

삼중/분리 충돌형 분사특성에 따른 난류 분무연소장 해석 Turbulent Spray Combustion due to Triplet/Split Doublet Injectors

황용석, 윤웅섭* (연세대학교)

Yong-Sok Hwang, Woong-Sup Yoon

Propellants pressurized and fed into the combustion chamber undergoes the mechanical, chemical combustion processes. Along with their distinctive physical characteristics, propellant combustion is typically divided into the processes; injection, atomization, mixing, vaporization and chemical reaction. These processes assumed to happen in a serial manner are strongly coupled, thereby involves formidable physical complexities. In this study a numerical experiment is attempted to simulate the burning sprays due to OFO, FOF triplet / FOOF split doublet injectors. Based on Eulerian-Lagrangian frame, Navier-Stokes equation system for compressible flows is preconditioned with low Reynolds number $k-\epsilon$ turbulent model and time-integrated by LU-SGS, and the sprays are described by DSF model with the characteristics initialized by experimentally determined spray characteristics. Simplified single global reaction model approximates heptane-air reaction. It was observed that FOOF split doublet injector shows better atomization with shortest residence and the FOF triplet injector produces better combustion performance.

1. 서론

액체추진제 로켓엔진에서 분사기의 미립화 및 혼합 특성과 그에 따른 연소 특성은 성능과 안정성을 결정하는 중요한 파라미터이며 분사기는 제한된 설계 조건하에서 최대의 열방출율을 발휘하도록 설계되어야 한다. 여기서 연소효율은 연료와 산화제의 혼합특성과 충돌 분무의 미립화의 정도에 의해 결정되므로 충돌 분무 유동장의 혼합, 미립화 특성과 이에 따른 연소 특성을 명확하게 밝힘으로써 최대 엔진성능을 위한 설계가 가능하게 된다. 분사기의 설계에는 분사요소형태, 분사공의 형상 및 유동시스템 등이 포함되며 특히 분사요소 형태의 선택에는 추진제, 연소실냉각방법, 연소실 형상, 작동조건 및 엔진의 수명 등이 중요한 제한조건으로 고려된다. 여러 형태의 분사요소들 중, 충돌형 분사기는 저장성 추진제를 사용하는 중, 저추력의 액체추진제 로켓엔진에 주로 사용된다. 이 분사형태는 미립화성능이 높지 않고, 분사공 직경 및 운동량비에 따른 혼합성능이 민감하며 blow apart 등에 의한 열부하 혹은 안정성에 대한 문제가 있으나 양호한 혼합효율, 신뢰성과 제작의 용이함으로 인하여 광범위하게 사용된다[1].

충돌형 분사기의 혼합 및 분무 특성에 대한 이론적 연구는 Ryan 등[2,3], Ibrahim 등[4]에 의해, 실험적으로는 Rupe[5], Priem[6] 등의 결과가 보고되었으며, 충돌형분사기의 혼합특성 예측에는 Nurick[7]에 의한 방법이 대표적으로 채택되고 있다. 이에 대하여 동축형(coaxial)분사기에 의한 미립화모델은 Sutton 등[8]의 방법과 이를 개량한 Hautman[9]의 방법 등이 제시되었다. 반면 이와 같은 이론적인 방법보다는 실험적인 방법을 통한 혼합 및 미립화 특성해석 방법들이 최근 광범위하게 사용되고 있는데 미립화를 위해서는 상 도플러 입자분석기(PDPA)에 의한 방법이, 흐름관에서의 혼합율 및 질량분포의 계산에는 Ito와 Calhoon[10]에 의한 patternator를 사용하는 전체적인 Rupe혼합효율과 국부적인 증기혼합율방법이 일반적으로 적용된다.

이론적 혹은 실험적으로 구하여진 분무특성을 입력조건으로 하는 연소실 내에서의 분무연소를 이론적으로 계산하는 방법들이 연구되어 왔으며 여기서는 연소실 내에서의 분사, 혼합, 기화, 화학반응으로 진행하여 가는 각 과정들을 나누어, 실험 또는 이론적인 방법으로 해석한다[11]. Chadwick 등[12]은 실험적으로 획득된 3차원 액적 및 혼합데이터를 2차원의 축대칭형태로 변환하여 연소해석에 적용하는 방법을 제시하였으며, Combs, Sutton 등[12],[13]은 충돌형(impinging) 및 동축형(coaxial) 분사기에서의 2차원적인 혼합, 미립화를 이론적으로 예측하는 방법을 제시하였다. 이와 같은 실험, 혹은 이론에 의하여 생성된 혼합 및 미립화에 대한 입력데이터를 사용하여 연소실 내부 분무연소장을 계산하는 혼합지배 및 기화지배 흐름관연소 해석방법이 Priem[14],[15], Salmon[16] 등에 의하여 제시되었고 JANNAF의 연소실 적극설계과정으로 사용되고 있다[17].

최근 연소실 내부에서의 3차원 난류 분무연소장의 해석에 전산유체역학(CFD)을 응용하는 연구들이 시도되고 있다. Shuen[18], Chen[19]등은 압축성 지배방정식을 저마하수 유동에 적용할 때 발생하는 압력구배항의 singularity와 광범위하게 분포하는 고유수 문제를 압력변수 분리방법과 예조건행렬을 포함하여 완화하고 분무연소를 위한 준실험적인 과정을 포함하여 연소실 내에서의 난류분무연소장을 모사하였다[20,21]. Deshpande 등[22]은 실제 연소기에서 발생하는 액상, 기상 산소와 기상 수소에 의한 연소장을 예조건방법을 사용하는 수치해석하였으며 실험결과[23]와 비교하였다. 또한 Knab등[24]은 분무특성을 실험식으로 대체하여 입력하고 필름냉각을 포함하는 저장성 추진제의 분무 연소프로그램을 작성하였으며 실험결과와 비교하였다[24].

본 연구에서는 OFO, FOF의 삼중충돌형, FOF 분리충돌형 실험을 통하여 획득된 데이터를 바탕으로 액체추진제 로켓엔진 내에서의 heptane-air 3차원 난류분무연소장을 계산하였다. 수치기법으로는 저 마하수 비압축성 유동장에서 압축성을 동시에 고려하기 위한 예조건화 방법을 사용하였고, 압력항의 Singularity를 해결하기 위한 압력 분리 기법을 사용하였다. 난류모델로는 벽면 근처에서 난류의 Kolmogorov 거동을 고려한 낮은 Re 수 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였으며, 분무 모델로 DSF 모델을 적용하였다. 난류 연소 모델로는 Eddy Dissipation Model을 사용하여 분사형태에 따른 연소성능을 비교하였다.

2. 지배 방정식

일반화된 비직교 좌표계에서 표현된 강한 보존형의 3차원 Navier-Stokes 방정식은 식 (1)과 같다.

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial \xi}(E - E_v) + \frac{\partial}{\partial \eta}(F - F_v) + \frac{\partial}{\partial \zeta}(G - G_v) = W_c + W_s \quad (1)$$

ξ, η, ζ 는 계산을 위한 수직 좌표계이다. U 는 일반화된 비직교 좌표계로 변환된 유동변수 벡터, E, F, G 와 E_v, F_v, G_v 는 각각 3차원 비점성 및 점성유속벡터들이며, W_c 는 난류와 연소에 의한 발생항, W_s 는 분무에 의한 발생항이다[25,26].

본 연구에서는 압축성 지배방정식에 나타나는 낮은 마하수에서 고유치의 stiffness를 피하기 위하여 예조건화 방법을 사용하였다. 예조건화 방법은 지배방정식의 시간 미분항에 인공적인 예조건행렬을 곱하여 수식의 고유치들이 동일 차수를 유지하도록 하는 방법으로 예조건에 의한 수식의 변화가 적어서 비교적 간단하게 적용할 수 있으며, 정확도와 수렴성이 양호하다. 예조건화 방법에는 시간미분항에 곱해지는 예조건행렬의 형태에 따라 여러 가지의 방법이 제시되었으며, 본 연구에서는 K.H.Chen[26]등에 의해 시도된 예조건행렬을 이용하였다. 식(1)의 지배방정식에 대해 예조건화를 위한 인공적인 시간항 τ 를 도입하여 지배방정식에 적용하고, 연속방정식과 운동량방정식의 압력항을 계기압력으로 변환하면 식(2)과 같이 된다.

$$\Gamma \frac{\partial \tilde{U}}{\partial \tau} + \frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial (E - E_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (F - F_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial (G - G_v)}{\partial \zeta} = W_c + W_s \quad (2)$$

여기서 원시변수벡터 \tilde{U} 는 $(p_g, u, v, w, h, k, \epsilon, Y_1, \dots, Y_{N-1})^T$ 이고, Γ 는 예조건행렬이다. 이와 같은 예조건화에 의해서 모든 고유치들은 동일한 차수를 유지하게 된다. 또한 압축성 지배방정식을 낮은 마하수 유동에 적용하였을 때 발생하는 압력항의 singularity를 완화하기 위해 압력분리기법을 사용하였다[26,27]. 난류의 모사를 위해서는 Shih와 Lumley[28]에 의해 제안된 낮은 Re 수 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였다. 이 모델에서는 수송 방정식을 수정하지 않고, 경계조건으로 유한한 벽면 근처의 점근적 특성을 사용함으로써 벽면에서 발생하는 singularity를 제외하게 된다. 즉, 벽면에서의 Kolmogorov microscale의 난류영역을 결정하여 난류에너지와 에너지 소산율을 계산, 경계조건으로 사용함으로써 방정식의 특별한 수정 없이 벽면 근처의 난류 거동을 묘사하게 된다.

액적에 대해서는 Lagrangian 좌표계를 사용하여 운동과 가열을, 기화울동을 계산하였다. 분무는 희박한 것으로 가정하였으며 액적밀도가 큰 경우에 발생하는 액적의 분리와 결합은 고려하지 않았다. 액적에 대한 운동방정식은 다음과 같다.

$$\frac{dx_{p,i}}{dt} = u_{p,i} \quad (3)$$

$$\frac{du_{p,i}}{dt} = \frac{3}{16} \frac{C_D \mu_g Re_p}{\rho_p r_p^2} (u_{g,i} - u_{p,i}) \quad (4)$$

여기서, $u_{p,i}$; $u_{g,i}$ 는 각각 액상 및 기상의 속도이며 i 는 3개의 좌표축을 나타낸다. 또한 Re_p 는 액적의 Reynolds 수, C_D 는 항력계수이며 μ_g , ρ_p , r_p 는 각각 기상의 점성도, 액적의 밀도 및 반지름을 나타낸다[29].

3. 난류 분무연소 모델

분무 현상을 모사하기 위해 DDM 모델중 난류 현상을 특별히 고려하지 않는 DSF(Deterministic Separated Flow) 모델을 사용하였다. 이 모델은 Lagrangian 좌표를 사용하여 액적의 운동과 가열율(heating rate), 증발율(evaporation rate)등을 계산한다. 이 방법은 복잡한 각 상사이의 수송과 다양한 크기의 액적들의 모델이 용이하다는 장점을 가진다. 항력계수는 구에 대한 표준 항력 계수를 사용하였으며[29], 열 및 질량전달의 모사는 Faeth[30,31]의 방법을 적용하였다. 액적 표면에서 연료 증기의 분압은 Wagner[32]의 실험 관계식을 사용하였다. 액적가열 모델링에서는 무한 열전도 계수 모델, 유한 열전도 계수 모델[33], 와류 모델[34], 유효전도도 모델[35]등이 제시되어 있으며, 본 연구에서는 계산의 경제성을 고려, 무한 열전도 계수 모델을 사용하였다.

난류와 연소의 커플링을 위해서는 Magnussen과 Hjertager[36]에 의해 제안된 Eddy Dissipation Model을 사용하였다. 이 모델은 연소율을 eddy의 소산율과 연관지어 설명하고 있다는 점에서 Eddy Break-up Model과 유사하나, 반응율을 반응 화학종의 평균 농도를 사용하여 표현하고, 특별히 화염의 형태를 가정하지 않으므로, 확산화염, 예혼합 화염 모두에 적용할 수 있는 장점이 있다. 또한, Eddy Break-up Model과는 달리 농도 변동량 대신에 eddy의 소산율을 난류 평균 농도에 연관시키기 때문에 반응 화학종 농도의 변화를 적절히 결정할 수 없는 경우에 유용하게 사용된다.

4. 수치 해법

정상상태를 가정하여 유한차분법으로 식(2)를 차분화 하였다. 인공적인 시간항에 대해서는 후방차분을 적용하였고, 공간항에 대해서는 중앙차분을 적용하였다. Pseudo time에 대한 시간적분은 LU-SGS기법을 이용하였으며, 부분 분리 기법을 사용하여 방정식을 분리, 계산하였다.

$$\left[\Gamma - \Delta \tau T - \Delta \tau \left(\left(\frac{\partial A}{\partial \xi} - \frac{\partial}{\partial \xi} R_{\xi\xi} \frac{\partial}{\partial \xi} \right) + \left(\frac{\partial B}{\partial \eta} - \frac{\partial}{\partial \eta} R_{\eta\eta} \frac{\partial}{\partial \eta} \right) + \left(\frac{\partial C}{\partial \zeta} - \frac{\partial}{\partial \zeta} R_{\zeta\zeta} \frac{\partial}{\partial \zeta} \right) \right] \Delta \hat{U} = -\Delta \tau (R)^p \quad (5)$$

여기서 T 는 시간항 Jacobian, $R_{\xi\xi}$, $R_{\eta\eta}$, $R_{\zeta\zeta}$ 는 점성항 Jacobian이다[1]. 액적의 운동 및 궤적에 대한 상미분 방정식은 2차 정확도의 Runge Kutta 방법을 이용하여 계산하였다. 이 방정식들은 정해진 반복 횟수마다 그때의 유동에 대한 값을 이용하여 적분함으로써 계산된다.

5. 충돌형 분무연소

충돌형 분사기의 분사 특성에 따른 연소실 내의 분무연소 거동을 관찰하기 위해, OFO, FOF 2가지 종류의 삼중충돌형과 FOOF 분리충돌형 단일요소 분사기에 의한 액체추진제 로켓엔진 내부에서의 분무연소를 수치적으로 계산하였다. 충돌형 분사기에 의해 생성된 분무에 대한 초기 조건은 상도플러 입사분석기에 의한 수류실험을 통해 계측된 값을 사용하였으며, 연료로는 heptane, 산화제로는 공기를 사용하였다. 연료의 분무만을 고려하였으며, 산화제는 입구에서 일정 유량으로 공급되는 것으로 입력하였다. 연소실은 길이 1m, 반경 0.15m이며 69×20×21의 격자를 사용하였다. 각 분사기에서 산화제 및 연료의 공급 유량과 분사속도는 일정한 운동량비를 가지도록 입력되었으며 연료 액적의 분사온도는 상온으로, 공기는 온도 1000K, 속도 60m/s로 초기화 되었다. 연료 분무에 대한 미립화특성은 실험결과를 바탕으로 집단화 되었다[37].

그림 1(a), (b)에 OFO형 삼중충돌형 분사기에 의한 온도와 연료 질량분율 등가곡선이 도시되어 있

다. 화염면이 연료 및 산화제의 질량분율이 최소가 되는 영역에 위치하는 층류 확산 화염의 경우와는 달리 화염면이 넓어지면서 각 화학종들의 질량분율이 비교적 광범위하게 분포하는 난류 확산 화염의 경향을 보이는 것을 관찰할 수 있다. 분사면 전체에서 공급되는 산화제 가스의 영향으로 재순환영역은 나타나지 않았으며 최대온도는 2501K로 평형화학 계산결과(2230K)보다 높은 것으로 나타나고 있는데, 이는 전체적으로 낮은 혼합비에 대하여 국부적으로 이론당량비에 근접한 혼합비가 발생하기 때문이다. 그림 1(b)에서 연소실 중간영역에서 연소가 종료되는 것을 관찰할 수 있으며 연소된 가스는 노즐입구까지 확산되고 노즐을 통하여 팽창되고 있다. 그림 2(a), (b)는 FOF형 삼중충돌형 분사기의 경우로 OFO형의 경우에 비해 분사면 근처 하류에서 화염의 형태가 비교적 원형에 가깝게 나타나는 것을 볼 수 있는데, 이는 운동량이 큰 산화제 분사공이 중심에 위치하고 있어 분무의 질량이 중심축을 따라 집중함에 따른 분사 특성에 의한 것이다. 그림 1(a), (b)와 비교하여 OFO의 경우와 화염의 길이는 거의 유사하며 폭이 좁게 되는 것으로 나타났다. 그림 3(a)와 3(b)에는 FOF형 분리충돌형 분사기에 대한 온도와 연료 질량분율 등가곡선을 보이고 있다. 분사면 근처 화염의 형태는 FOF의 경우와 마찬가지로 타원형이며, 그림 1, 2에 비해 고온의 화염영역과 연료의 질량 분포가 훨씬 하류의 영역까지 미치고 있는 것을 볼 수 있다. 이는 FOF의 분사기의 경우, 동일한 운동량비를 유지하기 위하여 분사되는 연료의 양이 FOF 분사기 연료유량보다 50%정도 많기 때문이다.

그림 4(a),(b),(c)는 각각 FOF, FOF, OFO 분사기의 분무집단의 궤적을 나타낸 것으로 FOF 분사기의 경우, 액적이 상대적으로 넓게 퍼져 있고, 짧은 거리내에서 액적 증발이 종료되는 것을 볼 수 있으며, 이는 미립화가 잘 이루어져 액적의 크기 분포가 고르고 퍼짐 특성이 우수하다는 것을 보여 준다. FOF 분사기의 경우, FOF 분사기에 비해 액적들이 중심축 영역에 집중되며, 상대적으로 긴 거리를 비행하게 되는 것을 알 수 있으며 OFO 분사기의 경우, 초기의 분무는 넓은 영역으로 분포하고 있으나 중심축 부근에 큰 액적들이 집중되며 이들 액적들에 의해 기화의 종료가 늦어지며 상대적으로 연장된 거주시간을 나타냄을 알 수 있다.

그림 5(a),(b)는 하류 66mm 지점 단면에서 수직(z축)방향의 온도 및 연료질량분율의 분포를, 5(c),(d)는 동일한 지점에서의 수평(y축)방향에 대한 온도 및 연료질량분율의 분포를 보이고 있다. 이 지점은 분사면에 근접한 곳으로 연료증기의 분포가 액적의 분무 특성을 그대로 반영하고 있는 곳이다. FOF의 경우 다른 두 경우에 비해 장축과 단축방향에서 연료가 분포하는 폭의 차이가 작으며, 두 개의 정점과 골 사이의 질량 분율 차이가 적고 중심축방향으로 연소가 집중되는 것을 관찰할 수 있으며 이는 중심에 강한 운동량을 가진 산화제제트에 의한 것으로 보인다. 수평방향의 온도 분포가 요철을 보이는 것은 연료의 분포가 두 개의 정점을 이루고 있는 것에 기인한 것으로 화염면의 안쪽에 해당한다. 이 영역에서는 최대온도가 1500K 이하로 연소가 활발하지 않은 영역으로 그림 5(b),(d)에서와 같이 FOF가 활발한 OFO가 저조한 기화율을 보이고 있다.

그림 6(a)-(d)는 하류 220mm 지점에서의 온도 및 연료질량분율 분포를 그린 것으로 기화된 연료 증기와 산화제가 활발하게 반응하고 있다. 이 지점에서는 FOF, FOF 분무 액적 대부분의 기화가 완료되었으며, FOF와 FOF 분사기의 경우 초기에 나타났던 2개의 정점이 상당히 낮아지고 기화된 연료증기가 강하게 확산되어 있음을 관찰할 수 있다. 또한 상류에서 수평, 수직방향으로 불균일하였던 연료의 질량분포가 확산의 효과로 인하여 상당히 완화되었음을 알 수 있다(그림 6(b),(d)). 특히, FOF 분사기의 경우, 수직, 수평의 화염 폭의 차이가 거의 없어져 원형의 화염 형태를 이루고 있는 반면, OFO 분사기의 경우 액적 증발이 완료되지 않았고, 따라서 2개의 정점을 보이는 분사특성을 뚜렷히 유지하고 있으며, 화염의 형태 또한 타원형을 유지하고 있다.

그림 7(a)-(d)는 하류 438mm 지점에 대한 온도 및 연료질량분율 분포를 그린 것으로, 이 지점은 모든 액적들의 기화가 종료된 위치이다. 액적들이 모두 기화되어 충분한 연료증기가 반응하므로 그림 7(a),(c)의 상류에 대하여 연소가 더욱 활발하게 발생하여 가장 높은 온도가 발생되고 있다. FOF와 FOF 분사기의 경우, 온도와 연료 분포에 있어 초기 분무 특성에 의한 두 개의 정점은 모두 사라졌으며, 거의 원형을 이루고 있고 반경방향으로 더욱 확산되어 있는 것을 알 수 있다. OFO의 경우는 약하기는 하나 연료 분포에 있어 분무 특성의 흔적이 남아 있으며, 수평, 수직방향의 화염폭의 차이도 아직 줄어들지 않은 것을 볼 수 있다. 그럼에도 불구하고 화염의 형태는 원형을 취하고 있는데(그림 7(a),(c)), 이는 연소열에 의해 충분히 가속된 속도와 벽면에 의해 발생하는 강한 난류에 의해 화염면이 확산되기 때문인 것으로 보인다. 또한, 이 지점에서 FOF와 OFO 분무의 연료 질량분율이 근접한 수준으로 낮아진 것을 볼 수 있으며(그림 1(b), 2(b)), 그림 4(c)와 비교해 볼 때, 전체적으로 FOF, FOF 분무에서의 연료기화율이 OFO의 경우보다 크게 됨을 알 수 있다.

6. 결론

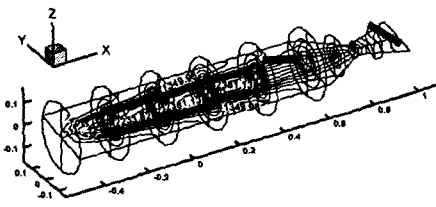
FOF, OFO형 삼중충돌형 분사기와 FOF형 분리충돌형 분사기의 분사 특성에 따른 연소 특성을 수치적인 방법을 통하여 계산, 고찰하였다. 그 결과 동일한 운동량비에 의한 분무특성에 대해 OFO

분무는 다른 분사기에 비해 연료증발시간이 많이 소요되며, 장거리를 비행하여야 하므로 긴 거주시간이 요구되는 것으로 나타났다. FOOF 분사기의 경우, 초기 분무가 넓게 분포하고 있으며, 액적의 증발이 빨리 진행되어, 짧은 거리에서 액적 증발이 완료되므로 양호한 분무연소 특성을 보인다. 그러나 다른 분사기와 비교하여 동일한 운동량 비를 유지하기 위해 더 많은 연료유량이 필요하며 결과적으로 동일한 미립화조건에서 화염의 길이가 길어지는 동시에 연료과잉의 상태가 되는 단점이 있다. FOF형의 경우, 액적 기화는 FOOF 분사기에 비해 늦게 종료되나, 화염이 원형으로 빠르게 발전하여 고른 열방출을 보이며 연소성능이 양호한 것으로 나타났다. 또한 분무가 존재하는 지역까지 화염의 형태는 분무의 특성을 따르며, 분무의 증발이 완료된 이후의 지역은 유동 난류의 특성에 의해 지배되는 것을 관찰할 수 있었다.

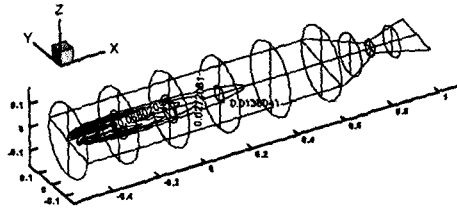
7. 참고문헌

- [1] *Liquid Rocket Engine Injectors*, NASA SP-8089, 1976.
- [2] H.M. Ryan, W.E. Anerson, S.Pal, and R.J. Santoro, "Atomization Characteristics of Impinging Liquid Jets," *J. of Propulsion and Power*, Vol.11, No.1, pp.135-145,1995.
- [3] W.E. Anerson, H.M. Ryan, S.Pal, and R.J. Santoro, "Fundamental Studies of Impinging Liquid Jets," AIAA, 1992.
- [4] E.A. Ibrahim and A.J., Przekwas, "Impinging Jets Atomization," *Phys. Fluids A* 3 (12), pp. 2981-2987, Dec 1991.
- [5] J.H. Rupe, "A Correlation between the Dynamic Properties of a pair of impinging streams and the uniformity of mixture-ratio distribution in the resulting spray," *Jet Propulsion Lab. Progress Rept.* 20-209, 1956.
- [6] R.J. Priem, "Propellant Vaporization as a Criterion for Rocket Engine Design, Calculations of Chamber Length to Vaporize a Single n-Heptane Drop," NACA, T.N. 3985, July 1957.
- [7] Nurick, W.H., "Dropmix-A PC Based Program for Rocket Engine Injector Design," 27th JANNAF Combustion Meetings, Cheyene,WY, 1990.
- [8] Sutton, G.P, *Rocket Propulsion Elements*, 6th Ed., Wiley Interscience, 1992.
- [9] Hautman, D.J., "Spray Characterization of Liquid/Gas Coaxial Injectors with the Center Liquid Swirled," 25th JANNAF Combustion Meetings, Monterey, 1988.
- [10] Ito, J.I., Calhoon, D.F. and Kors, D.L., *Investigation of Gaseous Propellant Combustion and Associated Injector/Chamber Design Guidelines*; NASA CR-121234, 1973.
- [11] Timnat, Y.M., *Advanced Chemical Rocket Propulsion*, Academic Pres., London, 1987.
- [12] Combs, L.P. and Chadwick, W.D., *DER Computer Program Documentation and User's Guide*, Jet Propulsion Laboratory.
- [13] Sutton, R.D., Schuman, M.D. and Chadwick, W.D., *Operating Manual for Coaxial Injection Combustion Model*, NASA CR-129301, 1974.
- [14] Prime, R.J. and Heidmann, M.F., "Propellant Vaporization as a Design Criterion for Rocket-Engine Combustion Chambers," NASA TR-R-67, 1960.
- [15] Priem, R.J. and Heidmann, N.F., "Vaporization of Propellants in Rocket Engines," *ARS J.*, Vol. 29, p.836, 1979.
- [16] Salmon, J.W. and Pieper, J.L., "Design Analysis Procedures using the JANNAF Distributed Energy Release Computer Program," *JANNAF Combustion Meeting*, September 1974.
- [17] *JANNAF Rocket Engine Performance Prediction and Evaluation Manual*, CPIA Publication 246, Apr., 1975.
- [18] Shuen, J.S., Chen K.H. and Choi Y., "A Coupled Implicit Method for Chemical Non-equilibrium Flows for All Speeds," *J. of Comp. Phys.*, 106, No.2, 306, 1993.
- [19] Chen, K-H. and Fletcher, R.H., "A Primitive Variable, Strongly Implicit Calculation Procedure for Viscous Flows at All Speeds," *AIAA J.*, 29, No. 8, Aug., 1241, 1991.
- [20] Shuen, J.S., "Prediction of the Structure of Fuel Sprays in Cylindrical Combustion Chambers," *J. of Propulsion*, 3, 105, 1987.
- [21] Chen, C.P., Shang, H.M. and Jiang, Y., "A Novel Gas-Droplet Numerical Method for Spray Combustion," *Int. J. Numer. Meth. Fluids*, vol. 15, 233-245, 1992.
- [22] S. Venkateswaran, M. Deshpande and C. L. Merkle, "The Application of Preconditioning to Reacting Flow Computations," AIAA 95-1673-c, pp. 306-316, 1995
- [23] Manish Deshpande and Charles L. Merkle, "Characterization of Unsteady Effects in GO2/GH2 Combustor Flowfields," AIAA 96-3168, pp.1-12, 1996
- [24] O. Knab, D.Preclik, D.Estublier, "Flow Field Prediction within Liquid Film Cooled Combustion

- Chambers of Storable Bi-Popellant Rocket Engines," 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 98-3370, July 1998.
- [25] 고현, 강신재, 윤웅섭, "예조건화를 이용한 모든 마하수 유동장 계산," 한국항공우주학회 춘계학술발표논문집, 1998.
- [26] J.S. Shuen, K.H. Chen and Y. Choi, "A Coupled Implicit Method for Chemical Non-equilibrium Flows at All Speeds," J. of Comp. Phys., 106, No. 2, 306, 1993.
- [27] Kuo-Huey Chen and Jian-Shun Shuen, "Three-Dimensional Coupled Implicit Methods for Spray Combustion Flows at All Speeds," AIAA 94-3047, 1994
- [28] T.H., Shih, and J.L., Lumley, "Kolmogorov Behavior of Near-Wall Turbulence and Its Application in Turbulence Modeling," NASA TM-105663, 1992
- [29] 황용석, 윤웅섭, "예조건화 압축성 알고리즘을 이용한 층류 분무연소장 해석," 한국전산유체공학회 춘계학술발표회 논문집, 1998.
- [30] G.M. Feath, "Evaporation and Combustion of Sprays," Prog. Energy Combust, Sci, Vol. 9, pp.1-76, 1983.
- [31] G.M. Feath and R.S. Lazar, R.S.AIAA J. 9, 2165, 1975.
- [32] R.C. Reid, J.M. Prausniz, and B.E. Poling, *The Properties of Gases and Liquids*, fourth Ed, McGraw-Hill Publishing Co., N.Y., 1988.
- [33] C.K. Law and W.A. Sirignano, "Unsteady Droplet Combustion with Droplet Heating-II : Conduction Limit," Combustion and flame, Vol. 28, pp.175-186, 1977.
- [34] A.Y. Tong and W.A. Sirignano , "Analytical Solution for Diffusion and Circulation In a Vaporizing Droplet," 19th Symposium(International) on Combustion, The Combustion Institute, pp. 1007-1020, 1982.
- [35] B. Abramzon and W.A. Sirignano, "Droplet Vaporization Model for Spray Combustion Calculations," Int. J. Heat Mass Transfer, Vol.32, No.9, pp.1605-1618, 1989.
- [36] B.F., Magnussen and B.H., Hjertager, "On Mathematical Modeling of Turbulent Combustion with Special Emphasis on Soot Formation and Combution," 16th Symposium, Int'l on Combustion/ The Combustion Institute, pp. 719-729, 1976
- [37] 전북대학교, "충돌형 분사기의 분무성능 및 해석," 한국항공우주연구소 3단형 과학로켓 개발사업 (I) 제 1차년도 최종보고서, 1998

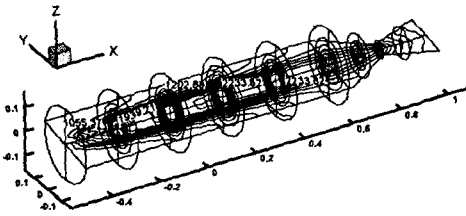


(a) 온도 Contour

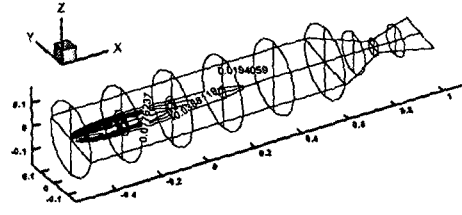


(b) 연료 질량분율 Contour

그림 1. OFO 삼중층돌형 분사기에 의한 분무연소장

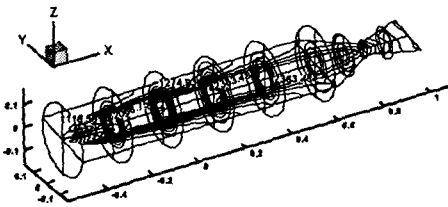


(a) 온도 Contour

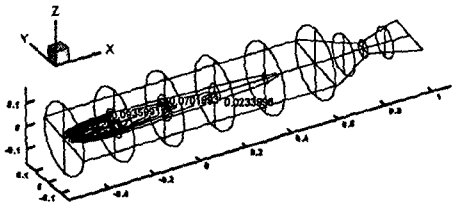


(b) 연료 질량분율 Contour

그림 2. FOF 삼중층돌형 분사기에 의한 분무연소장

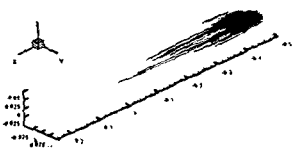


(a) 온도 Contour



(b) 연료 질량분율 Contour

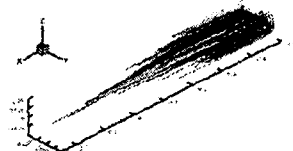
그림 3. FOOF 분리층돌형 분사기에 의한 분무연소장



(a) FOF 삼중층돌형 분사기

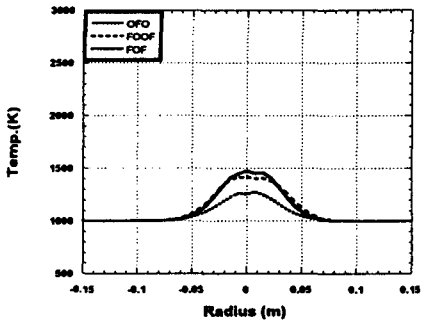


(b) FOOF 분리층돌형 분사기

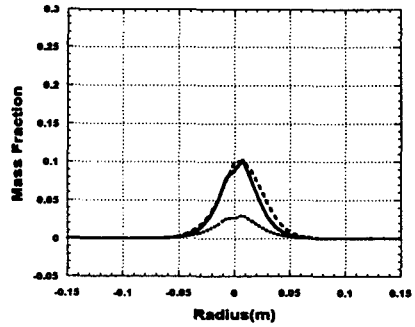


(c) OFO 삼중층돌형 분사기

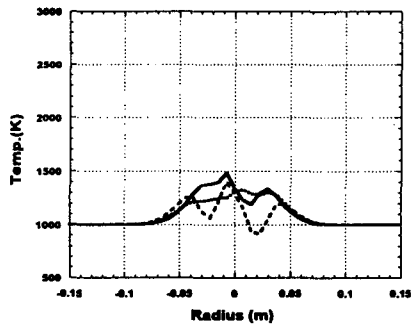
그림 4. 분무액적의 비행궤적



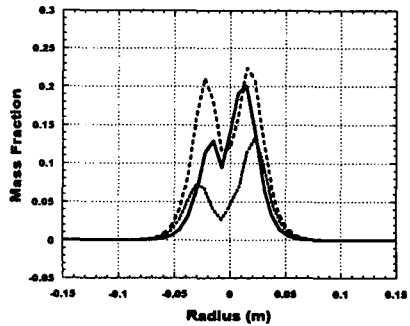
(a) 수평방향 온도 변화



(b) 수평방향 연료 질량분률 변화

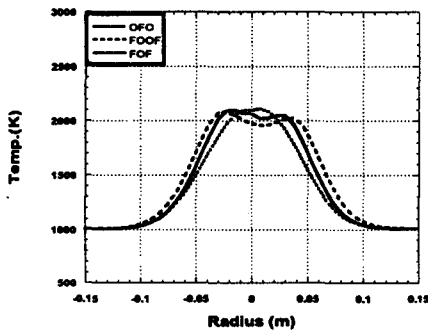


(c) 수직방향 온도 변화

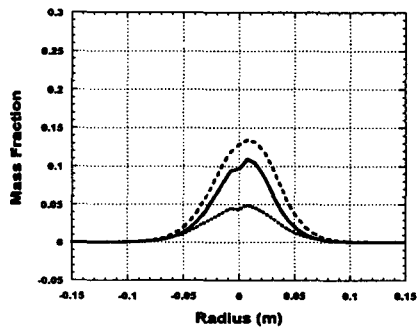


(d) 수직방향 연료 질량분률 변화

그림 5. $x=66\text{mm}$ 단면에서의 온도 및 연료 질량분율 변화

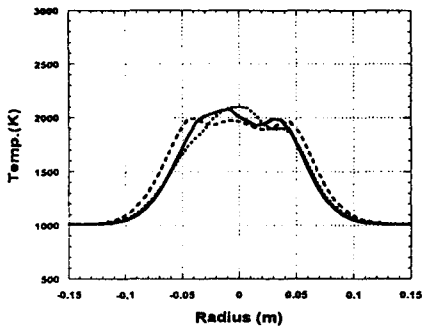


(a) 수평방향 온도 변화

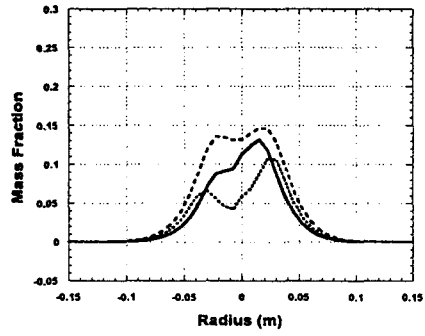


(b) 수평방향 연료 질량분률 변화

그림 6. $x=220\text{mm}$ 단면에서의 온도 및 연료 질량분율 변화

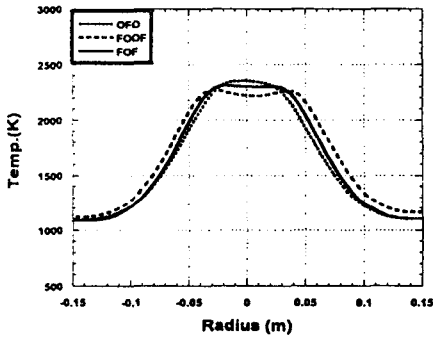


(c) 수직방향 온도 변화

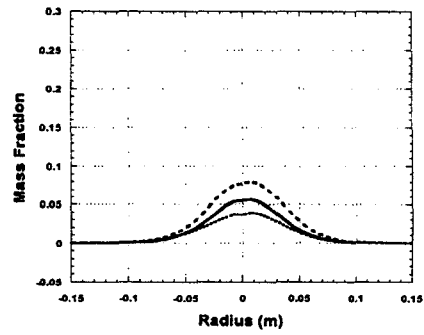


(d) 수직방향 연료 질량분율 변화

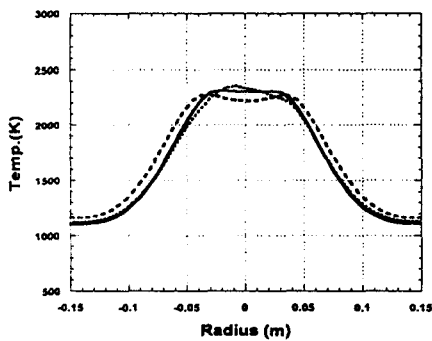
그림 6. $x=220\text{mm}$ 단면에서의 온도 및 연료 질량분율 변화(계속)



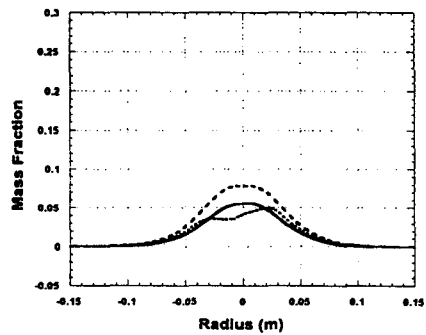
(a) 수평방향 온도 변화



(b) 수평방향 연료 질량분율 변화



(c) 수직방향 온도 변화



(d) 수직방향 연료 질량분율 변화

그림 7. $x=438\text{mm}$ 단면에서의 온도 및 연료 질량분율 변화