

초고속 순항 추진기관(램제트/스크램제트)의 성능인자에 대한 해석적 연구

변종렬* · 성홍계* · 윤현걸*

Analytical Study on Performance Parameters of High Speed Propulsion (Ramjet/Scramjet)

Jongryul Byun* · Honggye Sung* · Hyungull Yoon*

ABSTRACT

This paper presents a theoretical analysis of a ramjet and scramjet engine according to flight Mach numbers. The main objective of this study is to give physical understanding on the performance parameters and to provide a more unified treatment of the fundamentals of ramjet and scramjet propulsion, mainly based on analytical methods. The effects of flight Mach number, inlet characteristics, and combustion on the performance of ramjet and scramjet are analysed. The cycle analysis are conducted on both combustors with constant pressure and with constant cross-section area, on which comparisons are made. Also the optimal Mach number at the entry of the combustor is studied.

초 록

본 논문은 램제트/스크램제트 엔진에 대한 이론적인 해석 결과를 보여준다. 본 연구의 주요 목적은 램제트/스크램제트 엔진의 성능변수에 대하여 해석적 연구를 통해 물리적인 이해와 기초를 제시하는 것이다. 램제트/스크램제트 성능에 있어서 비행 마하수와 흡입구, 연소특성 등의 영향에 대하여 해석적 연구를 수행하였으며, 일정한 압력 또는 일정한 단면적을 가진 연소기에 대하여 사이클 해석을 통해 비교/분석하였다. 또한 연소기 입구에서의 최적 마하수에 대하여 연구하였다.

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

1. 서 론

현재 램제트와 스크램제트 추진기술은 초고속

(초음속 및 극초음속) 순항 비행에 효과적이고 실용적인 추진기술로 평가되고 있으며, 초고속 정밀 타격용 미사일의 추진기관에 적용을 위한 군사적 목적은 물론 미래의 극초음속 여객기용

* 국방과학연구소 기-4-9
연락처, E-mail: hgsung1@hanafos.com

엔진과 우주 탐사를 위한 재사용 우주 발사체의 적용을 위하여 50여년 전부터 꾸준히 연구되고 있다[1].

램제트의 경우 초음속 유동의 자유흐름이 흡입구에서 감속되어 연소실내에서 아음속 유동이 되고, 추진노즐을 통해 연소가스가 초음속으로 팽창하게 된다. 일반적으로 램제트 추진 유도탄을 적용하는 비행 마하수 범위는 2.1~4.0이다. 램제트와는 달리 극초음속으로 유입되는 공기를 초음속에서 연소하는 스크램제트는 램제트에 비해 매우 빠른 유속과 낮은 내부 압력에서 연소된다. 원칙적으로 스크램제트는 궤도 진입 속도(마하수 20이상)까지 작동할 수 있는데, 이러한 높은 비행속도에서는 연소 반응속도와 냉각 방법 등으로 인해 액체 수소연료가 적용되어야 한다.

램제트 엔진의 성능을 평가하는 많은 방법이 고안되었는데, A.Gany[2]는 이상적인 램제트 성능의 파라미터 해석 연구를 통해 넓은 범위의 마하수에서 작동변수의 영향을 고찰하였다. E.T.Curran 등[3]은 kinetic energy 방법을 사용하여 손실의 영향과 상세한 파라미터 해석을 수행하였다.

본 연구에서는 램제트/스크램제트 성능의 이론적인 해석에 중점을 두고 있으며, 주요 목적은 비행 마하수에 따라 엔진 성능에 영향을 미치는 작동 변수들에 대한 물리적인 이해와 성능에 미치는 영향을 도출하기 위함이다. 본 연구는 열역학적 사이클 해석을 바탕으로 엔진 주요 구성품의 특성을 이해하고 각 구성품에서 발생하는 전압력 손실과 연소 손실 등을 고려하여 해석을 수행하였다[4].

2. 사이클 해석

Figure 1은 램제트 엔진의 개략도로서 흡입구(디퓨저), 연소기, 추진노즐로 구성되며, Fig. 2는 램제트 엔진의 작동과정에서 발생하는 손실(공력학적)을 고려한 열역학적 사이클을 보여준다[5].

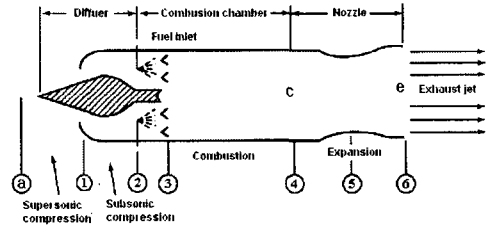


Fig. 1 Schematic diagram of a ramjet engine

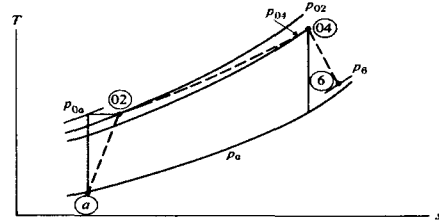


Fig. 2 A T-s diagram showing aerodynamic losses incurred during ramjet processes

2.1 흡입구

초음속 비행에서 흡입구 성능은 엔진 성능에 있어서 주요한 변수이며, 흡입구 손실은 충격파와 점성효과로 인해 발생한다. 램제트 엔진에서 흡입구에 대한 두 가지 형태의 효율 정의가 사용되는데, 전압력 회복계수와 kinetic energy(KE) 효율이 그것이다. 전압력 회복계수(η_R)와 KE 효율(η_{KE})의 정의는 아래와 같으며, Fig. 3은 전압력 회복계수와 KE 효율 변화를 보여준다.

$$\eta_R = \frac{P_{t2}}{P_{t1}} \quad (\text{Eq. 1})$$

$$\eta_{KE} = \frac{(V_a)_{t2}^2}{V_a^2} = 1 - \frac{(\eta_R)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} - 1}{\frac{\gamma-1}{2} M_a^2} \quad (\text{Eq. 2})$$

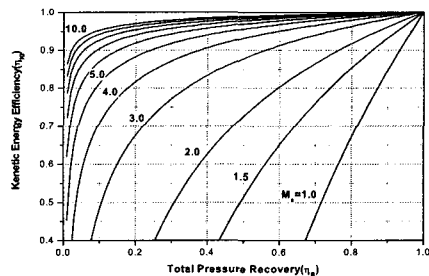


Fig. 3 Variation of KE efficiency with total pressure recovery

22 연소기

일반적으로 연소기내 전압력 손실은 세 가지 원인으로 분류할 수 있다. 마찰과 유동박리로 인한 손실, 초음속 유동의 감속으로 인한 충격파 손실, 높은 마하수에서의 연소로 인한 Rayleigh line 손실이 그것이다. 일정한 압력을 가진 경우와 일정한 단면적을 가진 연소기에 대하여 성능 해석을 수행하면 다음과 같다.

(1) 일정한 단면적을 가진 연소기인 경우
전압력 손실은 아래 식으로 표현된다.

$$\frac{P_{t1}}{P_{t2}} = \frac{1 + \gamma M_2^2}{1 + \gamma M_4^2} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_4^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right)^{\gamma/\gamma-1} \quad (\text{Eq. 3})$$

연소기 출구 마하수로 온도비를 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{T_{t1}}{T_{t2}} = \left[\frac{1 + \gamma M_2^2}{1 + \gamma M_4^2} \left(\frac{M_4}{M_2} \right) \right]^2 \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_4^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right) \frac{1}{(1+f)^2} \quad (\text{Eq. 4})$$

연소로 인한 열량 추가는 출구 마하수가 1.0이 되도록 만드는데(thermal choking), 연소기내 열량 추가는 choking 조건에 의해 제한된다. 이러한 choking 현상은 일정한 단면적을 가진 연소기인 경우 연소기내 아음속과 초음속 유동 모두에서 발생한다.

Table 1. Physical meaning of flow for a constant A_c [4]

a. Adiabatic ($q=0$)		
$M_2 < 1$	$M_4 = M_2$ $M_4 > 1$	uniform flow physically impossible
$M_2 > 1$	$M_4 = M_2$ $M_4^2 = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2}{\gamma M_2^2 - \frac{\gamma-1}{2}}$	uniform flow normal shock
b. Diabatic flow (with heat addition, $q>0$)		
$M_2 < 1$	$M_2 < M_4 \leq 1$ $M_4 > 1$	weak deflagration (subsonic combustion) strong deflagration (physically impossible)
$M_2 > 1$	$1 \leq M_4 < M_2$ $M_4 < 1$	weak detonation (supersonic combustion) strong detonation (shock-induced combustion)

Table 1은 일정한 단면적인 연소기내 유동의 물리적 관점을 설명하는데, 연소가 있는 경우 ($q>0$)에 입구유동이 아음속일 때 첫 번째 유동

하는 연소기 출구까지 아음속 유동이 유지되며 이는 램제트와 동일하다. 두 번째 유동하는 아음속 유동이 초음속으로 변하는 것으로 이는 물리적으로 불가능한 현상이다. 연소기 입구가 초음속 유동일 경우, 첫 번째 유동하는 초음속 연소기를 나타내며, 두 번째 유동하는 충격파를 통한 충격-유도 연소를 나타낸다.

(2) 일정한 압력을 가진 연소기인 경우
전압력 손실은 다음 식으로 표현된다.

$$\frac{P_{t1}}{P_{t2}} = \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_4^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right)^{\gamma/\gamma-1} = \left(\frac{1 + \frac{f \eta_b H_f}{c_p T_u} \frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_4^2}}{1 + \frac{f \eta_b H_f}{c_p T_u} \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2}} \right)^{\gamma/\gamma-1} \quad (\text{Eq. 5})$$

여기서 η_b 는 연소효율, H_f 는 연료의 heating value, f 는 연료-공기량 비를 나타낸다. $M_4=1$ 에 대한 온도비의 한계조건은 아래와 같이 정의된다.

$$\left(\frac{T_{t1}}{T_{t2}} \right)_{\text{lim}} = \frac{\frac{\gamma+1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \frac{1}{(1+f)^2} \quad (\text{Eq. 6})$$

일정한 압력을 가진 연소기에서 아음속과 초음속 유동인 경우 모두 연소기 출구 마하수가 입구 마하수보다 작게($M_4 < M_2$)됨에 따라 초음속 유동인 경우에서만 choking 조건이 발생하게 되어 이를 고려해야 한다.

Figure 4는 일정한 면적과 일정한 압력의 연소기에 대하여 전압력비의 한계를 보여준다. 연소기 입구 마하수가 초음속일 경우, 동일한 마하수에서 일정한 압력 연소기가 일정한 단면적 연소기보다 더 높은 전압력 손실을 가져온다.

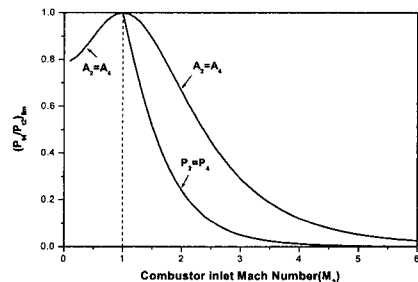


Fig. 4 Limits of total pressure ratio

3. 해석 결과

3.1 연소기 형상과 압력영향

현재 해석에 사용된 대기 조건과 연료 특성 및 가정된 효율계수는 Table 2와 같다.

Table 2. A ambient condition, fuel characteristics, efficiencies for the cycle analysis

a. 대기조건	
고도	11km<H<20km
대기온도와 비열	$T_a=216.65K$, $c_p=1005J/kgK$
b. 연료 특성	
Fuel	Kerosene
Stoichiometric fuel/air ratio	$(m_f/m_a)_{st}=0.068$
Heating Value	$H_f=43.356MJ/kg$
c. 효율계수	
Combustion efficiency	$\eta_b=0.90$
Inlet kinetic efficiency	$\eta_{k,i}=0.9(\text{ramjet})/0.98(\text{scramjet})$
Nozzle efficiency	$\eta_n=0.96$

엔진 성능 변수로서 비추력(specific impulse)의 정의는 다음과 같다.

$$I_{sp} = \frac{F}{m_f g_0} = \frac{\psi}{f} \quad (\text{Eq. 7})$$

여기서 ψ 는 단위 공기유량 당의 추력비(specific thrust)를 나타낸다.

(1) 일정한 단면적을 가진 연소기인 경우

Figure 5는 일정한 단면적을 가진 연소기에 대하여 비행 마하수에 따른 비추력 해석결과를 보여준다. 엔진별 연소기 입구 마하수는 0.2, 4.0으로 가정하였는데, 연소기가 비행 마하수 5.7이하에서 스크램제트 엔진으로 작동할 경우 thermal choking이 발생하게 되고, 비행 마하수 5.7이하에서 스크램제트 엔진이 작동하기 위해서는 연소기 입구 마하수가 4.0이상이어야 하거나, 연료-공기량 비의 감소가 요구된다. 비행 마하수가 7.3이상일 경우 스크램제트 엔진의 성능이 램제트 엔진 보다 높게 됨을 알 수 있다.

(2) 일정한 압력을 가진 연소기인 경우

Figure 6은 일정한 압력을 가진 연소기에 대하여 비행 마하수에 따른 비추력결과를 보여준다. 엔진별 연소기 입구 마하수는 0.2, 2.0를 각각 가

정하였는데, 일정한 압력을 가진 연소기는 비행 마하수 3.3이하에서 스크램제트 엔진으로 작동할 경우 thermal choking이 발생하게 된다. 비행 마하수가 5.0이상일 경우 스크램제트 엔진의 성능이 램제트 엔진 보다 높게 됨을 알 수 있다.

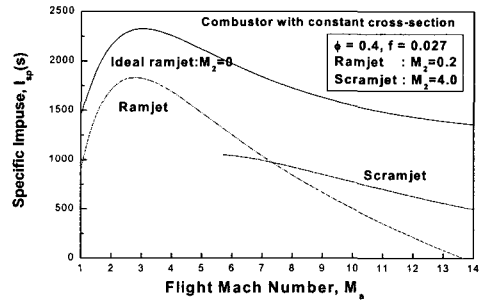


Fig. 5 Specific impulse of constant A_c .

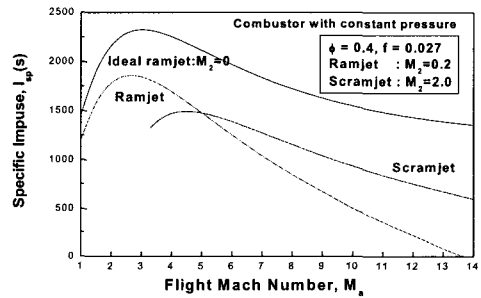


Fig. 6 Specific impulse of constant P_c .

Figure 7과 8은 일정한 단면적인 경우와 일정한 압력을 가진 연소기에 대하여 연소실 입구 마하수에 따른 전압력 비를 보여준다. 아음속 연소조건보다 초음속 연소조건에서의 전압력 손실이 훨씬 크음을 알 수 있다. 램제트 조건에서 일정한 단면적을 가진 연소기는 연소실 입구 마하수 0.275에서 thermal choking이 발생하며, 일정한 압력을 가진 연소기에 비해 압력손실이 크게 나타나고 있음을 알 수 있다. 스크램제트 조건에서는 동일한 M_2 에서 일정한 단면적을 가진 연소기가 일정한 압력을 가진 연소기보다 더 낮은 압력손실을 가지지만, 훨씬 높은 M_2 에서 thermal choking 조건이 얻어진다.

앞의 해석결과들로부터 램제트와 스크램제트가 최적 성능을 얻기 위해서는 각각 다른 비행

마하수 범위에서 작동해야 함을 알 수 있다.

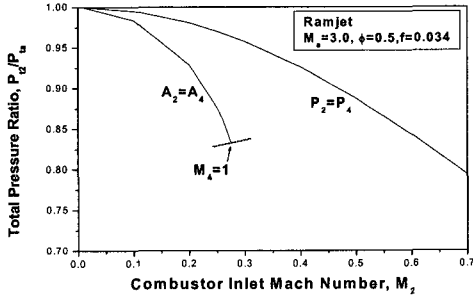


Fig. 7 Comparison between the total pressure ratio of a ramjet combustor with constant P_c and constant A_c .

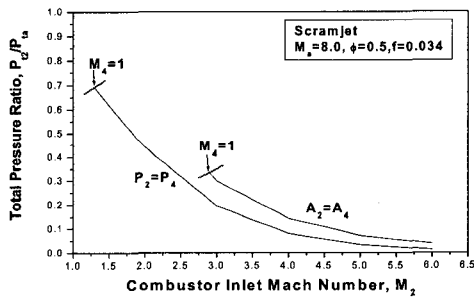


Fig. 8 Comparison between the total pressure ratio of a scramjet combustor with constant P_c and A_c .

3.2 연료-공기비 영향

Figure 9는 엔진의 열효율에 있어서 연료-공기비 변화 영향을 보여준다. 고정된 비행 마하수에서 연료-공기비가 증가함에 따라 노즐 출구 속도는 증가하여 열효율은 증가하게 된다. 최대 열효율은 연료-공기비가 클수록 증가된 비행 마하수에서 얻어짐을 알 수 있다.

Figure 10은 연료-공기량 변화에 의한 추력계수 변화를 보여준다. 그림에서 선 AB를 기준으로 마하수 4.5~6이하에서 램제트의 추력계수가 더 크게 되는 연료-공기량 값을 보여준다. 따라서 높은 비행 마하수에서는 이중모드 작동개념이 장점을 가지고 있음을 알 수 있다. 즉, 비행체의 가속모드에서는 램제트 모드가 사용되고, 순항모드에서는 스크램제트 모드가 사용되는 것

이 유리하다.

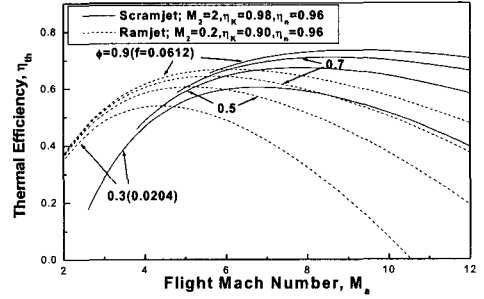


Fig. 9 Effect of fuel-air ratios on thermal efficiency

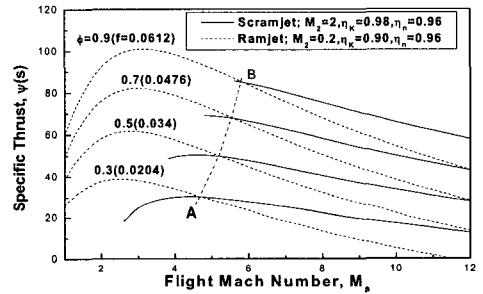


Fig. 10 Effect of fuel-air ratios on the specific thrust

3.3 연소실 입구 마하수 영향

일정한 압력을 가진 연소기의 경우 연소실 입구 마하수가 아음속일 때는 thermal choking이 발생하지 않고, 전압력 손실이 작기 때문에 입구 마하수의 선택은 중요하지 않다. 그러나 일정한 단면적을 가진 연소기의 경우 thermal choking을 막기 위해 충분히 낮은 입구 마하수가 얻어져야 한다.

최적의 연소실 입구 마하수는 아래와 같은 열효율 정의와 최대 열효율을 얻기 위한 흡입구 온도비(θ)에 대한 최적치 계산을 통해 구할 수 있다.

$$\eta_{th} = \frac{\theta - 1}{f\eta_B H_f / c_p T_a} \left[\eta_c \eta_e \left(1 + \frac{f\eta_B H_f}{c_p T_a} \frac{1}{\theta} \right) - 1 \right] \quad (\text{Eq. 8})$$

최대 열효율에 대한 최적 온도비는 다음과 같이 계산된다.

$$\frac{\partial \eta_{th}}{\partial \theta} = 0 \rightarrow \theta_{opt} = \left(\frac{\eta_0}{1 - \eta_0} \frac{f\eta_B H_f}{c_p T_a} \right)^{1/2} \quad (\text{Eq. 9})$$

Figure 11은 최적의 열효율을 얻기 위한 연소실 입구 마하수와 추진 시스템 선택을 보여준다. 영역 AB($0 \leq M_i \leq 5.4$)에서 θ_{opt} 는 흡입구의 정체조건($M_2=0$)에 의해서만 얻어진 최대치 θ_{stagn} 보다 크다. 따라서 최적 조건은 기계적인 압축을 사용해야만 얻을 수 있다. 램제트인 경우 θ_{opt} 는 영역 BC에서만($5.4 \leq M_i \leq 6$) 얻을 수 있고, $M_i=6$ 이상에서는 M_2 가 1이상이 되어야 최적 조건이 얻어진다. 따라서 영역 CD에서 θ_{opt} 는 초음속 연소에서만 얻을 수 있다.

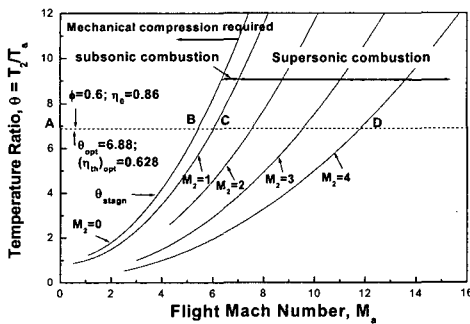


Fig. 11 Propulsion options for optimum thermal efficiency

4. 결 론

본 연구에서는 램제트/스크램제트에 대한 기본적인 현상의 이해와 함께 각 손실을 고려한 성능해석을 수행하였다. 이론적인 해석을 통한 주요 결론은 다음과 같다.

- (1) 주어진 비행마하수와 연소에너지에서 램제트 성능 변수는 추진노즐의 속도비에 의존하며, 이 속도비는 흡입구, 연소기, 추진노즐의 전체 전압력비에 의존한다.
- (2) 연소실 입구 마하수가 증가할수록 전압력 손실의 증가로 인해 성능은 감소한다.
- (3) 흡입구 출구 속도가 초음속인 경우의 전압력 손실이 아음속인 경우보다 작고, 이 차이는 비행 마하수가 증가할수록 더 증가한다. 따라서 어느 비행 마하수 이상에서는 램제트보다 스크램제트인 경우가 흡입구와 연소실에서의 전압력

손실이 더 작기 때문에 더 높은 성능 특성을 나타낸다.

(4) 최대 열효율을 가지는 최적의 온도비(압축비)(θ)에 대한 조건을 고려하였는데, 최적 조건은 원칙적으로 터보제트 엔진, 램제트, 스크램제트 모두에 유효하며 특별한 비행 마하수 범위에서 이들 추진시스템과 상호 관련된다.

(5) 단면적이 증가하는 일정한 압력을 가진 연소기와 일정한 단면적을 가진 연소기에 대한 특성을 비교하였다. 두 연소기 모두 아음속 연소인 경우 연소에너지로 인한 전압력 손실은 크지 않지만, 일정한 단면적을 가진 연소기에서 최대 연소에너지는 thermal choking 조건에 의해 제한되기 때문에 최대한 연소실 입구에서 아음속 마하수를 낮게 하여야 한다. 그리고 일정한 압력인 경우는 연소실 하류를 따라 마하수가 감소하기 때문에 choking이 발생하지 않는다.

참 고 문 헌

1. 성홍계, 윤현걸, "초고속 순항 추진기관(램제트/스크램제트)의 기술동향과 소요기술 분석," 국방기술연구, 제11권, 제1호, 2005, pp.161-185
2. A. Gany, "Parametric Analysis of the Ideal Ramjet Performance," AIAA2003-1228, 2003.
3. E. T. Curran, J. Leingang, L. Carreiro, and D. Petters, "Further Studies of Kinetic Energy Methods in High Speeds Ramjet Cycle Analysis," AIAA92-3805, 1992.
4. H. Wittenberg, Some Fundamentals on the Performance of Ramjets with Subsonic and Supersonic Combustion, TNO Prins Maurits Laboratory, 2000.
5. P. G. Hill and C. R. Peterson, Mechanics and Thermodynamics of Propulsion, Addison-Wesley Pub. Co. Inc., 2nd Edition, 1992.