

< 기술논문 >

재생냉각형 가스발생기 챔버 구조해석

류철성[†] · 김홍집^{*} · 최환석^{*}
(2007년 7월 16일 접수, 2007년 9월 12일 심사완료)

Structural Analysis of Gas Generator Regenerative Cooling Chamber

Chul-Sung Ryu, Hong-Jip Kim and Hwan-Seok Choi

Key Words: Gas Generator(가스발생기), Regenerative Cooling Chamber(재생냉각 챔버), Elastic-Plastic Analysis(탄-소성 해석)

Abstract

Elastic-plastic structural analysis for regenerative cooling chamber of gas generator was performed. Uniaxial tension test was conducted for STS316L at room and high temperature conditions to get the material data necessary for the structural analysis of the chamber which was operated under thermal load and high internal pressure. Physical properties including thermal conductivity, specific heat and thermal expansion were also measured. The structural analysis for four different types of regenerative cooling chamber of gas generator revealed that increased cooling performance decreased the thermal load and strain of the cooling channel structure. The results propose that in order for the regenerative cooling gas generator chamber to have high structural stability with endurance to high mechanical and thermal loads, it is important for the chamber to be designed to have high cooling performance.

1. 서 론

액체 로켓 엔진을 구성하는 요소들은 연소기, 가스발생기, 터보펌프, 그리고 각종 밸브 및 배관들이 있다. 이 밖에 초기 엔진 구동을 위하여 시동기가 필요하다. KSLV-I 사업에서 개발하고 있는 액체산소(LOx)와 케로신(kerosene)을 추진제로 사용하는 30톤급 액체 로켓 연소기와 함께 가스발생기를 개발하여 성능검증을 수행하고 있다. 액체로켓 엔진시스템에서 가스발생기는 고압의 연소가스를 발생시켜 터보펌프를 구동시키는 역할을 한다. 이 터보펌프는 고압으로 추진제를 연소기와 가스발생기에 공급한다. 가스발생기는 일반적으로 사용되는 추진제 종류에 따라 고체추

진제 방식과 단일액체추진제 방식, 그리고 이중 액체추진제 방식으로 구분할 수 있다.⁽¹⁾ 일반적으로 이중추진제를 사용하는 가스발생기가 단일추진제를 사용하는 가스발생기보다 광범위하게 사용되고 있다.⁽²⁾ 본 연구에 사용한 가스발생기는 액체산소와 케로신을 사용하는 이중추진제 방식의 가스발생기이다. KSLV-I 사업에서 개발하고 있는 연소기와 가스발생기는 STS316L과 STS329J1 두 가지 종류의 재료들을 사용하여 제작하고 있으며, 이들 재료들의 기계/물리적인 특성 값들은 구조물의 제작 공정에 필요한 단조 및 고온 열처리 때문에 그 특성 값들이 변화할 수 있다. 또한 추진기관 구조물들이 고온, 고압의 환경에서 작동되는 특성을 고려할 때 신뢰성 있는 구조 설계를 수행하기 위해서는 사용하는 재료에 대한 재료시험을 수행하여 작동환경에서 필요한 데이터를 얻고 그 데이터를 구조설계에 반영해야한다.

본 연구에서는 가스발생기 재생냉각 챔버의 구조해석을 위하여 가스발생기 챔버 제작에 사용하

[†] 책임저자, 회원, 한국항공우주연구원
E-mail : csryu@kari.re.kr
TEL : (042)860-2485 FAX : (042)862-2602
^{*} 한국항공우주연구원

는 재료에 대해서 상온 및 고온 인장시험, 그리고 물리적 특성시험을 수행하여 필요한 데이터를 확보하고 이 데이터들을 이용하여 가스발생기 챔버에 대하여 탄-소성 구조해석을 수행하였다.

2. 재료시험

2.1 시험재료 및 시험장치

국내 개발 가스발생기 재생냉각 챔버의 구조 설계에 사용되는 두 가지 재료는 STS316L과 STS329J1이다. 이들 STS316L과 STS329J1 재료들은 국내에서 개발하는 액체 로켓 연소기의 제작 재료로도 사용되고 있다. 가스발생기의 재생냉각 챔버는 작동을 시작하면 상온에서 급격하게 고온으로 상승되어 작동하므로 이들 재료들의 상온 및 고온에서 기계적/물리적인 물성 값들이 구조 설계를 수행하는데 필요하다. STS316L 재료는 가스발생기의 헤드부와 재생냉각 챔버의 내측 구조물(inner jacket)의 제작에 사용되고, STS329J1은 재생냉각 챔버의 외피 구조물(outer jacket)에 사용된다. 가스발생기 제작에 사용되는 위의 두 가지 재료 중에서 STS329J1의 기계적/물리적 물성 값들은 튜철성 등⁽³⁾이 재료시험을 통하여 얻은 데이터들을 사용하였다. STS316L 재료는 상온 및 고온 인장시험을 통하여 기계적인 물성 값들을 얻었으며 물리적 특성 시험을 통하여 비열, 열전도도, 열팽창률 및 밀도 데이터들을 얻었다.

단축 인장시험에 사용한 장비는 Instron사의 모델 8801 장비를 사용하였다. 변형률 측정은 게이지 길이(gage length)가 25.0 mm인 익스텐소메타(extensometer)를 사용하였다. 인장시험 시편은 상온의 경우 ASTM E8M 규격에 따라 제작하였으며 고온용 시편은 ASTM E21 규격에 따라 제작하였다.⁽⁴⁾

2.2 상온 인장시험

가스발생기 재생냉각 챔버에서 내측 구조물에 사용하는 STS316L은 내산화성이 좋은 특성을 갖고 있으며 외피 구조물인 STS329J1은 고온에서 브레이징 특성이 좋을 뿐만 아니라 재료의 0.2 % 오프셋 항복응력 값이 STS316L보다 약 222 % 크기 때문에 가스발생기의 연소압력에 견딜 수 있도록 하는 구조물로 사용된다. 내측 구조물은 재생냉각형 연소기 챔버처럼 단면에 사각 형태의

Table 1 STS316L mechanical properties at room temperature

Test No.	Tensile strength (N/mm ²)	0.2% offset Yield strength (N/mm ²)	Relative elongation (%)	Relative reduction (%)
test #1	532	200.5	78.97	81.75
test #2	578	243.7	82.50	81.20
test #3	566	234.3	83.13	82.29
average	558	226.2	81.53	81.75

냉각 채널이 원주방향으로 일정한 개수만큼 존재한다. 연소가스와 접촉하는 챔버 내측구조물의 냉각을 위해서는 냉각 채널 내부에 추진제로 사용되는 냉각 유체인 케로신을 고압으로 유동시킨다. 이때 냉각 채널 내부에서 유동하는 케로신의 압력에 내측구조물이 구조적으로 안정하기 위해서는 냉각 채널 사이의 리브(rib)가 외피구조물에 고정되어야한다. 이 냉각 채널의 리브와 외피구조물과의 조립에는 브레이징 공정을 이용한다. 이 공정은 높은 온도까지 재료의 온도를 증가시키기 때문에 사용하는 재료가 열적으로 영향을 받아 재료의 기계적인 특성 값들이 변화할 수 있다. 이러한 재료의 기계적인 특성 변화의 정도는 수치적인 계산으로 알 수 있는 것이 아니기 때문에 재료시험을 통하여 구하였다.

Table 1에 STS316 재료의 상온 인장시험 결과들을 나타내었다. STS316L 시편을 브레이징 공정과 동일한 온도조건으로 고온 열처리한 후 상온 인장시험을 수행한 결과 최대응력(maximum engineering stress) 평균값은 558 MPa이며 0.2% 오프셋한 평균 항복응력 값은 226.2 MPa으로 나타났다. 참고적으로ASTM A276의 type316L 스테인리스 스틸(UNS S31603)의 최대인장강도는 480 MPa, 0.2% 오프셋 항복강도는 170MPa, 연신률은 40%이고 단면 감소율은 50%이다.⁽⁵⁾ 국내에서 가스발생기 제작 재료로 사용되는 STS316L의 재료 시험 결과와 비교하였을 때, ASTM A276에서 제시하는 규격보다 더 좋은 기계적인 특성을 갖고 있음을 알 수 있다.

2.3 고온 인장시험

가스발생기에서 생성된 가스의 온도는 연소기

에서 생성된 연소가스에 비하여 상대적으로 낮다. 본 연구에 사용한 가스발생기의 연소가스 온도는 약 900 K이다. 만약 이 가스의 온도가 증가하면 터보펌프의 효율은 증가하지만 높은 온도 때문에 터빈 블레이드가 열적으로 손상될 수 있기 때문에 구조물에 열적 손상이 발생하지 않도록 연소가스의 온도를 조절해야한다. 가스발생기의 챔버는 정상상태에서 연소압력 5.78 MPa과 약 900 K의 연소가스에 의하여 높은 열적 하중과 압력을 받는 환경에서 작동한다. 이와 같이 열/기계적인 하중을 받기 때문에 가스발생기의 재생냉각 챔버에 사용하는 재료들에 대한 상온뿐만 아니라 온도 증가에 따른 재료들의 열/기계적인 물성 값들이 구조설계를 수행하는데 필요하다. 본 연구에서는 온도 변화에 따른 재료의 기계적인 물성 변화 값들을 얻기 위하여 STS316L 재료에 대하여 인장시험 온도를 373 K ~ 873 K 까지 100 K씩 증가시켜 수행하였다. 인장시험을 상온이 아닌 고온에서 수행하는 경우에는 최대 온도 1500℃까지 가열할 수 있는 고온 전기로를 사용하여 인장시험편의 온도를 증가시켰다. 전기로 내부의 온도 측정은 K-Type 열전대를 전기로 내부에 장착하여 측정하였다.

Figure 1에 상온 및 고온 인장시험을 통하여 얻은 응력-변형을 곡선을 나타내었다. 시험결과 인장시험 온도를 상온에서부터 873 K까지 증가시키에 따라 STS316L 재료의 0.2% 오프셋 항복응력 값은 상온 상태의 항복응력 226 MPa에서 873 K에서는 141 MPa로 감소하였다. 류철성 등⁽³⁾이 재료시험을 통하여 얻은 STS329J1의 고온 인장

시험 결과에서는 873 K에서 재료의 항복응력 값이 급격하게 감소하는 특징을 보여주었다.

2.3 열 특성 시험

가스발생기 재생냉각 챔버의 열/구조해석에 필요한 비열, 열전도계수 그리고 열팽창계수를 얻기 위하여 STS316L에 대하여 상온에서 고온까지 물리적 특성 시험을 수행하였다. 비열 및 열전도도 측정 시험은 LFA 427 장비를 사용하여 KS L 1604-2002 규격에 따라 레이저 플래시 법으로 측정하였으며, 열팽창계수는 Linseis L76 장비를 사용하여 측정하였다.

Table 2는 물리적 특성 시험을 수행하여 얻은 STS316L의 데이터이다. 시험결과 열팽창률은 시험온도 1273 K까지 선형적으로 증가하는 경향을 보여주었으며, 비열 및 열전도도는 573 K이후 증가율이 더욱 커지기 시작하며 특히 673 K부터 급격한 증가를 보여주었다.

3. 가스발생기 재생냉각 챔버 구조해석

3.1 재생냉각 챔버 구조해석 모델

Figure 2는 국내에서 개발하고 있는 가스발생기 형상이다. 가스발생기 헤드부 중앙에 액체산소가 공급되며, 연료는 연소실 끝단부에서 공급되어 챔버 내부에 있는 냉각 채널을 따라 상부에 있는

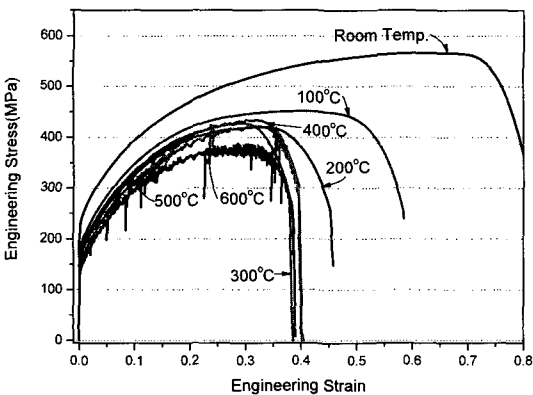


Fig. 1 Test results of STS316L at high temperatures

Table 2 Physical properties of STS316L

density (g/cm ³)	Temp. (K)	Specific heat (J/g · K)	Thermal Conductivity (W/m · K)	Thermal expansion α (× 10 ⁻⁶ /K)
7.99 at room temp.	Room Temp.	0.539	15.07	
	373	0.508	15.20	17.6
	473	0.538	17.19	17.9
	573	0.535	18.18	18.2
	673	0.583	21.01	18.5
	773	0.675	25.55	18.8
	873	0.781	30.88	19.1
	1073			19.7
	1273			20.2

가스발생기 헤드부 연료 매니폴드로 유동한다. 가스발생기의 추진제 혼합비(LOx/Fuel ratio)는 작동 특성상 액체로켓 연소기의 혼합비보다 낮은 0.321이다. 가스발생기의 경우 연소기에 비하여 낮은 혼합비 때문에 생성된 연소가스 온도가 상대적으로 낮다. 따라서 연소기처럼 재생냉각 챔버를 사용하지 않고 막냉각(film cooling) 방식을 적용한 연소실을 사용할 수 있다.⁽²⁾ 그러나 앞에서 언급하였듯이, KSLV-I 사업에서 개발하고 있는 가스발생기 챔버는 재생냉각 방식을 적용하여 막냉각 방식에 비하여 챔버 구조물의 온도를 낮게 유지시킬 수 있어 구조적인 안정성이 증가되는 장점이 있다. Fig. 3에 재생냉각 방식의 가스발생기 챔버 단면형상을 나타내었다. 그림에서 굵은 선은 브레이징 면을 나타내며 이 면을 기준으로 상부는 STS329J1로 이루어진 외피구조물이며 아래측은 STS316L로 제작된 내측구조물이다. 내측구조물에서 직사각형 형태로 비어있는 부분이 냉각유체가 유동하는 냉각 채널이다. 이 가스발생기 재생냉각 챔버 단면에서 동일한 크기의 냉각 채널이 원주방향으로 반복적으로 존재하기 때문에 Fig. 3에서 빗금친 부분을 구조해석하는 모델로 사용하였다.

가스발생기 재생냉각 챔버 구조해석은 냉각 채널의 크기가 서로 다른 네 가지 형상에 대하여 수행하였다. 냉각 채널의 단면 크기는 냉각 채널의 두께와 높이는 모두 동일하게 유지시키고, 냉각 채널의 리브와 폭을 다르게 하여 냉각 채널의 단면 면적을 변화시켰다.

Table 3 Configuration of cooling channel

Item	Type I	Type II	Type III	Type IV
Number of Channel	90	86	126	90
Channel Width(mm)	2.74	2.66	1.48	2.15
Rib Thickness(mm)	1.00	1.25	1.25	1.68
Rib Height(mm)	2.00			
Chamber Wall Thickness(mm)	1.00			

Table 4 Thermal and pressure load conditions at design operating condition

Item	Type I	Type II	Type III	Type IV
Hot gas temperature,(K)	1063	1063	1063	1063
Coolant temperature, (K)	323	323	325	324
Hot gas side heat transfer coeff., ($W/m^2 K$)	7171	7184	7248	7212
Coolant side heat transfer coeff., ($W/m^2 K$)	11791	12077	15338	13404
Gas side wall pressure(MPa)	5.78	5.78	5.78	5.78
Coolant pressure(MPa)	7.020	7.020	7.077	7.051

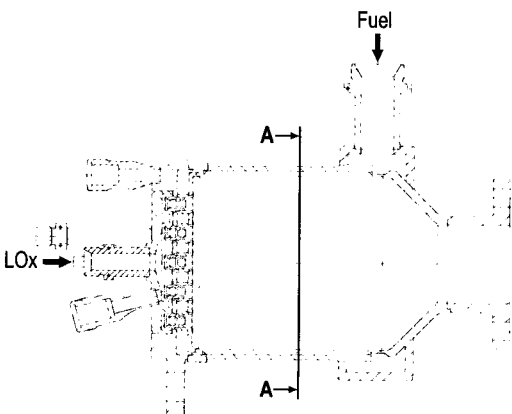


Fig. 2 Configuration of gas generator

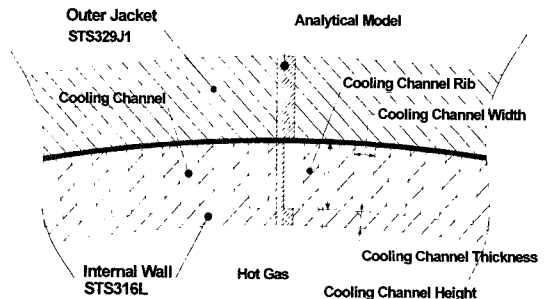


Fig. 3 Section view of regenerative cooling channel

Table 5 Thermal and pressure load conditions at off-design operating condition

Item	Type I	Type II	Type III	Type IV
Hot gas temperature, (K)	1140	1140	1139	1139
Coolant temperature, (K)	325	325	327	326
Hot gas side heat transfer coeff., ($W/m^2 K$)	6950	6955	7025	6990
Coolant side heat transfer coeff., ($W/m^2 K$)	11970	12260	15540	13596
Gas side wall pressure(MPa)	6.647	6.647	6.647	6.647
Coolant pressure(MPa)	7.887	7.887	7.944	7.918

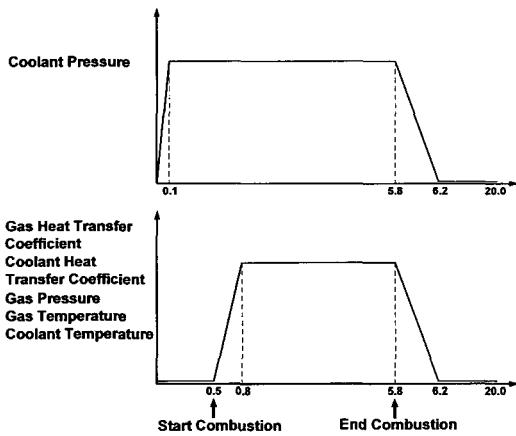


Fig. 4 Operating history of the gas generator for structural analysis

Table 3에 구조해석에 사용한 네 가지 재생냉각 챔버 단면 형상을 나타내었다. 네 가지 채널의 형상은 가스발생기가 작동할 때 열유속(heat flux)이 가장 크고, 가장 작은 냉각채널 형상과, 중간 크기의 열유속을 갖는 두 가지 냉각채널 형상을 선정하여, 열유속의 변화에 따른 구조적인 안정성에 미치는 영향을 검토하였다. 재생냉각 챔버의 구조해석에 필요한 STS316L의 물성 값들은 상온 및 고온 인장시험과 물리적 특성시험을 통하여 얻은 결과를 사용하였으며, 챔버의 외피 구조물인 STS329J1의 상온 및 고온에서의 기계적인 물성 값들과 물리적인 특성 값들은 류철성 등

(3)이 재료시험을 통하여 얻은 데이터들을 사용하였다. 그리고 열 해석에 필요한 경계조건 값들은 유동해석을 통하여 얻은 데이터들을 사용하였다. 본 연구에서 열/구조해석에 사용한 경계조건들은 Table 4와 Table 5에 나타내었다. 구조해석은 총 네 가지의 냉각 채널 형상에 대하여 가스발생기의 작동 조건에 따라 설계점과 작동 조건이 가장 심한 탈설계점을 설정하여 해석하였다. 탄-소성 구조해석에는 MSC/Marc 상용 유한요소해석 프로그램을 사용하였다. 구조해석 모델은 2차원 사각형 요소를 사용하여 모델링하였다. Fig. 3에 나타내었듯이 냉각채널 형상이 챔버 단면에서 주기적 대칭성(cyclic symmetry)을 갖고 있으므로 해석모델의 좌우는 대칭조건을 적용하였다. 본 연구에 사용하는 재료는 등방경화(isotropic hardening) 조건을 따른다고 가정하였으며 항복조건은 폰-미세스(Von-Mises) 항복조건을 사용하였다.

Figure 4는 열/구조해석에 사용한 가스발생기의 작동 사이클이다. 총 해석 시간은 20 sec로 하였다. 가스발생기가 작동을 시작하면 초기 0.5 sec까지는 연료가 연소실의 재생냉각 채널 내부를 유동하는 시간으로 이 시간 동안에는 연소가 일어나지 않고 냉각채널 내부의 유체압력은 선형적으로 증가한다. Fig. 4의 두 번째 그림에 나타내었듯이 연소가 시작되는 0.5 sec에서 0.8 sec까지는 천이구간(transient period)으로 이 구간에서 연소실 내측과 냉각 유체가 유동하는 냉각채널 내부면의 열전달계수와 연소실 압력, 온도, 그리고 냉각유체의 온도는 선형적으로 변화한다고 가정하였다.(6-9)

3.2 해석 결과 및 고찰

가스발생기 재생냉각 챔버에 대하여 탄-소성 구조해석을 수행하였다. 설계점 작동조건에서 네 가지 형상의 챔버 각각에 대하여 수행하였으며, 연소압력과 가스온도가 가장 높은 탈설계점에서 또한 네 가지 챔버 형상에 대하여 탄-소성 구조해석을 수행하였다. 해석결과, 설계점 작동조건에서 냉각 채널의 최대 온도는 506.9 K ~ 539.4 K의 분포가 나타났다. 네 가지 형상 중에서 type I 형상의 냉각 채널이 가장 높은 온도를 나타내었다. 탈설계점 작동조건에서 해석한 결과에서는 각각의 냉각 채널 형상에서 최대 온도 분포는 522.8 K ~ 558.3 K로 나타났으며, 설계점 작동

Table 6 Maximum Temperatures of Design operating condition

		Type I	Type II	Type III	Type IV
Max. Temp. (K)	gas side	679.1	679.1	661.9	676.4
	coolant side	539.4	537.9	506.9	528.0

Table 7 Maximum temperatures of off-design operating condition

		Type I	Type II	Type III	Type IV
Max. Temp. (K)	gas side	706.4	706.3	687.8	703.3
	coolant side	558.3	556.8	522.8	545.8

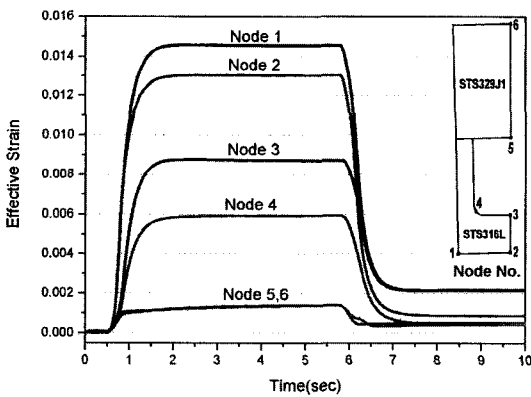


Fig. 5 Effective strain history of design operating condition (type III)

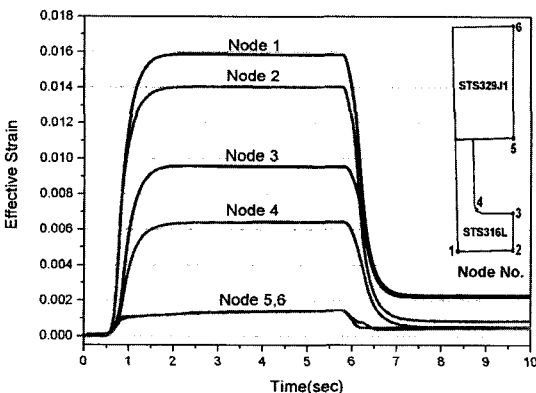


Fig. 6 Effective strain history of off-design operating condition (type III)

조건과 마찬가지로 type I에서 가장 높은 온도가 나타났다. Table 6과 Table 7에 네 가지 형상에 대한 설계점과 탈설계점 작동조건에서의 최대온도 분포 결과를 나타내었다. Fig. 5와 6은 열/구조해석에 사용한 냉각 채널의 해석 모델 형상과 노드 점들의 위치를 나타내었으며, 설계점과 탈설계점 작동조건에서 연소시간에 따라 재생냉각 챔버의 각각의 노드점들에서 유효변형률의 이력을 나타내었다. 해석 결과 설계점 작동조건에서 노드 1의 유효변형률이 type I과 type II에서 $1.5134e-2$ 와 $1.51455e-2$ 로 거의 비슷한 변형률 크기를 나타냈으며, 노드 2에서는 type I이 가장 높은 결과를 보여주었다. 이러한 결과는 type I의 냉각 채널 형상이 냉각 채널의 폭이 가장 크고 온도 또한 가장 높기 때문에 나타난 현상으로 볼 수 있다. 탈설계점 작동조건에서도 설계점 작동조건과 동일한 경향을 보여주었다. 연소가스의 압력을 견딜 수 있도록 하는 외피구조물의 최대 변형률은 설계점과 탈설계점 모두에서 약 0.13% ~ 0.16%이며, 연소 종료 후 노드 5와 노드 6에서 소성 변형률이 0(zero)으로 나타났다. 이러한 결과들은 가스발생기가 연소를 시작하면 약 900 K의 연소가스에 의하여 내측 STS316L 구조물은 온도가 증가하고 구조물이 재료의 열팽창계수에 따라 팽창한다. 그러나 외피 구조물인 STS329J1은 내측구조물보다 상대적으로 온도가 낮기 때문에 온도에 따른 변형이 내측구조물보다 작다. 따라서 열변형이 상대적으로 큰 내측 구조물은 외피구조물에 의하여 구속되어 내측 구조물의 열팽창과 냉각 채널에 작동하는 내부압력에 의하여 냉각 채널이 소성변형을 하게 되나 외측구조물은 설계점과 탈설계점에서 작동하는 동안 탄성 영역에서 변형함을 알 수 있다.

액체로켓 엔진을 개발하는 과정에서 가스발생기는 연소기와 마찬가지로 반복적인 연소시험을 수행한다. 가스발생기에 반복적인 연소시험을 수행하면 열하중과 냉각 채널에 작용하는 내부 압력에 의하여 냉각 채널 형상이 부풀어 오르는 벌징(bulging) 현상이 발생할 수 있다. 만약 냉각 채널의 벌징이 계속적으로 진행되면 냉각 채널의 두께는 감소하고 결국 파손이 발생한다.⁽¹⁰⁾ 따라서 가스발생기의 수명은 엔진시스템의 신뢰도를 높이는 매우 중요한 요소이다. 위의 결과는 재생냉각 챔버 해석 모델에서 노드 2 위치에서의 유효변형률의 크기가 작을수록 가스발생기 챔버가 반복적인

연소시험에 의한 저주기 피로수명이 증가됨을 나타낸다. 결과적으로, 가스발생기 재생냉각 챔버 구조물이 받는 반복적인 소성 변형의 정도가 작아서 피로수명이 가장 길 것으로 예측할 수 있는 형태는 type III임을 구조해석 결과를 통하여 확인할 수 있었다.

4. 결론

가스발생기 재생냉각 챔버에 대한 구조해석을 수행하였다. 연소가스에 의한 고온의 열하중과 압력을 받는 챔버의 탄-소성 구조해석을 수행하기 위하여 가스발생기 챔버 제작에 사용한 STS316L 재료에 대하여 상온 및 고온에서 인장시험을 수행하였으며, 물리적 특성 시험을 통하여 비열, 열팽창률, 그리고 열전도도 데이터를 획득하였다.

냉각채널의 폭과 리브의 두께가 서로 다른 네 가지 형상의 가스발생기 챔버에 대하여 설계점과 탈설계점에서 구조해석을 수행한 결과, type III 형상의 냉각채널 최대온도가 가장 낮게 나타났다. 이러한 구조해석 결과로부터 가스발생기의 재생냉각 챔버의 냉각성능을 향상시킴으로서 구조적인 안정성 및 피로수명을 증가시킬 수 있으며, 연소가스와 접하는 냉각 채널 구조물에 열전도율이 구리합금에 비하여 낮지만 재료의 항복강도가 구리합금에 비하여 높은 STS316L을 사용하여 열적, 구조적으로 안정하게 작동할 수 있음을 확인함으로써 가스발생기의 무게를 감소시킬 수 있었다.

향후에는 엔진시스템의 신뢰도에 큰 영향을 미치는 가스발생기의 피로수명에 관한 추가적인 연구를 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 “소형위성 발사체(KSLV-I) 개발사업”

의 일부분으로 수행한 연구결과입니다.

참고문헌

- (1) Huzel, D. K. and Huang, D. H., 1992, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," AIAA, pp. 116~120.
- (2) NASA, 1972, "Liquid Propellant Gas Generators," NASA SP-8081.
- (3) Ryu, C. S., Choi, H. S. and Lee, D. J., 2005, "Structure Design of Regenerative Cooling Chamber of Liquid Rocket Thrust Chamber," *Journal of the KSAS*, Vol. 33, No. 12, pp. 109~116.
- (4) *Standard Test Method and Definitions for Mechanical Testing of Steel Product*, ASTM.
- (5) ASM International, "ASM Metals Reference Book," ASM International, pp. 366.
- (6) Armstrong, W. H. and Brogren, E. W., 1975, "Thrust Chamber Life Prediction, Volume II-Plug Nozzle Centerbody and Cylinder Life Analysis," NASA-CR-200877.
- (7) Armstrong, W. H. and Brogren, E. W., 1976, "3-D Thrust Chamber Life Prediction," NASA CR-134979.
- (8) Armstrong, W. H., 1979, "Structural Analysis of Cylindrical Thrust Chambers-Final Report-Volume I," NASA CR-159522.
- (9) Armstrong, W. H., 1981, "Structural Analysis of Cylindrical Thrust Chambers-Final Report-Volume II," NASA CR-165241.
- (10) Quentmeyer, R. J., 1977, "Experimental Fatigue Life Investigation of Cylindrical Thrust Chambers," AIAA-77-893, AIAA/SAE 13th Propulsion Conference, Orlando, FL.