

가스발생기 재생냉각 챔버 구조해석

류철성 † · 최환석*

Structural Analysis of Gas Generator Regenerative Cooling Chamber

Chul-Sung Ryu, 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 also conducted for STS316L at room and high temperature conditions to get the material data necessary for the structural analysis of the chamber which is operated under thermal load and high internal pressure. Physical properties including thermal conductivity, specific heat and thermal expansion data were also measured. The structural analysis for four different types of regenerative cooling chamber of gas generator revealed that increased cooling performance decreases the thermal load and strain of the cooling channel. 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. 현재 국내에서는 액체산소(LOx)와 케로신(kerosene)을 추진제로 사용하는 30톤급 액체 로켓 연소기와 함께 가스발생기를 개발하고 있다. 액체로켓 엔진시스템에서 가스발생기는 고압의 연소가스를 발생시켜 터보펌프를 구동시키는 역할을 한다. 이 터보펌프는 고압으로 추진제를 연소기와 가스발생기에 공급한다. 가스발생기는 일반적으로 사용되는 추진제 종류에 따라 고체추진제 방식과 단일액체추진제 방

식, 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. 국내에서 개발하는 연소기와 가스발생기의 제작을 위하여 여러 종류의 재료들을 사용하고 있으며 이들 재료들의 기계적/물리적인 특성 값들은 구조물의 제작 공정에 필요한 고온 열처리 때문에 그 특성 값들이 변화할 수 있다. 또한 추진기관 구조물이 고온, 고압에서 작동하는 특성을 고려할 때 신뢰성 있는 구조 설계를 수행하기 위해서는 재료시험을 수행하여 작동환경에서 필요한 데이터를 얻고 그 데이터를 구조설계에 반영해야한다.

본 연구에서는 가스발생기 재생냉각 챔버의 구조해석을 위하여 사용 재료에 대해서 상온 및 고온 인장시험, 그리고 물리적 특성 시험을 수행하여 필요한 데이터를 확보하고 이 데이터들을 이용하여 탄-소성 구조해석을 수행하였다.

† 회원, 한국항공우주연구원

E-mail : csryu@kari.re.kr

TEL : (042)860-2485 FAX : (042)862-2602

* 한국항공우주연구원

2. 재료시험

2.1 시험재료 및 시험장치

가스발생기의 제작에 사용할 STS316L의 기계적인 물성 값을 얻기 위하여 상온 및 고온에서 인장 시험을 수행하였다. STS316L 재료는 가스발생기의 헤드부와 재생냉각 챔버의 내측 구조물의 설계 및 제작에 사용하고 STS329J1은 재생냉각 챔버의 외피 구조물에 사용한다. 이들 STS316L과 STS329J1 재료는 액체 로켓 연소기 제작 재료로도 사용하고 있는 재료이다.

단축 인장 시험에 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⁽³⁾.

2.2 상온 인장시험

가스발생기 재생냉각 챔버에서 내측 구조물인 STS316L은 내산화성이 좋은 재료이며 외피 구조물은 고온에서 브레이징 특성이 좋을 뿐만 아니라 가스발생기의 연소압력을 견딜 수 있도록 하는 구조물이므로 STS329J1의 항복응력 값이 STS316L에 비하여 크다. 내측 구조물인 STS316L은 연소기의 재생냉각 챔버처럼 사각 단면 형태의 냉각 채널을 갖고 있다. 이 냉각 채널 내부에는 냉각을 위하여 추진제의 연료로 사용하는 냉각 유체가 고압으로 유동하기 때문에 구조적인 안정성을 갖기 위해서는 냉각 채널 사이의 리브(rib)가 외피 구조물인 STS329J1에 고정되어야 한다. 냉각 채널의 리브와 외피 구조물과의 조립은 브레이징 공정을 이용한다. 이 브레이징 공정에 의해 사용하는 재료가 열적으로 영향을 받아 재료의 기계적인 특성 값들이 변화할 수 있다. 이 기계적인 특성 변화의 정도는 수치적인 계산으로 알 수 있는 것이 아니기 때문에 재료시험을 통하여 구하였다.

고온 열처리 후 상온 인장시험 결과 STS316L의 최대응력(maximum engineering stress) 평균값은 558 MPa이며 0.2% 오프셋한 평균 항복응력 값은 226.2 MPa으로 나타났다. Table 1은 STS316L 재료의 상온 인장시험 결과이다.

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

2.3 고온 인장시험

가스발생기에서 생성된 가스 온도는 연소기의 연소가스에 비하여 비교적 낮다. 본 연구에 사용한 가스발생기 연소가스 온도는 약 900 K이다. 만약 이 가스의 온도가 증가하면 터보펌프의 효율은 증가하지만 높은 온도 때문에 터빈 블레이드가 열적으로 손상될 수 있다. 비록 가스발생기의 작동온도가 연소기의 연소가스 온도인 약 3500 K에 비하여 매우 낮지만 가스발생기 재생냉각 챔버 구조물은 높은 열적 하중과 고압을 받는 상태에서 작동한다. 따라서 가스발생기의 재생냉각 챔버에 사용하는 재료들의 상온뿐만 아니라 온도 증가에 따른 재료의 기계적인 물성 값들이 구조 설계를 수행하는데 필요하다. 본 연구에서는 이러한 데이터들을 얻기 위하여 STS316L 재료에 대하여 인장시험 온도를 373 K ~ 873 K까지 100 K씩 증가시켜 수행하였다.

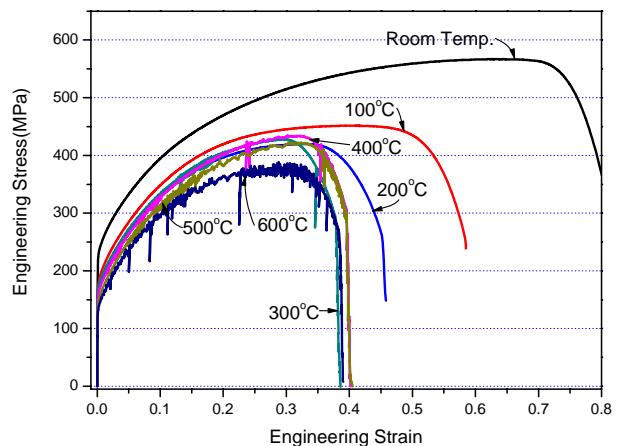


Fig. 1 Test results of STS316L at high temperatures

Figure 1에 고온 인장시험을 통하여 얻은 응력-변형률 곡선을 나타내었다. 시험결과 인장시험 온도를 273 K에서부터 873 K까지 증가시킴에 따라 STS316L 재료의 0.2% 오프셋 항복응력은 초기 184.9 MPa에서 141.1 MPa로 감소하였다. 류철성 등⁽⁴⁾이 재료시험을 통하여 얻은 STS329J1 재료는 873 K에서 급격하게 항복응력 값이 감소하는 특징을 보여준다. 이러한 결과로부터 가스발생기 재생냉각 챔버에서 외피 구조물의 온도가 873 K 이상으로 증가하지 않도록 설계하는 것이 중요함을 알 수 있다.

2.3 물리적 특성 시험(physical property test)

가스발생기 재생냉각 챔버 제작 재료인 STS316L의 열/구조해석에 필요한 비열, 열전도계수 그리고 열팽창계수를 얻기 위하여 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 통하여 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 보여준다.

Table 2 Physical properties of STS316L

density (g/cm^3)	Temp. (K)	Specific heat ($J/g \cdot K$)	Thermal Conductivity ($W/m \cdot K$)	Thermal expansion $\alpha(\times 10^{-6}/K)$
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

3. 가스발생기 재생냉각 챔버 구조해석

3.1 재생냉각 챔버 탄-소성 구조해석

Figure 2는 현재 국내에서 개발하고 있는 가스발생기 형상이다. 가스발생기 헤드부에 액체산소가 공급되며 재생냉각 가스발생기 연소실 끝단부에서 연료가 공급되어 냉각 채널을 따라 연소실 헤드부 연료 매니폴드로 유동한다. 연소기와는 달리 가스발생기의 작동 특성상 추진제 혼합비(LOx/Fuel ratio)가 낮다. 국내에서 개발하는 가스발생기의 혼합비는 0.321이며 연소가스 온도는 약 900 K, 그리고 연소실 내부압력은 5.78 MPa이다.

가스발생기는 낮은 혼합비 때문에 연소가스 온도가 낮아 연소기처럼 재생냉각 챔버를 사용하지 않고 막냉각을 사용하는 연소실을 사용할 수 있다⁽²⁾. 그러나 국내에서는 구조적인 안정성을 고려하여 재생냉각 방식의 가스발생기를 개발하고 있다.

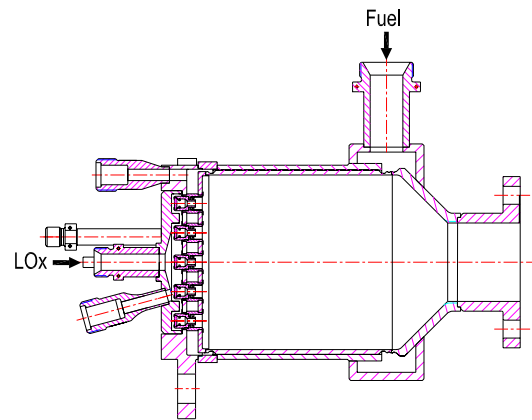


Fig. 2 Configuration of the gas generator

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			

가스발생기 재생냉각 챔버 구조해석은 냉각 채널의 크기가 서로 다른 4가지 형상에 대하여 수행하였다. 냉각 채널의 두께와 높이는 모두 동일하나 냉각 채널의 리브와 폭이 서로 다른 형상이다. Table 3은 구조해석에 사용한 냉각 채널의 형상을 나타내었다. 냉각 채널의 구조해석에 필요한 재료의 물성 값들은 상온 및 고온 인장시험과 물리적 특성시험을 통하여 얻은 결과를 사용하였으며 재생냉각 챔버의 외피구조물인 STS329J1의 상온 및 고온에서의 기계적인 물성 값들과 물리적인 특성 값들은 류철성 등⁽³⁾이 재료시험을 통하여 얻은 데이터를 사용하였다. 열 해석에 필요한 경계조건 값들은 유동해석을 통하여 얻었다. 본 연구에서 열/구조해석에 사용한 경계조건들은 Table 4과 Table 5에 나타내었다. 구조해석은 총 4가지의 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.

Figure 3은 열/구조해석에 사용한 가스발생기의 작동 사이클을 나타내었다. 총 해석 시간은 20 sec로 하였다. 초기 0.5 sec까지는 연료가 재생냉각 채널을 통해 유동하는 시간으로 이 시간 동안에는 연소가 일어나지 않는다. 연소가 시작되는 0.5 sec에서 0.8 sec까지는 천이구간(transient period)으로 이 구간에서 경계조건들은 선형적으로 변화한다고 가정하였다⁽⁵⁻⁸⁾.

Table 4 Boundary 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

Table 5 Boundary 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

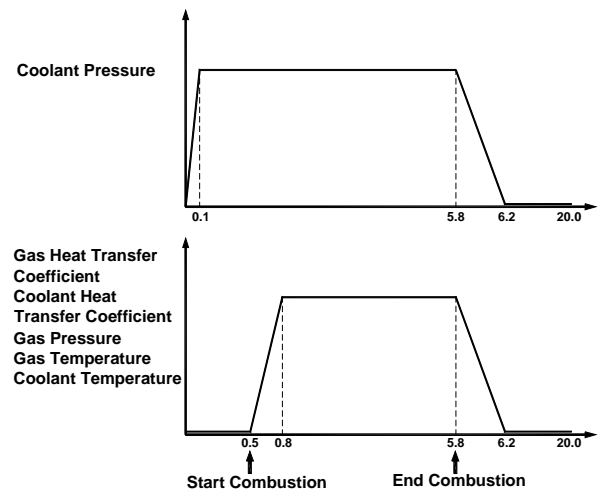


Fig. 3 Operating history of the gas generator for structural analysis

3.2 해석 결과 및 고찰

가스발생기 재생냉각 챔버에 대하여 탄-소성 구조해석을 수행하였다. 설계점 작동조건에서 4가지 형상의 챔버에 대하여 수행하였으며 연소압력과 가스온도가 가장 높은 탈설계점에서 또한 4가지 재생냉각 챔버 형상에 대하여 탄-소성 구조해석을 수행하였다. 해석결과, 설계점 작동조건에서 냉각 채널의 최대 온도는 506.9 K ~ 539.4 K의 분포가 나타났다. 4가지 형상에서 type I 형상의 냉각 채널이 가장 높은 온도가 나타났다. 탈설계점 작동조건의 경우에 최대 온도 분포는 522.8 K ~ 558.3 K이며 설계점 작동 조건과 마찬가지로

가지로 type I에서 가장 높은 온도가 나타났다. Table 6와 Table 7에 설계점과 탈설계점 작동조건에서 최대온도 분포를 나타내었다. 이러한 결과는 type I의 경우 냉각 유체 측 벽면에서 열전달계수가 다른 형상들의 냉각 채널보다 작기 때문에 냉각 성능이 떨어지는 것으로 판단된다.

가스발생기가 연소를 시작하면 고온의 연소가스에 의하여 내측 STS316L 구조물은 온도가 증가하여 구조물이 재료의 열팽창계수에 따라 팽창한다. 그러나 외피 구조물인 STS329J1은 내측구조물보다 상대적으로 온도가 낮기 때문에 온도에 따른 변형이 내측구조물보다 작다. 따라서 내측구조물은 외피구조물에 의하여 구속되어 내측구조물의 열팽창과 냉각 채널에 작동하는 압력에 의하여 냉각 채널이 소성변형을 하게 된다.

Figure 4와 5는 설계점과 탈설계점에서 연소시간에 따라 재생냉각 챔버의 각각의 노드점들에서 유효변형률의 이력을 나타내었다. 해석 결과 설계점 작동조건에서 노드 1의 유효변형률이 type I과 type II에서 0.0151340과 0.01514550으로 거의 비슷한 변형률 크기를 나타냈으며 노드 2에서는 type I이 가장 높은 결과를 보여준다. 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 보여준다.

액체로켓 엔진을 개발하는 과정에서 가스발생기는 연소기와 마찬가지로 반복적인 연소시험을 수행한다. 이 경우 가스발생기의 수명이 매우 중요한 요소이다. 가스발생기가 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 진행된다면 냉각 채널의 두께는 감소하고 결국 파손이 발생한다⁽⁹⁾. 따라서 노드 2에서의 유효변형률의 크기가 작을수록 가스발생기의 수명이 증가한다. 따라서 구조물의 반복적인 소성 변형이 작아서 피로수명이 가장 길 것으로 예측할 수 있는 형태는 type III이라 할 수 있다.

가스발생기 챔버에서 연소가스의 압력을 견딜 수 있도록 하는 외피구조물의 최대 변형률은 설계점과 탈설계점 모두에서 약 0.13% ~ 0.16%이

며 연소 종료 후 노드 5와 노드 6에서 소성 변형률이 0(zero)으로 나타났다. 이러한 결과는 가스발생기 내측구조물의 냉각 채널부는 열하중과 내부 압력에 의하여 소성변형을 하지만 외측구조물은 설계점과 탈설계점에서 작동하는 동안 탄성 영역에서 변형함을 알 수 있다. 따라서 구조적으로는 4가지 형상의 가스발생기 재생냉각 챔버 모두 안정함을 알 수 있다. 그러나 앞에서 언급하였듯이 내측구조물의 소성 변형률과 피로수명을 고려하면 type III가 가스발생기의 재생냉각 챔버 구조물로 가장 적합함을 탄-소성 구조해석을 통하여 확인하였다.

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

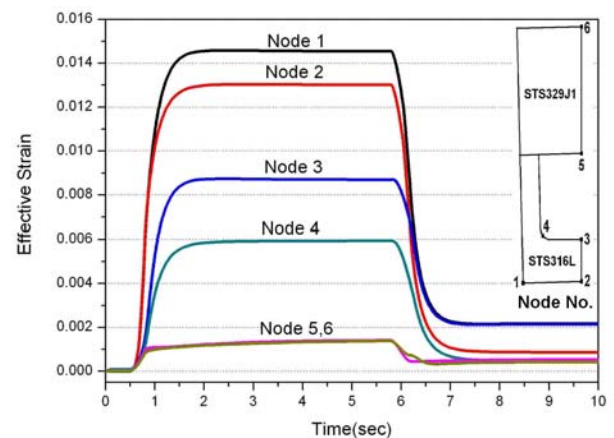


Fig. 4 Effective strain history of design operating condition(type III)

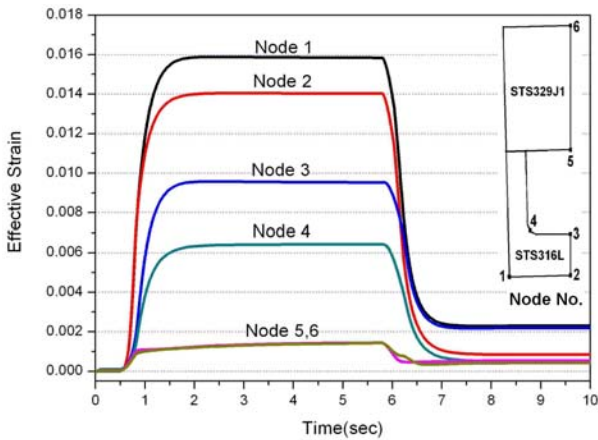


Fig. 5 Effective strain history of off-design operating condition(type III)

4. 결 론

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

냉각채널의 폭과 리브의 두께가 서로 다른 4가지 형태의 가스발생기 챔버에 대하여 구조해석을 설계점과 탈설계점에서 수행하였다. 해석 결과 냉각 성능이 가장 좋은 type III 형상에서 냉각채널의 온도가 가장 낮으며 이에 따라서 구조물이 받는 열하중이 감소하여 냉각채널에서 발생하는 소성변형을 또한 가장 작게 나타냈다. 이러한 구조해석 결과로부터 가스발생기의 재생냉각 챔버를 구조적으로 가장 안정하게 하기 위해서는 유동해석을 통하여 냉각 성능이 가장 좋은 냉각 채널 형상을 선정하고 선정된 냉각 채널에 대하여 구조해석을 수행하여 열하중과 내압에 구조적으로 안정함을 확인함으로써 최적의 가스발생기 재생냉각 챔버를 설계할 수 있음을 확인하였다.

후 기

본 연구는 “소형위성 발사체(KSLV-I) 개발사업

”의 일부분으로 수행한 연구결과입니다.

참고문헌

- (1) Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," AIAA, pp. 116~120.
- (2) NASA, 1972, "Liquid Propellant Gas Generators," NASA SP-8081.
- (3) Standard test method and definitions for mechanical testing of steel product, ASTM.
- (4) 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.
- (5) Armstrong, W. H., and Brogren, E. W., 1975, "Thrust Chamber Life Prediction, Volume II-Plug Nozzle Centerbody and Cylinder Life Analysis," NASA-CR-200877.
- (6) Armstrong, W. H. and Brogren, E. W., 1976, "3-D Thrust Chamber Life Prediction," NASA CR-134979.
- (7) Armstrong, W. H., 1979, "Structural Analysis of Cylindrical Thrust Chambers-Final Report-Volume I," NASA CR-159522.
- (8) Armstrong, W. H., 1981, "Structural Analysis of Cylindrical Thrust Chambers-Final Report-Volume II," NASA CR-165241.
- (9) Quentmeyer, R. J., 1977, "Experimental Fatigue Life Investigation of Cylindrical Thrust Chambers," AIAA-77-893, AIAA/SAE 13th Propulsion Conference, Orlando, FL.