

Research Paper

DOI: <http://doi.org/10.6108/KSPE.2023.27.4.015>

다중 복합사이클용 이젝터 로켓이 장착된 이중모드램제트의 통합연소기 유동해석

이봉술^{a,*} · 배주현^a

Numerical Study of an Integrated Combustor of Dual Mode Ramjet equipped with an Ejector Rocket for Multiple Joined Combined Cycle

Bongsul Lee^{a,*} · Juhyun Bae^a

^aThe First R&D Institute, Agency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: bongsul26@add.re.kr

ABSTRACT

A numerical study was conducted for investigating the thrust performance of an integrated combustor with an ejector rocket, augmenting the thrust of the dual mode ramjet which is one of the main component of a multiple joined combined cycle (MJCC) under the flight Mach number 4 condition. The numerical analysis with a commercial software (FLUENTTM) was performed with an efficient grid quality by comparing the analysis results. NASA CEA(Chemical Equilibrium Applications) results were applied to the inlet condition of the ejector rocket. The thrust performance of the integrated combustor was investigated with respect to the shape (wedge angle), fuel type (hydrocarbon, methane), operating pressure, and the conditions with and without the ejector rocket.

초 록

본 연구에서는 연소기 내부에 이젝터 로켓이 탑재되는 다중복합사이클(MJCC)의 이중모드램제트의 추력 성능을 수치해석을 통해 분석하였다. 이중모드램제트 엔진 내부에 이젝터 로켓을 설치한 통합연소기는 비행 마하수 4의 조건에서 운용될 때 이젝터 로켓을 작동시켜 추가적인 추력을 얻는다. 상용 전산유체해석 프로그램을 활용하였으며, 격자 품질에 따른 계산 결과를 비교하여 효율적인 격자 수준을 선정하여 전산해석을 수행하였고, 해석에 필요한 이젝터 로켓의 입구 조건은 CEA(Chemical Equilibrium Analysis) 결과를 적용하였다. 이젝터 로켓의 유무를 포함하여 썸뿔(wedge) 각도, 사용 연료(탄화수소, 메탄), 운용압력에 따른 통합연소기의 추력 성능을 확인하였다.

Key Words: Multiple Joined Combined Cycle(다중 복합사이클), Dual-mode Ramjet(이중모드 램제트), Ejector Rocket(이젝터 로켓), Integrated Combustor(통합연소기)

Received 5 April 2023 / Revised 13 July 2023 / Accepted 18 July 2023

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Nomenclature

A	: Throat area of ejector rocket
d_m	: Maximum mesh size
d_{throat}	: Throat diameter of ejector rocket
d_{nozzle}	: Nozzle exit diameter of ejector rocket
\dot{m}	: Mass flow rate
\dot{m}_{air}	: Air mass flow rate
\dot{m}_{roc}	: Rocket mass flow rate
\dot{m}_{throat}	: Mass flow rate at nozzle throat of ejector rocket
\dot{m}_{outlet}	: Mass flow rate at combustor outlet
NASA CEA	: NASA Chemical Equilibrium Applications
P_s	: Static pressure
P_t	: Total pressure
R	: Gas constant
T_t	: Static temperature
γ	: Specific heat ratio

1. 서 론

아음속과 극초음속을 포함하는 광범위한 속도 영역에서 운용되는 복합사이클이 적용된 비행체는 서울-LA간 비행시간을 2시간으로 단축이 가능하여[1], 물류 수송산업에 혁신적인 변화를 가져올 수 있는 미래 도전적인 연구 대상 중 하나이다. 이러한 비행체에 적용되는 복합추진기관은 극초음속 유도무기에도 적용할 수 있다. 극초음속 순항 유도무기의 경우 비행궤도의 예측이 상대적으로 용이한 탄도 유도무기 대비 궤적 추적

이 어렵기 때문에 국방력 강화에 상호보완적 기여가 가능하다[1-2]. 이를 위해서는 다중 복합사이클과 같이 광범위한 속도영역에서 운용이 가능한 추진기관의 개발이 선행되어야 한다[3]. 다중 복합사이클 중 하나인 TBCC (Turbine-Based Combined Cycle)에서는 속도영역 및 운용고도에 맞는 모드 전환이 필수적인 운용 요소이다[4]. 이와 같이 다중 복합사이클은 각 추진기관의 성능을 최대로 발휘하여 최적의 추력을 발생시키는 것이 주요 장점이다. 하지만, 모드전환시 엔진이 전환되면서 공기흡입 유로의 변경 등으로 인하여 필요 추력이 일시적으로 부족한 현상이 발생할 수 있다[5]. 이때의 각 추진기관의 모드 전환 시 추력 변화 특성 및 추력 과부족 여부를 파악해야 다중 복합사이클을 적절하게 운용하는 것이 가능하다[5]. 특히 극초음속 비행을 시작하는 단계에 해당하는 비행 마하수 4 정도에서의 모드전환이 가장 중요한 기술이며[5], 이를 해결하기 위하여 추가적으로 추력을 증가시키는 방법으로 이중모드 램제트에 이젝터 로켓을 설치하여 통합연소기를 구현하는 방법이 있다[6, 7]. 통합연소기에 설치한 이젝터 로켓은 고속의 로켓 배기가스인 주 유동 제트의 전단력과 압력차에 의해 부 유동을 유도하여 추력을 증가시키는 장치이다[8]. 이젝터 로켓은 공기흡입식 추진기관이므로 내부항력이 증가하는 단점이 있지만, 추가적인 추력을 얻을 수 있고 2차 유동의 유량증가로 인한 추력증가를 기대할 수 있다[8, 9]. 선행 연구로는 아음속, 초음속 유동에 대한 이젝터 로켓의 모델링이 수행되었으며[10, 11], 이젝터 로켓 분사 방식에 따른 성능연구도 수행된 바 있다[12]. 하지만 아직 국내에서

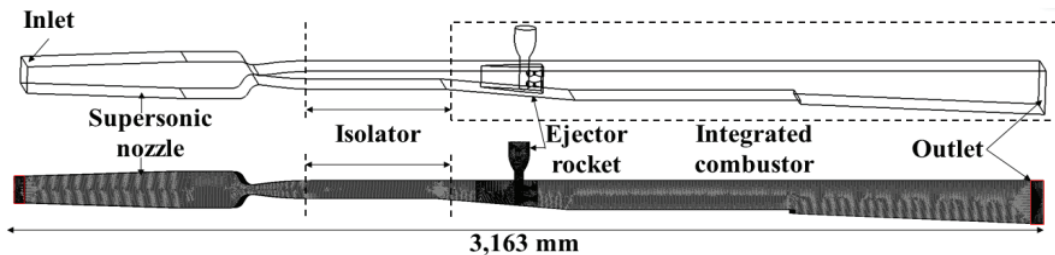


Fig. 1 Schematic and grid system of dual-mode ramjet for MJCC with integrated combustor ($d_m = 4$ mm).

는 실제 시스템에 적용하는 연구가 미진하며, 이러한 연구를 위해서는 이젝터 로켓을 설계하고 추가 추력 성능을 먼저 분석하는 연구가 반드시 필요하다.

이젝터 로켓에 의한 추력 증가는 로켓 유량의 모멘텀에 의한 효과와 이젝팅 효과를 포함하는데, 본 연구에서는 직접 연결식 시험 설비를 사용하기 때문에 흡입 공기의 유량 증가 효과는 제외한 이젝터 로켓 자체에 대한 추력 증가량에 대한 연구를 선행적으로 수행하였다. 전산유체해석을 통하여 마하수 4의 모드전환 시점에서 이젝터를 포함하는 이중모드램제트의 통합연소기의 추력 특성을 파악하고자 하였다. 특히 실제 운용 크기의 이중모드 램제트에 이젝터 로켓을 설치한 통합연소기에 대한 해석을 진행하여, 이젝터 로켓의 유무를 포함하여 썰기(wedge) 각도, 사용 연료(탄화수소, 메탄), 운용압력에 따른 통합연소기의 추력 성능을 분석하였다. 기본적으로 썰기는 이젝터 로켓을 보호하는 역할을 하고, 썰기 형상의 체적 및 걸면적이 작을수록 내부 항력이 적게 발생하므로 추력 관점에서는 유리할 수 있으나, 본 연구의 통합연소기에서는 썰기에서 이중모드램제트의 운용에 필요한 별도의 탄화수소연료를 분사할 수 있는 형상을 고려하여 격리부까지 확장된 형태의 썰기 형상까지 유동해석의 범위에 포함하였다. 단, 본 연구에서는 비행마하수 4에 해당하는 이중모드램제트 통합연소기의 내부 유동 조건에서 이젝터 로켓의 형상 및 운용 조건에 따른 영향을 분석하였고, 이중모드램제트 운용에 의한 추력 효과와 별도의 탄화수소연료의 분사는 포함되지 않았다. 본 연구를 통해 향후 수행될 실험 조건 및 예상 결과를 도출하는데 활용하고자 하였다.

통합연소기의 내부 유동을 전방의 초음속 노즐로 모사하며, 특히 비행 마하수 4를 모사하여 격리부 입구에서 마하수 2.1 수준의 유동이 생성되도록 설계되었다. 격리부 이후 통합연소기에서 내부 유로의 면적이 넓어지는 부분에 이젝터 로

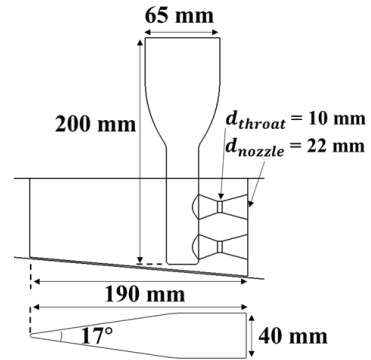


Fig. 2 Schematic of ejector rocket and wedge.

Table 1. CFD setup[13].

CFD Setup	Steady state Turbulence model : SST k- ω , Density-Based Solver, RANS Air (Ideal gas)		
	Boundary Condition	Air inlet	
Pressure inlet		Rocket inlet	Hydrocarbon combustion $P_t = 3$ MPa $T_t = 2789$ K
			Methane combustion $P_t = 3$ MPa $T_t = 3475$ K
Pressure outlet	Outlet		$P_t = 5$ kPa $T_t = 216.5$ K

2. 본 론

2.1 통합연소기 모델

Fig. 1은 다중 복합사이클용 이중모드 램제트의 통합연소기 시험장치의 모델링과 격자 생성 결과를 보여준다. 시험 장치는 직접연결식으로

Table 2. CEA result[14].

Fuel	Viscosity [kg/m · s]	Thermal conductivity [w/m · k]
Hydrocarbon	$7.3e^{-5}$	0.21
Methane	$11.2e^{-5}$	0.38

켓이 장착된다. 이젝터 로켓은 3 MPa 의 전압력 운용 조건에서 연소 가스의 유량이 300 g/s 수준이 되도록 설계되었다. 통합연소기 내부에 장착되어야 하므로 로켓 내부의 노즐을 2개로 위아래로 배치하였으며, 상세한 형상은 Fig. 2와 같다.

2.2 해석 조건

전산유체해석을 위한 해석 모델 및 각 경계조건은 Table 1에 나타내었다. 특히 이젝터 로켓을 모의하기 위해서 NASA CEA (Chemical Equilibrium Applications)[14]로 연소 가스의 물성치 중 점성 (Viscosity), 열전도율(Thermal conductivity), 연소

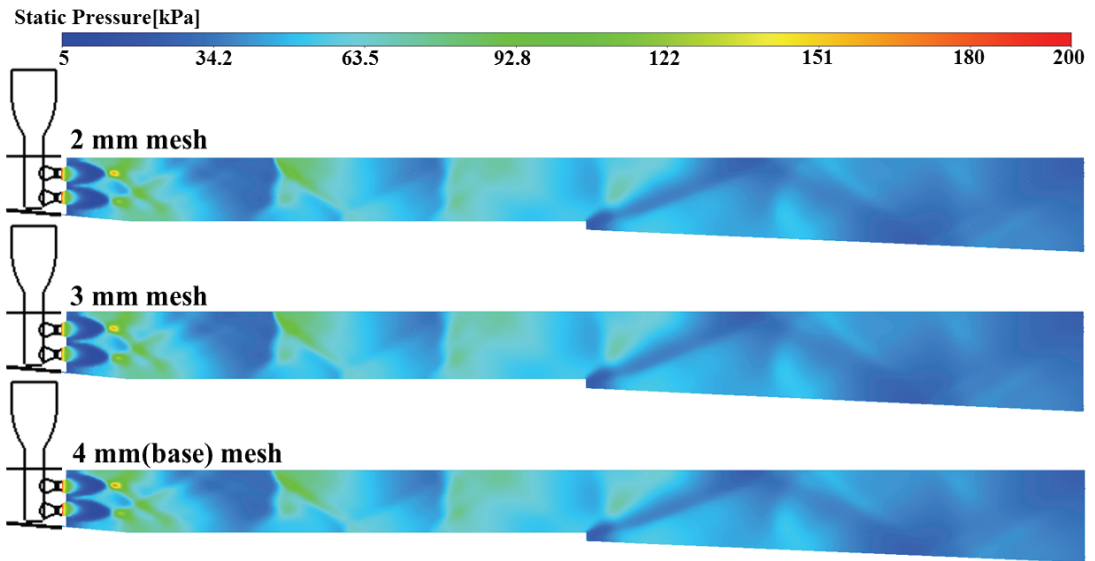


Fig. 3 Static pressure (P_s) distribution with respect to grid dependency (center plane).

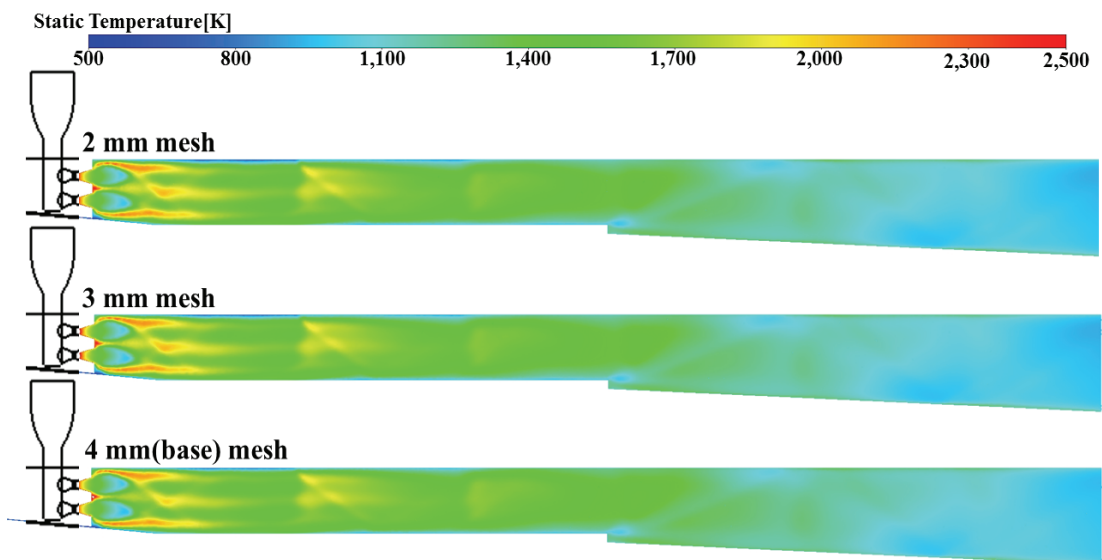


Fig. 4 Static temperature (T_s) distribution with respect to grid dependency (center plane).

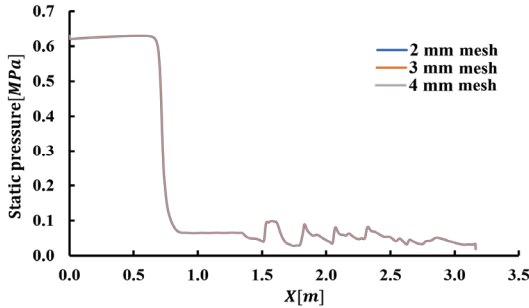


Fig. 5 Static pressure (Ps) distribution with respect to grid dependency.

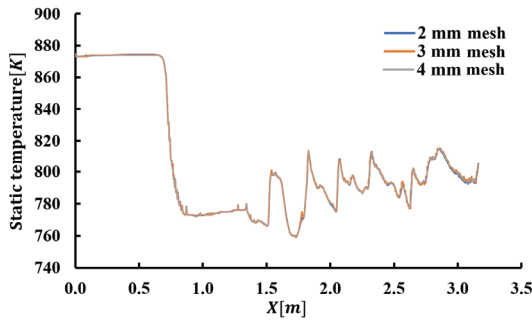


Fig. 6 Static temperature (Ts) distribution with respect to grid dependency.

가스 온도를 계산하여 해석에 활용하였다. 해당 결과는 탄화수소연료와 메탄을 각각 공연비 6.8 과 3.6, 연소실 전압력 3 MPa의 조건에서 계산 되었으며 Table 1과 Table 2에 나타내었다. 본 연구에서는 로켓 운용 압력의 기준값을 향후 실험 시 가용한 설비 수준을 고려하여 3 MPa로 선정하였다.

2.3 해석 격자

이젝터 로켓의 형상 및 운용 조건에 따른 유동해석을 수행하기 위해서 먼저 격자 품질에 따른 해석 결과를 살펴보았다. 기본적으로 벽면 격자의 크기는 y+값을 1 미만으로 설정하여 대략적으로 0.0025 mm 수준이다. 내부 유동장의 격자 수준을 대표하면서 해석 영역의 전체 격자수에 영향을 주는 기본격자의 최대값(Maximum mesh size, d_m)을 주요 변수로 하여 2, 3, 4 mm에 대해서 각각 격자를 생성하여 격자 품질에

따른 해석 결과를 비교하였다. Fig. 3~6은 통합연소기의 이젝터 로켓 후단의 유동장에 대하여 격자 품질에 따른 해석 결과를 보여준다. 내부 유동장의 중심 절단면에서 정압력, 정온도 분포를 보여주는데, 격자 품질에 따른 해석 결과의 유의미한 차이는 없는 것을 확인할 수 있다. 또한 Table 3은 통합연소기 출구에서의 d_m 에 따른 평균 온도, 압력, 유량에 대한 결과를 보여주는데, 이 또한 격자 품질에 따른 유의미한 차이가 없음을 알 수 있다. 따라서 4 mm 격자로 해석을 진행하는 것이 계산 효율상 유리하므로, 다양한 조건의 이젝터 로켓의 해석을 위한 격자 생성 조건으로 선정하였고, Table 4와 같이 정리하였다. 본 연구와 같이 실제 크기의 시험장치에 대한 전산유체해석을 수행한 사례가 있는데, 약 348만 개의 격자수에 y+값이 1 미만이 되도록 격자를 생성하고 Table 1과 동일한 해석 기법을 적용하여 전체 시험장치(시험 설비 포함)의 시동 여부를 예측하고 실제 시험 결과로 검증하였다 [13]. 본 연구에서도 약 330만개 수준의 격자를 사용하였고, 해석 영역은 해당 선행연구의 해석 모델 길이의 1/10보다 작으므로 격자 품질은 상대적으로 더 높다. 따라서 본 연구에서는 검증된 선행연구의 전산유체해석 조건과 동일한 기법을 활용하면서도 격자수준을 높여서 해석을 진행하되 효율적인 격자수를 선정하여 유동해석을 수행하였다.

Table 3. Summary of grid dependency at the outlet of the integrated combustor.

d_m	T_s [K]	\dot{m}_{outlet} [kg/s]	P_s [kPa]
2 mm	670.62 (0.16%)	4.31	33.12
3 mm	669.51 (0.33%)	4.31	33.12
4 mm	671.71 (ref.)	4.31	32.99

Table 4. Mesh properties.

Volume Mesh	d_m	4 mm
	mesh type	polyhedra
	number of cells	3,329,184

Table 5. Summary of case conditions and results (thrust & \dot{m}_{roc}).

Case	Ejector rocket (1 st digit)	Wedge angle (2 nd digit)	P_i [MPa] (3 rd digit)	Fuel (4 th digit)	Group	\dot{m}_{roc} [kg/s]	Thrust[N]
0000 (Ref.)	none	N/A	N/A	none	A	N/A	833
0100	none	17°	N/A	none	A	N/A	704
1131	installed	17°	3 (Ref.)	Hydrocarbon	A, B, C, D	0.27	1,450
1132	installed	17°	3	Methane	A, C, D	0.24	1,474
1231	installed	11°	3	Hydrocarbon	B	0.27	1,434
1331	installed	8°	3	Hydrocarbon	B	0.27	1,442
1111	installed	17°	1	Hydrocarbon	C, D	0.09	930
1121	installed	17°	2	Hydrocarbon	C, D	0.18	1,188
1141	installed	17°	4	Hydrocarbon	C, D	0.37	1,707
1151	installed	17°	5	Hydrocarbon	C, D	0.46	1,960
1161	installed	17°	7	Hydrocarbon	C, D	0.64	2,462
1171	installed	17°	9	Hydrocarbon	C, D	0.83	2,968
1112	installed	17°	1	Methane	C, D	0.08	942
1122	installed	17°	2	Methane	C, D	0.16	1,204
1142	installed	17°	4	Methane	C, D	0.32	1,716
1152	installed	17°	5	Methane	C, D	0.40	1,974
1162	installed	17°	7	Methane	C, D	0.56	2,485
1172	installed	17°	9	Methane	C, D	0.72	3,000

2.4 해석 케이스 구성

통합연소기의 추력 변화에 대한 주요 변수를 파악하기 위하여 이젝터 로켓 장착 여부(Group A), 썸기 형상(Group B), 이젝터 로켓 연소기의 운용압력(Group C), 이젝터 로켓의 연료(Group D)를 변화시켜가면서 유동해석을 수행하였으며, Table 5에 정리하여 나타내었다.

3. 해석 결과

3.1 Group A 결과

Group A는 이젝터 로켓의 장착 여부에 따라 통합연소기의 추력을 분석하기 위한 해석 결과 모음이다. 추력은 통합연소기 입출구의 모델링 차이로 계산되는데, Case 0000과 Case 0100은

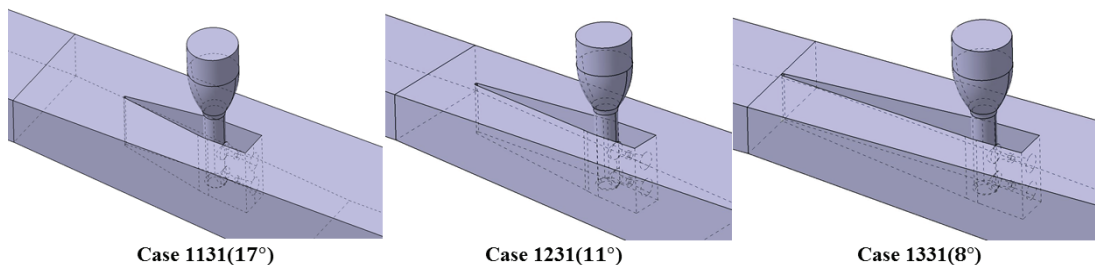


Fig. 7 Wedge shapes of ejector rocket.

시험 설비에서 공급하는 공기에 의한 추력으로 이젝터 유무에 따른 결과이다. Case1131은 이젝터에 의한 추력 증가분을 포함하여 1,450 N의 추력을 보여준다. 앞서 언급한 바와 같이 이젝터 썰기에 의한 내부 항력 증가로 인해 이젝터를 장착할 경우 이젝터가 없는 조건 대비 약 15.5% 정도 추력이 감소하는 것을 알 수 있다. 하지만, 이젝터 로켓이 기본 운용 압력으로 동작할 경우 추력을 1.74 배 정도 증가시킬 수 있기 때문에 이젝터 로켓을 탑재하여 운용하는 것이 추력 증가에 유리하다는 것을 확인하였다.

3.2 Group B 결과

Group B는 이젝터 로켓의 썰기 형상에 따른 내부 항력 변화와 추력을 분석하기 위한 결과 모음이다. 본 연구에서는 이젝터 로켓의 형상을 고정시키고, 썰기의 각도만 변화시켜 썰기 형상에 따른 해석을 수행하였다. Case 1131(17°), Case 1231(11°), Case 1331(8°)가 해당하며 각 썰기 형상은 Fig. 7에서 확인할 수 있고, 해석 결과 추력 변화는 Table 5와 같다.

시험장치 내부의 유로 면적은 격리부 이후 흡입구(X=0 m)기준 약 1.3 m 지점에서 확장되는 형상을 가지는데, Fig. 8에서 알 수 있듯이 이젝터 로켓이 장착되는 최전방의 위치, 즉 썰기의 가장자리가 있는 지점부터는 유로 면적이 감소한다.

Fig. 9에서 나타난 아랫면 중심선의 벽면 압력은 Case 1331이 가장 높게 나타났으며, Case 1231, Case 1131이 뒤를 이었다. Fig. 10, 11은 유로 중심단면의 정압력과 마하수 분포를 보여주는데, 유로가 확장됨에 따라 팽창파가 관측된다. Case 1331의 경우 유로 확장 시작 지점과 썰기의 위치가 같은데, 팽창파에 의한 효과보다는 썰기에 의한 압력상승이 더 지배적인 것을 확인할 수 있다. Case 1231과 Case 1131은 팽창파의 영향에 의해서 벽면 압력이 급격히 떨어지는 것을 Fig. 9에서 확인할 수 있다. 이후 각 썰기 위치에서 압력 상승이 관측된다. 압력 상승의 폭은 기본적으로 썰기가 전방에 위치할수록 더 큰 것을 확인할 수 있다.

Fig. 12는 내부 항력의 변화를 판단하기 위해

질량 평균 전압력 분포를 나타내었다. 격리부 입구와 이젝터 로켓 출구를 기준으로 전압력 회복

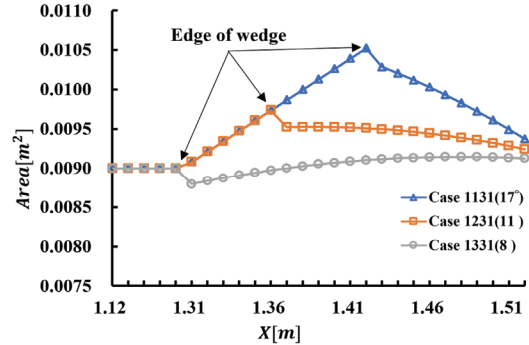


Fig. 8 Cross-sectional area with respect to wedge shape.

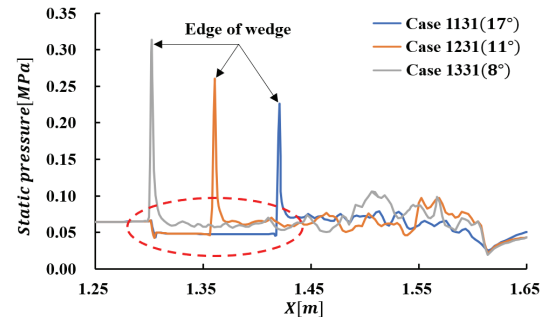


Fig. 9 Wall pressure distribution with respect to wedge shape (center line).

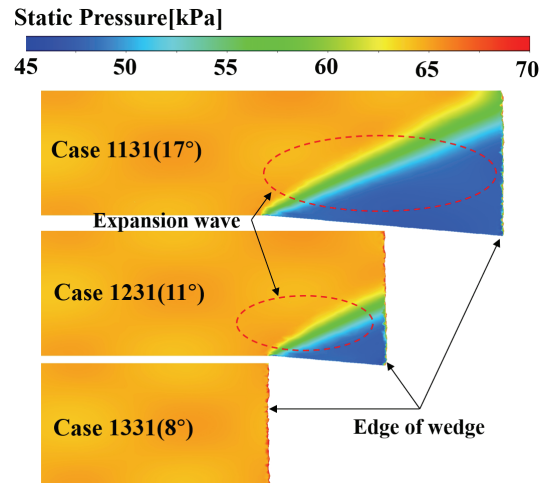


Fig. 10 Pressure distribution according to wedge shape (center plane).

율을 계산해보면 Case 1131이 0.92로 가장 높다. 특히 Case 1131은 이젝터 로켓 출구에서의 전압

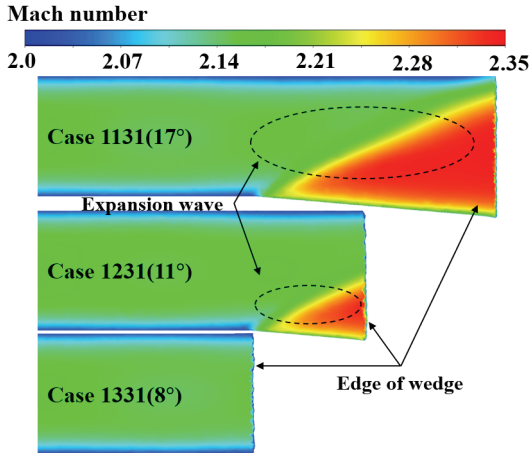


Fig. 11 Mach number distribution according to wedge shape (center plane).

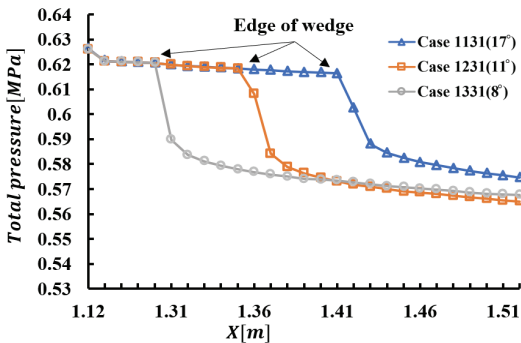


Fig. 12 Mass average Pt distribution with respect to wedge shape.

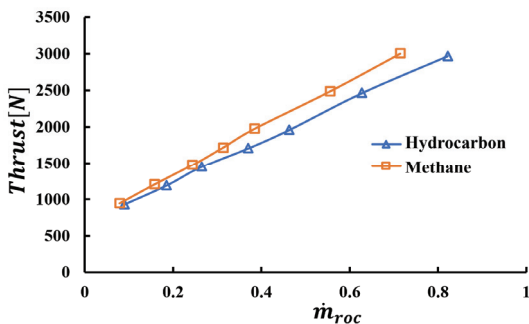


Fig. 13 Thrust performance.

력이 높고 벽면 압력의 상승 폭(Fig. 9)도 가장 작기 때문에 내부 항력이 가장 낮다고 볼 수 있다. 결과적으로 통합연소기 출구에서의 추력도 가장 높다. Case 1231은 벽면 압력의 상승은 두 번째로 낮았지만, 실제 이젝터 로켓 출구에서의 전압력은 가장 낮다. 이는 Fig. 10, 11에서 확인할 수 있듯이 유로 확장 시작점에서 발생한 팽창과가 췌기 가운데 지점에 도달하면서 추가적인 내부 항력을 발생시킨 것으로 판단된다. 이로 인해 오히려 팽창과가 발생하지 않은 Case 1331에 비해서 전압력 회복율이 더 떨어진 것이다. 이를 통해 단순히 췌기의 위치뿐만 아니라 유로에서 발생한 팽창과와 췌기와의 접촉이 추력에 영향을 주는 요소가 될 수 있으므로 향후 이중 램제트용 연료 분사를 위한 췌기 설계 시 췌기의 위치와 유로의 면적 변화에 의한 내부 유로의 압축성 효과도 함께 고려해야 한다는 점을 확인하였다.

3.3 Group C 결과

Group C는 이젝터 로켓의 운용압력을 변경하여 통합연소기의 추력 변화를 분석하기 위한 해석 결과 모음이며 Case 1131~Case 1172가 해당되며 각 케이스별 \dot{m}_{roc} 및 추력은 Table 5에 나타내었다. 로켓 연소기의 전압력과 노즐목에서의 유량이 Eq. 1과 같이 정비례 관계를 가지기 때문에 로켓 연소기의 P_t 가 상승함에 따라 \dot{m}_{roc} 이 같이 상승하는 결과를 나타내었다.

$$\dot{m}_{throat} = \frac{AP_t}{\sqrt{T_t}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

이젝터 로켓에 의해서 추가되는 추력은 Fig. 13에서 확인할 수 있듯이 \dot{m}_{roc} 에 거의 선형적으로 증가하므로 이젝터 로켓의 운용압력을 높일수록 통합연소기의 추력 또한 증가하게 된다.

3.4 Group D 결과

Group D는 이젝터 로켓의 연료를 탄화수소 연료와 메탄을 사용함으로써 통합연소기의 추력

변화를 분석하였다. 각 연료의 공연비는 향후 실험 수준을 고려하여 탄화수소연료가 6.8, 메탄이 3.6이며 각 연료의 비추력은 이론공연비 비추력의 약 95% 수준이다. 분석 결과로 Case 1131~Case 1172 가 해당되며 각 케이스별 \dot{m}_{roc} 및 추력은 Table 5에 나타내었다. Case 1131과 Case 1132를 비교해보면, 메탄 연소의 유량이 탄화수소의 유량보다 더 작다. 하지만 메탄의 단열화염 온도가 탄화수소연료의 온도보다 높기 때문에, Table 1에서와 같이 같은 연소실 압력 조건에서 CEA 결과에서 메탄의 전온도가 탄화수소연료의 전온도보다 더 높다. 즉, Group C에서와 같이 단순히 유량이 클수록 추력이 큰 것이 아니라 전온도 조건 또한 추력에 영향을 주는 주요 변수임을 확인할 수 있다. 같은 연소실 압력(3 MPa)에서 메탄을 사용할 경우 탄화수소와 2% 미만의 비슷한 추력 수준을 보여주지만 실제 필요 유량은 탄화수소의 유량대비 9% 정도 작다. 이는 실제 시험을 구현하는데 있어서 비추력 측면에서는 메탄이 더 유리하는 것을 확인할 수 있다. 또한 해당 조건에서의 CEA 결과에서 메탄이 탄화수소연료보다 연료자체의 비추력이 약 1.2배 높은 결과를 나타내었다. 따라서 메탄이 보다 적은 연료를 분사했음에도 통합연소기에서 탄화수소연료보다 높은 추력을 나타내었음을 알 수 있었다. 따라서 이젝터 로켓의 유량이 증가할수록 메탄과 탄화수소연료의 추력 차이가 커지므로 연소실 압력이 높은 이젝터 로켓일수록 메탄의 비추력 상승효과가 더 크다는 것을 의미한다.

4. 결 론

본 논문에서는 다중 복합사이클(Multiple Jointed Combined Cycle)용 이중 모드램제트에 이젝터 로켓을 탑재한 통합연소기에 대한 전산 유체해석을 수행하였다. 특히 비행 마하수 4의 모드전환 시점에서 실제 운용 크기의 이중모드램제트에 이젝터 로켓을 설치한 통합연소기에 대한 해석을 수행하여 통합연소기의 추력 특성을 파악하고자 하였다. 이젝터 로켓의 장착 여부를 포함하여 썰기(wedge) 각도, 사용 연료(탄화

수소, 메탄), 운용압력에 따른 통합연소기의 추력 성능을 분석하였다.

이젝터 로켓은 내부항력으로 인한 추력감소를 이겨낼 만큼 충분한 추력 상승효과를 나타내었으며, 이젝터의 효과적인 썰기 형상을 확인하였다. 이젝터 로켓의 유량이 증가할수록 추력이 비례하여 상승함을 알 수 있었으며, 적은 유량으로 높은 추력 성능을 보여주는 메탄이 탄화수소연료보다 높은 비추력을 가짐을 보였다. 특히 이젝터 로켓의 운용 압력이 높아질수록 탄화수소연료 대비 메탄의 비추력 상승분 또한 커지는 것을 확인하였다. 향후 이젝터 로켓을 장착한 통합연소기 시험을 수행하는데 있어 본 연구의 해석 결과를 활용할 예정이다.

후 기

이 논문은 2023년 정부(방위사업청)의 재원으로 국방과학연구소의 지원을 받아 수행된 연구임(912886601).

References

1. Kim, C.T., Yang, S.S., Yang, I.Y., Lee, G.J. and Lee, Y.J., "Key Technology Development of the Rocket-Based Combined Cycle(RBCC) Propulsion System," Ministry of Science TRKO201600000213, 2016.
2. Lee, K.H., "A Study on the Defense System of the Hypersonic Missile Systems," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 16, No. 5, pp. 43-48, 2022.
3. Lee, Y.J., Kang, S.H. and Yang, S.S., "Current Technological Trends in Hypersonic Flight with Air-Breathing Propulsion System," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 7, No. 1, pp. 43-55, 2009.
4. He, Z., Zhang, J. and Sun, H., "Optimal Control of TBCC Engines in Mode Transition,"

- Energies*, Vol. 16, No. 4, 1791, 2023.
5. Bulman, M. and Siebenhaar, A., "Combined Cycle Propulsion: Aerojet Innovations for Practical Hypersonic Vehicles," *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, San Francisco, C.A., U.S.A., AIAA 2011-2397, Apr. 2011.
 6. Ye, J., Pan, H., Qin, F., Wang, Y. and Zhang, D., "Investigation of RBCC performance improvements based on a variable geometry ramjet combustor," *Acta Astronautica*, Vol. 151, pp. 874-885, 2018.
 7. Lee, Y.J., Kang, S.H., and Yang, S.S., "Concept design research of Rocket Based Combined Cycle Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 2009, No. 11, pp. 581-585, 2009.
 8. Yang, W.S., Lee, G.Y. and Choi, J.Y., "Study on the Ejector-based Rocket Thrust Augmentation," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 2012, No. 11, pp. 638-641, 2012.
 9. Namkung, H.J., Han, P.G. and Kim, Y.S., "Study on the Design and Operation Characteristics of Ejector System," *Proceeding of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 33, pp. 627-630, 2009.
 10. Alperin, M. and Wu, J.J., "Thrust Augmenting Ejectors, Part I," *AIAA Journal*, Vol. 21, No. 10, pp. 1428-1436, 1983.
 11. Alperin, M. and Wu, J.J., "Thrust Augmenting Ejectors, Part II," *AIAA Journal*, Vol. 21, No. 12, pp. 1698-1706, 1983.
 12. Etele, J. and Sislian, J.P., "Effect of Rocket Exhaust Configurations on Ejector Performance in RBCC Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 4, pp. 667-680, 2005.
 13. Bae, J.H., Lim, C.W., Choi, H.J., Jin, S.W. and Kim, J.W., "M4 Semi-Freejet Test with Full-scale Vehicle Model," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 26, No. 5, pp. 63-73, 2022.
 14. CEARUN, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications II. Users Manual and Program Description," Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, U.S.A., 1994.