

論文

추진제의 비균일 혼합분포를 고려한 액체로켓 추력실의 성능 예측기법 개발

김성구*, 이광진*, 한영민*, 최환석*

Performance Prediction of Liquid Rocket Thrust Chambers with Nonuniform Propellant Mixing

Seong-Ku Kim*, Kwang-Jin Lee*, Yeoung-Min Han* and Hwan Seok Choi*

ABSTRACT

In order to effectively reduce thermal loads on regenerative cooled walls, fuel cooling injectors and film cooling devices have often been employed. The present study has established a numerical methodology for prediction of performance and near-wall temperature distribution taking into account the nonuniform mixing due to these additional cooling devices. A correction procedure for main propulsive parameters has also been proposed based on comparison between prediction and experimental data. Under the computational framework of this study, the predicted results were in good agreement with hot-firing test data for a 30 ton-class full-scale combustor at the design and off-design conditions. As a consequence, the present numerical method is expected to be useful for design and evaluation of regenerative cooled liquid rocket thrust chambers.

초 록

벽면 냉각을 위해 장착되는 최외곽 연료 분사 또는 막냉각 장치는 액체로켓 추력실 내에서 반경방향으로 비균일한 추진제의 혼합분포를 야기하게 된다. 본 연구에서는 설계단계에서 이러한 특성들이 벽면 근방의 온도분포 및 추진 성능에 미치는 영향을 예측할 수 있는 해석방법을 개발하였다. 설계코드로서의 효용성을 높이기 위해 분사/미립화 영역에서 나타나는 복잡한 물리현상을 미시적으로 해석하는 대신에 분사기 종류와 배열에 따른 거시적 혼합특성을 모사할 수 있는 모델을 사용하였으며, 연소시험데이터를 이용한 성능 파라미터의 보정방법을 제안하였다. 위와 같은 방법을 통해 현재 개발 중인 30톤급 실물형 연소기에 대한 설계점 및 탈설계 작동영역에서의 성능 파라미터를 정확히 예측할 수 있었으며, 향후 재생냉각 연소기 설계에 유용한 해석적 방법론을 제공할 것으로 기대된다.

Key Words : Liquid Rocket Combustion Chamber(액체로켓추력실), Wall Cooling(벽면 냉각), Nonuniform Mixing(비균일 혼합), Performance Prediction(성능예측)

1. 서 론

† 2006년 6월 19일 접수 ~ 2006년 7월 31일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 연소기그룹
연락처, E-mail : kimsk@kari.re.kr
대전시 유성구 어은동 45번지

액체로켓의 추력실을 설계하는 데 있어 그 목적에 따라 다양한 설계/해석기법이 사용될 수 있으나 실제적인 문제를 다루기 위해서는 반드시 추진제의 연소반응, 노즐을 통한 초음속 팽창유

동, 그리고 재생냉각채널을 통한 열전달 등과 같은 복잡한 물리 현상들이 적절하게 모델화되어 고려되어야 한다. 특히 액체로켓엔진의 고성능화를 위해서는 연소기의 고압화가 필수적이며 이때 추력실이 받는 열유속은 압력에 따라 증가하게 된다($q'' \sim P_{ch}^{0.8}$). 따라서 연소실 벽면의 효과적인 냉각방법이 매우 중요한 설계 요구조건이 되며, 초기 단계에서부터 작동조건과 설계 변화에 따른 추진 성능과 냉각 특성을 동시에 고려할 수 있는 통합된 예측 모델이 필요하게 된다.

미국과 유럽 등의 기술선진국에서는 이미 자국의 설계에 맞는 성능예측기법들을 개발하고 활용하여 왔다[1,2]. 그러나 이 분야에 대한 기술 통제가 매우 엄격하므로 해당 소프트웨어의 구매가 거의 불가능하며, 또한 해석기법들은 각국에서 오랜 기간 구축된 고유의 설계와 데이터베이스를 기반으로 개발되어 왔기 때문에 추진제 조합이나 분사방식 등과 같이 근본적인 설계방식이 변경되는 경우에는 그에 맞는 검증과 보완 절차들이 수반되어야 한다. 따라서 국내 액체로켓 연소기의 개발과정에서 구축되고 있는 데이터베이스를 바탕으로 우리 현실과 요구에 맞도록 신뢰성 있는 해석모델을 자체적으로 개발해야 한다.

현재 한국항공우주연구원(이하 항우연)에서는 재생냉각과는 별도로 벽면으로의 열부하를 감소시키기 위해 연소실 벽면에 막냉각 장치를 설치하거나 분사기면 제외과열에 연료만 분사되는 냉각용 분사기를 배치시켜 벽면 근방에 저혼합비저온 영역을 형성시키는 방법을 개발 중에 있다. 이 경우, 재생냉각 연소실의 설계 단계에서 연소실 벽면의 열유속과 연소 성능 변화를 예측하기 위해서는 연소실내의 비균일 혼합분포를 적절히 고려하는 것이 매우 중요하다. 본 연구에서는 이에 대한 해석모델을 개발하였으며, 재생냉각 연구에 적용하기 앞서, 1차적인 검증 단계로서 현재 항우연에서 개발 중인 30톤급 실물형 연소기를 대상으로 비균일 혼합 분포가 추진 성능에 미치는 영향을 비교/분석하였다. 또한 실물형 연소 시험 결과[3]를 바탕으로 연소효율과 노즐효율에 대한 보정계수를 도출하는 방법을 제시하였으며, 작동조건과 해석모델에 따른 연소 및 노즐 성능의 변화를 자세히 평가하였다.

II. 수치해석방법

2.1 추진제 초기 혼합분포 예측

액체로켓 추력실내에서 일어나는 물리적인 현

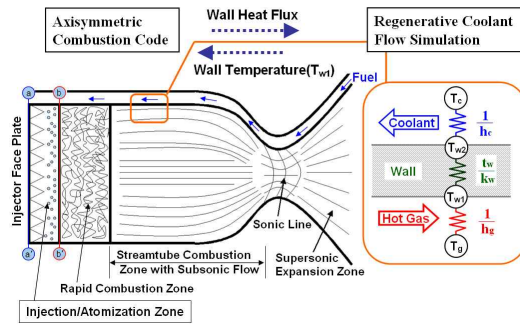


Fig. 1. Strategy for numerical analysis of liquid rocket thrust chamber

상들은 매우 복잡한 동시에 서로 강하게 결합되어 있으므로 현재로서는 그 자체를 엄밀하게 모사할 수 있는 해석모델이 존재하지 않는다. 또한 설계단계에서는 계산시간이 중요한 요인이 될 수 있으며, 해석하고자 하는 목적에 따라 고려되어야 할 물리현상들의 우선순위와 모델링의 난이도가 달라져야 한다.

본 연구에서는 먼저 Fig. 1과 같이 액체로켓 추력실의 내부를 물리적인 특성에 따라 각각의 영역으로 분류하고, 각 영역별로 필요한 모델들을 결정하였다. 우선, 설계 단계에서 활용되기 위해서는 2차원 축대칭 가정을 사용하는 것이 필수적이다. 그리고 연소실은 액체산소를 산화제로 하여 수십 기압 이상의 고압환경 하에서 3,000°C 이상의 고온 연소가스가 생성되므로, 거시적으로 고온가스의 열역학적 상태를 화학평형으로 가정하는 것이 효율적이면서도 타당한 예측결과를 제공할 수 있다[4].

분사/미립화 영역(Injection/Atomization Zone)에서 연소실로 분사된 액체추진제는 미시적으로 액상간의 충돌, 미립화 및 액적분열 과정을 거쳐 초임계 또는 아임계 증발, 난류혼합 그리고 연소 반응 등 일련의 복잡한 물리적 현상들을 겪게 되므로, 이 영역을 해석하기 위해서는 정교한 다상분무 및 증발 해석을 필요로 한다. 하지만 다수의 분사기를 모사하기 위해서는 계산 시간이 상당히 증가하게 되고, 물리 모델간의 비선형성으로 수렴성이 크게 저하될 수 있다. 또한 항우연에서는 케로신-액체산소를 추진제로 하는 액상-액상의 동축 스월형 분사기를 사용하고 있기 때문에 분무 및 연소 모델 자체에 내재되는 불확실성이 크게 증가하게 되고 적용된 모델의 난이도와 복잡성이 예측결과의 정확도 향상으로 곧바로 연결되지 않는다. 따라서 본 연구에서는 개개의 상세한 분무 거동을 직접적으로 모사하는 대신에

단순화된 가정을 사용하여 Fig. 1의 분사/미립화 영역을 거시적으로 근사하는 방법을 시도하였다. 이때 추진제의 분포는 주로 분사기의 종류와 단위 유량, 그리고 배열에 따라 결정된다.

Fig. 2(a)는 항우연에서 개발 중인 30톤급 실물형 연소기의 분사 헤드면을 보여 주고 있다. 9월까지의 케로신과 액체산소를 추진제로 하는 동축 스윙형 분사기가 사용되고 있으며, 최외곽열에는 벽면 냉각을 위해 연료만 분사하는 냉각 분사기가 장착되어 있다. 이때 냉각 분사기의 단위 유량은 주 분사기의 연료 유량의 약 70%이다. Fig. 2(b)는 분사 헤드면을 수치격자계로 분할하고 각 분사기들이 위치한 지점들을 표시한 그림이다.

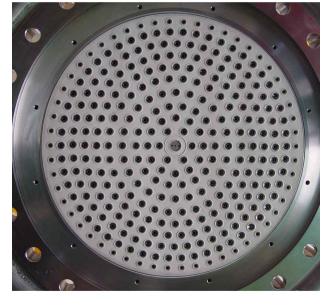
일정한 분무각을 갖고 분사된 추진제는 이웃한 분사기와 상호 영향을 주고받은 후 일정 거리부터는 축 방향 운동량만이 존재하게 된다. 이때 나타나는 추진제 질량분포는 아래 식과 같이 분사기 중심축을 기준으로 가우스 분포로 나타낼 수 있다[5].

$$\frac{dG_{\phi}}{dF} = \frac{G_{\phi}}{2\pi H^2} e^{-\frac{r^2}{2HF}} \quad (1)$$

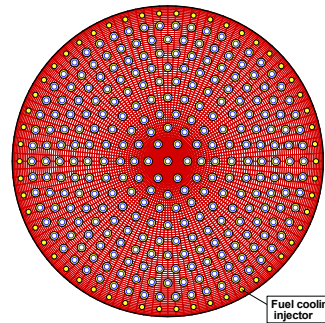
여기서, G_{ϕ} 는 분사기에서 분사된 추진제 질량유량, H 는 분사기간의 거리, 그리고 dG_{ϕ} 는 분사기 중심축에 수직이고 r 만큼 떨어진 곳에 분포하는 면적 dF 를 통과하는 추진제유량을 의미한다.

실제 사용된 동축 스윙형 분사기에 문헌상에서 제시한 식 (1)을 직접적으로 적용하는 것이 타당한가의 문제가 남아 있으며, 추후 다중 분사기에 대한 mechanical patterner 시험을 통해 유량분포함수에 대한 실험적 검증이 필요하지만, 최외곽 연료분사의 영향을 거시적으로 모사하는 것은 큰 문제가 없을 것으로 판단된다.

Fig. 2(b)의 수치격자계상에 위치한 각 분사기에 대해 식 (1)과 같은 분포함수를 가정하였으며 Gaussian quadrature를 이용한 수치적분을 수행하여 추진제 질량플럭스 및 혼합비에 대한 단면 분포를 얻을 수 있었다. 결과적으로 최외곽 연료 냉각 분사기에 의해 연소실 벽면 근방에서 연료 과잉 혼합기가 형성되는 것을 알 수 있었으며 원주방향으로의 변화는 무시할 만큼 작았다. 따라서 각 반경방향 위치에서 면적을 가중한 평균값을 통하여 Fig. 3과 같은 축대칭 반경방향 혼합 분포를 얻을 수 있었다. 중앙부에서 2.8인 혼합비는 벽면에서 국부적으로 1.0까지 떨어지게 되고, 연료 분사기와 벽면의 충돌로 인해 벽면에서 추진제의 유량이 크게 증가하는 것을 알 수 있다. 결론적으로 Fig. 3의 결과는 Fig. 1의 b-b' 단면에



(a) actual face plate



(b) numerical patterning

Fig. 2. Face plate for full-scale combustor with the fuel cooling injector

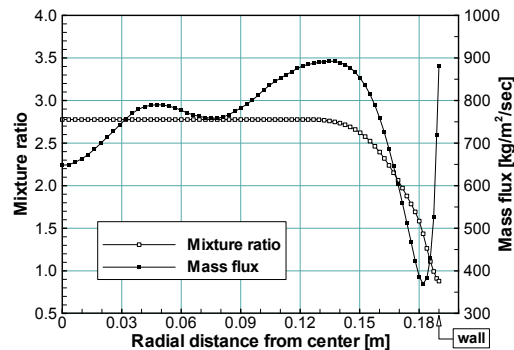


Fig. 3. Radial profiles of mas flux and mixture ratio by circumferential area-weighted averaging of numerical patterning result

서의 혼합분포를 근사하고 있으며, 최종적으로 축대칭 화학평형 해석코드의 입구경계조건으로 사용된다.

2.2 추진제 혼합 및 화학평형

분사/미립화 영역에서 형성된 추진제의 분포는 연소실과 노즐을 지나면서 대류와 확산 현상

을 통해 2차적인 혼합과정을 겪게 된다. 따라서 이러한 추진제의 혼합 상태를 효과적으로 모사하기 위해서 화학반응의 진행 정도와 무관하게 정의되는 혼합분율(mixture fraction)을 사용하였다. 이때 혼합분율 Z 는 쉽게 생각해서 혼합기를 구성하고 있는 원자의 질량분율 Y_i 를 연료와 산화제에서 각각 1과 0의 값을 갖도록 정규화한 보존 변수(conserved scalar)이다.

$$Z = \frac{Y_i - Y_{i,oxidizer}}{Y_{i,fuel} - Y_{i,oxidizer}} \quad \text{with } i = C, H, O \quad (2)$$

추력실내 혼합분율의 분포는 다음과 같은 수송 방정식을 통해 계산하였다.

$$\frac{\partial \rho Z}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j Z) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho D_Z \frac{\partial Z}{\partial x_j} \right) \quad (3)$$

이때 입구경계에서의 혼합분율은 앞서 설명한 대로 Fig. 3의 결과를 통해 주어진다.

이제, 임의의 한 지점에서 열화학적 상태량(온도, 밀도, 화학조성, 점성 등)은 화학평형계산을 담당하는 서브루틴에 의해 계산되며, 이때 입력값은 혼합분율에 의해 결정되는 각 원자의 조성비와 유동해석으로 구해지는 압력과 엔탈피가 된다. 현재는 추진제 혼합에 미치는 난류의 영향이 고려되지 않은 상태이며, 이는 앞으로 진행되어야 할 연구내용으로 결론에서 다시 언급하였다.

III. 결과 및 고찰

3.1 최외곽 연료분사의 영향

앞서 설명한 바와 같이 현재 항우연에서 제작/시험평가 중인 30톤급 실물형 연소기에 대해 최외곽 연료분사에 의한 비균일 혼합분포를 고려하여 연소해석을 수행하였다(Model A). 또한 비교를 위해 종전처럼 균일한 혼합분포를 가정하여 계산을 수행하였다(Model B). 이때 두 경우 모두 동일한 설계점 작동조건(전체혼합비 2.44, 연소압 52.5bar)을 가지고 있으며, 성능 평가를 목적으로 지상연소시험에 사용되었던 노즐 확대비 11.0인 내열재 연소실을 해석 대상으로 하였다.

Table 1. Comparison of propulsive parameters predicted at the design point

| | Model A (non-uniform) | Model B (uniform mixing) |
|---------------------|--------------------------|-----------------------------|
| c^* [m/sec] | 1767 | 1812 |
| $I_{sp,s.l.}$ [sec] | 280 | 287 |
| $C_{F,ground}$ | 1.554 | 1.553 |

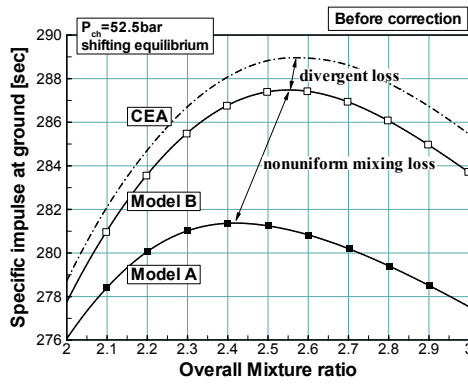


Fig. 4. Comparison of specific impulse predictions with the different models

동일한 설계점 조건에서 추진성능 파라미터에 대한 Model A와 B의 예측결과를 Table 1에서 비교하였다. 추력계수는 비슷한 반면 연소효율은 Model A의 결과가 훨씬 낮게 예측되었다. 이를 통해 비균일 혼합특성이 연소효율을 감소시켜 비추력의 손실을 야기하는 것을 알 수 있다.

Fig. 4는 52.5bar의 동일한 작동압력에서 혼합비가 변하는 경우 비추력 성능의 변화를 살펴본 결과이며, 비교를 위해 1차원 등엔트로피 팽창가정을 사용하는 화학평형 계산(CEA)의 예측 결과도 함께 나타내었다. 모든 해석결과에서 노즐내 유동장은 이동평형(shifting equilibrium) 상태로 가정하였으며, 이 부분에 대해서는 뒤에서 자세히 설명하였다. 우선 둘 다 균일한 혼합분포를 가정한 해석 결과(CEA, Model B)를 살펴보면 2차원 유동효과에 의해 노즐에서 나타나는 발산손실(divergence loss)이 약 2초 정도의 비추력 손실을 발생시키는 것을 알 수 있다. 동일한 2차원 축대칭 계산(Model A, Model B)에서는 비균일 혼합모델이 최대 7초 정도의 비추력 손실을 야기하였다. 또한 균일 혼합모델에서 비추력이 최대가 되는 혼합비가 2.6인 반면에 최외곽 연료분사에 의한 비균일성을 고려하였을 때는 2.4로 감소하는 정성적인 변화도 나타났다.

3.2 지상연소시험결과를 이용한 보정계수도출

본 연구에서 사용한 해석방법은 추력실에서 나타나는 여러 가지 성능 손실 메커니즘을 생략하거나 단순화시켜 예측하기 때문에 연소 및 노즐 성능을 과대 예측하게 된다. 따라서 연소시험 결과로부터 보정계수를 도출하여 해석결과를 보정하는 과정을 필요로 하게 된다. 연소시험결과와 해석결과 사이에 정량적인 차이가 존재하더라

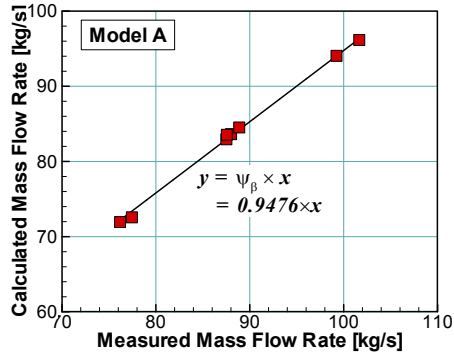
도 두 결과 사이에 일정한 상관성이 유지된다면 이러한 방법은 설계단계에서 유의미한 결과를 제공할 수 있다. 외국의 경우에도 설계단계에서 사용하는 예측방법에 대한 보정계수를 데이터베이스화하여 활용하는 예를 흔히 찾아 볼 수 있다.

추력실의 성능을 대표하는 비추력은 연소실 압력, 정확하게는 노즐입구에서의 정체압력을 매개변수로 하여 연소특성속도(c^*)와 추력계수(C_F)로 나눌 수 있다. 이와 마찬가지로 본 연구에서는 손실메커니즘도 크게 서로 다른 물리적 특징을 갖는 연소실과 노즐 두 부분으로 나누어 일어난다고 가정하였다. 이 경우 전체 비추력 성능에 대한 보정계수는 연소효율 c^* 에 대한 보정계수와 노즐 효율을 나타내는 추력계수 C_F 에 대한 보정계수로 나누어 아래와 같이 나타낼 수 있다.

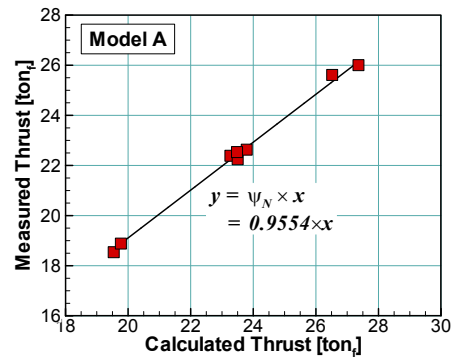
$$I_{sp}^{actual} = \frac{(c^* \times \psi_\beta) \cdot (C_F \times \psi_N)}{g} = \frac{(F \times \psi_N)}{g(m/\psi_\beta)} \quad (4)$$

Fig. 5는 설계점과 4개의 탈설계점에서 비균일 혼합을 고려하여 구한 해석결과(Model A)와 지상연소시험결과를 비교하여 보정계수를 도출하는 예를 보여 주고 있다. 해석상에서는 연소실의 손실메커니즘이 과소예측되므로 동일한 연소압을 올리기 위해 실제 보다 적은 추진제 유량이 필요하게 될 것이다. 따라서 연소효율(c^*)에 대한 보정계수는 Fig. 5(a)에서 보듯이 일정 혼합비에서 동일한 연소실 압력을 올리기 위해 사용된 추진제 총 질량유량에 대한 해석값과 실제값 사이의 비로 정의될 수 있으므로 $\psi_\beta=0.9476$ 로 결정되었다. 마찬가지로 노즐 내의 손실메커니즘은 추력을 감소시키는 방향으로 작용하므로, 추력계수에 대한 보정계수는 Fig. 5(b)에서 나타나듯이 동일한 연소실 압력으로부터 노즐의 팽창과정을 통해 얻어진 추력에 대한 측정값과 예측값의 비로서, $\psi_N=0.9554$ 로 나타났다. Fig. 5의 결과를 통해 작동조건이 달라지더라도 연소시험결과와 해석결과 사이에 일관성이 유지되는 것을 알 수 있으며, 이것은 본 연구에서 사용한 보정 방법의 타당성을 간접적으로 시사한다. 또한 위와 같은 방법으로 도출한 보정계수는 상대적으로 넓은 범위의 작동조건하에서 유효하다는 것을 보여주므로, 한 지점의 연소시험으로부터 도출한 보정계수를 통해 넓은 작동범위에서의 성능 예측결과를 보정할 수 있다.

해석모델이 달라지면 당연히 그에 따른 보정계수의 값도 달라지게 된다. 균일 혼합분포를 가정한 해석방법(Model B)의 경우에는 위와 동일한 보정절차를 통해 연소효율과 추력계수에 대해



(a) correction factor for c^* , ψ_β



(b) correction factor for C_F , ψ_N

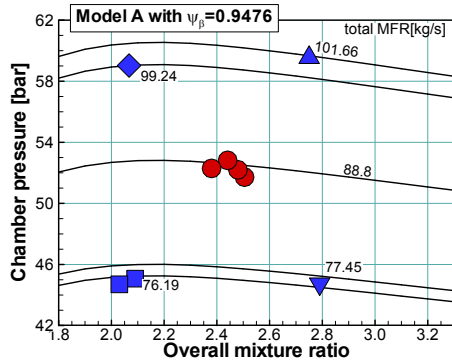
Fig. 5. Determination of correction factors by comparison between prediction(Model A) and hot-firing test data

보정계수가 각각 $\psi_\beta=0.9260$ 와 $\psi_N=0.9596$ 로 계산되었다. 추후에 보다 많은 물리적 현상을 고려하여 해석의 정확도가 높아지게 되면 이러한 보정계수의 값은 점차 1.0의 값에 가까워질 것이다.

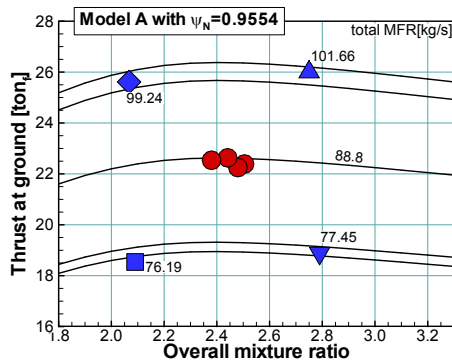
3.3 성능예측 결과 비교 및 검토

Fig. 6은 위의 보정절차를 거친 비균일 혼합모델(Model A)의 해석결과와 지상연소시험결과를 비교한 것으로 추진제 유량 조건에 따른 연소실 압력과 지상 추력의 변화에 대해 서로 잘 일치하고 있음을 보여 주고 있다. 이때 연소시험은 설계점을 중심으로 혼합비와 작동압력이 $\pm 15\%$ 벗어난 네 개의 탈설계점에서 수행되었다.

Fig. 7(a)와 (b)는 각각 연소특성속도와 추력계수에 대한 비교 결과를 나타내고 있으며, 혼합모델에 따른 예측 결과의 차이를 평가하기 위해서 균일 혼합모델(Model B)의 해석결과도 보정하여 함께 나타내었다. Fig. 7(a)에서 연소특성속도 c^* 는 연소실 압력 보다 혼합비에 크게 좌우되는 것



(a) chamber pressure

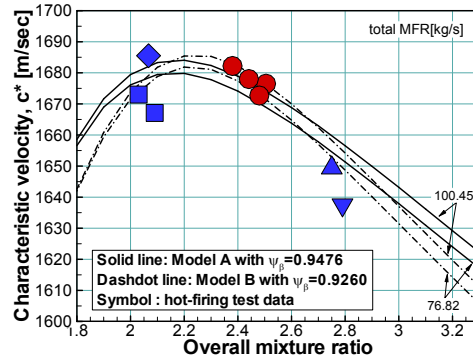


(b) thrust at ground

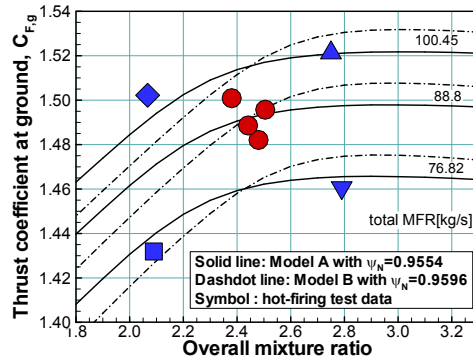
Fig. 6. Chamber pressure and thrust for various operating conditions (lines: Model A with correction; symbols: hot-firing test data)

을 알 수 있다. 혼합모델의 차이는 경향성에는 큰 변화를 야기하지는 않았지만 사용된 보정계수의 값을 비교해 보면 Model A가 $\psi_\beta=0.9476$ 으로 Model B 보다 약 2.3% 정도 크다. 이것은 최외곽 연료냉각에 의한 비균일 혼합특성이 연소실에서 손실메커니즘으로 반영된 만큼의 차이를 의미하며, 연소특성속도로 환산하면 약 40m/s이다.

Fig. 7(b)에 나타난 추력계수에 대한 비교결과를 살펴보면 두 가지 혼합모델의 보정계수(ψ_N) 값은 거의 동일하지만, 설계점에서 벗어나 탈설계점으로 갈수록 Model B와 연소시험결과의 차이가 커지는 반면에 Model A는 상대적으로 일치하는 경향성이 뚜렷하게 확인된다. 연소특성속도 및 노즐 효율에 대한 혼합 모델의 이러한 영향들이 Fig. 4에서 언급한 바와 같이 비추력의 예측 결과에 정량적 차이뿐만이 아니라 정성적 변화를 나타내는 이유가 된다. Fig. 8은 작동조건에 따른 지상 비추력의 변화를 비교한 결과로서 보정된 후의 해석결과로만 놓고 보면 비추력 성능을 예



(a) characteristic velocity



(b) thrust coefficient

Fig. 7. Comparison of propulsive parameters between prediction results (Model A and B with correction) and hot-firing test data

측하는 데 있어 혼합모델의 중요성은 그리 크지 않다고 볼 수 있으며, 연소시험 결과의 개수가 충분하지 않은 관계로 어느 혼합 모델이 정성적으로 우월하다고 판단하기도 어렵다. 하지만 비추력에 대한 보정계수($\psi_\beta \times \psi_N$)의 값을 비교해 보면 비균일 혼합모델(Model A)의 경우 실제 연소시험결과와의 차이가 줄어드는 것을 알 수 있으며, 이것을 비추력의 차이로 환산하면 Model B에 비해 약 6초 정도가 된다. 이러한 사실과 함께 Fig. 7(b)에서 살펴본 추력계수의 경향성을 놓고 판단해 보면, 비균일 혼합모델의 주된 목적은 향후 연구주제인 재생냉각 연소실의 설계/해석에 있지만 추력 성능의 예측에 있어서도 해석의 정확도를 높이는 방향으로 기여한다고 판단된다.

마지막으로 노즐 팽창과정에 대한 열역학적 가정의 영향을 살펴보기 위해서, 작동압력이 13.8 bar인 KSR-III 엔진에 대한 해석결과[4]를 Fig. 9에 나타내었다. 동일한 케로신/액체산소 연소기임에도 불구하고 상대적으로 저압인 KSR-III의

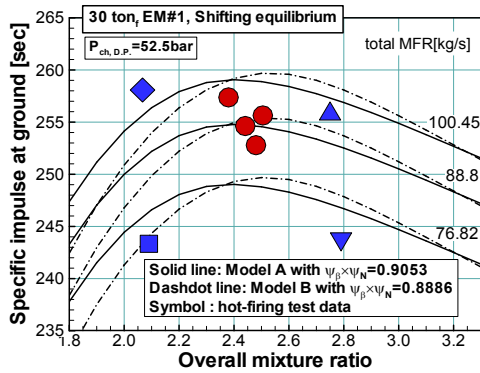


Fig. 8. Comparison of specific impulse

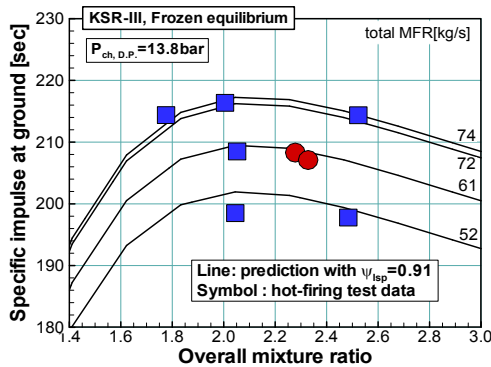


Fig. 9. Specific impulse for KSR-III

경우에는 동결평형 가정을 사용하는 것이 타당하며 이때 비추력이 최대가 되는 혼합비는 2.1 근방으로 감소하였다. 반면에 Fig. 8에서 보듯이 작동압력이 50bar 이상으로 상대적으로 높아지게 되면 화학반응이 갖는 특성시간이 짧아지게 되므로 연소가스의 상태는 이동평형이 타당하게 되고 이에 따라 최대 비추력의 혼합비가 2.5 정도로 증가하게 되는 정성적 변화를 보이게 된다.

IV. 결 론

벽면 냉각을 위한 최외곽 연료분사에 의해 야기되는 액체로켓 추력실내 비균일 혼합특성을 고

려한 성능해석기법을 개발하였으며, 연소시험데이터를 이용한 보정방법을 제시하였다. 이를 통하여 현재 개발 중인 30톤 실물형 연소기에 대해 넓은 작동범위에서 각종 성능 파라미터의 변화를 정확히 예측할 수 있었다.

향후 재생냉각 연소기의 설계/해석을 위해서는 무엇보다도 열유속을 정확히 예측하는 것이 중요하며, 이를 위한 향후 연구과제로서 벽면 근방의 난류 경계층에서 일어나는 대류열전달과 난류확산에 의한 고온 연소가스층과의 혼합을 정확히 예측할 수 있는 난류모델의 적용과 함께, 케로신 연료-과잉 혼합기에서 현저하게 나타나는 비평형 화학반응의 영향을 고려할 수 있는 연소모델의 개발을 수행해 나갈 예정이다.

참고문헌

- 1) Dunn, S. S. and Coats, D. E., "Nozzle Performance Prediction Using the TDK 97 Code", AIAA-97-2807, 1997.
- 2) Preclik, D. et al., "Simulation and Analysis of Thrust Chamber Flowfields: Cryogenic Propellant Rockets", *Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design*, Yang, V. et al. (eds), Vol. 200, Progress in Astronautics and Aeronautics, 2005.
- 3) 서성현, 김종규, 문일윤, 한영민, 최환석, 이수용, 조광래, "실물형 액체로켓 연소기 지상 연소 성능 결과", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2005.
- 4) 김성구, 박태선, 문윤완, "화학평형을 고려한 액체로켓 추력실의 성능 및 형상 최적화 설계 해석코드 개발", 한국추진공학회지, 제 9권, 1호, 2005, pp. 1-8.
- 5) 이광진, 김종규, 김인태, 한영민, 설우석, "가스발생기용 단일 스윙 동축형 분사기의 추진제 분포 예측에 관한 기법 연구", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2004.