

◎ 논문

소형위성 발사체용 추진제 가압 열교환기 설계 해석

이 희 준^{*1}, 한 상 엽^{*1}, 정 용 갑^{*2}, 조 남 경^{*2}, 길 경 섭^{*2}, 김 영 목^{*1}

Heat Exchanger Design Analysis for Propellant Pressurizing System of Satellite Launch Vehicles

H. J. Lee, S. Y. Han, Y. G. Chung, N. K. Cho, G. S. Kil and Y. K. Kim

A heated and expanded helium is used to pressurize liquid propellants in propellant tanks of propulsion system of liquid propellant launch vehicles. To produce a heated and expanded helium, an hot-gas heat exchanger is used by utilizing heat source from an exhausted gas, which was generated in a gas generator to operate turbine of turbo-pump and dumped out through an exhaust duct of engine. Both experimental and numerical approaches of hot-gas heat exchanger design were conducted in the present study. Experimentally, siliconites - electrical resistance types - were used to simulate the full heat condition instead of an exhausted gas. Cryogenic heat exchangers, which were immersed in a liquid nitrogen pool, were used to feed cryogenic gaseous helium in a hot-gas heat exchanger. Numerical simulation was made using commercially utilized solver - Fluent V.6.0 - to validate experimental results. Helically coiled stainless steel pipe and stainless steel exhausted duct were consisted of tetrahedron unstructured mesh. Helium was a working fluid inside helical heat coil and regarded as an ideal gas. Realizable $k-\epsilon$ turbulent modeling was adopted to take turbulent mixing effects in consideration. Comparisons between experimental results and numerical solutions are presented. It is observed that a resulted hot-gas heat exchanger design is reliable based on the comparison of both results.

Key Words: 발사체(Launch Vehicle), 추진기관(Propulsion System), 추진제 가압(Propellant Pressurization), 열팽창(Thermal Expansion), 열교환기(Heat Exchanger)

1. 서 론

액체추진제를 사용하는 위성 발사체는 추진제 탱크에 저장된 추진제를 로켓엔진 연소실에 공급하기 위하여 헬륨 등의 가압제를 추진제 탱크에 주입하게 된다. 본 연구에서는 액체추진제 로켓엔진의 극

저온 액체산소 저장 탱크 내부에 설치된 별도의 극저온/고압 헬륨 탱크의 헬륨을 고온으로 열팽창시킨 후, 추진제 탱크로 유입시켜 추진제를 가압하는 발사체용 열교환기 개발을 위한 기초 설계를 수행하였다.

러시아와 미국과 같은 발사체 선진국들은 이미 1960년대에 각각 RD 엔진 시리즈 및 SSME(Space Shuttle Main Engine)와 같은 터보펌프 방식의 발사체 엔진을 개발하였으며, 현재까지 높은 신뢰도를

* 2004년 5월 31일 접수

*1 정회원, 한국항공우주연구원 추진제어그룹

*2 비회원, 한국항공우주연구원 추진제어그룹

유지하며 발사체에 적용되고 있다. 위와 같은 발사체 엔진의 경우 국방에 관계된 민감한 사항이기 때문에 각 단품에 대한 설계도나 데이터 및 학술논문이 존재하지 않는다. 따라서 열교환기에 대한 구체적인 설계 데이터를 찾는 것은 불가능하다. 하지만 모든 발사체에 열교환기가 추진제 가압 핵심 구성품으로 사용되어진 것을 분명하게 알 수 있는데, Saturn V에 사용된 F-1엔진[1]의 경우 터빈 출구에 4개의 산화제 가열 코일과 2개의 헬륨 가열 코일로 구성된 열교환기가 사용되었다고 명시되어 있으며, SSME[3]의 경우 역시 터빈 후단에 열교환기를 장착하였고 열코일의 길이는 12m, 1995년 이후 용접 없이 열교환기가 제작되었다고 명시되어 있다. 러시아 MAI 보고서[2]에 의하면 RD-191/19X, RD-120에 사용된 열교환기의 설계데이터가 존재하는데 가압제는 헬륨을 사용했으며 유량은 0.182kg/s, 입구 압력 2MPa(20bar)에 차압 1MPa(10bar)이내를 만족해야 한다고 명시되어 있다. 또한 입구온도는 90K, 출구온도 523K을 만족하는 열교환기이다.

일반적으로 터보펌프를 장착한 액체추진제 로켓 엔진에서 가압제의 열팽창을 위한 열에너지는 터보펌프와 같은 축으로 물려있는 터빈을 구동하고 배출된 고온 배기 가스를 이용한다는 것을 참고문헌 [1][2][3]에서 알 수 있다. 현재 한국항공우주연구원 KSLV-I 기본 시스템 설계 PDR 자료[4]에 의하면 요구되는 열교환기의 설계 형상, 크기 그리고 설계 변수들은 Table 1을 만족해야 한다. 추진제 가압 헬륨 탱크가 극저온 산화제 탱크에 위치하므로 헬륨의 상태는 49K의 극저온이고, 헬륨의 온도가 낮아질수록 헬륨의 부피가 줄어들고 그에 따른 탱크 크기가 작아져 무게이득을 얻을 수 있다.

이러한 조건을 바탕으로 설계 및 제작된 추진제 가압용 열교환기 재질은 고압 및 고온에서 강성을 유지할 수 있는 Stainless Steel 304를 이용한다. 본 연구에서는 설계 조건을 만족하는 열교환기의 기초 설계를 수행하기 위하여, 열교환기가 포함된 추진제 가압 시스템 모사 기초 시험 및 그에 상응하는 열유동 수치해석을 수행하였고, 그 결과를 비교 분석하였다.

2. 시험적 방법

Table 1 Design Parameters & Sizes

입구 온도	49K
입구 압력	4.4MPa(44bar)
출구 온도	550K
출구 압력	3.4~4.4MPa(34~44bar)
열코일 질유량	0.15kg/s
덕트 질유량	4.4kg/s
덕트 내부 압력	0.4MPa(4bar)
덕트 내부 온도	762K
덕트 외경	0.13m
열코일 외경	1/2" Tube
열코일 두께	1T

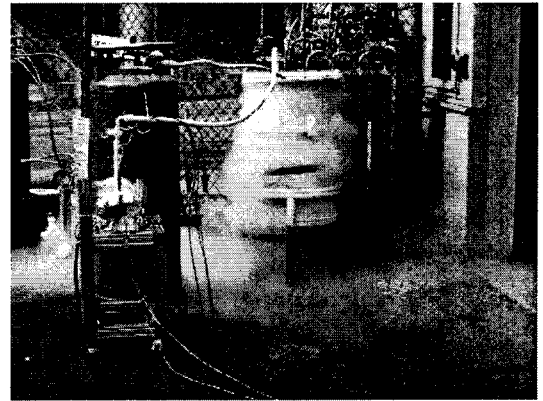


Fig. 1 시험 수행 사진

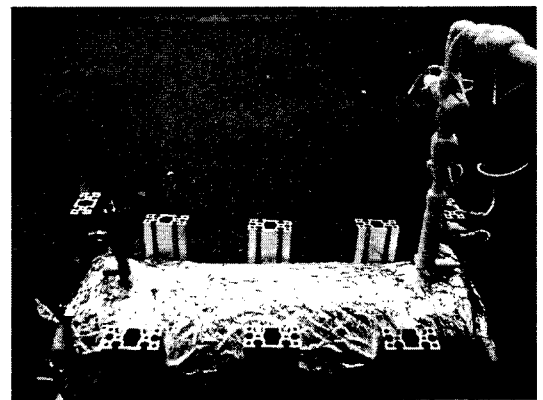


Fig. 2 제작된 열교환기

2.1 시험 환경 구축

Table 1의 설계조건을 만족하는 열교환기를 제작하기 위하여 1/2" 튜브를 직경 0.11m, 피치 0.016m,

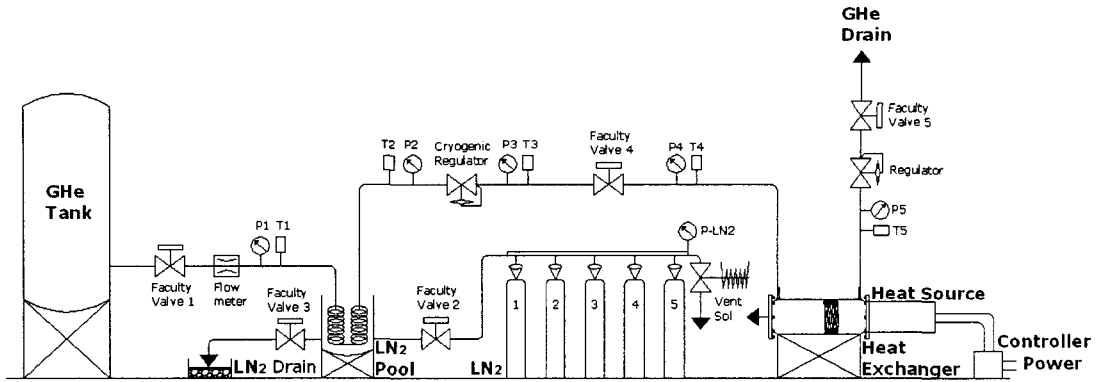


Fig. 3 총 시험 개념도

25번 코일 형태로 감은 열교환기 시제품을 Fig. 2와 같이 제작하였다. 터빈 출구 덕트 내부의 고온 배기 가스 온도 조건을 모사하여 주기 위하여 전기저항체(siliconite)를 이용하였다. 전기저항체는 봉타입으로 열교환기 덕트 방향으로는 일정한 열원을 제공한다. 이러한 전기 저항체를 이용하면 압력 환경을 정확히 모사할 수 없기 때문에 가스발생기에서 생성된 고온 가스 모사를 대체하기에는 많은 어려움이 있다. 또한 부력으로 인하여 전기 저항체 상단의 온도가 하단보다 약간 높게 나타난다. 이점은 개선할 수 없기 때문에 열코일 벽면에 K타입 열전대(thermocouple)를 설치하여 평균 온도를 측정하였다. 열교환기 기초 설계 단계인 점을 감안하여 전기 저항체를 이용하여 열코일 표면 온도를 터빈 출구 환경과 같은 762K으로 유지시켰다. 시험 수행 과정에서 전기발열체로 생성된 열량의 손실을 막기 위하여 열교환기 주위는 고온 단열재인 cerakwool과 vapor barrier로 처리를 하였다. 발사체에서는 산화제 탱크에 있는 극저온 헬륨탱크에 저장된 헬륨을 이용하여 열교환기 입구에 49K의 극저온 헬륨을 공급하여야 하지만, 이러한 시험 환경 시스템을 모두 모사하기에는 어려움이 있어, 본 연구에서는 Fig. 1과 같이 액체질소를 담을 수 있는 저온열교환기를 별도로 제작하여 상온의 헬륨을 냉각시켜 열교환기 입구에 극저온 가스를 공급하였다. 이 때 헬륨 온도를 측정하여 본 결과 Fig. 4에 나타난 시험 결과처럼 90~100K의 온도를 유지하였다. 0.15kg/s의 일정

한 유량을 공급하기 위하여 Korea Flow Meter Ind. Co.,LTD사의 모델명 NMGI-1V 헬륨 유량 측정계를 이용하였다. 상기 유량계는 대기온도 20 °C, 압력 10bar로 최대유량 70L까지 측정을 할 수 있게 보정(calibration)되어 있다. 하지만 30bar의 압력까지라도 식 (1)의 보정관계에 의하여 사용할 수 있다.

$$c = \sqrt{\frac{(P_r + 1.0332)(T_d + 273.16)}{(P_d + 1.0332)(T_r + 273.16)}} \frac{\gamma_d}{\gamma_r} \quad (1)$$

여기서 c는 보정상수, P는 압력, T는 온도, γ 는 비중량, 아래첨자 r은 실제사용 중인 상태, d는 설계된 상태를 의미한다. 유량시험을 통해 레귤레이팅된 절대압력 10bar에서 유량계는 42~48L를 가리킨다. 이를 바탕으로 헬륨의 질유량을 계산하면 0.1kg/s정도가 나온다. 이는 0.15kg/s에 못미치는 수치이므로 레귤레이팅 압력을 높여 질유량을 증가시켜야 한다. 식 (1)을 근거로 절대압력 17bar일 때 보정상수가 1.278이 되고 헬륨의 질유량이 0.15kg/s이 되므로, 시험에서는 헬륨을 저온열교환기에 공급하기 전에 유량계 전단의 레귤레이팅 압력을 17bar로 조정한다.

시험 전체 개념도는 Fig. 3과 같다. 온도 계측 센서는 열전대를 이용하였으며 저온열교환기를 통과한 극저온 헬륨은 T타입, 1000K까지는 K타입 열전대를 이용하였다. 극저온 및 상온용 압력 센서로는 CT-190-500A 비행용, 573K의 고온 환경에서까지 측정할 수 있는 PR3860 PS 압력센서를 이용한다.

2.2 수행된 시험

2.2.1 기밀시험

열교환기 덕트 내부에는 0.4MPa(4bar)의 압력이 걸리고, 열교환기 내부에 감겨진 열코일은 최대 4.4MPa(44bar)의 압력이 튜브내에 영향을 미치게 된다. 만약 발사체가 비행 중 압력에 의한 구조적 결함으로 튜브에 크랙이 발생하거나 하중이 많이 걸리는 부분이 파괴된다면, 이 부분으로 헬륨이 누출되고 추진제 탱크 내부의 추진제를 가압하지 못하게 되어 결국 발사체의 미션 실패가 될 수도 있다. 따라서 기밀 시험은 필수사항이며, 본 시험에서는 작동 압력의 1.5 배 마진을 두고 수압을 이용하여 덕트 및 튜브 배관 내부를 가압하여 누수 및 파손이 발생하는지 검사하여 본다.

덕트 내부의 기밀시험은 열교환기 양쪽에 플렌지 덮개를 체결하고 물을 이용하여 6bar로 가압하였을 때 기밀이 유지가 되는지 확인하였고, 열코일 내부는 유니온을 이용하여 한쪽 입구를 피팅하여 덮개를 씌우며 나머지 입구부분으로 60bar로 가압하여 튜브에서 누수 및 파손정도를 알아보았다.

2.2.2 발열시험

전기발열체를 이용하여 열교환기 덕트 내부의 온도를 열교환기 설계요구 조건인 762K까지 가열할 수 있는 지 시험을 수행한다. K타입 열전대를 열코일 윗쪽면과 아래쪽면에 설치하고 전압을 높여 벽면 온도가 762K까지 올라가는지 알아본다.

2.2.3 열교환기 열환경 시험

시험 장치의 기밀과 열원 조건이 설정되면 본 시험인 열환경 시험을 수행한다. 전기발열체를 이용하여 열교환기 덕트 내부의 열환경을 762K으로 설정하는 것과 동시에 저온열교환기에 액체질소를 채운다. 열환경이 조성이 되었으면 유량계로 0.15kg/s의 헬륨이 공급되도록 설정한 뒤 열교환기 입출구에 장착한 열전대를 이용하여 온도를 측정하고, 식(2)를 이용하여 선형적으로 교환되는 열량을 계산하여 본다.

$$\dot{q} = \dot{m} C_p \Delta T \tag{2}$$

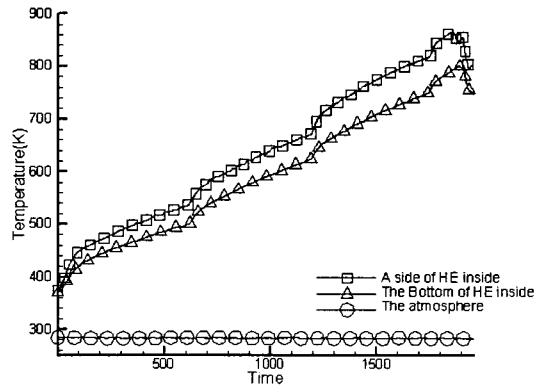


Fig. 4 열교환기 발열시험 결과

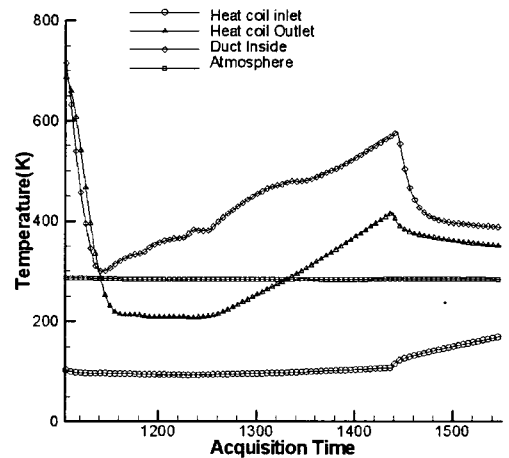


Fig. 5 열교환기 열환경시험 결과

2.3 시험결과

Fig. 4는 열교환기 시제품에 전기발열체를 위치시키고 열코일의 벽면 온도를 측정된 결과이다. 전기발열체를 열교환기 중앙에 위치시켰기 때문에 가열된 공기의 부력으로 인하여 열교환기 열코일의 위쪽면 온도가 아래쪽면 온도보다 상대적으로 높았고 이에 따라 열교환기 내부에 균일한 열구배를 형성시키지는 못하였다. 열환경 시험은 이 두 온도의 평균이 762K을 유지하고 있을 때 수행되었다.

Fig. 5는 열환경시험 중 열교환기 열코일 입출구 온도 및 덕트 내부 온도를 측정된 결과이다. 저온 열교환기를 통과한 극저온 헬륨의 온도는 94K으로 유

지되었다. 시험 중반부에 헬륨의 온도가 조금 증가하는 양상을 보였는데 이는 저온열교환기의 액체질소 기화로 인한 것으로 보인다. 시험 초기의 불안정성으로 인하여 열교환기 내부 공간의 온도는 300K까지 감소하게 된다. 이후 이러한 불안정성을 극복하고 점차 열평형상태로 접근하게 된다.

Table 1에서 주어진 조건과 식 (2)를 근거로 열교환기 설계조건은 덕트 내부 온도 762K일 때 열교환기 입구온도 49K, 출구온도 550K, 헬륨 유량 0.15kg/s로 열량 390kW가 요구되는데, 본 열환경시험 결과 열교환기 입구온도 94K, 출구온도 386.49K, 헬륨 유량 0.15kg/s로 열량 220kW가 된다. 이는 설계목표의 요구되는 열량의 56%정도로 식 (2)의 선형식을 이용하였을 때 직경 0.11m, 피치 0.016m로 25번 감은 열교환기의 감긴 코일 길이를 44번 감아야 하는 것으로 기초 시험 결과 나타났다.

3. 수치해석

본 절에서는 Table 1의 설계조건을 이용하여 터빈 출구 덕트 포함 열교환기 주위의 열유동 수치해석을 통하여 열교환기의 물리적 특성을 살펴보고, 이를 시험 결과와 비교하였다.

3.1 수치해석 조건

열교환기의 물리적 특성을 계산하기 위하여 5번 감은 열코일에 터빈 출구 덕트를 씌웠다. 터빈 출구 덕트를 포함하여 열교환기 형상을 모사하려면 격자수가 많아져 계산상어려움이 있으므로 열코일을 5번 감고 계산을 수행한 후 출구온도를 적분하여 설계조건을 만족하는 열코일 길이를 식 (2)를 이용하여 선형적으로 계산하였다. 이 때 격자계는 그림 6과 같다. 열코일 형상이 복잡하기 때문에 삼각형 모양의 비정렬 격자를 이용하였다. 계산에 사용된 솔버는 Fluent 6.0이며, 계산 조건과 가정은 다음과 같다.

- 열코일의 작동 유체는 헬륨이고, 터빈을 구동하고 나온 배기가스는 순수 일산화탄소로 구성되어 있다.

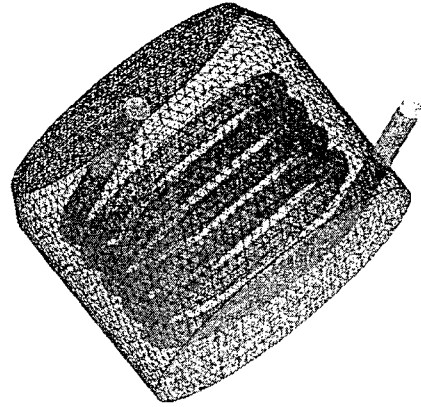


Fig. 6 열교환기 격자계

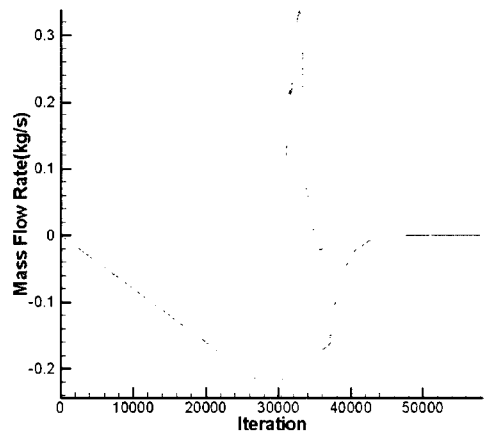


Fig. 7 수렴후 열코일 입출구 유량 합계

- 두개의 입구조건에 두개의 다른 이상기체 조건을 적용하였다.
- 열코일 입구는 mass flow inlet 조건으로 질유량은 0.15kg/s로 주었으며, 덕트 입구는 4.4kg/s로 주어졌다.
- 열코일 입구 온도는 49K, 출구 조건은 최소유지 압력 34bar를 경계조건으로 설정하였다.
- 덕트 입구에서의 온도는 762K이다.
- 열코일과 덕트 내부 모두 Realizable k-ε2 equation 모델을 사용하였다.

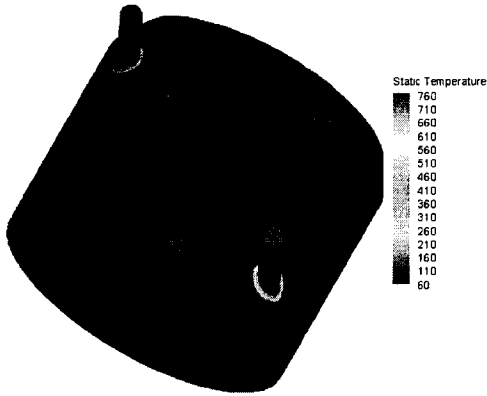


Fig. 8 덕트포함 열교환기 온도분포

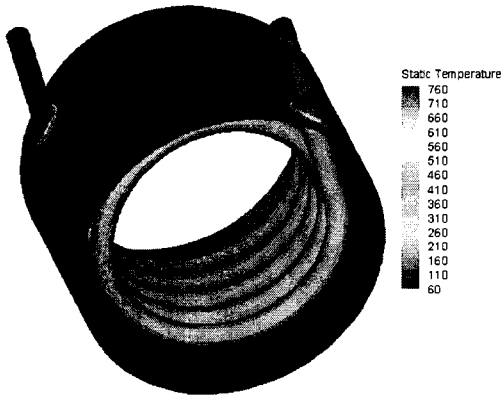


Fig. 9 열코일 온도 분포

- 헬륨의 경우 압력과 온도의 변화에 따른 물성치 변화 조건을 주었다.
- 정상상태(steady state)로 해를 수렴시켰다.

현재 KSLV-I은 시스템 설계 단계이므로 터빈을 구동하고 배출된 배기가스의 성분을 정확하게 알 수는 없다. 또한 불완전 연소로 인한 배기가스의 모든 조성 및 당량비를 알기는 불가능하다. 다만 KSLV-I 가스발생기에서는 온도문제로 산화제보다 연료를 더 많이 공급하는 fuel-rich방식이기 때문에 산화제의 양이 연료의 양보다 많이 부족하여, 연료가 모두 연소되었다고 가정하면 배기가스의 많은

Table 2 열코일 입출구 변수 적분 값

		면적 적분값
입구 온도	49 K	$4.24 \times 10^{-3} \text{ Km}^2$
입구 압력	3.7 MPa	321.75 Pam^2
출구 온도	112.34 K	$9.77 \times 10^{-3} \text{ Km}^2$
출구 압력	3.4 MPa	295.57 Pam^2

부분이 CO로 구성되어 있다고 가정을 하기에 무리가 없다. 뒷받침되는 근거로서 본 연구원에서 수행한 과제 보고서[8]에 제시된 배출가스의 비열비와 Cp값을 CO와 비교해 보았다. 그 결과 참고문헌[8]에 의하면 비열비 1.2, Cp=305J/kg/K으로 CO의 물성치인 비열비 1.4, Cp=297J/kg/K과 거의 흡사한 것을 알 수 있다.

3.2 수치해석 결과 분석

초기 조건을 주고 상용코드를 이용하여 계산할 경우 상용코드의 특성상 아무리 CFL수를 적게 해도 해가 발산한다. 따라서 본 연구에서는 비정상계산으로 해를 안정화시킨 후 정상상태로 해를 수렴시켰다. Fig. 7은 계산 과정 중 정상 상태까지 입출구 헬륨 질유량 함을 나타내고 있다. 30000번 iteration까지는 비정상 계산이고, 그 이후로 정상계산이다. 상용코드에서 계산된 residual을 이용하여 해의 수렴성을 판단하기에 많이 부족하여 Fig. 7의 입출구 질유량 함의 값으로 수렴을 판단하였는데, 이 값이 0이면 입출구 유량이 같아 해가 수렴한 것이다. Fig. 7은 계산된 해의 수렴성을 나타내고 있는데 시간이 지날수록 열교환기 입출구 유량이 같아 해가 물리적으로 수렴이 되었다는 것을 알 수 있다. 전체 열교환기 형상의 온도 분포 계산 결과는 Fig. 8과 Fig. 9에서 알 수 있는데 Table 1의 설계 조건을 만족하는 것으로 보인다.

Fig. 10과 Fig. 11은 각각 다섯번 감긴 열코일의 온도 및 압력 분포를 나타내고 있다. 열코일 입구에서 49K의 극저온 헬륨이 고온 배기 가스를 통과하면서 가열되는 것과 배관의 압력은 점차 감소하는 것을 알 수 있다.



Fig. 10 열코일 온도 분포

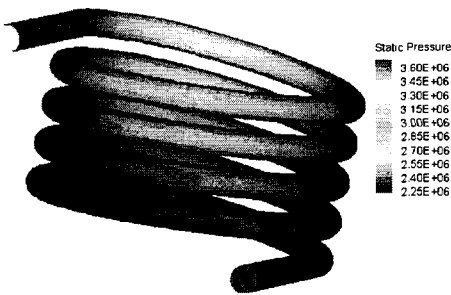
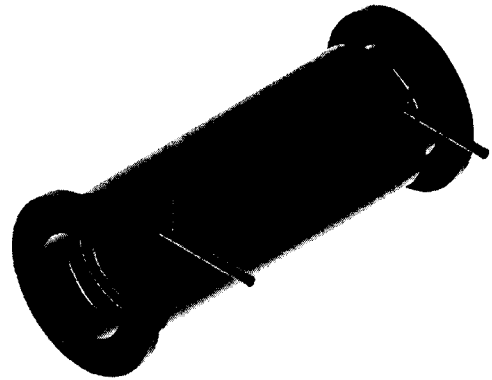


Fig. 11 열코일 압력 분포

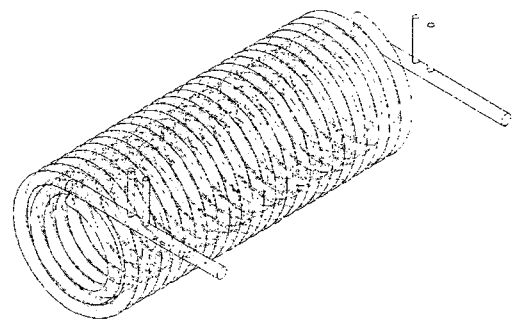


Fig. 13 수정된 열교환기 및 열코일 형상

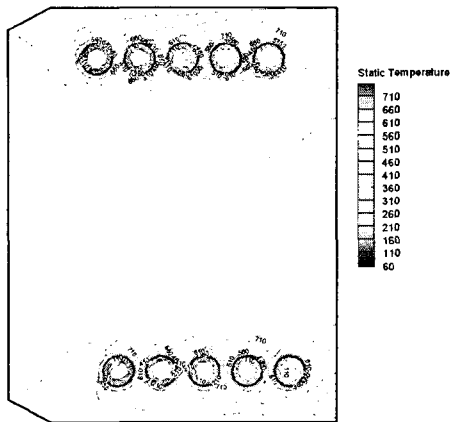


Fig. 12 열교환기 단면 온도 분포

Fig. 12는 열교환기 덕트와 열코일의 단면 온도 분포를 나타내고 있다. 터빈을 구동하고 배출된 배기가스가 열코일 주위를 흐르면서 열을 빼앗겨 점점 온도가 감소하는 영역이 증가되는 양상을 보여준다.

발사체용 열교환기 설계조건과 수치결과를 비교하여 보았다. 설계조건은 덕트 내부 온도 762K일 때 열교환기 입구온도 49K, 출구온도 550K, 헬륨 유량 0.15kg/s로 열량 390kW가 요구됨을 2절에서 확인할 수 있는데, 마찬가지로 수치해석 결과를 이용하여 출구온도 550K, 즉 열량 390kW를 만족하기 위한 열코일의 감긴횟수를 계산하여 보면, 5번 감았을 때 출구온도 112.34K이 되므로 550K을 만족하기 위해서는 선형계산식으로 40번 정도 감겨야 됨을 알 수 있다.

4. 결 론

터보펌프식 발사체용 추진제 가압 열교환기 시제품을 본 연구에서 설계 및 제작, 시험평가, 수치해

이 때 열교환기 입출구의 온도와 압력을 적분하였다. 계산 결과는 Table 2에 있는데, 5번 감았을 때 출구온도는 112.34K, 입출구 차압은 0.3MPa(3bar)로 나타났다.

석을 수행하여 검증하여 보았다. 발사체용 열교환기는 발사체 엔진에 장착되어 시험을 해야 됨을 원칙으로 하나, 본 연구원에서 터보펌프식 발사체의 시스템 설계가 현재 진행 중이므로 대안으로 다른 기초 시험 방법을 본 연구 논문에서 제시하였다. 그 방법으로는 터빈의 고온가스를 전기저항체로 모사한 점과 극저온 헬륨 가스를 저온열교환기를 통하여 공급한 점이다. 위의 방법으로 시제품 시험을 수행한 결과 열코일을 44번 감아야하는 것으로 나타났다. 이를 검증하기 위하여 상용코드를 이용하여 수치해석을 수행하였는데, 그 결과 40번 열코일이 감겨야 되는 것으로 계산되었다. 이는 시험 결과와 비슷한 수치이다. 또한, 참고문헌[3]에 의하면 미국의 SSME는 488,000파운드 추력으로 200톤급 엔진인데, 열교환기 열코일의 길이가 12m로 제시되어 있다. Space shuttle의 공급계 시스템 사양이 KSLV-I과 상이한 점이 있겠지만, 대략적으로 KSLV-I과 비교하여 열교환기의 성능을 판단하여 보았다. KSLV-I은 진공추력 100톤급으로 본 연구 결과 열코일의 길이는 $13.8m(\pi \times 0.11 \times 40)$ 이다. 미국에서 설계된 SSME와 비슷한 결과를 가진다.

이를 바탕으로 본 연구에서 진행한 기초 시험 및 수치해석적인 방법으로 Fig. 13과 같은 수정된 열교환기 형상을 제시하였다. 이는 이미 선진국에서 개발된 발사체용 열교환기 사례를 볼 때 어느 정도 타당한 것으로 나타났다.

5. 추후고찰

본 연구에서 재설계된 그림 13의 발사체용 열교환기는 기초 시험과 수치해석으로 설계 및 검증된 시제품으로서 본 발사체용 열교환기는 실제 로켓 엔진에 장착하여 full scale의 검증시험을 수행하여야 한다.

참고문헌

- [1]Saturn V News Reference, F-1 engine fact sheet, <http://www.apolloexplorer.co.uk>
- [2]RD191-19X engines & RD-120 engines, MAI Report, Russia
- [3]Space Shuttle Main Engine Enhancements Fact Sheet, FS-2000-07-159-MSFC, NASA
- [4]Preliminary Design Review of KSLV-I(3-Staged LV), 한국항공우주연구원 우주발사체사업단, 2004.
- [5]Janna, W. S., *Design of Fluid Thermal Systems*, PWS Publishing company, Boston (1998), p.107-121.
- [6]Kays, W.M. et al., *Heat Transfer*, Wiley, New York (1990), p.256-258.
- [7]<http://webbook.nist.gov/chemistry/fluid/>
- [8]발사체용 추진기관 성능개량 탐색연구, 로켓엔진 추력제어기술 개발 제 1차년도 최종보고서, 한국항공우주연구원, 공공기술연구회, p.174