研究論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.2.046>

고온유동 조건의 분출냉각 실험을 위한 시험장치의 설계 및 해석

이정민* · 나재정* · 강경택* · 권민찬* · 황기영**

Design and Analysis of Test Facility for the Experiment of Transpiration Cooling in Hot-flow Condition

Jungmin Lee*[†] · Jaejeong Na* · Kyoungtaik Kang* · Minchan Kwon* · Kiyoun Hwang**

ABSTRACT

The test facility with hot-air supply system is required to develop transpiration cooling materials and experimentally evaluate its performance. In the study, the facility consists of an arc-plasma generator, plenum chamber supplying cold air, and test section was designed and an internal flow analysis was executed. From CFD results, it was confirmed that the designed plenum chamber thermally safeties and ideally mixes with plasma gas and cold air in the chamber. In addition, validity of design for supplying homogeneous flow to the test section was confirmed by this analysis.

초 록

고온 공기 공급시스템이 있는 시험장치는 분출냉각 소재를 개발하고 이를 실험적으로 평가하는데 필요한 장치이다. 본 연구에서 아크-플라즈마 발생기, 찬 공기가 공급되는 Plenum 챔버, 시험부로 구성된 시험장치를 설계하였으며, 내부 유동해석을 수행하였다. CFD 결과로부터 설계된 Plenum 챔버가 열적으로 안전하고 챔버 내부에서 초고온의 공기와 찬 공기가 잘 혼합되고 있음을 확인할 수 있었다. 또한, 시험부로 균질한 유동을 공급할 수 있는 구조로 시험장치가 설계되었음을 검증하였다.

Key Words: Transpiration Cooling(분출냉각), Arc-plasma Generator(아크-플라즈마 발생기), Hot-air Supply System(고온 공기 공급 시스템)

1. 서 론

접수일 2012. 11. 30, 수정완료일 2013. 2. 8, 게재확정일 2013. 2. 15

* 정회원, 국방과학연구소 4기술연구본부 미래추진기술센터

** 종신회원, 국방과학연구소 4기술연구본부 미래추진기술센터

† 교신저자, E-mail: shocknjet@add.re.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2012년도 추계학술대회(2012. 11. 22-23, 여수 디오션리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

현대에 개발되는 비행체는 고속화와 고추력화에 따라 기체의 표면과 연소실 내부 등에서 기존보다 더 심각한 냉각문제를 야기하게 된다. 이러한 냉각문제를 해결하기 위해 보다 열에 강한 소재를 개발하고, 상대적으로 강한 열로부터 특정부분을 보호하기 위한 효율이 좋은 냉각제를

이용하여 열을 식히거나, 삭마제가 일정시간동안 갇혀나가도록 하여 열이 전달되는 것을 방해하는 방법 등으로 해결할 수 있다.

분출냉각(transpiration cooling)은 언급한 강한 내열소재의 개발과 새로운 냉각방식이라는 두 가지 방법이 결합된 냉각 해법을 제시하고 있다. 분출냉각의 냉각방식은 고온의 유체가 흐르는 곳의 벽면에 상대적으로 차가운 냉각제를 일부 흘려 내열재 사이에 중간층을 형성하게 되는 막냉각(film cooling)과 매우 유사한 형태이다. 일반적인 막냉각은 냉각제가 유입되는 유로가 고온 유체가 유입되는 초입에 존재하며, 유동방향으로 진행함에 따라 냉각특성이 떨어지고 이동라인에 한정된 냉각특성을 갖는 단점이 있는데, 분출냉각은 고온 유체가 흐르는 구조물 자체를 냉각제가 유입될 수 있는 유로를 갖는 분출냉각 소재로 구현하여 구조체 전체에 막냉각을 실현함으로써 구조물 전체에 균일한 냉각효과를 제공하는 가장 능동적인 냉각방식이라 할 수 있다.

분출냉각이 구조체 전체를 균일하게 냉각할 수 있는 우수한 특성에도 불구하고 구조체가 갖는 강성을 그대로 유지하면서 내부 유로를 갖도록 제작하는데 많은 어려움이 있어 실용화에는 한계를 가지고 있었다. 이러한 냉각구조는 1970년대 General Motors사가 개발한 Lamilloy®가 대표적이라 할 수 있는데, Fig. 1에 전형적인 Lamilloy®의 구조와 냉각방식을 나타내었다[1].

추정하건데 당시에는 복잡한 구조와 어려운 제작성 등으로 인해 특허로만 존재하는 기술이었을 것이다. 그러나 제작기술의 발달과 함께 General Motors사는 최근 Lamilloy®를 이용하여 T800/ATE109 터보프롭 엔진, GE90-115B 터보팬 엔진, F22용 F119 후연소형 터보팬 엔진 등을 제작하여 분출냉각이 실현가능한 기술임을

증명하였으며, 초음속 비행을 위한 터보제트 엔진 개발에도 응용할 계획이 있는 것으로 알려져 있다[2].

국내에도 비행체의 고속화 및 고추력화로 기존보다 더 높은 온도의 압축공기가 연소실로 유입되는 조건과 더 높은 연소압력과 연소온도를 만족시킬 수 있는 구조가 요구됨에 따라 분출냉각의 필요성이 증가하고 있으며, 국내의 향상된 소재 제작 및 가공 기술의 발달로 인해 국내 개발 가능성이 증가하고 있다. 이러한 관심은 분출냉각과 관련한 최근의 연구동향을 종합, 정리한 황기영 등의 연구[3]에 잘 나타나 있다.

분출냉각 소재의 개발은 내부 유로 패턴 연구, 이와 연계된 가공성, 제작소재의 강성과 다양한 형상구조의 제작성, 개발소재의 시험평가 방법 등의 복잡한 단계를 통해 완성된다. 본 논문은 개발된 소재의 고온 조건 시험을 위한 시험장치의 개발에 관한 것으로 시험장치를 설계하고 시험장치의 내부 유동해석을 통해 설계 검증을 수행한 것으로, 학술대회[4, 5]를 통해 소개된 연구 내용과 추가로 수행된 해석결과들을 종합하였다.

2. 시험장치의 설계

2.1 시험장치 개요 및 요구 조건

Figure 1에서 나타난 것처럼 분출냉각 소재는 냉각유체가 이동하는 내부유로를 갖는 적층구조의 소재이다. 따라서 내부의 유로를 따라 전체 표면의 냉각효과를 얻을 수 있으며, 고온 유동이 흐르는 벽면을 따라 형성되는 막냉각에 의한 추가적인 냉각효과를 얻을 수 있다. 그러나 이러한 구조는 복잡한 가공공정 및 접합의 신뢰성 등이 담보되어야 하며, 특정한 형상으로 제작이 가능하여야 한다. 이런 일련의 과정을 통해 개발된 새로운 소재는 내부의 압력강하 정도와 유입 유량, 냉각효과 등을 결정할 수 있는 열전달 계수 등을 측정함으로써 성능을 평가할 수 있는데, 이를 위해 작동조건과 유사한 환경의 고온 유동장에서의 특성을 확인하는 것이 필요하다.

따라서 시험장치의 개발에 있어서 가장 먼저

Fig. 1 Typical cooling construction of Lamilloy®

Table 1. Test condition for concept design

Items	Conditions
Fluid	air
Hot gas (main)	1500 K (Max)
Coolant gas	900 K
Width of test model	40 mm (Max)

확인하여야 하는 것이 요구조건이다. Table 1은 개념설계를 위한 최초의 요구조건이다. 시험은 보다 다양한 시험조건을 만족하여야 하나, 시험장치의 개념설계를 위해 가장 높은 온도조건이 제시되었다. 보는 바와 같이 두 가지 서로 다른 온도를 갖는 공기가 공급되어야 하며, 공급 공기의 최대 온도는 1500 K이다. 여기서 냉각기체가 900 K로 설정된 이유는 비행체의 초음속 거동으로 인한 고온 유동공기, 높은 압축조건으로 인한 고온 형성, 연소실 구조체의 최대 가열 허용온도 등이 종합적으로 고려되었다.

고온의 기체를 공급하는 시험장치는 축열식이나 가열식과 같은 다양한 형태의 장치로 구현이 가능할 것이다. Table 1의 기본적인 요구조건을 만족하는 두 종류의 고온 기체를 공급하기 위해 본 연구에서는 높은 온도(1500 K)의 공기를 공급하기 위해 기존에 보유하고 있는 200 kW급의 소형 아크 플라즈마 발생기를 활용하고, 상대적으로 낮은 온도(900 K)의 냉각기체를 공급하기 위해 상용 전기 히터가 고려되었다.

보유한 아크플라즈마 발생기는 대략 10 g/s의 공기를 4000~6000 K 정도로 가열할 수 있는 장치로 여기에 적당량의 찬 공기(300 K)를 혼합하면 폭이 대략 40 mm인 시편의 시험이 가능한 고온 공기를 공급할 수 있다고 판단하였다.

Figure 2에 사용된 수축확산 노즐을 갖는 비이송식 아크 플라즈마 발생기의 대략적인 구성도를 나타내었다[6]. 보는 바와 같이 1은 전극부, 2는 자기회전 코일, 3은 공기공급유로, 4는 노즐목, 5는 확산부를 나타내며, 공기공급유로를 통해 내부로 유입되어 화살표 방향으로 유동한다. 이 장치는 노즐목 직경이 6 mm이며, 팽창노즐과 진공압력을 이용하여 초음속으로 유동한다.

Fig. 2 Scheme of Arc-plasma generator[6]

아크-플라즈마 발생기로부터 발생하는 가열공기(4000~6000 K)와 찬 공기(300 K)를 혼합하여 공급하는 고온 공기 이외에 본 시험장치는 분출 냉각 소재를 관통하는 고온의 냉각유체를 별도로 공급하여야 하는데, Table 1과 같이 900 K의 공기를 공급하기 위해 별도의 산업용 전기히터를 선정하였으며, 10~21 kW의 용량으로 10 g/s 정도의 유량공급이 가능한 성능을 갖는다.

2.2 공기의 혼합과 Plenum 챔버의 설계

Table 1의 요구조건과 보유하고 있는 아크-플라즈마 발생기의 성능을 고려하여 초고온의 공기와 혼합되는 공기의 유량을 결정하였다. 이를 위해 NASA CEA2[7]을 이용하여 열화학평형 계산을 수행하였고, 그 계산 결과의 일부를 Table 2에 나타내었다. 보는 바와 같이 대략 30 g/s 찬 공기를 공급할 때 1500 K 근처의 혼합공기를 얻을 수 있음을 알 수 있다. 또한 자체 개발한 비평형 열화학 계산을 통해 시험장치의 각 구간별 예상되는 물리량을 계산하였는데, 여기서는 아크-플라즈마의 조건을 더 높게 설정하였고 혼합되는 찬 공기의 유량도 34 g/s를 기준하였다. 그 결과는 Table 3과 같다. 이러한 차이는 실제 시험에서는 공급계의 조절을 통해 미세하게 조절이 가능한 부분으로 종종 개념설계에 있어서 장치의 대략적인 공급범위나 특정 조건에서의 운용범위를 이해하는데 도움이 된다. 또한 이러한 계산들은 공급계통의 배관, 레귤레이터 용량, 유량계, 오리피스 규격 등을 결정하는 기초자료로 활용된다.

혼합되는 유량의 대략적인 범위가 정해짐에 따라 찬 공기가 유입되는 유로는 원활한 혼합과 최소 유량의 공급배관의 규격 등을 고려하여 4

Table 2. Results of equilibrium calculation

Mass flow rate (g/s)		Calculated Temperature (K)
Hot air (@ 4500 K)	Cold air (@ 300 K)	
10	25	1617.49
	30	1467.38
	40	1251.90
	50	1104.46

Table 3. Results of non-equilibrium calculation

	Arc Generator	Plenum chamber	Test Section	Nozzle Exit
Mach	1.0	0.1	0.2	1.0
T(K)	5736	1514	1500	1310
P(Pa)	76400	83100	82600	66000
Density (kg/m ³)	0.385	0.193	0.190	0.120
MF(g/s)	10	34	44	44

개로 설계하였으며, 아크-플라즈마 발생기로부터 유입되는 고온 공기에 수직하는 방향으로 공급할 경우 일부 구간에서의 정체로 인해 아크-플라즈마 발생기 출구부분의 부분적인 온도상승을 피하기 위해 일정한 각도를 갖도록 설계하였다.

Plenum 챔버의 규격결정은 일반적인 액체로켓 노즐의 축소부 설계가 연소기체가 충분히 내부에서 정체되어 혼합되도록 혼합길이를 고려하여 설계하는데 착안하여 그 기본 기법을 이용하였으며[8, 9], 본 시험장치는 최소중량을 중요시하는 비행체 설계와 달리 이를 고려할 필요가 없으므로 길이부분으로 다소 여유있게 설계하였다. Fig. 3에 설계된 Plenum 챔버의 형상을 나타내었으며, 끝부분에서 높이 46 mm, 폭 50 mm인 사각형으로 바뀌게 된다. 보다 자세한 설계 기법은 참고문헌 [4]에 기술되어 있다.

2.3 시험부의 설계와 시험장치의 한계

Figure 3에 나타난 Plenum 챔버 끝단에 후류 방향으로 시험부가 연결되어 있다. 제한된 유량을 40 mm의 폭을 갖는 시편 표면에 고루 분포시키기 위해 시편의 폭방향으로 50 mm, 높이 30 mm인 직사각형 모양의 단면을 갖는 시험부

Fig. 3 Plenum chamber design

Fig. 4 Assembly of test equipment

Fig. 5 Scheme of test equipment

로 구성되어 있으며, 여기서 폭방향으로 시편보다 좌우로 5 mm의 여유를 두어 측면의 유동특성이 시편부분에 영향을 미치지 않도록 했다.

시험부의 설계는 시편으로 공급되는 기체의 균질성을 유지하기 위해 시편이 결합되는 부분의 정밀한 설계가 필요하다. 또한, 본 시험장치는 진공펌프를 통해 형성된 진공압력이 존재하는 진공챔버 내부로 공급기체들을 배출하게 되는데 이는 아크-플라즈마의 점화조건과도 관련이 있으며, 본 시험장치에서 혼합과 균일한 내부 유동을 보장하는 차압을 형성하도록 해 준다. 그러나 출구조건과 출구면의 규격에 따라 시험부 내부의 압력이 진공조건으로 설정될 수 있으며, 이때는 고온의 냉각제를 진공으로 공급하여야 하

는 경우도 발생할 수 있다. 이 경우에는 900 K의 높은 온도를 갖는 냉각 기체를 진공압력으로 정밀하게 제어하는 것은 매우 복잡한 문제일 뿐만 아니라 고비용을 요구하게 되므로 대기압이나 그 이상으로 시험부의 압력이 형성되도록 축소부를 적절한 규격으로 설정하는 것이 중요한 설계변수가 된다. 또한, 공급유량의 한계로 시험부 후류인 시험장치 출구가 축소되도록 설계하였기 때문에 유동해석 및 내부 유동의 고찰을 통해 적절한 압력과 균질한 유동이 형성되는지를 사전에 확인하는 것이 필요하다.

Figure 4는 아크-플라즈마 발생기와 Plenum 챔버, 시험부로 형성된 시험장치의 조립도를 나타내고 있으며, Fig. 5는 여기에 진공 챔버가 결합된 전체 시험장치의 구성을 나타내고 있다.

3. 유 동 해 석

3.1 유동해석 개요

유동해석은 설계된 시험장치 내부에서 고온의 공기와 찬 공기의 혼합특성을 이해하고 설계가 적절히 잘 이루어졌는지 검증하기 위해 수행되었다. 또한 시험장치에서 공급할 수 있는 유량이 매우 작기 때문에, 초킹 노즐을 통해 시험의 조건과 관계없이 공급조건을 일정하게 유지하도록 하는 구조로 설계할 수 없으므로 시험부 내부에서 고온 공기가 균일하게 유동하도록 시험부 후류에 놓인 축소부와 출구의 규격이 적절한지 판단할 필요가 있다. 해석에 사용된 축소부 출구는 단면의 규격이 10 x 50 mm이다.

유동해석은 단계적으로 접근하기 위해 시편이 존재하는 경우와 시편이 존재하지 않는 경우로 나누어 수행되었다.

아크-플라즈마 발생기 내부의 유동은 전기장을

포함하는 비평형상태 유동장으로 매우 복잡한 물리적 구조를 갖게 된다. 또한 장치에 따라 다양한 형태의 내부 유동특성을 갖게 되므로 특별한 유동해석이 요구된다. 따라서 본 유동해석에서는 아크-플라즈마 발생기의 직경 6 mm인 노즐목부터 확산부까지만 해석범위에 포함시켰으며, 노즐목에서 마하수 1이 되고, Table 4와 같은 균일한 유동조건을 갖는다고 가정하였다. 또한, 찬 공기 유입구의 직경은 3 mm이다.

유동해석을 위해 ANSYS사의 ICEM CFD를 이용하여 사각 격자로 구성하고 역시 ANSYS사의 FLUENT를 이용하여 압축성 유체에 대한 전산유체해석을 수행하였으며, 밀도기반의 Implicit formulation으로 해석하였다. 여기에서 작동유체인 공기를 이상기체로 가정하여 밀도는 이상기체식을 사용하였다. 해석에 사용되는 유동의 온도조건이 유체별로 5000 K부터 300 K까지 큰 편차를 가지고 있어 적합한 점도식을 선정하기 어려우나, 최종 혼합기체의 온도가 대략 1000 K 영역이므로 점도는 Sutherland식을 사용하였다. 또한, 난류모델로는 초음속 영역에서 일반적으로 많이 사용하는 표준 k- ω 모델을 사용하였다.

3.2 시편이 존재하지 않는 경우

아크-플라즈마 발생기에서 발생하는 초고온의 공기와 찬 공기의 혼합 특성을 이해하고 진공조건에 따른 시험부 내부의 변화를 확인하기 위해 시편이 존재하지 않는 경우에 대한 유동해석을 수행하였다.

Figure 6에 나타낸 것처럼 전체의 1/4만 약 20만개의 격자를 생성하고, 축대칭조건으로 계산하였다.

Table 5에 해석에 사용된 경계조건이 나타나

Table 4. Boundary conditions of hot air

Inlet for hot air	Total Temperature (T_0)	5000 K
	Total Pressure (P_0)	750 kPa
	Static Pressure (P_s)	396 kPa

Fig. 6 Sizes of test facility (CFD model)

Table 5. Boundary conditions of cold air and outlet

		Case 1	Case 2	Case 3	Case 4
inlet for cold air	T_0 (K)	300	300	300	300
	P_0 (kPa)	600	760	970	600
	P_s (kPa)	317	401	512	317
outlet	P_s (kPa)	4	4	4	40

Table 6. Mass-flow rate of inlet

Inlets	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4
Hot air (g/s)	12.1			
Cold air (g/s)	38.1	48.2	61.6	38.1
Total mass flow rate (g/s)	50.2	60.3	73.7	50.2

있는데, Case 1~3까지는 유입되는 찬 공기의 유량이 점차 증가되는 경우이며, Case 4는 Case 1의 찬 공기 공급조건에서 출구의 진공압력을 변화시킨 경우이다. Table 2와 3에서 보인 것과 유사한 유량 비율을 가지므로 유사한 계산을 수행하면, Case 1~3은 시험부로 공급되는 혼합공기의 온도가 각각 1450 K, 1250 K, 1100 K정도가 되는 조건에 해당됨을 알 수 있다. 이러한 조건으로 해석한 결과 Table 6과 같은 유량을 얻을 수 있다. 여기서 출구의 진공압력 변화에도 공급 유량의 변화가 없는 것은 공급 유체의 입구에서 초경을 형성하여 후류조건과 관련 없이 유량조절을 할 수 있는 구조로 시험장치가 설계되어 있고 계산 시 이를 모의하고 있기 때문이다.

Figures 7과 8은 Plenum 챔버로 유입되는 초고온의 공기와 찬 공기가 혼합되는 과정과 특성을 나타낸 것이다. Fig. 7은 200~4000 K 범위의 온도분포로써, Case 1과 4의 경우에 Case 2와 3에 비해 중심부의 온도가 주변보다 다소 높아 보이나 축소부분으로 진행하면서 점차 차이가 줄어드는 것을 알 수 있다. 보는 바와 같이 Case 1과 4는 설정된 서로 다른 출구조건에도 불구하고 거의 동일한 온도분포를 가짐을 확인할 수 있으며, 진공의 출구조건이 Plenum 챔버 내부까지 영향을 미치지 못함을 알 수 있다. 따라서 Fig. 8의 속도분포에서는 Case 1과 거의 동일한 Case 4의 속도분포 대신 Case 1과 2, Case 2와

Fig. 7 Temperature distribution around inlets (kPa)

Fig. 8 Velocity distribution around inlets (m/s)

3을 비교하여 이들 간의 차이를 보다 자세히 살펴해보았다. 보는 바와 같이 Case 1에서 Case 2와 Case 3으로 진행할수록, 즉 더 많은 유량이 공급됨에 따라 혼합기체의 길이방향의 혼합길이는 짧아지고, 그림의 상하방향으로의 퍼짐현상은 더 크게 나타남을 알 수 있다. 이로써 Plenum 챔버의 축소부분에서 온도뿐 아니라 속도도 점차 일정한 값을 갖게 됨을 알 수 있다. 이는 좀 더 축소된 영역과 시험부 직전의 직선구간을 통과하면서 더 균일한 유동으로 발전하는데, 이를 Fig. 9와 10에서 확인할 수 있다. Fig. 9에서 중심부와 벽면의 온도차는 대략 6 K 정도의 작은 차이를 가지고 있음을 확인하였다. 출구조건이 서로 다른 Case 1과 Case 4는 유입되어 혼합되는 유체들의 유량이 서로 동일하므로 서로 매우 유사한 온도분포를 보이고 있다. 그러나 시편이 장착되는 벽면에서는 Case 1의 경우 중심과 주변의 온도차이가 25 K, Case 2는 15 K, Case 3은 9 K의 차이를 나타내었다. 이는 시험장치의 설계와 관련하여 앞에서 언급한 것과 같이 벽면부분으로부터 일정부분 이격하여 시편을 설치함으로써 그 차이를 줄일 수 있을 것이다.

Fig. 9 Temperature distribution in test section (K)

Fig. 10 Pressure distribution in test section (kPa)

Figure 10은 압력분포를 나타낸 것으로 시험부의 압력이 매우 고르게 형성됨을 알 수 있다. Case 1부터 3까지는 유량의 증가에 따라 시험부의 압력도 점차 증가하는 특성을 보임을 알 수 있다. 그러나 입력 조건이 유사한 Case 1과 4의 경우에는 Case 2의 압력분포 정도와 유사한 것을 알 수 있다. Fig. 10의 온도분포가 서로 유사하였던 것과 비교하면, 이러한 차이는 출구조건의 차이에서 기인한다. 이들 사이에는 진공압력 조건이 10배 차이가 남으로써 Case 4의 경우에 Case 1의 경우보다 내부 정체가 더 일어나서 압력이 상승한 것으로 판단할 수 있으며, 실제 시험에서 시험부 압력을 조정하기 위해 출구 단면적을 변화시키는 것보다 출구면의 진공압력을 조정함으로써 보다 쉽게 시험조건의 조정이 가능하다는 것을 확인할 수 있었다. 주어진 출구단면에서 가용 진공펌프 설비를 이용한 시험부의 압력조정에 대한 보다 정확한 운용범위는 시험을 통해 확인하게 될 것이다.

3.3 시편이 존재하는 경우

시편이 없는 경우의 해석은 초고온의 공기와 저온의 공기가 혼합되는 조건 및 과정을 이해하는데 도움이 된다. 특히 분출냉각 소재를 통해 유입되는 공급측의 조건을 정의하기 위해 이러한 선행연구가 매우 유용하였다.

시편이 존재하는 경우의 계산은 Fig. 11과 같이 아랫부분이 시편과 결합되는 곳으로 설정하

Fig. 11 CFD model with inlet of test model

고 분출냉각의 최종 유로만을 기존 계산모델에 첨가하여 해석을 단순화 하였으며, 측면의 1/2만 대칭으로 계산하였다.

아크-플라즈마 발생기에 의한 초고온 공기의 공급조건은 앞의 계산과 동일하게 설정하였으나, 찬 공기의 공급조건은 혼합 공기가 1500 K에 보다 근접하도록 전압 650 kPa, 정압 340 kPa로 설정하였다. 냉각용 공기의 유입조건은 앞선 해석들과 냉각용 공기의 유입에 따른 압력상승을 고려하여 전압은 160 kPa, 정압은 150 kPa, 전온도는 900 K로 설정하였다. 시편은 예비시험용 제작 시편의 크기를 그대로 이용하였는데, 유입구의 배열은 4 x 5, 유입구의 직경은 2 mm, 유입구간 간격은 8.52 mm이다.

이와 같은 입력조건 설정으로부터 초고온 공

Fig. 12 Mach No. distribution in test section with coolant

Fig. 13 Pressure distribution in test section with coolant (kPa)

Fig. 14 Temperature distribution in test section with coolant (K)

Fig. 15 Mach No. distribution on wall

Fig. 16 Pressure distribution on wall (kPa)

Fig. 17 Temperature distribution on wall (K)

기는 12.1 g/s, 찬 공기의 유량 41.3 g/s, 냉각용 공기의 유량 10.0 g/s가 시험장치로 유입되었다.

Figures 11에 보인 것처럼 Fig. 12~14에 계산을 위한 대칭면(symmetric plane)과 대칭면에 가장 가까운 분출냉각용 냉각제가 유입되는 면(coolant-inflow plane)에 대한 마하수 분포, 압력 분포, 온도분포를 각각 나타내었다.

냉각용 공기의 입력조건에 따른 유량이 크지 않으므로 Fig. 12에서 보는 바와 같이 유입구로부터 윗방향으로 중간부분까지만 혼합 등으로

Fig. 18 Temperature distribution on wall around test section (K)

Fig. 20 Pressure distribution from coolant inflow (kPa)

Fig. 19 Mach No. distribution from coolant inflow

Fig. 21 Temperature distribution from coolant inflow (K)

인한 복잡한 속도장이 형성되고 위쪽은 비교적 영향을 적게 받고 있는 것을 확인할 수 있다. 이는 압력분포의 경우에도 냉각용 공기의 공급압력을 내부 유동의 압력보다 약간만 높게 설정하였으므로 시편 주변의 급격한 압력상승은 유입구 주변으로 한정되었다. 그러나 Fig. 14에서 보는 바와 같이 냉각용 공기의 유입에 따른 고온 공기와 혼합이 이루어지면서 큰 온도구배가 형성되는 것을 확인할 수 있다.

Figures 15~17은 분출냉각 시편과 시험장치가 결합되는 벽면에서의 마하수분포, 압력분포, 온도분포를 나타낸 것이다.

Figure 18은 Fig. 17에서 유입구 벽면의 주변 일부만 나타낸 것으로 첫 번째 열은 공급되는 고온의 유동과 거의 동일한 온도를 보이다가 두 세 번째 열(중간)에서는 거의 200 K 가량 온도가 떨어지는 것을 확인할 수 있다.

Figures 18~21은 5열로 구성된 분출냉각 시편의 각 냉각용 공기 유입구에 따른 속도분포, 압력분포, 온도분포를 고온유동과 접촉하는 순서로

나열하여 나타내었다. 보는 바와 같이 고온 공기가 비교적 균질하게 냉각제 유입지역으로 흐르고 있음을 확인할 수 있다.

Figure 22는 각 계산 Case별로 온도의 변화를 x축을 따르는 시험장치의 위치에 따라 나타낸 것이다. 보는 바와 같이 찬 공기의 공급 유량에 따라 각각 온도차를 보이고 있으며, Plenum 챔버의 축소부분에 해당되는 위치인 200 mm 부분까지 급격히 온도변화가 일어나고 있는 것을 확인할 수 있다. 그러나 그 이후부터는 어느 정도 혼합이 완료되어 안정화 단계에 이르고 있음을 알 수 있다. 또한, 모든 조건의 경우에서 시편이 시작하는 지점으로부터 100 mm 이상 전방에서 균일한 온도가 형성됨으로 알 수 있는데 이를 통해 Plenum 챔버와 시험부의 설계가 시험에 적합한 조건으로 설계되었음을 확인할 수 있다.

Figure 23은 시편이 있는 경우와 없는 경우에 대해 x축에서의 온도변화와 냉각용 공기가 공급되는 유로부분의 온도변화를 비교한 것이다. 보는 바와 같이 분출냉각 소재를 통해 공급되는

Fig. 22 Temperature variation on x-axis (1)

Fig. 23 Temperature variation on x-axis (2)

냉각제를 통해 시험 부분의 온도가 급격히 떨어지는 것을 확인할 수 있다. 비록 이 해석이 분출냉각 소재의 출구부분만을 묘사하고 있으나, 분출냉각 소재의 냉각효과를 단편적으로 나타내고 있다.

4. 결 론

본 연구를 통해 분출냉각 소재의 고온 시험을 위한 고온 공기 공급용 시험장치를 설계하고, 시험장치 내부의 다양한 조건에 대한 유동해석을 수행하였다. 이를 통해 설계된 Plenum 챔버는 아크-플라즈마 발생기로부터 형성된 초고온의 유동으로부터 열적으로 충분히 안전한 상태를 유지하는 적절한 크기로 설계되어 있으며, 주어진 조건하에서 초고온 공기와 찬 공기간의 혼합이 잘 이루어져 요구조건을 만족하는 균질한 상태의 유동이 공급되는 시험부로 구조를 가지고 있음을 검증하였다. 그리고 진공압력의 변화를 통해 시험부 내부 조건을 일정부분 제어할 수 있다는 것을 확인하였다. 또한, 시험 주변의 유동을 고찰함으로써 시험 시 부착되는 각종 측정센서(온도, 압력)들의 위치에 따라 측정값이 변화할 수 있음을 알 수 있었고, 적절한 센서의 선정 및 측정위치선정 등에 참고자료로 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

향후에는 시험장치의 성능시험과 분출냉각 실험연구를 통해 보다 실제적인 물리량들과 계산

상의 차이들을 확인하고 이를 보완하는 연구가 진행될 것이다.

참 고 문 헌

1. Wear, J. D., Trout, A. M., Smith, J. M., and Jones, R. E., "Design and Preliminary Results of Semi-Transpiration Cooled (Lamilloy) Liner for a High-Pressure, High-Temperature Combustor," 14th AIAA/SAE Joint Propulsion Conference, Las Vegas, Nev., AIAA 78-997, 1978
2. Snyder, L. E. and Escher, D. W., "High Mach Turbine Engines for Access to Space Launch Systems," 39st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, Alabama, AIAA 2003-5036, 2003
3. 황기영, 김유일, "고성능 비행체 엔진을 위한 분출냉각의 연구동향," 한국항공우주학회지, 제39권, 제10호, 2011, pp.966-978.
4. 이정민, 나재정, 강경택, 권민찬, "분출냉각 실험을 위한 고온 공기 공급 시험장치 개발," 한국군사기술학회 2012년도 종합학술대회, 2012, pp.1886-1889
5. 이정민, 나재정, 강경택, 황기영, "분출냉각 실험을 위한 고온 공기 공급 시험장치의 설계 및 유동해석," 한국항공우주학회 추계학

- 술대회, 2012, pp.21-27
6. 나재정, 이정민, "비이송식 플라즈마토치의 아크 제어방법," 대한민국특허 제 10-1070297 호, 2010
 7. McBride, B. J. and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, II. Users manual and program description," NASA RP-1311, 1996, pp.143-168
 8. Anderson, J. D. Jr., Fundamentals of Aerodynamics 2nd Edition, McGraw-Hill, Inc., 1991, pp.499-530
 9. Vasilev, A. P., Kudryavchev, V. M., and Kuznechov, V. A., "Fundamentals of Theory and Calculation about Liquid Rocket Engines," Tom 1. Moskva, vishaya shkola, 1993, pp.363-370