로로 분사되며, 액체 연료인 케로신(Kerosene)은 스윙 형성을 위해 탄젠셜 방향으로 분사된다. 액체 연료의 경우 임계압력을 초과한 연소실에 분사되며, 분사 후 빠르게 임계온도 이상으로 가열된다. 따라서, 액체연료인 케로신은 밀집한 가스로 될 수 있다. 위의 모사를 통해 기체-액체 추진제를 기체-기체로 고려할 수 있다.[4]

2.2 수치해석 방법

기체-기체를 추진제로 하는 단일 분사기의 리세스 비에 따른 분무특성을 확인하기 위해, 분사기 및 연소실의 기하학적 형상을 Fig. 2과 같이 구성하였다. 분사기 기체 통로의 내경은 8 mm이며 외부 액체 오리피스의 내경은 0.7 mm로 section A, B에 90도 간격으로 4개씩 탄젠셜 홀로 구성된다. 분사기 설계 주요 변수인 리세스 길이는 4~16 mm로 2 mm 간격으로 총 7가지 경우에 대해 수행하였다. 여기서, 리세스 비 (Recess Ratio, R_l/d_{orif})는 리세스 길이(Recess Length, R_l)와 산화제 오리피스의 직경(Inner gas orifice diameter, d_{orif})의 비로 정의하였다. 총 격자수는 약 42만개이며, 격자가 더 이상 증가하여도 계산결과에 큰 변화가 없음을 확인하였다.

유동 해석을 위한 지배방정식으로 연속방정식과 운동량 방정식, 에너지 방정식을 채택하였으며, 난류모델로는 표준(standard) k -모델과 벽함수를 사용하였다. 연료와 산화제 오리피스의 입구 경계조건으로 momentum flux ratio, MFR

($MFR = \rho_g U_g^2 / \rho_l U_l^2$)을 고려하여 속도로 부여 하였으며, 공간차분에는 2차 중앙차분(central scheme)을 사용하였다. 수치해석 solver로는 범용 열유체해석 코드인 CFD-ACE [5]를 사용하였다.

3. 결과 및 논의

모사 조건 및 수치해석의 한계로 인해 정성적 유동 특성인 확산각도에 대해서만 분석하였다. 확산각도 측정을 위해 연료장과 분사기 출구에서의 속도성분을 이용하였다.

Figure 3은 $C_{12}H_{23}$ mass fraction을 나타낸 것으로, 리세스 비가 증가함에 따라 확산각도가 점점 감소함을 볼 수 있다. 좀 더 정확한 분석을 위해 리세스 출구에서의 속도분포를 이용하여 확산각도를 측정하였다. 리세스 출구에서의 분사기 내 반경 방향의 속도 분포를 Fig. 4에 나타내었다. 리세스 길이가 증가함에 따라 경계층 이후 영역의 벽면 부분에서 축방향 속도는 소폭 증가하며, 탄젠셜 방향 속도는 급격히 감소함을 볼 수 있다.

분사기 중심에서 반경방향 위치 5mm 지점에서의 속도를 식(1)에 대입하여 리세스 비에 따른 확산각도(spreading angle), α 를 Fig. 5에 나타내었다. Fig. 5에서 리세스 비가 증가함에 따라 확산각도가 감소함을 볼 수 있다. 이것은 리세스 길이가 증가함에 따라 gas jet의 영향이 스윙이 형성된 연료에 공기역학적 힘이나 난류운동에 더 많은 영향을 미치는 정성적인 경향성에 의한 결과로 보여진다.

$$\alpha = \tan\left(\frac{\text{Tangential Velocity}}{\text{Axial Velocity}}\right) \quad (1)$$

4. 결 론

본 연구에서는 기체 중심 스윙 동축형 분사기의 추진제를 기체-기체로 모사하여, 리세스 길이

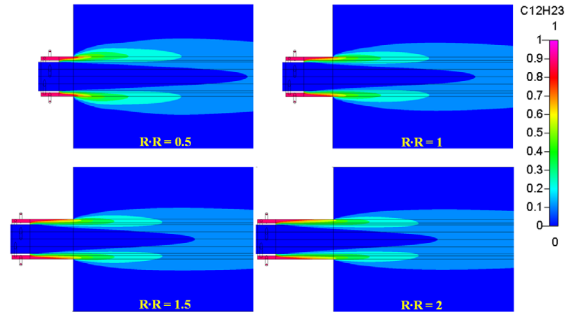
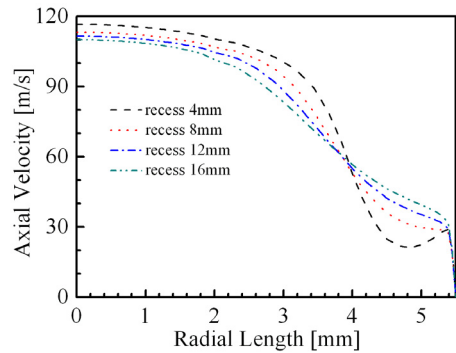
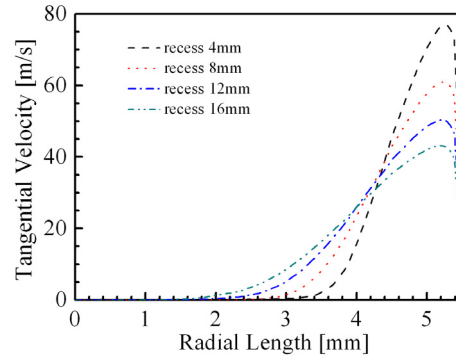


Fig. 3 $C_{12}H_{23}$ mass fraction fields



(a)



(b)

Fig. 4 Velocities at injector exit; (a) axial velocity and (b) tangential velocity

변화에 따른 분무특성을 수치해석을 통해 알아 보았다. 스윙 동축형 분사기의 주요 변수인 MFR을 고려하여 실제조건과의 상사성을 유지하였다. 리세스 길이가 증가함에 따라 gas jet의 유동이 스윙 유동에 미치는 영향이 커서 축방향 속도는 소폭 증가하나 탄젠셜 방향의 속도가 급격히 감소함을 확인하였다. 이 결과, 확산각도가

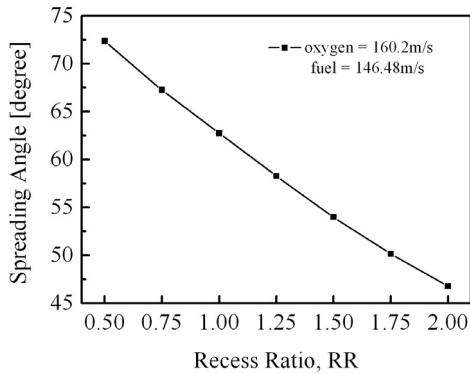


Fig. 5 Spreading angle at the point of 5mm away from the center at recess outlet

감소하는 정성적 특징을 확인하였다. 향후, 이를 바탕으로 리세스 길이 및 MFR 변화에 따른 연소 해석을 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 지원을 받아 수행된 기초연구이며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 임지혁, 박구정, 윤영빈, “기체 중심 스월 동축형 분사기의 분무특성 연구,” 한국항공학회 2009년도 추계학술발표회 논문집, 2009
2. T.R Meyer, Z.D. Schaefer, M.D. Lightfoot, S.A Danczyk, D. Talley and J.R. Gord, “Spray Nonuniformities in Gas-Centered Swirl-Coaxial Injectors,” ICLASS 2009, 2009
3. J. H. Im, S. H. Cho, and Y. B. Yoon, “Comparative Study of Spray Characteristics of Gas-Centered and Liquid-Centered Swirl Coaxial Injectors,” Journal of Propulsion and Power, 26 (6) (2010) 1196~1204
4. V. P. Pikalov, A. A. Shibanov, A. A. Narizhny, and A. K. Nedashkovsky, “Development of Different Configurations of Model Injectors, Injection Elements and Damping Devices. Acoustic Characterization of Model Combustion Chamber with Different Damping Devices Installed,” Research Institute of Chemical Machine Building (NIICHIMMASH), Progress Rept. No. 512-2002-03, Moscow, Russia, 2002
5. CFDRC, CFD-ACE-GUI Modules Manual, Vol. 1, Ver. 2009, Huntsville, AL, 2011