

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.6.586

이중램제트(이중연소/이중모드)엔진을 위한 램제트/스크램제트의 작동영역분배 및 성능민감도분석

Part I. 작동영역분배

김선경*, 전창수**, 성홍계**, 변종렬***, 윤현걸***

Performance Load Balancing and Sensitivity Analysis of Ramjet/Scramjet for Dual-Combustion/Dual-Mode Ramjet Engine Part I. Performance Load Balancing

Sun-Kyoung Kim*, Chang-Soo Jeon**, Hong-Gye Sung**, Jong-Ryul Byen*** and Hyun-Gull Yoon***

ABSTRACT

An analytical study based on physical understandings and aero-thermodynamic theories was conducted to observe the performance characteristics and to derive the essential design parameters of dual ramjet(dual-combustion/dual-mode) propulsion for wide Mach number. The performances and operating limitations of the engines with two types combustors, such as constant pressure- and constant area- combustor, over various flight Mach numbers was investigated. Finally, the transition Mach number from ramjet to scramjet was carried out to optimize performance load balancing of ramjet and scramjet.

초 록

초음속에서 극초음속 영역까지 작동 가능한 이중램제트(이중연소/이중모드) 추진기관의 성능특성을 파악하고 설계인자를 도출하기 위하여 램제트/스크램제트 추진기관의 작동원리에 대한 물리적인 이해를 바탕으로 공기 및 열역학적 관점에서 각 추진기관의 성능특성에 대한 이론적인 연구를 수행하였다. 사이클 해석을 기반으로 하여 각 추진기관의 연소기 입구 마하수와 연소기 형상에 따른 성능특성 및 작동영역의 한계를 연구하였다. 이를 바탕으로 이중램제트의 작동권이 마하수를 파악하고 효율적인 작동영역분배특성을 살펴보았다.

Key Words : Ramjet(램제트), Scramjet(스크램제트), Operating Limitation(작동한계), Dual Ramjet(이중램제트), Thermal Choking(열질식)

Nomenclature

A : Area of cross-section
 c_p : Specific heat at constant pressure

C_F : Thrust coefficient

F : Thrust

f : Fuel-air mass flow rate ratio

g_0 : Acceleration due to gravity

H : Heating value

I_{sp} : Specific impulse

\dot{m} : mass flow rate

† 2009년 10월 30일 접수 ~ 2010년 5월 18일 심사완료

* 정회원, 한국항공대학교 대학원

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

교신저자, E-mail : hgsung@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

*** 정회원, 국방과학연구소

M : Mach number
 P : static pressure
 P_t : total pressure
 q : heat input rate per unit of air mass flow rate
 Q : total heat
 T : static temperature
 T_t : total temperature
 V : Flow velocity

Greek symbols

γ : Specific heat ratio($\gamma=1.4$, air)
 η_B : Combustion efficiency
 η_n : nozzle efficiency
 η_{th} : thermal efficiency
 θ : static temperature ratio(T_2/T_0)

ρ : density
 ϕ : equivalence ratio
 ψ : specific thrust

Subscripts

a : Air
 f : fuel
 is : isentropic process
 lim : limit
 th : throat
 0 : free stream, atmospheric conditions
 1 : intake entry
 2 : intake exit/Combustor entry
 3 : flameholder/stabilizer
 4 : combustor exit/nozzle entry
 5 : nozzle throat
 e : nozzle exit

1. 서 론

램제트/스크램제트 추진기관은 초고속 순항비행을 위한 공기흡입식 추진기관으로서 차세대 우주 발사체 및 민간 초음속 여객기, 그리고 초고속 정밀 타격을 위한 무기 개발의 군사용의 목적 등으로 많은 연구 및 개발이 이루어져오고 있다. 이와 더불어 단일 비행체로서 초음속에서 극초음속 영역까지의 광범위한 비행영역에서 작동 가능한 추진기관에 대한 연구가 진행되면서 램제트와 스크램제트의 복합사이클을 적용한 이중램제트에 대한 연구 또한 많은 선진국들에 의해 수행되고 있다[1-3].

램제트 추진기관은 공기의 램압축을 이용하여 흡입공기를 압축시켜 연소기로 공급, 연소시켜 그 가스를 노즐을 통해 가속시킴으로서 추진력을 얻는 추진기관으로서 그 내부 구조가 다른 추진기관에 비해 단순하며 초음속 비행에 적합하다.

램제트 추진기관은 아음속 연소를 수반하는 램제트와 초음속 연소를 수반하는 스크램제트로 구분된다. 램제트 추진기관은 흡입구에서 수직 충격파를 발생시켜 초음속의 공기를 아음속으로 감속하여 아음속 연소가 된다. 하지만 비행 마하수가 증가할수록 수직 충격파를 통한 아음속 연소의 한계가 존재하며, 따라서 더 높은 비행 마하수를 충족하기 위해서는 초음속 연소가 필요한데 이러한 초음속 연소를 하는 램제트 추진기관을 스크램제트라 한다. 일반적으로 램제트 추진기관의 작동영역은 마하 2~4의 초음속 영역에 해당하며, 스크램제트 추진기관은 마하 6 이상의

극초음속 영역에서 효율적으로 작동한다.

따라서 초음속에서 극초음속까지의 광범위한 비행영역을 만족시키기 위한 비행체를 위해서는 램제트나 스크램제트 중 어느 한 가지 추진기관으로는 불가능하며, 두 추진 시스템을 복합적으로 적용할 필요가 있다. 이러한 이중램제트 추진기관을 위하여 비행 영역에 따라 보다 우수한 성능을 갖는 엔진의 형태를 선정하여 적용함으로써, 하나의 비행체로 광범위한 비행영역을 충족시킬 수 있을 뿐만 아니라, 비행 전 경로에서 추진효율을 향상시킬 수 있다. 이를 위해서는 이중모드램제트(Dual Mode Ramjet, DMR)와 이중연소램제트(Dual Combustion Ramjet, DCR)의 두 가지 개념이 적용가능하다. 이중모드 램제트(DMR)는 가변형상을 이용하여 동일한 연소기 경로 상에서 아음속과 초음속에서 연소가 가능하여 초음속과 극초음속 비행이 가능하게 하는 공기흡입식 추진기관이며, 이중연소 램제트(DCR)는 움직이는 부분이 없이 고정된 형상으로 램제트모드와 스크램제트 모드에서 동시에 작동하는 추진기관이다.

이미 20세기 초 프랑스에서 최초로 그 개념이 제시된 램제트 엔진은 구조는 단순하지만 실제 작동환경이 매우 까다로워 엔진 작동에 대한 깊은 물리적 이해가 절실히 요구되는 분야이다. 따라서 엔진의 기초 개발 단계에 있어 그의 성능에 영향을 미치는 각 인자들을 파악하고 정확하고 근본적인 물리적 이해를 도모하는 것이 무엇보다 중요하며, 이는 작동개념의 근간이 되는 기초역

학을 바탕으로 한 해석적 방법을 통해 가능하다. 비록 램제트 엔진에 대한 기본 이론적 토대는 수 년전 많은 선진국들에서 정립되었으나, 현재의 램제트/스크램제트의 작동개념을 적용한 극초음속 엔진 및 다양한 복합사이클 엔진의 개발에 있어서 여전히 이와 동일한 이론적 전개가 연구에 적용되어 오고 있다[4-8].

따라서 본 연구에서는 광범위 마하수에 적용 가능한 이중램제트 추진기관의 개발을 위한 토대를 제공하기 위하여, 램제트/스크램제트 추진기관에 대한 물리적 특성과 작동한계를 공기역학 및 열역학적 이론을 기반으로 한 사이클 해석을 통해 살펴보았다[9-12]. 또한 이를 기반으로 램제트/스크램제트 추진기관의 성능해석을 수행함으로써 비행 마하수와 각 성능인자특성에 따른 엔진의 성능을 비교분석하여 각 추진기관의 효율적인 작동영역을 확인하고 작동영역분배특성을 파악하였다.

II. 본 론

램제트/스크램제트 추진기관의 작동한계 및 작동영역을 파악하기 위한 사이클 해석을 수행한다. Fig. 1은 램제트 엔진의 개념도를 나타낸다. 램제트 엔진은 크게 흡입구, 연소기, 추진노즐로 구성되며 본 해석에 사용된 각 영역에서의 상태량의 표시법은 Fig. 1의 영역 표시법과 동일하게 적용하였다.

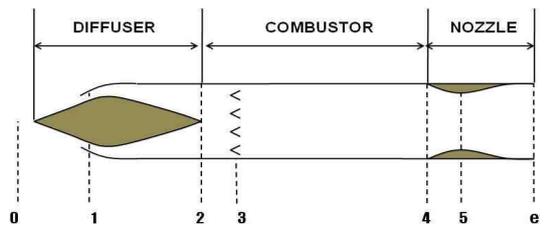


Fig. 1. Schematic Diagram of a Ramjet Engine

2.1 작동한계

2.1.1 흡입구

초음속으로 흡입구를 통해 압축되어 엔진으로 들어오는 공기는 충격파를 통과하면서 급격한 온도상승이 발생한다. 압축공기의 온도상승으로 연소기로 공급되기 전, 흡입 공기의 해리가 발생한다면 연소를 통해 에너지를 얻는 것이 무의미하게 된다. 따라서 연소기로 유입되는 압축 공기의

온도는 해리가 발생되지 않는 온도조건 (1450~1650K 이하)을 반드시 만족하여야 하며 이는 연소기 입구 마하수 M_2 의 경계조건이 될 수 있다[13].

단열과정에 대한 자유흐름과 흡입구 출구에서의 정온도비는 식 (1)과 같이 정의된다.

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

Fig. 2는, 식(1)로부터, 순항고도 (11km~20km)에서의 대기온도 $T_0 = 216.65K$ 와 공기의 해리온도 $T_2 = 1550K$ 를 기준으로 비행 마하수와 연소기 입구 마하수 간의 경계에 대한 해석결과를 보여준다. 아음속 연소를 하는 램제트 엔진은 연소기 입구 마하수 $M_2 < 1.0$ 의 조건에서 적용 가능하다. 따라서 Fig. 2의 결과로부터 공기의 해리온도를 한계조건으로 할 때 램제트 엔진이 작동 가능한 비행마하수의 한계는 $M_0 = 6.16$ ($M_2 = 1.0$) 이하의 영역에 해당한다. 그러나 실제 작동되는 램제트 엔진의 연소기 입구 마하수는 약 0.1-0.4가 적용되며, $M_2 \leq 0.4$ 인 램제트의 비행 한계는 이론적으로 $M_0 \leq 5.65$ 로 제한됨을 확인할 수 있다. $M_0 > 6.16$ 의 영역에서는 아음속 유동을 얻고자 할 경우 $M_2 < 1$ 에서 압축공기의 온도가 공기의 해리 온도 이상이 되어 램제트의 작동이 불가능하며 공기의 해리를 방지하기 위해서는 반드시 $M_2 > 1$ 이어야만 한다. 이는 초음속 연소, 즉 스크램제트가 적용되어야 함을 뜻한다. 경험적으로 스크램제트의 경우, 비행 마하수에 대한 연소기 입구 마하수의 비는 $M_2/M_0 = 0.375$ 를 사용하며, 이는 공기 해리를 방지하기 위한 온도 조건을 만족함을 Fig. 2를 통해 확인할 수 있다.

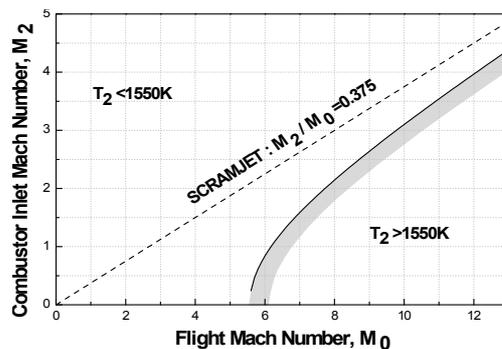


Fig. 2. Critical Flow Speed at a Diffuser (M_2) to Avoid Air Dissociation

2.1.2 연소기

본 해석에서의 연소기 영역은 2-4에 해당하며, 일정한 가스 상태량을 가진 정상상태, 질량추가를 가진 비점성 유동 가정을 통해 질량, 운동량, 에너지 보존에 대한 지배방정식을 기반으로 하며 연소가스는 이상기체로 가정한다. 연소기 해석에 적용된 지배방정식은 식 (2)-(5)와 같다.

$$\dot{m}_a + \dot{m}_f = \rho_2 V_2 A_2 (1+f) = \rho_3 V_3 A_3 \quad (2)$$

$$(\dot{m}_a + \dot{m}_f) V_4 - \dot{m}_a V_2 = P_2 A_2 - P_4 A_4 + \int_{wall} P dA \quad (3)$$

$$Q = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) c_p T_{t3} - \dot{m}_a c_p T_{t2} = \dot{m}_f \eta_B H_f = \dot{m}_a q \quad (4)$$

$$\frac{P_4}{P_2} = \frac{\rho_4}{\rho_2} \frac{T_4}{T_2} \quad (5)$$

연소기에서의 전온도 상승비는 식 (4)로부터 식 (6)과 같이 연소기 내 열량 추가율에 의해 결정된다.

$$\frac{T_{t4}}{T_{t2}} = \frac{1}{1+f} \left(1 + \frac{q}{c_p T_{t2}} \right) \quad (6)$$

본 연구에서는 일정한 단면적을 가지는 연소기와 일정한 압력을 가지는 연소기, 두 가지 형상의 연소기에 대하여 해석을 수행하였다.

(1) 일정한 압력을 가지는 연소기 ($P_2 = P_4$)

브레이튼 사이클은 공기흡입식 추진기관에 적용되는 대표적인 개방 사이클로써 정압연소를 수반한다. 따라서 이와 같은 브레이튼 사이클을 기반으로 한 정압연소를 가정한 램제트/스크램제트의 사이클 해석을 수행한다.

연소기 내 마찰 손실을 고려하지 않는다면, 마찰이 없는 유동에 대한 Euler 식($dP = -\rho V dV$)으로부터 연소기 내 압력이 일정하다면($P_2 = P_4$) 속도도 일정함을 알 수 있다($V_2 = V_4$). 따라서 일정한 압력을 가지는 연소기의 입구 마하수와 출구 마하수의 비는 식(2)와 (4)로부터 식 (7)과 같이 나타난다.

$$\frac{M_4}{M_2} = \sqrt{\frac{T_2}{T_4}} = \frac{1}{\sqrt{1+q/(c_p T_2)}} \quad (7)$$

이로부터 연소에 의한 열량추가가 존재한다면 연소기 마하수 비는 1보다 작으며, 따라서 일정한 압력의 연소기는 연소기 출구의 마하수가 입구의 마하수 보다 항상 작음을 알 수 있다 ($M_4 < M_2$).

또한 식(3)으로부터 압력이 일정한 경우 검사체에 작용하는 외력은 없으므로 식 (8)와 같이 연소기 입구와 출구의 면적비의 관계식을 얻을 수 있다.

$$\frac{A_4}{A_2} = \frac{\rho_2 V_2^2}{\rho_4 V_4^2} = \frac{\gamma P_2 M_2^2}{\gamma P_4 M_4^2} = \frac{M_2^2}{M_4^2} \quad (8)$$

일정한 압력의 연소기에서 $M_4 < M_2$ 이므로 연소기 면적비 A_4/A_2 는 항상 1보다 크며, 따라서 일정 압력을 가지는 연소기는 축 방향으로 갈수록 단면적이 확장되는 형상을 가지게 됨을 알 수 있다.

일정한 압력을 가지는 연소기 내 열량 추가로 인한 전압력 손실과 전온도비는 식 (9), (10)로 표현된다.

$$\frac{P_{t4}}{P_{t2}} = \left[\frac{2 + (\gamma - 1) M_4^2}{2 + (\gamma - 1) M_2^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (9)$$

$$\frac{T_{t4}}{T_{t2}} = \left(\frac{M_4}{M_2} \right)^2 \left[\frac{2 + (\gamma - 1) M_4^2}{2 + (\gamma - 1) M_2^2} \right] \frac{1}{(1+f)^2} \quad (10)$$

연소에 의한 열량추가는 아음속 유동에서는 마하수의 증가를 초음속 유동에서는 마하수의 감소를 가져온다. 이는 또한 유동속도를 마하수 1 이상으로 증가시키거나 감소시키지 못하는데 이를 열질식(Thermal choking)이라 부른다. 따라서 연소기 내 열량추가율은 열질식에 의해 제한된다. 일정한 압력을 가지는 연소기는 연소기 출구 마하수가 입구 마하수보다 항상 작으므로 램제트의 경우($M_2 < 1$) 열질식이 발생하지 않으며 스크램제트의 경우($M_2 > 1$)만 열질식이 발생하므로 이에 따른 열량추가율의 한계를 고려한다.

열질식이 발생한 경우($M_4=1$)에 대한 전압력비와 전온도비의 한계는 식 (11), (12)와 같이 정의된다.

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

$$\left(\frac{T_{t4}}{T_{t2}} \right)_{lim} = \frac{(\gamma + 1) M_2^2}{2 + (\gamma - 1) M_2^2} \frac{1}{(1+f)^2} \quad (12)$$

또한 전온도비 한계조건으로부터 연소로 인한 열량 추가율의 한계조건($M_2 \geq 1$)은 다음과 같다.

$$\frac{q_{lim}}{c_p T_{t2}} = \frac{(\gamma + 1) M_2^2}{2 + (\gamma - 1) M_2^2} \frac{1}{(1+f)} - 1 \quad (13)$$

(2) 일정한 단면적을 가지는 연소기 ($A_2 = A_4$)

일정한 압력을 가지는 연소기는 축 방향으로 갈수록 면적이 확장되는 형상을 가지므로 엔진의 무게 및 체적 증가에 따른 항력의 증가를 수반하는 단점이 있다. 일정한 단면적의 연소기는 이러한 단점을 보완할 수 있는 연소기 형상으로서 주로 유도무기체계에서 적용된다. 일정한 단면적을 가지는 연소기 내부의 전압력비와 전온도비는 연소기 입구 마하수와 출구 마하수를 이용하여 식 (14), (15)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{P_{t4}}{P_{t2}} = \frac{1 + \gamma M_2^2}{1 + \gamma M_4^2} \left[\frac{2 + (\gamma - 1) M_4^2}{2 + (\gamma - 1) M_2^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (14)$$

$$\frac{T_{t4}}{T_{t2}} = \left[\frac{1 + \gamma M_2^2}{1 + \gamma M_4^2} \left(\frac{M_4}{M_2} \right) \right]^2 \left[\frac{2 + (\gamma - 1) M_4^2}{2 + (\gamma - 1) M_2^2} \right] \frac{1}{(1 + f)^2} \quad (15)$$

열질식 현상은 일정한 단면적을 가진 연소기의 경우 아음속 연소(램제트)와 초음속 연소(스크램제트) 모두에서 발생한다. 열질식에 도달했을 때, $M_4 = 1$ 에 대한 전압력비와 전온도비의 한계는 식 (16), (17)과 같다.

$$\left(\frac{P_{t4}}{P_{t2}} \right)_{\lim} = \frac{1 + \gamma M_2^2}{1 + \gamma} \left[\frac{\gamma - 1}{2 + (\gamma - 1) M_2^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (16)$$

$$\left(\frac{T_{t4}}{T_{t2}} \right)_{\lim} = \frac{1}{(\gamma + 1)(1 + f)^2} \frac{(1 + \gamma M_2^2)^2}{M_2^2 [2 + (\gamma - 1) M_2^2]} \quad (17)$$

위의 전온도비 한계조건으로부터 열량추가율의 한계조건은 식 (18)과 같이 얻어진다.

$$\frac{q_{\lim}}{c_p T_{t2}} = \frac{1}{(\gamma + 1)(1 + f)} \frac{(1 + \gamma M_2^2)^2}{M_2^2 [2 + (\gamma - 1) M_2^2]} - 1 \quad (18)$$

Fig. 3과 4는 일정한 면적의 연소기와 일정한 압력의 연소기에 대하여 연소기 입구 마하수 M_2 에 따른 전압력 손실의 한계와 열량추가율의 한계를 보여준다. $M_2 < 1$ 의 경우, 즉 램제트의 경우 연소기 형상에 따른 압력손실의 한계는 크지 않다. 반면 $M_2 > 1$ 의 스크램제트의 경우, 속도가 증가함에 따라 압력손실은 증가하며, 동일한 M_2 에 대해 일정한 압력의 연소기가 일정한 단면적의 연소기보다 전압력 손실이 더 크게 발생하는 것을 확인 할 수 있다. 열량 추가율의 한계는, 램제트($M_2 < 1$)의 경우, 일정한 압력의 연소기는 열질식에 대한 제약을 받지 않는 반면,

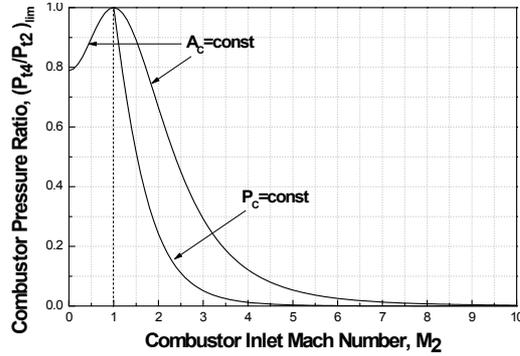


Fig. 3. Limits of Total Pressure Ratio

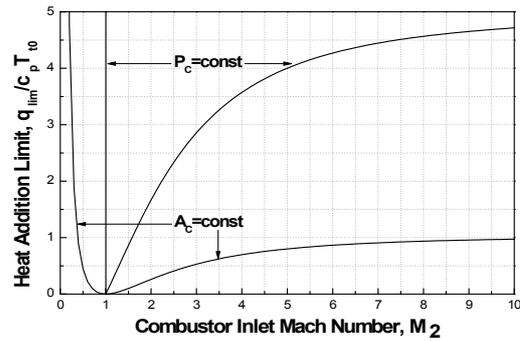


Fig. 4. Limits for Heat Addition

일정한 단면적의 연소기는 M_2 가 1에 가까워짐에 따라 열질식에 따른 열량추가율의 한계치가 급격히 감소하는 것을 확인할 수 있으며 이를 방지하기 위해서는 마하수가 충분히 낮아야 함을 알 수 있다. 스크램제트($M_2 > 1$)의 경우, 열량추가율의 한계는 마하수가 증가함에 따라 증가하며, 동일한 마하수에 대해서는 일정한 압력의 연소기가 일정한 단면적의 연소기에 비해 월등히 유리함을 알 수 있다. 이와 같이 연소기 형상에 따라 전압력 손실과 열량추가율의 한계가 상반된 경향성을 나타내므로 엔진의 형상을 결정함에 있어 두 인자의 영향에 따른 엔진 성능특성을 비교하여 최적의 형상을 결정하도록 할 필요가 있다.

2.2 성능변수

본 연구에 적용된 램제트/스크램제트 엔진의 성능변수를 정의한다. 엔진의 성능 특성은 공기 흡입식 추진기관의 성능을 대표하기 위하여 일반적으로 사용되는 변수들로서 표현된다.

먼저 추진기관 자체의 추력은 식 (19)로 표현된다.

$$F = \dot{m}_a [(1 + f) V_e - V_0] + A_e (P_e - P_0) - F_{Drag} \quad (19)$$

추력은 크게 모멘텀 추력과 압력추력, 항력으로 구분된다. 본 해석에서는 이상팽창을 가정하여 압력추력의 영향을 고려하지 않았으며 또한 외부 항력에 의한 영향도 배제하였다.

추력 요구조건이 주어질 때 엔진의 공기 유량, 즉 엔진의 크기를 결정하기 위한 변수로서 단위 공기유량 당의 추력비(specific thrust)를 식 (20)과 같이 정의할 수 있다.

$$\psi = \frac{F}{\dot{m}_a g_0} = \frac{V_0}{g_0} \left[(1+f) \frac{V_e}{V_0} - 1 \right] + \frac{A_e P_0}{\dot{m}_a g_0} \left(\frac{P_e}{P_0} - 1 \right) \quad (20)$$

추진노즐의 성능특성을 대표하는 추력계수의 정의는 식 (21)과 같다.

$$C_F = \frac{F}{\frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 A_0} = 2 \left[(1+f) \frac{V_e}{V_0} - 1 \right] + \frac{2P_0 A_e}{\dot{m}_a V_0} \left(\frac{P_e}{P_0} - 1 \right) \quad (21)$$

여기서 기준이 되는 면적(A_0)은 엔진으로 유입되는 공기 유량의 흡입구 포획(capture) 면적이다.

추진기관의 총체적인 성능을 대표하는 변수로서 단위 연료량 당의 추력을 나타내는 비추력(specific impulse)은 식 (22)과 같이 정의된다.

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_f g_0} = \frac{\psi}{f} = \frac{V_0 C_F}{2f g_0} \quad (22)$$

엔진의 열역학적 사이클의 열효율 η_{th} 은 총 에너지 소모율에 대한 질량 유량의 kinetic energy 증가율로 식 (23)과 같이 정의되며 연료를 연소시킴으로써 얻을 수 있는 에너지의 효율을 대표한다.

$$\eta_{th} = \frac{\frac{\dot{m}_a}{2} [(1+f) V_e^2 - V_0^2]}{\eta_B \dot{m}_f H_f} = \frac{V_0^2}{2f \eta_B H_f} \left[(1+f) \left(\frac{V_e}{V_0} \right)^2 - 1 \right] \quad (23)$$

식(19)-(23)으로부터 모든 성능변수는 추진노즐의 출구속도와 비행속도의 비로 나타나는 것을 알 수 있다. 속도비 V_e/V_0 는 단열과정에 대한 관계식과 노즐 효율계수의 정의를 이용하여 식 (24)와 같이 정의된다.

$$\frac{V_e}{V_0} = \sqrt{\frac{\eta_n T_{t4}/T_0}{\frac{\gamma-1}{2} M_0^2} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_{t4}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (24)$$

2.3 성능부하분담

비행 마하수에 따른 램제트와 스크램제트의 성능을 연소기 형상 및 연소기 입구 마하수에 따라 비교함으로써 작동한계를 파악하고 각 엔진의 작동영역분포를 파악한다. 해석에 사용된 대기조건 및 연료조건, 효율계수는 Table 1과 같다. 연소기 입구 마하수 M_2 는 램제트의 경우 0.1-0.4를, 스크램제트의 경우 1.5-4.0을 적용하였으며, 당량비는 0.5를 기준으로 하였다.

Table 1. Ambient Conditions, Fuel Characteristics and Efficiencies for the Cycle Analysis

Altitude (cruise mode)	15 km
Ambient Temperature and Specific Heat of Air	$T_0 = 216.65 K$ $c_p = 1005 J/kgK$
Fuel Type	Kerosene
Stoichiometric Fuel to Air Ratio	$(\dot{m}_f/\dot{m}_a)_{st} = 0.068$
Heating Value	$H_f = 43.356 MJ/kg$
Combustion Efficiency	$\eta_B = 0.90$
Inlet Kinetic Efficiency	$\eta_K = 0.90 (ramjet)$ $0.98 (scramjet)$
Nozzle Efficiency	$\eta_n = 0.96$

Fig. 5와 6은 일정한 압력의 연소기에 대하여 비행 마하수와 연소기 입구 마하수에 따른 열효율과 추력비의 변화를 보여준다. 램제트/스크램제트의 열효율과 추력비는 모두 연소기 입구 마하수에 따라 증가함을 확인 할 수 있다. 램제트의 경우 열질식에 의한 제약이 없으며, 연소기 입구 마하수에 따른 성능 변화의 폭이 매우 좁고, 비행 마하수가 증가할수록 연소기 입구 마하수에 무관하게 된다. 그러나 스크램제트의 경우 연소기 입구 마하수에 따른 성능 변화가 램제트에 비해 크며, 연소기 입구 마하수가 증가할수록 변화 폭이 증가함을 확인할 수 있다. 또한 앞서 언급하였듯이 일정한 압력의 연소기를 갖는 스크램제트의 경우 열질식에 의해 비행한계가 존재하는 것을 확인할 수 있다. 연소기 입구 마하수가 $M_2 = 1.5$ 에서 $M_2 = 2.0$ 으로 증가함에 따라 열질식에 의한 비행한계가 낮아져 비행가능영역은 증가하지만 성능은 떨어지는 것을 볼 수 있다. 그러나 $M_2 = 3.0$ 으로 증가할 경우 열질식은 발생하지 않으나 낮은 초음속 영역에서는 음의 효율을 가짐으로서 유효한 성능을 내지 못하게 되며

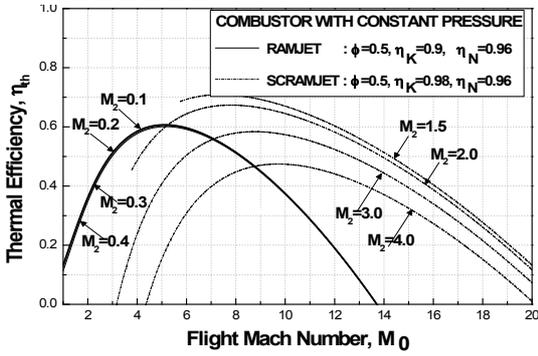


Fig. 5. Thermal Efficiency of Constant P_c

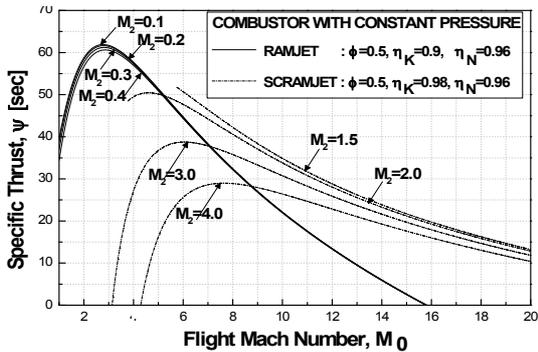


Fig. 6. Specific Thrust of Constant P_c

$M_2 = 4.0$ 으로 더 증가하게 되면 오히려 비행가능 영역이 축소됨을 확인할 수 있다. 램제트와 스크램제트의 성능을 비교해보면, 비행 마하수 $M_0 = 5.2 \sim 8.75$ 에서 램제트보다 스크램제트가 더 높은 성능을 갖는 것을 알 수 있다. 따라서 이중 램제트를 적용할 경우 이러한 조건을 기준으로 낮은 비행 마하수 영역에서는 램제트를, 높은 비행 마하수 영역에서는 스크램제트를 적용하는 것이 효율적이다. 램제트에서 스크램제트로의 천이 지점은 스크램제트의 연소기 입구 마하수를 어떠한 값으로 하느냐에 따라 크게 변한다. 그러나 앞서 흡입공기의 해리조건을 기준으로 한 램제트의 비행한계가 약 마하 5.65임을 감안할 때 천이지점의 스크램제트의 연소기 입구 마하수는 마하 2.0 이하가 타당함을 알 수 있다.

Fig. 7과 8은 일정한 단면적의 연소기를 가지는 램제트/스크램제트에 대한 열효율과 추력비의 결과를 보여준다. 연소기 입구 마하수 증가에 따른 성능의 감소는 램제트/스크램제트 모두 일정한 압력의 연소기와 동일하다. 그러나 일정한 단면적의 연소기의 경우 스크램제트뿐만 아니라 램제트의 경우에도 열질식이 발생한다. 램제트의

경우 연소기 입구 마하수의 증가에 따른 성능 변화는 적지만, 열질식 발생에 따른 비행한계가 크게 변화함을 확인할 수 있다. 스크램제트의 경우 램제트와는 반대로 연소기 입구 마하수가 증가함에 따라 열질식에 의한 비행한계가 낮아져 비행가능영역이 확대되지만 일정한 압력의 연소기를 갖는 경우와 비교할 때, 비행가능영역은 훨씬 좁게 나타나며, $M_2 = 1.5$ 의 경우 유효한 성능을 거의 나타내지 못한다. 램제트와 스크램제트의 성능을 비교해 보면, 동일한 당량비 조건에서, $M_2 = 4.0$ 의 경우 비행 마하수 약 $M_0 = 7.75$ 이상에서 열량 추가율의 제한없이 램제트에서 스크램제트로의 천이가 가능하다. 하지만 실제 스크램제트가 작동하는 연소기 입구 마하수는 낮은 초음속 영역으로 이는 실현불가능한 작동조건이다. 이보다 낮은 연소기 입구 마하수를 갖는 스크램제트 작동상태로의 천이를 위해서는 열질식의 발생을 감수하거나, 당량비 조건을 변화시켜야만 한다. 이러한 점에서 일정한 압력을 갖는 연소기의 경우와 비교할 때 일정한 단면적의 연소기는 보다 연소기 입구 마하수의 선택 폭이 좁음을 알 수 있다.

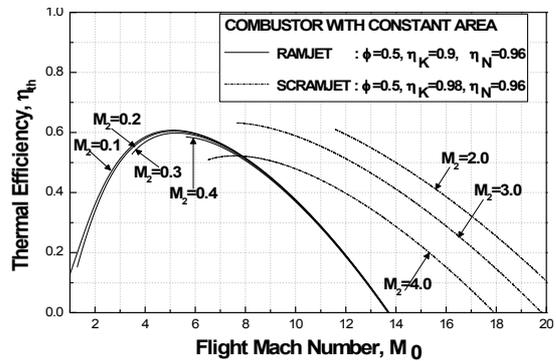


Fig. 7. Thermal Efficiency of Constant A_c

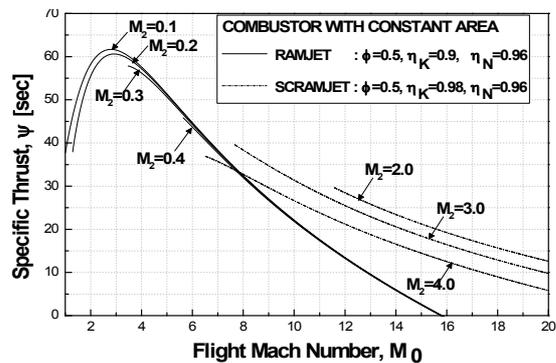


Fig. 8. Specific Thrust of Constant A_c

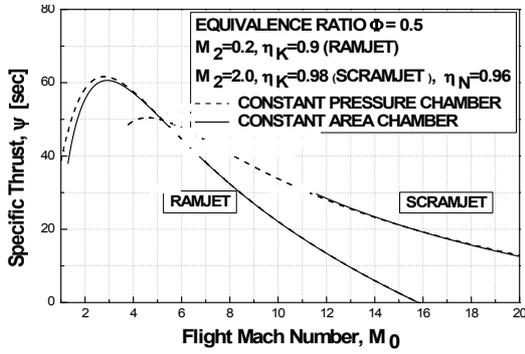


Fig. 9. Specific Impulse of Ramjet/Scramjet with Constant A_c and Constant P_c

Fig. 9는 당량비 0.5에 대한 램제트와 스크램제트의 추력비를 연소기 형상에 따라 비교한 결과이다. 동일한 흡입구 및 노즐의 성능 조건에 대해 연소기 형상에 따른 램제트와 스크램제트의 성능을 비교해보면, 램제트의 경우 약 마하 5까지의 영역에서는 일정한 압력을 가지는 연소기의 추력비가 다소 높게 나타나며, 그 이상의 비행영역에서는 두 연소기 형상에 따른 추력비는 큰 차이가 없음을 알 수 있다. 스크램제트의 경우도 두 연소기 형상에 따른 성능의 차이는 미미하지만, 열질식에 의한 비행 가능 영역의 차이는 매우 큼을 알 수 있다. 그러나 비행속도가 극초음속으로 증가할수록 추력에 미치는 항력의 영향이 증가하므로 연소기 영역에 대하여 가변형상을 적용하여 열질식을 방지할 수 있는 조건을 만족하는 비행영역에 따라 연소기 형상을 달리 한다면 광범위 마하수에 대하여 작동효율을 증가시킬 수 있을 것이다.

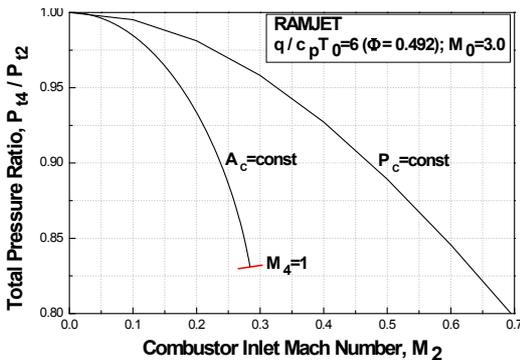


Fig. 10. Comparison between the Total Pressure Ratio of a Ramjet Combustor with Constant P_c and Constant A_c

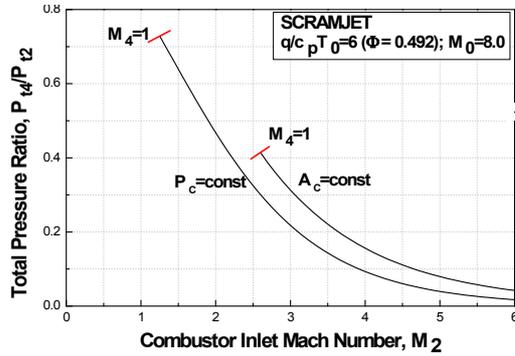


Fig. 11. Comparison between the Total Pressure Ratio of a Scramjet Combustor with Constant P_c and Constant A_c

Fig. 10과 11은 연소기 형상에 따른 램제트와 스크램제트의 전압력 손실 및 열질식에 의한 열량추가의 한계를 보여준다. 연소기 내 압력손실은 전반적으로 램제트의 압력손실에 비해 스크램제트의 압력손실이 훨씬 높게 나타난다. 연소기 형상에 따라서는, 램제트의 경우 일정한 압력을 가지는 연소기의 경우가 일정한 단면적을 가지는 연소기에 비해 연소기 내 압력손실이 적고 열질식이 발생하지 않기 때문에 연소기 입구 마하수에 의한 한계가 없으나, 일정한 단면적을 가지는 연소기는 열량 투입으로 인한 압력손실이 크며 열질식에 의한 연소기 입구 마하수의 한계가 있다. 스크램제트의 경우 램제트와는 반대로 일정한 단면적을 가지는 연소기가 일정한 압력을 가지는 연소기에 비해 압력손실이 적음을 확인 할 수 있다.

위의 해석결과, 램제트와 스크램제트가 최적으로 작동하기 위한 비행영역이 각각 다르며, 이는 또한 연소기의 형상에 따라서도 다르게 나타남을 알 수 있다. 램제트/스크램제트 모두 두 연소기 형상에 따른 성능의 차이는 크지 않았지만 램제트의 경우 일정한 압력을 가지는 연소기가 높은 성능을 나타내었고, 스크램제트의 경우 거의 유사함을 볼 수 있었다. 일정한 압력을 가지는 연소기의 경우 램제트/스크램제트 모두 일정한 단면적을 가지는 연소기에 비해 광범위한 비행영역을 가진다. 하지만 이의 경우 연소기 출구 면적이 입구 면적보다 큰 확산형상을 가지며 면적비가 커질수록 엔진의 체적과 무게가 증가하게 되고 따라서 항력도 증가하게 되어 비행 성능을 감소시킨다. 이에 반해 일정한 단면적을 가지는 연소기는 일정한 압력을 가지는 연소기에 비해 비행영역의 제한은 크지만 엔진의 체적과 무게를 줄일 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 램제트와 스크램제트 엔진에 대한 열역학적 사이클 해석을 통해 램제트와 스크램제트의 작동한계와 성능특성을 알아보고 이를 바탕으로 이중램제트를 위한 램제트와 스크램제트의 효율적인 작동영역을 확인하였다.

1. 연소기 입구 마하수가 0.4 이하인 램제트의 경우, 비행 마하수는 5.65로 제한되며, 비행 마하수가 6 이상의 극초음속 영역에서 작동하기 위해서는 흡입공기의 해리를 막기 위해 반드시 초음속 연소가 적용되어야 한다.

2. 램제트 작동영역의 경우, 연소에너지로 인한 전압력 손실은 일정 압력의 연소기가 일정 단면적의 연소기에 비해 크지만, 두 엔진 모두 스크램제트에 비해 손실이 크지 않다. 연소기 형상에 따른 성능특성을 살펴보면, 일정한 단면적을 가진 연소기에서는 열질식 조건에 의해 열량 추가율이 제한되기 때문에 최대한 연소기 입구에서 아음속 마하수를 낮게 하여야 한다. 일정한 압력을 가지는 연소기의 경우, 연소기 입구 유동 특성에 관계없이 항상 입구 마하수보다 출구 마하수가 작기 때문에 아음속 연소를 하는 램제트 엔진에서는 열질식이 발생하지 않는다.

3. 스크램제트 작동영역의 경우, 연소기 전압력손실의 한계는 일정 단면적을 가지는 연소기가 일정 압력의 연소기에 비해 높지만, 열량 추가율의 한계는 일정 압력의 연소기가 일정 단면적을 가지는 연소기에 비해 높다. 열질식은 두 연소기 모두 발생하며, 일정한 압력을 가지는 연소기에 비해 일정한 단면적을 가지는 연소기의 비행영역의 한계가 훨씬 좁다.

4. 광범위한 비행영역을 만족시키기 위한 비행체를 위해서는 이중램제트 추진시스템을 적용하는 것이 효과적이며, 임무요구조건을 고려하여 적합한 연소기 형상 및 연소기 입구 마하수를 선정하여 각 추진기관의 작동영역을 분배하는 것이 성능 효율 향상의 측면뿐만 아니라 엔진의 안정적 작동영역 확장에 대한 엔진 설계에 매우 중요하다.

5. 설계하고자 하는 추진 시스템의 임무조건 및 비행영역을 고려하여, 광범위한 영역을 만족시킬 필요가 있는 추진 시스템의 경우 일정한 압력을 가지는 연소기가 적합하며, 작동영역이 좁고 경량의 추진시스템이 필요한 경우 일정한 단면적을 가지는 연소기를 적용하는 것이 타당하다.

참고문헌

- 1) 성홍계, 윤현걸, "램제트/스크램제트의 기술동향과 소요기술 분석 I. 램제트 엔진(액체램제트, 덕티드로켓)", 한국추진공학회지, 제10권, 제1호, 2006. 3., pp. 72-86.
- 2) 성홍계, 윤현걸, "램제트/스크램제트의 기술동향과 소요기술 분석 II. 스크램제트 및 복합엔진", 한국추진공학회지, 제10권, 제2호, 2006. 6., pp. 115-128.
- 3) 최정열, 노진현, 원수희, 신재렬 "미 공군의 이중모드 램제트 (DMR) 및 미 해군의 이중연소 램제트 (DCR) 개발 동향", 한국추진공학회 춘계 학술대회, 2009, pp. 400-401.
- 4) Kristen N. Roberts and Donald R. Wilson, "Analysis and Design of a Hypersonic Scramjet Engine with a Transition Mach Number of 4.00", 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2009.
- 5) Daming Zhu1, Zhili Zhu, Hailong Tang and Jin Zhang "Overall Performance Design of Ramjet for Combined Engine", 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2009.
- 6) Hideyuki Taguchi, Akira Murakami, Tetsuya Sato, and Takeshi Tsuchiya, "Conceptual Study on Hypersonic Airplanes using Pre-cooled Turbojet", 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008.
- 7) 최세영, 염효원, 김선경, 성홍계, 변종렬, 윤현걸, "초음속에서 극초음속까지 비행을 위한 이중모드 램제트엔진의 성능 설계", 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2007, pp. 289-292.
- 8) Charles Bauer, Dean Petters, and Christopher d. Whitcomb, "Comparison of Mach 3 to 6 Conventional and Dual-Mode Ramjet Performance", 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1998.
- 9) P. G. Hill and C. R. Peterson, "Mechanics and Thermodynamics of Propulsion", Addison-Wesley Pub. Co. Inc., 2nd Edition, 1992.

10) H. Wittenberg, "Some Fundamentals on the Performance of Ramjets with Subsonic and Supersonic Combustion", TNO Prins Maurits Laboratory, 2000.

11) 성홍계, 변중렬, "작동한계 관점에서의 이중모드(램제트-스크램제트 연합작동)엔진의 성능인자 특성", 한국추진공학회 추계학술대회, 2006, pp. 393-396.

12) James E. John and Theo G. Keith, "Gas Dynamics", Pearson Education, Inc. 3th Edition, 2006.

13) W. F. Ng, "Real Gas Effects on the Numerical Simulation of a Hypersonic Inlet", Journal of Propulsion, July-August, 1986, pp. 381-382.