



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학석사 학위논문

근사 1차원 솔버를 이용한 이중모드
램제트 연소실 해석

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

2021년 8월

서울대학교 대학원

항공우주공학과

양 재 훈

근사 1차원 솔버를 이용한
이중모드 램제트 연소실 해석

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

지도교수 여 재 익

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함
2021년 6월

서울대학교 대학원
항공우주공학과
양 재 훈

양재훈의 공학석사 학위논문을 인준함
2021년 6월

위원장 _____

부위원장 _____

위원 _____

초록

본 연구에서는 스크램제트 제어모델 정립을 위한 근사 1차원 연소기 해석 솔버가 구축되었다. 유체에 대한 지배방정식 및 아레니우스 식 기반의 연소모델, 연료분사모델이 솔버 내에 구현되었으며, 구축된 솔버를 바탕으로 한 해석이 수행되었다. 솔버의 검증 을 위하여 0차원 점화지연 문제 및 1차원 스크램제트 연소해석 문제가 도입되었으며, 상용 수치해석 프로그램인 ANSYS Fluent의 2차원 해석 결과가 현 코드의 근사 1차원 해석결과와 비교되었다. 현 솔버가 선행 문헌의 결과들을 성공적으로 재현해 내고 있으며 근사 1차원 해석의 타당성을 확보하였다. 이어서 아음속 조건에서의 해석을 위한 Ram mode 알고리즘이 구축되었으며 열질식 위치를 통해 Ram mode에서 연소기 입구 마하수를 확정하는 해석이 수행되었다. Ram mode에서 PCST (Precombustion shock train) 해석을 위한 모델이 도입되었으며 천이구간 해석을 위한 알고리즘이 도입되었다. 또한 코드 내 Ram mode 해석의 적절성을 판단하기 위해 격리부 내 의사충격과 길이를 통해 불시동 발생 여부가 분석되었고 구축된 코드를 통해 연소기의 당량비에 따른 성능분석 연구가 수행되었다.

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

학 번 : 2019-22259

목 차

제 1 장 서론	1
제 2 장 1차원 해석 프로그램의 작성과 검증	4
제 1 절 이중모드 램제트 연소실 모델링	4
제 2 절 Ram-Scram mode 전환 알고리즘	5
제 2 절 근사 1차원 해석 프로그램의 검증	9
제 3 장 근사 1차원 연소해석	17
제 1 절 Late Scram mode에서의 연소해석	17
제 2 절 Early Scram / Ram mode에서의 연소해석	21
제 4 장 연소기 성능설계	25
제 1 절 노즐 유동특성 및 성능 변수의 계산	26
제 2 절 연료 당량비에 따른 성능설계 결과	26
제 5 장 결론	27
참고문헌	29
Abstract	31

표 목 차

[Table 1.]	10
[Table 2.]	13
[Table 3.]	19
[Table 4.]	19
[Table 5.]	21
[Table 6.]	21
[Table 7.]	25
[Table 8.]	26
[Table 9.]	26
[Table 10.]	27

그 립 목 차

[Fig. 1]	3
[Fig. 2]	3
[Fig. 3]	4
[Fig. 4]	6
[Fig. 5]	10
[Fig. 6]	11
[Fig. 7]	11
[Fig. 8]	13
[Fig. 9]	14
[Fig. 10]	14
[Fig. 11]	14
[Fig. 12]	14
[Fig. 13]	15
[Fig. 14]	15

[Fig. 15]	15
[Fig. 16]	15
[Fig. 17]	16
[Fig. 18]	18
[Fig. 19]	19
[Fig. 20]	20
[Fig. 21]	22
[Fig. 22]	23
[Fig. 23]	23
[Fig. 24]	24

기호 설명

ρ	밀도
\dot{m}	질량 유량
U	유속
A	연소실 단면적
γ	비열비
M	마하수
C_f	마찰 계수
D	수력학적 직경
ϵ	연료 주입방향 계수
T	온도
\overline{MW}	평균 분자량
Y_i	i 화학종의 질량분율
$\dot{m}_{i,added}$	주입된 i 화학종의 질량유량
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
MW	분자량
k_f	정반응 속도
v_{ij}'	반응물의 이론 반응 계수

v_{ij}''	생성물의 이론 반응 계수
C_i	i 화학종의 농도
\dot{m}_{f0}	분사되는 연료 질량 유량
η_m	혼합효율
\dot{m}_f	반응에 관여하는 연료 질량 유량
L_j	주입구 길이
L_{mix}	혼합 길이
M_c	대류 마하수
w	crocco 수
c	shock train 길이 상수

아래 첨자

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

제 1 장 서 론

극초음속 공기흡입 추진시스템인 스크램제트 및 램제트는 흡입구, 격리부, 연소기, 노즐로 구성되는 고정된 형상의 추진기관이며 일반적인 터보제트 엔진과는 달리 엔진 내부에 압축기 및 터빈이 존재하지 않아 무게 및 제작의 이점이 존재한다. 압축기 및 터빈이 존재하지 않는 대신 엔진에 들어오는 초음속의 유동으로 발생하는 충격파로 공기의 압축이 일어나고 압축된 공기에 연료를 분사하여 연소가 일어난다. 엔진 내부 연소기에서 유동의 속도가 아음속일 때 램제트, 초음속일 때 스크램제트로 분류되며, 램제트는 비행 마하수 2 이상의 초음속, 스크램제트는 비행 마하수 5 이상의 극초음속에서 높은 효율을 보인다. 비행체의 요구 추력에 따라 스크램제트와 램제트가 복합적으로 운용 가능한 이중모드 램제트는 초음속 순항 미사일등에 사용되고 있다. 스크램제트, 램제트 엔진과 같은 초음속 추진기관은 현재 차세대 추진기관의 핵심으로 주목받고 있으며 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. 일본은 수소연료를 이용한 마하 8 스크램제트 엔진의 지상시험을 성공시키기도 하였다. 이와 같은 초음속 추진기관 내부 유동 특성의 정밀해석에는 전산유체역학(CFD) 기반의 난류연소해석 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 다양한 비행 조건에서의 해석이 요구되

며, 3차원 전산유체역학 해석은 해석에 소모되는 긴 시간과 높은 비용으로 인하여 사용에 부적절하다. 이에 따라 0~1차원 환경에서 해석 조건을 간소화한 lumped 모델들이 국내외에 보고된 바 있다. 대표적으로, Chavez[2] 등은 연소기 및 노즐 해석에 적합한 3개 질점으로 구성된 0차원 모델을 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.

국내의 lumped 모델을 이용한 이중모드 공기흡입 추진시스템 해석은 여러 사례들이 보고되어 있으며 연소효율을 온도 및 당량비에 대한 함수로 단순화되어 해석이 진행되었다. Choi[5] 등은 Taylor-Maccoll 유동관계식과 Quasi 1-D 모델을 적용하여 이중연소 램제트 모델에 대해 연구를 진행하였으며 추력을 계산하였지만 이중모드 램제트의 알고리즘 연구 및 해석은 이루어지지 않았다. Kim[6] 등은 유한화학반응 모델과 화학평형 모델을 스크램제트 1차원 해석 모델에 적용시켜 각 모델의 성능해석에 대해 연구한 바 있다. 하지만 유한화학반응 연소모델 및 연료 분사모델, 그리고 작동 모드에 따른 모드 판별 알고리즘이 적용된 램-스크램 이중모드 공기흡입 추진시스템의 해석은 보고된 바가 없다. 해외의 1차원 공기 흡입 추진시스템 솔버에 대한 문헌이 발표된 바 있으나[4,7], 코드가 공개되어 있지 않으며 논문 내에서 분사모델이나 유한요소 화학반응에 대한 세부사항이 충분히 제시되어 있지 않아 모델링에 한계가 있다. 본 연구에서는 Fig. 1,2,3 과 같은 25km 비행고도에서 순항이 가능한 대상 비행체가 선정되었다. 해당 비행체는 X-51을 바탕으로 하여, 국내에서 자체적으로 설계하고자 하는 극초음속 비행체이다. 비행체 설계를 위한 추력 도출을 위하여 1차원 지배방정식들 및 strut type injector 기

반의 분사모델, 그리고 유한요소 화학반응 기반의 이중모드 램제트 솔버 구축이 수행되었다. 연소기 및 노즐의 팽창부를 해석에 반영하기 위하여 면적을 고려한 준 1차원 해석이 진행되었고 구축된 솔버에 대한 검증작업이 수행되었다. 검증은 이론적인 연소해석 문제와 선행 문헌에 제시된 데이터를 바탕으로 수행되었으며, ANSYS fluent를 이용한 2차원 해석 결과와의 비교 역시 수행되었다. 이어서 열질식 현상을 고려하여 격리부와 연소기 위주의 이중모드 램제트 추진시스템에 대한 해석이 수행되었으며 관련 내용이 제시되었다. 본 연구에서는 연소기 모델에서 여러 당량비에 대해 성능 분석이 진행되었다.

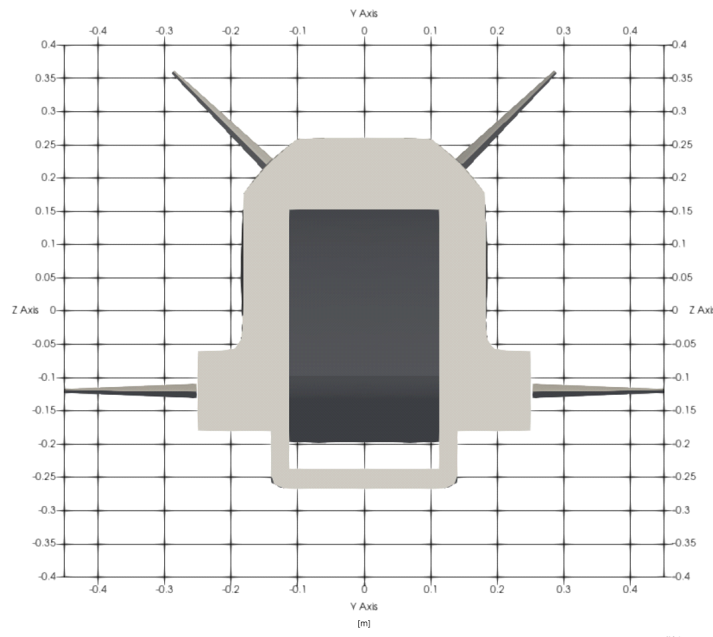


Fig. 1 Back view of target model

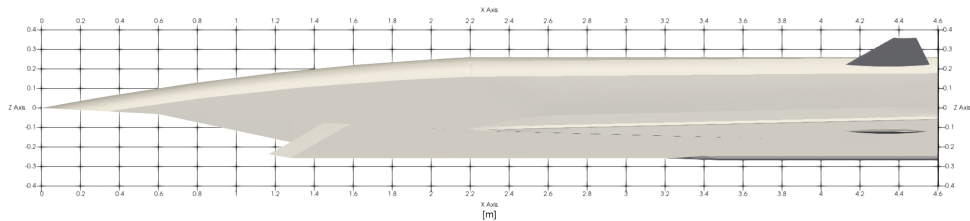


Fig. 2 Left side view of target model

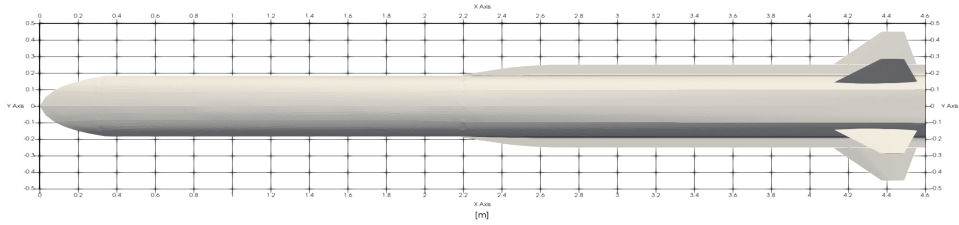


Fig. 3 Top view of target model

제 2 장 1차원 해석 프로그램의 작성과 검증

제 1 절 이중모드 램제트 연소실 모델링

본 연구에서는 선행 문헌[4]을 바탕으로 한 1차원 지배방정식 모델링이 이루어졌으며 이에 대한 세부사항은 다음과 같다. (1) 질량보존 식, (2) 나비에-스토크스 식, (3) 이상기체 상태방정식, (4) 평균 분자량 계산식, (5) 연료 분사 관계식, (6) 에너지 방정식, (7) 화학종 방정식, (8) 화학종 생성속도 식에 대한 풀이가 이루어졌다. 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 (7), (8) 식에 대한 Arrhenius equation 기반의 연소해석 모델이 도입되었다. 연소해석 모델은 수소에 대하여 13개의 화학종과 33개의 아레니우스 방정식으로 구성된, 수소의 초음속 연소에 적합한 반응모델이 선택되었다[8].

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

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

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

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

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

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

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

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

제 2 절 Ram-Scram mode 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 알고리즘

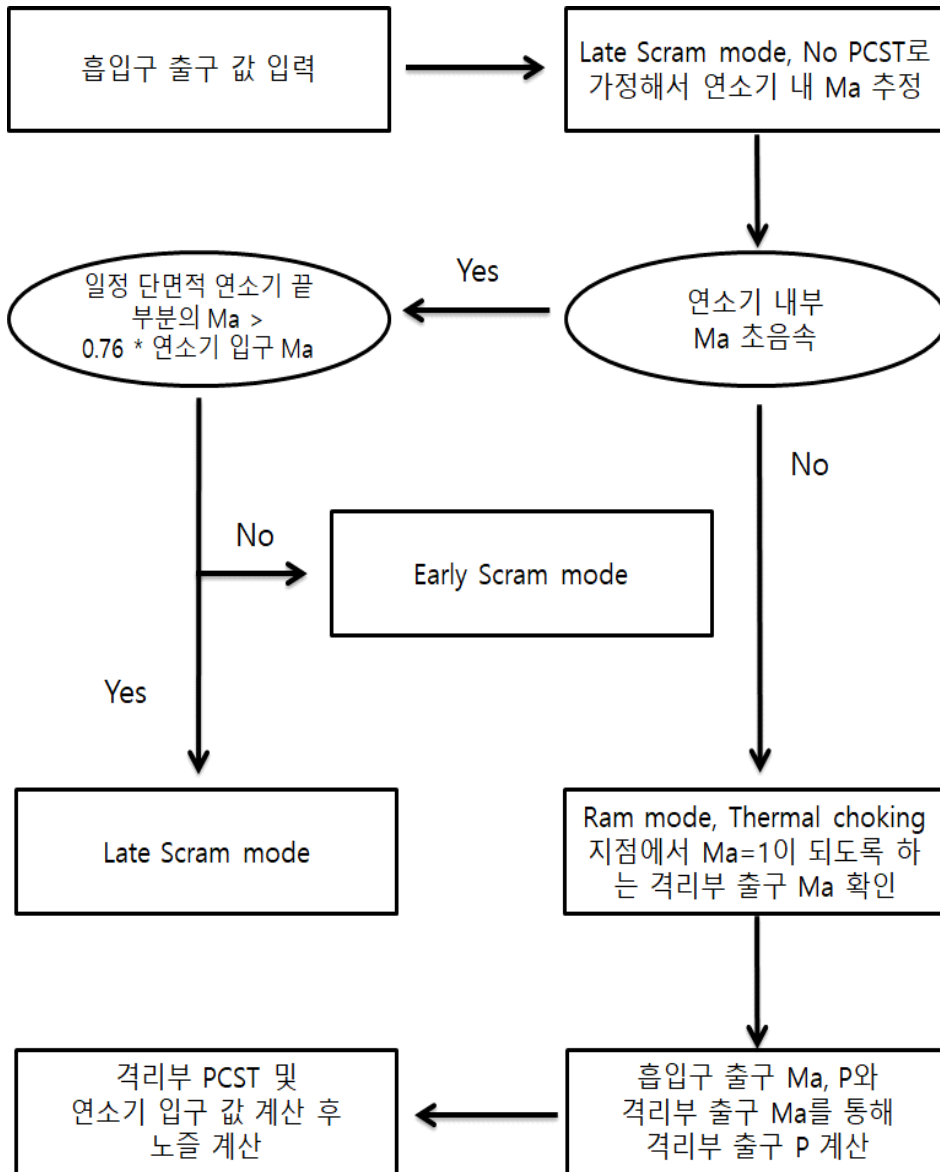


Fig. 4 Ram-Scram transition algorithm

이 필요하다. 이중모드 램제트의 비행 모드로는 격리부에 강한 충격파가 발생하여 연소기로 유입하는 유동이 아음속인 Ram mode, 그리고 유동이 연소기에 유입된 후 모든 구간에서 초음속으로 유지되는 Scram mode가 존재한다. 이 때, Scram mode에서의 연료 당량비 증가는 연소기 내부 마하수 감소로 인한 Ram mode 천이로 이어진다. Ram mode의 경우 연소실 유동이 아음속이 되기 위해서 격리부에서 예연소 충격파열

(Precombustion shock train)이 발생한다. 이때 엔진 내부 유동에 열출입이 있을 때 압축성 효과에 의해 유동이 가속 또는 감속하여 마하수가 1로 변하는 현상인 열질식이 발생하지만 Scram mode에서는 Ram mode와 달리 내부에 열질식이 발생하지 않는다. 따라서 Ram mode 해석에서는 Scram mode의 해석과는 달리 격리부와 연소기의 상호작용을 고려해야 한다. Scram mode는 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. 이중모드 램제트 연소기의 모드전환에 대한 기본적인 알고리즘은 Fig. 4와 같다[9]. 먼저, 주어진 비행조건을 통해 흡입구 출구 값들이 정해지면 주어진 비행조건이 Late Scram mode이며 예연소 충격파열이 존재하지 않는다고 가정한다. Late Scram mode의 해석에서는 격리부 내에서 충격파로 인한 압력변화가 존재하지 않으므로 흡입구 출구 조건과 격리부 출구 조건이 동일하다고 가정할 수 있다.

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 0.76배보다 크다면 처음 가정했었던 Late Scram mode가 참이라고 가정한다. 만약, 연소기 내부 마하수가 1이하로 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 열질식 현상은 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 마하수를 바탕으로 식 (11)을 풀어 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[10]. 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 Ram mode로 해석을 진행한다. Ram mode로 해석 시 열질식이 일어나는 부분을 찾아야 하는데 열질식이 발생하는 위치는 G와 마하수에 대한 식 (12-15)으로부터 찾을 수 있다. G는 참고문헌[11]에서 제시된 강제함수로서 마하수에 관한 1차원 방정식 (12,13) 우측의 항이며 식 (14)로 정리된다. dT_0/dx 에 대한 값이 정해지지 않은 경우 G는 식 (15)로 나타낼 수 있으며, 열질식이 발생하는 위치가 정해진 경우 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 압력과 마하수 관계식 (11)으로부터 연소기 입구 압력이 도출된다[10]. 연소기 입구의 온도와 압력, 밀도 값은 흡입구 출구 값을 통해 도출되며, 주어진 대상 모델에 대해 연소기와 노즐 부분 계산을 진행한다.

$$0.76M_1 > M_2 > 1 \quad (9)$$

$$M_1 > M_2 > 1.05 \quad (10)$$

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

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

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

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

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

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

$$M_1 < 1 - 10\epsilon \quad (17)$$

제 3 절 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 점화지연 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 것

과 동일한 ode23tb 솔버를 사용하여 진행되었으며 이에 대한 결과는 Fig. 5와 같다. 결과에 따르면 초기 온도가 감소함에 따라 점화지연 시간이 로그스케일로 증가하였다. 이는 문헌에서 제시된 결과와 비교적 동일하였으며, 알고리즘이 코드 내에 정확하게 구현되었음을 확인할 수 있다.

이어서 코드 내에 구현된 지배방정식과 해석 솔버의 검증을 위하여 선행 문헌과의 비교가 이루어졌다. 해석 대상은 미시건 대학교에서 실험적, 해석적인 연구가 이루어진 연소기-노즐 모델[4]을 바탕으로 하였으며 이에 대한 세부사항은 Fig. 6과 같다. Fig. 6에서와 같이, 검증을 위한 연소 해석은 연소기 입구부터 노즐 출구까지를 고려하여 진행되었다. 해석은 당량비 0.2의 조건에서 수행되었으며 이에 대한 세부사항은 표 1과 같다.

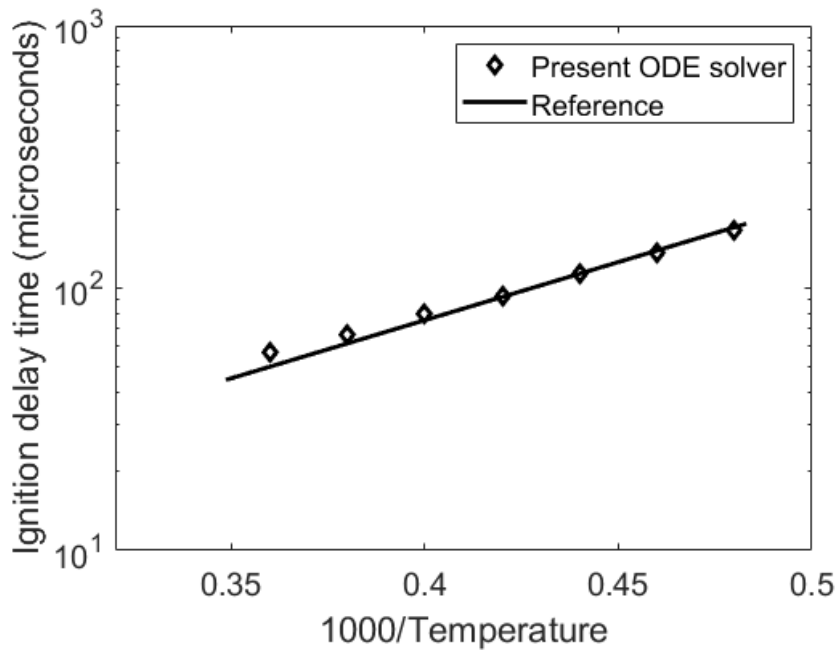


Fig. 5 Ignition delay time profiles for various initial temperatures

Table 1. Initial conditions

Input conditions	
Combustor inlet velocity	2000m/s
Combustor inlet density	1.5kg/m ³
Combustor inlet pressure	0.5MPa

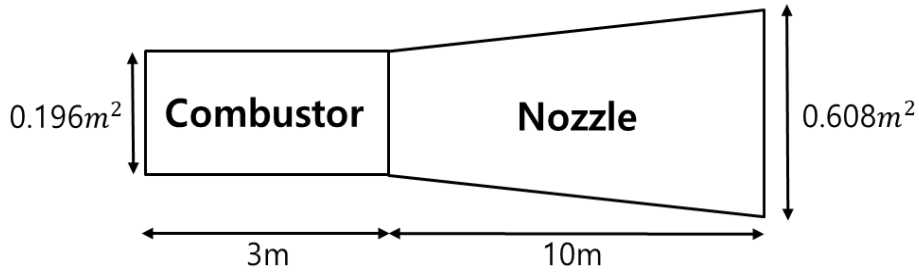


Fig. 6 Schematic of computational domain in [4]

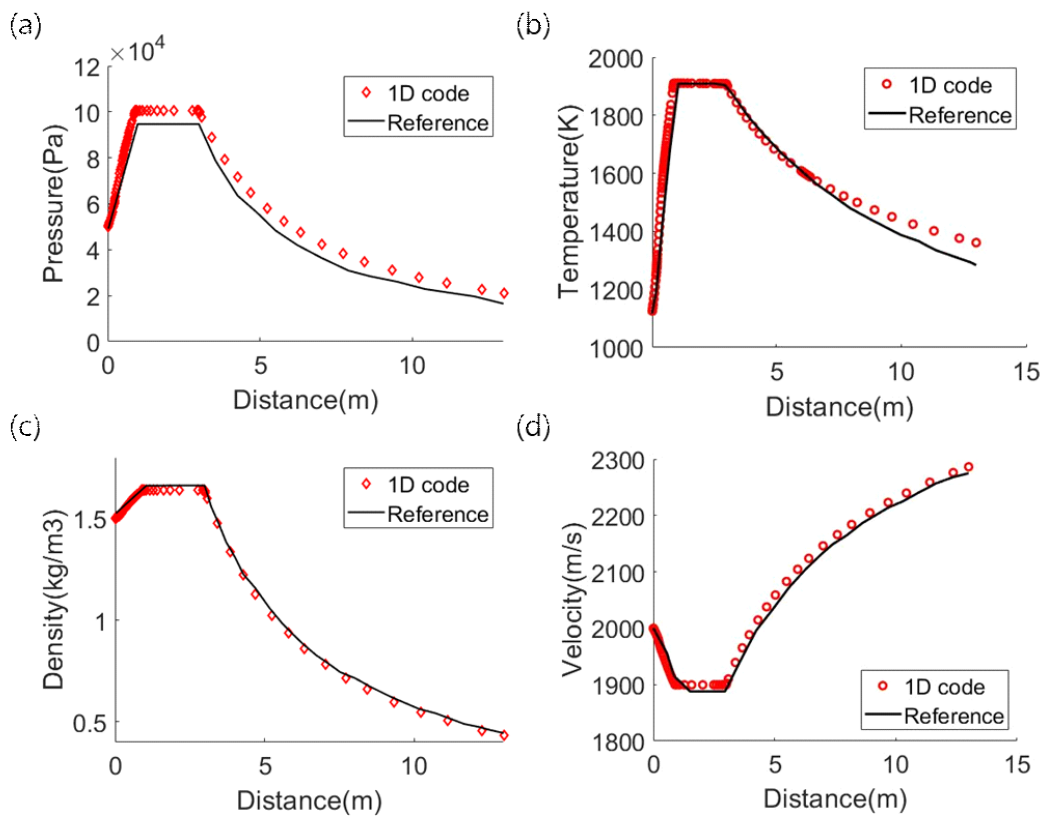


Fig. 7 Comparison of computational results of (a) density, (b) temperature, (c) pressure, (d) velocity with the reference [4]

해석으로부터 연소기 위치에 따른 압력, 온도, 밀도, 그리고 속도에 대한 결과가 도출되었다(Fig. 7). 위의 결과에 따르면 현 코드의 해석 결과가 동일 조건에서 수행한 선행 문헌의 결과를 비교적 잘 재현해내었다. Fig. 7의 1m 지점은 화염한계점에 해당하는 L_m 지점이며 화염한계점 이

전까지 지속적으로 연소가 진행되었다. 이에 따라 해당 구간에서 온도와 압력이 지속적으로 상승하고 속도가 하강하였다. 이어서 화염한계점 이후에는 연소기 내에서 연소가 발생하지 않았고 물성치들이 일정한 값을 유지하였다. 마지막으로 $X > 3\text{m}$ 에 해당하는 노즐 구간에서는 팽창부의 존재에 따라 속도가 급격하게 증가하며 압력, 온도가 감소하는 결과도 도출되었다. 전반적인 결과에서, 약간의 오차가 확인되었으며, 이는 참고 문헌과 다른 연소모델 및 분사모델의 사용에 따른 것으로 판단된다.

해석 솔버의 검증을 위해 추가적으로 현 코드와 상용 프로그램을 이용한 2차원 해석의 비교가 이루어졌다. 상용 프로그램으로는 Ansys fluent가 사용되었으며 2차원 압축성 Navier-stokes 방정식의 해를 구하기 위해 시간차분 기법으로는 1st order Euler implicit method, 공간차분 기법으로는 2nd order upwind scheme이 사용되었다. 해석에 사용된 솔버는 Density based solver가 선택되었으며 k- ω SST 난류모델이 사용되었다. 솔버에서 사용된 지배방정식은 다음과 같으며 식 (18)은 Continuity, 식 (19)는 Momentum, 식 (20)은 Enthalpy, 식 (21)은 Temperature, 식 (22)는 Species mass fraction 에 관한 식이다.

$$\frac{\delta \rho U}{\delta t} + \nabla \cdot \rho U = 0 \quad (18)$$

$$\frac{\delta \rho U}{\delta t} + (\nabla \cdot \rho U U) = -\nabla p + \nabla \cdot \tau + \rho g \quad (19)$$

$$\frac{\delta \rho h}{\delta t} + \nabla \cdot \rho U = \nabla \cdot \lambda_e \nabla T - \nabla \cdot q_r + \nabla \cdot \sum_l \rho h_l(T) D_e \nabla m_l \quad (20)$$

$$\rho C_p \frac{DT}{Dt} = \nabla \cdot \lambda_e \nabla T - \nabla \cdot \sum_l \rho h_l(T) D_e \nabla m_l - \rho \sum_l \frac{Dm_l}{Dt} h_l(T) \quad (21)$$

$$\frac{\delta \rho m_i}{\delta t} + \nabla \cdot \rho U m_i = \nabla \cdot D_e \rho \nabla m_i - R_i \quad (22)$$

연료로 사용된 수소는 finite-rate chemistry 기반의 연소 모델이 모델이 사용되어 스크램제트연소기 내부의 화학적인 반응이 묘사되었다. 해석영역은 연소기 영역으로만 제한하였으며 비정렬격자를 사용한 격자 배치 작업이 수행되었다. 화염 발생 구간 및 벽면 구간에 조밀한 비정렬 격자가 배치되었으며 총 격자의 개수는 17만개이다. 해석을 위한 격리부 입구 조건 및 해석대상은 표 2, Fig. 8과 같다. 2차원 해석을 위해 strut 형태의 injector가 해석 영역 내부에 구현되었다. 해석 결과는 Fig. 9-16과 같으며 밀도, 온도, 압력, 마하 수에 대한 결과가 해석 구간별로 도출되었다. 도출한 2차원 해석 결과의 단면에 대해 평균값들을 산출하여 1차원 데이터를 확보하였다. Fig. 9-16과 같이 연소기 내부 strut injector에서 연료가 분사되어 연소가 일어남에 따라 연소실 내부에 충격파가 생성되어 밀도, 온도, 마하수, 압력의 변동이 발생함을 확인할 수 있다.

Table 2. Initial conditions

Input conditions	
Combustor inlet velocity	1226.5m/s
Combustor inlet density	0.605kg/m ³
Combustor inlet pressure	0.9075MPa
Combustor inlet Mach number	2.676



Fig. 8 Schematic of a computational domain

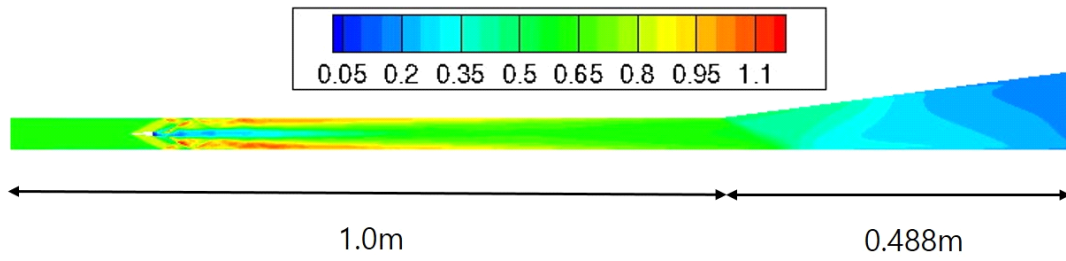


Fig. 9 Computational results of density

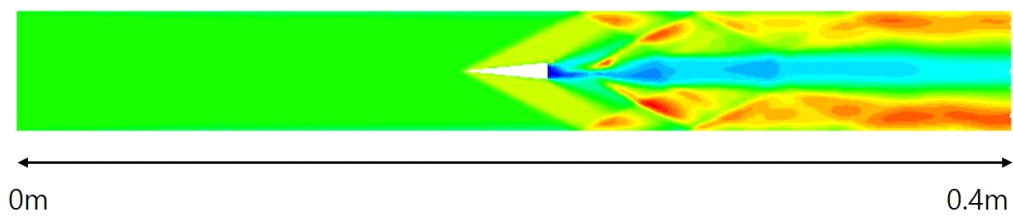


Fig. 10 Computational results of density enlarged from 0~0.4m

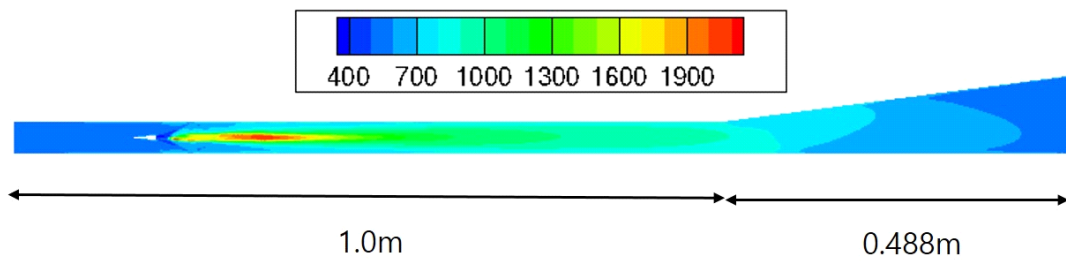


Fig. 11 Computational results of static temperature

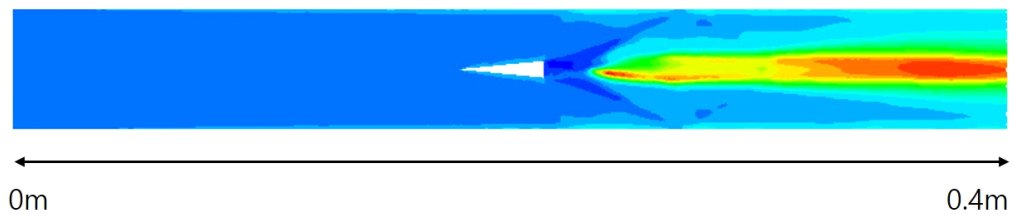


Fig. 12 Computational results of static temperature enlarged from 0~0.4m

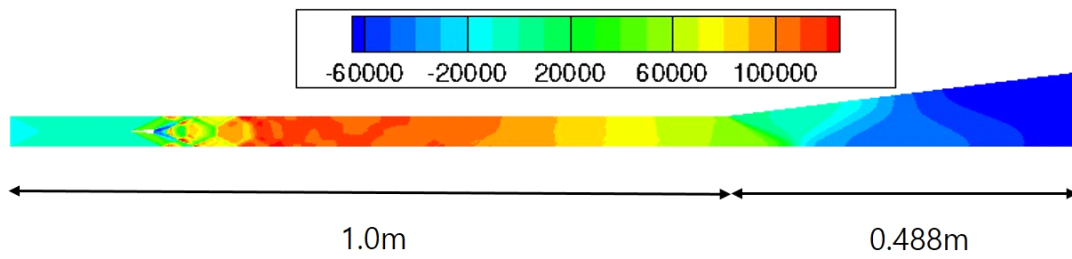


Fig. 13 Computational results of guage static pressure

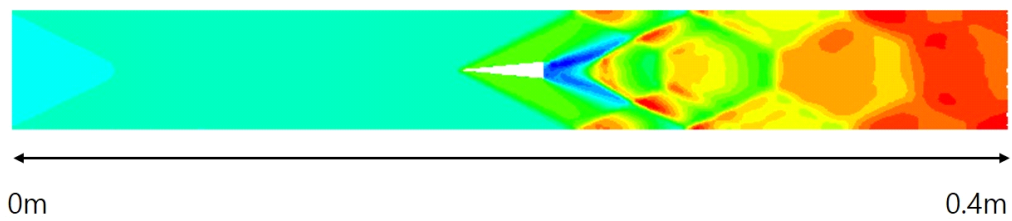


Fig. 14 Computational results of guage static pressure enlarged from 0~0.4m

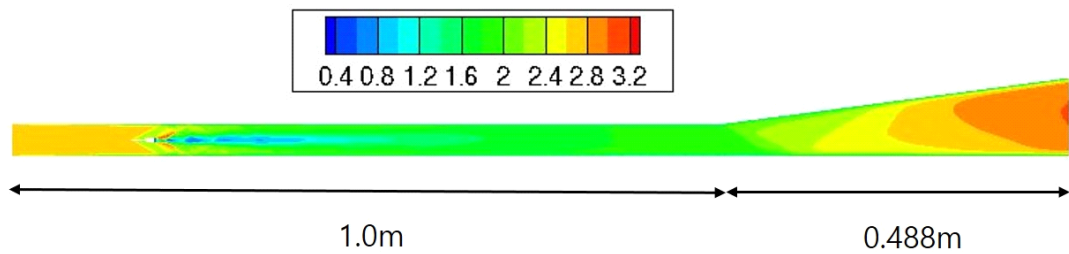


Fig. 15 Computational results of Mach number

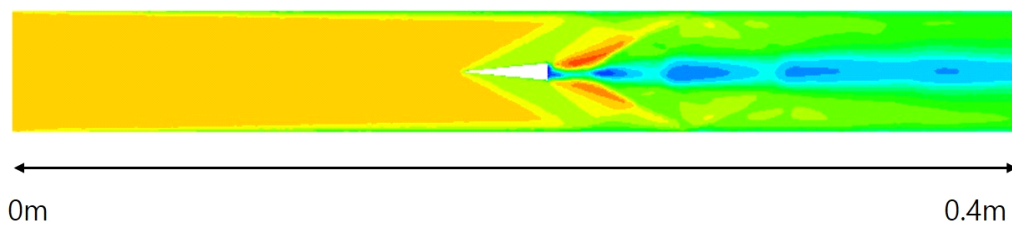


Fig. 16 Computational results of Mach number enlarged from 0~0.4m

해석 솔버의 검증을 위한 Fluent와 현 코드의 해석 결과의 비교는 Fig. 17과 같다. 그림의 결과에 따르면 현 코드는 2차원 해석 결과와 비슷한 모습을 보였다. 현 코드의 0.2m에서 발생하는 불연속점은 strut injector로 인해 발생하는 경사충격파를 계산한 부분이다. 현 코드에서는 연소기 내부 mixing length 지점 이후 일정 마하수 구간이 존재하나 fluent를 이용한 2차원 해석에서는 mixing length 지점 이후에서도 연소로 인한 화학반응이 발생한 모습을 보였다. 현 코드 내에서는 mixing length 이후 연료와 산화제의 충분한 혼합으로 화염한계점에 도달하여 더 이상 연소가 일어나지 않는다고 설정하였으나 2차원 해석에서는 mixing length 이후에도 반응이 발생하므로 이러한 차이점이 발생하였다. 1m 지점 이후에서는 연소기의 확장형 단면적으로 인해 마하수가 증가하는 경향성을 두 경우에서 모두 확인하였다. 연소기 출구 마하수는 2차원 해석결과와 현 코드에서의 결과가 거의 일치하는 결과를 보였는데 이는 현 근사 1차원 코드로 빠른 시간 내에 계산한 연소기 출구의 값들이 2차원 해석만큼 신뢰성 있는 추력값을 산출할 수 있음을 의미한다.

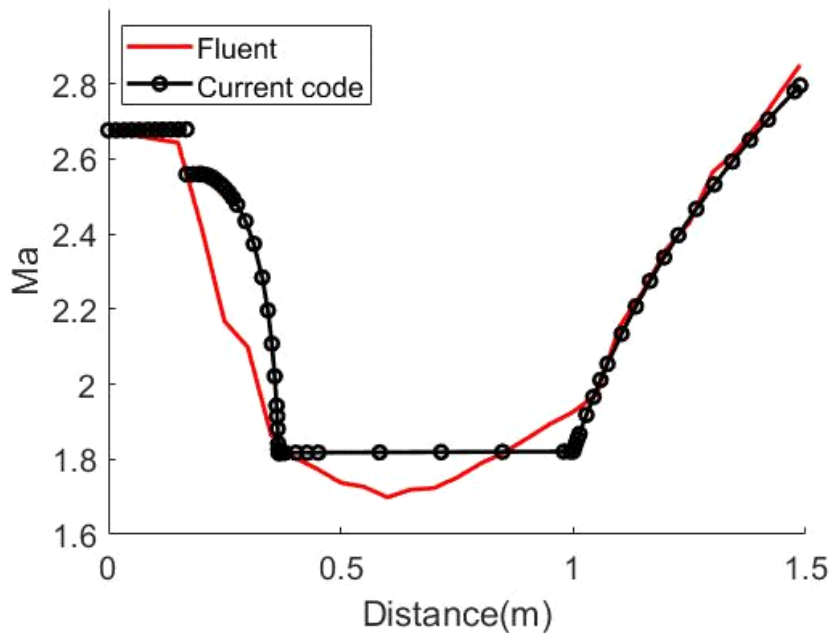


Fig. 17 Mach number comparison of computational results of fluent with current code

제 3 장 근사 1차원 연소해석

제 1 절 Late Scram mode에서의 연소해석

선행문헌에서의 결과와 비교검증이 진행된 후 Scram mode에서 대상 모델의 추력 산출을 위해 연소해석이 수행되었다. Scram mode 연소기에 대한 개략도는 아래 그림 Fig. 18과 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 (23-29)와 같다[7]. 또한, 연료에 대해 유한화학반응 모델은 Jachimowski의 수소-공기의 33단계 반응모델이 적용되었다[8].

이 때, a , k , d , K^* 는 실험적으로 결정된 상수로서 각각 $a = 1.06492$, $k = 3.69639$, $d = 0.80586$, $K^* = 390$ 으로 설정되었다. 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 (29)와 같이 계산되었다. 위의 식들을 바탕으로 분사에 의한 유동구배인 $\frac{dm_f}{dx}$ 가 계산되었으며 1차원 지배방정식의 $\frac{dm_{i,added}}{dx}$ 항에 해당 값이 추가되었다. 화학종 방정식을 풀기 위한 c_p 와 h_i 는 다음과 같은 식 (30-31)으로 계산되었다[14]. 화학종 k에 대한 c_p 와 h_i 를 구하기 위한 상수 값 a_{nk} 는 NASA의 polynomial coefficient를 사용하였다 [15]. 또한, 저압에서 반응속도 상수는 반응 화학종이 충돌할 수 있는 임

의의 분자 M의 몰농도에도 의존하므로 Arrhenius 식을 풀기 위해 식 (32-35)와 같은 third body reaction이 코드에서 고려되었다.

Late Scram mode 해석이 이루어진 형상과 비행조건, 격리부 입구, 연소기 조건은 Fig. 19, 표 3, 표 4과 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].

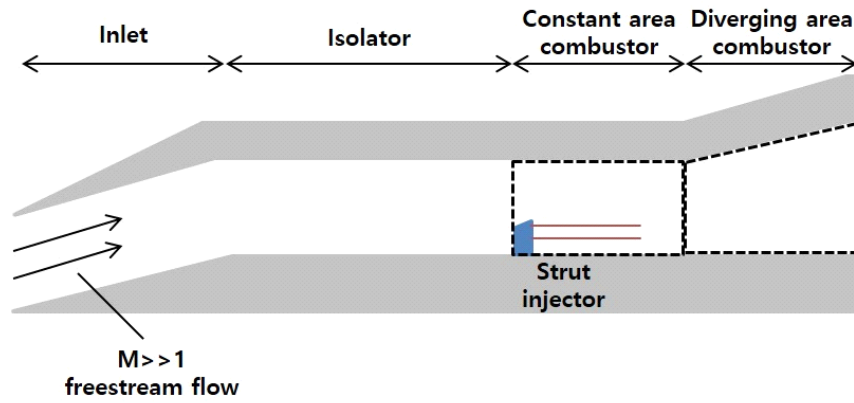


Fig. 18 Schematic of a Scram mode combustor

$$\dot{m}_f = \eta_m \dot{m}_{f0} \quad (23)$$

$$\frac{d\dot{m}_f}{dx} = \dot{m}_{f0} \frac{d\eta_m}{dx} \quad (24)$$

$$\eta_m = a(1 - e^{-(k\bar{x})^d}) \quad (25)$$

$$\bar{x} = \frac{x - L_j}{L_{mix}} \quad (26)$$

$$M_c = \frac{U_f - U_a}{a_f + a_a} \quad (27)$$

$$f(M_c) = 0.25 + 0.75e^{-3M_c^2} \quad (28)$$

$$\left(\frac{L_{mix}}{d_f}\right) = \frac{K^*}{f(M_c)} \left(\frac{\rho_f U_f}{\rho_a U_a}\right)^{1/2} \quad (29)$$

$$\frac{C_{p,k}^0}{R} = a_{1k} + a_{2k} T_k + a_{3k} T_k^2 + a_{4k} T_k^3 + a_{5k} T_k^4 \quad (30)$$

$$\frac{H_k^0}{RT_k} = a_{1k} + \frac{a_{2k}}{2} T_k + \frac{a_{3k}}{3} T_k^2 + \frac{a_{4k}}{4} T_k^3 + \frac{a_{5k}}{5} T_k^4 + \frac{a_{6k}}{T_k} \quad (31)$$

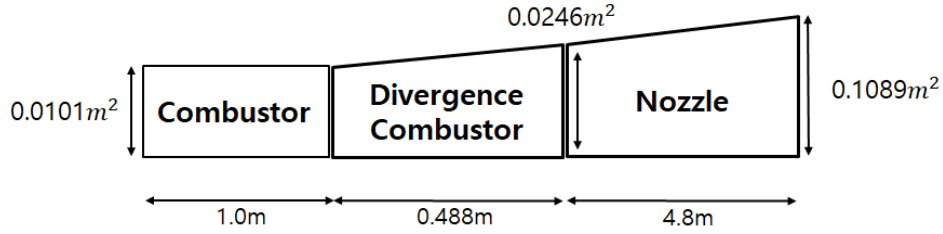


Fig. 19 Schematic of a computational domain (Target model)

Table 3. Flight conditions

Input conditions	
Altitude	25km
Flight Mach number	5.844
AOA	4°

Table 4. Isolator, Combustor inlet conditions

Input conditions	
Inlet density	0.377kg/m³
Inlet temperature	609.565K
Inlet pressure	66297.2Pa
Inlet velocity	1503.168m/s
Inlet Mach number	3.037

해석 결과는 Fig. 20과 같다. 당량비 0.152, 0.185, 0.218 조건에서 해석

이 진행되었으며 당량비를 증가시킬 시 연소기 내부 전반적인 마하수의 감소, 압력의 증가를 확인 할 수 있었다. 특정 값 이상으로 당량비가 증가할 시 Early Scram mode로 해석이 진행되었다. Late Scram mode에서 당량비를 일정 값 이상으로 증가시키면 Ram mode로 천이 되기 이전에 격리부 내 무시할 수 없는 크기의 유동박리 및 예연소 충격파열이 발생하므로 이를 고려한 계산이 수행되어야 한다. 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 확인 되었다.

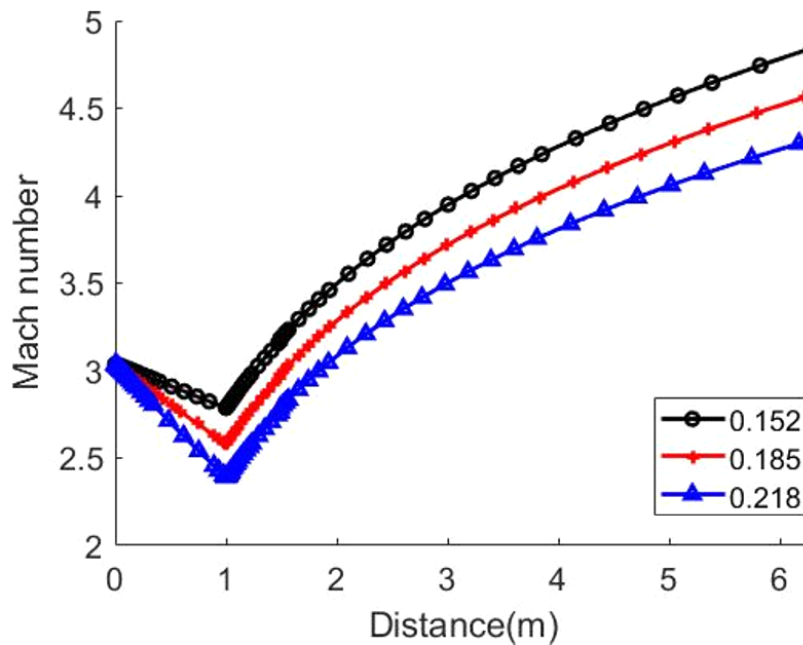


Fig. 20 Comparison of computational results of different equivalence ratio at late scram mode

제 2 절 Early Scram / Ram 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 비행조건 및 격리부 입구조건은 Late Scram mode와 같은 조건인 Fig. 19, 표 3, 4와 같고 계산된 연소기 입구조건은 표 5와 같다. Early Scram mode에서는 Late Scram mode와 달리 당량비가 0.218에서 0.283으로 증가되어 해석이 수행되었으며 이에 따른 해석 결과는 Fig. 21과 같다. 특정 값 이상으로 당량비가 증가할 시 연소기 내부 마하수가 1 이하인 지점이 발생하여 Ram mode로 해석이 요구되었다. Late Scram mode와 동일하게 분사기의 위치인 0m 에서부터 연료의 분사 및 혼합, 연소로 인한 마하수의 감소가 확인되었으며 일정 면적 연소기 이후 확장형 단면적의 연소기부터 팽창으로 인한 마하수의 증가가 확인되었다.

Table 5. Combustor inlet conditions

Input conditions	
Combustor inlet density	0.375kg/m ³
Combustor inlet temperature	612.175K
Combustor inlet pressure	65879.5Pa
Combustor inlet velocity	1500.7m/s

Table 6. Combustor inlet conditions

Input conditions	
Combustor inlet density	0.339kg/m ³
Combustor inlet temperature	1514.4K
Combustor inlet pressure	147180.2Pa
Combustor inlet velocity	663.049m/s
Combustor inlet Mach number	0.85

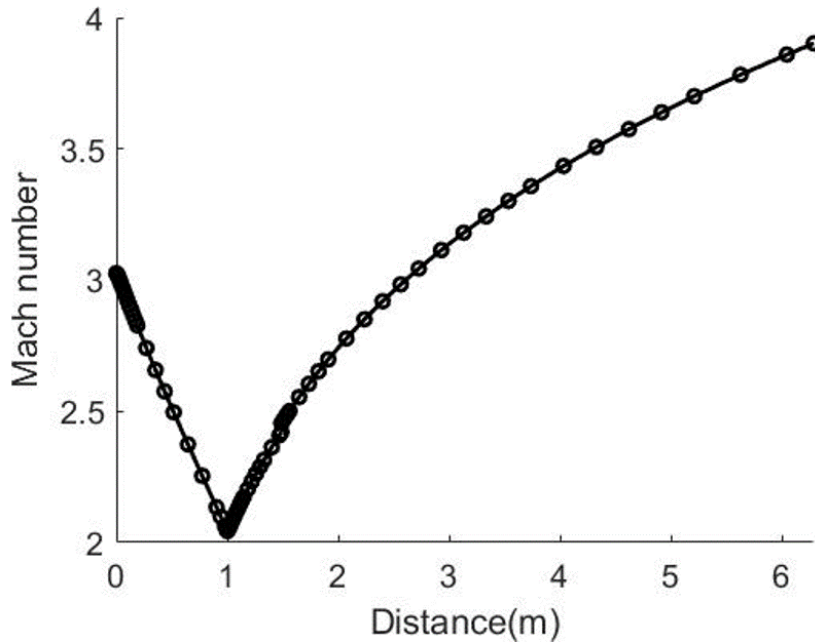


Fig. 21 Mach number plot of early scram mode

이어서 ram mode 에서의 연소해석이 이루어졌으며 이에 대한 개략도는 Fig. 22와 같다. Ram mode 해석이 이루어진 형상과 비행조건 및 격리부 입구조건은 앞서 해석된 Late Scram mode, Early Scram mode와 같은 조건인 Fig. 19, 표 3, 4와 같고 계산된 연소기 입구조건은 표 6과 같다. Ram mode에서는 Early Scram mode와 달리 당량비가 0.283에서 0.426으로 증가되어 해석이 수행되었다. 연소해석을 위 열질식이 일어나는 위치를 식 (14,15)를 통해 찾았으며 이에 대한 결과는 Fig. 23과 같다. 연소기 입구 마하수에 대한 반복 계산은 식 (16,17)으로 계산된 하한선인 0.47부터 상한선인 0.95 사이에서 진행되었으며 Fig. 24에서 나타난 것처럼 연소기 입구 마하수가 0.85일 때 예상되는 위치에서 열질식이 발생함을 확인할 수 있었다. Fig. 24에서 붉은 색의 가로 선은 연소기 출구에서 마하수를 나타내는 선이며 붉은 색의 세로 선은 연소기 내부에서 마하수가 1이 되는 지점을 나타내는 선이다.

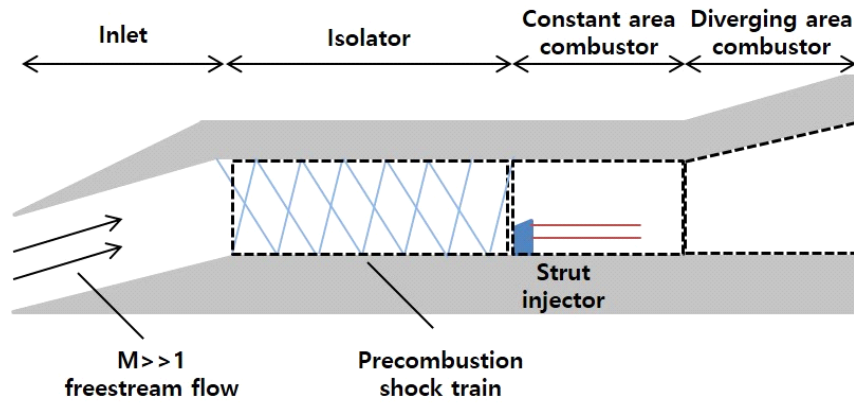


Fig. 22 Schematic of a Ram mode combustor

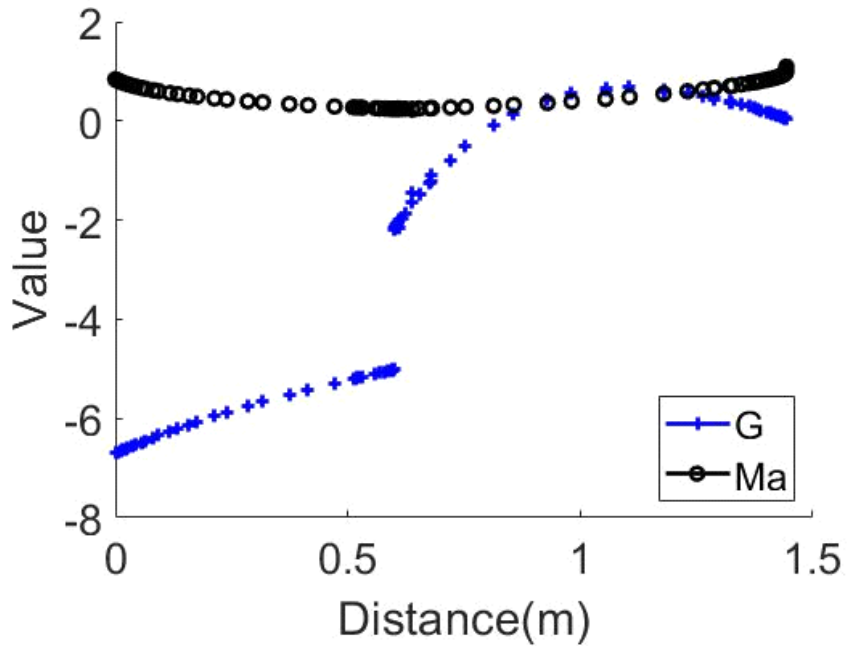
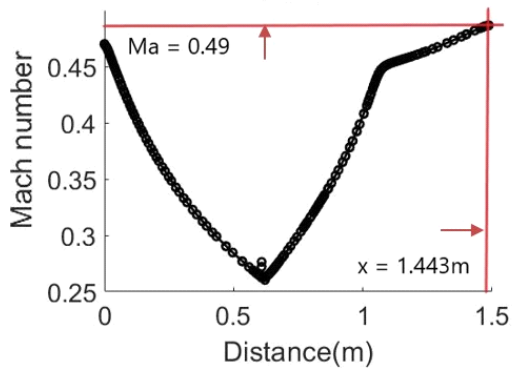
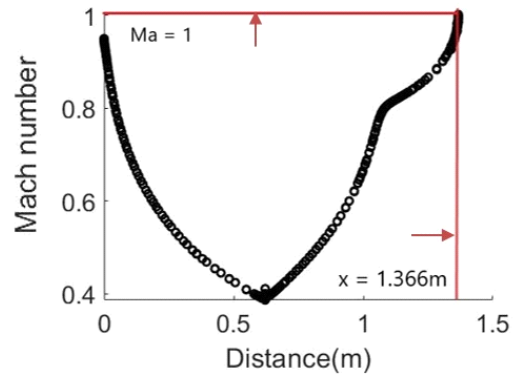


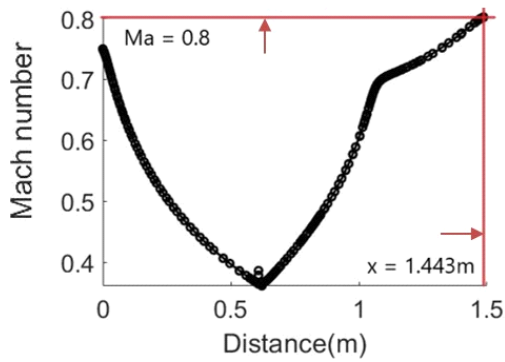
Fig. 23 Observed location of the thermal choking



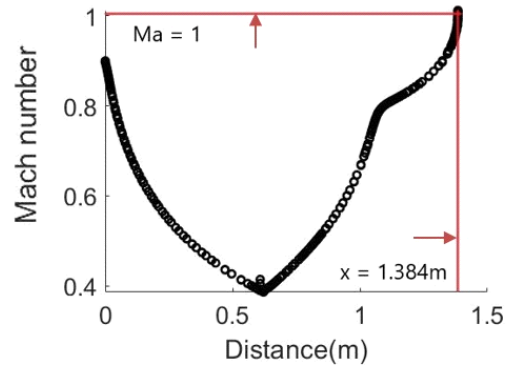
(a) Iteration 1, lower bound, $Ma=0.47$



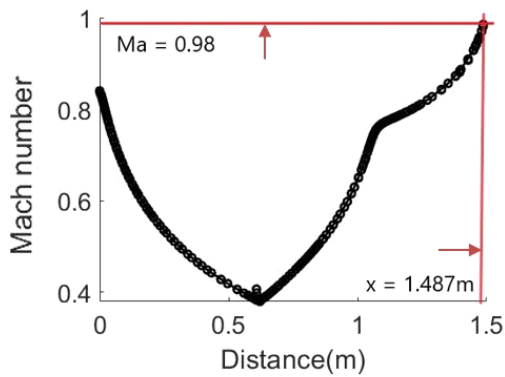
(b) Iteration 2, upper bound, $Ma=0.95$



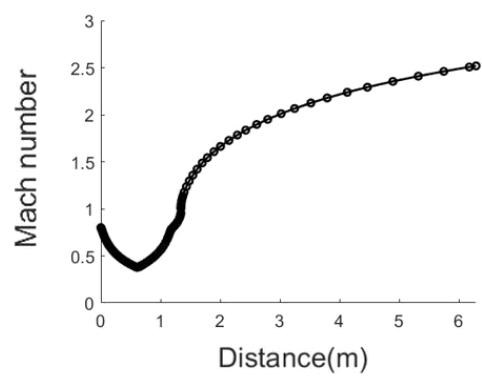
(c) Iteration 3, $Ma=0.75$



(d) Iteration 4, $Ma=0.9$



(e) Iteration 5, $Ma=0.84$



(f) Final solution

Fig. 24 Mach number profile during iterations. Plots show initial guesses of Combustor inlet Mach number

Table 7. Unstart simulation details

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

$$w = \frac{u}{\sqrt{2C_p T_0}} \quad (36)$$

$$L = \frac{D}{c} \ln \frac{w_0}{w_1} \quad (37)$$

열질식 위치 이후에서는 Rankine-Hugoniot 관계식을 사용해 해당 구간의 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. Ram mode 해석에서는 연소실 내부 불안정한 연소로 인한 압력 상승이 격리부와 흡입구로 전달되면 이와 연계된 의사충격파로 인해 흡입구 불시동이 발생하게 된다. 따라서 Ram mode 해석 시 격리부의 길이와 의사충격파의 길이에 대한 비교가 필수적이다. 의사충격파 길이 L에 대한 식은 선행 연구에 의해 연구된 바 있으며[17], 이에 대한 세부사항은 식 (36,37)과 같다. 이때, w 는 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 표 7과 같다. 표 7과 같이 의사충격파의 길이보다 격리부 전체 길이가 더 길어 불시동에 대한 문제는 존재하지 않음을 확인할 수 있었다.

제 4 장 연소기 성능설계

제 1 절 노즐 유동특성 및 성능 변수의 계산

성능변수인 추력을 산출하기 위해서 연소기 해석 결과로부터 구할 수 있는 연소기 출구의 마하수, 온도, 압력 값이 필요하다. 노즐의 형상은 Fig. 19의 노즐과 같은 형태로 결정되었으며 해석을 위해 노즐 내부의 유동을 동결유동이라고 가정하였다. 추력은 다음과 같은 조파항력과 표면 마찰이 고려되지 않는 식 (38)로 산출 되었다.

$$Thrust = \dot{m}_e V_e + P_e A_e - \dot{m}_0 V_0 + P_0 A_e \quad (38)$$

제 2 절 연료 당량비에 따른 성능설계 결과

본 연구에서는 구축된 근사 1차원 솔버를 이용하여 Fig. 19와 같은 연소기 형상에 대해 연료 당량비의 변화에 따른 성능설계를 진행하였다. 성능 해석은 표 8, 9와 같은 비행조건 및 격리부 입구조건에서 해석되었으며 비행 조건은 참고문헌의 SC01-A 모델을 이용해 계산되었다[14]. 주어진 고도와 비행마하수를 만족할 수 있는 비행체의 요구 추력은 약 22kN으로 설계 단계에서 결정된 바 있다. 요구 추력의 결정에는 비행체 무게, 대기 압력, 비행체 동압등이 고려되었다.

Table 8. Flight conditions

Input conditions	
Altitude	23km
Flight Mach number	6
AOA	3.565°

Table 9. Isolator inlet conditions

Input conditions	
Isolator inlet density	0.548kg/m ³
Isolator inlet temperature	623.520K
Isolator inlet pressure	98095.260Pa
Isolator inlet Mach number	3.073

Table 10. Thrust for each equivalence ratio

Equivalence ratio	Mode	Thrust (N)
0.1849	Scram	1464
0.2010	Scram	1679
0.2240	Scram	1891
0.2931	Early Scram	2188
0.3159	Early Scram	2519
0.3312	Early Scram	2892
0.4519	Ram	3553
0.4729	Ram	3816
0.4918	Ram	4087
0.7820	No combustion	-

구축된 연소기 솔버로 얻은 추력의 결과는 표 10과 같다. Fig. 19와 같이 설계된 비행체가 목표지점을 타격하는 궤적을 얻기 위해 표 10에서 산출한 추력 데이터는 PID 기반 제어기의 제어 입력값으로 사용된다. 요구 추력인 22kN을 만족하기 위해서는 주어진 비행조건에서 보간을 통하여 당량비 0.2939가 도출된다. 구축된 연소기 솔버로 주어진 비행조건에서 연소발생 및 요구추력을 만족시키는 최적당량비를 산출할 수 있음을 확인하였다. 당량비를 약 0.7820이상으로 증가시켰을 때 연소가 일어나지 않음을 확인하였는데 이는 과도한 연료 유입으로 인하여 주입된 연료가 연소되지 않은것으로 확인된다.

제 5 장 결 론

본 연구에서는 스크램제트 제어모델 정립을 위해 이중모드 램제트 해석이 가능한 1차원 연소해석 솔버가 구축되었다. 솔버의 검증을 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 Ram mode에서의 반복 계산을 통해 적절한 연소기 입구 마하수와 이에 부합하는 열질식 위치를 계산할 수 있었다. Ram mode의 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. 비행체의 비행조건이 정해질때 비행구간에서 요구되는 추력 또한 결정되며 적용된 연소기 모델이 비행 시 요구되는 추력을 만족하는지의 여부 또한 판별되었다. 본 연구는 유체 및 연소에 대한 지배방정식을 도입하여 정밀화된 1차원 연소해석을 수행하였으며, 이는 국내의 독자적인 스크램제트 복합 추진 시스템 개발에 기여할 수 있다.

참 고 문 헌

- [1] Berglund, M., Fureby, C., “LES of Supersonic Combustion in a Scramjet Engine Model,” Proceedings of the Combustion Institute, Vol. 31, No. 2, Jan. 2007, pp. 2497~2504.
- [2] Chavez, F. R., Schmidt, D. K., “Analytical Aeropropulsive/Aeroelastic Hypersonic-Vehicle Model with Dynamic Analysis,” Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 17, No. 6, Nov. 1994, pp. 1308~1319.
- [3] Bolender, M. A., Doman, D. B., “Nonlinear Longitudinal Dynamical Model of an Air-Breathing Hypersonic Vehicle,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 44, No. 2, Mar. 2007, pp. 374~387.
- [4] Torrez, S. M., Scholten, N. A., Micka, D. J., 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] Choi, J. H., Park, I. S., Gil, H. Y., Hwang, K. Y., “Analysis of Dual Combustion Ramjet Using Quasi 1D Model,” Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 17, No. 6, Oct. 2013, pp. 81~88.
- [6] Kim, S. K., Seo, B. G., Kim S. J., Sung, H. G., Byen, Yoon, H. G., “Performance Design Techniques for Scramjet Engines with Finite-rate Chemistry Combustion Models,” The Korean Society of Propulsion Engineers, May. 2010, pp. 401~405.
- [7] Birzer, C., Doolan, C. J., “Quasi-One-Dimensional Model of Hydrogen Fueled Scramjet Combustors,” Journal of Propulsion and Power, Vol. 25, No. 6, Nov. 2009, pp.1220~1225.
- [8] Jachimowski, C. J., “An Analytical Study of the Hydrogen-Air Reaction Mechanism With Application to Scramjet Combustion,”

NASA technical paper 2791, 1988, pp. 15

[9] Torrez, S. M., Dalle, D. J., 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, Mar. 2013, pp.433~445.

[10] Heiser, W. H., Pratt, D. T., “Hypersonic Airbreathing Propulsion,” AIAA, Washington, DC, 1994, pp. 342 - 346.

[11] Shapiro, A. H., “Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow,” Ronald, New York, 1953, pp. 255 - 260.

[12] Saxena P., 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, Apr. 2006, pp. 316~323.

[13] Pandey, K. M., Sivasakthivel, T., “Recent Advance in Scramjet Fuel Injection - A Review,” *International Journal of Chemical Engineering and Applications*, Vol. 1, No. 4, Dec 2010, pp.294~301.

[14] Kee, R. J., Rupley, F. M., Meeks, E., Miller, J.M., “CHEMKIN-III: A Fortran Chemical Kinetics Package for the Analysis of Gas-Phase Chemical and Plasma Kinetics,” SANDIA REPORT, May 1996, pp.21~22.

[15] Wakelyn, N. T., McLain, A. G., “Polynomial coefficient of thermochemical data for the C-H-O-N system,” NASA Technical memorandum, Jan 1975, pp.14~28.

[16] Lee, J. W., Kang, S. H., “Design Improvement and Performance Evaluation of 2D Scramjet Inlet,” 54th KSPE Spring Conference, Korea, KSPE, July 2020.

[17] Ikui. T., Matsuo, K., Nagai, M., “The Mechanism of Pseudo-Shock Waves,” *Bulletin of JSME*, Vol. 17, No. 108, June 1974, pp.731~739.

Abstract

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

Jaehoon Yang

Department of Mechanical and Aerospace Engineering

The Graduate School

Seoul National University

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. The 2D analysis result of ANSYS Fluent, a commercial numerical analysis program, was compared with the quasi 1D analysis result of the current code. The current solver has successfully reproduced the

results of previous literature and secured the validity of quasi one-dimensional analysis. 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 PCST (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 a unstart was studied through the length of the pseudo-shock in the isolator. A performance analysis study was conducted according to the equivalence ratio of the combustor through the constructed code.

keywords : Scramjet, Ramjet, Ram-Scram transition, Hydrogen

Student Number : 2019-22259