

## 이중연소 램제트 엔진의 예비 성능해석

변종렬\* · 안중기\*\* · 윤현걸\* · 임진식\*

### Preliminary Performance Analysis of a Dual Combustion Ramjet Engine

Jong-Ryul Byun\* · Joongki Ahn\*\* · Hyun-Gull Yoon\* · Jin-Shik Lim\*

#### ABSTRACT

In order to understand the operation characteristics and major design parameters of a dual combustion ramjet engine, a fundamental analysis model based on gasdynamics and thermodynamic theories was established. The preliminary performance analysis was accomplished and the results clearly describe the intimate relationship between air inlets, gas generator, and supersonic combustor. The methodology presented provides a means for quantitatively determining the geometries of the gas generator and supersonic combustor and assessing the effects on performance of each of the engine components. Also the design results for a basic configuration were provided.

#### 초 록

이중연소 램제트 엔진의 작동특성 및 주요 설계인자를 파악하기 위하여 공기역학 및 열역학적 이론을 기반으로 한 기본적인 성능해석 모델을 수립하였다. 이중연소 램제트 엔진의 예비 성능해석을 수행하였고, 그 결과는 흡입구, 가스발생기, 초음속 연소기 사이의 상세한 관계를 설명하고 있다. 본 연구에서 제시된 방법은 가스발생기와 초음속 연소기의 기하학적 형상을 정량적으로 결정하고, 엔진 각 구성품의 성능에 대한 영향을 평가하기 위한 도구를 제공한다. 또한 예비 성능해석을 통해 이중연소 램제트 엔진의 기본 형상 설계 결과를 도출하였다.

Key Words: Ramjet(램제트), Scramjet(스크램제트), Dual Combustor Ramjet(이중연소 램제트), Gas Generator(가스발생기), Supersonic Combustor(초음속 연소기)

#### 1. 서 론

현재 초고속(초음속 및 극초음속) 순항비행에 효과적이고 실용적인 추진기술로 평가되고 있는 램제트/스크램제트 추진기술은 초고속 정밀 타격용 유도무기, 차세대 극초음속 비행체 엔진 및 우주발사체용 등에 적용을 하기위해 많은 연구가 이루어지고 있다. 또한 단일 비행체로서 초음

\* 국방과학연구소 1-5

\*\* 국방과학연구소 대함체계단

† 교신저자, E-mail: joy2bjr@gmail.com

속에서 극초음속 영역까지 광범위한 비행영역에서 작동 가능한 추진시스템으로 램제트와 스크램제트의 장점을 포함하는 복합사이클을 적용한 이중램제트에 대한 연구를 많은 선진국들에 의해 수행되고 있다.

흡입 공기의 램 압축을 이용한 램제트/스크램제트 엔진은 각각 다른 비행 마하수 영역에서 최적의 성능을 가지기 때문에, 단일 추진시스템으로 초음속에서 극초음속까지의 비행영역에서 최적의 성능을 얻기 위해서는 램제트/스크램제트 고유의 운용 마하수 범위를 포함하는 이중모드의 하이브리드 시스템이 요구되는데, 현재 두 가지 개념인 이중연소 램제트(Dual Combustion Ramjet, DCR)와 이중모드 램제트(Dual Mode Ramjet, DMR) 개념이 고려되고 있다. 이중연소 램제트는 과잉 연료 조건에서 작동하여 가스발생기 역할을 하는 아음속 램 연소기와 초음속 연소가 이루어지는 스크램 연소기로 각각 분리된 연소실을 가진 엔진이며, 이중모드 램제트는 하나의 연소기 즉, 동일한 유동 경로상에서 아음속과 초음속 연소가 이루어져 램제트와 스크램제트 모드로 각각 작동되는 엔진이다[1, 2].

본 연구에서는 이중연소 램제트 엔진에 대한 작동개념과 주요 설계 변수를 파악하고, 공기역학 및 열역학적 이론을 기반으로 한 기본적인 성능해석 모델을 정립하였다. 또한 본 연구에서 정립된 이론적 방법을 사용하여 이중연소 램제트 엔진의 예비 성능해석을 수행하였다.

## 2. 성능 해석

Figure 1은 이중연소 램제트 엔진의 개략도를 보여준다. 이중연소 램제트 엔진은 개념적으로 흡입구의 압축 과정은 스크램제트에서와 동일하지만 포획된 공기의 일부분(25% 이하)이 분할되어 스크램제트 엔진 내에 끼워진 작은 덤프 연소기로 아음속 공기 흐름을 제공하는 점이 다르다. 이때 덤프 연소기에 유입된 공기는 액체연료와 혼합, 연소 반응하여 고온 연소가스 흐름을 발생시키는데, 추진시스템 설계 연료량 전부가

아음속 연소기에 공급되기 때문에 연료과잉 흐름이 된다. 이러한 연료과잉 상태의 작동으로 인해 아음속 덤프 연소기는 일종의 가스발생기라고 할 수 있다. 가스발생기에 의해 배출된 미연소 생성물은 기하학적 노즐목을 통해 초음속 연소기에 축방향으로 분사되는데, 출구 속도는 설계에 따라 음속 또는 초음속일 수 있다.

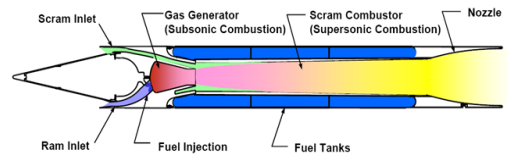


Fig. 1 Schematic of Dual Combustion Ramjet

초음속 흡입구와 연소기 사이에는 거의 일정한 면적을 가진 덕트, 즉 흡입구내 초음속 확산 과정으로부터 초음속 연소 과정에 의해 발생된 예연소 압축장을 분리하는 isolator가 존재해야 한다. 흡입구 전체 공기량의 75% 이상이 초음속 연소기로 유입되는데, 가스발생기로부터 배출된 고온의 과잉 연료 생성물과 혼합되어 반응하는데, 이 연소과정은 축방향 분사를 가진 일반적인 스크램제트와 동일하다. 단지 차이점은 축방향 분사가 가스발생기에 의해 이루어지고, 공급되는 연료는 고온가스 상태이며 연소 생성물을 포함하고 있다는 것이다[1, 2].

이중연소 램제트 엔진의 주요 설계 변수로는 흡입구 설계 마하수( $M_{des}$ ), 흡입구 공기 유량 분리비( $w_{ass}/w_{ogg}$ ), 흡입구 축소 면적비( $A_c/A_2$ ), 가스발생기 노즐목 크기[( $A^*/A_c$ ) $_{ogg}$ ], 초음속 연소기 면적비[ $A_3/(A_{2ss} + A_b + A^*_{ogg})$ ] 등이 있다[1, 2].

### 2.1 흡입구

이중연소 램제트의 흡입구는 두 가지 형태, 즉 초음속 흡입구와 가스발생기 흡입구로 정의된다. 초음속 흡입구 성능을 정의하는 하나의 방법으로 kinetic energy 효율계수를 사용할 수 있는데, Eq. 1은 흡입구 입/출구 마하수 비로 표현된 경험식으로 Fig. 2와 같다. Eq. 1은 마하수 2-8 범위에서 이차원, 환형 그리고 모듈화된 스크램

제트 흡입구로부터 얻어진 시험자료에 근거한 것이다[3].

$$\eta_{KE} = 1 - 0.4 \left(1 - \frac{M_2}{M_0}\right)^4 \quad (1)$$

Equation 1을 흡입구 전압력 회복계수와와의 관계식으로 표현하면 Eq. 2와 같으며, 흡입구 유량 관계식에 의해 흡입구 축소 면적비와의 관계식을 구하면 Eq. 3과 같다.

$$\eta_{pr} = \frac{P_{t2}}{P_{t0}} = \left[1 + (1 - \eta_{KE}) \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

$$\frac{A_0}{A_2} = \frac{M_2 \sqrt{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2} \left(\frac{P_2}{P_{t2}}\right)^{\frac{1}{\gamma}}}{M_0 \sqrt{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2} \left(\frac{P_0}{P_{t0}}\right)^{\frac{1}{\gamma}}} \quad (3)$$

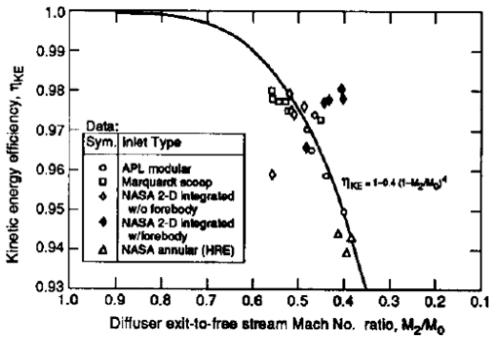


Fig. 2 Supersonic inlet kinetic energy efficiency as inlet exit-to-free stream Mach number ratio

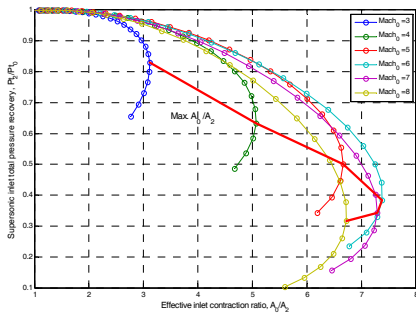


Fig. 3 Supersonic inlet total pressure recovery as effective inlet area contraction ratio

Figure 3은 유효 흡입구 축소 면적비,  $A_0/A_2$ 의 함수로 초음속 흡입구의 전압력 회복계수,  $P_{t2}/P_{t0}$ 을 나타낸 것이다. 각 비행 마하수에 대하여 전압력 회복계수는 최대 흡입구 축소 면적비에 도달할 때까지 면적비 증가에 따라 감소하게 됨을 보여준다. Fig. 3의 각 곡선을 따라 수직 충격파가 가스발생기 흡입구내에 발생한다면, 임계 전압력 회복계수,  $\eta_{pt\ cr} = (P_{t4}/P_{t0})_{cr}$ 는 Fig. 4와 같이 흡입구 면적비,  $A_0/A_2$ 의 함수로 나타낼 수 있다. 이는 각 비행 마하수에서 최대 임계 전압력 회복계수는 초음속 흡입구의 최대 흡입구 축소 면적비에 상응한다.

$$\eta_{pt\ cr} = \frac{P_{t4}}{P_{t0}} = \frac{P_{t2}}{P_{t0}} \left[ \frac{(\gamma + 1)M_2^2}{(\gamma - 1)M_2^2 + 2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left[ \frac{\gamma + 1}{2\gamma M_2^2 - (\gamma - 1)} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (4)$$

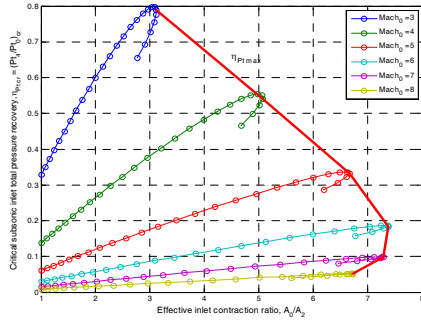


Fig. 4 Critical gas generator inlet total pressure recovery as effective inlet area contraction ratio

현재 연구에서는 1개의 12.5° 원뿔형 흡입구를 설계에 고려하고 있으며, 고려된 흡입구 형상에 대해 충격파 관계식에 의해 계산된 공기유량 포획율은 Fig. 5와 같다. Fig. 6은 흡입구 최대 축소비,  $(A_c/A_2)_{max} = (A_0/A_2)_{max} (A_c/A_0)$ 를 고려된 비행 마하수 범위에서 설계 마하수,  $M_{des}$ 의 함수로서 표현된 것을 보여준다. 이 결과는 흡입구 설계 마하수가 증가함에 따라  $A_c/A_2$ 의 최대치가 거의 선형적으로 증가함을 보여주는데, 이는  $A_0/A_c$ 가 설계 마하수,  $M_{des}$ 에 따라 거의 선형적으로 감소하기 때문이다. 또한 초기 비행 마하수가 높아질수록  $A_c/A_2$ 의 최대치가 증가함을 알

수 있다. 계산된 흡입구 최대 면적비들은 스크램 제트 연소기와 램제트, 이중연소 램제트 아음속 연소기의 흡입구 모두에 적용될 수 있다.

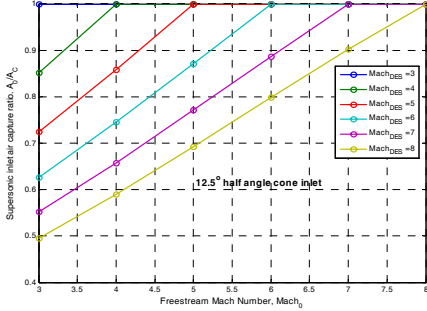


Fig. 5 Supersonic inlet air capture ratio

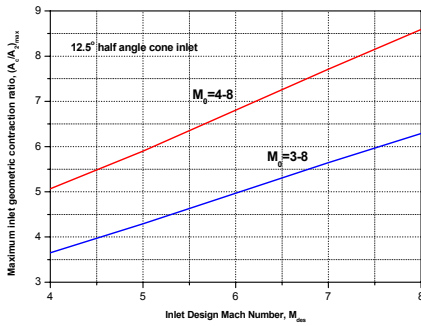


Fig. 6 Maximum inlet geometric contraction as function of inlet design Mach number and flight Mach number range

## 2.2 가스발생기(아음속 연소기)

이중연소 램제트에서 가스발생기의 역할은 초음속 연소기내의 효율적인 연소를 위해 모든 액체 연료를 준비시키는 것으로, stoichiometric 당량비의 4-8배인 연료가 공급되어 안정된 화염을 유지하고, 최소의 전압력 손실을 가져야 하며, 반응하지 않은 연료를 가열하고 가스 상태 또는 angstrom 크기의 탄소 성분으로 분열시켜야 한다. 그리고 고온의 연료 과잉 혼합물을 초음속 연소기내로 기하학적인 목을 통해 음속 또는 초음속으로 축방향 분사되어야 한다. 이러한 모든 것들이 다수(두개 이상)의 공기 흡입구를 가진 아음속 덤프형태의 작은 연소기와 고정된 노즐

목 형상을 사용하여 이루어진다.

고온의 연료 과잉 생성물의 혼합물은 고정된 기하학적 형상인 노즐목을 통해 가속되는데 노즐목의 크기는 흡입구 성능, 공기 포획율, 덤프 연소기 전압력 손실, 가스발생기 연료-공기 당량비, 배기 생성물의 열역학적 상태량의 함수이다. 가스발생기의 배출 가스는 주어진 비행 마하수와 고도에서 초킹 상태로 노즐목을 통해 배출되어야 하기 때문에 공기 포획율에 대하여 노즐목 최소 크기는 최대 임계 전압력 회복계수를 사용하고, 흡입구 설계 마하수에 상관없이 20%의 덤프 연소기 전압력 손실을 가정하여 질량보존으로부터 Eq. 4에 의해 초기에 결정될 수 있다.

$$\left(\frac{A^*}{A_0}\right)_{gg} = \left(1 + \frac{m_{fuel}}{m_{air}}\right) \frac{M_0 \sqrt{\frac{\gamma}{RT_{t0}}} \sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2} \left(\frac{P_0}{P_{t0}}\right)}{\sqrt{\frac{\gamma_{gg}}{RT_{t,gg}}} \sqrt{\frac{\gamma_{gg}+1}{2}} \left(\frac{P_{gg}^*}{P_{t,gg}}\right)} \frac{P_{t0}}{P_{t,gg}} \quad (4)$$

Figure 7에 가스발생기 형상 설계 결과를 보여 준다. 여기서  $(A^*/A_0)_{gg}$ 는 당량비, 비행 마하수, 비행고도의 함수이다. Fig. 4에 제시된 가스발생기의 흡입구 전압력 회복계수에 대해 Fig. 7은  $M_{gg}^* = 1$ 을 유지하기 위해 필요한 최소 노즐목 면적을 나타낸다. 이론적으로 흡입구가 모든 비행 조건과 당량비 조건에서 거의 임계상태에서 작동하도록 가스발생기의 노즐목이 선택되어야 하지만, 실제로는 구현될 수 없기 때문에 흡입구가 임계 전압력 회복계수를 초과해서 작동되지 않도록 노즐목을 선택해야 한다.

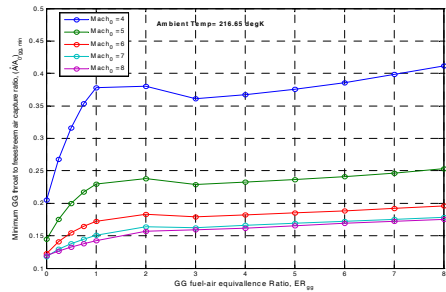


Fig. 7 Minimum gas generator throat size as function of flight Mach number, fuel-air equivalence ratio for  $\eta_{Ft,gg,max}$

Figure 7에서 stoichiometric 당량비 이상 조건에서의 가스발생기 노즐목 크기 변화가 stoichiometric 당량비 이하 조건에서의 변화와 비교하여 작음을 알 수 있다. 초크 상태를 유지하기 위해서 노즐목 면적은 요구되는 전압력에 비례하고, 비행 마하수, 설계 마하수, 비행 마하수 범위와 가스발생기와 초음속 연소기 공기 유량비와 상관없이 이중연소 램제트 엔진의 가스발생기 당량비가 1 이상인 조건에서 항상 작동하기 때문에 가스발생기 흡입구는 대부분의 비행영역에 걸쳐, 특히 낮은 비행속도에서 임계 전압력 회복계수 근처에서 운용될 수 있음을 보여준다.

Figure 8은 초음속 연소기 대 가스발생기 공기 유량비에 대하여 최소 가스발생기 노즐목 대 흡입구 면적비를 보여준다. 주어진 비행 마하수 범위에서 가장 큰 가스발생기 노즐목이 가장 작은 흡입구 설계 마하수에 해당하는 것을 보여주며, 비행 마하수 범위가 낮아짐에 따라 노즐목 크기가 증가하는 것을 보여준다.

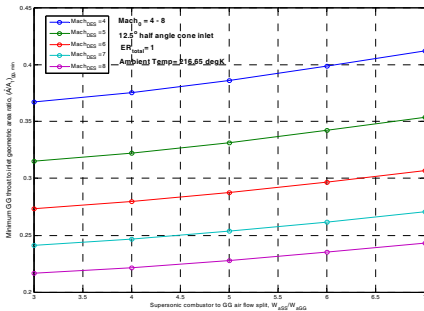


Fig. 8 Gas generator throat size as function of inlet design Mach number and air flow split

### 2.3 초음속 연소기

이중연소 램제트의 초음속 연소기는 축방향 연료분사를 가진 스크램제트 연소기와 동일하게 작동한다. 따라서 초음속 연소기내 유동에 대해 문헌에 제시된 해석적 방법을 사용하였다[4, 5].

초음속 연소기내 유동 해석모델은 Fig. 9와 같다[1]. 연소기 입구와 출구면에서의 유동은 일차원으로 고려되고, 초음속 연소기 입구의 공기유동 정의는  $M_{ci}$ , 가스발생기 출구유동은  $M^*=1.0$ 로서

입구조건을 설정하고, 연소기 출구 조건은  $M_{ce}$ 로 경계면을 설정하였다. 세 가지의 주요 유동 영역이 정의되는데, 충격파-팽창 영역, 2차원 또는 3차원 연소영역 그리고 준 일차원 연소영역으로 구분할 수 있다. 충격파-팽창 영역에서는 가스발생기와 초음속 공기 흡입구로부터의 유동이 압력조건,  $P_s$ 에 맞추어 조절되는데, 일반적으로 가스발생기 출구 팽창과 공기 흡입구 유동의 압축으로부터 나타나게 된다. 충격파-팽창 영역 하류에는 혼합과 연소가 반경방향과 원주방향으로 큰 구배를 가진 영역이 발생하며, 마지막으로 연소기의 물리적 면적과 동일한 단면적을 가진 일차원으로 근사될 수 있는 연소영역이 있게 된다.

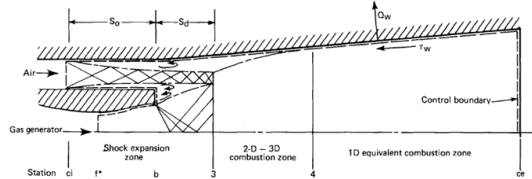


Fig. 9 Theoretical Model for supersonic combustor analysis

해석에 사용되는 지배방정식은 다음과 같다.

질량 보존 방정식:

$$\rho_{ci} u_{ci} A_{ci} + \rho_f^* u_f^* A_f^* = \rho_{ce} u_{ce} A_{ce} \quad (5)$$

운동량 보존 방정식:

$$P_{ci} A_{ci} + P_f^* A_f^* - P_{ce} A_{ce} + \int P_w dA - \tau_w A_w = \rho_{ce} u_{ce}^2 A_{ce} - \rho_{ci} u_{ci}^2 A_{ci} - \rho_f^* u_f^{*2} A_f^* \quad (6)$$

에너지 보존 방정식:

$$\rho_{ci} u_{ci} A_{ci} (h_{ci} + u_{ci}^2/2) + \rho_f^* u_f^* A_f^* (h_f^* + u_f^{*2}/2) = \rho_{ce} u_{ce} A_{ce} (h_{ce} + u_{ce}^2/2) + Q_w \quad (7)$$

본 연구에서는 해석의 단순화를 위해 초음속 연소기내 벽면에 작용하는 압력힘은 Crocco가 제시한  $PA^{\epsilon-1} = constant$  관계식을 연소기 전 영역에 적용하여 계산하였다[6].

$$PA^{\epsilon-1} = constant = (P_s/P_{ci}) P_{ci} A_{ci}^{\epsilon-1} = P_{ce} A_{ce}^{\epsilon-1} \quad (8)$$

$$\int_{ci}^{ce} P_w dA = (1-\epsilon) [P_{ce} A_{ce} - (P_s/P_{ci}) P_{ci} A_{ci}] \quad (9)$$

연소기내 벽면 전단력은 Eq. 10으로 정의되고, 벽면의 열손실,  $Q_w$ 은 무시하였다.

$$\int_{ci}^{ce} \tau_w dA_w = C_f \frac{\gamma M_{ci}^2}{2} P_{ci} A_w \quad (10)$$

운동량 방정식은 다음과 같이 유도될 수 있다.

$$(1-\epsilon)[P_{ce}A_{ce} - (P_s/P_{ci})P_{ci}A_{ci}] - C_f(\gamma M_{ci}^2/2)P_{ci}A_w \quad (11)$$

$$= P_{ce}A_{ce}[1 + \gamma M_{ce}^2] - P_{ci}A_{ci}[1 + \gamma M_{ci}^2] - P_f^*A_f^*[1 + \gamma M_f^2]$$

Equation 11로부터 연소기 입구의 예연소 충격과 압력상승은 아래 식으로 정의된다.

$$\frac{P_s}{P_{ci}} = \left[ \frac{P_{ce}A_{ce}}{P_{ci}A_{ci}} (\epsilon + \gamma M_{ce}^2) \right] / (\epsilon - 1) \quad (12)$$

$$- \left[ (1 + \gamma M_{ce}^2) - C_f \frac{\gamma M_{ci}^2}{2} \frac{A_w}{A_{ci}} + \frac{P_f^*A_f^*}{P_{ci}A_{ci}} (1 + \gamma M_f^2) \right] / (\epsilon - 1)$$

여기서  $P_f^*A_f^*/P_{ci}A_{ci}$ 는 가스발생기와 초음속 흡입관 유동의 질량보존으로부터 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{P_f^*A_f^*}{P_{ci}A_{ci}} = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{ci}} \frac{M_{ci}}{M_f} \sqrt{\frac{\gamma_{ci}R_{ci}T_{i,f}}{\gamma_f R_{ci}T_{i,ci}}} \sqrt{\frac{2 + (\gamma_{ci} - 1)M_{ci}^2}{2 + (\gamma_f - 1)M_f^2}} \quad (13)$$

또한  $P_{ce}A_{ce}/P_{ci}A_{ci}$ 는 초음속 연소기 내 질량보존으로부터 구할 수 있다.

$$\frac{P_{ce}A_{ce}}{P_{ci}A_{ci}} = \left( 1 + \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{ci}} \right) \frac{M_{ci}}{M_{ce}} \sqrt{\frac{\gamma_{ci}R_{ci}T_{i,ce}}{\gamma_{ce}R_{ci}T_{i,ci}}} \sqrt{\frac{2 + (\gamma_{ci} - 1)M_{ci}^2}{2 + (\gamma_{ce} - 1)M_{ce}^2}} \quad (14)$$

초음속 연소기 내 압력비는 Eq. 8과 12를 사용하여 아래와 같이 정의될 수 있다.

$$\frac{P_{ce}}{P_{ci}} = \left\{ \frac{P_s}{P_{ci}} (\epsilon - 1) + \left[ \frac{(1 + \gamma M_{ce}^2) - C_f \frac{\gamma M_{ci}^2}{2} \frac{A_w}{A_{ci}} + \frac{P_f^*A_f^*}{P_{ci}A_{ci}} (1 + \gamma M_f^2)}{(\epsilon + \gamma M_{ce}^2)} \right] \right\} \left( \frac{P_s}{P_{ci}} \right)^{1-\epsilon} \quad (15)$$

또한 초음속 연소기 입/출구 면적비는 다음과 같이 정의될 수 있다.

$$\frac{A_w}{A_{ci}} = \left\{ \frac{P_s}{P_{ci}} (\epsilon - 1) + \left[ \frac{(1 + \gamma M_{ce}^2) - C_f \frac{\gamma M_{ci}^2}{2} \frac{A_w}{A_{ci}} + \frac{P_f^*A_f^*}{P_{ci}A_{ci}} (1 + \gamma M_f^2)}{(\epsilon + \gamma M_{ce}^2)} \right] \right\} \left( \frac{P_s}{P_{ci}} \right)^{\epsilon-1} \quad (16)$$

초음속 연소기 출구 마하수의 제한조건은 엔트로피 한계로 정의되는데, 이 한계는 연소로 인한 열량 추가가 열적 질식유동이 되도록 충분히 공급되었을 때 발생하는 것으로 본 연구에서는 연소기 출구에서  $\epsilon = constant$ 라는 제한조건을 사용하여 아래와 같이 단순화된 관계식을 사용하였다.

$$\bar{\epsilon} = \frac{\gamma_{ce} M_{ce}^2}{1 + (\gamma_{ce} - 1) M_{ce}^2}; \quad 0 \leq \bar{\epsilon} \leq \frac{\gamma}{\gamma - 1} \quad (17)$$

초음속 연소기내 주요 변수 계산은 주어진 연소기 입/출구 면적비에 대하여 출구 마하수를 초기에 가정한 후, 위에서 정의된 Eq. 12~16을 각각 계산하여 연소기 입/출구 면적비를 수렴조건으로 반복적인 계산을 통해 수행되었다.

엔진 성능계산을 위한 추력계수,  $C_T$ 와 비추력,  $I_{sp}$ 은 다음과 같이 정의된다.

$$C_T = (1/q_0 A_{ref}) [\eta_{noz} (\rho u^2 A + PA)_{ex} - (\rho u^2 A + PA)_0 - P_0 (A_{ex} - A_0)] \quad (18)$$

$$= \frac{F}{q_0 A_{ref}}$$

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_f} \quad (19)$$

본 연구에서 가정된 이중연소 램제트 엔진의 주요 형상 변수는 다음과 같다.

가스발생기 노즐목과 초음속 흡입관 사이의 기저 면적비,  $A_b/A_{2ss} = 0.35$ 으로, 초음속 연소기 출구 대 입구 면적비는  $A_3/(A_{2ss} + A_b + A_{gg}^*)$ 로 정의하였다. 또한 초음속 연소기 wetted 벽면 면적 대 초음속 흡입관 면적비,  $A_w/A_{2ss}$ 는 최소 연소기 길이 1.27m와 50cm의 직경을 기준으로 연소기 면적비와 상관없이 일정한 70으로 가정하였다[2].

### 3. 해석 결과

앞 절에서 제시된 이론적 해석 방법을 통해 이중연소 램제트 엔진의 기본적인 성능해석을 수행하고, 설계 변수에 따른 영향을 평가하였다. 또한 예비 성능예측을 통해 이중연소 램제트 엔진의 기본 형상을 설계하였다.

#### 3.1 초음속 연소기 면적비 영향

Figure 10과 11은 비행 마하수  $M_0 = 4.0$ 과 초음속 연소기와 가스발생기의 공기 유량 분리비, 3.0인 조건에서의 초음속 연소기 입출구 면적비, 엔진 당량비에 따른 추력계수와 비추력 변화를 보여준다. 주어진 당량비에서 연소기 면적비가 증가함에 따라 엔진 효율이 감소하지만, 설계 범위내의 연소기 면적비에서는 효율 감소가 크지 않음을 알 수 있다. 또한 설계 마하수의 증가는 동일한 비행 마하수에서 주어진 당량비와 연소기 면적비에서 엔진 효율의 감소를 가져온다.

#### 3.2 초음속 연소기와 가스발생기 공기 유량 분리비 영향

Figure 12와 13은 비행 마하수  $M_0 = 6.0$ 과 흡입구 설계 마하수  $M_{des} = 6.0$ 인 조건에서의 초음속 연소기와 가스발생기의 공기 유량 분리비, 연소기 면적비와 엔진 당량비에 따른 추력계수와 비추력 변화를 보여준다. 주어진 당량비에서 공기 유량 분리비가 증가할수록 엔진 효율이 감소하

고, 연소기 면적비가 증가할수록 엔진 효율이 증가함을 알 수 있다.

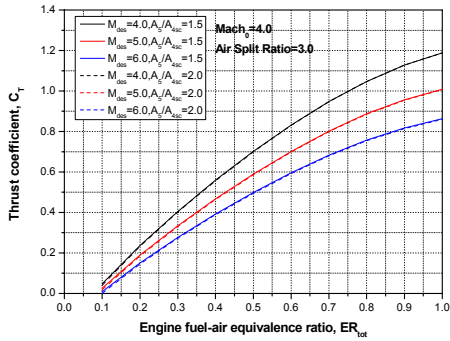


Fig. 10 Thrust coefficient as function of overall equivalence ratio, air split ratio and combustor area ratio

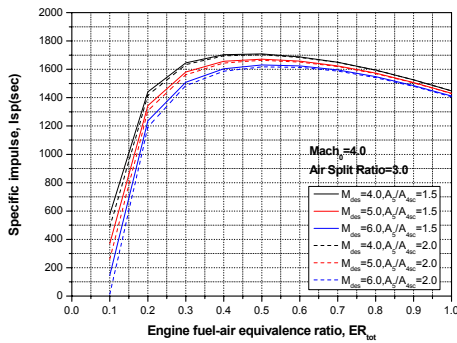


Fig. 11 Specific impulse as function of overall equivalence ratio, inlet design Mach number and combustor area ratio

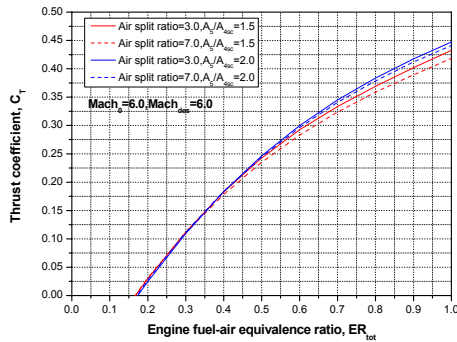


Fig. 12 Thrust coefficient as function of overall equivalence ratio, air split ratio and combustor area ratio

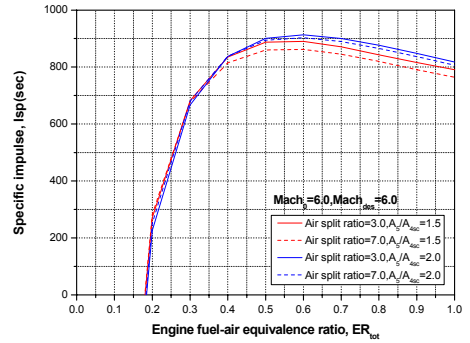


Fig. 13 Specific impulse as function of overall equivalence ratio, air split ratio and combustor area ratio

### 3.3 성능예측 결과

앞에서 수행된 기본 성능해석을 바탕으로 이중연소 램제트 엔진의 예비 성능설계를 수행하였다. 설계된 엔진의 운용조건은 Table 1과 같으며, 수행된 성능예측 결과는 Fig. 14~15와 같다. Table 2는 설계된 이중연소 램제트 엔진의 기본 형상 치수를 나타낸다.

Table 1 엔진 운용 조건

비행 마하수 범위, $M_0$	4~6 @20km
흡입구 설계 마하수, $M_{des}$	6.0
초음속 연소기 면적비	1.5
공기 유량 분리비	3:1

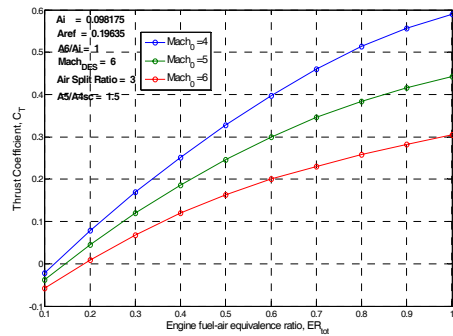


Fig. 14 Thrust coefficient as overall equivalence ratio



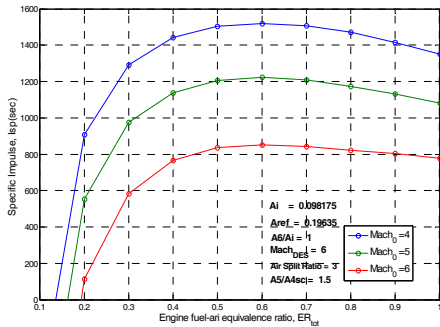


Fig. 15 Specific impulse as overall equivalence ratio

Table 2 이중연소 램제트 엔진의 설계 결과

형상 항목	값
이중연소 램제트 엔진 직경	500mm
가스발생기 노즐목 직경	91mm
초음속 연소기 입구 직경	168mm
초음속 연소기 출구 직경	206mm

#### 4. 결 론

본 해석적 연구를 통해 이중연소 램제트 엔진의 작동특성 및 주요 설계인자를 파악하기 위하여 공기역학 및 열역학적 이론을 기반으로 한 예비 성능해석 모델을 수립하였다. 정립된 이론적 방법을 사용하여 이중연소 램제트 엔진의 예비 성능해석을 수행하였고, 그 결과는 흡입구, 가스발생기, 초음속 연소기 사이의 상세한 관계를 설명하고 있다. 본 연구에서 제시된 방법은 가스발생기와 초음속 연소기의 기하학적 형상을 정량적으로 결정하고, 엔진 구성품 성능에 대한 기본적인 특성과 영향을 평가하기 위한 도구를 제공한다. 현재의 예비 성능해석을 통해 이중연

소 램제트 엔진의 기본 형상 설계 결과를 도출하였다.

#### 참 고 문 헌

1. Billing, F. S., Waltrup, P. J. and Stockbridge, R. D., "Integral-Rocket Dual-Combustion Ramjet: A New Propulsion Concept," J. of Spacecraft and Rockets, Vol. 17, No. 5, Sept.-Oct., 1980, pp. 416-424
2. Waltrup, P. J., "The Dual Combustion Ramjet: A Versatile Propulsion System for Hypersonic Tactical Missile Application," AGARD-CP-526, No. 7, May 1992
3. Waltrup, P. J., Billing, F. S. and Stockbridge, R.D., "Engine Sizing and Integration Requirements for Hypersonic Airbreathing Missile Applications," AGARD-CP-307, No. 8, March 1982
4. Billing, F. S. and Dugger, G. L., "The Interaction of Shock Waves and Heat Addition in the Design of Supersonic Combustor," Twelfth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, Pittsburgh, Pa., 1969, pp.1125-1134
5. Billing, F. S., Corda, S. and Pandolfini, P. P., "Design Techniques for Dual Mode Ram-Scramjet Combustors," AGARD-CP-479, No. 23, June 1990
6. Crocco, L., "One-Dimensional Treatment of Steady Gas Dynamics," Fundamentals of Gas Dynamics, Vol. III of High Speed Aerodynamics and Jet Propulsion, Princeton University Press, 1958, pp. 105