



Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.5.115>

0.4 MW 급 아크가열 플라즈마 풍동의 성능특성

오필용^a · Rajesh Kumar Chinnaraj^b · 홍성민^a · 신의섭^b · 최성만^{b,*}

Performance Characteristics of 0.4 MW Class Arc-Heated Plasma Wind Tunnel

Philyong Oh^a · Rajesh Kumar Chinnaraj^b · Seong Min Hong^a · Eui Sup Shin^b · Seong Man Choi^{b,*}

^aHigh-Enthalpy Plasma Research Center, Chonbuk National University, Korea

^bDepartment of Aerospace Engineering, Chonbuk National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: csman@jbnu.ac.kr

ABSTRACT

Thermal protection materials (TPMs) are very crucial for the survival of any re-entry space vehicles. One of the systems used for rigorous validation of TPMs is an enhanced Huel type segmented arc-heated plasma wind tunnel. A 0.4 MW class arc-heated plasma wind tunnel has been constructed at Chonbuk National University which is capable of producing high enthalpy supersonic flow. In this paper we have studied the characteristics of plasma flow according to power and mass flow parameters.

초 록

전북대학교 고온플라즈마응용연구센터에서는 지구 재진입 및 고온재료의 열부하 평가를 위해 0.4 MW 급 아크가열플라즈마 풍동을 이용한 내열재료의 삭마 거동 등을 연구해 오고 있다. 아크가열 플라즈마 풍동은 고엔탈피 플라즈마를 발생시켜 다양한 고열부하의 극한 환경을 만들어 낸다. 이를 위해서는 플라즈마 토치내에 공기유량과 입력전류 등을 조절하여 다양한 열유속을 형성한다. 본 연구는 0.4 MW 아크가열 플라즈마 풍동의 다양한 방전 특성에 대해 조사하였다.

Key Words: Plasma Wind Tunnel(플라즈마 풍동), Segmented Arc-Heated Plasma(분절형 아크 가열 토치), Thermal Plasma(열플라즈마)

1. 서 론

현재 우주개발을 선도하고 있는 미국의 경우 과거 소련과의 우주개발 경쟁을 통하여 인공위성 발사, 유인 우주선 발사, 달탐사 등 다양한 형태로 우주기술력을 현재까지 발전시켜 오고 있다. 유럽의 경우는 독자적으로 진행해오던 우주개발 기술을 ESA(European Space Agency)로

통합하면서 미국과의 협력관계를 통해 다양한 우주개발기술을 확보해 가고 있다. 그 외 아시아의 중국, 일본, 인도 등은 신흥우주 강국으로 행성 탐사와 같은 우주 개발 및 극초음속 비행체를 포함하는 다양한 계획을 발표하고 있다.

한국의 경우 2020년에는 달탐사선(궤도선/착륙선)을 발사할 계획을 갖고 있으며, 2030년에는 달탐사선의 샘플귀환 및 화성 탐사 계획(궤도선/착륙선)을, 2040년에는 소행성 및 심우주탐사 계획을 갖고 있다[1]. 이러한 우주개발 계획을 위해 노력을 기울여야 하는 부분이 우주비행체를 보호할 열보호 시스템의 개발이다. 지구 궤도로 재진입 하는 우주비행체는 마하 10 이상의 속도로 인하여 비행체 표면의 온도는 2500 K 이상 증가한다[2]. 이러한 공력가열환경으로부터의 극 고온의 환경에 노출되는 구조물을 보호하기 위해서는 우주비행체 내부의 열 보호시스템이 적용되어 있어야 한다. 비행체를 보호하기 위한 열보호 시스템[3, 5]은 내열 내삭마 재료에 대한 실제 극한 환경에서의 성능시험이 필요하며 경제적인 측면에서 지상 성능 시험이 필수적 요소이다. 지상 환경 모사시험과 전산해석 등을 이용하여 실제 사용가능한 모델을 만들고 최종 비행 시험[5, 6]을 통한 실제 성능을 확인하는 방법을 통하여 내열 내삭마 재료의 성능을 확인할 수 있다. 우주개발 선진국들은 이미 미국과 소련을 중심으로 과거 냉전시대인 1960년 이후부터 열보호 시스템에 대한 다양한 연구를 진행되어 오고 있다. 미국 NASA(National Aeronautics and Space Administration)의 에임스 연구센터(Ames Research Center), 린던 존슨 스페이스 센터(Lyndon B. Johnson Space Center), 미 공군의 아놀드 기술 개발 센터(Arnold Engineering Development Center) 등에서는 최대 70 MW급에 이르는 다양한 종류의 플라즈마 발생 장치를 개발해 오고 있다[7]. Table 1은 세계적으로 사용되고 있는 분절형 아크가열 풍동의 장치별 세계 수준을 보여주고 있다. 특히, 아놀드 기술 개발 센터가 보유하고 있는 아크 히터는 30 MW 및 70 MW급으로 고엔탈피 환경에서의 열보호 성능과 우주 비행체의 지구 복귀 시 발생 할 수

Table 1. Enhanced Huels type arc-heated plasma in the world.

Country	Organization	Characteristics		
		Power	Total Pressure	Specific Enthalpy
USA	NASA Ames	60 MW	1 MPa	32.5 MJ/kg
		20 MW	1 MPa	46.4 MJ/kg
	NASA JSC	10 MW	1 MPa	37.1 MJ/kg
		10 MW	1 MPa	37.1 MJ/kg
	AEDC	30 MW	12 MPa	12 MJ/kg
		70 MW	12 MPa	11 MJ/kg
Germany	DLR	5 MW	1.7 Mpa	21 MJ/kg
Italy	CIRA	70 MW	1.7 Mpa	45 MJ/kg
Japan	JAXA	1 MW	1.05 Mpa	9.5 MJ/kg

있는 다양한 연구를 진행하고 있다. 유럽의 경우는 2001년 ESA와 공동으로 설립된 이탈리아의 CIRA(Italian Aerospace Research Centre)는 70 MW급으로 비행체의 열보호 시스템 개발과 검증에 활용되고 있다. 독일의 IRS(Institut für Raumfahrt Systeme)는 대표적으로 2 MJ/kg 에서는 150 MJ/kg 까지의 플라즈마를 발생시킬 수 있는 MPG(Magnet Plasmadynamic Generators) 플라즈마 발생 장치 이외에 여러 종류의 플라즈마 발생 장치를 보유하고 있다. 아시아는 일본이 플라즈마 발생 장치의 선두 국가로 현재 ISAS(Institute of Space and Astronautical Science), JAXA(Japan Aerospace eXploration Agency)를 중심으로 여러 종류의 장치가 개발되고 있다. 지상 환경 모사 시험은 지상에서 산소 연소기, 레이저, 플라즈마 풍동 등을 이용하여 실제 비행 환경과 최대한 유사한 환경을 모사하여 내열 재료의 성능을 확인할 수 있다. 이중 지

상 환경 모사 시험은 크게 추진 토치, 아크 플라즈마, 로켓 모터 등을 이용하여 실험하는 방법이 시도 될 수 있다. 추진 토치를 삭마 현상 모사에 이용하는 방법은 저비용이지만 적용 가능한 열량이 작다는 단점이 있고, 로켓 모터를 이용한 방법은 환경 모사에는 긍정적이나 변수 조절이 어렵다는 단점이 있다. 하지만 아크 플라즈마를 이용하는 방법은 고 엔탈피 등의 모사가 쉽고 가스 조성의 변화 등 변수 조절이 용이하기 때문에 내열 내삭마 재료 시험에 적합하다. 이러한 이유로 초고온·초음속 유동을 모사할 수 있는 플라즈마 아크 가열 풍동 시설이 요구되고 있다.

2. 실험 방법 및 내용

2.1 아크가열 플라즈마 풍동의 구조 및 토치

Fig. 1은 0.4 MW 급 분절형 아크 플라즈마 풍동 시스템과 공통설비를 보여주고 있다. 주요 구성은 분절형 아크히터 (segmented arc heater), MW 급 전원부 (DC power supply), 테스트 챔버(vacuum chamber), 가스 공급부(gas supply), 냉각수 공급부(cooling water supply) 등으로 구성되어 있다. 테스트 챔버 내부에는 초음속 플라즈마 압축성 유동의 속도를 측정할 수 있는 쉘기탐침과, 열유속을 진단할 수 있는 열유속 탐침이 설치되어 있다. 그 외, 시편을 장착하고 제어할 수 있는 기관 조작부(substrate manipulator) 및 초음속 유동을 아음속 유동으로 전환하기 위한 디퓨저(diffuser)가 설치되어 있다. 디퓨저를 통해 압축된 플라즈마 유동은 열교환기(heat exchanger)에서 냉각된 후 진공 펌프 및 후처리 시설(NOx removal system)을 거쳐 배출된다.

아크가열 플라즈마 풍동은 플라즈마 아크히터를 이용하여, 공기를 수천-수 만도로 가열하여, 아크히터 출구에 연결된 수축-확장형 노즐을 통해 초음속으로 팽창 시키는 구조를 가지고 있다. 아크히터의 종류에 따라 다양한 온도 범위와 초음속의 결과를 얻을 수 있으며, 아크히터의 경우 MW 급 수준으로 출력을 보장하며 고출력 발전 시 전극손상 등의 문제를 최소화 할 수 있다. 본



Fig. 1 Measured 0.4 MW class DC arc-heated plasma wind tunnel system.

연구에 사용된 분절형 아크 플라즈마 발생기는 구조는 복잡하지만 넓은 출력 범위, 낮은 오염도, 균일한 유질, 높은 비엔탈피를 만들어 내기 때문에 고엔탈피 초음속 플라즈마 유동을 통한 내열재료의 상호작용 연구에 중요 역할을 하고 있다.

Fig. 2는 분절형 플라즈마 토치의 전기적 연결도를 보여주고 있다. 서로 마주보는 양극과 음극 사이에 전기적으로 절연된 도넛 형태의 간극을 다수 삽입하여 양극과 음극의 간격을 유지하며, 전류를 제한하고 전압을 증가시켜 전극의 오염도를 최소화 하고 있다. Fig. 3은 DC형 이중전극 구조를 가진 분리형 아크가열 플라즈마 토치를 보여주고 있다. 음극쪽은 챔버와 접지로 연결되

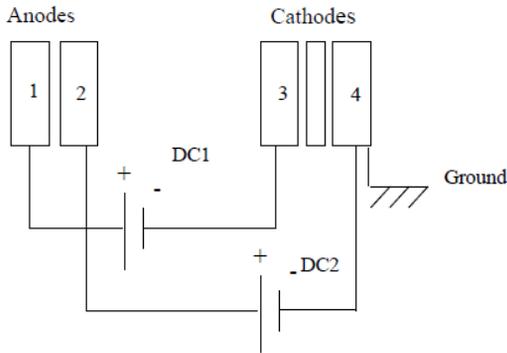


Fig. 2 Layout of the electrical connection of electrodes.

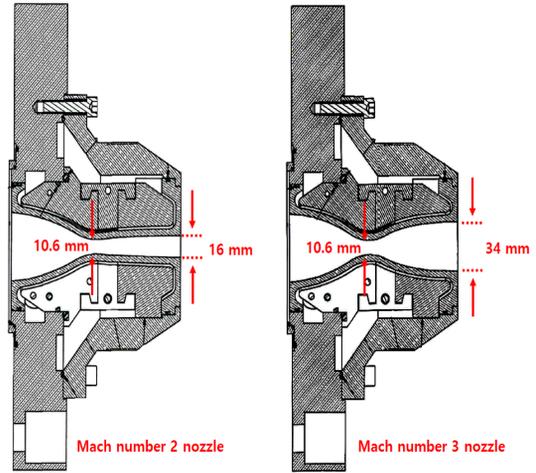


Fig. 4 Layout of Mach 2 and Mach 3 Nozzle.

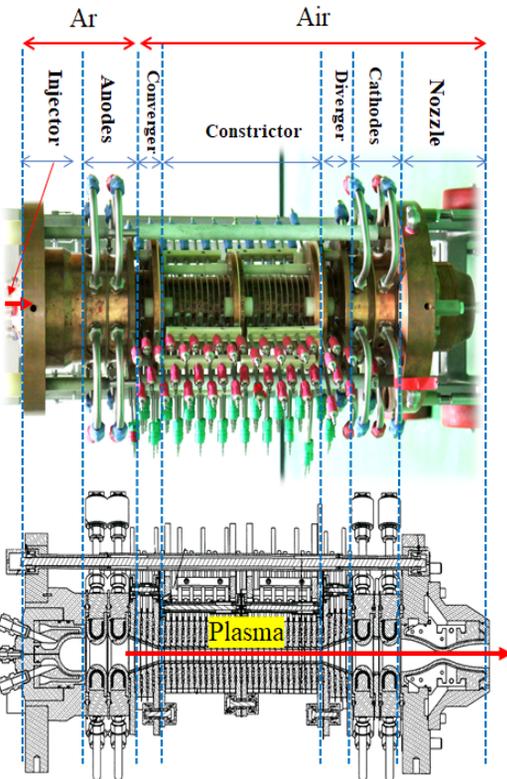


Fig. 3 Picture of torch system.

어 있으며 양극과 음극 사이는 방전의 불균형으로 인해 음극사이에 일정한 간격을 유지하고 있는 스페이서(spacer)가 위치하고 있다. 인젝터(injector)는 초기 플라즈마방전을 위해 양극(anode)에 수직으로 위치하고 있으며 이때 주입

Table 2. Arc heater air flow rate.

Power	Torch Pressure	Reactor Pressure	Air Flow rate
0.4 MW	4 bar	240 mbar	16 g/s
0.2 MW	2 bar	100 mbar	8 g/s
0.1 MW	1 bar	60 mbar	4 g/s

Table 3. Nozzle Dimensions.

	Throat diameter	Exit diameter
Mach 2	10.6 mm	16 mm
Mach 3	10.6 mm	34 mm

되는 Ar은 전체 공기의 5% 정도를 유지한다. 대부분의 공기 95%는 양극과 음극사이에 위치한 컨스트릭터 팩(constrictor)에 수직으로 공급된다. 해당 공기의 공급유량은 Table 2에 명시되어 있으며, 마하 2 속도에서의 파워에 따른 리액터(reactor)와 토치의 압력을 보여주고 있다. 또한, 토치내의 음극에 위치한 스페이서 간극면으로 설정된 공기를 주입하고, 주입된 공기와 음극과 양극 사이에 발생한 아크의 접촉을 극대화시켜 일반적인 직류 토치로는 얻을 수 없는 초고엔탈피 플라즈마 열유동을 얻을 수 있도록 설계되어 있다. Fig. 4는 분절형 아크가열 플라즈마 풍동 장치에 사용된 노즐의 구조를 보여주고 있다.

Table 3에서 같이 음극에 연결된 수냉식 노즐의 Throat을 거쳐 노즐 출구에서 마하 수 2~3의 성능을 얻을 수 있다. 마하 2의 초음속 유동을 유지하기 위해 Eq. 1을 이용하여 챔버의 압력을 조절하였다. 여기서 γ 는 가스 비열비이며 P/P_0 는 챔버와 토치의 압력비를 나타내고 있다.

$$\frac{P}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

챔버의 압력과 토치의 압력비가 안정된 상태에서 마하 2의 초음속 유동이 형성되며 마하 수 2와 3의 노즐 출구의 지름은 각각 16 mm와 34 mm이다. 본 연구에서는 주로 마하 수 2의 노즐을 이용하였으며 플라즈마 빔의 지름은 고속 카메라(photron's fastcam SA2)를 이용하여 측정하였다. 이미지 COMS 센서의 해상도는 2048*2048 픽셀(pixel)이며 최대 1080 fps를 촬영할 수 있다. 빔의 측정은 노즐부로부터 85 mm 떨어진 지점에 눈금자를 설치한 후 플라즈마 방전 전후의 유동 이미지를 바탕으로 픽셀(pixel)당 거리를 실제 눈금자에 의해 교정 후 측정하였다. 계측된 빔의 지름은 17 mm로 열부하 시편의 지름은 16 mm 이내로 제작되어 시험하였다.

2.2 아크가열 플라즈마 토치의 특성

Fig. 5는 아크가열 플라즈마의 시간에 따른 전류 및 전압특성을 보여주고 있다. 일반적으로 토치의 공기 플라즈마 방전을 쉽게 형성하기 위해서 소량의 Ar을 양극 부분에 주입하여 먼저 방전시킨다.

이렇게 만들어진 Ar 플라즈마는 토치내 전자와 이온을 만들어 내며 보다 쉽게 공기 플라즈마를 만들 수 있도록 도와준다. Ar 주입과 동시에 토치의 압력은 0.7 mbar의 압력을 유지하며 플라즈마 생성 후 대략 60초 동안 전원공급 장치로부터 각각의 쌍 전극에 70 A ~ 195 A의 전류를 서서히 증가시키게 된다. 형성된 초음속 플라즈마 유동은 사전 프로그램에 의해 챔버의 진공도를 조절하며 설정된 시간 동안 마하 2의 속도를 유지하

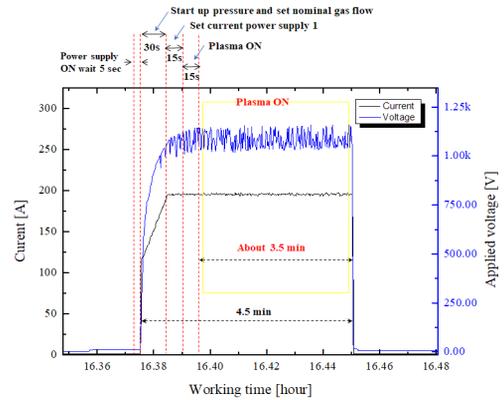


Fig. 5 I-V plot of segmented arc heated plasma during the ignition process.

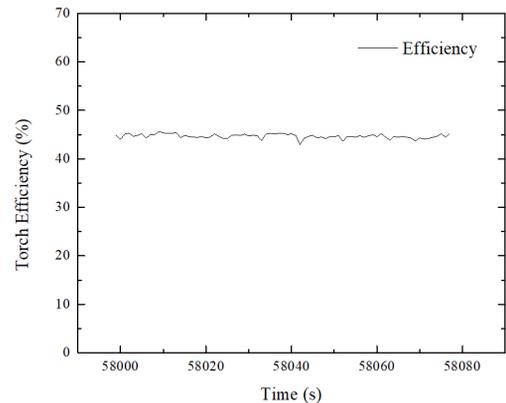


Fig. 6 Efficiency of 0.4 MW torch system with time.

게 된다. 시편 평가의 경우 종류와 형상에 따라 포화온도 도달시간이 다르지만 파워 0.4 MW, 15 g/s의 공기 질량유량 조건 아래 평균적으로 1 - 2분 내외에 시편의 표면온도는 포화온도에 도달하게 된다[8]. 또한, 플라즈마 발생 동안 방전 프로그램은 5분 이내로 열부하 평가를 마치게 된다. Fig. 6은 토치의 공급된 전기 에너지가 어느 정도의 플라즈마로 변환되었는지를 보여주고 있다.

$$\eta_{torch} = \frac{(p_{app} - p_{loss}) \times 100}{P_{app}} \quad (2)$$

P_{app} 는 토치에 가해진 파워이며, P_{loss} 는 토치부

의 냉각수에 의해 손실된 파워이다. 토치에 공급되는 냉각수의 손실은 토치에 연결된 유량계와 입구와 출구에 연결된 온도계를 통해 플라즈마 방전 전후를 비교하여 평균 Heat balance를 계산하였다. 손실된 평균 파워는 대략 230 kW 정도이며, 415 kW 파워 조건에서 식 Eq. 2에 의해 45%의 토치 효율이 계산되었다. 토치의 효율과 함께 토치내의 엔탈피를 측정하기 위해 엔탈피 탐침을 사용하였다. 엔탈피 탐침은 Fig. 7과 같이 내경 7.8 mm, 외경 20.32 mm의 구조를 가지고 있다. 테스트 챔버내의 로봇암(arm)에 설치된 엔탈피 탐침은 내경을 통해서 초고온 플라즈마 유동 중 발생한 플라즈마 기체를 수집하며 탐침내의 냉각수를 통해 온도상승의 변화를 측정하게 된다. 그리고 기체의 유입이 없는 상태(tera)에서의 정압과, 초음속 유동 내에서 (sampling) 동압을 측정한다. 초음속 유동 내에서 수집된 플라즈마 기체는 질량분석기로 수집되어 기체성분비를 분석할 수 있다. 비 엔탈피 측정을 위해 초음속 유동의 발생이 있을 경우(sample 모드)와 없을 경우(tera 모드)를 각각 나누어 냉각수의 온도상승 및 플라즈마 기체를 수집하게 된다[9-12]. 탐침 입구에서의 플라즈마 엔탈피를 Eq. 3과 같이 표현 할 수 있다.

$$\dot{m}_g(H_{in} - H_{out}) = \dot{m}_w C_{pw} [(\Delta T_w)_{sample} - (\Delta T_w)_{tera}] \quad (3)$$

\dot{m}_g 과 \dot{m}_w 는 플라즈마의 기체유량과 냉각수의 유량을 C_{pw} 는 냉각수의 정압비열을 나타낸다. 이때 $(\Delta T_w)_{sample}$ 은 초음속 유동 내에서의 탐침내부의 냉각수 온도상승을 의미하며, $(\Delta T_w)_{tera}$ 는 기체의 유입이 없는 상에서의 냉각수 온도상승을 의미한다. 탐침입구와 출구에서의 플라즈마 엔탈피는 다시 아래의 Eq. 4로 표시할 수 있다.

$$(H_{in} - H_{out}) = \frac{\dot{m}_w}{\dot{m}_g} C_{pw} [(\Delta T_w)_{sample} - (\Delta T_w)_{tera}] \quad (4)$$

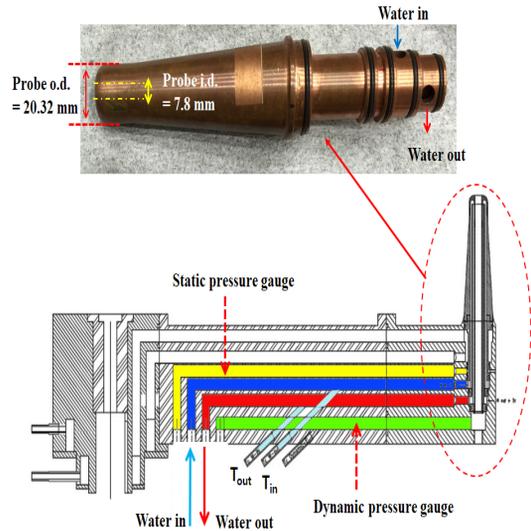


Fig. 7 Schematic diagram of enthalpy probe.

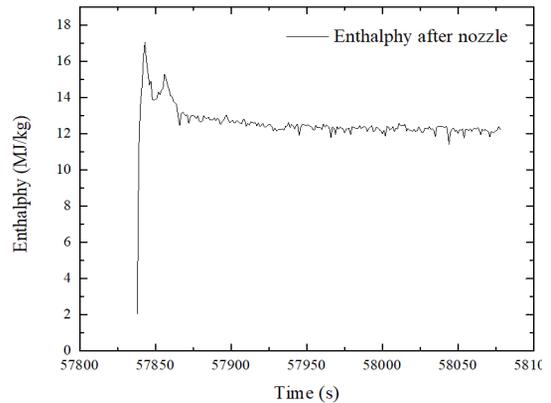


Fig. 8 Enthalpy with time.

여기서 H_{out} 은 입구에서의 엔탈피 H_{in} 에 비해 작기 때문에 무시한다. 측정된 값은 대략 0.2 MJ/kg 정도이다. H_{in} 은 기체의 온도 T_g 의 관계식 Eq. 5와 같이 표현할 수 있다.

$$H_{in} = C_{pg} T_g \quad (5)$$

C_{pg} 는 플라즈마 기체의 정압비열이며 T_g 는 탐침의 출구에서 측정된 기체의 절대온도이다. 기체의 온도는 엔탈피 탐침 내부의 동공을 통해 질량분석기로 흡입되며 흡입된 기체는 Air(95%)+

Ar(5%) 혼합기체 비율로 플라즈마 기체의 질량 유량을 측정하였다. 입구에서의 엔탈피 H_{in} 가 결정되면 기체 열역학표를 이용하여 외사법을 통해 플라즈마 기체온도 T_g 와 C_{pg} 를 알 수 있다. Fig. 8은 공기질량 유량 15 g/s를 토치에 공급하여 415 kW 파워를 토치에 인가했을 때 노즐로부터 85 mm 떨어진 지점에서 측정한 비 엔탈피를 보여주고 있다. 플라즈마에 의한 sample 모드와 플라즈마가 없는 tera 모드에 의한 냉각수의 온도상승은 각각 11.3 °C와 11.1 °C 이며, 안정된 상태에서 평균 비 엔탈피는 12.6 MJ/kg 정도로 측정되었다.

2.3 시편 평가를 위한 열부하 조절

산화 저항성과 열기계적 성능을 평가하기 위해서는 다양한 삭마 조건을 만드는 것이 중요하다. 시편평가를 위한 열부하 조절 이외 시편의 노출시간, 표면온도, 표면침식율, 질량 감소율 또한 중요한 평가요소이다. 이를 위해 본 연구에서는 다양한 열유속 발생 조건에 대해 조사하였다. 열부하의 상대적인 최대치와 가장 낮은 열부하는 토치에 공급되는 입력파워와 공기유량을 변경하여 만들 수 있다. Fig. 9의 (a) - (c)는 시간에 따른 공급된 파워와 기체유량을 보여주고 있다. 공급되는 기체는 아르곤(Ar) 5%와 공기(Air) 95%로 41개의 세그먼트에 0.4 MW 파워 공급 시 총 761 lpm, 0.1 MW의 경우 총 190 lpm이 공급된다. (a)는 0.4 MW 파워 공급 시 공급되는 기체질량유량을 보여주고 있으며 토치 중앙의 껍을 통해 15 g/s의 공기가 주입된다. 가장 낮은 0.1 MW 급의 파워의 경우는 총 4 g/s의 공기가 공급 된다. 주입된 공기는 토치 내부의 디퓨저를 통해 세그먼트 내부로 유입되며 세그먼트 공동과 수직으로 회전을 하면서 전극의 음극방향으로 빠르게 빠져나간다. 5%의 Ar 기체는 양극 전극부분에 수평방향으로 연결된 기체 주입구를 통해 전체 유량 0.19 g/s의 비율로 음극 부분으로 빠져나간다. 플라즈마 방전직전까지 안정된 기체를 공급을 위해 대략 30% - 50%의 기체가 세그먼트 내부에 일정하게 공급이 된다. 또한, 발생된 플라즈마의 열유속을 측정하기 위

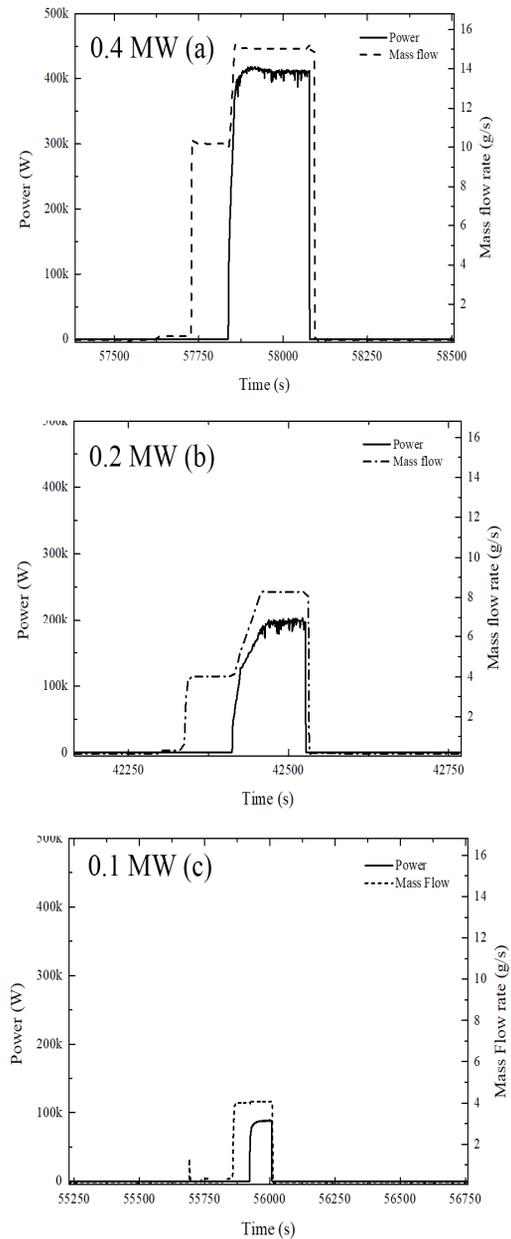


Fig. 9 Input power and mass flow rate with time.

해 Fig. 10과 같이 Medtherm사의 가든게이지를 사용하여 열유속을 측정하였다. 중심의 콘스탄탄 호일과 구리로 구성된 원형 호일형태의 가든게이지는 미국국립표준기술연구소로부터 보정을 받았으며 최대 레벨은 8.05 mV에서 23 MW/m² 까지 열유속을 측정 할 있다. 플라즈마의 열유속

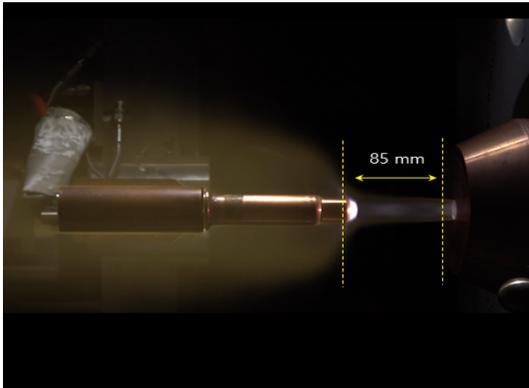


Fig. 10 Measurement of heat flux by Gardon gage.

의 측정은 노즐로부터 85 mm 지점 에서 측정하였으 며, 반응정도는 1 MW/m² 당 0.35 mV 정도로 본 연구에서는 노출시간을 3초로 유지하였다. Fig. 11은 각각의 토치 파워에서의 시간에 따른 열유속 측정 결과를 보여주고 있다. 0.4 MW 급 파워에서 열유속은 10 MW/m² 정도로 측정되었으며, 상대적으로 낮은 파워인 0.1 MW 급에서는 2 MW/m²의 열유속이 측정되었다. 0.4 MW 급 파워에서의 열부하 수준은 시편의 크기를 고려해 본다면 충분한 큰 수준으로 볼 수 있다. 현재 대부분의 시편 평가 시 플라즈마 노출 시간은 재료의 특성과 형상에 따라 다르지만 이미 언급한 2분 이내에 대부분의 특징적인 물리량을 얻을 수 있다[13]. 이러한 열부하의 선택적인 결정은 시편의 표면침식량 및 표면 온도 등의 특성 평가시 반드시 고려되어야 하므로 낮은 2 MW/m²의 선택과 노출시간의 조절은 높은 열유속에서의 실험과 마찬가지로 중요한 조건으로 결정될 수 있다. 물론 열유속은 노즐로부터 멀어지면 감소하는 경향을 가지고 있지만 특정한 위치에서의 다양한 열부하 조건은 중요한 플라즈마 풍동의 운전 조건이 될 수 있다.

3. 결 론

플라즈마 아크 가열 토치의 다양한 열부하 조건은 높은 온도의 초음속 유동 및 고속이 결합

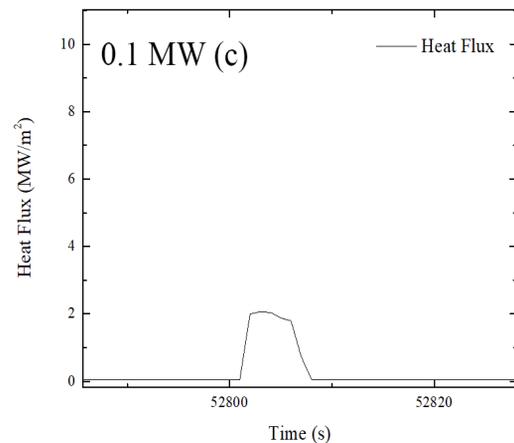
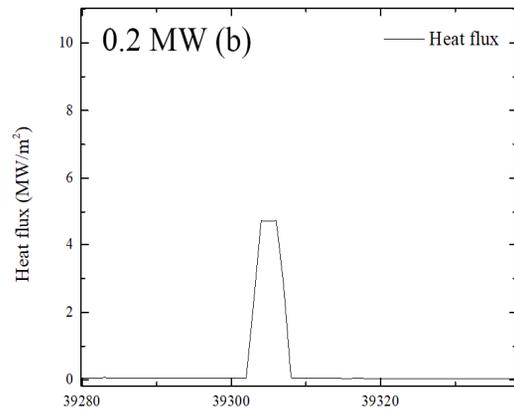
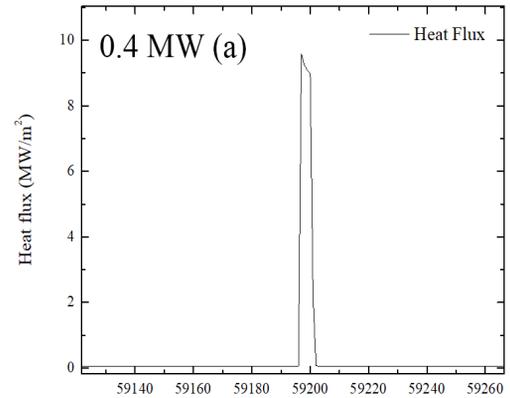


Fig. 11 Heat flux with time.

된 내열삭마 재료의 개발에 중요한 필수 평가요소가 된다. 본 실험에서 사용된 분절형 아크 가

열 토치는 마하 2의 속도 유지를 위해 각각의 파워에서 토치 내부 압력 1~4 bar, 반응기 압력은 60~240 mbar로 조절하였다. 토치에 공급되는 공기유량과 입력전류를 조절하여 0.1 MW~0.4 MW의 파워를 조절할 수 있었으며, 최대 12.6 MJ/kg의 엔탈피와 2~10 MW/m²의 열유속을 얻을 수 있었다. 현재 전북대학교 고온플라즈마응용연구센터에서는 이러한 다양한 열부하의 초음속 유동 조건을 이용하여 내삭마 고온재료 등에 대한 특성평가를 지속적으로 연구하고 있다.

후 기

본 논문은 2017년 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단 우주핵심기술개발사업(2017M1A3A3A03016311)의 지원을 받아 수행된 연구입니다.

References

1. "Mid-term plan for space development," retrieved 20 Dec. 2017 from https://www.kari.re.kr/kor/sub04_02_02.do
2. Auweter-Kurtz, M., Hald, H. and G. Koppenwallner, "German Experiments Developed for Reentry Missions," *Acta Astronautica*, Vol. 38, No. 1, pp. 47-61, 1996.
3. Herdrich, G., Auweter-Kurtz, M. and Kurtz, H., "A New Inductively Heated Plasma Source for R-Entry Simulations," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 14, No. 2, pp. 244-249, 2000.
4. Vancrayenest, B. and Fletcher, D.G., "Emission Spectroscopic Survey of Graphite Ablation in the VKI Plasmatron," *Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference*, San Francisco, CA., U.S.A., AIAA 2006-2507, June, 2006.
5. Yuanwei P., Yaoru L. and Qiang Y., "Stability and Fracture Analysis of Arch Aam Based on Deformation Reinforcement Theory," *13th International Conference on Fracture*, Beijing, China, S09-020 June, 2013.
6. Hald, H., von Bradke M., Schneider, H. and Maile, K. "From plasma channel to real reentry testing," *44th International Astronautical Congress*, Graz, Austria, IAF-93-1.3.225, October, 1993.
7. "High Enthalpy Arc heated facilities at AEDC," retrieved 20 Dec. 2017 from <http://www.arnold.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/409285/high-enthalpy-arc-heated-facilities-at-aedc/>
8. M. Auweter-Kurtz, S. Fasoulas, H. Kurtz, and S. Laure., "Reentry simulation within an induction heated plasma wind tunnel Second European Symposium on Aero-thermodynamics for Space Vehicles and Fourth European High-velocity Database Workshop," *ESTEC*, Noordwijk, Netherlands, pp. 22-25, March, 1994.
9. J.R. Fincke, W.D. Swank, S.C. Snyder, and D.C. Haggard, "Enthalpy Probe Performance in Compressible Thermal Plasma Jets", *Rev. Sci. Instrum.*, Vol 64, No. 12, pp. 3585-3593, 1999.
10. M. Hollenstein, M. Rahmane, and M.I. Boulos, "Aerodynamic Study of the Supersonic Induction Plasma Jet", *Organizing Committee of the 14th International Symposium on Plasma Chemistry*, Prague, Czech Republic, pp. 257-261, August, 1999.
11. M. Rahmane, G. Soucy and M.I. Boulos, "Analysis of the Enthalpy Probe Technique for Thermal Plasma Diagnostics", *Rev. Sci. Instrum.*, Vol 66, No. 6, pp. 3424-3431, 1995.

-
12. A.H. Shapiro, *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow*, John Wiley & Sons, New York, N.Y., U.S.A., pp. 76-115, 1953.
13. Petraconi, G., Essiptchouk, A., M. Charakhowski, L. I., Otani, C., Maciel, H. S., Pessoa, R. S., Gregori, M. L. and Costa, S. F., "Degradation of Carbon-Based Materials under Ablative Conditions Produced by a High Enthalpy Plasma Jet," *Journal of Aerospace, Technology and Management*, Vol. 2, No. 1, pp. 33-40, 2010.