



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(11), 909-917(2021)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.11.909>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

근사 1차원 솔버를 이용한 이중모드 램제트 연소실 해석

양재훈¹, 남재현¹, 강상훈², 여재익³

Numerical Investigation of Dual Mode Ramjet Combustor Using Quasi 1-Dimensional Solver

Jaehoon Yang¹, Jaehyun Nam¹, Sanghun Kang² and Jai-ick Yoh³Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University^{1,3}Aerospace System Engineering, Sejong University²

ABSTRACT

In this work, a one-dimensional combustor solver was constructed for the scramjet control model. The governing equations for fluid flow, Arrhenius based combustion kinetics, and the injection model were implemented into the solver. In order to validate the solver, the zero-dimensional ignition delay problem and one-dimensional scramjet combustion problem were considered and showed that the solver successfully reproduced the results from the literature. Subsequently, a ramjet analysis algorithm under subsonic speed conditions was constructed, and a study on the inlet Mach number of the combustor was carried out through the thermal choking locations at ram conditions. In such conditions, a model for precombustion shock train analysis was implemented, and the algorithm for transition section analysis was introduced. In addition, in order to determine the appropriateness of the ram mode analysis in the code, the occurrence of an unstart was studied through the length of the pseudo-shock in the isolator. A performance analysis study was carried out according to the geometry of the combustor.

초 록

본 연구에서는 스크램제트 제어모델 정립을 위한 1차원 연소기 해석 솔버가 구축되었다. 유체에 대한 지배방정식 및 아레니우스 식 기반의 연소모델, 연료분사모델이 솔버 내에 구현되었으며, 해석이 수행되었다. 솔버의 검증을 위하여 0차원 점화 지연 문제 및 1차원 스크램제트 연소해석 문제가 도입되었으며, 현 솔버가 선행 문헌의 결과들을 성공적으로 재현해 내고 있음을 확인하였다. 이어서 아음속 조건에서의 해석을 위한 램제트 해석 알고리즘이 구축되었으며, 열질식 위치를 통해 램제트 조건에서 연소기 입구 마하수를 확정하는 해석이 수행되었다. 램조건에서 PCST (precombustion shock train) 해석을 위한 모델이 도입되었으며, 천이구간 해석을 위한 알고리즘이 도입되었다. 또한 코드 내 램모드 해석의 적절성을 판단하기 위해 격리부 내 의사충격과 길이를 통해 불시동 발생 여부가 분석되었다.

Key Words : Scramjet(스크램제트), Ramjet(램제트), Ram-Scram transition(램-스크램 천이), Hydrogen(수소)

† Received : October 5, 2020 Revised : October 25, 2021 Accepted : October 26, 2021

¹ Graduate Student, ^{2,3} Professor

³ Corresponding author, E-mail : jjyoh@snu.ac.kr, ORCID 0000-0002-5622-8368

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

Nomenclature

ρ	= 밀도	MW	= 분자량
\dot{m}	= 질량 유량	k_f	= 정반응 속도
U	= 유속	v_{ij}'	= 반응물의 이론 반응 계수
A	= 연소실 단면적	v_{ij}''	= 생성물의 이론 반응 계수
γ	= 비열비	C_i	= i 화학종의 농도
M	= 마하수	\dot{m}_{f0}	= 분사구에서 주입되는 연료 질량 유량
C_f	= 마찰 계수	η_m	= 혼합효율
D	= 수력학적 직경	\dot{m}_f	= 반응에 관여하는 연료 질량 유량
ϵ	= 연료 주입방향 계수	L_j	= 주입구 길이
T	= 온도	L_{mix}	= 혼합 길이
\overline{MW}	= 평균 분자량	M_c	= 대류 마하수
Y_i	= i 화학종의 질량분율	w	= crocco 수
$\dot{m}_{i,added}$	= 주입된 i 화학종의 질량유량	c	= shock train 길이 상수
c_p	= 열용량		
h_i	= i 화학종의 비엔탈피		
h_0	= 총엔탈피		
T_{aw}	= 단열상태 벽온도		
T_w	= 벽온도		
Pr	= 프란틀 수		
ω_i	= i 화학종의 생성 속도		
R	= 기체상수		

Subscripts

f	= 연료
a	= 공기
0	= 격리부 입구
1	= 연소기 입구
2	= 일정 단면적의 연소기 끝 부분

1. 서 론

스크램제트, 램제트 엔진과 같은 초음속 추진기관 연구가 국내외에서 활발히 이루어지고 있다. 대표적으로 NASA에서 연구 중이며, 2010년에 초도비행에 성공한 X-51 비행체를 예로 들 수 있다. 또한 호주에서 진행 중인 HyShot 프로젝트는 HyShot II, HyShot IV 등의 성공적인 비행시험 결과를 보고하였으며, 이를 바탕으로 한 많은 실험 및 해석 연구가 수행된 바 있다. 이와 같은 초음속 추진기관 내부 유동 특성의 해석을 위해 전산유체역학(CFD) 기반의 난류연소 해석 솔버가 이용된다. 대표적으로 Furby 등은 약 640만 개의 비정렬 격자들을 사용하여 strut type 분사구로 구성된 초음속 연소기를 성공적으로 해석한 바 있다[1]. 이와 같은 3차원 난류 유동의 초음속 연소해석은 병렬 연산을 이용하여 주로 수행되며 높은 정확도를 보장한다는 장점이 있다. 그러나 추진시스템의 설계 고도에 적합한 최적 추력과 당량비의 결정을 위해서는 여러 조건에서의 해석이 요구되며, 고성능 컴퓨터와 오랜 해석 시간을 요구하는 3차원 전산유체역학 해석은 부적절하다. 이에 따라 0~1차원 환경에서 해석 조건을 간소화한 lumped 모델들이 개발되었다. 대표적으로 Chavez[2] 등은 연소기 및 노즐 해석에 적합한 3개 질점으로 구성된 0차원 모

델을 제시한 바 있다. 이와 유사하게 Bolender 등[3]은 초음속 엔진의 해석에 적합한 비선형 모델을 제시하였다. 이와 같은 간소화 모델들은 빠른 해석을 수행할 수 있다는 장점이 있으나 연소와 관련된 수식을 직접 계산하지 않아 부정확할 가능성이 있다는 한계가 있다. 이를 보완하기 위하여 Torrez[4] 등은 아레니우스 모델을 기반으로 한 연소해석 기법을 1차원 솔버 내에 도입하여 해석 모델을 구축한 바 있다. 이에 대하여 실험 결과가 존재하는 연소기-노즐 형상을 대상으로 한 결과가 도출되었으며, 성공적인 검증이 수행되었다. 또한, Birzer[5] 등은 strut type injector 기반의 분사모델을 적용한 근사 1차원 연소 해석 모델을 구축하였다.

국내의 lumped 모델을 이용한 이중모드 공기흡입 추진시스템 해석은 여러 사례들이 보고되어 있으며, 연소효율을 온도 및 당량비에 대한 함수로 단순화하여 연소해석을 진행한 바 있다. Choi[6] 등은 Taylor-Maccoll 유동관계식과 Quasi 1-D 모델을 적용하여 이중연소 램제트 모델에 대해 연구를 진행하였으며, 추력을 계산하였다. Kim[7] 등은 유한화학반응 모델과 화학평형 모델을 스크램제트 1차원 해석 모델에 적용시켜 차이에 대해 연구한 바 있다. 본 연구에서는 대상 비행체의 설계를 위한 연소해석을 위하여 1차원 지배방정식 및 strut type injector 기반의 분사모델,

그리고 국내 최초로 유한요소 화학반응 기반의 램-스크램 이중모드 공기흡입 추진시스템 솔버 개발 및 알고리즘에 대한 연구가 수행되었다. 또한 보다 정확한 해석을 위하여 추진시스템의 면적을 고려한 준 1차원 해석이 진행되었고 아레니우스 식 기반의 다단계 화학반응식 해석 및 검증작업이 수행되었다. 이어서 열질식 현상을 고려한 이중램제트 추진시스템에 대한 해석이 수행되었으며, 관련 내용이 제시되었다.

II. 본 론

2.1 1차원 해석 프로그램의 작성과 검증

2.1.1 이중모드 램제트 연소실 모델링

정확한 추진시스템의 추력 해석을 위해서는 밀도 기반의 3차원 전산유체역학 해석이 요구된다. 그러나 경제최적화에 요구되는 추력테이블의 작성 및 최적당량비를 파악하기 위해서는 빠른 계산이 요구되며, 1차원 이하의 간소화된 해석이 필요하다. 이에 따라 본 연구에서는 선행 문헌[4]을 바탕으로 한 1차원 지배방정식 모델링이 이루어졌으며, 이에 대한 세부사항은 다음과 같다. 해석을 위하여 (1) 질량보존 식, (2) 나비에-스토크스 식, (3) 이상기체 상태방정식, (4) 평균 분자량 계산 식, (5) 연료 분사 관계식, (6) 에너지 방정식, (7) 화학종 방정식, (8) 화학종 생성속도 식들이 이용되었다. 풀이를 위하여 각각의 식들이 행렬화 되었으며, 완전 결합된 상태로 (fully coupled) 해석이 이루어졌다. 해석은 MATLAB 내에 내장되어 있는 ode23tb 솔버를 이용하여 진행되었다. ode23tb는 경직성 미분방정식 풀이에 적합한 trapezoidal method 기반의 솔버이며, 완전 결합된 유체 지배방정식의 풀이에 적합하다.

지배방정식의 완결을 위하여 식 (7), (8)에 대한 Arrhenius equation 기반의 연소해석 모델이 도입되었다. 연소해석 모델은 수소에 대하여 13개의 화학종과 33개의 아레니우스 방정식으로 구성된 반응모델이 선택되었다[8].

2.1.2 램-스크램 모드 전환 알고리즘

스크램제트의 효율적인 비행을 위해서는 고도와 속도 등 급격히 변화하는 비행조건들을 고려하여 안정적인 추력이 발생할 수 있도록 연소 상태를 유지하는 것이 필수적이다. 따라서 변화하는 비행조건 별로 적절한 추진시스템 모드를 설정하고 모드 전환 여부를 파악할 수 있는 알고리즘이 필요하다. 이중모드 램제트의 비행 모드로는 격리부에 강한 충격파가 발생하여 연소기로 유입하는 유동이 아음속인 램모드 그리고 유동이 연소기에 유입된 후 모든 구간에서 초음속으로 유지되는 스크램 모드가 존재한다. 이때, 스크램 모드에서의 연료 당량비 증가는 연소기 내부 마하수 감소로 인한 램 모드 천이로 이어진다.

$$\frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} = \frac{1}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} - \frac{1}{U} \frac{dU}{dx} - \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} \quad (1)$$

$$\frac{1}{U} \frac{dU}{dx} = \frac{-1}{\gamma M^2} \left(\frac{1}{p} \frac{dp}{dx} + \frac{2\gamma M^2 C_f}{D} + \frac{\gamma M^2 (1-\epsilon)}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} \right) \quad (2)$$

$$\frac{1}{p} \frac{dp}{dx} = \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} + \frac{1}{T} \frac{dT}{dx} - \frac{1}{\overline{MW}} \frac{d\overline{MW}}{dx} \quad (3)$$

$$\frac{d\overline{MW}}{dx} = -\overline{MW}^2 \sum_i \left(\frac{1}{\overline{MW}} \frac{dY_i}{dx} \right) \quad (4)$$

$$\frac{d\dot{m}}{dx} = \sum_i \left(\frac{d\dot{m}_{i,added}}{dx} \right) \quad (5)$$

$$\frac{dT}{dx} = \frac{1}{c_p} \left[-\sum_i \left(h_i \frac{dY_i}{dx} \right) + \frac{1}{\dot{m}} \sum_i \left(h_i \frac{d\dot{m}_{i,added}}{dx} \right) - \frac{h_o}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} - \frac{2C_f c_p (T_{aw} - T_w)}{\text{Pr}^{2/3} A} - U \frac{dU}{dx} \right] \quad (6)$$

$$\frac{dY_i}{dx} = \frac{\dot{\omega}_i \overline{MW}_i A}{\dot{m}} + \frac{1}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}_{added}}{dx} - \frac{Y_i}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} \quad (7)$$

$$\dot{\omega}_i = \frac{dC_{Q_i}}{dt} = \sum_j k_{f,j} (v_{ij}'' - v_{ij}') \prod_i C_i^{v_{ij}'} \quad (8)$$

램 모드의 경우 연소실 유동이 아음속이 되기 위해서 격리부에서 예연소 충격파열(Precombustion shock train)이 발생하며 스크램제트 내부에 열질식이 발생하지만 스크램 모드에서는 내부에 열질식이 발생하지 않는다. 따라서 램 모드 해석에서는 스크램 모드의 해석과는 달리 격리부와 연소기의 상호작용을 고려해야 한다. 스크램 모드는 격리부 내부 예연소 충격파열(Precombustion shock train)의 유무로 Late Scram mode와 Early Scram mode로 나뉜다. Late scram mode일 경우 Early Scram mode, Ram mode에 비해 격리부 내부 경계층 두께도 매우 작고 박리된 유동 또한 무시할 수 있을 만큼 작다. 따라서 Late Scram mode에서 격리부 구간에 예연소 충격파열이 없어 흡입구 출구 조건과 격리부 출구 조건이 동일하다는 가정을 할 수 있지만 Early scram mode의 경우 격리부 내에 예연소 충격파열이 존재하므로 격리부의 박리된 유동 및 예연소 충격파열을 고려한 계산이 수행되어야 한다.

모드 전환의 기본적인 알고리즘은 Fig. 1과 같다[9]. 먼저, 주어진 비행조건을 통해 흡입구 출구 값들이 정해지면 주어진 비행조건이 Late Scram mode이며 예연소 충격파열이 존재하지 않는다고 가정한다[4,10]. Late Scram mode의 해석에서는 격리부 내에서 충격파로 인한 압력변화가 존재하지 않으므로 흡입구 출구 조건과 격리부 출구 조건이 동일하다고 가정할 수 있다.

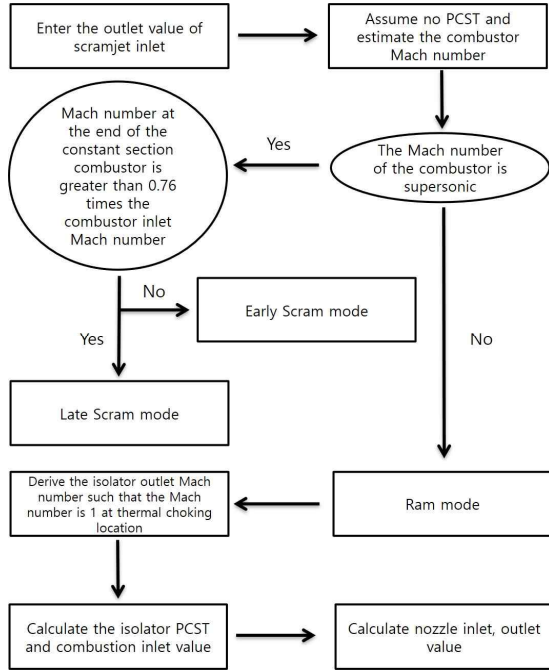


Fig. 1. Ram-Scram transition algorithm

흡입구 출구 값을 연소기 솔버에 입력 값으로 넣고 해석을 진행했을 때 연소기 내부 마하수가 1 이하로 내려가는 부분이 존재하지 않고 일정 단면적 연소기의 끝부분에서 마하수가 연소기 마하수의 0.76 배보다 크다면 처음 가정했었던 Late Scram mode가 참이라고 가정한다. 만약 연소기 내부 마하수가 1 이하로 내려가는 부분이 존재하지 않지만, 식 (9), (10) 과 같이 일정 단면적 연소기의 끝부분에서 마하수가 연소기 마하수의 0.76배보다 작다면 주어진 조건은 Early Scram mode로 해석을 진행해야 한다. Early Scram mode에서는 choking은 일어나지 않지만 격리부 내부 충격파가 고려된 계산이 이루어져야 한다.

Early Scram mode로 판별이 되었을 때 연소기 입구의 마하수는 식 (10)의 범위에서 iteration을 통하여 구한다. 가정한 마하수로 식 (11)을 통하여 연소기 입구에서의 압력을 구할 수 있으며, 격리부 내부 충격파 관계식을 풀어 연소기 입구에서의 온도와 밀도를 추가적으로 구한다. 식 (11)은 격리부 내부의 경계층으로 인한 박리된 유동(seperated flow)이 고려된 압력 관계식이다[11]. 격리부 내부에서는 경계층의 영향으로 박리된 유동이 발생하여 격리부 내부 유효 단면적이 변화하는 현상이 발생한다. 그 후 연소기 내부 해석을 진행하여 일정 단면적의 연소기 끝 부분에서 마하수가 연소기 입구 마하수의 0.76배보다 작고 1보다 클 경우 iteration을 종료한다.

연소기 내부 마하수 값이 1 이하인 부분이 발생할 경우 주어진 조건은 Ram mode로 해석을 진행한다. 램솔버로 해석 시 열질식이 일어나는 부분을 찾아야 하는데 열질식 현상은 유동에 열출입이 있을 때 압

$$0.76M_1 > M_2 > 1 \tag{9}$$

$$M_1 > M_2 > 1.05 \tag{10}$$

$$\frac{p_1}{p_0} = 1 + \gamma^2 M_0^2 - \gamma M_0 M_1 \sqrt{\frac{1 + [(\gamma - 1)/2] M_0^2}{1 + [(\gamma - 1)/2] M_1^2}} \tag{11}$$

$$\frac{1}{M^2} \frac{dM^2}{dx} = -\frac{2[1 + (\gamma - 1)/2] M^2}{1 - M^2} \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} + \frac{(1 + \gamma M^2)1 + [(\gamma - 1)/2] M^2}{(1 - M^2)} \frac{1}{T_0} \frac{dT_0}{dx} \tag{12}$$

$$G = (1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2) [-2 \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} + (1 + \gamma M^2) \frac{1}{T_0} \frac{dT_0}{dx}] \tag{13}$$

$$\frac{1}{M^2} \frac{dM^2}{dx} = \frac{G(x)}{1 - M^2} \tag{14}$$

$$G = (1 - \frac{\rho u^2}{\gamma p}) (\frac{2}{u} \frac{du}{dx} + \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} - \frac{1}{p} \frac{dp}{dx}) \tag{15}$$

$$\sqrt{\frac{1 + [(\gamma - 1)/2] M_0^2}{\gamma M_0^2 - [(\gamma - 1)/2]}} < M_1 \tag{16}$$

$$M_1 < 1 - 10\epsilon \tag{17}$$

축성 효과에 의해 유동이 가속 또는 감속하여 마하수가 1로 변하는 현상을 의미한다. 열질식이 발생하는 위치는 G와 마하수에 대한 식 (12)-(15)로부터 찾을 수 있다. G는 참고문헌[9]에서 제시된 강제함수로써 마하수에 관한 1차원 방정식 (12), (13) 우측의 항이며 식 (14)로 정리된다. dT_0/dx 항이 모르는 값일 경우 G는 식 (15)로 나타낼 수 있으며, 열질식이 발생하는 위치를 찾게 되면 해당 지점에서 연소기 내부 마하수가 1이 되도록 하는 연소기 입구의 마하수를 찾는다. 연소기 입구의 마하수는 아래 식 (16), (17)의 범위 내에서 반복 계산을 진행한다. 이때, ϵ 은 0.005이다. 연소기 입구의 마하수를 찾은 후 P와 마하수 관계식 (11)로부터 연소기 입구 압력이 도출된다[11]. 연소기 입구의 온도와 압력, 밀도 값은 흡입구 출구 값을 통해 도출되며, 주어진 대상 모델에 대해 연소기와 노즐 부분 계산을 진행한다.

2.1.3 근사 1차원 해석 프로그램의 검증

지배방정식의 해석에 앞서, 연소 해석 부분의 검증이 수행되었다. 현 솔버는 1차원 정상상태 유동의 해석이며 1개의 차원에 대해 결과가 도출된다. 검증을 위해 1개의 질점에 대한 이상기체 상태방정식 및 에너지 방정식, 화학종 방정식 등의 0차원 비정상(transient) 지배방정식이 고려되었다. 연소해석 모델은 솔버에서 선택된 Jachimowski의 수소에 대한 13개의 화학종과 33개의 아레니우스 방정식이 사용된 점화

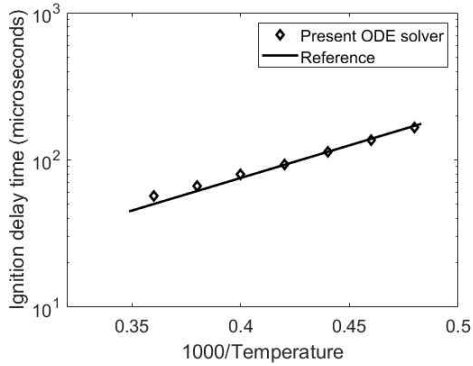


Fig. 2. Ignition delay time profiles for various initial temperatures

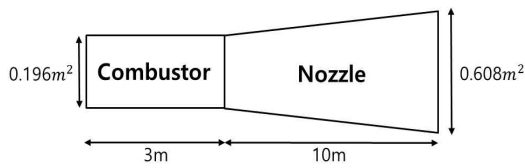


Fig. 3. Schematic of computational domain in [4]

지연 해석 결과가 존재하지 않아 수소에 대하여 11개의 화학종과 30개의 아레니우스 방정식으로 구성된 반응모델이 선택되었다[12].

참고문헌[12]에서 주어진 점화지연 시간문제에 대하여 해석이 수행되었으며 CO₂의 농도가 일정 기준 (3×10^{16} molecules/m³)을 넘어서는 지점을 점화의 기준으로 정하였다. 점화지연 해석은 1차원 해석에 사용한 것과 동일한 ode23tb 솔버를 사용하여 진행되었으며, 이에 대한 결과는 Fig. 2와 같다. 결과에 따르면 초기 온도가 감소함에 따라 점화지연 시간이 로그스케일로 증가하였다. 이는 문헌에서 제시된 결과와 비교적 동일하였으며, 현 솔버 내에서 사용되는 모델과는 다른 모델이지만 연소해석 모델이 코드 내에 정확하게 구현되었음을 확인할 수 있다.

이어서 코드 내에 구현된 지배방정식과 해석 솔버의 검증에 위하여 선행 문헌과의 비교가 이루어졌다. 해석 대상은 미시건 대학교에서 실험적, 해석적인 연구가 이루어진 연소기-노즐 모델[4]을 바탕으로 하였으며, 이에 대한 세부사항은 Fig. 3과 같다. Fig. 3에서와 같이 검증을 위한 연소해석은 연소기 입구부터 노즐 출구까지를 고려하여 진행되었다. 해석은 당량비 0.2의 조건에서 수행되었으며, 이에 대한 세부사항은 Table 1과 같다. 이에 대한 결과는 Fig. 4와 같다. 위의 결과에 따르면 현 코드의 해석 결과가 동일 조건에서 수행한 선행 문헌의 결과를 비교적 잘 재현해내었다. 화염한계점에 해당하는 L_m 구간까지 지속적으로 연소가 진행되며, 이에 따라 해당 구간에서 온도와 압력이 지속적으로 상승하고 속도가 하강하였다.

이어서 화염한계점 이후에는 연소기 내에서 연소가 발생하지 않음에 따라 물성치들이 일정한 값을

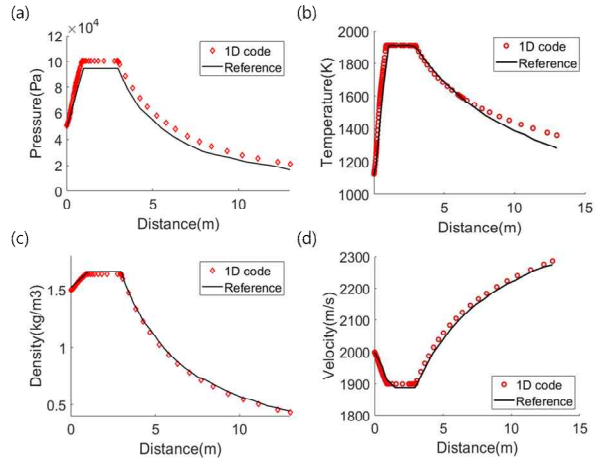


Fig. 4. Comparison of computational results of (a) density, (b) temperature, (c) pressure, (d) velocity with the reference [4]

Table 1. Initial conditions for solver validation

Combustor inlet velocity	2,000 m/s
Combustor inlet density	1.5 kg/m ³
Combustor inlet pressure	0.5 MPa
Injector diameter	8 mm
Injector length	219.0 mm
Mixing length	7 mm

유지하였다. 마지막으로 $X > 3m$ 에 해당하는 노즐 구간에서는 팽창부의 존재에 따라 속도가 급격하게 증가하며 압력, 온도가 감소하는 결과가 도출되었다. 전반적인 결과에서 약간의 오차가 온도와 속도 등에서 확인되었으며, 이는 참고문헌과 다른 연소모델 및 분사모델의 사용에 따른 것으로 판단된다.

2.2 근사 1차원 연소해석

2.2.1 Late Scram mode에서의 연소해석

선행문헌에서의 결과와 비교검증이 진행된 후 Scram mode에서 연소해석이 수행되었으며 이에 대한 개략도는 Fig. 5와 같다.

해석은 흡입구 출구 조건을 input으로 받아 수행되었으며, 해석에 앞서 연소기 내부에서 분사되는 제트 연료에 대한 모델링이 이루어졌다. 제트 연료의 분사 방식은 실험값에 대해 널리 알려졌고 분사가 연소기 내부 유동전체에 영향을 미치는 장점을 가진 strut type으로 가정되었으며[13], 해당 분사모델에 대한 모델링이 완료되었다. 분사모델은 실험을 기반으로 하여 Birzer와 Doolan에 의하여 제작되었으며, 이에 대한 세부사항은 식 (18)-(24)와 같다[5]. 또한 연료에 대해 유한화학반응 모델은 Jachimowski의 수소-공기의 33단계 반응모델이 적용되었다[8].

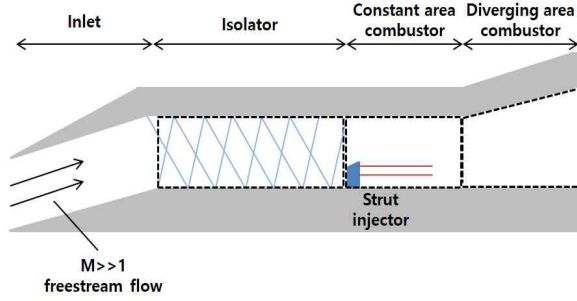


Fig. 5. Schematic of a dual mode ramjet

$$\dot{m}_f = \eta_m \dot{m}_{f0} \tag{18}$$

$$\frac{d\dot{m}_f}{dx} = \dot{m}_{f0} \frac{d\eta_m}{dx} \tag{19}$$

$$\eta_m = a(1 - e^{-(kx)^d}) \tag{20}$$

$$\bar{x} = \frac{x - L_j}{L_{mix}} \tag{21}$$

$$M_c = \frac{U_f - U_a}{a_f + a_a} \tag{22}$$

$$f(M_c) = 0.25 + 0.75e^{-3M_c^2} \tag{23}$$

$$\left(\frac{L_{mix}}{d_f}\right) = \frac{K^*}{f(M_c)} \left(\frac{\rho_f U_f}{\rho_a U_a}\right)^{1/2} \tag{24}$$

$$\frac{C_{p,k}^0}{R} = a_{1k} + a_{2k} T_k + a_{3k} T_k^2 + a_{4k} T_k^3 + a_{5k} T_k^4 \tag{25}$$

$$\frac{H_k^0}{RT_k} = a_{1k} + \frac{a_{2k}}{2} T_k + \frac{a_{3k}}{3} T_k^2 + \frac{a_{4k}}{4} T_k^3 + \frac{a_{5k}}{5} T_k^4 + \frac{a_{6k}}{T_k} \tag{26}$$

Table 2. Considered flight condition

Altitude	25 km
Flight Mach number	5.844
AOA	4°

Table 3. Isolator, combustor inlet conditions

Density	0.377 kg/m ³
Temperature	609.6K
Pressure	6.630 × 10 ⁴ Pa
Velocity	1.503 × 10 ³ m/s
Mach number	3.037

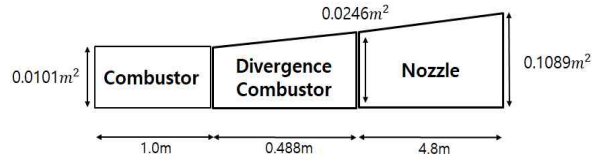


Fig. 6. Schematic of a computational domain (Target model)

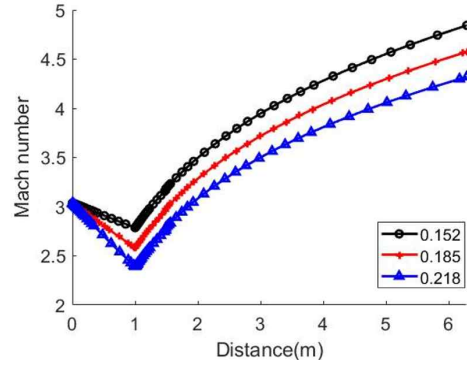


Fig. 7. Comparison of computational results of different equivalence ratio at late scram mode

이때 a , k , d , K^* 는 실험적으로 결정된 상수로서 각각 $a = 1.06492$, $k = 3.69639$, $d = 0.80586$, $K^* = 390$ 이다. 계산을 위해 주입구 길이 L_j 및 혼합 길이 L_{mix} 가 선행 문헌을 바탕으로 정의되었다. 계산에 앞서 대류 마하수 M_c 가 연료 및 공기의 속도, 음속을 바탕으로 정의되었다. 이어서 L_{mix} 는 연료 및 공기의 속도와 밀도 그리고 대류 마하수를 바탕으로 식 (24)와 같이 계산되었다. 위의 식들을 바탕으로 분사에 의한 유동구배인 $\frac{d\dot{m}_f}{dx}$ 가 계산되었으며, 1차원 지배방

정식의 $\frac{d\dot{m}_{i,added}}{dx}$ 항에 해당 값이 추가되었다. 화학종 방정식을 풀기 위한 c_p 와 h_i 는 다음과 같은 식 (25), (26)으로 계산되었다[14]. 화학종 k 에 대한 c_p 와 h_i 를 구하기 위한 상수 값 a_{nk} 는 NASA의 polynomial coefficient를 사용하였다[15]. Late Scram mode 해석이 이루어진 형상과 비행조건, 격리부 입구, 연소기 조건은 Fig. 6, Table 2, 3과 같다. 본 연구에서는 격리부 및 연소기 내부 유동의 변화를 분석하기 위하여 흡입구 출구 유동 및 격리부 입구조건을 참고 문헌의 SC01-A 모델을 사용해 분석하였다[16]. 해석 결과는 Fig. 7과 같다. 당량비 0.152, 0.185, 0.218 조건에서 해석이 진행되었으며, 당량비를 증가시킬 시 연소기 내부 전반적인 마하수의 감소, 압력의 증가를 확인할 수 있었다. 특정 값 이상으로 당량비가 증가할 시 Early Scram mode로 해석이 진행되었다. 대상 모델에서 분사기의 위치인 0m 지점에서부터 연료의

분사 및 혼합, 연소로 인한 마하수의 감소를 확인할 수 있었으며 확장형 단면적이 시작되는 1m 부분에서부터 팽창부로 인한 마하수의 급격한 증가를 확인할 수 있었다. 확장형 단면적에서의 해석과 동일하게 1.488m 지점 이후 노즐 영역에서도 내부 유동 마하수의 증가가 확인되었다.

2.2.2 Early Scram mode에서의 연소해석

다음으로 Early Scram mode에서의 연소해석이 이루어졌다. Early Scram mode는 앞서 언급된 식 (9)를 통해 Late Scram mode와 판별이 가능하다.

Early Scram mode 해석이 이루어진 형상과 격리부 입구조건은 Late Scram mode와 같은 조건인 Fig. 6, Table 2, 3과 같고 계산된 연소기 입구조건은 Table 4와 같다. 해석 결과는 Fig. 8과 같다. 당량비 0.283 조건에서 해석이 진행되었으며, 특정 값 이상으로 당량비가 증가할 시 연소기 내부 마하수가 1 이하인 지점이 발생하여 Ram mode로 해석이 요구되었다. Late Scram mode와 동일하게 분사기의 위치인 0m에서부터 연료의 분사 및 혼합, 연소로 인한 마하수의 감소가 확인되었으며, 일정 면적 연소기 이후 확장형 단면적의 연소기부터 팽창으로 인한 마하수의 증가가 확인되었다.

2.2.3 Ram mode에서의 연소해석

이어서 주어진 특정 비행조건에서 램 모드 연소해석이 이루어졌다.

연소해석을 위한 대상 모델은 Fig. 6과 같으며, 당량비는 0.426이다. 격리부 입구조건은 앞서 Early Scram mode, Late Scram mode 해석이 이루어진 표 2와 같고 계산된 연소기 입구조건은 Table 5와 같다. 연소해석을 위해 열질식이 일어나는 위치를 식 (15)를 통해 찾았으며 이에 대한 결과는 Fig. 9와 같다. 연소기 입구 마하수에 대한 반복 계산은 식 (16), (17)로 계산된 하한선인 0.47부터 상한선인 0.95 사이에서 진행되었으며, Fig. 10에서 나타난 것처럼 연소기 입구 마하수가 0.85일 때 예상되는 위치에서 열질식이 발생함을 확인할 수 있었다. Fig. 10에서 붉은색의 가로 선은 연소기 출구에서 마하수를 나타내는 선이며 붉은색의 세로 선은 연소기 내부에서 마하수가 1이 되는 지점을 나타내는 선이다. 열질식 위치 이후에서는 Rankine-Hugoniot 관계식을 사용해 상태량을 구한 후 확장 단면적의 노즐에 대해 해석이 수행되었다. 위의 결과에 따르면 현 코드의 결과가 선행논문[9]에서 소개되었던 알고리즘을 비교적 잘 재현해 냈음을 확인할 수 있었다. 램 모드해석에서는 연소실 내부 불안정한 연소로 인한 압력 상승이 격리부와 흡입구로 전달되면 이와 연계된 의사충격파로 인해 흡입구 불시동이 발생하게 된다. 따라서 램모드 해석 시 격리부의 길이와 의사충격파의 길이에 대한 비교가 필수적이다. 의사충격파 길이 L에 대한 식은

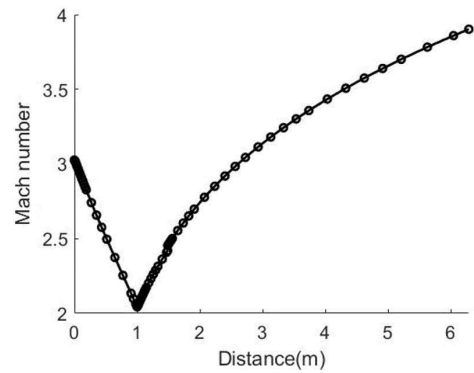


Fig. 8. Mach number plot of early scram mode

Table 4. Combustor inlet conditions (scram mode)

Density	0.375 kg/m ³
Temperature	612.2K
Pressure	6.588×10 ⁴ Pa
Velocity	1,501 m/s

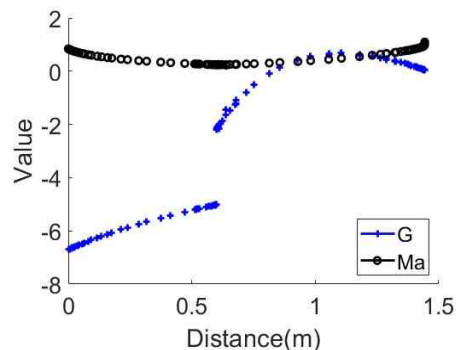


Fig. 9. Observed location of the thermal choking

Table 5. Combustor inlet conditions (ram mode)

Density	0.339 kg/m ³
Temperature	1,514K
Pressure	1.472×10 ⁵ Pa
Velocity	663.0m/s
Mach number	0.85

선행 연구에 의해 연구된 바 있으며[17], 이에 대한 세부사항은 식 (27), (28)과 같다. 이때, w는 crocco's number이며 아래첨자 0과 1은 각각 격리부 입구, 출구에서의 값을 의미한다. 그리고 D는 덕트의 유효 단면적이며, c는 선행연구에서 제시된 파라미터이다[17]. 주어진 대상 모델과 비행조건에 대해 불시동 계산을 진행한 결과는 Table 6과 같다. 표와 같이 의사충격파의 길이보다 격리부 전체 길이가 더 길어 불시동에 대한 문제는 존재하지 않음을 확인할 수 있었다.

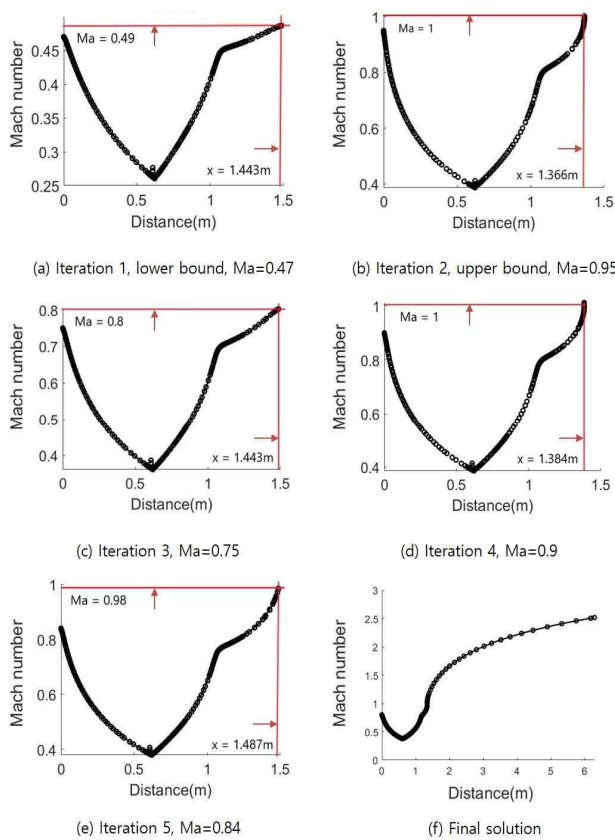


Fig. 10. Mach number profile during iterations. Plots show initial guesses of Combustor inlet Mach number

$$w = \frac{u}{\sqrt{2C_p T_0}} \quad (27)$$

$$L = \frac{D}{c} \ln \frac{w_0}{w_1} \quad (28)$$

Table 6. Unstart simulation details

Combustor Inlet Mach number	0.85
Isolator length (Dimensionless)	5
Pseudo shock length (Dimensionless)	3.587

III. 결 론

본 연구에서는 스크램제트 제어모델 정립을 위해 이중모드 램제트 해석이 가능한 1차원 연소해석 솔버가 구축되었다. 솔버의 검증은 위해 선행연구가 이루어졌던 연소기 모델에 대해서 초음속 연소 지배방정식을 풀어 코드의 적절성을 검증하였다. 대상 모델과 주어진 비행조건에 대해서 당량비의 변화를 통해 모드전환이 발생됨을 확인하였다. 이어서 램 조건에

서의 반복 계산을 통해 적절한 연소기 입구 마하수와 이에 부합하는 열질식 위치를 계산할 수 있었다. 램 조건의 해석을 수행할 때는 격리부 내부의 의사충격파로 인한 격리부 불시동에 대한 고려가 필수적이다. 이와 관련하여 주어진 조건에서 해석 수행 시 격리부의 길이가 의사충격파 길이보다 길어 불시동이 일어나지 않음을 확인하였다. 비행체 모델의 무게가 증가할수록 비행구간에서 요구되는 추력의 크기도 커지며 적용된 연소기 모델이 비행 시 요구되는 추력을 만족하는지의 여부는 추후에 진행될 연구에서 다뤄질 예정이다. 본 연구는 유체 및 연소에 대한 지배방정식을 도입하여 정밀화된 1차원 연소해석을 수행하였으며, 이는 국내의 독자적인 스크램제트 복합 추진 시스템 개발에 요구되는 이중모드 램제트 연소기 설계에 기여할 수 있다.

후 기

본 연구는 스크램제트 복합추진시스템 특화연구실 과제(과제코드: 16-106-501-035)의 지원을 받아 수행하였으며, 이에 감사드립니다.

References

- 1) Berglund, M. and Fureby, C., "LES of Supersonic Combustion in a Scramjet Engine Model," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 31, No. 2, 2007, pp. 2497~2504.
- 2) Chavez, F. R. and Schmidt, D. K., "Analytical Aeropropulsive/Aeroelastic Hypersonic-Vehicle Model with Dynamic Analysis," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 17, No. 6, 1994, pp. 1308~1319.
- 3) Bolender, M. A. and Doman, D. B., "Nonlinear Longitudinal Dynamical Model of an Air-Breathing Hypersonic Vehicle," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 44, No. 2, 2007, pp. 374~387.
- 4) Torrez, S. M., Scholten, N. A., Micka, D. J. and Driscoll, J. F., "A Scramjet Engine Model Including Effects of Precombustion Shocks and Dissociation," *44th AIAA Joint Propulsion Conference & Exhibit*, July, 2008, pp. 1~22
- 5) Birzer, C. and Doolan, C. J., "Quasi-One-Dimensional Model of Hydrogen Fueled Scramjet Combustors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 6, 2009, pp. 1220~1225.
- 6) Choi, J. H., Park, I. S., Gil, H. Y. and Hwang, K. Y., "Analysis of Dual Combustion Ramjet Using Quasi 1D Model," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 6, 2013, pp. 81~88.

- 7) Kim, S. K., Seo, B. G., Kim S. J., Sung, H. G., Byen, J. R. and Yoon, H. G., "Performance Design Techniques for Scramjet Engines with Finite-rate Chemistry Combustion Models," *34th Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, May, 2010, pp. 401~405.
- 8) Jachimowski, C. J., "An Analytical Study of the Hydrogen-Air Reaction Mechanism With Application to Scramjet Combustion," *NASA technical paper 2791*, 1988, p. 15
- 9) 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.
- 10) Le, D. B., Goynes, C. P. and Krauss, R. H., "Experimental Study of a Dual-Mode Scramjet Isolator," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 24, No. 5, 2008, pp. 1050~1057.
- 11) Heiser, W. H., Pratt, D. T., Daley, D. H. and Mehta, U. B., "Hypersonic Airbreathing Propulsion," American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1st Ed. Washington DC, 1994, pp. 342~346.
- 12) Saxena, P. and Williams, F. A., "Testing a Small Detailed Chemical-Kinetic Mechanism for the Combustion of Hydrogen and Carbon Monoxide," *Combustion and Flame*, Vol. 146, No. 1-2, 2006, pp. 316~323.
- 13) Pandey, K. M. and Sivasakthivel, T., "Recent Advance in Scramjet Fuel Injection - A Review," *International Journal of Chemical Engineering and Applications*, Vol. 1, No. 4, 2010, pp. 294~301.
- 14) Kee, R. J., Rupley, F. M., Meeks, E. and Miller, J. M., "CHEMKIN-III: A Fortran Chemical Kinetics Package for the Analysis of Gas-Phase Chemical and Plasma Kinetics," *SANDIA REPORT*, 1996, pp. 21~22.
- 15) Wakelyn, N. T. and McLain, A. G., "Polynomial Coefficient of Thermochemical Data for the C-H-O-N System," *NASA Technical memorandum*, 1975, pp. 14~28.
- 16) Lee, J. W. and Kang, S. H., "Design Improvement and Performance Evaluation of 2D Scramjet Inlet," *54th Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference* July, 2020, pp. 53~58.
- 17) Ikui, T., Matsuo, K. and Nagai, M., "The Mechanism of Pseudo-Shock Waves," *Bulletin of JSME*, Vol. 17, No. 108, 1974, pp. 731~739.