

# 유한화학반응 연소 모델을 고려한 스크램제트 엔진의 성능설계 기법

김선경\* · 서봉균\* · 김성진\*\* · 성홍계\*\*\* · 변종렬\*\*\*\* · 윤현걸\*\*\*\*

## Performance Design Techniques for Scramjet Engines with Finite-rate Chemistry Combustion Models

Sun-Kyoung Kim\* · Bong-Gyun Seo\* · Sung-Jin Kim\*\* · Hong-Gye Sung\*\*\*  
Jong-Ryul Byen\*\*\*\* · Hyun-Gull Yoon\*\*\*\*

### ABSTRACT

An efficient performance model for scramjet engines has been proposed for scramjet performance design. In supersonic air intake design, the compression angles of the wedge were determined to maximize the total pressure recovery of the intake based on Oswatich criterion. Both combustion models of chemical equilibrium and finite-rate chemistry model are implemented, and compared each model with the results by Starkey for Waverider engine configuration. Finally, the performance model of concern has been confirmed by conducting performance analysis with hypothetical mission profile and design conditions.

### 초 록

스크램제트 엔진에 대한 주요 성능설계기법에 대한 연구를 통해 효율적인 해석모델을 제시하였다. 초음속 흡입구의 설계에 있어 최대 전압력회복률을 얻기 위한 Oswatich의 설계기준을 적용하여 흡입구의 압축각도를 설계하였다. 초음속 연소기의 해석을 위해 준 1차원 해석모델을 제시하였으며, 이에 화학평형 모델 및 유한화학반응 모델의 두 연소모델을 적용함으로써 그 결과를 비교분석하였다. 또한 Starkey의 Waverider에 대한 1차원 해석결과와 비교를 통해 연소모델의 결과를 검증하였다. 가상의 설계조건에 대한 엔진의 성능해석을 수행함으로써 모델의 적용가능성을 확인하였다.

Key Words: Scramjet(스크램제트), Supersonic Combustion(초음속 연소), Chemical Equilibrium(화학평형), Finite Rate Chemistry(유한화학반응), Performance Design(성능 설계)

### 1. 서 론

2010년 미국의 우주왕복선들이 퇴역을 계획하고 있다. 이들의 유지비용에 따른 경제성과 안전등의 문제로 올해 말까지 모든 우주왕복선들이 운항을 종료한다. 이와 같은 시점에서 차세대 우주발사체로서 가장 주목하고 있는 기술인 스크램제트 엔진의 개발에 대한 많은 관심과 연구 활동에 더욱 박차를 가할 것으로 보인다. 그러나 현재 스크램제트 엔진 개발은

\* 한국항공대학교대학원 항공우주 및 기계공학과

\*\* 한국항공대학교대학원 우주정보시스템공학과

\*\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\*\*\* 국방과학연구소

연락처, E-mail: hgsung@kau.ac.kr

지상 시험을 통한 기본적인 연소특성의 입증  
을 위한 연구와 엔진을 제외한 비행체의 작동  
특성을 확인하고 있는 수준이다. 단순한 구조  
와 이론적으로 극초음속 영역에서의 비행이  
가능한 스크램제트 엔진이지만 초음속 연소  
및 고온에 의한 헤리 및 열전달 문제 등 아직  
많은 기술적 난제가 남아 있으며 실험에는 막  
대한 연구비용이 요구되어 제한된 선진국에서  
만 국가적 프로젝트를 통한 실용적 연구가 진  
행되고 있다.[1] 국내의 경우는 현재 진행되고  
있는 국가적 스크램제트 개발 프로그램은 없  
으나, 국제공동연구 참여를 통한 스크램제트  
관련 기술 습득과 함께 연구소 및 대학을 중  
심으로 스크램제트 엔진에 대한 기초연구를  
수행하고 있다.

본 연구를 통해 램/스크램제트의 기본적인 이  
론과 물리적 특성에 대한 이해를 바탕으로 스크  
램제트 엔진의 성능설계기법과 효율적인 해석모  
델을 제시하고자 한다. 현재 진행되고 있는 많은  
램/스크램제트 프로젝트의 추진 시스템은 견고  
한 성능해석 및 설계 모델을 기반으로 하고 있  
으며, 실제 실험을 통해 그들의 타당성을 제시하  
고 있다. 비록 스크램제트 엔진의 내부 유동특성  
이 매우 복잡하고 까다로운 작동특성을 가지고  
있지만 이 같은 성능모델을 통해서 주요 특성을  
파악하고 기본적인 설계를 위한 정보를 제시할  
수 있다.[2,3]

스크램제트 엔진의 성능모델에 있어 특히 중  
요한 요소는 초음속 연소기에 대한 모델이다. 기  
존의 램제트 해석에 적용하던 폐적분 형태의 평  
형 연소 모델은 상대적으로 사용하기 쉽다고 하  
더라도 단지 연소과정의 초기 및 최종 상태에  
관한 정보만을 제공하며, 연소과정 중의 모든 물  
리적·화학적 반응 데이터들이 손실된다.[4] 초음  
속 연소를 하는 스크램제트의 경우 평형의 가정  
을 적용시키는 것이 물리적으로 타당하지 않으  
며 따라서 유한화학반응(Finite-Rate-Chemistry)  
연소모델의 적용이 더 타당한 결과를 제시할 수  
있다.[5]

따라서 본 연구는 스크램제트 엔진의 초음속  
흡입구 형상설계, 노즐특성 및 성능해석과 더불어  
어 두 가지 연소모델, 화학평형 모델과 유한화학  
반응 모델을 기반으로 한 연소기 내 초음속 유  
동특성 및 연소특성에 대한 비교 및 분석을 수  
행하였다. 또한 가상의 엔진 설계 조건에 대한  
엔진의 형상을 결정하고, 스크램제트 엔진에 대  
한 성능해석을 수행하였다.

## 2. 스크램제트 성능설계 기법

스크램제트 엔진의 성능설계는 크게 초음속  
흡입구 설계, 초음속 연소모델, 노즐 및 성능계  
산의 영역으로 나뉜다. Figure 1은 본 연구에 적  
용된 엔진의 개략적인 형상 및 위치정보를 나타  
낸다.

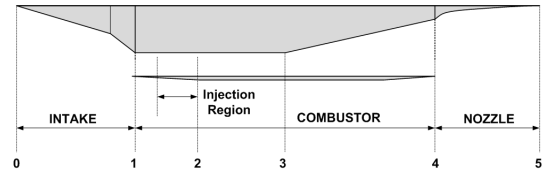


Fig. 1 Schematics of Scramjet Engine

### 2.1 초음속 흡입구 설계

흡입구 설계는 우선 포획유량에 따른 단면적  
의 크기, 압축방식, 압축각도의 개수를 선정하는  
데서 시작한다. 동일한 압축률을 만족시킨다 하  
더라도 요구성능조건 및 엔진의 무게, 항력에 따  
라 다양한 형상의 흡입구의 설계가 가능하다.  
Oswatish (1994)는 흡입구의 형상을 결정함에  
있어 초음속 압축영역에서의 흡입구 전압력회복  
률을 최대화 시키는 압축각도의 결정을 위한 최  
적조건을 Eq. 1과 같이 제시하였다.[6] Figure 2  
와 같이 n개의 압축각을 갖는 흡입구 시스템에  
서 최대 전압력회복률은 각각의 충격파의 강도  
가 동일하도록 압축각을 설정할 때 얻어진다. 이  
와 같은 Oswatish의 최적화 조건은 수많은 반  
복계산을 통하여 흡입구 형상을 결정하는 대신  
보다 빠르고 정확하게 최적의 형상을 결정할 수  
있다.

$$M_1 \sin \theta_1 = M_2 \sin \theta_2 = \dots = M_n \sin \theta_n \quad (1)$$

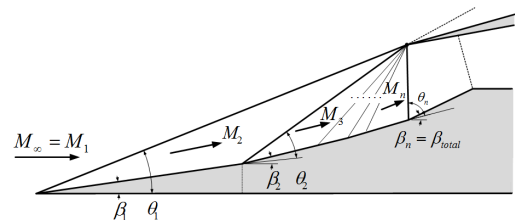


Fig. 2 Multi-shock Compression System with On-design Condition(Oswatish Optimization)

### 2.2 준 1차원 연소기 해석

스크램제트 엔진의 연소기 내 유동특성을 해

석하기 위하여 Fig. 3과 같은 준 1차원 연소기 해석모델을 제시하였다. 이는 비록 충격파 및 경계층 박리 등 2차원/3차원적인 복잡한 유동특성을 해석할 수는 없지만, 연소기의 길이, 면적변화, 연료/공기의 체류시간, 연료/공기의 혼합 과정, 충돌 효율, 그리고 화학반응 방정식들의 영향을 고려할 수 있도록 한다. 해석에 적용된 지배방정식은 Eq. 1 - 6과 같다.

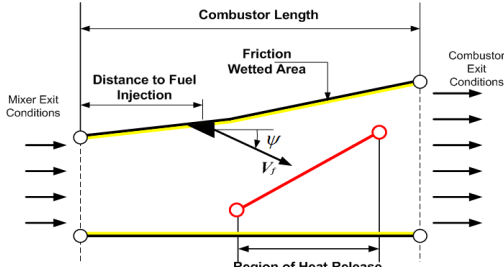


Fig. 3 Schematic for Quasi 1-D Combustor Analysis

- Continuity:

$$\frac{1}{m} \frac{dm}{dx} = \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} + \frac{1}{U} \frac{dU}{dx} + \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} \quad (1)$$

- Momentum conservation:

$$\frac{1}{P} \frac{dP}{dx} + \frac{\gamma M^2}{U} \frac{dU}{dx} + \frac{\gamma M^2 (1-\epsilon)}{m} \frac{dm}{dx} + \frac{\gamma M^2}{2} \left( \frac{4C_f}{D} \right) = 0 \quad (2)$$

- Energy conservation:

$$\frac{dT}{dx} = \frac{1}{C_p} \left[ - \sum_i h_i \frac{dY_i}{dx} + \frac{1}{m} \sum_i \left( h_0 \frac{dm}{dx} \right)_{add} - \frac{h_0}{m} \frac{dm}{dx} - U \frac{dU}{dx} \right] \quad (3)$$

- Equation of State:

$$\frac{1}{p} \frac{dp}{dx} = \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} + \frac{1}{T} - \frac{1}{MW} \frac{dMW}{dx} \quad (4)$$

- Mixture Molecular Weight:

$$\frac{dMW}{dx} = - MW^2 \sum_i \frac{1}{MW_i} \frac{dY_i}{dx} \quad (5)$$

- Species Conservation:

$$\frac{dY_i}{dx} = \frac{\omega_i MW_i}{\rho U} + \frac{1}{m} \frac{dm_{i,add}}{dx} - \frac{Y_i}{m} \frac{dm}{dx} \quad (6)$$

초음속 유동장에서의 연소반응을 해석하기 위하여 두 가지 연소모델을 적용하였다. 첫 번째는 CEA코드를 기반으로 한 화학평형모델로 CEA를 통해 최종 연소가스의 조성을 계산하고, 계단식 연료/공기 혼합 및 선형적 연소반응 프로파일을 가정함으로써 1차원 해석을 수행한다. 벽면마찰계수는 일정한 값으로 모든 구간에 동일하게 적

용하여 해석을 수행한다.

이와 달리 Jet-A 연료에 대한 연소반응 매커니즘을 기반으로 한 유산화학반응 모델은 17 화학종의 14 반응 매커니즘을 통유한속도 연소특성을 고려한 1차원 해석을 수행한다. 화학반응 매커니즘은 Kundu et al.의 반응매커니즘을 기반으로 한다.[7] 각 화학종의 열역학적 물성치를 계산하기 위하여 CHEMKIN II의 데이터베이스를 사용한다. 벽면마찰계수  $C_f$ 는 압축성 난류경계층 유동에 대한 van Driest II 기법을 통해 얻어진다.[8]

## 2.3 노즐 유동특성 및 성능변수의 계산

연소기 해석결과로부터 노즐 출구의 유동특성을 계산하기 위하여 노즐 내의 동결유동(frozen flow)를 가정한다. 엔진의 최종 추력은 다음의 Eq. 7과 같다.

$$F_{net} = (\dot{m}_e V_e + P_e A_e) - (\dot{m}_0 V_0 + P_0 A_e) - X_{wave} - X_{body} \quad (7)$$

본 해석에서는 이차원의 단일팽창경사로를 갖는 노즐을 선정하였으며, 이상팽창을 가정함으로써 외부팽창이 발생하지 않는 축방향 균일유동을 가정하였으며, 조파항력  $X_{wave}$  및 표면마찰  $X_{body}$  는 고려하지 않는다.

## 2.4 성능설계절차

Figure 4는 스크램제트 엔진의 성능설계과정을 도시한 것이다. 먼저, 엔진의 설계점을 선정하고, 대기모델을 통해 비행조건에서의 자유흐름특성을 파악한다. 이를 바탕으로 초음속 흡입구 설계를 수행하는데 본연구의 설계모델은 2-D형상 및 원추형 흡입구에 대한 설계가 가능하다. 흡입구 해석결과로부터 연소기 입구에서의 초기 유동조건이 얻어지며, 연소기 축방향에 따른 1차원 해석을 수행한다. 마지막으로 노즐 내의 유동특성 및 성능변수 계산으로 최종적인 엔진의 성능특성을 얻을 수 있다.

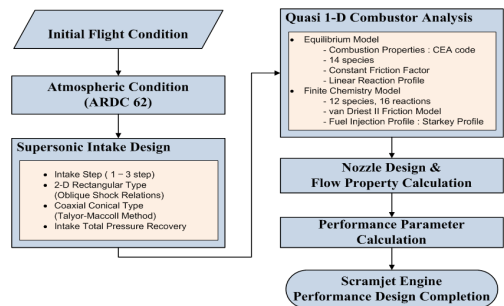


Fig. 4 Performance Design Process of Scramjet Engine

### 3. 성능모델의 검증 및 해석결과

스크램제트 엔진의 성능설계기법을 바탕으로 하여 각 구성품의 형상설계 및 검증을 수행하였으며, 설계 및 해석조건은 Table 1에 제시된 바와 같다.

Table 1. Design Conditions for Scramjet Engine

Flight conditions	
Altitude	30 km
Ambient Temperature	216.65 K
Ambient Pressure	0.0119 atm
Flight Mach Number	8.0
Angle of Attack	0 deg
Fuel characteristics	
Fuel Type	Jet - A
Equivalence Ratio	0.93

#### 3.1 초음속 흡입구 설계 결과

순항 마하수  $M_0 = 8$ 을 기준으로 스크램제트 엔진의 초음속 흡입구 설계를 수행하였다. 흡입구의 총압축각도  $\beta_{total} = 27^\circ$ 로 설정하였으며, 2개의 압축각도를 갖는 외부 압축형 흡입구를 설계하였으며, 그 결과를 Fig. 5에 도시하였다. 흡입구 면적(포획질유량)을 기준으로 하여 2개의 경사충격파가 카울팁에서 부딪히는 On-design 조건에서의 흡입구 크기가 결정되었으며, 최대 전압력 회복률을 갖기 위한 1차 압축각도는  $\beta_1 = 11.06^\circ$ 로 결정된다.

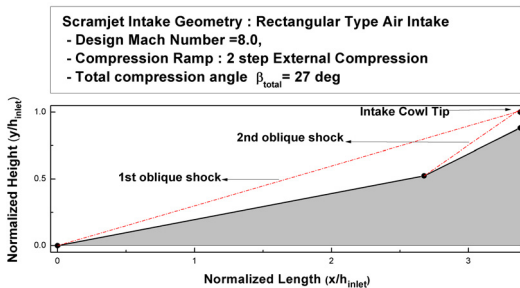


Fig. 5 2-D Rectangular Type Supersonic Intake Design

#### 3.2 1차원 연소기 해석

개발된 1차원 연소기 해석모델을 검증하기 위하여 Waverider의 연소기 형상을 기준으로 한 Starkey 모델의 해석결과와 주요 유동변수 및 연소생성물의 분포를 비교하였다. Figure 6과 7의 마하수와 온도분포를 살펴보면 위치 1-3의 분포는 본 연구의 유산화학반응모델과 Starkey의

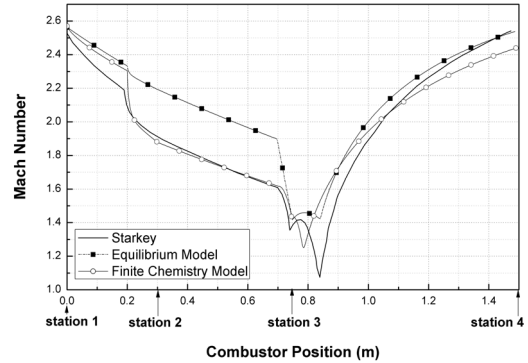


Fig. 6 Comparison of Mach Number Distribution in Combustor

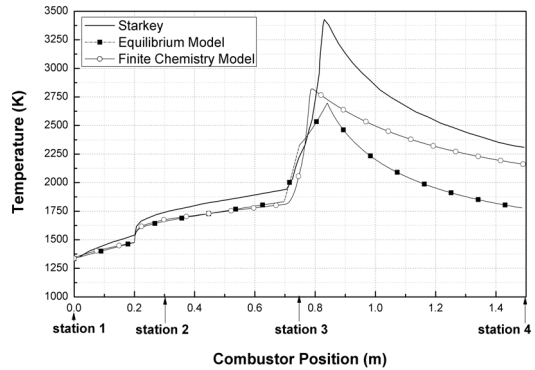


Fig. 7 Comparison of Temperature Distribution in Combustor

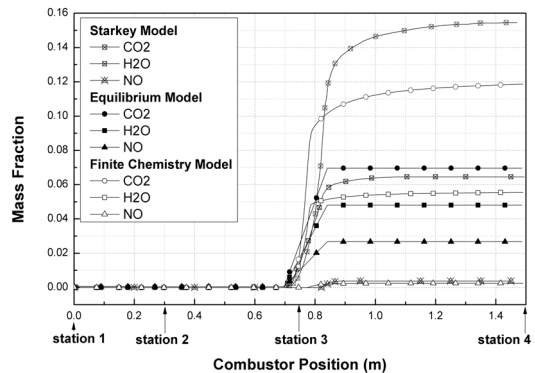


Fig. 8 Comparison of  $O_2$ ,  $H_2O$ , and  $NO$  Distribution in Combustor

모델이 유사한 분포를 나타내고 있으나 약간의 차이가 발생하는 것을 확인할 수 있다. 본 연구의 모델은 연소기 내 단열과정의 유동을 가정하고 있는 반면, Starkey의 해석모델은 벽면에서의 등온조건을 적용한 열전달 특성을 고려하고 있

으며[3], 이에 따른 벽면 열전달 및 점성마찰에 대한 Friction 모델의 차이에 의해 분포의 차이가 발생하는 것으로 확인된다. 연소반응이 발생하기 시작하면서 두 모델간의 최대온도가 약 800K의 큰 차이가 발생한다. 이는 초기 점화위치에서의 에너지 준위의 차이에 따른 것으로 연소온도가 점화조건에 매우 민감함을 의미한다. Jet-A와 같은 탄화수소연료의 연소특성은 수소연소에 비해 복잡하고 그 특성이 명확하게 규정되어 있지 않으므로 이러한 특성을 보다 정확하게 모델링하기 위해서는 실험적인 연구 결과가 필요하다. 화학평형모델의 경우 다른 두 모델에 비해 상당히 낮은 온도분포를 보인다. 이는 화학평형모델이 고온연소에 따른 해리특성을 더 크게 고려하고 있기 때문으로 Fig. 8을 보면  $CO_2$ 와  $H_2O$ 와 같은 완전반응 생성물의 발생량은 상대적으로 낮은 반면  $NO$ 는 월등히 많은 양이 발생하는 것을 통해 알 수 있다.

### 3.3 성능해석결과

설계된 초음속 흡입구와 연소기 형상을 기준으로 스크램제트 엔진의 성능해석을 수행하였다. Fig. 9는 성능해석결과 엔진의 각 위치에서의 내부 유동 변수의 분포를 나타낸다. 화학평형모델과 유한화학반응 모델의 해석 결과 온도분포에서의 차이가 크게 나타나는 것을 확인할 수 있는데 이는 평형모델의 해석결과 고온 연소에 따른 화학종의 해리가 보다 크게 나타나 연소기 출구에서 약 700K 낮게 해석됨을 확인할 수 있다. 최종 성능을 예측한 결과 평형모델을 적용한 경우 약 977 N, 유한화학반응모델의 경우 약 993 N의 추력을 얻을 수 있었으며, 앞서 두 모델간의 온도분포의 차이가 영향을 미친 결과로 해석된다.

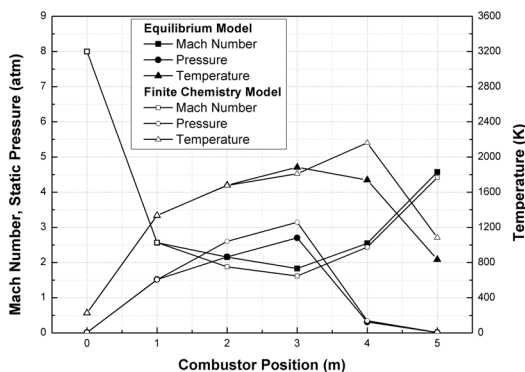


Fig. 9 Internal Flow Variables in Scramjet Engine

## 4. 결 론

초음속 흡입구 설계기법 및 두 가지 연소모델을 기반으로 한 1차원 연소기 해석모델을 바탕으로 스크램제트 엔진에 대한 주요 성능설계기법을 제시하였다. 1차원 해석의 유한화학반응 모델의 결과를 Waverider의 연소기 해석결과와 비교하여 그 타당성을 검증하였으며, 평형모델과의 비교를 통해 유한화학반응 모델이 스크램제트 엔진 해석에 타당함을 확인하였다. 또한 가상의 설계조건에 따른 전체 성능해석을 수행하였다. 이와 같은 성능모델은 스크램제트 엔진의 주요 설계 인자를 파악 및 최적 설계에 보다 효율적인 도구로 적용될 수 있을 것이다.

## 참고문헌

1. Fry, R. S., "A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution," Journal of Propulsion and Power, Vol. 20, No. 1, 2004, pp. 27 - 58.
2. Bradford, J., "A technique for Rapid Prediction of Aftbody Nozzle Performance for Hypersonic Launch Vehicle Design," Ph.D. Dissertation, Department of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA, 2001.
3. Starkey, R. P. and Lewis, M. J., "Sensitivity of Hydrocarbon Combustion Modeling for Hypersonic Missile Design," Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 1, 2003, pp. 89 - 97.
4. 김선경 · 염효원 · 성홍계, "램제트-스크램제트의 성능 특성과 작동 한계", 항공우주시스템공학회, 2007년 추계학술대회논문집, pp125-128, 2007
5. Chenault, C. F., "Development and Implementation of a Scramjet Cycle Analysis Code With a Finite-Rate-Chemistry Combustion Model For Use on A Personal Computer", Masters Thesis, Air Force Institute of Technology, December 1993. AFIT/GAE/ENY/93D-7.
6. W. H. Heiser, D.T. Pratt, Hypersonic Airbreathing Propulsion, AIAA Educational Series, 1994.
7. Kundu, K. P., Penko, P. F., and Yang, S. L., "Reduced Reaction Mechanisms for Numerical Calculations in Combustion of Hydrocarbon Fuels," AIAA Paper 98-0803, Jan. 1998.
8. F. M. White, Viscous Fluid Flow. New York, NY: McGraw-Hill, 1991.