

# 이중연소 램제트엔진의 성능해석 기법

서봉균\* · 엄효원\* · 성홍계\*\* · 길현용\*\*\* · 윤현걸\*\*\*

## Performance Analysis Method for Dual Combustion Ramjet Engines

Bong-Gyun Seo\* · Hyo-Won Yeom\* · Hong-Gye Sung\*\* ·  
Hyun-Yong Gil\*\*\* · Hyun-Gull Yoon\*\*\*

### ABSTRACT

Development and validation of performance analysis model for dual combustion ramjet engines has been performed. A typical performance model for hypersonic intake flow and supersonic mixing and combustion was demonstrated; Taylor-Maccoll equation for coaxial intakes and a quasi-one dimensional reacting flow analysis with CEA chemical equilibrium for supersonic combustion. The results, thermodynamic data of intake and supersonic combustor were validated with CFD numerical results.

### 초 록

이중연소 램제트엔진의 아음속 연소기의 연소가스와 스크램제트 모드로 흡입되는 흡입공기의 혼합 및 초음속 연소를 고려한 이중연소램제트 성능해석 기법을 개발하고 검증하였다. 극초음속 흡입구의 유동특성을 고려하기 위하여 Taylor-Maccoll 방정식을 사용하였으며 초음속 연소기 해석을 위해 준 1 차원 연소모델 및 CEA를 이용한 화학 평형 모델을 적용하였다. 개발된 모델을 통하여 계산된 흡입구와 연소기에서의 열역학 데이터를 수치해석 결과와 비교하였다.

Key Words: Dual Combustion Ramjet(이중 연소 램제트), Performance Analysis(성능 해석), Hypersonic Intake(극초음속 흡입구), Supersonic combustio(초음속 연소)

### 1. 서 론

최근 높은 비추력을 가지는 공기 흡입식 엔진은 로켓 엔진을 대체할 우주 재사용 비행체로 관심을 받고 있다. 특히 특별한 구동 장치 없이

초음속 이상의 속도에서 작동할 수 있는 램제트와 스크램제트 엔진을 이용한 재사용 비행체가 많이 연구되고 있다. 하지만 이 두 엔진은 비행 마하수에 따른 작동 영역에 제한이 있으므로, 한 하나의 엔진으로 광범위한 작동 영역이 필요한 재사용 발사체로 적합하지 않다[1]. 이에 따라 미국, 유럽 등의 기술 선진국에서는 두 엔진을 복합한 형태의 엔진을 연구하고 있다. 이중 모드 램제트 (DMR, Dual Mode Ramjet) 엔진은 초음

\* 한국항공대학교대학원 항공우주 및 기계공학과

\*\* 한국항공대학교대학원 항공우주 및 기계공학부

\*\*\* 국방과학연구소 1본부 5부

† 교신저자, E-mail: hgsung@kau.ac.kr

속 영역에서 램제트 엔진으로 작동하고 극초음속 영역에서는 스크램제트 엔진으로 작동한다. 이를 위해서 흡입구와 노즐의 형상을 변화시켜야 하므로, 추가적인 구동 장치가 필요하다. 이중 연소 램제트(DCR, Dual Combustion Ramjet) 엔진은 이러한 복잡함을 배제하고 고정된 형상에서 초음속과 낮은 극초음속의 비행 영역에서 작동한다. 이중 연소 램제트 엔진은 아음속 연소기와 초음속 연소기를 동시에 작동시키며, 고정된 형상인 흡입구를 통하여 연소기에 아음속 유동과 초음속 유동을 공급한다. 이 두 연소기는 전체 비행 영역에서 작동하는데, 초음속 비행 시 아음속 연소기에서 대부분의 추력이 발생하며, 극초음속 비행 시에는 초음속 연소기에서 주 추력을 발생시킨다(Fig. 1).

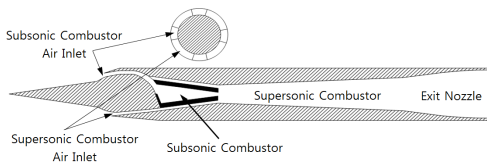


Fig 1. Schematic of dual combustion ramjet

본 연구를 통해 제시된 준 1차원에서의 성능 해석 모델은 복잡한 물리 현상을 간략화하여 이중연소 램제트엔진의 주요 특성인 농후 연소가스과 공기의 혼합 및 연소를 고려하였다. 본 성능해석 기법은 엔진 설계를 위한 기본 정보를 효율적으로 도출할 수 있다.

본 연구는 이중연소램제트 성능해석 기법의 개발 및 검증에 그 목적이 있다.

## 2. 성능 설계 기법

성능 설계 기법은 초음속과 극초음속 흡입구, 초음속연소기, 노즐의 성능 변수 계산으로 이루어진다.

### 2.1 극초음속 흡입구 성능 설계 및 해석

초음속 및 극초음속 엔진 흡입구에서는 충격파가 발생하며, 충격파에 의해 압축과 함께 전압

력 손실이 발생한다. 전압력 손실은 엔진 성능에 큰 영향을 미치므로 흡입구 설계에 있어 전압력 손실을 줄이는 것이 중요하다. 또한 마하수에 따라 충격파의 각도도 변하므로 설계 마하수에 근접한 비행 조건에 대하여 안정적인 작동이 보장되어야 한다.

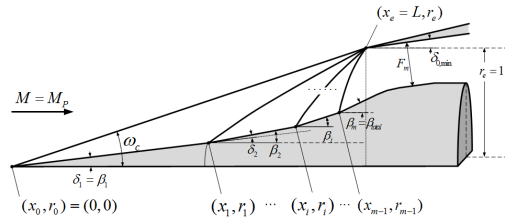


Fig 2. Schematic of a conical air intake

흡입구 설계는 총 압축 각도를 설정하고, 압축 각도의 개수에 따라 각도를 분배하는 것으로 시작된다. Oswatich가 제시한 최대 압력 회복률을 위한 압축각도 분배 방법은 모든 충격파의 강도가 동일하도록 하는 것이다. 따라서 m개의 경사 충격파를 갖는 흡입구에 대하여 다음의 조건을 만족하는 형상을 결정한다[2].

$$M_1 \sin \omega_1 = M_2 \sin \omega_2 = \dots = M_m \sin \omega_m \quad (1)$$

본 연구에서 고려한 이중 연소 램제트 엔진은 축대칭 형상을 가지고 있다. 축대칭 흡입구에서 발생하는 원추형 충격파는 2차원 형상이나 충격파 후방에서의 유동은 3차원 유동이 나타난다. 또한 첫 번째 경사 충격파를 제외하고 충격파는 원뿔 형상이 아닌 곡선 형태의 충격파가 발생한다. 각 경사 충격파 후방의 속도는 Taylor-Maccoll 방정식을 이용하여 결정한다.

아음속 연소기로 연결되는 흡입구는 경사충격파를 지난 유동을 아음속 유동으로 감속시키기 위해 수직 충격파를 발생시켜야 한다. 수직 충격파를 발생시키기 위해 흡입구에는 수축-확산되는 내부 유로가 요구되며, 충격파는 내부 압력에 의해 민감한 거동을 보인다. 따라서 연소실의 압력과 충격파 위치를 고려하였다. 초음속 연소기로 이어지는 흡입구는 유동을 초음속으로 유지하므로 후방의 압력으로부터 영향을 받지 않는다.

## 2.2 연소기 해석

연소기 내 유동특성을 해석하기 위하여 준 1차원 연소기 해석을 적용하였다. 비록 연소기 내 충격파와 경계층 박리 등의 복잡한 유동 특성을 해석할 수 없지만, 연소기 길이 방향의 면적 변화, 연료/공기 혼합, 충돌, 화학 조성 변화 및 열 추가에 의한 영향을 고려할 수 있다.

- Continuity:

$$\frac{1}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} = \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} + \frac{1}{U} \frac{dU}{dx} + \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} \quad (2)$$

- Momentum conservation:

$$\frac{1}{P} \frac{dP}{dx} + \frac{\gamma M^2}{U} \frac{dU}{dx} + \frac{\gamma M^2(1-\epsilon)}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} + \frac{\gamma M^2}{2} \left( \frac{4C_f}{D} \right) = 0 \quad (3)$$

- Energy conservation:

$$\frac{dT}{dx} = \frac{1}{C_p} \left[ - \sum_i h_i \frac{dY_i}{dx} + \frac{1}{\dot{m}} \sum_i \left( h_0 \frac{d\dot{m}}{dx} \right)_{add} - \frac{h_0}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} - U \frac{dU}{dx} \right] \quad (4)$$

- Equation of State:

$$\frac{1}{p} \frac{dp}{dx} = \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} + \frac{1}{T} - \frac{1}{MW} \frac{dMW}{dx} \quad (5)$$

- Mixture Molecular Weight:

$$\frac{dMW}{dx} = - MW^2 \sum_i \frac{1}{MW_i} \frac{dY_i}{dx} \quad (6)$$

- Species Conservation:

$$\frac{dY_i}{dx} = \frac{\dot{\omega}_i MW_i}{\rho U} + \frac{1}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}_{i,add}}{dx} - \frac{Y_i}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} \quad (7)$$

계산 과정에 전온도와 화학 조성 변화를 고려하기 위하여 CEA 화학평형모델을 사용하였다. 온도 및 화학조성 변화율은 미리 설정한 연소 구간 내에서 일정한 변화율을 가정한다.

아음속 연소기에서는 아음속 유동에 특정 분사각으로 연료(1차연소가스)가 분사되는 것으로 해석한다. (Fig.3) 초음속 연소기에서 연료는 아음속 연소기에서 배출되는 농후 연소 가스의 성분과 동일하며, 준 1차원 연소기 해석에서 배출 방향은 공기와 평행한 방향으로 고려한다. 이에 따라 지배 방정식의 질량 추가에 따른 영향이 상대적으로 약해지고, 작은 각도 차이의 고속 유동 충돌에 의해 혼합이 충분히 일어나지 않게

된다. 이러한 현상은 1차원 해석에서 반영할 수 없으므로 실험 또는 수치해석 결과를 이용한 보정이 필요하다.

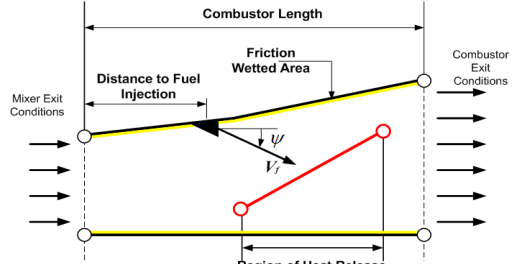


Fig 3. Schematic of quasi-one dimensional combustor analysis

## 2.3 노즐 유동 해석 및 성능 변수 계산

연소기 출구 이후 유동은 동결유동(Frozen flow)으로 가정하여 해석한다. 노즐의 형태는 확산 노즐로 확산부에서의 손실은 실험적인 값을 적용하였다. 최종 노즐 출구에서의 상태량을 도출한 후 엔진의 추력은 식 (10)과 같다.

$$F_{net} = (\dot{m}_e V_e + P_e A_e) - (\dot{m}_0 V_0 + P_0 A_e) - X_{wave} - X_{body} \quad (8)$$

## 3. 성능 모델의 검증 및 해석 결과

성능 해석 기법의 검증을 위하여 아래 표와 같은 비행조건을 설정하였다.

Table 1 Flight condition of a model engine

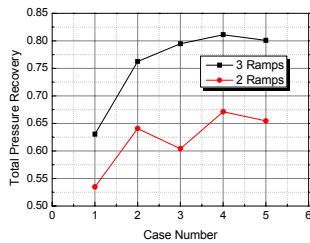
Altitude	20, 30 km
Flight Mach Number	3.0, 6.0
Angle of attack	0.0 deg
Equivalence ratio	3.0

### 3.1 초음속 극초음속 흡입구 해석

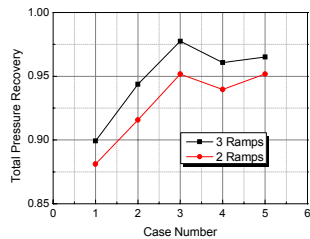
다단 압축 흡입구의 램프각 분포의 영향을 살펴보기 위하여 특정 각도 분포와 Oswatich의 흡입구각을 비교하였다. 설계 각도는 표 2에 나타내었으며, 그에 따른 전압력 회복률을 그림 5에 표시하였다.

Table 2 Comparison condition of conical intake

Case No.	Cone angles ( 3 Ramps )	Cone angles ( 2 Ramps )
1	4 / 6 / 16	8 / 18
2	6 / 8 / 12	11 / 15
3	Oswatisch	Oswatisch
4	8 / 9 / 9	13 / 13
5	10 / 10 / 6	15 / 11



(a) Design Mach number : 6.0



(b) Design Mach number : 3.0

Fig. 4 Pressure recovery of intakes with 2 ramps and 3 ramps at 20 Km altitude

흡입구의 램프수가 3개인 경우가 2개인 경우보다 더 높은 전압력 회복율을 보이며, 마하수가 클수록 압력 손실이 커짐을 알 수 있다. 설계 마하수가 3.0인 경우 Oswatisch의 설계 기법에 따른 형상이 최대 전압력 회복률을 보인다. (Fig. 4(b)) 하지만 극초음속 영역인 마하수 6인 경우 고른 각도 분포를 가진 형상이 더 큰 전압력 회복률을 보이는 것을 확인할 수 있다. (Fig. 4(a))

이중 연소 램제트 엔진의 흡입구는 초음속 연소기와 아음속 연소기로 통하는 외부 압축영역의 형상은 동일해야 하므로 전 비행 영역에서 우수한 흡입구의 램프각을 선정해야 하는데, 이는 가속영역에서는 효율 보다는 가속력을 감안

하여 최대 추력을 우선적으로, 항속영역에서는 연료의 경제성을 우선적으로 고려하여 흡입구의 형상을 결정한다. 본 연구에서는 총 압축각도는 26 deg 이며, 압축 각도는 2개로 구성하였다.

### 3.2 연소기 해석

Figure 6는 선행 연구[3]의 수치 해석 결과에 대한 온도와  $CH_4$ 의 분포를 보여준다. 아음속 연소실에서 당량비 3.0의 과농한 연소가스와 초음속으로 유입되는 흡입공기와의 혼합과 연소현상을 확인할 수 있다.

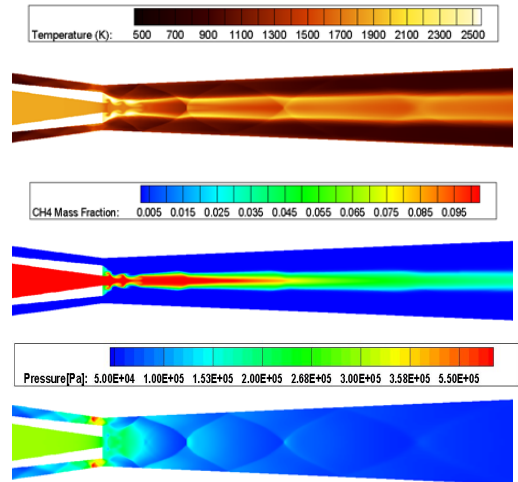


Fig. 5 Temperature and  $CH_4$  mass fraction at the equivalence ratio of 3.0.[3]

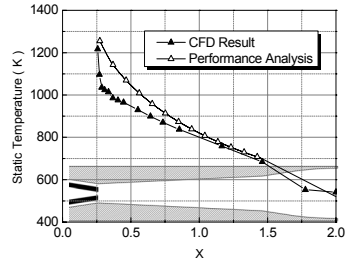
아음속 연소기의 출구에서 재순환영역이 존재하며 이는 분출되는 연소가스와 초음속 흡입공기와의 혼합이 급격하게 이루어짐으로 인한 소음을 방지해주는 역할을 한다. 그러나 이로 인하여 아음속 연소기에서 분출되는 연소가스가 초음속 펄스형태를 보인다. 또한 아음속 연소기와 초음속 흡입구로부터 유입되는 연소가스와 흡입공기의 팽창과 압축현상이 복잡하게 발생하고 있음을 관찰할 수 있다(Fig. 5). 이는 준 1차원 성능 해석 시 고려해야 할 현상이 복잡함으로 인하여 제한적임을 의미한다.

성능 해석의 준 1차원 연소실 해석 결과를 수치해석 결과와 비교하기 위하여 질량가중 평균

(Mass-Weighted Average)화 된 마하수, 압력, 온도 분포를 나타내었다(Fig. 6).

압력과 마하수는 수치해석 결과의 경향과 잘 일치하고 있음을 확인할 수 있다. 온도는 연소실 전단에서 약 200 K의 차이를 확인할 수 있다. 이는 수치해석에서 확인한 봐와 같이 재순환현상과 같은 복잡한 유동현상이 충분히 고려되지 않은 것이 첫 번째 가능성이며, 둘째는 수치해석과 성능해석의 연소 메커니즘 차이에 의한 것으로 판단된다. 성능 해석은 화학 평형 모델을 사용하며, 총 14종의 화학종을 고려한다. 하지만 수치 해석은 총 6종의 화학종만을 고려하였다. 따라서 더 많은 화학종을 고려하는 경우 아음속 연소기에서 다양한 중간 혼합물로 화학 반응을 일으켜 발열 반응이 발생하게 된다. 이로 인해 연소실 전단에서 온도가 더 높게 나타난다. 연소기 전 영역에 걸쳐 반응을 일으키는 연료의 양은 수치해석 결과로부터 보정하였기 때문에 연소기 출구에서 온도도 잘 일치함을 확인할 수 있다.

성능 해석의 노즐 영역은 동결 유동으로 가정하였다. 수치 해석 결과에서는 노즐 영역에서 기울기가 변하는 지점이 있으므로 노즐 영역에서도 화학반응이 발생하고 있음을 알 수 있다.



(c) Static Temperature

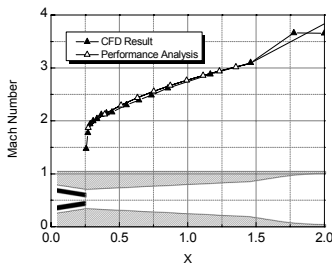
Fig. 6 Comparison between CFD data and performance analysis results

#### 4. 결 론

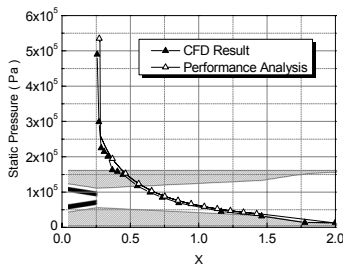
본 연구는 열역학-공기역학적 이론을 기반으로 하여 이중 연소 램제트 엔진 성능해석 모델을 제안하였다. 극초음속 흡입구의 외부 압축 영역을 설계 및 해석하고 결과를 통해 압축 각도 분포에 따른 영향을 비교하였다. 연소기 내부의 복잡한 물리적 현상들을 고려하여 준 1차원 해석을 수행하였다. 모델의 결과를 선행 연구의 수치해석 결과와 비교, 분석 하였다. 고려되지 않은 물리적 현상에 의해 온도 분포는 다소 차이를 보였으나, 성능 해석 관점에서 중요한 연소기 입/출구의 속도, 압력은 수치해석과 잘 일치하여 성능 도출을 위한 엔진 설계 적용에 그 타당성을 검증하였다.

#### 참 고 문 헌

1. 김선경, 전창수, 성홍계, 변종렬, 윤현걸, "이중램제트(이중연소/이중모드)엔진을 위한 램제트/스크램제트의 작동영역분배 및 성능민감도분석 Part I. 작동영역분배", 한국항공우주학회 제 38권, 6호, 586-595, 2010.
2. J. Seddon, E. L. Goldsmith, Intake Aerodynamics, Collins professional and Technical books, 1985
3. 김성진, 서봉균, 염효원, 성홍계, 길현용, 윤현걸, "Gas Generator의 초음속 연소현상에 대한 연구", 한국추진공학회, 2010년 추계학술대회 논문집, pp419-422, 2010



(a) Mach number



(b) Static pressure