

Rocket Based Combined Cycle Engine의 개념설계 연구

이양지* · 강상훈* · 양수석*

Conceptual Design of Rocket Based Combined Cycle Engine

Yang Ji Lee* · Sang Hun Kang* · Soo Seok Yang*

ABSTRACT

In this study, conceptual design of the RBCC (Rocket Based Combined Cycle) engine was performed for the hypersonic propulsion system development. For the flight mission, RBCC engine takes off at sea level and accelerates up to Mach 8 at the altitude of 30km. By the flight speed characteristics, operating pattern of the engine is categorized into 3 modes : Ejector jet (~Mach 3), Ramjet (Mach 3~6), Scramjet (Mach 6~8). According to the engine mode characteristics, RBCC engine design and analysis was performed.

초 록

본 연구를 통하여 스크램제트 엔진을 적용한 극초음속 추진기관 개발에 대비하여 로켓 기반 복합사이클 엔진 개념연구를 수행하였다. RBCC엔진은 지상고도 정지 상태에서 출발하여 고도 30km, 마하 8에 도달하는 것을 목적으로 하며, 마하 3까지는 이젝터 제트 모드, 마하 3-6 영역에서는 램제트 엔진 모드, 마하 6 이상의 영역에서는 스크램제트 모드로 구동한다. 본 논문에는 RBCC엔진의 각 작동 영역에서의 설계 기법 및 해석 기법을 논의한다.

Key Words: Rocket Based Combined Cycle Engine(로켓 기반 복합사이클 엔진), Ejector-jet(이젝터제트), Ramjet(램제트), 스크램제트(Scramjet), Thermal Choking(열 질식)

1. 서 론

스크램제트 엔진은 공기흡입식 고속추진기관으로 고속, 고고도 영역을 구동할 수 있기 때문

에 재사용 위성발사체, 극초음속 항공기 및 극초음속 유도무기에의 적용이 기대되는 엔진이다. 그러나 스크램제트 엔진은 저마하수 영역에서의 구동이 불가능하기 때문에 정상작동영역까지의 가속을 위해 별도의 추진기관이 동반되어야 한다. 따라서 기존 고속추진기관에 로켓 또는 가스 터빈 엔진을 결합한 복합사이클 엔진이 실질적

* 한국항공우주연구원 추진기관팀
연락처, E-mail: mars336@kari.re.kr

인 차세대 엔진이 될 것으로 전망하고 있으며 항공우주전진공을 중심으로 하여 이에 대한 연구가 활발히 이루어지고 있다.[1-4] 한국항공우주 연구원은 이중 유력한 극초음속 복합사이클엔진 후보인 로켓 기반 복합사이클 엔진(이하 RBCC 엔진)을 타겟으로 하여 설계 및 성능 해석 기법 개발 등 개념연구를 수행하였다.

2. 설계 방법

2.1 비행체 설계 개념

본 연구에서의 설계대상엔진은 지상고도(sea level), 정지상태(Static)에서 출발하여 고도 약 30km, 비행 마하수 8에 도달하는 것을 임무로 설정하였다. 본 엔진은 비행 마하수에 따라 운전 모드가 변화하여, 마하수 0~3의 영역에서는 이젝터제트, 마하수 3~6의 영역에서는 램제트, 마하수 6이상에서는 스크램제트 모드로 운영된다. 엔진의 형상은 구조적안정성 및 내부구성요소배치의 편의성을 고려하여 원형(Circular intake and body)의 형태를 선택하였다. 또한 본 비행체는 구조적 안정성을 위해 동압력 50 kPa이하의 비행궤적을 가지도록 설정하였다.

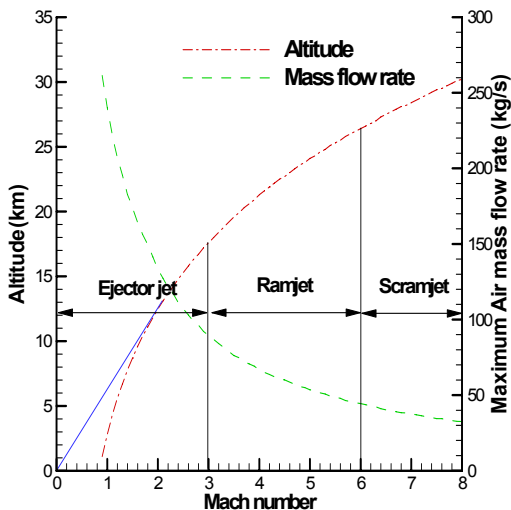


Fig. 1. Flight path and maximum air mass flow rate of the RBCC engine

Fig. 1에는 비행 마하수에 따라 동압력 50kPa을 갖기 위한 고도조건 및 이 조건에서 최대 흡입이 가능한 공기유량을 나타냈다. 이때 비행체 형상은 흡입구직경을 1m로 두어 스케일하였다. 그림에서 확인할 수 있듯이 비행체는 지상고도, 정지 상태에서 출발하여 고도 5km에서 음속을 돌파하고 마하수 2, 고도 12km에서 동압력 50kPa이 되어 등동압선궤적 (Iso-dynamic pressure line)을 따라 가속된다. 또한, 비행체가 가속됨에도 불구하고 고고도에서 대기밀도저하로 인하여 고속영역에서 공기흡입유량이 감소하고 있음을 알 수 있다. 이러한 공기흡입유량 감소패턴은 엔진흡입구의 중요한 설계인자가 된다.

2.2 설계접근방법

RBCC 엔진은 이젝터제트, 램제트, 스크램제트 엔진의 3가지 작동모드가 있으며 각각의 작동모드에 따라 특성이 현저하게 구별된다. 따라서 어느 한 가지 모드에 대해 엔진을 설계하고 이를 다른 영역으로 확장하는 방법은 수많은 시행착오를 유발하게 된다. 이러한 시행착오를 줄이기 위해 본 연구에서는 각 모드의 성능에 가장 중요한 영향을 미치는 구성품들을 그 모드에 맞게 개별적으로 설계하고 이를 융합하여 엔진을 구성한 뒤 각 모드에 대한 성능을 재확인하고 수정, 개선하는 방법으로 설계를 진행하였다.

이젝터 로켓의 형상 및 운영조건과 엔진의 로켓플룸 유입부는 이젝터제트 모드 성능을 최적화하도록 설계하였다. 이젝터 설계에는 일본이 개발하고 본 연구팀이 수정 보완한 EJSIMP Code를 활용하였다. 본 연구팀은 본 해석코드를 이용하여 항우연이 구축한 SETF(Scramjet Engine Test Facility)의 이젝터 시스템을 설계하였으며, 이젝션 압력이 예측치에 대해 ± 4 kPa 이내의 오차로 일치한다는 것을 실험적으로 확인하였다.[5]

엔진의 연소기는 램제트모드 운영조건에 맞춰 설계하였다. 이때, 엔진 전 영역에서 초음속 유동을 유지하여야하는 스크램제트 모드의 운전을 위해 엔진 노즐 목에는 연소에 의한 Thermal throat을 적용하였다. Thermal throat은 인위적으

로 열 질식(Thermal choking) 현상을 유발하여 노즐 목의 역할을 수행하는 장치로서, 분사되는 연료의 양을 조절함으로써 노즐 목 면적이 변화하는 가변노즐의 효과를 얻을 수 있다. 그러나 Thermal throat에는 과도하게 열이 발생하고 유동의 음속구간이 존재하므로 엔진의 재료가 허용할 수 있는 열 유속 범위에 따라 그 작동영역이 제한될 수 있다.

엔진의 흡입구는 램제트와 스크램제트영역 모두에서 중요한 역할을 담당하므로 양측의 특성을 모두 고려하여 설계하였다.

엔진의 성능은 기체역학 기초에 근거한 1차원적 해석방법을 적용한 해석코드를 작성하여 분석하였다. 이때 엔진 내부에서는 공기흡입조건, 연료분사조건 및 엔진 내부 유로형상에 따라 유동의 압축, 팽창, 열 발생 및 수직 충격과 발생의 현상만이 나타나는 것으로 가정하였으며, 연료와 공기의 혼합성능 등에 의한 영향은 무시하였다.

3. 설계 결과

3.1 비행체 설계형상 개요

앞 절에서 설명한 설계방법을 통하여 RBCC 엔진의 개념설계를 수행하였다. 엔진의 주요구성품은 중요한 운전모드별로 설계하고 통합하되, 성능해석을 통해 시행착오기법으로 형상을 개선하

였다. 그러나 형상개선과정에서 정형화된 최적화 기법은 적용하지 않았으므로 설계된 형상 및 운전조건이 최적성능으로 볼 수는 없다.

Fig. 2에는 설계된 엔진의 형상을 나타냈다. 엔진의 흡입구는 20도 각도의 단순원뿔형 Central body에 의해 외부압축과정이 이루어지고 흡입구 내부에서 목 면적 0.108 m² 영역까지 내부압축과정이 일어난다. 이때, 흡입구의 설계는 공기흡입조건, 변화영향분석결과를 반영하여 설정하였으며, 이에 대한 내용은 3.3절에서 더 자세히 설명하였다. 흡입구 하류에는 케로신 액체로켓이 배치되어 이젝터제트 모드에서 운영된다. 케로신 액체 로켓은 노즐 목 직경 162.2mm, 노즐 출구 직경 500mm 이며, 로켓 챔버 압력 70bar로 구동된다. 본 엔진의 주 연료는 수소이며 총 4개 위치에서 분사된다. 1번 연료 인젝터는 스크램제트 모드 시에 최저유속 구간에서 점화시킬 수 있도록 흡입구 노즐 목 후방에 배치하였다. 2번 연료 인젝터는 이젝터 로켓 후방의 연소기 평행부에 존재하며 이젝터제트 및 램제트 모드에서 수직 충격과 후 아음속구간에 분사하여 연소시킨다. 3번 연료 인젝터는 모든 운전모드에서 thermal choking 한계에 구애받지 않으면서 최대의 에너지를 발생시킬 수 있도록 연소기 확장부에 배치하였다. 마지막 4번 연료 인젝터는 Thermal throat에 배치하여 스크램제트모드를 제외한 운전영역에서 가변노즐을 구현한다. 이때 Thermal throat 구간은 램제트 모드에서 과도한

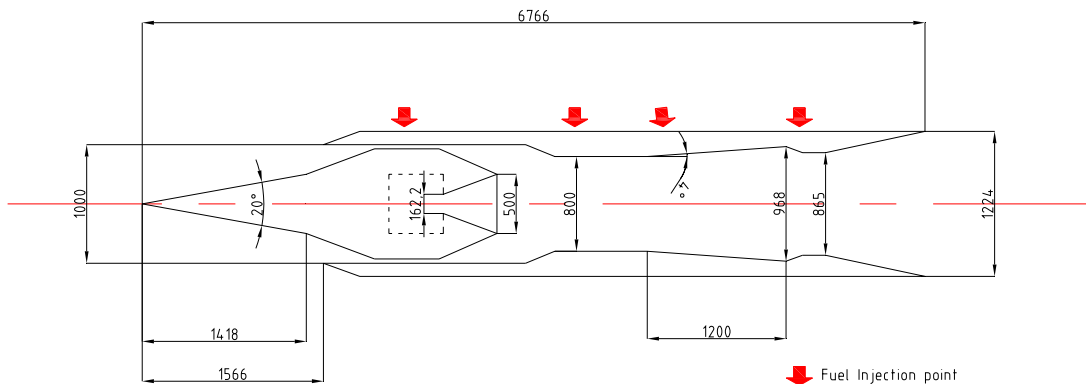


Fig. 2. Rocket Base Combine Cycle 엔진 설계 형상 [단위 mm]

열 발생방지를 위해 유로면적을 다소 감소시켰다.

3.2 엔진 운전 모드 별 특성 및 엔진 성능

이젝터 제트모드에서는 로켓의 이젝션 효과를 이용하여 공기를 흡입한다. 흡입된 공기는 연소기 내에서도 낮은 압력상태를 유지하므로, 노즐에서의 팽창을 최소화할 때 가장 높은 추력성능을 보였다[2]. 그러나 램제트, 스크램제트 모드에서는 각 고도에 따른 최적의 노즐팽창비가 존재하므로 이를 고려하여 출구노즐을 설계하였다.

램제트 모드에서는 초음속으로 흡입된 공기가 수직 충격파와 아음속 확산부를 거쳐 연소기 도달하고 연소, 팽창하여 추력을 얻는다. 2, 3번 연료 인젝터가 주 연소를 위한 연료를 분사하고, 4번 연료 인젝터가 열 질식을 발생시킨다. 연료를 과다하게 분사하는 경우 연소기 내부에서 열 질식이 일어나거나 일부구간에서 극심한 고온영역이 발생할 수 있어 성능제한요인으로 작용하였다.

스크램제트 모드에서는 적절한 초음속 연소를 위해서 초음속 최소유속 구간인 1번 연료 인젝터에서 점화가 이루어진다. 열 질식을 방지하기 위해 확장구간인 3번 연료 인젝터 구간에서 추가적인 연소를 발생시키며 Thermal throat을 위한 4번 연료 인젝터에서는 연료를 분사하지 않는다. 열 질식이 일어나지 않기 위한 연료량 제어가 성능제어요인으로 작용하였다.

Table 1. Operation and Performance of the engine

	Mach 0	Mach 4	Mach 6	Mach 8
Mode	EJ	RJ	SJ	SJ
m_{air} (kg/s)	46.0	66.6	44.4	32.5
$(P_t)_{air}$ (kPa)	93.7	475.	580.	1113.
$(T_t)_{air}$ (K)	300	909	1811	3205
FI #1 (Φ)	0.	0	0.05	0.19
FI #2 (Φ)	0.	0.01	0.	0.
FI #3 (Φ)	0.	0.7	0.5	0.6
FI #4 (Φ)	0.07	0.09	0.	0.
Rocket	On	Off	Off	Off
Thrust (t)	16.5	14.4	9.8	9.5

상기 특성을 고려하여 수행한 성능분석결과 Table 1에 나타낸 바와 같다.

3.3 공기흡입조건 변화영향 분석

공기흡입식 추진기관의 경우, 흡입구로 유입되는 공기의 유량 및 전압력, 전온도 조건은 엔진의 성능을 결정짓는 중요한 인자가 된다. 본 연구에서 설계한 RBCC엔진은 정지상태에서 마하수 8의 극초음속영역까지 광범위하게 운영되므로, 흡입구의 설계기준조건은 모든 운전조건에서 원활한 성능을 보일 수 있도록 설정되어야 한다.

엔진의 흡입구를 설계함에 있어서, 속도영역에 따른 카울의 위치를 낮은 마하수 기준으로 설정하는 경우, 흡입구 Capture area ratio는 전체적으로 높아지지만, 극초음속 영역에서의 많은 전압력 손실을 감수해야하며, 충격파 배치를 높은 마하수 기준으로 설정하는 경우에는 이 반대의 효과가 나타날 수 있다.

Table 2. Capture area ratio prediction with different intake design and operation

Operation \ Design	Mach 4	Mach 6	Mach 8
Mach 4	1.0	1.0	1.0
Mach 6	0.48	1.0	1.0
Mach 8	0.28	0.57	1.0

Table 2에는 흡입구 설계 기준조건 및 엔진 운전조건에 따른 Capture area ratio의 변화를 나타냈으며, Table 3에는 동일조건에서의 전압력 보존을 예측치를 나타냈다. 이때, 전압력 보존을 예측치를 산출할 때에는 설계기준조건에 대해서 통상적인 전압력 보존을 값을 가정, 적용하여 흡입구 목 면적을 산출하고, 다른 운영조건에 대해서는 엔진 흡입구 목면적에서의 마하수 요구조건으로부터 전압력을 역산하여 계산하였다. Table 2, 3에서 확인할 수 있듯이 설계 마하수 4의 조건에서는 Capture area ratio 성능이 우수하게 나타나고, 설계 마하수 8의 조건에서는 전압력 보존을 성능이 높게 나타나고 있음을 알 수 있다.

Table 3. Total pressure recovery prediction with different intake design and operation

Operation Design	Mach 4	Mach 6	Mach 8
Mach 4	0.7	0.18	0.1
Mach 6	0.74	0.4	0.22
Mach 8	0.57	0.31	0.3

Table 4. Thrust performance prediction with different intake design and operation

Operation Design	Mach 4	Mach 6	Mach 8
Mach 4	14.43	9.79	9.48
Mach 6	6.8	10.3	9.69
Mach 8	3.58	6.04	9.84

Table 4에는 위의 3가지 흡입구 설계조건에 따른 엔진추력성능변화를 나타냈다. Table에서 확인할 수 있듯이 엔진의 추력은 전압력 보존율보다 흡입된 공기의 유량에 크게 좌우되고 있음을 알 수 있다. 따라서 본 엔진의 경우에는 최상의 엔진성능을 위해서 일부영역에서 전압력보존율의 다소 낮게 나타나더라도 Capture area ratio 극대화를 구현하는 것이 바람직하다.

4. 결 론

본 연구를 통하여 RBCC 엔진의 개념설계를 수행하였다. 설계엔진의 운영조건은 지상고도, 정지상태에서 출발하여 비행 마하수 8, 고도 약 30km에 도달하는 것으로 설정하였다. 엔진의 효율적인 설계를 위해서 엔진의 운전 모드별로 중요 구성품을 설계하고 통합하되, 성능해석을 통해 시행착오기법으로 형상을 개선하였다. 기체역

학 기초에 근거한 1차원적 해석방법을 통한 엔진성능분석에서 본 엔진은 최대 약 16톤의 추력을 발생할 것으로 예측되었다. 흡입구 설계변화에 따른 분석에서는 전압력 보존율보다 흡입구 Capture area ratio에 의한 영향이 엔진 성능에 중요하게 작용하고 있는 것으로 확인되었다.

참 고 문 헌

1. R. F. Faulkner, "Integrated System Test of an Airbreathing Rocket(ISTAR)", AIAA-2001-1812, AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 10th, Kyoto, Japan, Apr. 24-27, 2001
2. T. Kanda, K. Tani and K. Kudo, "Conceptual Study of a Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane," Journal of Propulsion and Power, Vol. 23, No. 2, pp.301-309
3. T. Kanda and K. Kudo, "Conceptual Study of a Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane" Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No.5, 2003, pp.859-867
4. K. Tani, S. Tomioka, K. Kato, S. Ueda and M. Takegoshi "Recent Activities in Research of the Combined Cycle Engine at JAXA", 27th International Symposium on Space Technology and Science, 2009-a-25, July 2009
5. 이양지, 강상훈, 양수석, "한국항공우주연구원 스크램제트 엔진 시험설비(SeTF)의 개발" 한국항공우주공학회 2009 추계학술발표회 논문집