

로켓 기반 복합사이클 엔진의 개념설계

강상훈*, 이양지**, 양수석***

Conceptual Design Study on Rocket Based Combined Cycle Engine

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

Abstract

Conceptual design of RBCC (Rocket Based Combined Cycle) engine is performed through the thermodynamic cycle analysis. The engine is designed to take off at sea level and accelerate to Mach 8 at 30 km altitude. According to the flight speed, the engine operating modes are categorized into 3 modes : Ejectorjet (~ Mach 3), Ramjet (Mach 3~6), Scramjet (Mach 6~8). As a design result, the engine has a diameter of 1 m and a length of 6.7 m. In the prediction results, its maximum thrust is 16.5 ton. In Ramjet and Scramjet modes, design condition of the engine intake influence the engine thrust according to the flight speed.

초 록

로켓 기반 복합사이클 (RBCC) 엔진의 열역학적 사이클 해석을 통해 엔진의 개념 설계를 수행하였다. 설계 엔진은 지상, 정지 상태에서 출발하여 고도 30 km, 마하 8에 도달하는 것을 목적으로 한다. 본 엔진은 정지-마하 3까지는 이젝터 제트 모드, 마하 3-6 영역에서는 램제트 엔진 모드, 마하 6 이상의 영역에서는 스크램제트 모드로 구동한다. 개념설계 결과 본 엔진은 직경 1 m, 길이 6.7 m의 크기를 갖고 최대 추력 약 16.5 ton을 발생시킬 것으로 예측되었다. 램제트, 스크램제트 엔진모드의 경우 엔진 흡입구 설계점에 따라 전압력회복율 및 포획면적비가 달라지므로, 비행마하수에 따른 엔진의 추력성능 변화가 두드러지게 나타났다.

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

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

접수일(2013년 4월 16일), 수정일(1차 : 2013년 6월 12일, 게재 확정일 : 2013년 7월 1일)

* 미래로켓연구팀/aeroksh@kari.re.kr ** 항공추진기관팀/mars336@kari.re.kr *** 항공추진기관팀/ssyang@kari.re.kr

가속을 위해 고체로켓 등의 부스터를 장착해야 한다[1,2]. 실질적으로, 이러한 공기흡입식 극초음속 엔진이 완전한 재사용의 형태를 갖기 위해서는 기존 고속추진기관에 로켓 또는 가스터빈 엔진을 결합한 복합사이클 엔진으로 진화해야 할 것으로 전망하고 있으며 항공우주선진국을 중심으로 하여 이에 대한 연구가 활발히 이루어지고 있다 [3-6].

이러한 복합사이클 엔진 중에서도 로켓 기반 복합사이클 엔진(이하 RBCC 엔진)은 로켓과 공기흡입식 추진기관의 장점을 결합한 엔진으로서, 저마하수 영역에서 로켓을 이용한 이젝션 효과로 공기를 흡입, 연소시켜 가속시키고, 고마하수 영역에서는 램제트, 스크램제트 모드로 운영하여, 고속으로 운영되면서도 높은 비추력을 나타낸다 [4].

본 연구에서는 이러한 RBCC엔진의 세 가지 운영모드에 대한 사이클 해석을 통해 각 운영모드를 안정적으로 구현하기 위한 운영조건을 산출하고 그때의 성능예측치를 포함한 개념설계를 수행하였다.

2. 설계 방법

2.1 비행체 설계 개념

본 연구에서의 설계대상엔진은 기술입증형 엔진을 목표로 하여 지상고도(Sea level), 정지상태(Static)에서 출발하여 고도 약 30 km, 비행 마하수 8에 도달하는 것을 임무로 설정하였다. 본 엔진은 비행 마하수에 따라 운전모드가 변화하여, 마하수 0~3의 영역에서는 이젝터제트, 마하수 3~6의 영역에서는 램제트, 마하수 6이상에서는 스크램제트 모드로 운영된다. 엔진의 형상은 구조적안정성 및 내부구성요소배치의 편의성을 고려하여 원형 흡입구 및 몸체를 적용하였다. 또한 본 비행체는 구조적 안정성을 위해 동압력 50 kPa 이하의 비행궤적을 가지도록 설정하였다.

그림 1에는 비행 마하수에 따라 동압력 50 kPa을 갖기 위한 고도조건 및 이 조건에서 최대 흡입이 가능한 공기유량을 나타냈다. 이때 비

행체 형상은 편의상 흡입구직경을 1 m로 두어 설계를 진행하였다. 실제 임무를 갖는 비행체는 연료펌프, 압력조정기 등의 많은 구성품이 엔진에 포함되고 이를 적재할 공간이 고려되어야 하지만, 본 연구에서는 RBCC엔진의 운영모드를 구현하기 위한 운전조건 확립을 주목적으로 하므로, 이러한 적재공간 및 중량에 대한 최적화 연구는 포함하지 않는다.

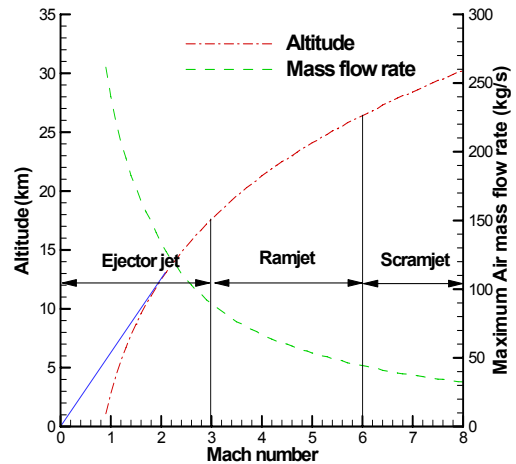


그림 1. Flight path and maximum air mass flow rate of the RBCC engine

그림 1에서 확인할 수 있듯이 비행체는 지상 고도, 정지 상태에서 출발하여 고도 5 km에서 음속을 돌파하고 마하수 2, 고도 12 km에서 동압력 50 kPa이 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 감소경향은 엔진흡입구의 중요한 설계인자가 된다.

2.2 설계 접근방법

본 연구에서 설계한 RBCC 엔진은 Kerosene-LOX 액체로켓엔진과 수소연료를 적용한 공기흡입식 엔진으로 구성된다. 공기흡입식 엔진의 연료는 스크램제트 엔진 모드 구현을 위

해서 다른 연료보다 초음속 연소 실현이 용이한 수소연료를 선택하였다. 반면에 로켓엔진은 기존 기술의 성숙도가 높은 Kerosene-LOX 로켓엔진을 적용하였다. Kerosene-LOX 액체로켓엔진은 높은 비체적을 갖는 수소연료의 탑재용량을 줄임으로써, 전체 엔진의 체적을 낮추고 이로 인한 항력저하도 기대할 수 있다.

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. 예를 들어, 로켓 플룸과 엔진내부 유입공기와의 상호작용은 이젝터제트모드의 성능에 중요한 영향을 미치지 않지만, 연소기 및 배기노즐의 목면적 등은 램제트 모드의 성능을 결정짓는 설계인자가 된다.

따라서, 엔진의 주요 구성품들은 각각의 중요한 엔진운영모드의 요구성능을 만족하도록 설계하되, 엔진의 모든 운영모드에서도 정상적으로 작동할 수 있도록 형상을 개선하였다.

2.3 사이클 해석코드

앞서 설명한 바와 같이 본 RBCC 엔진의 설계는 “기초설계-> 성능해석-> 설계수정”을 반복하는 시행착오 기법을 통해 진행하였으며, 이 과정에서 엔진의 성능해석은 준 1차 사이클 해석코드를 개발하여 적용하였다.

이젝터제트 모드는 일본 JAXA에서 개발된 EJSIMP코드를 수정하여 적용하였다[7]. EJSIMP 코드는 일본 JAXA의 극초음속 풍동의 이젝터 설계에 활용되었고, 국내에서는 항우연이 보유한 SETF의 이젝터 설계에 활용되었다[8]. 램제트 및 스크램제트 모드의 해석은 본 연구팀이 개발한 스크램제트 엔진 설계프로그램을 수정하여 활용

하였다[9]. 본 설계 프로그램은 항우연의 지상시험용 스크램제트 엔진 모델 설계에 활용되어 수차례의 시험을 통해 그 정확성을 입증한 바 있다. 사이클 해석코드의 순서도 (Flow chart)는 그림 2에 나타났다. 해석코드의 지배방정식과 보다 구체적인 알고리즘은 기존의 연구에서 확인할 수 있다[9].

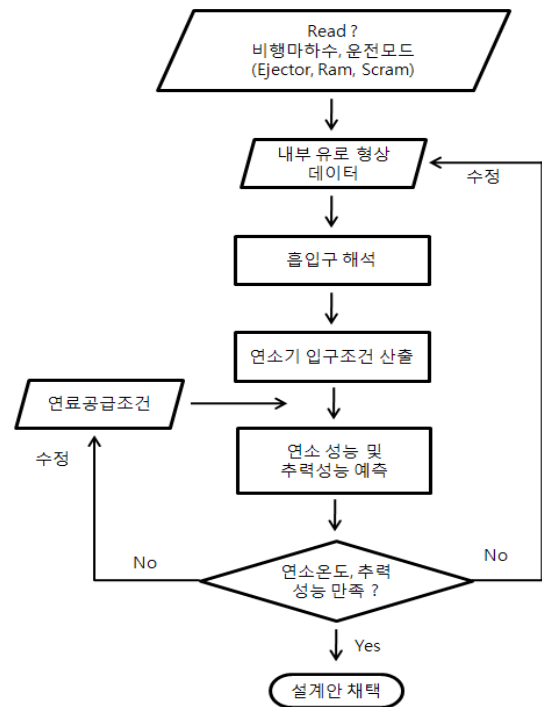


그림 2. Flow chart of the RBCC engine conceptual design code

2.4 이젝터 로켓 및 목면적 설정

이젝터 로켓의 형상 및 운영조건과 엔진의 로켓플룸 유입부는 이젝터제트 모드 성능을 최적화하도록 설계하였다. 그림 3에는 이젝터 로켓과 로켓플룸 유입부의 개념도를 나타냈다. 이젝터 로켓은 엔진본체의 중심축에 위치하며, 로켓 플룸에 의한 이젝션 효과로 2차 공기유동을 발생시켜 엔진연소기로 공급한다.

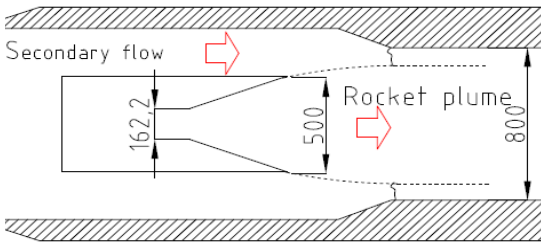


그림 3. Schematic of ejector rocket and plume flow passage

이젝터의 성능은 Fabri의 이론을 적용한 EJSIMP코드를 수정하여 예측하였다[7,10]. 초음속 이젝터의 유동형태는 크게 세 가지 형태로 나눌 수 있다. Fabri 질식형 초음속 (Fabri choke supersonic) 형태는 이젝터로켓플룸의 팽창으로 인해 2차 유동이 이젝터 로켓 노즐 출구의 하류에서 질식(Choking)하는 형태이다. 2차 유동이 이젝터 로켓 노즐 출구에서 질식하는 경우는 포화 초음속 (Saturated supersonic) 형태로 구분한다. 2차 유량이 질식현상을 발생시키지 못할 정도로 작은 경우는 이젝터 하류가 아음속을 유지하며, 아음속 유동 (Subsonic flow) 형태로 구분된다.

이러한 세 가지 이젝터 작동 형태에 따라, 적용되는 지배방정식의 형태가 달라지므로, 이들 지배방정식을 이용하여 각각의 경우의 흡입압력을 산출하고 이중 가장 높은 흡입압력이 설계이젝터의 흡입성능이 된다.

그림 4에는 본 연구에서 설계한 이젝터의 사이클 해석을 통한 성능예측값을 나타냈다. 본 이젝터에서는 Fabri 질식형 초음속 형태가 지배적으로 나타났다. 본 해석 결과에 따르면, 이젝터로켓을 모든 경우에 최대추력으로 가동하는 경우, 고속, 고고도 조건에서는 너무 많은 공기가 엔진 내부로 유입되는 것으로 확인되었다. 따라서, 적절한 고도 및 속도조건에서는 이젝터로켓의 출력을 조절하거나, 운영을 정지할 필요가 있다. 이젝터로켓의 갑작스런 운영정지는 흡입공기유량 및 엔진추력의 급격한 변화를 초래할 수 있으므로 출력조절이 바람직하지만, 출력조절을

위한 제어밸브의 개발 등 추가적 기술개발이 필요하다. 따라서, 현 단계에서는 엔진의 출력조절을 하지 않고 필요시 로켓엔진 운영을 정지하는 것으로 설정하였다.

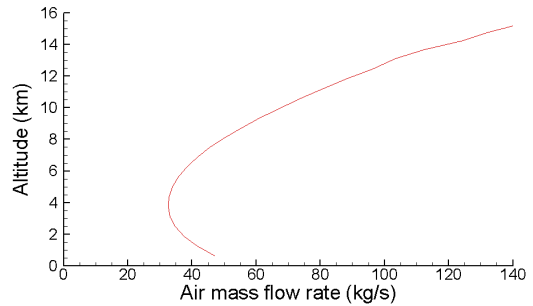


그림 4. Predicted air mass flow rate induced by the rocket ejector

2.5 흡입구 설계

엔진 흡입구는 램효과(Ram effect)가 중요하게 작용하는 램제트 모드와 스크램제트 모드에 맞게 설계되어야 한다. 고정형 흡입구는 단순한 구성과 구조적 안정성이 높다는 장점 때문에 극초음속 엔진에서 많이 사용되고 있다. 그러나, 본 설계엔진은 넓은 비행속도영역 뿐만 아니라, 다양한 고도조건에서 운용되어야 하므로, 고정형 흡입구를 적용하는 경우 비행 조건에 따라 엔진의 공기흡입성능이 극심하게 변화할 수 있다. 그렇다고 해서, 가변형 흡입구를 적용하는 것은 극한의 극초음속 환경에서 안정적으로 운용되는 구동기 (Actuator)를 개발해야하고, 공력가열에 의한 구동기 손상 또한 방지해야하는 어려움이 있다.

따라서, 본 연구에서는 엔진 내 구동장치를 최소화하여 구조적 안정성을 높이는 방향으로 고정형 흡입구를 채택하고, 비행조건에 따라 흡입구 성능지수 및 엔진의 추력변화를 고려하여 설계를 진행하였다. 대표적인 엔진 흡입구 성능지수는 포획면적비(Capture area ratio)와 전압력회복율 (Total pressure recovery)을 들 수 있다. 엔진의 흡입구는 이러한 흡입구 성능지수가 어떤 특정한 엔진운영모드에 편향된 성능을 보이지 않도록 설

계되어야 한다. 본 연구에서는 흡입구 설계변화에 따라 엔진의 성능을 예측하고, 전체적인 엔진 운영 모드에서 원활한 성능을 나타낼 수 있도록 흡입구 형상을 개선하였다. 이러한 흡입구 형상에 따른 엔진 성능 영향평가결과는 3.3 절에서 더 자세히 설명하였다.

2.6 연소기 및 배기노즐

엔진의 연소기는 램제트 모드와 스크램제트 모드의 요구조건에 맞게 설계하였다. 램제트 모드는 아음속 유동 내에서 연소를 발생시키지만, 스크램제트 모드는 초음속 연소가 구현되어한다. 고정된 형상을 갖는 연소기 내에서 두 가지 다른 연소형태를 구현하기 위해 엔진 노즐에 열역학적 노즐목 (Thermal throat)을 배치하는 방법을 선택하였다[4].

열역학적 노즐목은 램제트 모드를 구현하기 위한 장치로서, 기존의 스크램제트 설계프로그램 [9]에 포함되지 않았으므로, 본 연구를 통하여 해석코드의 수정보완이 이루어졌으며 이에 대한 이론적 접근은 다음과 같다.

열역학적 노즐목은 노즐 목에서 연료를 추가 분사하여 연소시킴으로써 인위적인 열 질식현상을 유발하는 장치이다. 연소기는 일정단면적 구간과 확장면적 구간으로 구성하였으며, 효율적인 연료/산화제 혼합 및 연소를 위해 각 구간에 연료분사구를 별도로 배치하였다.

열역학적 노즐목을 구성하고, 연소기 내에서 의도하지 않은 열 질식현상을 방지하기 위해서는 연소기내부 유동의 마하수 변화를 적절하게 예측할 수 있어야한다. 일정단면적 구간에서의 마하수 변화는 Rayleigh line 이론을 적용하여 예측하였다[11]. 발열반응과 더불어 단면적이 변화하는 구간에서의 마하수 분포는 단면적 변화, 마하수 변화 및 전온도변화에 대한 다음의 상관관계식으로부터 구할 수 있다[11].

$$-\frac{dA}{A} + \frac{(M^2-1)dM}{(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2)M} + \frac{\gamma M^2+1}{2} \frac{dT_t}{T_t} = 0 \quad (1)$$

식 1을 수치적으로 적분하면 연소기 내 각 구간에서의 유동마하수의 변화를 예측할 수 있으며, 연소기 출구에서의 마하수 예측치를 이용하여 열역학적 노즐목을 구현하기 위한 추가연료분사량을 결정한다.

본 엔진의 비행고도는 매우 넓은 범위에서 변화하므로, 엔진의 배기노즐 또한 특정고도 및 운전모드에 편중된 성능지수를 나타내선 안된다. 따라서, 배기노즐의 팽창비는 설계 엔진의 성능 예측 및 수정보완을 통해 원활한 성능을 갖도록 하였다.

3. 설계 결과

3.1 비행체 설계형상 개요

앞 절에서 설명한 설계접근방법 및 해석코드를 이용하여 RBCC엔진의 개념설계를 수행하였다. 엔진의 주요구성품은 중요한 운전모드별로 설계하고 통합하되, 성능해석을 통해 시행착오기법으로 형상을 개선하였다. 그러나 형상개선과정에서 정형화된 최적화기법은 적용하지 않았으므로 설계된 형상 및 운영조건이 최적성능으로 볼 수는 없다.

그림 5에는 설계된 엔진의 형상을 나타냈다. 본 연구에서는 엔진의 흡입구 직경을 편의상 1 m로 두었으나, 이는 엔진 형상을 엔진흡입구 직경으로 무차원화 하는 것을 의미하는 것은 아니다. 공기흡입식 엔진에서 공기흡입구의 면적은 중요한 설계인자가 되며, 스크램제트 엔진에서는 연소기의 길이 또한 중요한 설계인자가 되기 때문에, 길이와 면적 중 하나만을 택하여 엔진의 크기를 무차원화할 수 없는 까닭이다.

본 연구에서 설계한 엔진의 흡입구직경은 1 m이며, 엔진의 길이는 약 6.7 m 이다. 엔진의 흡입구는 20 도 각도의 단순원뿔형 Central body에 의해 외부압축과정이 이루어지고 흡입구 내부에서 목 면적 0.108 m² 영역까지 내부압축과정이 일어난다. 이때, 흡입구의 설계는 공기흡입조건 변화영향분석결과를 반영하여 설정하였다. 흡입구 하류에는 케로신 액체로켓이 배치되어 이젝터

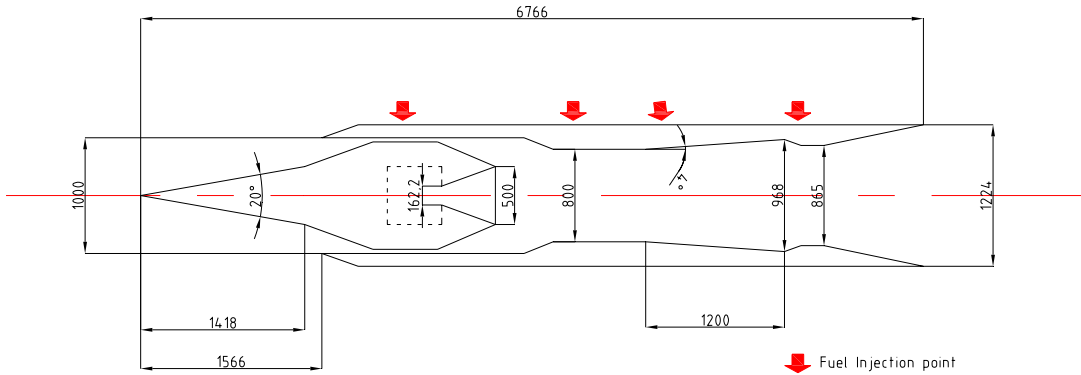


그림 5. Rocket Based Combined Cycle 엔진 설계 형상 [단위 mm]

제트 모드에서 운영된다. 케로신 액체 로켓은 노즐 목 직경 162.2 mm, 노즐 출구직경 500 mm 이며, 로켓 챔버 내 연소압은 70 bar 이다.

본 엔진의 주 연료는 수소이며 총 4개 위치에서 분사된다. 1번 연료 인젝터는 스크램제트 모드 시에 최저유속 구간에서 점화시킬 수 있도록 흡입구 목 후방에 배치하였다. 2번 연료 인젝터는 이젝터 로켓 후방의 연소기 평행부에 존재하며 램제트 모드에서 수직 충격과 후 아음속구간에 분사하여 연소시킨다. 3번 연료 인젝터는 모든 운전모드에서 열 질식 한계에 구애받지 않으면서 최대의 에너지를 발생시킬 수 있도록 연소기 확장부에 배치하였다. 마지막 4번 연료 인젝터는 열역학적 노즐목에 배치하여 스크램제트모드를 제외한 운전영역에서 가변노즐을 구현한다. 이때 열역학적 노즐목 구간은 램제트 모드에서 과도한 열 발생방지를 위해 유로면적을 다소 감소시켰다.

3.2 엔진 운전 모드 별 특성 및 엔진 성능

연료량, 노즐팽창비, 흡입구 형상 등의 설계변수연구를 통해 예측된 엔진의 성능은 표 1에 나타난 바와 같다.

이젝터제트 모드에서는 로켓의 이젝션 효과를 이용하여 공기를 흡입한다. 이젝션효과는 외부공기를 압축하여 공급하는 방식이 아니라, 로켓의

운동량에 의한 공급이므로 연소기로 유입된 공기의 압력은 다소 낮다. 따라서, 연소발생 이후에도 연소기 내 압력은 다른 운영모드에 비해 낮게 나타나므로 엔진배기노즐의 팽창비가 지나치게 높은 경우에는 오히려 엔진 추력이 감소할 수 있다 [5].

표 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.	430.	761.
$(T_t)_{air}$ (K)	300	909	1811	3205
FI #1 (Φ)	0.	0	0.05	0.35
FI #2 (Φ)	0.	0.01	0.	0.
FI #3 (Φ)	0.	0.7	0.3	0.3
FI #4 (Φ)	0.07	0.09	0.	0.
Rocket	On	Off	Off	Off
Thrust (ton)	16.5	6.3	0.7	0.4

엔진 배기노즐의 팽창비는 엔진 추력생성에 가장 중요한 기능을 담당하는 설계변수이므로, 본 설계 엔진의 노즐팽창비는 엔진의 모든 운영모드에 대한 추력성능을 고려하여 2.0으로 선택하였다.

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 최소음속 구간인 1번 연료 인젝터에서 점화가 이루어진다. 열 질식을 방지하기 위해 확장구간인 3번 연료 인젝터 구간에서 추가적인 연소를 발생시키며 열역학적 노즐목 구현을 목적으로 하는 4번 연료 인젝터에서는 연료를 분사하지 않는다. 본 운영모드에서는 열 질식이 일어나지 않기 위한 연료량 제어가 성능제어요인으로 작용하였다.

3.3 공기흡입조건의 변화영향분석

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. 특히 구조적 안정성을 위해 엔진의 흡입구를 고정형으로 결정한 경우에는, 모든 운전영역에서의 성능변화를 고려한 흡입구 설계가 필수적이다.

다양한 설계마하수조건에 대해 서로 다른 3종의 흡입구 A, B, C 가 표 2에 나타난 수준의 성능을 갖는다고 가정하자.

표 2. Design performances assumption with different design Mach number

Intake	Design Mach number	Capture Area Ratio	Total Pressure Recovery	Mach no. at Intake throat
A	4	1	70%	1.2
B	6	1	40%	1.8
C	8	1	30%	2.5

그림 1에 나타난 비행영역 데이터를 근거로 엔진에 공급되는 공기유량 계산값과 함께, 표 2에서 가정한 흡입구 성능데이터를 이용하면, 다음의 식으로부터 엔진흡입구의 목면적을 구할 수 있다.

$$\dot{m} = \frac{P_t}{\sqrt{RT_t}} A \sqrt{\gamma} M \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{(\gamma+1)/(2-2\gamma)} \quad (2)$$

흡입구 선두부에서 발생하는 경사충격파의 각도는 비행마하수에 따라 변화하므로, 각 흡입구의 포획면적비 또한 비행마하수에 따라 변화하게 되며 그 변화는 표 3에 정리된 바와 같다.

표 3. Predicted capture area ratio prediction with various intake design

Operation Design	Mach 4	Mach 6	Mach 8
A	1.0	1.0	1.0
B	0.48	1.0	1.0
C	0.28	0.57	1.0

또한, 비행마하수에 따른 전압력회복율의 변화는 표 4에 나타난 바와 같다. 전압력 회복율은 설계 흡입구 목면적으로부터 이 위치에서의 마하수를 예측하고, 포획면적비를 고려한 흡입유량과 흡입구 목에서의 전압력과의 관계식 (식 2)를 이용하여 계산할 수 있다. 이때 전압력 회복율은 종단 수직충격파에 의한 전압력손실분을 제외한 결과를 나타냈다.

표 4. Predicted total pressure recovery with various intake design

Operation Design	Mach 4	Mach 6	Mach 8
A	70%	14%	7%
B	68%	40%	20%
C	39%	23%	30%

본 엔진의 비행고도, 마하수 조건과 흡입구의 예측성능을 근거로 하여 산출한 엔진의 추력성능

예측치는 표 5에 나타냈다.

표 5. Thrust performance prediction with different intake design and operation

Operation Design	Mach 4	Mach 6	Mach 8
A	6.3 ton	0.7 ton	0.4 ton
B	2.9 ton	2.2 ton	1.1 ton
C	1.3 ton	1.3 ton	1.7 ton

표 5를 살펴보면, 흡입구 A는 마하 4 조건에서 가장 높은 추력성능을 보였으며, 높은 비행마하수 조건에서는 추력이 매우 낮게 나타났다. 그러나, 흡입구 B와 C의 경우에는 낮은 마하수에서의 추력은 A의 경우보다 낮게 나타났지만, 높은 마하수에서의 추력성능은 다소 개선되는 경향을 보이고 있다. 비행체의 임무조건에 따라 시간에 따라 추력요구조건이 변화하거나, 지속적으로 일정한 추력이 요구되는 경우도 있으므로, 비행체의 형상 및 임무 설계에 이와 같은 성능변화 특성을 반영하여야 한다.

4. 결 론

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

설계엔진은 직경 1 m, 길이 6.7 m이며, 비행 고도 및 마하수에 따라 0.4 ton ~16.5 ton의 추력을 발생할 것으로 예측되었다. 엔진의 임무 및 목적에 따라 고도 및 비행마하수에 따라 필요한 엔진의 추력성능을 별도로 설정하는 경우, 흡입구 형상 및 엔진 연료분사량 변화를 통하여 요구 추력성능을 만족하도록 조절해야 한다.

본 연구에서 설계한 엔진은 편의상 흡입구 직경을 1 m로 설정하였고, 공기흡입식 엔진에서

가장 중요한 설계인자인 공기 유로의 형상 및 유로 내에서 발생하는 열역학적 현상에 대한 변화만을 고려하여 설계하였다. 따라서, 본 엔진은 RBCC 엔진의 각 운영모드를 시험하고 요소기술을 개발을 위한 지상시험모델의 설계안으로 활용할 수 있으며, 엔진의 요소기술을 획득하고 엔진의 안정적 성능을 확보한 이후에는 엔진의 중량 및 엔진 구성품 적재공간을 포함한 최적화 연구를 통해 비행시험모델에 대한 설계가 필요하다.

참 고 문 헌

1. L. A. Marshall, C. Bahm, G. P. Corpening and R. Sherrill, "Overview with Results and Lessons Learned of the X-43A Mach 10 Flight," AIAA Paper 2005-3336, 2005
2. J. M. Hank, J. S. Murphy and R. C. Mutzman, "The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program," AIAA Paper 2008-2540, 2008
3. 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
4. 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
5. 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
6. 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

7. Mitani, T., "Subscale Wind Tunnels and Supplemental Studies of SCRAMJET Engine Tests", TR-1458, 2003, JAPAN, pp.172-177
8. 강상훈, 이양지, 오중환, 양수석 "고속추진기관 시험설비 시운전 : 이젝터시스템 성능분석", 한국추진공학회 2010년도 춘계학술대회, 2010.
9. 강상훈, 이양지, 양수석 "지상시험용 모델 스크램제트 엔진의 설계", 한국추진공학회지, 제 11권, 제 5호, 2007, pp. 1~13
10. J. Fabri and R. Sietrunk, "Supersonic Air Ejectors," Advances in Applied Mechanics, Vol. 5, Academic Press, New York, pp. 1-35.
11. John, J. E., Gas Dynamics, 2nd ed., Allyn and Bacon, Inc., Newton, 1984.