

이중모드 스크램제트 엔진 Flowpath 해석 연구

변종열* · 안중기** · N. Ananthkrishnan***

A Analysis Study of Dual-Mode Scramjet Engine Flowpath

Jong-Ryul Byun* · Jungki Ahn** · N. Ananthkrishnan***

ABSTRACT

This study is the results of the analytical research for a dual-mode scramjet engine flowpath which is included inlet, isolator, combustor, and nozzle. To design a dual-mode scramjet engine and to investigate its performance, the performance analysis models and tools are required to develop for aerodynamic, thermodynamic characteristics, propulsion, and total system. Therefore, analysis models for air inlet, isolator, supersonic combustor, and nozzle of a dual-mode scramjet engine were accomplished, the performance characteristics of a dual-mode scramjet engine is investigated with using the developed analysis tools.

초 록

본 연구는 이중모드 스크램제트 엔진의 흡입구, isolator, 연소기, 노즐에서의 flowpath 유동특성에 대한 해석적 연구결과이다. 이중모드 스크램제트 엔진의 설계와 성능을 파악하기 위해서는 공력, 열역학적 특성, 추진 그리고 전체 시스템에 대한 성능 모델과 해석 도구의 개발이 반드시 요구된다. 본 연구에서는 이중모드 스크램제트 엔진의 각 구성품인 흡입구, isolator, 연소기, 노즐에 대한 해석 모델을 정립하고, 개발된 해석 도구를 사용하여 이중모드 스크램제트 엔진의 성능특성을 파악해 보았다.

Key Words: Dual-Mode Scramjet(이중모드 스크램제트), Inlet(흡입구), Isolator(격리부), Supersonic Combustor(초음속 연소기), Pre-Combustion Shock Train(예연소 충격파열)

1. 서 론

일반적으로 스크램제트 추진시스템은 엔진과 관련하여 초음속인 유동내에서 연소가 일어나는,

연소과정 전체에 있어서 유동이 초음속을 유지되어 쇼킹 메커니즘이 요구되지 않는 극초음속 공기흡입식 엔진이다. 그러나 현대의 스크램제트 엔진은 램제트와 스크램제트 작동 사이의 차이가 이루어진 이중모드 추진시스템이 고려되고 있다.

이중모드 스크램제트((Dual-Mode Scramjet, DMSJ) 엔진은 하나의 연소기내에서 아음속과

* 국방과학연구소 4기술연구본부

** 국방과학연구소 대합체계단

*** RCDT

† 교신저자, E-mail: joy2bjr@gmail.com

초음속 연소모드 작동을 통해 램제트와 스크램제트 엔진 특성을 동시에 가지는 이중모드 운용을 가능하게 하는 엔진이다. Fig. 1은 이중모드 스크램제트 엔진의 개략도를 보여준다[1].

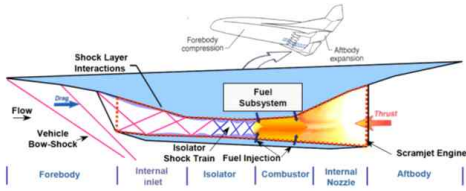


Fig. 1 Schematic of dual-model scramjet[1]

이중모드 스크램제트 엔진의 작동 특성을 살펴보면, 비행 마하수 3-4 범위에서는 이중모드 램제트 연소시스템으로 작동하게 된다. 일반적인 램제트와는 달리 스크램제트 엔진은 연소기와 유동팽창시스템 사이에 물리적 노즐목이 없이 작동되는 시스템이다. 아음속에서 초음속 유동으로의 천이를 위해 필수적인 쉘킹은 연소로 인한 열적질식(thermal choking)에 의해 제공되고, 이는 연소기 면적변화, 연료-공기 혼합, 전온도 분포에 의해 나타나는 연소효율 등의 조합에 의해 얻을 수 있다. Fig. 2와 같이 스크램제트 추진 비행체가 마하수 3에서 8까지 비행체적을 따라 가속하는 동안, 마하수 3-6 영역에서는 흡입구 unstart를 피하고 구조적 한계를 유지하면서 isolator 성능 한계에 따라 엔진은 이중모드 램제트로 작동한다. 마하수 5에서 7까지 비행영역에서는 램제트와 스크램제트 모드 중 하나만으로 엔진 내부 유동장을 충분히 설명할 수 없는 천이 영역을 가진다. 이 마하수 영역에서는 연소기에서의 전온도 상승률이 연소과정에 의해 발생된 압력 상승률을 따라 감소하기 때문에 약한 예연소 충격파열(PCST: Pre-Combustion Shock Train)를 가지게 되는데, 이러한 임계 영역에서 스크램제트 엔진의 작동을 일반적으로 이중모드 스크램제트로 부른다. 이는 아음속과 초음속 유동 모두의 혼합된 특성을 의미하거나, 스크램제트 엔진 내부에서 아음속과 초음속 연소 사이의 활발한 천이를 말한다.

비행체가 마하수 7 이상으로 가속됨에 따라 연소과정은 유동을 박리시킬 수 없으며, 엔진은 isolator내 PCST가 없는 스크램제트 모드에서 작동하게 되며, 흡입구에서 발생된 충격파만이 엔진 전체 영역으로 전파되게 된다. 엔진 내부 유동장 전체는 초음속 유동 상태이며, 초음속 연소가 연소기 전반에서 얻어진다. 이는 일반적인 순수한 스크램제트 엔진 작동을 의미한다.

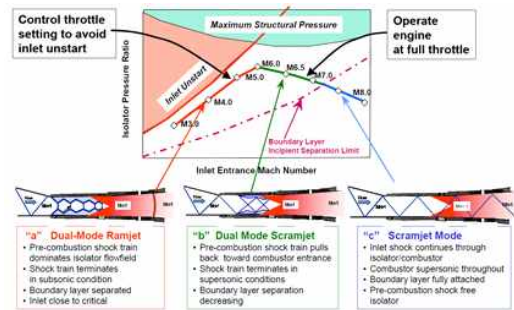


Fig. 2 Operational concept of dual-model scramjet[1]

일반적으로 스크램제트 엔진은 비행체 형상과 밀접한 관련을 가지므로 비행체 각 구성품의 성능과 상호 특성을 고려한 통합설계가 요구된다, 예를 들어 엔진의 흡입구, isolator, 연소기와 노즐 등의 효율은 비행체의 비행 마하수, 고도와 상관없이 독립적으로 결정될 수 없다는 것이다. 따라서 비행체와 엔진은 매우 정교한 해석방법을 사용하여 함께 설계되어야 하는 것이다.

본 연구에서는 이중모드 스크램제트 엔진의 각 구성품인 흡입구, isolator, 연소기와 노즐에 대한 해석모델을 정립하고, 개발된 해석 도구를 사용하여 이중모드 스크램제트 엔진 flowpath의 성능특성을 파악해 보았다.

2. 성능 해석 모델

엔진 성능해석 모델의 목적은 비행 마하수, 고도, 받음각, 연료-공기 당량비 등의 비행체 운용 조건에 따라 엔진의 추력을 정확하게 예측하는데 있다. 이를 달성하기 위해서는 엔진 운용 사이클과 각 구성품의 성능모델이 요구되며, 엔진

전체의 사이클 최적화 절차와 통합되어야 한다.

2.1 흡입구 모델

흡입구의 주요 기능은 흡입 공기를 램압축을 통해 연소기로 공급하는 것으로, 흡입구 출구에서의 가스 상태가 연소기 성능에 있어서 중요한 변수가 된다. 흡입구 모델은 계산 시간이 빠르면서 비교적 정확한 모델링으로 물리적 현상을 구현하는 것이 중요한데, 본 연구에서는 Dalle 등 [2]이 확립한 2차원 초음속 이론을 사용한 충격파와 팽창파에 대한 reduce order 모델을 적용하였다. 수치계산 방법은 MOC(Method of Characteristics)가 사용되었다.

흡입구에서 초음속 팽창파의 유동 상태량을 예측하기 위해 Prandtl-Meyer 이론이 사용하여 팽창팬 내 특성곡선을 따라 유동조건을 예측하기 위해 사용된다. 일반적으로 두 개의 웨이브가 교차하는 경우인 Fig. 3의 오른쪽 영역의 유동 패턴을 Riemann 문제라 부른다. 이러한 흡입구에서 발생하는 교차하는 충격파와 팽창파에 대해서는 이차원 Riemann 문제로 고려하여 적용되었다.

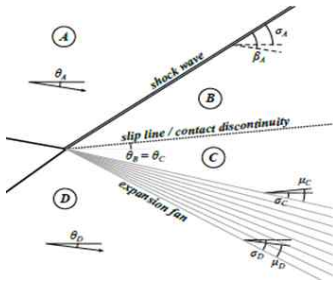


Fig. 3 Riemann interaction

또한 비점성 유동으로 가정한 단순한 경계층 모델이 사용되었으며, 흡입구 하류에서의 가스 상태량은 공간 평균방법을 사용하였다.

2.3 Isolator 모델

연소기 입구에는 흡입구와 연소기의 상호작용으로 인해 발생하는 PCST 구조를 포함하면서 흡입구 unstart를 막도록 하는 isolator가 위치하게 되는데, 일반적으로 초음속 유동을 가진 덕트

내에서 강한 역압력 구배가 발생할 경우, 경계층 박리로 인해 Fig. 4[3]와 같이 일련의 경사 충격파가 발생하고, 압력상승이 수반된다. 이러한 유동구조를 의사(pseudo) 충격파 또는 충격파 열(shock train)로 규정하는데, 엔진 내부에서 연소 전에 발생하기 때문에 예연소 충격파열(PCST)이라고 불린다. 이러한 현상은 유동 박리 면적의 구속으로 인한 압력구배를 겪는 초음속 코어와 벽면 근처의 박리 유동 영역으로 특징지어지고, 코어 유동 내를 가로지르는 일련의 경사 충격파가 형성되는 것을 말한다. 또한 혼합 영역은 유동 박리의 경계에 작용하는 전단력과 코어 유동 내 압력상승이 균형을 이루면서, 코어와 박리 유동 사이에서 성장하게 되다가 어느 위치에서 유동은 재부착되고, 주어진 배압력과 일치하는 조건까지 혼합된다. 이러한 유동 구조의 길이를 예측하는 것은 이중모드 스크램제트의 isolator 설계의 핵심이다.

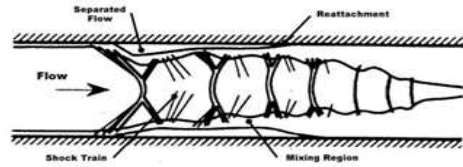


Fig. 4 Schematic of flow structure in isolator[3]

Isolator 모델은 기본적으로 스크램제트 엔진의 램모드 운용에서 흡입구의 초음속 유동에서 연소기로의 아음속 유동 천이 구조와 PCST로 인한 압력상승을 제시하여야 하며, 연소기 하류 위치에서 아음속 유동이 열적질식을 통해 다시 초음속 유동으로 천이될 때 isolator 후단 즉, 연소기 입구에서의 유동조건과 상호연관성을 가져야 한다. Fig. 5는 고려된 이중모드 스크램제트 flowpath를 보여준다.

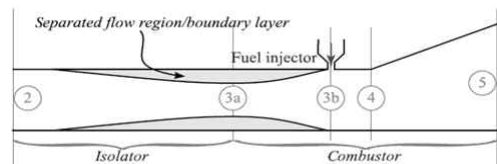


Fig. 5 A generic scramjet duct[4]

Isolator 내 PCST에 대한 모델은 PCST 강도, 마하수, 압력분포를 평가하기 위해 요구되는데, PCST 하류에서의 압력비는 Eq. 1으로 계산될 수 있다.

$$\frac{p_{3a}}{p_2} = 1 + \gamma M_2^2 - \gamma M_2 M_{3a} \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{3a}^2}} \quad (1)$$

여기서 M_{3a} 는 연소기 하류에서 열적 질식 조건을 계산할 수 있는 모델을 통해 얻어진다. Isolator 덕트 내 박리유동 영역 면적을 고려하여 질량 및 운동량 보존으로 충격파열의 코어 면적 비는 Eq. 2로 계산할 수 있다.

$$\frac{A_{3a}}{A_2} = \frac{1}{\gamma M_{3a}^2} \left[\frac{1}{p_{3a} p_2} (1 + \gamma M_2^2) - 1 \right] \quad (2)$$

이때 충격파 열 하류에서 마하수 한계는 Eq. 3로 정의할 수 있다.

$$\sqrt{\frac{1 + [(\gamma-1)/2] M_2^2}{\gamma M_2^2 - [(\gamma-1)/2]}} < M_{3a} < 1 \quad (3)$$

Equation 1을 통해 isolator 내 압력분포를 알기 위해서는 마하수 분포가 우선 결정되어야 한다. 이를 위해 Ikui 등[5]이 제안한 모델에서 PCST 후단에서 역압력 구배가 없는 평형상태라는 가정을 적용하여 사용한다. Ikui 등[5]은 기본적으로 Eq. 4에 주어진 Crocco 수를 사용한다.

$$w^2 = \frac{[(\gamma-1)/2] M^2}{1 + [(\gamma-1)/2] M^2} \quad (4)$$

충격파 열 길이는 Ikui 등[5]의 실험적 관계식으로부터 Eq. 5와 같이 정의된다.

$$l = (1/c) [\ln(w_2/w_3)] \quad (5)$$

여기서 c 는 실험적으로 결정된 0.114를 사용한다. PCST 내의 Crocco 수는 Eq. 6으로부터 계산되고, 이로부터 압력분포는 Eq. 7로 계산된다.

$$w(x) = w_{3a} \cosh[b(l-x)] \quad (6)$$

$$\frac{p(x) - p_2}{p_3 - p_2} = \frac{w_2 - w(x)}{w_2 - w_3} \quad (7)$$

$$\text{여기서, } b = c \frac{\cosh^{-1}(w_2/w_{3a})}{\log(w_2/w_{3a})}$$

2.2 연소기 모델

일반적으로 극초음속 엔진 연소기내 유동속도

가 음속을 넘기 때문에 화학평형 상태에 도달하기 전에 유동이 연소기를 빠져나갈 수 있다. 따라서 연소기의 축 방향을 따라 구간을 나누어 각 구간에 대하여 질량, 운동량 그리고 에너지 보존방정식을 이용하여 연소기내 상태, 즉 축 방향의 압력과 온도를 계산할 필요가 있다. 이 때 준 1차원 해석 모델이 요구되는데, 추가로 화학 반응을 고려할 경우 연료의 점화 및 연소 반응 과정을 예측할 수 있다. 연소기내 유동 해석모델에 대한 지배방정식은 이전의 연구결과[6, 7]를 사용하여 구성하였으며, 기본적인 가정은 다음과 같다.

- 1) 준일차원 유동: 덕트 축방향만의 함수
- 2) 정상상태 유동
- 3) 완전기체 유동

연속 방정식:

$$\frac{1}{m} \frac{dm}{dx} = \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} + \frac{1}{U} \frac{dU}{dx} + \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} \quad (8)$$

운동량 방정식:

$$\frac{1}{p} \frac{dp}{dx} + \frac{\gamma M^2}{U} \frac{A}{A} \frac{dU}{dx} + \frac{2\gamma M^2 C_f}{D_h} + \frac{\gamma M^2 (1-\epsilon)}{m} \frac{dm}{dx} = 0 \quad (9)$$

에너지 방정식:

$$\frac{dT}{dx} = \frac{1}{\hat{c}_p} \left[- \sum_i \left(h_i \frac{dY_i}{dx} \right) - \frac{h_i}{m} \frac{dm}{dx} - U \frac{dU}{dx} - \frac{2C_f c_p (T_{aw} - T_w)}{\text{Pr}^{2/3} D_h} + \frac{1}{m} \left(\sum_i h_i \frac{dm}{dx} \right)_{\text{add}} \right] \quad (10)$$

여기서,

$$\hat{c}_p \equiv c_p + \sum_i \tilde{c}_{p,i} Y_i T \quad (11)$$

상태방정식:

$$\frac{1}{p} \frac{dp}{dx} = \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} + \frac{1}{T} \frac{dT}{dx} - \frac{1}{MW} \frac{dMW}{dx} \quad (12)$$

혼합물 몰중량:

$$\frac{dMW}{dx} = - MW^2 \left(\sum_i \frac{1}{MW_i} \frac{dY_i}{dx} \right) \quad (13)$$

화학종 방정식

$$\frac{dY_i}{dx} = \frac{\dot{\omega}_i}{\rho U} + \frac{1}{m} \frac{dm_{i,\text{add}}}{dx} - \frac{Y_i}{m} \frac{dm}{dx} \quad (14)$$

Equation 8, 9, 10 그리고 11로부터 속도에 대한 미분방정식을 구성하면 다음과 같다.

$$\frac{dU}{dx} = \frac{1}{\alpha} \left\{ -\frac{1}{A} \frac{dA}{dx} + \frac{1 + \gamma M^2 (1 - \epsilon) - (h_t/\hat{h})}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} \right. \\ \left. + \frac{1}{\hat{h}} \left[-\sum_i h_i \frac{dY_i}{dx} + \frac{1}{\dot{m}} \left(\sum_i h_i \frac{d\dot{m}}{dx} \right) \right] \right. \\ \left. - \frac{1}{MW} \frac{dMW}{dx} + \left[\gamma M^2 - \frac{c_p (T_{aw} - T_w)}{\hat{h} Pr^{2/3}} \right] \frac{2C_f}{D_h} \right\} \quad (15)$$

여기서,

$$\alpha \equiv (1/U)(1 - \gamma M^2 A_c/A + U^2/\hat{h}) \quad (16)$$

$$\hat{h} \equiv \hat{c}_p T \quad (17)$$

위와 같은 일련의 상미분방정식을 공간과 화학반응 시간 스케일을 고려할 수 있는 stiff solver를 사용하여 계산한다.

이중모드 스크램제트 엔진 내부 flowpath가 아음속과 초음속으로 운용되도록 하는 PCST의 생성은 필연적이며, 램모드 운용이 연소기 내에 열적질식에 의한 초음속 유동으로의 가속이 반드시 필요하게 된다. 이러한 물리적 과정을 구현하기 위해서는 아음속에서 초음속으로 천이되는 영역인 천음속 유동에 대한 해석 모델이 필요하게 된다. 열적질식 조건에서 유동은 마하수 1.0이 되어 유동 관계식의 수치계산에서 singularity를 가지게 되는 문제점이 있다. 준 1차원 유동에 대해 단순화된 마하수 관계식을 Eq. 18과 정의할 수 있다.

$$\frac{1}{M^2} \frac{dM^2}{dx} = -\frac{2\{1 + (\gamma - 1)/2\} M^2}{1 - M^2} \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} + \frac{(1 + \gamma M^2)\{1 + (\gamma - 1)/2\} M^2}{1 - M^2} \frac{1}{T_0} \frac{dT_0}{dx} \quad (18)$$

Equation 18에서 면적 변화와 열량 추가 효과를 포함하는 함수 G로 표현할 수 있다.

$$\frac{1}{M^2} \frac{dM^2}{dx} = \frac{G(x)}{1 - M^2} \quad (19)$$

여기서,

$$G(x) = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \left[-2 \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} + (1 + \gamma M^2) \frac{1}{T_0} \frac{dT_0}{dx} \right] \quad (20)$$

음속점을 지나는 유동방정식을 계산할 때 발생하는 특이점에서 수학적으로 부정이 되는데, 분모가 영이 될 때 분수가 영이 되어야 하는 것이다. 이는 M=1.0 일 때 함수 G=0 임을 의미한다. L'Hôpital 규칙을 사용하면 Eq. 19는

$$\left(\frac{1}{M^2} \frac{dM^2}{dx} \right)^* = \frac{(dG/dx)^*}{(dM^2/dx)^*} \quad (21)$$

Equation 19로부터 G(x)>0이면 마하수가 1로 접근하게 되고, G(x)<0은 마하수 1로부터 멀어지게 된다. 따라서 음속점을 통해 함수 G는 M<1 일 때 초기에 양의 값이 되어야 하고, M=1 일 때 영이 되며, M>1 일 때 음의 값이 되어야 한다. 본 연구에서는 이러한 음속점을 포함하는 계산에서 음속점에 근접한 임의의 위치, x_s 에서 M=1에 접근하는 해를 구하고, singularity를 가로질러 전진하게 되는 $dG(x_s^{-1})/dx$ 평가하기 위해 shooting method를 사용한다.

유동의 수치적인 적분은 덕트 위치 $3a$ 에서의 마하수 M_{3a} 의 가정에 의해 isolator 하류로 진행되고, 이 마하수는 결과적으로 예상되는 위치에서 초킹을 가져오게 된다. Shooting method를 수행하기 위해서 현재 시점의 반복계산 해와 정해의 차이에 대해서 heuristic 함수, y^i 를 사용하여 판정한다. y 값은 현재 추측값 M_{3a}^i 으로부터 연소기 입구에서의 마하수 M_{3a} 에 대한 방향과 거리를 나타낸다.

$$y^i = \begin{cases} x_s^{i-1} - x_{M_{\max}}^i & \text{if choking occurs} \\ M_{\max}^i - 1 + \epsilon & \text{otherwise} \end{cases} \quad (22)$$

여기서 $x_{M_{\max}}$ 는 덕트 내의 최대 마하수의 위치를 나타내고, x_s^i 는 음속 위치의 i 번째 반복계산에서 최선의 추정위치이고, M_{\max}^i 는 전체 아음속 유동해에 도달한 최대 마하수이다. ϵ 은 수렴오차를 의미한다.

2.4 노즐 모델

노즐 해석 모델은 앞 절의 흡입구 모델과 유사하게 2차원 초음속 유동모델이 사용된다[8]. 노즐 유동해석 모델은 경계층 모델, 경사충격파 모델, 팽창파 모델, 웨이브 상호작용을 해석하기 위한 Riemann 문제 해석 알고리즘이 포함된다. 스크램제트 노즐 유동해석은 기본적으로 특성곡선 방법(MOC)이 사용되고, 연소가스의 화학종 재결합을 고려하는 유한화학반응 모델이 포함된다. 노즐 유동영역은 유선을 따라 1차원, 일정 단면적 보존방정식을 통해 해석된다.

3. 성능 해석 결과

본 연구에서 비행 마하수 4에서 6까지 운용되는 이중모드 스크램제트 엔진에 대하여 개발된 해석모델을 사용하여 성능해석을 수행하였다.

3.1 흡입구

Figure 6은 마하수 5, 받음각 0° , 고도 25 km 조건에서 흡입구 형상별 마하수 분포를 보여주며, Figure 7은 마하수 6, 받음각 0° , 고도 27 km 조건에서 흡입구 형상별 마하수 분포를 보여 준다.

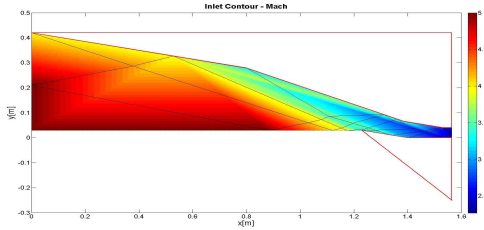


Fig. 6 Mach No. contours for inlet variants at $M=5$, $AoA=0^\circ$, $H=25$ km;

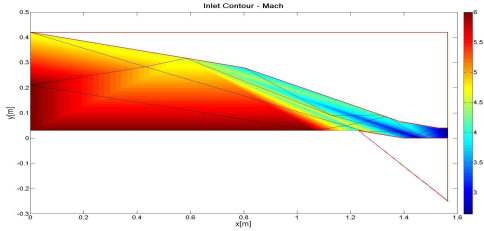


Fig. 7 Mach No. contours for inlet variants at $M=6$, $AoA=0^\circ$, $H=27$ km

3.2 연소기

Figure 6은 본 연구에서 고려된 이중모드 스크램제트 엔진의 isolator와 연소기 개략도를 보여 준다. Isolator의 길이는 연소기 작동조건과 자유 흐름에 근거한 램모드에 따라 변화하며, PCST 해석 코드는 아음속에서 초음속 유동조건으로의 천이를 위한 램모드의 입구 조건을 제시하게 된다. Isolator 출구는 연소기 입구로서, 면적은 PCST 코드로부터 얻어진 isolator 출구에서의 유효면적을 의미한다. 연소기의 유효 단면적은 이러한 입구조건에서 연소기의 확대 시작위치까지

선형적으로 다시 증가하는 것으로 가정하였다.

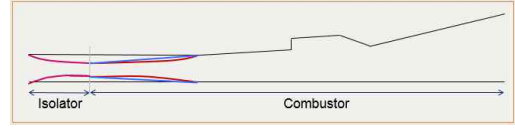


Fig. 8 Domain for isolator and combustor

주어진 계산영역에 대하여 Jet-A 연료의 유한 화학반응을 고려하여 성능해석을 수행하였다. Figure 9는 계산된 연소기내 화학종 질량분포를 보여주며, Fig. 10과 Fig. 11은 램모드에서 isolator와 연소기내의 마하수와 압력 분포를 보여 준다.

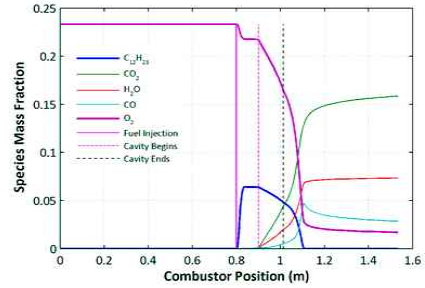


Fig. 9 Variation of species mass fractions

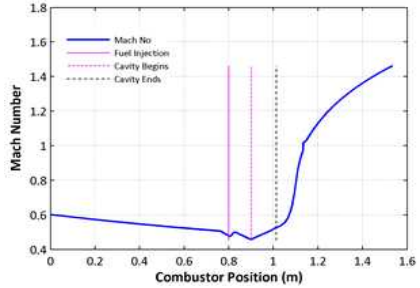


Fig. 10 Variation of Mach number

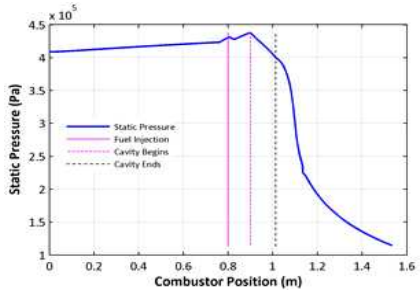


Fig. 11 Variation of static pressure

3.3 노즐

스크램제트 노즐에 대하여 유한화학반응을 고려한 개발된 MOC 코드를 사용하여 성능해석을 수행하였다. Fig. 12와 Fig. 13은 본 연구에서 고려된 노즐에서 계산된 특성곡선과 마하수 분포를 보여준다.

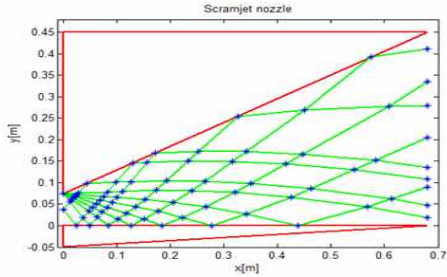


Fig. 12 MOC lines for nozzle

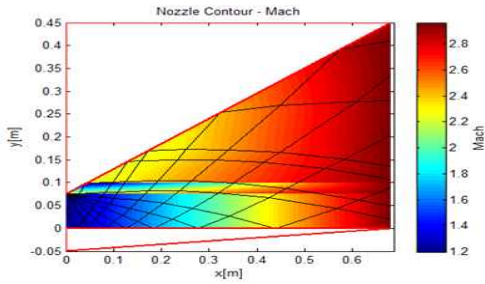


Fig. 13 Mach No. contours for nozzle

3.4 엔진 통합 모델 및 해석

앞 절에서 제시한 흡입구, isolator와 연소기, 노즐에 대한 모델들을 엔진 전체 성능해석을 위해 하나로 통합되었다. 해석 코드의 시퀀스는 Fig. 14와 같다. 통합된 해석 코드를 검증하기 위해 본 연구에서 설계된 이중모드 스크램제트 엔진의 flowpath 형상은 Fig. 15와 같다.

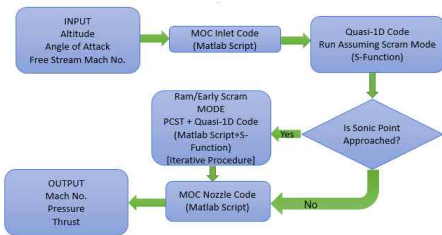


Fig. 14 Variation of Mach number

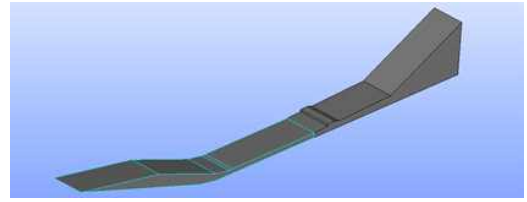


Fig. 15 Dual-mode scramjet engine flowpath

Figure 16은 설계된 엔진의 램모드 모드에서의 마하수와 압력분포를 보여준다. 연소기 입구에서 마하수는 PCST에 의해 아음속 상태가 되었다가, 연소기에서 초음속으로 천이되어 노즐로 팽창되는 결과를 보여준다.

Figure 17은 스크램 모드에서의 계산결과를 보여주는데, 마하수가 흡입구에서 연소기까지 감소하는 경향을 보여주지만, 초음속 유동을 유지하고 있음을 알 수 있다.

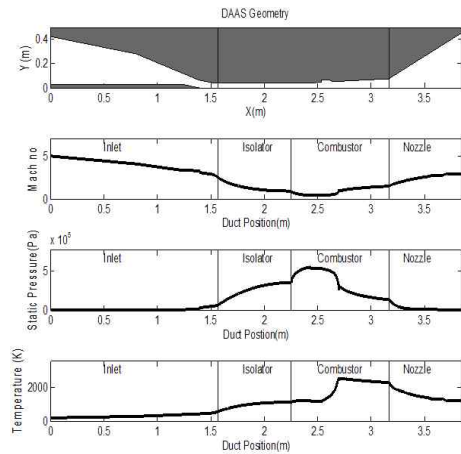


Fig. 16 Mach No., Pressure and Temperature for ram mode calculation

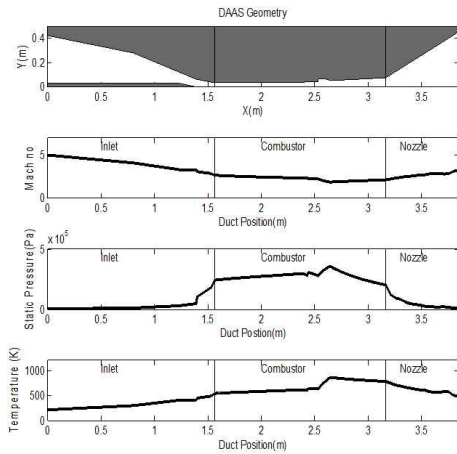


Fig. 17 Mach No., Pressure and Temperature for scram mode calculation

4. 결론

본 연구를 통해 이중모드 스크램제트 엔진 flowpath를 구성하는 흡입구, isolator, 연소기 및 노즐에 대한 물리적 이해와 성능해석을 위한 도구를 개발하였다. 개발된 해석 도구를 사용하여 예비 설계된 이중모드 스크램제트 엔진에 대한 성능해석을 수행하였다. 본 연구에서 개발된 엔진 모델 해석 도구는 이중모드 스크램제트 엔진의 성능특성을 파악하고, 기본적인 성능해석에 유용하게 사용될 수 있을 것이다.

참고 문헌

1. Andreadis, D., "Scramjet Engines Enabling The Seamless Integration of Air & Space Operations," Pratt & Whitney Space Propulsion, Hypersonics, West Palm Beach, FL., 2005

2. Dalle, D. J., Fotia, M. L., and Driscoll, J. F., "Reduced-Order Modeling of Two-Dimensional Supersonic Flows with Applications to Scramjet Inlets," Journal Of Propulsion And Power, Vol. 26, No. 3, 2010, pp. 545-555.
3. Matsuo, K., Miyazato, Y., and Kim, H. D., "Shock Train and Pseudo-Shock Phenomena in internal gas flows," Progress in Aerospace Sciences, Vol. 35, No. 1, 1999, pp. 33-100
4. Torrez S. M., Dalle D. J., and Driscoll J. F., "New Method for Computing Performance of Choked Reacting Flows and Ram-to-Scram Transition," Journal Of Propulsion And Power, Vol. 29, No. 2, 2013, pp. 433-445.
5. Ikui, T., Matsuo, K., and Nagai, M., "The Mechanism of Pseudo-Shock Waves," Bulletin of the JSME, Vol. 17, No. 108, 1974, pp. 731-739.
6. O'Brien, T., Starkey, R. and Lewis, M., "Quasi-One-Dimensional High Speed Engine Model with Finite Rate Chemistry," Journal of Propulsion and Power, Vol. 17, No. 6, 2001, pp.1366-1374.
7. Torrez S. M., Driscoll, J. F., Ihme, M., and Fotia, M. L., "Reduced-Order Modeling of Turbulent Reacting Flows with Application to Ramjets and Scramjets," Journal Of Propulsion And Power, Vol. 27, No. 2, 2011, pp. 371-382.
8. Dalle, D. J., Torrez, S. M., and Driscoll, J. F., "Rapid Analysis of Scramjet and Linear Plug Nozzles," Journal of Propulsion and Power, Vol. 28, No. 3, 2012, pp. 545-555.