

## Dual Bore 히트파이프의 열전달 특성에 관한 실험적 연구

염 호 열<sup>†</sup>, 정 상 완<sup>\*</sup>, 서 정 세<sup>\*</sup>, 유 재 복<sup>\*\*</sup>  
경상대학교 대학원<sup>†</sup>, 경상대학교 기계항공공학부<sup>\*</sup>, 두원중공업(주)<sup>\*\*</sup>

### An Experimental Study on Heat Transport Performance of Dual Bore Heat Pipe

H.Y. Yeom<sup>†</sup>, S.W. Chung<sup>\*</sup>, J.S. Suh<sup>\*</sup>, J.B. Yoo<sup>\*\*</sup>

<sup>\*</sup>Department of Mechanical Engineering, GyeongSang National University, Jinju, Kyongnam 660-701, Korea

<sup>\*\*</sup>Doowon Heavy Industrial, 650, Guho-Ri, CookDong-Myun, Sacheon-Si, Kyeongnam, Korea

**Abstract:** This study is a research on Dual Bore heat pipe to investigate the ability of heat transport ability, heat resistance and difference of heat transport ability according to the type of heat pipes. As the result of this research, we got several conclusions. Each pipe of Dual Bore in one section has a similar heat transfer capability. In the range between -20°C and 60°C the heat transfer capability is double than single bore which was analyzed by means of GAP program. Heat resistance is below 0.05°C/W at every point, and it tells aluminum-ammonia heat pipes are proper for satellite.

**Key Words:** Dual Bore(듀얼보어), Single Bore(싱글보어), Heat Pipe(히트파이프), Groove(그루브), Heat Transport Capability (열전달성능), Thermal Resistance(열저항), GAP (히트파이프 성능 예측 프로그램)

### 1. 서론

#### 1.1 연구배경

인공위성의 응용이 군사, 통신, 방송, 과학, 자원탐사, 기상, 환경, 해양관측 등으로 지속적으로 확대됨에 따라 우주산업은 소모성 방위산업에서 성장산업으로 변화하고 있다. 군사용 위성기술의 상업화가 활발히 진행됨에 따라 선진국의 관련기술보호가 더욱 엄격해져서 후발 국가가 선진국의 기술을 이전 받아 우주산업을 성장시키기가 어려운 실정이다. 우주산업은 항공 산업과 마찬가지로 고도의 기술 집약형 산업이며 동시에 고부가가치 산업으로 일정한 수준의 자체 기술보유가 없는 국제 분업이 어려우며 국내의 예상수요를

선진국의 상업화 전략에 전적으로 의지하여야 하는 위험부담을 안게 되므로 경제적 측면 뿐 아니라, 국가 안보적 차원에서도 기술개발과 투자가 필요한 분야이다. 이와 관련하여 위성 열 제어계의 주요 기능 장치인 히트파이프가 위성의 기능이 향상되면서 자체 열 발생량이 점차 증가하는 추세에 있어 앞선 기술을 연구할 필요성이 생겼다. 지금까지 파이프 단면에 보어가 하나만 있는 Single Bore 위주의 히트파이프가 사용되었지만 점차적으로 하나의 단면에 두 개의 단면이 있는 Dual Bore 히트파이프의 사용이 늘고 있다. 선진국에서는 정지궤도 위성에 이미 Dual Bore 히트파이프가 적용되고 있으나 국내에서는 아직 연구 시도가 없었던 상태이다. 따라서 Single Bore 히트파이프 대비 Dual Bore 히트파이프가 어떤 작동온도, 제작방법 및 열저항 값에 따라 특성을 가지면서 작동하는지를 확인하기 위해 본 연구를 시도하게 되었다.

<sup>†</sup>Corresponding author

Tel.: +82-55-751-5312; fax: +82-55-757-5622

E-mail address: jssuh@gsnu.ac.kr

## 1.2 연구내용

위성체에서 열 전달량을 늘리기 위해서는 히트파이프의 숫자를 증가시키거나 히트파이프의 크기를 증대시켜야 한다. 히트파이프의 크기의 증대는 패널의 크기나 두께를 변화시켜 위성체의 무게를 증가시키므로 문제가 있고, 히트파이프의 수량을 증가시키는 경우도 접촉 열저항이 증대되고 히트파이프를 고정하기 위한 브라켓 등의 무게가 증가되므로 Dual Bore 히트파이프를 사용한다.

하나의 단면 안에 Groove가 두 개 삽입이 된 Dual Bore 히트파이프를 제작해서 Single Bore를 두 개 합한 예측치와 서로 비교하여 차이점을 알아보고 우주용 히트파이프로써 역할을 수행할 수 있을 것인지에 대하여 검토를 하였다.

## 2. 실험 장치 및 방법

### 2.1. 히트파이프 제작

본 연구의 목적은 기존의 Dual Bore 단면을 가진 히트파이프가 우주용 히트파이프의 성능 기본 조건인 열전달 성능 및 열저항을 비교 확인하는 것이다. 정지궤도위성의 전기/전자장비에서 발생하는 열이 커지는 추세이므로, 사양조사 결과 가장 큰 열 이송거리를 선택하여 Fig. 1과 같이 히트파이프를 설계하였다.

위의 모양은 압출성이 좋으며 우주용으로 많이 사용되는 역사다리꼴 모양을 택하였다. 압출된 파이프는 설계대로 제작이 되었는지 측정을 하였다. 히트파이프 조립체는 압출튜브, 앤드캡, 그리고 필튜브로 구성된다. 앤드캡과 필 튜브는

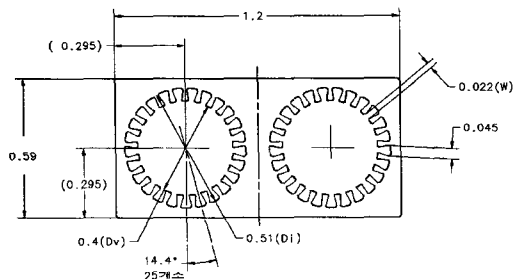


Fig. 1 The sectin view of dual bore.

Table 1 Measurement result of the cross section

Description	변수값	measured	unit
Inner Dia.	DI	0.51	In
Vapor core Dia.	Dv	0.40	In
Groove width	W'	0.022	In
Wetted perimeter	WP	0.157	In
Fin tip radius	Rt	0.004	In
Groove area(each)	Ag	0.05	In <sup>2</sup>
Number of groove	Ng	25	EA

압출튜브의 끝단에 용접되는데 dual bore의 구조상 인접한 곳에 앤드캡과 필튜브를 나란히 용접하기는 쉽지 않다. 따라서 제작방법에 따라 두 개의 구조로 제작을 하였다. 작동유체를 충전하는 필튜브가 압출튜브의 끝단에 길이방향으로 나란히 용접된 형태를 DBL type이라 명명하였고, 반대로 압출튜브의 끝단부에는 앤드캡으로 막고 끝단부 근처에 길이방향에 대하여 수직으로 용접한 것을 DBT type이라 명명하였다. 그리고 하나의 단면 안에 두 개의 Bore가 들어 있으므로 하나의 단면을 A, 다른 하나의 단면을 B라고 명명하였다. 각 히트파이프는 위성용 히트파이프 제작 절차에 따라 세척, 용접, 작동유체 충전, 불응축가스 제거 및 핀치오프( pinch-off )공정을 수행하여 제작을 완료하였다.

### 2.2. 실험장치

Fig. 2는 본 연구에서 Dual Bore 히트파이프를 시험하기 위해 사용한 시험장치의 개략도이다. 시험에 사용된 히트파이프에는 우주용 히트

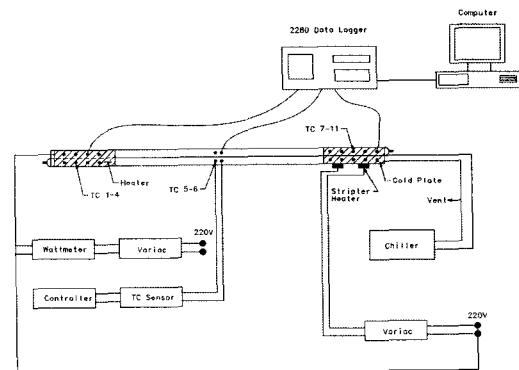


Fig. 2 The schematic diagram of test set-up.

파이프 시험 기준에 맞추어 총 11 개의 열전대(Thermocouple)를 부착하여 실시간으로 data-logger를 통해 컴퓨터에서 각 열전대의 온도 및 히트파이프의 성능상태를 확인하였다. 히트파이프의 증발부에는 길이 10인치 500W의 블록 히터를 장착하여 와트미터(Watt meter)를 통해 가열량을 조정하였고, 단열부의 온도를 -40℃에서부터 70℃로 시험하기 위해 응축부에는 스트립 히터가 부착된 cold plate 내부로 액체질소를 흐르게 하여 온도를 낮추고 너무 낮아지면 스트립히터로 온도를 높이면서 히트파이프 단열부의 온도가 시험 조건을 만족하도록 조절하였다.

열전대(Thermocouple)는 증발부에 4개, 단열부에 2개, 응축부에 5개를 부착하였고, 단열부에 부착된 2개의 온도를 작동 온도로 하여 시험을 하였고, 온도 기록은 매 1분 간격으로 기록하였으며 히트파이프가 더 이상 동작하지 못하는 Dry-out 현상이 일어나면 그 온도에서의 실험을 종료하고 온도를 상온으로 낮춘 후 다음 온도에 대해서 시험을 실시하였다.

### 2.3. 실험 방법

앞서 히트파이프 단면을 측정된 변수 값들을 히트파이프 성능 예측 프로그램인 GAP에 대입하여 몇 군데 온도범위에서 직접 계산을 수행하여 보았다. 이 결과들은 실제 히트파이프 실험 결과와 비교하여 그 계산의 정확도를 확인할 것이다. 여기서는 작동유체가 20℃에서 성능계산을 위한 변수 값들을 Table 2에 표현하였다.

히트파이프의 열전달 성능시험은 중력으로 인한 작동유체 복귀의 이점을 완전히 없애기 위해

응축부가 증발부보다 0.1 인치 낮게 하여 시험하는 것이 일반적인 방법이다. 본 연구에서는 0.1 인치의 경사량을 정확히 하기 위해 측량기(transit)를 사용하였다.

실험시 적용되는 기준온도는 단열부(adiabatic section)의 외벽에 부착된 열전대 #5, #6번의 온도이고, 기준에 따라 히터의 Input Power를 가하고 최소 10 분간을 유지시켜 온도가 안정되면 다시 일정 power를 단계적으로 증가시켜 드라이 아웃이 될 때까지 시험을 하였다. 히트파이프는 성능확인을 위해 -40℃, -20℃, -5℃, 20℃, 40℃, 60℃, 70℃ 모두 7개의 온도에서 시험을 실시하였고 data는 A, B 각각의 히트파이프로부터 획득했다. 암모니아 충전량은 동일하였으므로 충전량 별로는 변수를 주지 못하였고 제작 방법에 따라 DBL과 DBT type 히트파이프를 동일한 조건으로 실험하였다. 시험 과정에서 얻어진 각 열전대 온도 data로부터 히트파이프에 부여된 시간별, Input Power 별로 온도를 얻을 수 있으며, 드라이 아웃이 일어나는 상황을 알 수 있고, 여기서 얻어진 온도 data를 근거로 최대 열전달성능과 증발부와 응축부의 최대 열저항을 계산하였다.

최대 열전달성능은 히트파이프의 Input Power를 증가시켜 히트파이프가 더 이상 작동을 하지 못하는 시점인, 드라이 아웃이 일어나지 않는 최대의 Input Power와 유효길이의 곱으로 표시하였으며 증발부와 응축부의 열저항은 드라이 아웃이 발생하기 직전의 온도 data를 이용하여 각각 증발부와 응축부의 평균온도와 단열부의 평균온도의 차이를 가해진 Input Power로 나눈 값으로 표시하였다.

Table 2 Property data for ammonia at 20℃.

변수명	기호	Property	단위
Latent heat	$\lambda$	1337	kJ/kg
Surface tension	$\sigma$	0.0307	N/m
Liquid kinematic viscosity	$\mu_l$	3.56E-07	m <sup>2</sup> /sec
Vapor kinematic viscosity	$\mu_v$	6.01E-06	m <sup>2</sup> /sec
Vapor/Liquid kinematic viscosity ratio	uv/vl(vR)	16.890	

### 3. 실험결과

본 연구에서 증발부에 입열량을 50W, 100W, 150W, 200W, 250W 및 300W로 각각 주었을 경우 단열부의 온도 20℃에 대한 각각의 히트파이프의 온도변화를 측정하였으며, 단열부 온도가 각각 -40℃, -20℃, -5℃, 20℃, 40℃, 60℃, 70℃일 때에 최대 열전달량을 예측치와 비교하였고, 증발부 응축부의 열저항에 관하여 검토, Fill tube의 위치에 따른 제작방법별 성능을 각각 비교하였

다. 그 결과는 다음과 같다.

### 3.1 입열량에 따른 온도변화

Fig. 3과 Fig. 4는 증발부에 가한 입열량을 달리 하였을 때에 히트파이프의 증발부, 단열부 및 응축부의 시간대별 온도분포를 보이고 있다. 한 단면 안에서 각 파이프의 온도 분포를 보면 DBL type은 A와 B 파이프가 거의 동일한 온도분포를 보이고 있다. DBT type은 200W 이상에서 두 개의 파이프 간에 증발부 온도는 최대 8℃, 단열부는 2℃, 응축부는 9℃의 편차를 보이고 있다. 이는 암모니아 충전량의 차이 또는 내부 불응축 가스의 잔류량이 영향을 미친 것으로 보인다. 그러나 전체적인 경향으로 열의 이동은 벽면으로 이동되는 양보다 길이방향으로 전달되는 양이 절대적으로 많음을 볼 수 있다.

### 3.2 최대 열전달 성능

실험에 의한 7가지 기준 온도 -40℃부터 70℃까지 구간에서 획득한 온도 data에서 온도 별 최대 열전달성능을 계산할 수 있는데 그 결과는 Table 3에 정리하였으며 한 단면에 있는 A, B 히트파이프 열전달량의 합을 표시하였다. 각 단면에 대해 그래프로 정리하여 Fig. 5에 표시하였다.

이 결과로 보면 히트파이프 성능 예측 프로그램인 GAP으로 예측한 값이 20℃ 부근에서 최대 열전달량인 17,739 W-in를 보였으며 DBL과 DBT type의 히트파이프는 거의 같은 성능을 보였다. 이는 작동유체 충진을 위한 필튜브가 히트파이프의 끝단에서 길이방향으로든 수직방향으로든 성능 차이는 별로 없다는 것을 말해준다.

그러나 -40℃에서 -20℃ 구간과 60℃에서 70℃ 구간에서는 GAP 예측값이 실험값의 약 80% 수준까지 떨어진다. 이는 GAP 프로그램을 실행시키기 위한 입력값이 설계치수가 아니고 압출된 그루브의 단면을 측정하여 그루브 단면적, 그루브 끝단각, vapor diameter, 그루브 폭 등의 변수를 입력하기 때문이며 모든 단면에서 그루브의 형상은 일치하지 않고 약간의 오차가 발생한 것으로 보인다. 전체적으로 보면 우주 환경에서 주요 작동 온도 구간인 -20℃에서 60℃ 구간은

예측값과 실험값이 적은 오차 내에서 일치함을 알 수 있다. 최대 열전달량을 보이는 구간은 실험이나 예측에서 모두 단열부 온도 20℃ 부근으로 보이거나 엄밀하게 20℃라고 보기 어려운 것은 단열부 온도 구간을 20℃ 간격으로 크게 주었기 때문에 실제로는 단열부가 -5℃부터 20℃ 사이가 최대 열전달 구간이라고 보면 될 것이다.

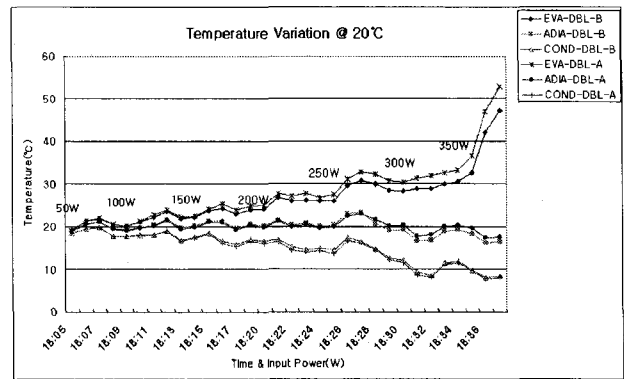


Fig. 3 Heat transfer temperature of DBHP at 20℃ (DBL type).

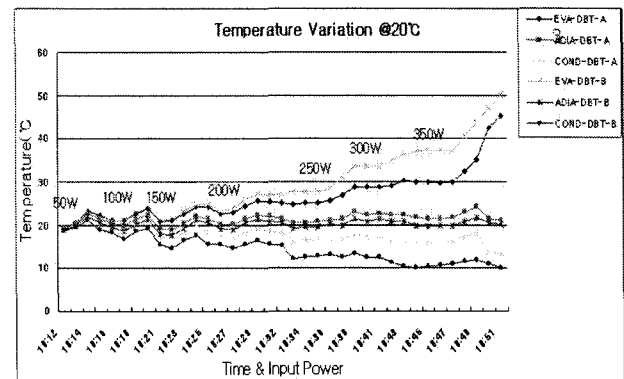


Fig. 4 Heat transfer temperature of DBHP at 20℃ (DBT type).

Table 3 Tested heat transport capability.

S/N	Heat transport capability (QLmax, W-in)						
	-40℃	-20℃	-5℃	20℃	40℃	60℃	70℃
Calculated	9500	14567	17152	17739	17152	14097	9633
DBL	11760	15000	17640	17640	17640	14700	11760
DBT	11760	14500	17640	17630	17640	14700	11760

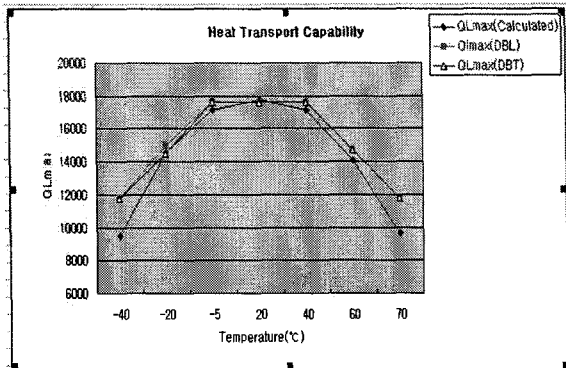


Fig. 5 Comparison of Heat Transport Capability of DBHP.

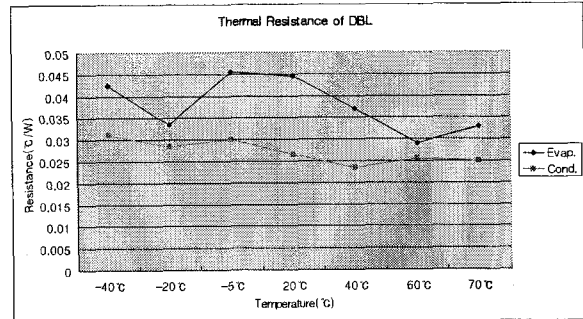


Fig. 6 Thermal resistance at eva. and cond.(DBL type).

### 3. 3 열저항

시험 온도별로 각 단면 그루브의 증발부와 응축부 열저항은 Table 4에 정리하였다. 열저항은 시험 온도 및 단면 형상에 따라 약간의 차이는 있으나 뚜렷한 차이는 없었으며, 모든 단면에서 증발부 및 응축부는 약 0.05°C/W 이하의 아주 작은 값으로 측정되어 인공위성용으로 사용되는 알루미늄 - 암모니아 히트파이프가 열저항 측면에서 우수함을 알 수 있다.

증발부에서는 그루브의 액체-기체 경계면에서만 작동유체의 증발이 일어나지만 응축부에서는 그루브와 tip 모든 면에서 응축이 되므로 응축부의 열저항이 증발부의 열저항보다 작게 나왔다. Fig.6과 Fig.7에서는 DBL과 DBT type의 온도별 열저항을 나타낸 그래프이다. 구간별로 열저항의 변화가 있으나 그 양은 0.01°C/W 정도의 미세 양으로 큰 영향을 주지 않는 양이다.

Table 4 The test results of heat resistance at eva. and cond.

S/N		Maximum thermal resistance(°C/W)						
		-40°C	-20°C	-5°C	20°C	40°C	60°C	70°C
DBL-A	Evap.	0.042	0.033	0.047	0.048	0.04	0.033	0.039
	Cond.	0.027	0.028	0.03	0.029	0.02	0.021	0.025
DBL-B	Evap.	0.042	0.034	0.044	0.041	0.034	0.025	0.027
	Cond.	0.035	0.029	0.03	0.024	0.027	0.03	0.025
DBT-A	Evap.	0.033	0.036	0.03	0.02	0.039	0.035	0.035
	Cond.	0.023	0.027	0.018	0.017	0.026	0.027	0.021
DBT-B	Evap.	0.045	0.04	0.049	0.041	0.044	0.035	0.019
	Cond.	0.022	0.027	0.022	0.029	0.027	0.026	0.019

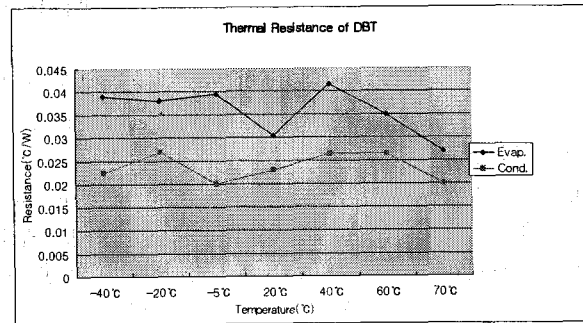


Fig. 7 Thermal resistance at eva. and cond.(DBT type).

### 4. 결론

본 연구를 통해서 Dual bore 히트파이프의 열전달 특성에 관한 실험 수행 결과 다음과 같은 결과를 얻었다.

1. 한 단면 안에서 각각의 Bore가 갖는 열전달 성능은 서로 비슷한 경향을 가지며, 열의 이동은 벽면으로 이동되는 양보다 길이방향으로 전달되는 양이 절대적으로 많음을 알 수 있었다.

2. 우주용 히트파이프가 주로 작동되는 -20°C 부터 60°C 구간에서 GAP 예측 프로그램으로 Single Bore를 예측한 값에 두 배한 값이 실험 값과 유사하였다

3. 열저항은 모든 단면에서 시험 온도 및 단면 형상에 따라 약간의 차이는 있으나 뚜렷한 차이는 없었으며, 증발부가 응축부보다 약간 높은 값이나 0.05 °C/W 이하의 아주 작은 값으로 측정되어 인공 위성용으로 사용되는 알루미늄 - 암모니아 히트파이프가 열저항 측면에서 유리함을

알 수 있었다.

4. 작동유체 충진을 위한 필튜브가 붙는 위치는 히트파이프의 끝단에서 길이방향과 수직방향에 관계없이 성능 차이는 별로 없었다.

### 후기

본 연구의 일부는 2단계 BK21 대학원 육성사업, 지방대학 혁신 역량강화 사업의 지원으로 이루어졌으며 항공우주 기술 개발 관계자에게 감사드린다.

### 참고문헌

1. Cotter, T. P., 1965, "Theory of Heat Pipes", Report LA-3246-MS, Los Alamos Scientific Laboratory of the University of California, Los Alamos, N. Mex., Mar, 26 : 1-37.
2. Kemme, Josep E., 1969, "Heat Pipe Design Considerations", Report LA-4221-MS, Los Alamos Scientific Laboratory of the University of California, Los Alamos, N, Mex, (for presentation at the 11th Heat Transfer Conference, Aug, 3-6, Minneapolis, Minn, ) : 1-8.
3. P.Dun and D.A.Reay, 1978, " Heat Pipes" , Department of Engineering and Cybernetics University of Reading, England.
4. Johnson, J.R. and ferrell, J.K "The mechanism of heat transfer in the evaporator zone of the heat pipe. ASME Space techn. & Heat transfer conference, Los Angeles.
5. Patrick J. Brennan and Edward J. Kroliczek, 1979 " Heat pipe design handbook" National Aeronautics and Space Administration Goddard Space Flight Center Greenbelt, Maryland 20771,