

# 단거리용 스크램젯 비행체의 개념 설계 연구

양인영\* · 박 철\*\* · 최상민\*\*\*

## Conceptual Design Study of Short-Range Scramjet Vehicle

Inyoung Yang\* · Chul Park\*\* · Sangmin Choi\*\*\*

### ABSTRACT

A conceptual design is carried out for a two-stage scramjet cruise vehicle flying at Mach 4 to investigate its feasibility. The design goal is to deliver a payload of 225 kg and to fly a range of about 500 km. It is accelerated to its cruising speed by the first stage using a solid rocket of 52.9 kN thrust 3.59 m in length. The second stage cruises using a kerosene-burning scramjet engine of 6.85 kN thrust, the vehicle being 7.55 m in length and 508 mm in width. The vehicle has a take-off weight of 2.1 tons, flies 500 km in 6 minutes at 17 km altitude.

### 초 록

스크램젯 엔진을 이용하여 마하 4로 비행하는 2단 비행체의 개념 설계를 통해 그 가능성을 탐색하였다. 설계 목표는 225 kg의 탑재물을 싣고 500 km를 비행하는 비행체이다. 순항 속도까지 가속하는 1단은 고체 로켓을 사용하며, 2단 엔진은 케로신이 연료이다. 설계 결과, 1단은 길이 3.59 m, 추력 52.9 kN, 2단은 추력 6.85 kN이다. 비행체는 길이 7.55 m, 직경 508 mm, 이륙 중량 2.1 톤이며, 17 km의 고도에서 목표 거리를 6분 동안 비행한다.

Key Words: Scramjet(스크램젯), Kerosene(케로신), Conceptual Design(개념 설계)

### 1. 서 론

스크램젯 엔진은 초음속 비행체의 엔진으로서 수송용이나 무인 비행체 용도로 사용 가능성이 모색되어 왔다. 그러나 실제로는 수소 연료 스크램젯은 공기-연료의 혼합 문제, 연료 탱크 크기 문제, 재료 문제 등의 난제가 존재한다.

반면 케로신을 사용하면 연료 탱크 크기가 훨씬 줄어든다. 연소 속도 문제로 비행 속도가 제한되며, 비추력이 낮아 원거리 비행은 할 수 없으나, 느린 연소기 입구 속도로 공기-연료 혼합에 유리하고, 표면 온도가 낮다는 장점도 있다.

본 연구에서는 케로신을 연료로 사용하고, 비행 마하 수는 4이며, 비행 거리는 짧은 비행체의 개념 설계를 수행하여 대략적인 형상 및 성능을 얻고자 하였다. 동역학, 공기역학, 구조, 추진 등의 분야를 간략한 방법으로 다루었다.

설계 목표는, 탑재물 무게 225 kg, 비행 거리

\* 한국항공우주연구원 항공엔진팀

\*\* KAIST 항공우주공학과

\*\*\* KAIST 기계공학과

† 교신저자, E-mail: iyyang@kari.re.kr

500 km이다. 설계 제한 조건은, 1) 스크램젯 엔진의 연료로 케로신 사용, 2) 비행체는 2단으로 하고, 1단 가속에는 고체 로켓 사용 등이다.

## 2. 설계 방법

### 2.1 비행체 내부 구성 및 크기, 공기역학 계산

1, 2단은 모두 직경 508 mm의 원형 단면으로 가정하며, 내부 구성은 Fig. 1과 같다. 1단 로켓은 추진제 탱크, 추력 노즐 및 부시스템으로 이루어진다. 고체 추진제는 중량 기준 HTPB 12%,  $\text{NH}_4\text{ClO}_4$  68%, Al 20%로 구성된다. 탱크 크기는 추진제 질량과 비중(1.974), 체적 효율(92%)로 계산하였다. 2단은 동체(Fig. 1 상부) 및 스크램젯 엔진(Fig. 1 하부)으로 구성된다. 탑재물 크기는 비중 1.8로 계산하였다. 1단 노즐과 1, 2단 부시스템 크기는 임의로 가정하였다.

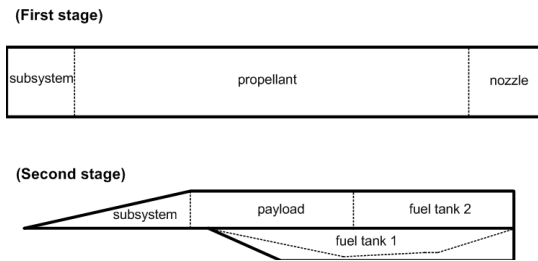


Fig. 1 Component Layout

양력 및 항력 계수는 비행 속도와 받음각의 함수로 모델링하였으며, 유사한 타입의 다른 비행체로부터 계수를 차용하였다. 예를 들어 받음각  $5^\circ$ 에서  $C_L = 0.055$ ,  $C_D = 0.045$ 이다.

### 2.2 비행 궤도, 공기역역학, 구조 계산

비행 궤도는 3 DOF 코드[1]를 사용하여 계산하였으며, 모든 입력 인자는 본 연구에서의 계산에 의해 결정하고 반복 계산으로 수정하였다.

비행체 치수 결과 및 궤도 계산으로 도출한 외기 조건으로부터 Van Driest 모델[2]을 사용하여 마찰 항력 및 마찰열유속을 계산한 후, 이로부터 비행체 표면 온도를 Eq. (1)로 계산하였다.  $H_R$  및  $H_w$ 의 계산은 문헌 [3]을 따른다.

$$q_{wD}(1 - H_w/H_R) = \sigma T_w^4 - \sigma T_\infty^4 \quad (1)$$

본 비행체는 표면 온도가 비교적 낮아 재료 선택의 폭이 넓다. 여기에서는 Inconel X-718을 택하였다. 비행체에 작용하는 압력  $OP$ 를 건디는데 필요한 기체 구조물 두께  $t$ 는 Eq. (2)로 계산한다. 여기에서  $SF$ 는 안전 계수(기체는 1.3, 엔진은 1.5),  $OD$ 는 구조물 직경(508 mm),  $F_{ty}$ 는 주어진 온도에서의 재료 항복 강도이다.

$$2 \times t = SF \times OP \times OD / F_{ty} \quad (2)$$

무게는 NASA의 HASA 데이터베이스[4]를 사용하였으나, 이 모델이 적합하지 않은 일부 구성품에 대해서는 모델을 수정하였다.

### 2.3 스크램젯 엔진 유로 계산

스크램젯 엔진 유로는 비점성 유동과 경계층을 별도로 고려하는 근사적인 방법으로 계산하였다[5]. 비점성 1차원 유동을 가정하여 유동 인자를 계산하고, 항력과 열전달은 난류 경계층 이론을 사용하여 계산하였다. 액체 연료는 연소기 내에서 완전 혼합된다고 가정하였다. 경계층은 완전한 난류 유동으로 가정하여 Van Driest의 모델[2]을 사용하여 계산하였다. 노즐에서의 팽창은 열화확적인 비평형을 고려하였다[5].

초음속 흡입구는 4개의 ramp를 가지며, 2개는 cowl 상에 있다. 첫 번째 ramp의 길이는 엔진의 흡입 공기 유량과 추력을 결정하는 설계 인자로, 궤도 계산에서 주어진 요구 추력을 갖도록 결정하였다. 연소기, 노즐의 길이 및 기타 치수는 parametric study로 결정하였다.

## 3. 설계 결과

### 3.1 설계 결과

순항 고도는 동압을 1 atm 이하로 하는 임의의 요구조건으로부터 17 km로 결정하였다. 또한 단분리 고도 및 속도에 따라 비행체 전체 구성 및 성능에 미치는 영향을 계산하여 trial and error를 통해 16.4 km, 마하 3.8로 결정하였다.

궤도 계산에 의한 성능 결과는 Fig. 2와 같다.

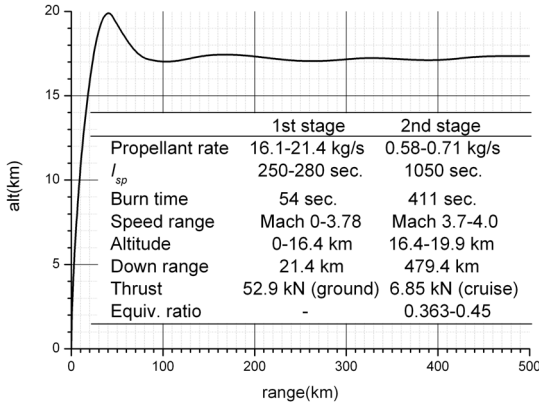


Fig. 2 Flight path and vehicle performance

레이아웃 및 크기 계산 결과는 Table 1 및 Fig. 3과 같다. 비행체 전체 길이는 7.551 m이다.

Table 1 Geometry of the airframe and scramjet engine

Airframe		
	1st stage	2nd stage
Fuel tank length	2.907 m	1.165 m
Subsystem length	0.5 m	1.233 m
Nozzle length	0.55 m	-
Payload length	-	1.196 m
Total length	3.957 m	3.594 m

Scramjet engine	
1st and 3rd ramp angle	12°
1st ramp length	0.806 m
Combustor length	0.6 m
Combustor area ratio	2.95
Nozzle length	0.566 m
Nozzle area ratio	2.253
Engine height	246.3 mm
Engine width	433 mm

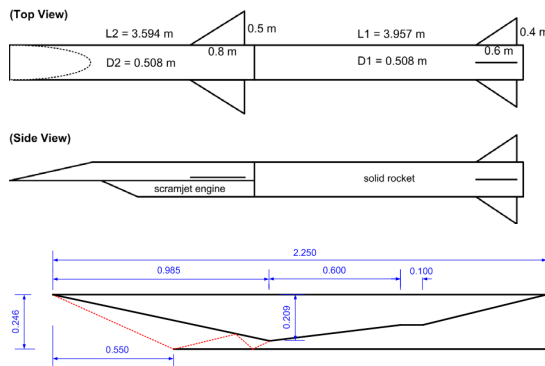


Fig. 3 Geometry of the airframe and Scramjet engine

비행체 표면 마찰 항력은 단 분리 시에 453 N으로 최대이고, 평균 열유속은 순항 시 12 W/cm<sup>2</sup>으로 최대이며, 평균 표면 온도는 단 분리 시 651 K, 순항 시 696 K로 최대이다.

구조물 두께는, 1, 2단 비행체는 1.72 mm와 0.66 mm, 스크램젯은 4.64 mm이다.  $F_{ty}$ 는, 1, 2단 비행체는 최대 표면 온도에서 154 ksi와 153 ksi, 스크램젯은 외기 온도와 연소기 내 기체 온도의 평균의 최대값(1,210 K)에서 25 ksi로 하였다. OP는 1단은 연소기 압력(800 psi), 2단과 스크램젯은 외기 전압력(304 psi)으로 하였다.

HASA로 계산한 하중은 Table 2와 같다.

Table 2 1st and 2nd stage weight [kg]

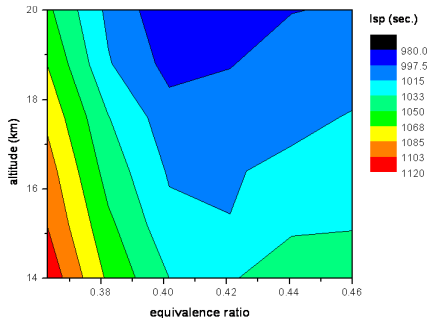
	1st stage	2nd stage
Total dry weight	327.4	274.4
Body (incl. fuel tank)	85.4	80.1
Wing	6.3	10.0
Thrust structure	65.0	35.7
Engine	66.4	66.9
Hydraulic subsystem	10.1	9.4
Avionics subsystem	35.0	28.0
Electrical subsystem	33.9	25.4
Equipment subsystem	25.3	19.0
Propellant or fuel weight	1,018	225
Total Weight	1,345	499
Payload	-	225
Gross Take-Off Weight	2,069	

### 3.2 스크램젯 엔진 성능

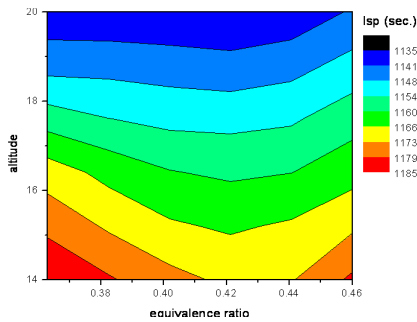
Table 1에 제시한 스크램젯 엔진의 운용 범위에서의 성능 계산 결과는 Fig. 4와 같다. 비추력은 저당량비, 저속, 저고도에서 높아지며, 순항 조건(고도 17 km, 당량비 0.363, 마하 4.0)에서 1,089 초이다. 또한 Fig. 4(c) 및 4(d)에서 보듯이 추력은 고도에 크게 의존한다. 계산 범위 내에서 연소기 입구 속도는 마하 1.24-1.48이며, 연소기 출구 온도는 1,600-1,811 K이다.

엔진은 계산된 궤도 내의 어느 지점에서든 작동이 가능하였으나, 비행 영역의 마진은 매우 작았다. 예를 들어 마하 3.5에서 엔진은 당량비 0.363-0.45에서만 작동 가능하고 당량비 0.46이 되면 열질식이 발생하는 것으로 계산되었다. 마하 4.05에서는 연소기 입구 속도가 너무 빨랐다.

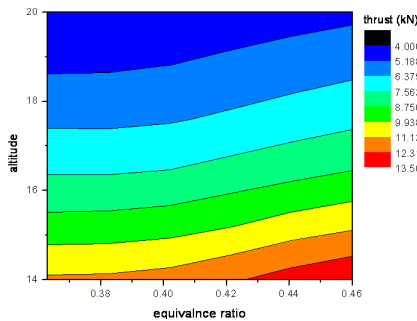
설계점에서 엔진 유로 내의 유동 인자는 Fig. 5와 같다.



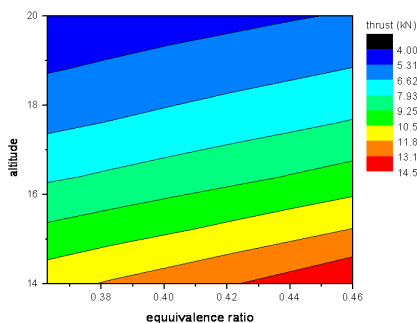
(a) Specific impulse (Mach 4.0)



(b) Specific impulse (Mach 3.6)



(c) Thrust (Mach 4.0)



(d) Thrust (Mach 3.6)

Fig. 4 Performance map of the scramjet engine

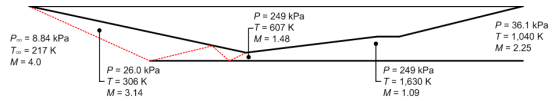


Fig. 5 Flow parameters in the engine flow path

#### 4. 토의 및 결론

본 연구에서는 케로신을 연료로 사용하고, 비행 속도를 마하 4로 하며, 비행 거리를 500 km로 짧게 하여 공기-연료 혼합, 연료 탱크 크기, 높은 마찰열 및 재료, 낮은 양항비 및 이에 따른 항속 거리 문제 등을 극복하거나 회피하였다.

본 연구에서는 설계 과정에서 많은 가정이나 근사화를 사용하였으며, 높은 정확성을 추구하지는 않았다. 도출된 결과에 있어서 주요 오차 요인은 1) 연소기에서 완전 연소를 가정한 점, 2) isolator에서의 손실을 무시한 점, 3) 내부 및 외부 유동이 실제로는 3차원인 점 등이다.

#### 참고 문헌

1. Takahashi, S., Mizobata, K., and Sawada, K., "Conceptual Study of a Two-Stage Air-Breathing Reusable Launch Vehicle", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 34, No. 5, 1997
2. Hopkins, E. J., "Charts for Predicting Turbulent Skin Friction from the van Driest Method (II)", NASA TN D-6945, 1972
3. Quinn, R. D. and Gong, L., "Real-Time Aerodynamic Heating and Surface Temperature Calculations for Hypersonic Flight Simulation", NASA TM-4222, 1990
4. Harloff, G. J. and Berkowitz, B. M., "HASA-Hypersonic Aerospace Sizing Analysis for the Preliminary Design of Aerospace Vehicles", NASA CR-182226, 1988
5. Park, C., Bogdanoff, D. W., and Mehta, U. B., "Theoretical Performance of Magnetohydrodynamic-Bypass Scramjet Engine with Nonequilibrium Ionization", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 4, 2003