

스크램젯용 공기 가열기 개념연구

이정민* · 강경택* · 임진식*

Conceptual study of the Vitiated Air Heater for Scramjet test

Jungmin Lee* · KyungTaik Kang* · Jinsik Lim*

ABSTRACT

This is conceptual study of vitiated air heater(VAH), the necessary ground test facility, for characteristics studies of scramjet combustion and development of scramjet engines. The VAH is one of various types which provided hot air to an intake or a combustion chamber of scramjet and it must use suitable fuel to get hot combustion gas and more similar mixture gas(vitiated air) to real air. In the study, foreign VAHs being capable of providing very high temperature were researched, and injectors for VAH using LNG(CH₄) or hydrogen were designed conceptually to develop scramjet vehicle.

초 록

본 연구는 스크램젯의 연소특성 연구 및 스크램젯 엔진의 지상연소시험의 필수 장비인 공기가열기의 개념 연구에 대한 것이다. 공기가열기는 스크램젯의 흡입구나 연소실로 고온의 공기를 공급하기 위한 다양한 방법 중 하나이며, 고온의 연소가스와 실제 공기에 보다 유사한 혼합기체(혼합공기)를 얻을 수 있는 연료를 사용하여야 한다. 본 연구에서는 이러한 형식을 갖는 외국의 공기가열기를 조사하고, 스크램젯 비행체를 개발하기 위한, 액화천연가스(CH₄)와 수소를 연료로 사용하는 공기가열기의 인젝터를 개념 설계하였다.

Key Words: Vitiated Air heater(연소식 공기가열기), Scramjet(스크램젯)

1. 서 론

아는 바와 같이 고속의 비행체는 고도와 속도에 따른 높은 전온도의 대기환경에 노출되며, 특

히 공기흡입을 통해 추진을 하는 램젯이나 스크램젯 엔진들은 이러한 환경의 공기를 이용하여 연료와 연소하고 추력을 얻게 된다. 마하 2이상의 초음속 비행을 하는 램젯 추진은 대략 500~600K 정도의 고온 공기가 흡입구로 공급되며, 마하 4 이상의 스크램젯의 경우에는 조건에 따라 수천도의 온도를 갖는 공기가 흡입되어 연

* 국방과학연구소

E-mail: shocknjet@add.re.kr

소실로 공급된다. 따라서 엔진 개발과 주어진 환경에서의 연소특성을 확인하기 위한 지상시험 시스템은 고온의 공기조건을 모사할 수 있는 가열 공기의 공급이 주요 성능이 된다. 연소식 공기가열기(이하 VAH)는 축열식 공기가열기와 함께 가장 보편적으로 사용하는 고온 공기공급 시스템이다. 여기서는 유사장치의 외국 사례와 극초음속용 VAH 장치의 여러 가지 설계 고려요소 중 연료에 따른 인젝터 설계에 대해 고찰하고자 한다.

2. 스크램젯용 VAH

2.1 외국의 스크램젯용 VAH

Figure 1은 미국의 APTU 설비로 대표적인 스크램젯 설비이다. 연료로는 부탄과 액화산소를 사용하고 있으며, M8에서 2610K, 19.3MPa 정도의 구현이 가능하다.[1] 최근에는 이 설비가 업그레이드되어 더 넓은 공급범위를 갖는 것으로 알려져 있다.

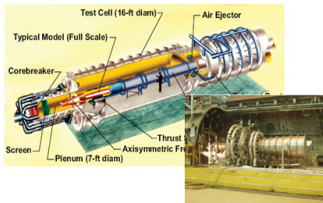


Fig. 1 APTU VAH (USA)

Figure 2는 JAXA의 RJTF(Ramjet Engine Test Facility)로 최초 제작 시보다 성능이 향상되어 M8의 비행조건을 모사가 가능하며, 수소와 산소를 이용하여 전온도 2600K, 전압력 10MPa의 조건(축열식 혼용의 경우)으로 약 6kg/s의 공기를 공급할 수 있는 성능을 지닌다.[2]

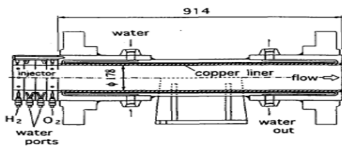


Fig. 2 JAXA RJTF (Japan)

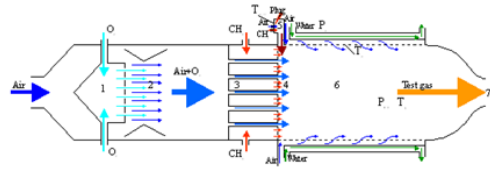


Fig. 3 CIAM VAH (Russia)

러시아의 CIAM에 있는 공기가열기는 Fig. 2와 같이 전압력 6MPa, 전온도 800~2300K, 30kg/s 정도의 공기를 메탄과 산소(공기)의 연소로 공급할 수 있는 설비를 갖추고 있다[3].

이외에도 많은 국가들이 다양한 형태의 VAH를 보유하고 있으나, 특이할 점은 연소과정에서 발생할 수 있는 미연 성분이나 탄소입자 등이 스크램젯 연소실로 혼입되지 않도록 완전연소가 가능하고 청정연료로 알려진 연료를 사용하는 것을 알 수 있다. 이는 VAH의 특성상 부득이하게 발생하는 연소가스가 공기와 혼합되어 스크램젯의 연소실로 공급될 때 이들이 연소특성에 미치는 영향을 최소화하기 위한 것이다.

2.2 VAH의 연료별 인젝터 설계

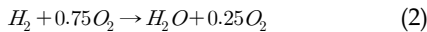
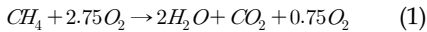
극초음속 환경의 시험은 비행고도에 따라 밀도와 전온도 등이 결정되므로 비행체의 조건에 맞는 유량을 결정할 수 있다. Table 1은 시험 장치를 설계하기 위해 흡입구의 규격을 임의로 결정하고 연료로 메탄과 수소를 사용한 경우를 고려하여 대략적인 시험조건을 계산한 결과이다. 보는 바와 같이 고도 10~30km 사이에 유량조건이 약 5~200kg/s 범위의 넓은 영역을 가질 뿐 아니라 최대유량조건인 경우에는 지상시험으로 구현할 수 있는 일반적인 한계를 넘어서는 조건이다. 따라서 시험 장치의 사용 영역을 목적과 능력에 맞게 설정하고 설계한계를 결정하는 작업이 선행되어야 한다. 여기서는 대략 공급공기 유량 기준으로 10kg/s까지를 공급할 수 있는 VAH를 설계 조건으로 결정하였다.

가열공기는 연소가스가 포함된 혼합기체로 이 혼합공기 내에도 산소의 비율은 일반 공기에서와 같은 비율인, 질량비 기준 20%를 유지하고 있어야 한다. 따라서 연료의 완전연소를 가정하

고 연소가스 내에 잉여산소의 비율이 20%가 되도록 산소를 과잉으로 공급하며, 연료의 종류에 따라 다른 값을 갖게 된다. 이것을 고려한 화학반응식은 메탄과 수소에 대해 각각 식 (1)과 (2)와 같이 나타낼 수 있다.

Table 1 Test condition

Alt. km	M4		M5		M6		M7	
	kg/s	K	kg/s	K	kg/s	K	kg/s	K
10	121	937	151	1339	181	1830	212	2410
15	55.9	910	69.9	1300	83.8	1777	97.8	2340
20	25.4	910	31.8	1300	38.1	1777	44.5	2340
25	11.5	931	14.4	1330	17.3	1818	20.2	2394
26	9.9	935	12.3	1336	14.8	1826	17.2	2405
27	8.4	939	10.5	1342	12.7	1834	14.8	2415
28	7.2	944	9.0	1348	10.8	1842	12.6	2426
29	6.2	948	7.7	1354	9.3	1850	10.8	2437
30	5.3	952	6.6	1360	8.0	1859	9.3	2448



위의 화학반응식을 이용하여 연료와 산화제(공기 포함)의 물분율을 결정하여 Table 1의 조건을 만족하는 연료와 산화제의 조합을 CEA2(평형열화학)계산을 통해 얻을 수 있다. Table 2와 Table 3은 메탄과 수소를 연료로 하였을 때의 계산한 결과를 각각 정리한 것이다. 보는 바와 같이 메탄과 수소가 산소와 결합하여 발생하는 열량의 차이로 요구되는 메탄과 수소의 유량이 매우 차이가 나는 것을 볼 수 있다. 또한, 산소 농도비를 맞추기 위해 공급되는 산소의 유량도 연료에 따라 달라지나, 주어진 조건에 따른 메탄과 수소에 대한 산소의 유량은 큰 차이를 갖지 않는 것을 알 수 있다.

결정된 유량을 기준으로 공기가열기의 공급설비와 공급조건 등을 결정하게 되는데, 이 때 공기가열기의 공급조건에 따라, 즉 유량조건에 따라 단일 공기가열기로 구현이 가능한지, 또는 성능에 따라 여러 종류의 공기가열기를 설계하여 운용할 것인지 등을 결정하여야 한다. 본 연구에서는 간단히 계산해보기 위해 메탄과 수소에 대한 최대 유량을 기준으로 인젝터를 설계하였다.

Table 2 Calculated Results for CH4 mass-flow rate

G _T	CH4	O2	Air	T _c	T _T
	kg/s			K	
10.8	0.655	3.6025	6.5425	2440	2437
9.3	0.57	3.135	5.595	2454	2448
10.8	0.42	2.31	8.07	1849	1842
8	0.32	1.76	5.92	1884	1859
10.5	0.26	1.43	8.81	1366	1342
6.6	0.16	0.88	5.56	1347	1360
11.5	0.16	0.88	10.46	941	931

Table 3 Calculated Results for H2 mass-flow rate

G _T	CH4	O2	Air	T _c	T _T
	kg/s			K	
10.8	0.3	3.6	6.9	2444	2437
9.3	0.26	3.12	5.92	2452	2448
10.8	0.18	2.16	8.46	1823	1842
8	0.14	1.68	6.18	1879	1859
10.5	0.11	1.32	9.07	1354	1342
6.6	0.07	0.84	5.69	1365	1360
11.5	0.07	0.84	10.59	961	931

인젝터의 수는 중심에 한 개를 우선 배열하고 이를 중심으로 3열로 배열하였으며, 총 37개의 인젝터로 연료와 산화제를 공급한다고 가정하였다. 일반적인 구조는 보유하고 있는 기존의 램제트용 공기가열기와 같은 구조로 고려하였다. [5] 노즐목 직경은 식(3)에서 구할 수 있으며, 챔버의 직경은 식(4)에서 내부의 유동속도를 정의하여 구할 수 있다.[4,5]

$$F^* = \frac{\pi}{4} d^{*2} = \frac{G\beta\phi_K}{P_K} \quad (3)$$

여기서, d*는 노즐목 직경, G는 유량, β는 특성속도, φk는 연소효율, Pk는 챔버압력이다.

$$F_K = \frac{\pi}{4} d_K^2 = \frac{G}{\rho_c W_c} \quad (4)$$

여기서, dk는 챔버직경, ρc는 연소가스 밀도, Wc는 유동속도이다. 유동속도는 대략 70m/s로 결정하면, 동일 공급조건에 대한 메탄과 수소를 사용하는 각각의 공기가열기는 최종적으로 Table 4와 같은 규격을 갖게 된다.

인젝터는 동축형 인젝터로 설계하고 연소가스

의 유동속도와 거의 동일한 속도로 공급되도록 출구단면의 크기를 결정하고, 차압이 대략 3bar 정도가 되도록 인젝터의 입구크기를 결정하였다. Table 5는 계산된 결과이다.

Table 4 Specification of VAH chamber

VAH	Throat diameter	Chamber diameter	Chamber length
for CH4	93.7mm	265mm	800mm
for H2	95.5mm	280mm	850mm

Table 5 Specification of VAH Injector

VAH	Fuel Injector		O2 Injector		outer dia. mm
	Ent.	Exit	Ent.	Exit	
	diameter(mm)				
for CH4	2.8	4.8	8.8	10.6	18
for H2	3.2	9.2	12.4	13.8	21

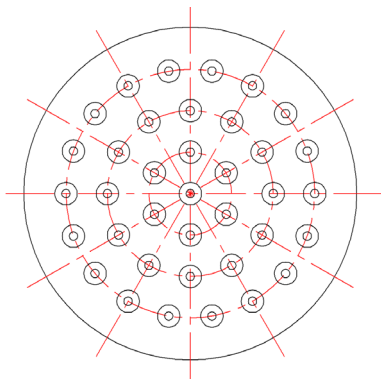


Fig. 2 Mixing head and injector arrange

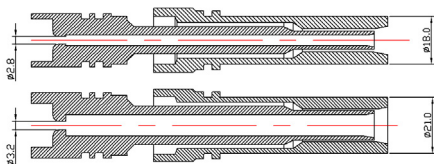


Fig. 3 Injector Assy.(for CH4 and H2)

Figure 2와 3은 Table 4와 5에 따라 배열된 인젝터와 믹싱헤드면, 그리고 인젝터 조립체를 나

타내고 있다. 두 종류간 인젝터의 외경차이는 거의 없기 때문에 믹싱헤드면의 형상은 유사할 수 있으나, 인젝터의 내부 직경 등은 연료의 특성에 따라 큰 차이를 보이고 있음을 알 수 있다.

3. 결 론

지금까지 외국의 유사 VAH의 성능과 메탄과 수소를 각각 연료로 하는 VAH의 인젝터 개념설계를 수행하였다. 수소를 연료로 하는 인젝터는 상대적으로 낮은 밀도와 높은 열량 등이 복합적으로 작용하여 메탄을 연료로 하는 인젝터와 내부 형상(특히, 내부 유로)이 서로 차이를 가짐을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. Doug Garrard, Sharon Rigney, Brent Bates, "Progress Report on the APTU Upgrade Activities", AIAA 2004-2496, 24th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, Portland, Oregon, 2004.
2. Sadatake Tomioka, Shunichi Ueda, Kohichiro Tani, Takeshi Kanda, "Scramjet Engine Test Facility in JAXA_KSPC", AIAA 2007-1040, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 8-11 January 2007, Reno, Nevada
3. V. Yu. Alexandrov, A.N. Prokhorov, A.S. Roudakov, S.A. Belykh, G.K. Vedeshkin, A.A Shutov, V.P. Yurin, J. Hicks, "Support and Realization of Tests of Axisymmetric Scramjet on Test Cell C16VK CIAM RTC", ICMAR98, Novosibirsk, 1998, PP30~40.
4. 이정민, 강경택, "램젯 DC 시험용 연소식 공기가열기 개념설계", 한국항공우주학회 춘계 학술대회, 2010.
5. 이정민, 강경택, 이규준, 임진식 "연소식 공기가열기 개발과 성능평가", 한국군사과학기술학회 2010 학술대회, 2010.