

# 작동한계 관점에서의 이중모드(램제트-스크램제트 연합 작동)엔진의 성능 인자 특성

성홍계\* · 변종렬\*

## Characteristics of Performance Parameters of Dual Mode (Ramjet-Scramjet Combined) Engine Based on the Analysis of The Operating limitations

Hong-Gye Sung\* · Jong-Ryul Byun\*\*

### ABSTRACT

This paper presents the characteristics of the performance parameters of dual mode(ramjet-scramjet combined) engine, inlet and combustor for wide range of flight Mach number, resulted from the analysis of its operating limitations. The transitional-critical flight Mach number from ramjet to scramjet and the performance of two types of combustors, such as constant pressure- and constant area- combustor, are conceptually evaluated.

### 초 록

본 논문은 이중모드램제트(램제트-스크램제트 연합 작동) 엔진의 작동한계 분석을 기초하여 광범위한 비행 마하수를 충족시키는 엔진에 대한 설계 인자 (흡입구와 연소실)를 고찰하였다. 램제트와 스크램제트의 작동 천이 비행 마하수를 도출하고, 두가지 경우의 연소기(일정한 압력과 일정한 단면적)의 연소실 작동 한계 특성을 파악하여 이중모드 램제트 엔진의 설계 개념을 연구하였다.

Key Words: Dual Mode(이중모드), Ramjet(램제트), Scramjet(스크램제트), Operating limitation (작동한계), Total Pressure Recovery(전압력 회복계수)

### 1. 서 론

램제트와 스크램제트 추진기술은 초고속 (초음속 및 극초음속) 순항 비행에 효과적이고 실용적인 추진기술로 평가되고 있으며, 초고속 정밀 타격용 미사일의 추진기관에 적용을 위한 군사적

목적은 물론 극초음속 여객기와 우주탐사를 위한 재사용 우주 발사체로의 적용을 위하여 50여년 전부터 꾸준히 연구되고 있다[1,2]. Figure 1은 공기흡입식 엔진의 비추력을 비교한 것으로 엔진의 형태에 따라, 비행속도와 비추력이 다른 엔진보다 우수한 영역이 있음을 보여 준다. 비행 영역에 따라 가장 우수한 엔진을 작동시켜 추진력을 얻을 수 있다면, 광범위한 비행영역을 충족시킬 수 있을 뿐만 아니라, 비행 전 경로에서 효율이 매우 향상될 것이다. 이러한 기대로 항공우

\* 한국항공대학교 항공우주기계공학부  
\* 국방과학연구소 추진기관부  
연락처, E-mail: hgsung@hau.ac.kr

주 선진국(미국, 프랑스, 러시아, 일본, 중국 등)에서는 이에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다 [2]. 본 연구의 목적은 램제트-스크램제트가 하나의 엔진시스템에서 작동할 때에 각각의 작동한계를 공기 및 열역학적 관점에서 분석하였으며, 이를 통하여 엔진 설계 시 고려해야하는 설계 개념을 파악하는 것이다.

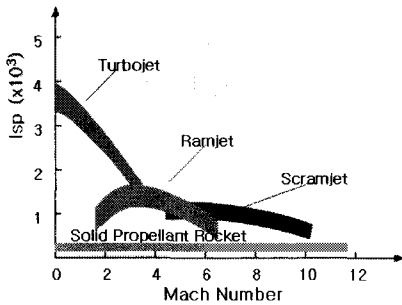


Fig. 1 Comparison of Isp among several propulsions

## 2. 작동한계

### 2.1. 흡입구

초·극음속 비행에 있어서 흡입구의 성능은 엔진 성능에 있어서 주요한 변수이며, 흡입구에서 발생하는 손실은 충격파와 점성효과로 인한 손실로 기인된다. 흡입구의 성능을 대표하는 성능 인자는 전압력 회복이라 할 수 있는데, 이는 Eq. 1과 같이 표현된다.

$$\eta_{K_I} = \frac{(V_a)_{is}^2}{V_a^2} = 1 - \frac{\left(\frac{P_{t0}}{P_{t2}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\frac{\gamma-1}{2} M_0^2}$$

(1) 여기서  $\eta_{K_I}$ 는 흡입구에서 운동에너지 회복율을 의미하며,  $(V_a)_{is}$ 는 흡입구 출구에서의 전압력으로부터 대기 압력까지 등엔트로피 팽창함으로써 얻어진 속도이다.  $V_a$ 와  $M_0$ 는 자유흐름의 속도와 마하수를 의미하며,  $P_{t0}$ ,  $P_{t2}$ 는 각각 자유흐름과 흡입구 출구에서의 전압력이다. Fig. 2는 수직 충격파를 가진 흡입구의 표준 Mil-Spec 전압력 회복계수[3]와 일정한 운동에너지의 효율값을 사용하여 회복계수를 계산한 결과를 비교한 것이다. 비행 마하수 4이상에서는  $\eta_{K_I}=0.95\sim0.96$ ,

마하수 4이하에서는  $\eta_{K_I}=0.96\sim0.97$ 사이의 값을 사용할 경우 전압력 회복계수와 유사한 값을 가지게 됨을 알 수 있다.

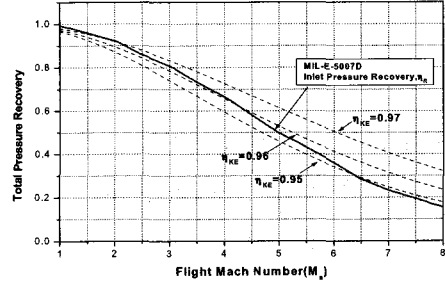


Fig. 2 Comparison of total pressure recovery with constant KE values

램제트 엔진 작동에 있어서 흡입구 출구, 즉 연소기 입구에서의 마하수( $M_2$ )는 중요한 성능변수이며 흡입구 압축방식(내/외부/복합 압축)에 따라 결정된다. 램제트엔진의 작동한계는 연소기로 유입되는 공기가 해리(dissociation)되지 않는 온도조건(1450~1650K 이하)으로 설정할 수 있으며, 이를 기초로  $M_2$ 의 경계를 결정할 수 있다. 주어진 연소기 입구 온도  $T_2$ 에 대해  $M_2$ 의 경계는 비행조건과 연관되며 흡입구의 온도비( $\theta$ )는 Eq. 2와 같이 정의된다.

$$\theta = \frac{T_2}{T_0} = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \quad (2)$$

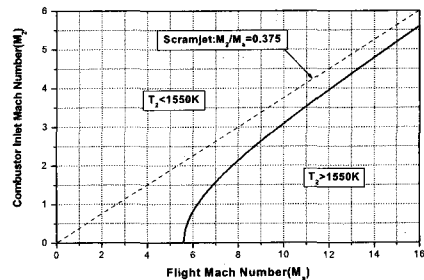


Fig. 3 Critical flow speed at a diffuser ( $M_2$ ) to avoid air dissociation

Figure 3은 고도  $11\text{km} < H < 20\text{km}$ 에서  $T_0=216.65\text{K}$ ,  $T_2=1550\text{K}$ 에 대한 경계를 보여준다.  $M_2 \leq 0.4$ 인 램제트의 경우 비행 마하수는

$M_0 \leq 5.65$ 로 제한된다. 흡입구에서 공기의 해리를 피하기 위해서  $M_0 > 6.16 (M_2 > 1)$ 에서는 초음속 연소(스크램제트)가 적용되어야 한다. 경험적으로 스크램제트인 경우,  $M_2/M_0=0.375$  확산비를 최소 치로 하는 안전여유를 가지고 적용될 수 있다.

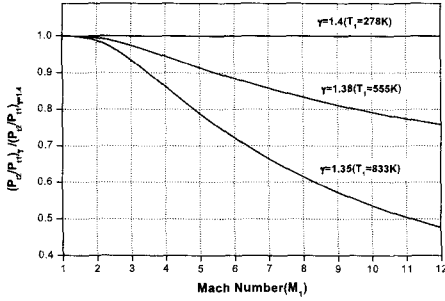


Fig. 4 Total pressure ratio for normal shock wave according to  $\gamma$  variation

극초음속 유동에서 충격파를 지나는 공기의 온도변화는 매우 높아서 불완전 기체 영향이 중요하게 된다. 유동은 완전기체 법칙이 적용되지만, 비열비가 일정하지 않음을 고려해야 한다[4]. Fig. 4는 비열비 변화에 따른 수직 충격파를 통한 전압력 비의 변화를 보여주는데[5], 만약 마하수 5에서 수직 충격파가 발생한다면 충격파를 통한 전압력 손실의 차이는  $\gamma=1.4$  (278K)와  $\gamma=1.35$ (833K)사이에서 20%이상이 된다. 따라서 이것은 극초음속 유동에서 실제 가스 효과(비열비 변화) 영향의 중요성을 설명해 준다.

## 2.2 연소기

연소기 영역은 일정한 가스 상태량을 가진 정상상태, 질량추가를 가진 비점성 유동으로 가정하고, 질량, 운동량, 에너지 보존을 적용할 수 있다.

$$\dot{m}_a + \dot{m}_f = \dot{m}_a(1+f) = \rho_2 V_2 A_2(1+f) = \rho_4 V_4 A_4 \quad (4)$$

$$(\dot{m}_a + \dot{m}_f) V_4 - \dot{m}_a V_2 = P_2 A_2 - P_4 A_4 + \int_{wall} PdA \quad (5)$$

$$Q = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) c_p T_{t4} - \dot{m}_a c_p T_{t2} = \dot{m}_f \eta_B H_f = \dot{m}_a q \quad (6)$$

$$\frac{P_4}{P_2} = \frac{\rho_4}{\rho_2} \frac{T_4}{T_2} \quad (7)$$

연소기는 일정한 압력을 가진 경우와 일정한 단면적을 가진 연소기에 대하여 수행한다.

(1) 일정한 단면적을 가진 연소기인 경우

Eqs. (4)-(7)로부터 연소로 인한 열량 추가는 연소기 출구 마하수가 1.0이 되도록 만드는 데 (thermal choking), 연소기내 열량 추가는 choking 조건에 의해 제한된다. Choking 현상은 일정한 단면적을 가진 연소기인 경우 연소기내 아음속과 초음속 유동 모두에서 발생한다.  $M_4=1$ 에 대한 온도비의 한계조건은 아래와 같이 정의된다.

$$\left( \frac{T_{t4}}{T_{t2}} \right)_{\lim} = \frac{1}{2(\gamma+1)(1+f)^2} \frac{(1+\gamma M_2^2)^2}{M_2^2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)} \quad (8)$$

또한 연소로 인한 열량 추가율의 한계조건은

$$\frac{q_{\lim}}{c_p T_{t2}} = \frac{1}{2(\gamma+1)(1+f)} \frac{(1+\gamma M_2^2)^2}{M_2^2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)} - 1 \quad (9)$$

이며, 전압력비의 한계조건은 다음과 같다.

$$\left( \frac{P_{t4}}{P_{t2}} \right)_{\lim} = \frac{1+\gamma M_2^2}{1+\gamma} \left( \frac{\gamma-1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right)^{\gamma/\gamma-1} \quad (10)$$

(2) 일정한 압력을 가진 연소기인 경우)

일정한 압력을 가진 연소기에서 아음속과 초음속유동인 경우 모두 연소기 출구 마하수가 입구 마하수보다 작게( $M_4 < M_2$ )됨에 따라 초음속 유동인 경우에서만 choking 조건이 발생됨을 알 수 있다.

$M_4=1$ 에 대한 온도비의 한계조건은 아래와 같이 정의된다.

$$\left( \frac{T_{t4}}{T_{t2}} \right)_{\lim} = \frac{\gamma+1}{2} M_2^2 \frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2 (1+f)^2} \quad (11)$$

또한 연소로 인한 열량 추가율의 한계조건은

$$\frac{q_{\lim}}{c_p T_{t2}} = \frac{\gamma+1}{2} M_2^2 \frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2 (1+f)^2} - 1 \quad (12)$$

이며, 전압력비의 한계조건은 다음과 같다.

$$\left( \frac{P_{t4}}{P_{t2}} \right)_{\lim} = \left( \frac{\gamma+1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right)^{\gamma/\gamma-1} \quad (M_2 \geq 1) \quad (13)$$

Figure 4는 일정한 면적의 연소기와 일정한 압력의 연소기에 대하여 전압력비의 한계를 보여 준다. 연소기 입구 마하수( $M_2$ )가 초음속일 경우, 동일한 마하수에서 일정한 압력을 가진 연소기가 일정한 면적을 가진 연소기보다 더 높은 전압력 손실을 가져온다. 또한 전압력 손실은 동일한 온도비에서 연소기내 유동이 아음속인 경우보다 초음속인 경우가 훨씬 커지게 된다.

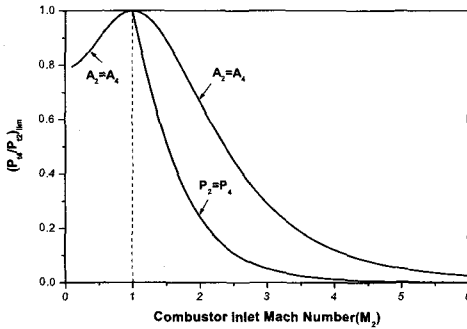


Fig. 4 Limits of total pressure ratio with a constant area combustor and a constant pressure combustor

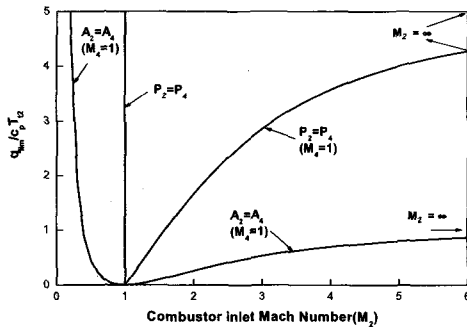


Fig. 5. Limits for heat addition with a constant area combustor and a constant pressure combustor

Figure 5는 두 가지 형태의 연소기에 대하여 연소로 인한 열량 추가의 한계를 보여준다. 일정한 단면적을 가진 연소기에서 아음속 연소일 경우 choking 발생을 막기 위해 마하수가 충분히 낮아야 한다. 초음속 유동인 경우  $q_{lim}/c_p T_{12}$ 의 값은 일정한 연소기 면적인 경우와 비교해서 일정한 압력인 경우가 훨씬 더 높음을 알 수 있다.

### 3. 결 론

본 연구에서는 램제트-스크램제트 엔진의 작동 한계를 살펴봄으로서 광범위 비행 마하수에서 작동이 가능한 이중모드(램제트-스크램제트 연합 작동)의 성능을 고찰하였다.

(1) 일정한 운동에너지의 효율값을 사용하여 회복계수를 계산한 결과, 비행 마하수 4이상에서는  $\eta_{KI} \approx 0.95 \sim 0.96$ , 마하수 4이하에서는  $\eta_{KI} = 0.96 \sim 0.97$ 사이의 값을 사용할 경우 전압력 회복계수와 유사하다.

(2) 연소실 입구 마하수  $M_2 \leq 0.4$ 인 램제트의 경우 비행 마하수는 5.65로 제한되며, 흡입 공기의 해리를 피하기 위해서 비행마하수 6이상에서는 초음속 연소가 적용되어야 한다.

(3) 연소기 입구 마하수( $M_2$ )가 초음속일 경우, 동일한 마하수에서 일정한 압력 연소기가 일정한 면적에서의 연소기보다 더 높은 전압력 손실을 나타내며, 동일한 온도비에서 연소기내 유동이 아음속인 경우보다 초음속인 경우가 훨씬 크다.

(4) 일정한 단면적을 가진 연소기에서 아음속 연소일 경우 choking 발생을 막기 위해 마하수가 충분히 낮아야 한다. 초음속 유동인 경우 연소열량의 한계치는 일정한 면적인 경우와 비교해서 일정한 압력인 경우가 훨씬 더 높다.

### 참 고 문 헌

1. 성흥계, 윤현걸, "램제트/스크램제트의 기술동향과 소요기술분석 I. 램제트엔진(액체램제트, 덕티드로켓)," 한국추진공학회지, 10권 1호, 2006.3, pp.72-86
2. 성흥계, 윤현걸, "램제트/스크램제트의 기술동향과 소요기술분석 II. 스크램제트 및 복합엔진," 한국추진공학회지, 10권 2호, 2006.6, pp.115-128
3. MIL-SPEC-5007D, 1973
4. W. F. Ng, "Real Gas Effects on the Numerical Simulation of a Hypersonic Inlet," Journal of Propulsion, July-August 1986, pp 381-382.
5. M. J. Zucrow and J. D. Hoffman, "Gas Dynamics Vol. I," John Wiley & Sons, Inc. 1976.