

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2015.19.6.033>

큰 후향 계단이 있는 이중 모드 램젯 엔진의 설계 연구

양인영^{a,*} · 이양지^a · 이경재^a

Design Study of a Dual-Mode Ramjet Engine with Large Backward-Facing Step

Inyoung Yang^{a,*} · Yang-Ji Lee^a · Kyung-Jae Lee^a

^aEngine System Research Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: iyyang@kari.re.kr

ABSTRACT

Scaled model of a dual-mode ramjet engine with large backward-facing step, as a component of the rocket-based combined cycle engine, was designed. Design parameters were derived for this engine with the consideration of application for the rocket-based combined cycle engine. Design methodology was established for these design parameters. The design was partially verified through numerical study. Flow characteristics of the dual-mode ramjet engine with large backward-facing step was investigated experimentally. The design methodology for relevant design parameters established in this study was verified as feasible.

초 록

로켓 기반 복합 사이클 엔진의 구성 요소로서 큰 후향 계단을 가진 이중 모드 램젯 엔진의 축소 모델 설계를 설계하였다. 로켓 기반 복합 사이클 엔진에 적용하기 위해 설계 단계에서 고려하여야 하는 인자를 도출하였고 이 설계 인자에 대한 설계 방법을 정립하였다. 이러한 방법을 통하여 설계한 모델에 대하여 전산유체해석과 공력 시험을 수행함으로써 설계 검증에 일부 수행하고 큰 후향 계단을 가진 이중 모드 램젯 엔진의 유동 특성을 파악하였으며 이 연구에서 정립한 주요 설계 인자에 대한 설계 방법이 타당함을 확인할 수 있었다.

Key Words: Scramjet Engine(스크램젯 엔진), Dual-Mode Ramjet Engine(이중 모드 램젯 엔진), Rocket-Based Combined Cycle(로켓 기반 복합 사이클), Backward-Facing Step(후향 계단), Hypersonic Wind Tunnel(극초음속 풍동)

1. 서 론

Received 19 August 2015 / Revised 3 November 2015 / Accepted 9 November 2015
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1.1 연구 배경

스크램젯 엔진은 공기흡입식 극초음속 엔진으로

로서 로켓에 비하여 비추력이 월등히 높다는 장점이 있어 차세대 극초음속 추진 기관으로서 활발히 연구되고 있다. 미국은 이미 스크램젯 엔진을 사용하는 비행체인 X-43A와 X-51A의 비행 시험을 완료하고 실용화 연구에 돌입하였고 유럽, 일본, 중국 등도 비행 시험 단계에 진입하기 위한 연구 개발에 많은 역량을 투입하고 있다.

그러나 스크램젯 엔진은 비행 속도에 의한 공기 압축을 이용하기 때문에 마하 4-5 이상의 비행 속도에서만 작동 가능하다. 따라서 스크램젯 엔진을 사용하는 비행체는 정지 상태에서부터 이 비행 속도까지 비행체를 가속시키는 별도의 추진 장치를 스크램젯 엔진과 결합하는 것이 필요하다. 단순히 스크램젯 엔진 외에 가스터빈이나 로켓 엔진을 비행체에 추가할 수도 있으나 보다 효율적인 엔진 개념으로는 터빈 기반 복합 사이클(turbine-based combined cycle; TBCC)이나 로켓 기반 복합 사이클(rocket-based combined cycle; RBCC) 엔진이 있다. 엔진을 우주발사체에 적용하기 위해서는 대기가 없는 상태에서도 추력이 있어야 하므로 우주발사체용 엔진으로는 RBCC 엔진이 더 적절하다 할 수 있다.

RBCC 엔진은 하나의 유로 안에 로켓 노즐 후단부와 스크램젯 엔진을 통합하는 것이 특징이다. 로켓 노즐이 위치하는 부분은 후향 계단(backward-facing step)의 형상이 되므로 RBCC 엔진은 후향 계단이 있는 스크램젯 엔진으로 단순화할 수 있다.

이 연구에서는 RBCC 엔진에 적용할 수 있는 스크램젯 엔진에 대한 설계를 수행함으로써 이러한 엔진의 설계 요구 조건을 도출하고 이를 만족하기 위한 설계 방법을 정립하고자 하였다. 이 과정에서 비행 속도에 따라 램젯 모드와 스크램젯 모드를 변환하여 작동할 수 있는 이중

모드 램젯(dual-mode ramjet) 엔진을 설계함으로써 RBCC 엔진에서 공기흡입식 추진 기관의 작동 영역이 더 넓어지도록 하였다. 또한 가상의 비행체 대비 축소형 엔진 모델에 대한 설계를 수행함으로써 지상 시험 설비에서의 시험을 통해 설계 검증을 할 수 있도록 하였다.

2. 설계 요구 조건 및 설계 고려 사항

2.1 RBCC 엔진의 형상 및 설계 인자

Fig. 1에는 이 연구의 대상이 되는 RBCC 엔진용 이중 모드 램젯 엔진의 내부 유로 형상을 개념적으로 나타내었다. 일반적인 스크램젯 엔진과 같이 흡입구, 격리부, 연소기부, 노즐부로 나누어지며, 격리부와 연소기부 사이에 후향 계단이 있어 여기에 로켓 노즐이 위치하게 된다. 연소기부는 유로의 단면적이 일정한 부분과 확장되는 부분으로 구성할 수 있다. RBCC 엔진의 형상 설계 인자는 아래 목록과 같다.

- (1) 후향 계단 높이
- (2) 연료 분사 위치
- (3) 연료 분사구 크기 및 개수
- (4) 단면적 일정형 연소기부의 위치 및 길이
- (5) 확장형 연소기부의 길이 및 확장 각도
- (6) 흡입구 형상
- (7) 격리부 높이
- (8) 격리부 길이
- (9) 추력 노즐 각도 및 길이

여기에서 (6)-(9)는 일반적인 스크램젯 엔진에서도 주요 설계 인자가 되고 RBCC 엔진과 설계 방법이 다르지 않으므로 기존의 저자 일동의 연구에서와 같은 방법으로 설계하였으며 이 연구에서는 다루지 않고, (1)-(5)의 설계 인자에 대해

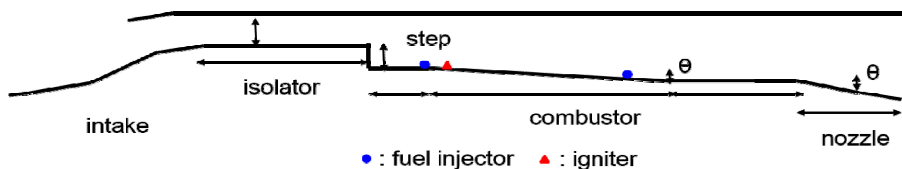


Fig. 1 Components and design parameters of an RBCC engine.

서만 논하기로 한다.

2.2 RBCC 엔진의 설계 고려 사항

(1) 후향 계단 높이

후향 계단의 높이는 로켓 노즐의 출구 크기에 의해 최소값이 제한된다. 후향 계단의 높이가 클수록 팽창과가 강해지고 유동 가속이 커지므로 적절한 수준 내에서 정하여야 한다.

후향 계단의 높이는 엔진 유로의 폭에 의해서도 좌우된다. 필요한 로켓 노즐 출구 면적에 대하여 작은 로켓 노즐을 횡방향으로 여러 개 배치함으로써 엔진 유로의 폭을 크게 하면 후향 계단의 높이를 작게 할 수 있다.

(2) 연료 분사 위치

연료 분사 위치는 연료와 공기의 혼합이 활발하게 이루어질 수 있도록 정하여야 한다. 후향 계단에 의해 발생하는 재순환 영역(recirculation zone) 내에서는 연료의 체류 시간이 길어 혼합이 활발해질 수 있다. 또한 그 직후단의 재부착 지점(reattachment point)은 강한 압력 구배가 있어 혼합을 촉진할 수 있다.

(3) 연료 분사구 크기 및 개수

엔진의 성능 해석 등으로부터 연료 분사량이 결정되면 연료 분사와 관련한 3개의 변수(분사구의 크기, 개수 및 연료 분사 압력) 중 2개를 독립 변수로서 결정해야 한다. 분사구의 크기를 작게 하고 개수를 늘리는 것이 연료와 공기의 혼합을 촉진해 연소에 도움이 되지만 스크램젯 엔진의 경우에는 분사구의 크기가 너무 작으면 연료의 침투 높이(penetration height)가 낮아 수직 방향으로 잘 혼합되지 못하는 경우가 있다.

(4) 단면적 일정형 연소기부의 위치 및 길이

일반적인 스크램젯 연소기나 이중 모드 연소기의 경우에는 단면적이 일정한 연소기부를 두지 않는 경우가 많다. 그러나 RBCC용 연소기는 그 특성상 단면적 일정 연소기부가 필요하며, 그 이유는 다음과 같다. RBCC 연소기는 로켓 노즐을 통합하기 위해 큰 후향 계단이 있는데, 이 후

향 계단을 통과하면서 유동이 급격히 팽창하게 된다. 따라서 단면적 일정 연소기부를 설치하여 추가적인 유동 팽창을 방지하고 그 영역에서 연료를 점화시켜야 안정적인 연소를 기대할 수 있다.

단면적 일정형 연소기부(이후 "C 연소기부"로 칭함)의 위치는 유동의 감속이 필요한 위치와 열질식(thermal choking) 구현이 필요한 위치로 결정해야 한다. 또한 그 길이는 충분한 유동 감속이 일어날 수 있을 만큼이어야 하지만 스크램젯 모드에서 열질식을 유발해서는 안 된다.

(5) 확장형 연소기부의 길이 및 확장 각도

스크램젯 연소기의 확장각이 너무 작으면 낮은 연료 당량비에서 열질식이 발생해 높은 추력을 얻을 수 없다. 반면 이 확장각이 너무 크면 유동 가속 및 정온도 하락으로 인해 연소 효율이 낮아지거나 화염 유지가 불가능해질 수도 있다. 또한 이중 모드 연소기의 램젯 모드에서는 반대로 열질식이 발생하는 것이 필요하므로 연소기의 확장각이 너무 커서는 안 된다. 따라서 이중 모드 램젯 엔진에서 연소기 확장각은 가장 중요한 설계 인자 중 하나라고 할 수 있다.

확장형 연소기부(이후 "E 연소기부"로 칭함)의 길이는 연소기 내 유동의 체류 시간 및 이에 따른 연소 효율을 적정 목표값으로 유지할 수 있는 한도 내에서 가장 짧게 하는 것이 필요하다.

2.3 설계 요구 조건

여기에서는 이 논문의 전개와 관련된 엔진설계 요구 조건 일부만 다루기로 한다. 이 연구에서 고려하고 있는 비행체의 가상 비행 임무에 대해서는 이경재 등[1]을 참조할 수 있다.

▷ 설계 비행 속도 및 고도 : 엔진의 설계 비행 속도는 마하 6으로 하였다. 단, 고도는 가상 비행 임무[1] 상으로는 22 km가 설계점이 되어야 하나, 여기에서는 시험 설비에서의 시험을 염두에 두고 시험 설비의 사양에 따라 고도 25 km를 설계점으로 하였다.

▷ 모델 크기 : 이 연구에서 모델 크기는 시험 설비의 사양 제한에 따라 결정하였다. 모델 크

기는 흡입구 입구 유로 단면적 기준으로 150 mm(높이) X 70 mm(폭)로 결정하였다.

▷ 격리부 입구 유동 속도 : 격리부 입구에서의 유동 속도는 비행 속도를 고려해 결정하는데 연구자에 따라 비행 속도 대비 0.25-0.6(마하 6 기준으로 마하 1.5-3.6)으로 차이가 크다 [2]. 여기에서는 마하 2.0으로 비교적 낮게 설정함으로써 유동의 정온도를 높여 안정적인 연소가 가능하도록 의도하였다.

▷ 연료 : 연료는 수소이며 기체 상태로 연소기에 공급된다. 연료 당량비는 1.0을 설계점으로 하였다.

▷ 연료의 침투 높이 : 연료의 침투 높이가 연소기 유로 전체 높이의 1/2이 되는 것(연료 분사구 하류 100 mm 기준)을 설계 요구 조건으로 하였다. 여기에서 연료의 분사 압력은 시험 설비의 제한 사항을 고려하여 최대 2 MPa로 하였다.

3. 설계 방법 및 설계 결과

Fig. 2에 최종 설계된 모델의 형상을 나타내었다. 이 장에서는 이러한 모델을 설계한 방법과 그 결과를 기술하였다.

앞서 2.1절에 나열한 9개의 설계 인자 중 흡입구 형상(6)은 4개의 흡입구 램프를 기준으로 하여 강상훈 등[3]에 기술된 방법으로 설계하였다. 흡입구 ramp의 각도는 11.5°, 15.5°, 13°, 14°로 결정되었다. 설계점인 마하 6/고도 25 km에서의 흡입구 공기 포집률(air capture ratio)은 0.95, 공기 유량은 0.545 kg/s로 예측되었다. 탈설계점인

마하 5/고도 23 km에서의 공기 포집률은 0.76, 공기 유량은 0.654 kg/s로 예측되었다.

격리부 유로의 높이(7)는 격리부에서의 유동 속도 요구 조건을 만족하도록 17 mm로 결정하였다. 격리부 길이(8)는 Billig의 식[4]에 의해 132 mm로 계산되었는데, 모델의 제작성 관계로 150 mm로 결정하였다. 추력 노즐의 각도와 길이(9)는 저자 일등의 기존 연구 결과[5]에 의해 길이 414.4 mm(엔진 축방향 기준) 확장 각도는 15°로 결정하였다. 시험 모델의 총 길이는 1700 mm로 결정되었다.

그 외에 2.2절에 기술한 나머지 5개의 설계 고려 사항 및 2.3절의 설계 조건에 대한 설계 방법과 그에 따른 설계 결과는 다음과 같다.

(1) 후향 계단의 높이

후향 계단의 높이는 비행체의 임무 분석에 의해 로켓의 추진제 유량을 결정하고 그에 따라 로켓 노즐 개수와 크기를 결정한 후 그에 따라 후향 계단의 높이를 결정하였다. 이에 더해 이 연구에서는 모델의 유로 폭이 70 mm를 초과할 수 없음을 고려하였다.

후향 계단에 설치되는 로켓은 총 유량 0.461 kg/s이며, 이에 따라 목 직경 9.2 mm, 출구 직경 18.4 mm인 로켓 노즐 3개가 나란히 배치되는 것으로 가정하였다. 로켓 노즐 팁의 두께를 고려하여 후향 계단의 높이는 22 mm로 설계하였다. 따라서 후향 계단 직후 연소기 유로의 총 높이 h_{comb} 는 39 mm이다.

(2) 연료 분사 위치

연료 분사 위치는 몇 가지의 후보 형상을 선

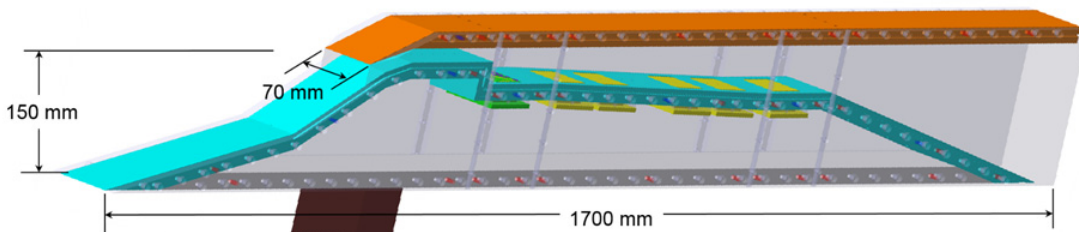


Fig. 2 Design result of the scaled model.

정해 전산유체해석과 시험을 통해 parametric study를 하고자 하였다. 후보 형상에는 단일 분사와 다중 분사를 모두 포함하고자 하였다.

첫 번째 연료 분사구(이하 “상류 분사구”로 칭함)는 엔진 유로에 대한 전산유체해석(4.2절 참조)을 통해 후향 계단에 의한 재순환 영역의 크기를 확인한 후 그 안에 위치하도록 결정하였다. 상류 분사구 위치는 후향 계단으로부터 40 mm 하류이다. “하류 분사구”는 추력 노즐 직전의 C 연소기부 상에 위치시켰다. 또한 하류 분사구를 카울(cowl) 쪽에 위치시키는 것도 하나의 후보 형상으로 선정하였다.

(3) 연료 분사구 크기 및 개수

연료 분사구의 크기와 개수는 임의로 결정이 가능한데, 연료 분사 압력과 연료의 침투 높이에 대한 요구 조건(2.3절 참조)으로부터 이 값들을 결정하였다. 침투 높이는 여러 기존 연구[6-9]에서 제시한 모델들을 사용해 계산하였다. 모델별로 침투 높이의 예측값은 최대 13% 차이가 있어 여기에서는 각 모델의 평균값을 사용하였다.

연료 유량 설계 요구 조건(마하 6, 고도 25 km, 당량비 1.0(2.3절 참조))에 대하여 연료 분사구 크기 d_{inj} 및 개수 N_{inj} 에 따른 계산 결과를 table 1에 나타내었다. 이 중 연료 분사 설계 요구 조건(연료 분사 압력 $p_{inj} \leq 2$ MPa, 침투 높이

Table 1. Fuel injection pressure and penetration height at various injector diameter and number of injector holes.

d_{inj} (mm)	1.5			
N_{inj}	6	8	12	16
p_{inj} (MPa)	3.4	2.5	1.7	1.3
h_{pen} (mm)	22.4	19.5	16.0	14.0
d_{inj} (mm)	2			
N_{inj}	3	4	6	8
p_{inj} (MPa)	3.8	2.8	1.9	1.4
h_{pen} (mm)	28.7	24.9	20.5	17.9
d_{inj} (mm)	3			
N_{inj}	2	3	4	6
p_{inj} (MPa)	2.5	1.7	1.3	0.8
h_{pen} (mm)	30.8	25.4	22.2	18.3

$h_{pen} \geq (1/2)h_{comb}$ (2.3절 참조)을 만족하는 경우를 음영으로 구분하였다. 이로부터 $d_{inj} \geq 2$ mm가 되어야 함을 알 수 있다. 여기에서는 연료의 수평 방향 혼합도 고려하여 그 중 분사구가 가장 많은 경우를 선택하였으며 따라서 직경 2 mm의 분사구 6개를 유로 폭 방향으로 배치하는 것으로 결정하였다.

한편 이 연구에서는 연소기 유로 높이가 매우 커서 경사 분사로는 침투 높이를 달성할 수 없어 수직 분사로 설계하였다.

(4) C 연소기부의 위치 및 길이

C 연소기부의 위치 및 길이는 준일차원 모델을 통해 설계하고 연소가 포함된 2차원 전산유체해석을 통해 확인하여 재설계하는 과정을 거쳤다. 준일차원 모델은 O'Brien 등[10]을 따랐다. C 연소기부는 후향 계단 직후와 추력 노즐 직전에 위치하며 길이는 각각 120 mm이다.

(5) E 연소기부의 길이 및 확장 각도

E 연소기부의 길이 및 확장 각도 역시 C 연소기부의 경우와 동일하게 준일차원 모델로 설계하고 전산유체해석으로 확인하였다. E 연소기부에 대해 일정한 길이 범위와 각도 범위, 연료 당량비 범위 내의 몇 가지 조건에서 준일차원 해석을 수행하여 램젯 모드에서 열질식이 발생하고 스크램젯 모드에서 열질식이 발생하지 않는 형상 중 연소 효율이 최대가 되는 형상을 선택하였다. 그 결과 E 연소기부 길이는 400 mm, 확장 각도는 2°로 결정하였다.

4. 모델 특성

이상과 같이 설계한 축소 엔진 모델에 대하여 공력 시험과 전산유체해석을 통하여 유동 특성을 파악하였다. 모델 공력 시험 조건은 램젯 모드 작동 영역인 비행 속도 마하 5, 설비 노즐 입구 압력 1.92 MPa, 설비 노즐 입구 온도 1181 K, 배기 압력 3.4 kPa이다. 모델 내부 유로의 바닥면 각 위치에서 벽면 정압력(wall static

pressure) 데이터를 2 kHz로 획득하였으며 이를 유동이 안정된 시간 구간에서 1초간 시간 평균하여 사용하였다. 공력 시험에 사용한 설비와 데이터 처리 방법의 상세 사항에 대해서는 저자 일동의 기존 논문[11]을 참조할 수 있다.

전산유체해석은 상용 코드인 ANSYS Fluent를 사용하였다. 모델을 2차원으로 가정하여 해석을 단순화하였으며 격자 개수는 약 1백만 개이다. 난류 모델은 $k-\omega$ SST 모델을 사용하였다. 해석 조건은 필요에 따라 비행 속도 마하 5와 마하 6 모두에서 수행하였다.

4.1 공력 시험 결과와 전산유체해석 결과 비교

Fig. 3에 공력 시험 결과와 전산유체해석 결과를 함께 나타내었다. Fig. 3에서 세로축은 벽면 정압력(P_s)을 노즐 입구 압력(P_0)으로 무차원화한 것이다. 외부 유동 기준으로는 $P_s/P_0=0.002$ 이다(그래프에는 표시하지 않음).

Fig. 3에서 시험 데이터를 전산유체해석 데이터와 비교해 보면 시험에서는 흡입구 두 번째 램프에서 압력이 약 25% 가량 낮게 측정되었음을 알 수 있다. 이것은, 전산유체해석은 2차원으로 수행한 반면 시험에서는 흡입구 두 번째 램프가 외부 압축(external compression) 구간이므로 3차원 유동 현상이 있었기 때문인 것으로 판

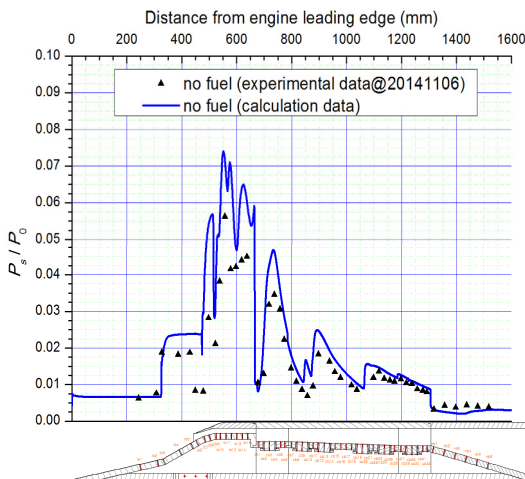


Fig. 3 Wall static pressure distribution of the scaled model (Aerodynamic test - no fuel).

단된다. 이에 따라 흡입구 이후의 유로에서도 압력이 다소 낮게 측정되었다. 흡입구 두 번째 램프에서의 외부 압축 및 3차원 유동 현상에 대해서는 추가적인 연구가 있어야 할 것이나, 우선은 이러한 압력 차이를 보상함으로써 전산유체해석 데이터를 사용해 시험 데이터를 예측할 수 있을 것으로 판단하였다.

Fig. 3의 시험 데이터를 보면 유동은 첫 번째 흡입구 램프에서 $P_s/P_0=0.008$, 격리부에서 최대 0.056까지 압축된다. 그러나 격리부 출구에서는 거기에 위치한 후향 계단의 높이가 매우 높음으로 인해 0.01까지 감소한다. 이후 연소기부 벽면에서 압축과 팽창이 반복되어 유동이 반복적으로 압축/팽창되어 압력이 상승/하강을 반복하는데, 연소기부의 유로 높이가 매우 높기 때문에 연소기부 내에서 압력의 peak가 단 3개만 관측된다. 또한 peak의 크기도 급속히 줄어들어 3번째 peak는 잘 드러나지 않는다.

4.2 연소기 배압에 따른 유동 구조 해석

Fig. 4는 연료를 분사하지 않는 cold flow 조건에서 배압을 다르게 하여 해석한 결과이다. 외부 유동의 속도 M_∞ 는 엔진의 설계점인 마하 6이다.

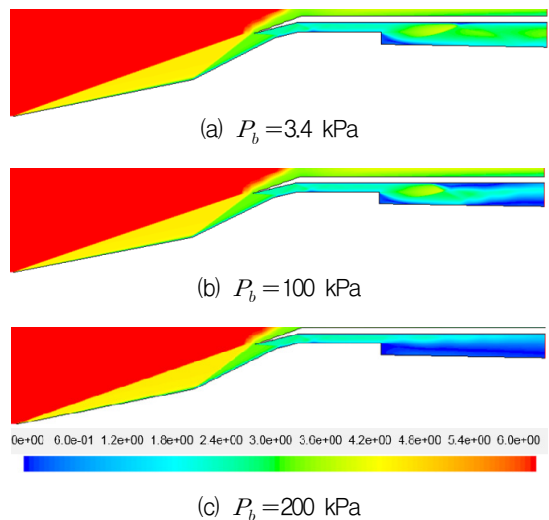


Fig. 4 Calculated Mach number distribution at different back pressures($M_\infty=6$, cold flow).

Fig. 4(a)는 배기 압력 $P_b=3.4$ kPa(공력 시험과 동일 조건)로 해석한 것이다. 후향 계단의 크기가 큰 관계로 유동이 급속히 팽창 및 가속되어 후향 계단 하류 중 유동 속도가 가장 빠른 지점에서는 마하 3.4에 이른다. 이것은 연소 관점에서는 부정적인 요인이 된다. 이후 충격파가 연소기 벽면에서 반사되어 유동이 반복적으로 가속/감속한다. 배압이 높아져 100 kPa이 되면(Fig. 4(b)) 연소기 내에서 박리(separation)가 발생하며 중심부에서는 충격파에 의한 가/감속 구조가 유지되는데 이것은 Waltrup 등[12]에 기술된 것처럼 벽면에서 반사되는 충격파에 의한 압력 상승과 경계층 내의 유동 감속이 서로 중첩됨으로 인한 것이다. 그러나 배압이 200 kPa로 더 높아지면(Fig. 4(c)) 후향 계단 이후의 유동은 평균적으로 아음속이 되고 충격파 구조도 사라진다. 그런데 이 경우 연소기 상층부와 하층부의 속도 차이가 뚜렷하고 상층부와 하층부 사이의 혼합도 거의 없는 것으로 나타났다. 이 역시 연소 관점에서는 부정적인 요인이다.

Fig. 5는 Fig. 4(a)와 동일 조건에서 후향 계단 직후의 재순환영역을 보여주는 속도 분포 해석 결과이다. 이로부터 연료 분사 위치는 3장의 (2)항에서 기술한 대로 후향 계단 직후의 재순환 영역 내에 위치하고 있음을 확인할 수 있다.

4.3 연료 분사 위치 및 당량비에 따른 유동 구조 해석

Fig. 6-8은 이 엔진의 램젯 모드 운용 영역에 속하는 $M_\infty=5$ 에서 연료 분사 및 연소 반응이 있을 때의 전산유체해석 결과이다. 연소기 내의 두 군데 지점에서 연료를 분사하는 경우이며, 연

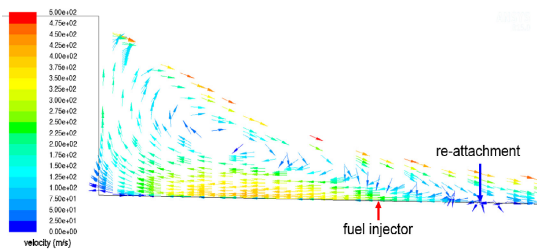


Fig. 5 Velocity distribution in the recirculation region behind the backward-facing step.

료 분사구 위치는 Fig. 6(a)-8(a)에 화살표로 표시하였다. ϕ_{up} 은 상류 분사구의 연료 당량비, ϕ_{down} 은 하류 분사구의 연료 당량비이다. Fig. 7, 8의 범례는 Fig. 6과 동일하다.

2차원 전산해석은 연료 분사구 주위에서 발생하는 궁형 충격파를 모사할 수 없는 등 여러 한계가 있다. 여기에서는 연료 분사 위치나 당량비 변화에 따른 유동 구조 변화를 상대적으로 비교하는 의미로 해석을 수행하였다. 또한 2차원 해석 모델에서는 연료 분사구 형상이 슬릿의 형태가 되는데, 슬릿의 폭을 조절함으로써 주어진 당량비에서 실제 모델과 동일한 분사 속도, 즉 동일한 운동량비를 가질 수 있도록 모사하였다. 연소 반응은 1단계 총괄 반응으로 간략화하였고 finite rate 모델과 Eddy dissipation 모델을 함께 적용하였다.

Fig. 6은 연료의 총 당량비 $\phi_{tot}=1.0$ 인 경우이다. Fig. 6(a), 6(b)를 보면 연소기 내 상층부에 부분적으로 충격파 구조가 존재한다. 또, Fig. 6(c)를 보면 분사된 연료가 유동의 상층부까지 침투하지 못하고 하층부에 머무르고 있으며 이에 따라 Fig. 6(b)와 같이 온도 상승은 폭이 좁은 일부 전단층 안에서만 발생한다. 또 Fig. 6(c)를

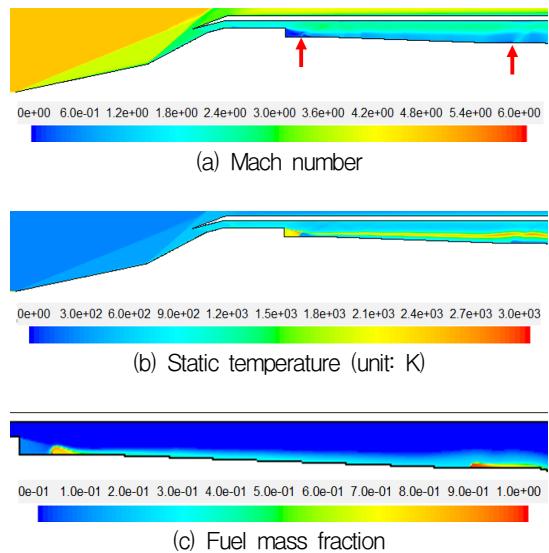


Fig. 6 Numerical simulation result at $\phi_{up}=0.6$ and $\phi_{down}=0.4$ ($\phi_{tot}=1.0$) at $M_\infty=5$.

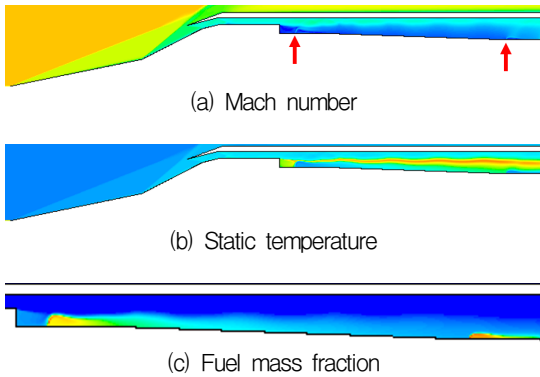


Fig. 7 Numerical simulation result at $\phi_{up}=0.8$ and $\phi_{down}=0.6$ ($\phi_{tot}=1.4$) at $M_{\infty}=5$.

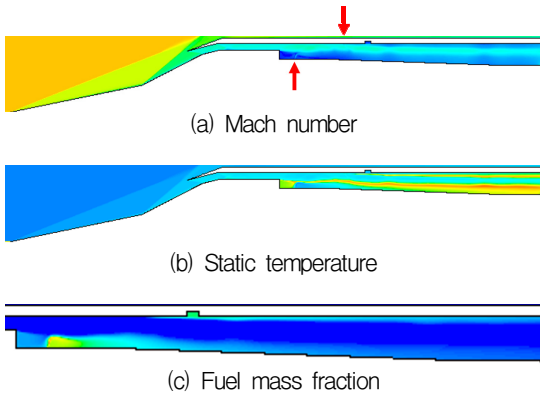


Fig. 8 Numerical simulation result at $\phi_{up}=0.6$ and $\phi_{down@cowl}=0.4$ ($\phi_{tot}=1.0$) at $M_{\infty}=5$.

보면 하류에서 분사된 연료는 연소기 말단에 이를 때까지 연소가 되지 않은 채로 남아 있음을 알 수 있다. 유로 방향에 수직한 각 단면 상에서 마하 수를 면적 가중 평균한 결과 최저값은 상류 분사 직후 지점에서 나타났으며 1.51이었다. 결과적으로 유동은 전체적으로 초음속이며 이 연료량으로는 열질식이 발생하지 않았다.

Fig. 7은 총 당량비 1.4인 경우이다. Fig. 7(a)를 Fig. 6(a)와 비교하면 연소기 내 하층부에서 아음속 영역이 넓게 형성되었음을 알 수 있다. 이것은 Fig. 7(c)에 나타난 것처럼 연료 분사 모멘텀이 증가함에 따라 연료 침투 높이가 커지고 연료와 공기의 혼합이 활발해진 것에 기인한다. 결과적으로 Fig. 7(b)와 같이 온도가 상승하는 영

역이 하층부를 중심으로 상층부로 더 확대되었다. 면적 가중 평균한 마하 수는 E 연소기부 전반에 걸쳐 1.0 미만(아음속)이었으며 E 연소기부가 끝나는 지점에서 0.85로 최저였다. 다만 연료의 수직 방향 혼합은 Fig. 6(c)의 경우보다 개선되기는 하였으나, 이 경우에도 상층부에 연료 분포가 없고 Fig. 7(b)에 나타난 것처럼 상층부의 온도 상승 폭도 작았다.

Fig. 8은 하류 분사를 카울부(그림에서 유로의 윗부분)에서 하는 경우이다. 카울 분사는 45° 의 경사 분사로 하였고 공동형 보مج기를 설치하였다. 총 당량비는 1.0이다. Fig. 8(b), 8(c)에서 확인되듯이 이 경우에도 완전한 수직 방향 혼합은 이루어지지 않았다. 그러나 Fig. 8(a)를 당량비가 동일한 Fig. 6(a)와 비교하면 고속 유동은 유동의 중앙부에 국한되며, Fig. 8(b)를 Fig. 6(b)와 비교하면 고온 영역이 하층부로도 더 넓어졌음을 알 수 있다. 각 단면에서 면적 평균한 마하 수는 카울 분사 지점 이후에 부분적으로 1.0 미만이었고 다시 초음속을 회복한 후 E 연소기가 끝나는 지점에서 0.95로 최저였다. 따라서 동일한 총 당량비인 Fig. 6과 비교하면 하류 분사구를 카울에 위치시킴으로써 수직 방향 혼합이 촉진되었으며 이 조건에서 열질식을 발생시킬 수 있음을 알 수 있다.

5. 결 론

이 연구에서는 로켓 기반 복합 사이클 엔진의 구성 요소로서 이중 모드 램젯 엔진의 축소 모델을 설계하고 전산유체해석 및 공력 시험을 통해 부분적인 설계 검증과 유동 특성을 고찰하였다. 로켓 기반 복합 사이클 엔진에서는 로켓 노즐을 통합하기 위해 후향 계단이 필요한데, 후향 계단의 크기를 로켓 노즐 통합이 가능할 정도로 크게 할 경우 이중 모드 램젯 엔진의 측면에서는 유동 가속, 연소기 상층부와 하층부의 유동 분리를 유발하여 연소에 부정적인 요소로 작용한다는 것을 알 수 있었다. 이를 극복하기 위해서는 수직 방향의 연료-공기 혼합을 촉진시키는

것이 필요하며 따라서 연료의 침투 높이를 증가시킬 수 있도록 연료 분사구의 형상을 정하고 수직 분사를 하는 것이 필요하다는 것을 알 수 있었다. 또한 다중 분사를 수행하되 연소기 바닥면과 카울면에 연료 분사구를 분산하여 배치하는 것이 도움이 됨을 알 수 있었다.

향후 램젯 모드 및 스크램젯 모드에서 연소 시험을 수행하여 추가적인 설계 검증을 수행할 예정이다.

References

1. Lee, K.J., Yang, I., Kim, C.T. and Yang, S.S., "Analysis of the Operation Domain of a Rocket-Based Combined Cycle Engine for a SSTO Launch Vehicle," *Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2014*, Jeju, Korea, pp. 751-755, Mar. 2014.
2. Curran, E.T. and Murthy, S.N.B., *Scramjet Propulsion*, Progress in Astronautics and Aeronautics 189, Reston, VA, U.S.A., p. 503, 2000.
3. Kang, S.H., Lee, Y.J. and Yang, S.S., "Model Scramjet Engine Design for Ground Test," *Journal of Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 11, No. 5, pp. 1-13, 2007.
4. Billig, F.S., "Research on Supersonic Combustion," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 9, No. 4, pp. 499-514, 1993.
5. Lee, Y.J., "Characteristics of the Hydrogen-Fueled Scramjet Engine According to the Thrust Nozzle Variation," KARI, KARI-EST-ELN-2014-012, 2014.
6. Gruber, M.R., Nejad, A.S. and Dutton, J.C., "Compressibility Effects in Supersonic Transverse Injection Flowfields," *Physics Fluids Journal*, Vol. 9, No. 5, pp. 1448-1461, 1997.
7. Lee, M.P., McMillin, B.K., Palmer, J.L. and Hanson, A., "Two-Dimensional Imaging of Combustion Phenomena in a Shock Tube Using Planar Laser-Induced Fluorescence," *AIAA 29th Aerospace Sciences Meeting*, Reno, NV, U.S.A., AIAA 1991-460, Jan. 1991.
8. McDaniel, J.C. and Graves, J. Jr., "Laser-Induced Visualization of Transverse Gaseous Injection in Nonreacting Supersonic Combustor," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 4, No. 6, pp. 591-597, 1988.
9. Abramovich, G.N., *The Theory of Turbulent Jets*, MIT press, Cambridge, MA, pp. 671, U.S.A., 1963.
10. O'Brien, T.F., Starkey, R.P. and Lewis, M.J., "Quasi-One-Dimensional High-Speed Engine Model with Finite-Rate Chemistry," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 6, pp. 1366-1374, 2001.
11. Yang, I., Lee, Y.J., Kim, Y.M. and Lee, K.J., "Combustion Test of a Mach 5 Scramjet Engine Model," *Journal of Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 3, pp. 9-14, 2013.
12. Watrup, P.J. and Billig, F.S., "Structure of Shock Waves in Cylindrical Ducts," *AIAA Journal*, Vol. 11, No. 10, pp. 1404-1408, 1973.