

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.6.081>

준 1차원 모델을 적용한 이중연소 램제트 해석

최종호^{a,*} · 박익수^a · 길현용^a · 황기영^a

Analysis of Dual Combustion Ramjet Using Quasi 1D Model

Jong ho Choi^{a,*} · Ik soo Park^a · Hyun young Gil^a · Ki young Hwang^a
^aAdvanced Propulsion Technology Center, Agency for Defense Development, Korea,
^{*}Corresponding author. E-mail: cjh0322@add.re.kr

ABSTRACT

The component based propulsion modeling and simulation of an dual ramjet engine using Taylor-Maccoll flow equation and quasi 1-D combustor model. The subsonic and supersonic intake were modeled with Taylor-Maccoll flow having 25° cone angle, the gas generator which transfers a pre-combustion gas into supersonic combustor was developed using Lumped model, and the determination of the size of nozzle throat of a gas generator was described. A quasi 1-D model was applied to model a supersonic combustor and the variation of temperature and pressure inside combustor were presented. Furthermore, the thrust and specific impulse applying fuel regulation by pressure recovery ratio and equivalence ratio were derived.

초 록

Taylor-Maccoll 유동관계식과 준 1차원 모델을 적용한 구성품 기반의 이중램제트 추진기관 모델 개발에 대해 기술하였다. 이중램제트 흡입구는 Taylor Maccoll 유동관계식을 적용하여 큰 각도 25° 형상을 갖는 흡입구에 대해 아음속 및 초음속 흡입구 모델을 구현하였으며 예 연소가스를 초음속 연소기로 전달하는 기능의 가스발생기는 Lumped 모델을 적용하여 모델을 구현하였고 요구되는 노즐목 크기에 대해 기술하였다. 초음속 연소기의 경우 준 1차원 모델을 적용하여 위치에 따른 마하수 변화, 온도변화 및 압력변화 등을 제시하였다. 또한 금번 모델을 이용하여 당량비 및 압력회복율을 고려한 연료량 조절모델에 따른 추력과 비추력을 계산하여 그 결과를 제시하였다.

Key Words: Dual Combust Ramjet(이중램제트), Modeling(모델링), Gas Generator(가스발생기)

램제트, 스크램제트 등 다양한 형태의 초음속 추진기관에 대한 연구가 활발히 진행되고 있으며 최근에는 X-51A 스크램제트에 대한 비행시험이 진행되고 있는 것으로 알려져 있다[1]. 한편 추진기관의 운용범위를 확대하고 초음속 추진기관의 연소성능을 향상시키기 위한 연구로 이중램제트(스크램제트)에 대한 연구 또한 활발히 진행되고 있다. 이중램제트의 경우 램제트 형상 및 운용형태에 따라 이중모드램제트와 이중연소램제트가 있으며 본 논문에서 다루고자 하는 이중연소램제트의 경우 미국 Johns Hopkins University의 개념이 도출되어 지상연소시험을 완료하였으며 최근 몇 차례의 비행시험이 진행된 바 있다[2]. 특히 이중연소 램제트는 초음속 연소의 문제점을 보완한 추진기관으로 알려져 있다. 국내에서는 일부 초음속 추진기관에 대한 기초적인 단계의 연구가 진행되고 있는 것으로 알려져 있으며 관련 모델 또한 연구가 진행되고 있는 추세이다[3].

본 논문에서는 초기 설계단계에서 추진기관의 성능을 예측하고 설계에 필요한 주요 설계 변수를 도출할 수 있는 이중램제트 추진기관 모델 구성에 대해 기술하였다. 특히 모델의 이식성, 성능 향상을 용이하게 하기 위해 최근 주로 적용되는 Mathworks사의 SIMULINK를 이용하여 구성하였고 그 해석 결과를 수록하였다.

2. 본 론

2.1 이중연소 램제트 추진기관

이중램제트 추진기관은 Fig. 1과 같이 이중흡입구(Dual Inlet), 가스발생기(Gas generator)와 초음속 연소기(Supersonic combustor) 및 노즐 등으로 구성되어 있다. 이밖에 주변장치로 연소실에 연료를 공급하고 조절하기 위한 연료 공급장치, 각종 연료배관, 연료량을 제어하기 위한 엔진제어기, 제어 변수 값을 측정하기 위한 센서 시스템 등으로 구성된다[2].

엔진 개발을 위해 사전 엔진 성능을 평가하

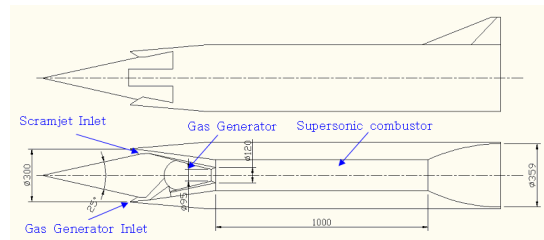


Fig. 1 The structure of dual combustion ramjet.

거나, 설계 변수를 도출하고 제어를 설계하고자 하는 경우 엔진 모델의 개발이 필요하다. 이중흡입구는 가스발생기 및 초음속 연소기로 연소에 필요한 공기를 공급하는 역할을 하며 특성에 따라 비행체 전단에 각각 별도의 흡입구를 구성하여 공기를 공급하는 방법과 한 개의 흡입구를 통하여 분기시켜 공기를 공급하는 방법이 있다. 연소기는 아음속 연소기와 초음속 연소기의 두 개의 연소기가 존재한다. 가스발생기라 불리는 아음속 연소기는 초음속 연소실에서의 유동 속도에 의한 초음속 연소의 단점을 보완하고자 흡입구로 공급된 공기 일부를 미리 당량비가 큰 연료와 혼합하여 예 연소(pre-combustion)시켜 초음속 연소기로 전달하는 역할을 수행한다. 이때 아음속 연소기의 경우 흡입구에서의 "Unstart"를 막기 위한 제어가 필요한 것으로 알려져 있다[4]. 다음으로 초음속 연소기의 경우 가스발생기로부터 공급된 예 연소 가스를 초음속 연소기의 공기와 혼합하여 연소시켜 초음속 노즐을 통하여 팽창시켜 추력을 얻는 역할을 수행한다. 이때 초음속 노즐의 경우 엔탈피, 면적 변화율, 연소실 내의 운동량 변화, 질량 변화 등에 따라 노즐을 통하여 분출되는 운동량(momentum)이 달라진다. 그러므로 이러한 변수들을 고려하여 예비설계 단계에서 설계가 이루어진다.

2.2 추진기관 이론적 배경 및 모델링

가. 흡입구

이중램제트 흡입구는 서론에서 언급한 바와 같이 초음속 흡입구와 아음속 흡입구로 구분된

다. 형상에 따라 한 개 또는 별도 흡입구로 모델 구성이 가능하나 본 논문에서는 한 개의 흡입구를 Eq. 1과 같은 Taylor-Maccoll flow에 기반을 둔 모델로 구성하고 각 흡입구로 유입되는 공기량을 각각 3:1로 분할하여 공급되는 것으로 모델링하였다. 단, 아음속 흡입구에서는 종말충격파(Terminal shock) 모델을 추가하여 아음속 흡입구를 구현하였다.

$$\begin{aligned} & \frac{\gamma-1}{2} \left[V_{\max}^2 - V_r^2 - \left(\frac{dV_r}{d\theta} \right)^2 \right] \\ & \times \left[2V_r + \frac{dV_r}{d\theta} \cot\theta + \frac{d^2V_r}{d\theta^2} \right] \\ & - \frac{dV_r}{d\theta} \left[V_r \frac{dV_r}{d\theta} + \frac{dV_r}{d\theta} \left(\frac{d^2V_r}{d\theta^2} \right) \right] = 0 \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 γ , V_{\max} , V_r 는 각각 비열비, 최대속도 및 흡입구 콘-Ray 방향 속도를 나타내며 θ 는 콘-Ray의 회전각을 나타낸다. 위 식으로부터 흡입구 콘 표면과 카울립에서의 속도를 구하고 이후 흡입구의 운용 조건(임계, 아임계, 초임계)에 따라 카울로 유입되는 공기의 량을 결정하였다.

$$\dot{m}_a = p_i A_{cap} M_i \sqrt{\gamma R T_i} \quad (2)$$

전체의 공기량, \dot{m}_a 에서 3/4는 초음속 공기량인 \dot{m}_{a-sp} 그리고 1/4은 아음속 흡입구로 유입되는 공기량인 \dot{m}_{a-su} 로 구분하였다. 한편 p_i , A_{cap} , M_i , T_i 는 각각 자유흐름에서의 정압력, 흡입공기 단면적과 마하수 및 온도를 나타낸다.

$$\dot{m}_a = \dot{m}_{a-sp} + \dot{m}_{a-su} \quad (3)$$

흡입구의 경우 Fig. 1에서와 같이 25° 각을 갖는 단일 콘 형상의 흡입구를 고려하였으며 카울에서의 흡입구 단면적이 Table 3에 제시한 값으로 모델링하였다.

나. 아음속 연소기(가스발생기)

아음속 연소기는 스크램제트와 같은 초음속 추진기관에서 Hydrocarbon 연료의 효과적인 연소를 위해 연료를 예 연소(pre_combustion) 시켜 초음속 연소기로 전달하는 역할을 수행한다. 아음속 연소기 또는 가스발생기 모델은 램제트 연소 모델과 유사한 접근방법을 통하여 구현이 가능함에 따라 "Lumped" 모델을 적용하여 구현하였다[5]. 단, 당량비 1~8의 진한 혼합기에서 연소를 하는 점이 다르며, 연소실과 연결되어 초음속 연소기로 예 연소가스를 전달하기 위한 주요 설계 변수인 아음속연소기(가스발생기) 노즐목 크기 A_{gg}^* 를 결정해야 한다. 가스발생기 노즐목 결정과 관련해서는 노즐목을 통해 배출되는 예 연소가스의 질량과 연소실 전온도 및 전압력 관련 식인 Eq. 4~7을 통하여 쉽게 결정할 수 있다.

$$\begin{aligned} A_{gg}^* &= \dot{m}_{gg} \frac{\sqrt{T_{ogg}}}{\pi_c p_{oh}} \frac{1}{f(\gamma_{gg})} \\ & \text{with } f(\gamma_{gg}) = \sqrt{\frac{\gamma_{gg}}{R} \left(\frac{2}{\gamma_{gg} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{gg} + 1}{\gamma_{gg} - 1}}} \end{aligned} \quad (4)$$

여기서 gg 는 가스발생기를 의미한다. π_c 는 대기 전압력과 연소실사이에서의 전압력회복율(total pressure recovery ratio)을 나타내고, p_{oh} 는 대기 전압력을 나타낸다. 이때 연소실에서의 전온도는 공급되는 공기 전온도 T_{4oa} 와 연소실에서의 연소효율 η_{gc} , Stoichiometric 상태의 아음속 연소

기내의 공기와 연료비인 $L_{st} (= \frac{\dot{m}_{a-su}}{m_{fb}})$, 그리고

단위반응열(Low calorific heating value) Q_{LHV} 와 연소실에서 연소되는 연료량 \dot{m}_{fb} 에 의해 결정될 수 있다. 즉 아음속 연소기에서의 엔탈피 보존 관계식 Eq. 5와 L_{st} 관계식으로부터 아음속 연소기에서의 전온도는 Eq. 6과 같이 표현할 수 있다. 한편, 연소가스의 비열(specific heat), c_{pg} 가 공기의 비열, c_{pa} 와 유사하다고 가정하고, 또한 $L_{st} + 1 \sim L_{st}$ 로 간소화 하면 Eq. 7을 최종적으로 구할 수 있다.

$$\dot{m}_g c_{pg} T_{ogg} = \eta_{gc} \dot{m}_{fb} Q_{LHV} + \dot{m}_{a-su} c_{pa} T_{o4a} \quad (5)$$

$$T_{ogg} = \frac{\eta_{gc} Q_{LHV}}{(L_{st}+1)c_{pg}} + \frac{L_{st}}{(L_{st}+1)} \left(\frac{c_{pa}}{c_{pg}} \right) T_{o4a} \quad (6)$$

$$T_{ogg} \approx T_{4oa} + \frac{\eta_{gc} Q_{LHV}}{L_{st} c_{pg}} \quad (7)$$

여기서 η_{gc} 는 가스발생기 내 연료의 연소효율을 나타낸다. 그러므로 Eq. 4와 7을 통하여 가스발생기의 노즐목 크기를 결정할 수 있다. 일반적으로 가스발생기 노즐목 크기를 산출할 경우에는 연소효율을 1로 가정하여 구할 수 있으며 금번 모델에서는 95 mm로 설정하였다.

아음속 연소기에서의 연소는 공기보다 연료가 상대적으로 높은 당량비(m) 1이상의 진한 혼합기 상태에서 연소가 되는 것으로 Eq. 8과 같이 모델링하였으며 연료는 케로신 계열의 연료와 산소와 질소가 결합된 형태의 일반적인 공기로 모델링 하여 평형상태에서 연소가 진행되는 것으로 모델링 하였다.

$$(1+m)C_{10}H_{16} + 14(O_2 + 3.76N_2) \rightarrow 10CO_2 + 8H_2O + 52.64N_2 + mC_{10}H_{16} \quad (8)$$

다. 초음속 연소기

초음속 연소기는 초음속 흡입구를 통하여 공급된 약 3/4의 공기를 아음속연소기로부터 공급된 예 연소가스와 혼합하여 연소시켜 초음속 노즐을 통하여 추력을 얻는 역할을 한다. 이때 초음속 연소기에서는 초음속 연소를 통한 연소실 내 온도 상승과 면적비 변화에 의한 마하수 증가로 모멘텀을 증가시켜 추력을 얻게 된다. 이러한 초음속 연소기의 모델을 구성하기 위한 방법으로 정확한 해를 얻기 위해서는 전산유체해석, 시험 등의 방법을 통하여 구현해야 하나, 초기 예비설계 단계에서 적용할 수 있는 모델로 Eq. 9의 준 1차원 미분관계식을 적용하여 초음속 연소기 모델을 구현하였다. 위 식에서 우측의 첫

번째 항과 두 번째 항은 연소실 면적 변화와 연소실 전온도 변화에 따른 마하수 변화를, 세 번째와 네 번째 항은 연소실 벽면의 마찰과 비열비 변화에 따른 마하수 변화, 그리고 마지막 항은 연소실 질량변화에 의한 마하수 변화를 나타낸다. 여기서 가장 큰 영향을 주는 변수로 면적 및 온도 변화로 알려져 있다.[6,7]

$$\begin{aligned} \frac{dM^2}{dx} = & \frac{-2M^2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)}{(1-M^2)} \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} \\ & + \frac{M^2(1+\gamma M^2) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)}{(1-M^2)} \frac{1}{T_o} \frac{dT_o}{dx} \\ & + \frac{\gamma M^4 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)}{(1-M^2)} \left[\frac{4f}{D} - \frac{2y}{m} \frac{dm}{dx} + \frac{1}{1/2\gamma pAM^2} \frac{dX}{dx} \right] \\ & - \frac{M^2}{\gamma} \frac{d\gamma}{dx} + \frac{2M^2(1+\gamma M^2) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)}{(1-M^2)} \\ & \times \frac{1}{m} \frac{dm}{dx} \end{aligned} \quad (9)$$

여기서 X 는 연소실내에서 인젝터에 의한 항력(drag force)이며 D 는 수력직경(hydraulic diameter), f 는 마찰계수(friction factor), y 는 그 위치에서의 공기유동과 연료의 분사속도에 의한 모멘텀비(momentum ratio)를 나타낸다. 금번 논문에서는 인젝터의 항력과 모멘텀비에 의한 영향은 무시하였다. 이때 마찰계수 f 는 0.01, 수력직경 D 는 0.25 m^2 으로 가정하였다. 한편 초음속 연소실의 전온도 변화를 기술하는 것이 중요한데 이러한 전온도 변화는 Eq. 10을 적용하였다.

$$T_{so}(x) = \frac{1}{c_{psg}} \left(\eta_{mix}(x) \eta_{sc} \frac{\dot{m}_{fu}}{\dot{m}_t} Q_{LHV} - Q_{loss} \right) \quad (10)$$

$$\dot{m}_t = \dot{m}_a + \dot{m}_{fa} + \dot{m}_{fb} \quad (11)$$

여기서 Q_{loss} 는 벽면에서의 열전달에 의한 열손

실(heat loss)을 의미하며 \dot{m}_{fu} 는 아음속 연소실에서 미연소된 연료량을 나타낸다. 한편, 연소실 전단에서의 전온도는 초음속 연소실 전단에서의 전온도와 가스발생기 끝단에서의 전온도의 질량 평균값으로 계산이 가능하다.

$$\overline{T_{O4}} = \frac{T_{4oa}\dot{m}_{a-sp} + T_{5og}\dot{m}_{gg}}{\dot{m}_t} \quad (12)$$

여기서 \dot{m}_{gg} 는 가스발생기 노즐을 통해 초음속 연소실로 공급되는 예연소가스 량을 나타낸다. 다음으로 Eq. 8에서 η_{mix} 는 초음속 연소실에서의 혼합효율(mixing efficiency)이며 η_{sc} 는 온도와 당량비(equivalence ratio)의 함수인 연소효율을 나타낸다. 연소효율은 이론적으로는 당량비가 1인 지점에서 최대값을 갖는 것으로 예상되나 실제의 경우 당량비가 1보다는 다소 낮은 점에서 최대값을 갖는 것으로 알려져 있다. 금번 논문에서는 연소효율을 0.8인 경우로 가정하였다.

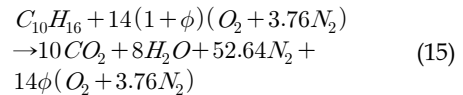
$$\eta_{sc} = f(T_{4oa}, \phi) \quad (13)$$

한편 혼합효율은 다음 Eq. 14와 같이 간단히 표

현할 수 있다[7].

$$\eta_{mix}(x) = a(1 - e^{-(kx)^n}) \quad (14)$$

초음속 연소기의 주요 설계변수로는 연소기의 열쇼킹(Thermal choking)과 관련된 연소기 전온도 변화와 노즐목 크기 변화가 있다. 또한 연소기에서의 예 연소 가스와 혼합성능, 연소기 길이 등이 있다. 초음속 연소기에서의 연소는 평형 연소 반응 관계식에 의해 아음속 연소기에서 연소된 연소가스와 함께 미 연소된 연료와 초음속 연소기로부터 유입된 공기가 공기 과잉율(ϕ)로 공급된 상태에서 연소되는 것으로 Eq. 15와 같이 모델링하였다.



라. 초음속 노즐

초음속 노즐 모델은 연소기 모델의 확장으로 별도로 구분하여 제시할 필요는 없다. 초음속 노즐의 개념은 연소실에서 완전 연소 이후에 면적비 변화를 크게 하여 출구 모멘텀을 증가시킬 목적

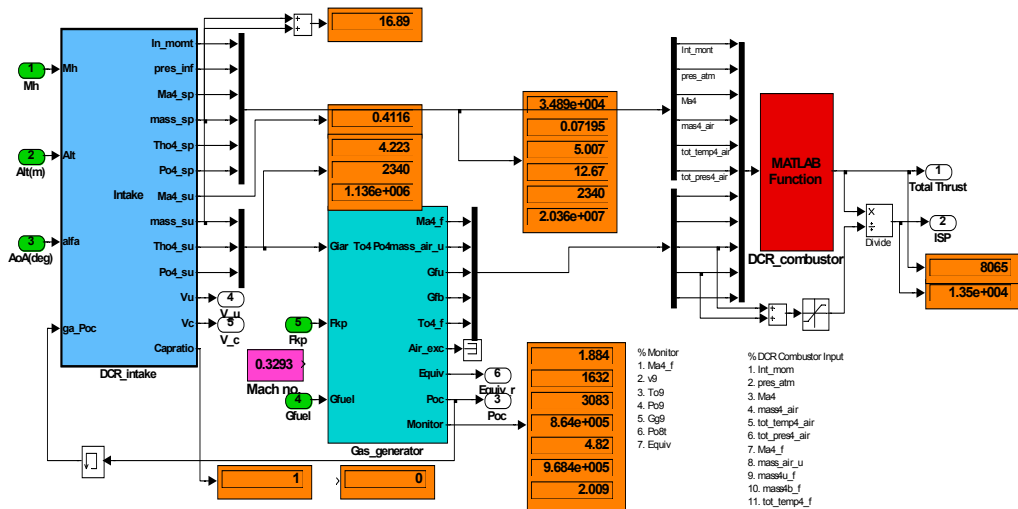


Fig. 2 Simulink model for dual combustion ramjet.

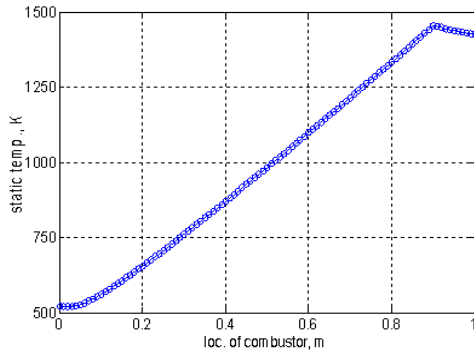


Fig. 4 Static temperature inside the supersonic combustor(M 7.0 Alt. 18.28Km).

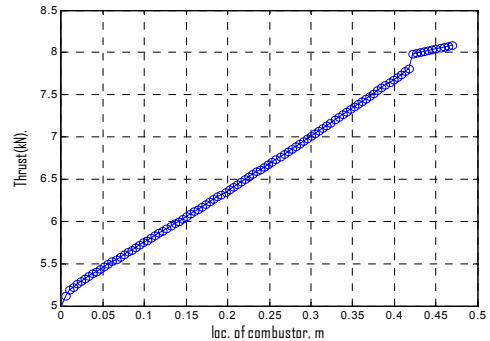


Fig. 7 Thrust inside the supersonic combustor (M 7.0 Alt. 18.28Km).

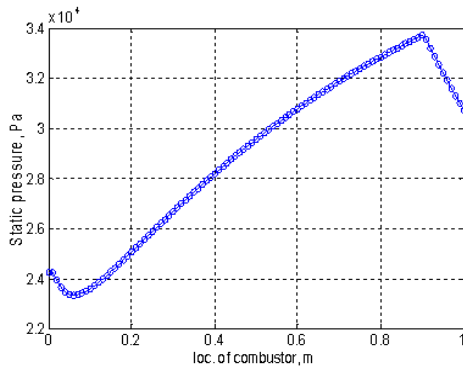


Fig. 5 Static pressure inside the supersonic combustor(M 7.0 Alt. 18.28Km).

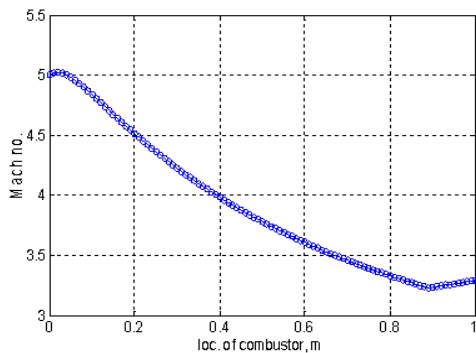


Fig. 6 Mach number inside the supersonic combustor(M 7.0 Alt. 18.28Km).

소기 위치에 따른 마하수 및 정온도 변화를 Fig. 4~7 에 제시하였다.

3. 결 론

이중램제트 추진기관의 성능 예측과 제어기 설계를 위한 예비설계단계에서 주요 설계 변수를 도출할 수 있는 모델 개발에 대해 기술하였다. 이중램제트 흡입구의 경우 Taylor-Maccoll flow를 적용한 접근방법과 초음속 연소실은 준 1차원 모델을 적용하였다. 연료조절은 아음속 연소기가 초임계 조건에서 운용될 수 있도록 자유 흐름사이의 전압력회복율과 당량비를 이용한 조절 방법에 대해 기술하였고 이를 적용한 결과를 제시하였다. 한편, 모델 개발 및 검증하기 위해 Matlab Simulink 그래픽 언어를 이용하여 흡입구 구성품별 특성을 반영한 엔진 모델을 구현하였다.

References

1. Wikipedia, "WaveRider," World Wide Web location, <http://en.wikipedia.org/Waverider>
2. Andreas Parsh, "Boing HyFly," World Wide Web location, <http://www.designation-systems.net/dusrm/app4/hyfly.html>
3. Choi, J.Y., Han, S.H., Kim, K.H., "Numerical Study of Flame Stability of Turbulent Combustion in a Dual Combustion Ramjet,"

- 2011 KSPE Spring Conference, 2011.4.28~29, pp. 371~374, 2011.
4. Billing, F.S., Waltrup, P.J. and Stockbridge R.D., "Integral-Rocket Dual- Combustion Ramjets: A New Propulsion Concept," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 17, No. 5, pp. 416-424, 1980.
 5. Choi, J.H., Park, I.S., Lee, J.Y., Kim, J.H., Kim, I.S., Yoon, H.G., Lim, J.S., Kim, C.B., Park, J.M., "Model and component based modeling and simulation of a supersonic propulsion system," *2011 KSPE Fall Conference*, 2011.11.24~25. pp. 579~583, 2011.
 6. Michel A. Saad, *Compressible Fluid Flow*, 2nd edition, Prentice Hall, Englewood Cliffs, New Jersey 07632, pp. 281, 1993.
 7. Con J. Doolan, Russell Boyce, "A Quasi-One-Dimensional Mixing and Combustion Code for Trajectory Optimization and Design Studies," *15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 28 April 1 May 2008, Dayton, Ohio, 2008.
 8. Dean K. Frederick, "A New Method for Constructing Fast Models of Jet Engines in Simulink," *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2-5 August 2009, Denver, Colorado, AIAA 2009-5419, 2009.