



75톤급 엔진 지상 연소 시험 변형율 특성

유재한^{a,*} · 김진혁^a · 전성민^a

Strain Characteristics of a 75 tonf-class Engine for Ground Firing Test

Jaehan Yoo^{a,*} · Jinhyuk Kim^a · Seongmin Jeon^a^aRocket Engine Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: tonup@kari.re.kr

ABSTRACT

A liquid rocket engine experiences various static loads in flight, such as high pressures due to propellents, thrust and thermal loads due to cryogenic liquid oxygen and combustion gas with extreme vibration. During the engine development stage, structural analyses and investigation on the strain measured from ground firing tests are necessary for determining the structural reliability of the engine. In this study, the strain characteristics, obtained from the ground firing tests of a 75 tonf-class engine, were analyzed.

초 록

액체로켓엔진은 비행 중에 극심한 진동 환경뿐만 아니라 추진제의 고압, 추력, 극저온 산화제나 고온 연소 가스에 의한 열하중 등의 다양한 정적 하중을 겪는다. 엔진 개발 단계에서는 구조 안정성을 위해 엔진 시스템에 대한 구조 해석과 지상 연소 시험에서 측정된 변형율을 분석이 필요하다. 여기서는 75톤급 엔진의 지상 연소 시험에서 얻어진 변형율 특성을 분석하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), 75 tonf-class(75톤급), Ground Firing Test(지상 연소 시험), Strain(변형율), Equivalent Stress(등가 응력)

Nomenclature

 ε : strain σ : stress (MPa) E : elastic modulus (GPa) ν : Poisson ratio

Subscripts

 vm : von-Mises equivalent

1, 2 : principle axis

0, 45, 90 : strain gauge direction

Received 10 May 2018 / Revised 26 July 2018 / Accepted 2 August 2018

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

액체로켓엔진은 비행 중에 극심한 진동 환경 뿐만 아니라 고압의 추진제, 추력, 극저온 산화제나 고온 연소 가스에 의한 열하중 등의 다양한 정적 하중을 겪는다.

엔진의 주요 부품들은 부품 개발단계에서 부품의 정적 구조 안정성을 검증한다. 그러나 엔진 지상 연소 시험의 하중이나 경계 조건은 인접한 부품의 열팽창이나 수축 및 상호 작용, 지지대나 브라켓의 추가 등으로 인해 단품 시험 조건과 다르게 된다. 따라서 엔진의 구조 안정성 확보를 위해 개발 단계에서 엔진 시스템에 대한 구조 해석[1,2,3]을 수행하고 지상 연소 시험의 표면 온도[4]나 가속도[5]와 변형을 같은 구조 응답으로 해석의 정확도와 실제 구조물의 구조 안정성을 확인하는 과정이 필요하다. 또한 진동 및 정적하중에 대한 구조 설계 개선이나 감량을 수행할 수 있다. 엔진과 같은 복잡한 대형 구조물에 대한 구조 해석은 많은 가정을 포함하며 시험을 통해 그 신뢰도를 확인하는 과정이 필수적이며 엔진 지상 연소 시험에서는 기계적 및 열적 하중에 대한 영향도와 단품 시험에서는 나타나지 않았던 부품간의 상호 작용을 파악할 수 있다.

조사된 바에 한하여 엔진의 지상 연소 시험에서 변형을 게이지의 응답 특성을 분석한 사례는 없었으며 엔진의 진동 하중 파악을 위해 부착된 사례[6]는 있다.

여기서는 75톤급 엔진 개발을 위한 지상 연소 시험 중에 얻어진 주요 부위의 변형을 신호 특성을 분석하였다. 엔진 운용 중 이외에 엔진 시동 전 예냉 단계 및 엔진 종료 후의 특성도 분석하였다.

2. 엔진 구조 및 이론적 배경

Fig. 1은 개발 단계의 75톤급 엔진의 주요 구성품을 나타낸다. 이 엔진은 추진제를 터보펌프(turbopump)로 가압하는 가스발생기(gas-generator) 사이클의 엔진이다. 그리고 엔진 추력

벡터 제어(thrust vector control)를 위해 연소기(combustion chamber) 김발 방식을 사용한다. 엔진 프레임(engine frame)은 지상 연소 시험 중에 설비에 고정지지되며 추력 벡터 제어 구동기에 의해 연소기의 회전을 가능하게 하는 김발 마운트(gimbal mount)는 엔진 프레임과 연소기를 연결한다.

고압 추진제가 지나가는 터보펌프 출구에는 연소기 배관과 여기에서 분기되는 가스발생기 배관이 있으며 각 배관 끝단에는 4종의 중단 개폐밸브가 있다. 연소기 산화제 배관 중단에는 주 산화제 밸브(main oxidizer valve), 연소기 연료 배관 중단에는 주 연료 밸브(main fuel valve), 가스발생기 산화제 배관 중단에는 가스발생기 산화제 밸브(gas-generator oxidizer valve), 가스발생기 연료 배관 중단에는 가스발생기 연료 밸브(gas-generator fuel valve)가 있다.

예냉은 엔진 시동 전에 장시간 동안 저압의 액체산소가 산화제 터보펌프, 연소기 산화제 고압 배관, 주 산화제 밸브를 거쳐 재순환 배관으로 배출되어 수행되며 액체산소가 흐르는 부품들을 냉각시키게 된다. 또한 시동 전에는 주 연

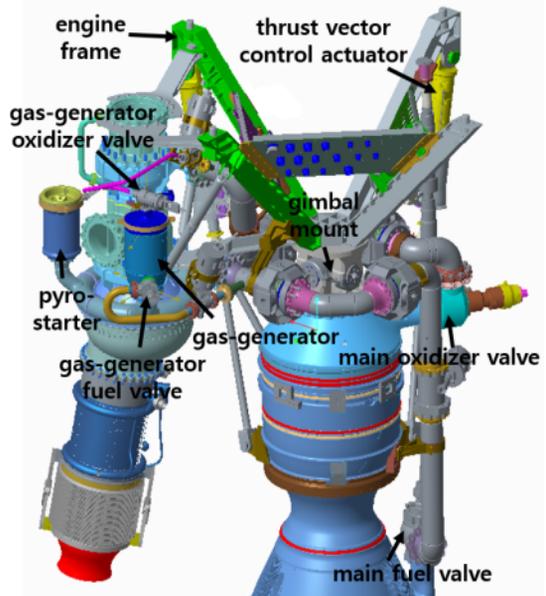


Fig. 1 Main configuration of a 75 tonf-class engine.

료 밸브 및 가스발생기 연료 밸브까지 연료가 존재하게 된다. 엔진 시동은 파이로 시동기 (pyro-starter) 의 화약이 수 초간 연소하여 터보펌프 터빈을 구동시켜 시작되며 운용 중에는 가스발생기에서 생성된 고온, 고압의 가스가 터빈을 회전시키고 터빈 배기부로 배출된다.

터보펌프 터빈 하우징에 부착된 2개의 1축 게이지를 제외하고 모든 변형을 게이지 (strain gauge) 는 0°, 45°, 90°의 각도를 가지는 3축 게이지이다. 3축 변형을 게이지의 신호는 탄성변형 및 평면 응력 (plane stress) 가정 하에 Eq. 1-3을 이용하여 von-Mises 등가 응력을 구할 수 있다 [7]. 단 이러한 변환은 평면응력 가정이 포함되므로 구조물의 두께가 얇은 배관에 주로 적용될 수 있다.

$$\sigma_{vm} = \sqrt{\sigma_1^2 - \sigma_1\sigma_2 + \sigma_2^2} \quad (1)$$

$$\sigma_1 = \frac{E}{2(1-\nu^2)} \left[(1+\nu)(\epsilon_0 + \epsilon_{90}) + (1-\nu)\sqrt{2\{(\epsilon_0 - \epsilon_{45})^2 + (\epsilon_{45} - \epsilon_{90})^2\}} \right] \quad (2)$$

$$\sigma_2 = \frac{E}{2(1-\nu^2)} \left[(1+\nu)(\epsilon_0 + \epsilon_{90}) - (1-\nu)\sqrt{2\{(\epsilon_0 - \epsilon_{45})^2 + (\epsilon_{45} - \epsilon_{90})^2\}} \right] \quad (3)$$

3. 변형을 특성 분석

게이지가 부착된 모재의 열팽창 및 수축은 게이지에서 측정되지 않으며 힘에 의한 변형만이 측정되는 게이지가 사용되었다. 극저온이나 고온에서 사용되는 대부분의 게이지는 부착 부위의 모재와 유사한 열팽창계수를 가져 자체 보상이 되도록 한다. 그러나 보다 정확한 측정을 위해서는 여전히 열팽창 및 수축에 대한 보상이 필요하며 이를 위해 제품과 함께 보상 표가 제공된다. 그리고 이 표에는 온도에 따른 저항 변화를 보정하는 게이지 팩터 (gauge factor) 보정값도 제공된다[8].

게이지를 모재에 고정시키기 위해 3축 게이지

는 운용 중 모재의 표면 온도에 적합한 접착제가 사용되었다. 상온용으로는 Kyowa사의 CC-33A, 극저온용으로는 Micro Measurements사의 M-Bond AE-10 이 사용되었다. 여기서 고려된 엔진 지상 연소 시험은 0초에서 시동되어 약 164초 이후에 종료 된다.

측정의 신뢰도를 높이기 위해서 DAS (data acquisition system) 연결 전에 엔진에 부착된 변형을 게이지의 저항값을 측정하여 ±2% 이내임을 확인하였다. 또한 Micro Measurement사의 변형을 지시 교정계 (strain indicator calibrator) 1550B를 이용하여 교정계에 인가된 변형율과 DAS의 값이 일치함을 확인하였다. 그리고 게이지와 DAS를 연결하는 모든 하니스 (harness) 는 고온 노출을 피하기 위해 단열재로 보호되었다. 변형율은 PI사의 6035 모델을 이용하여 측정되었다.

모든 게이지는 엔진의 예냉 이전에 0으로 설정되어 시동 전 예냉에 의해 유발되는 변형도 측정되며 엔진 연소 종료 이후에도 측정된다. 모든 게이지 신호는 고주파 노이즈 감소를 위해 100 Hz 저주파 통과 필터 (low pass filter)를 통과한 신호이고, 여기에서 모든 변형율은 측정부

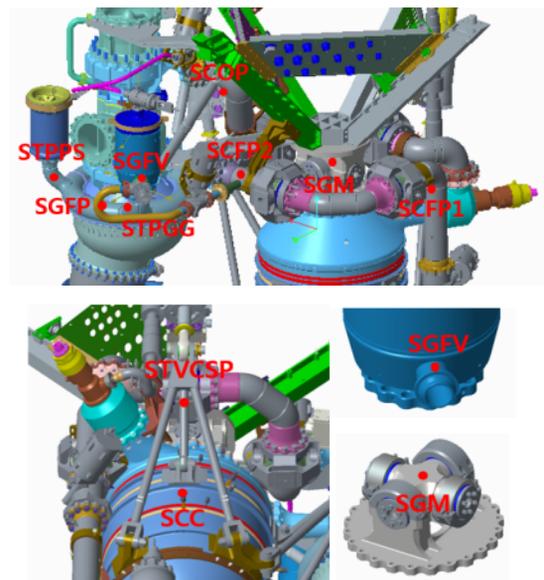


Fig. 2 Locations of the 10 strain gauges.

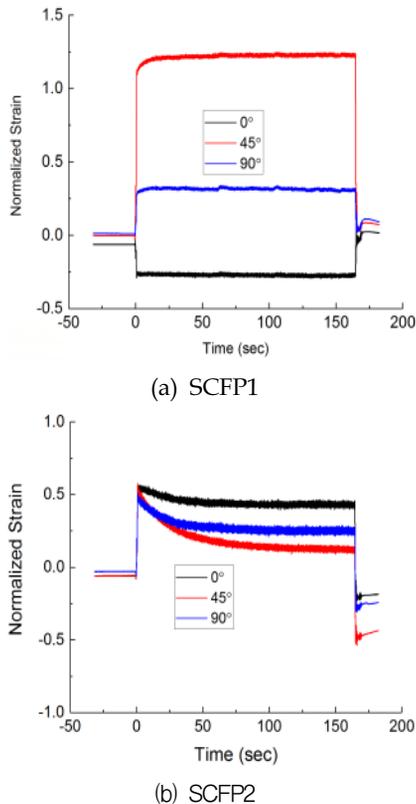


Fig. 3 Normalized strains of (a) SCFP1 and (b) SCFP2.

위와 상관없이 하나의 값으로 정규화 (normalized) 되어 모든 부착 위치에 대하여 상대적인 비교가 가능하다.

Fig.2는 여기에서 고려된 10개의 변형을 게이지의 위치를 나타낸다. 변형을 게이지는 여러 구성품에 대한 엔진 구조 해석 결과[1]와 비교 및 구조 안정성 판단을 위해 부착되었다. 또한 기존 구조 해석에서 국부적으로 높은 등가 응력이 발생한 부위, 가정에 의해 해석 결과의 정확도가 낮을 것으로 예상되는 부위 및 열팽창이나 수축이 큰 부품이나 이것에 인접한 부품에도 부착되었다.

Fig. 3은 연소기 연료 배관 변형을 게이지 1 (strain gauge no. 1 on combustion chamber fuel pipe, SCFP1) 및 2 (SCFP2)의 부착 위치와 지상 연소 시험의 변형을 이력을 나타낸다. SCFP1은 연소기 연료 배관 굽힘부에 부착되었

으며 SCFP2은 가스발생기 연료 배관이 분기되는 연소기 연료 배관 부근에 부착되었다. 두 부위 모두 운용 중 배관 내부에는 연료가 흐르게 되어 상온에 가까운 상태에 있게 된다.

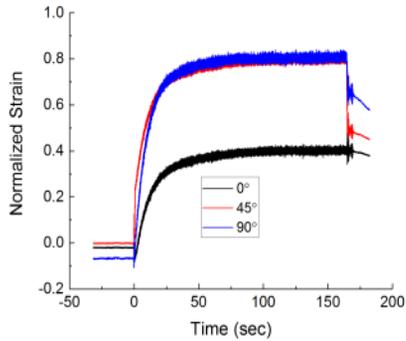
두 경우 모두 예냉으로 인해 냉각되는 부품들이 수축되어 예냉되지 않는 부품들에서도 시동 전에 미세한 변형이 측정된다. 시동 시에 터보펌프의 가압으로 추진제의 압력이 높아져 변형율이 급격히 상승한다. SCFP1의 경우 시동 이후 일정한 값을 유지하고 종료 이후 터보펌프의 회전이 멈추게 되고 추진제 압력이 낮아져 변형율도 감소하게 된다.

SCFP2의 경우 SCFP1과 달리 시동 후 변형율이 급격히 증가한 이후 서서히 감소하며 게이지 방향별로 다르나 약 120 초 이후에는 비교적 일정한 값으로 수렴된다. 이는 가스발생기의 연소에 의해 가스발생기 및 가스발생기 연소 가스가 지나가는 터보펌프 터빈 하우징의 온도가 상승하여 열팽창하고 이를 구속하고 있는 상온에 근접한 가스발생기 연료 배관에 열응력이 발생하기 때문이다. 엔진 종료 이후, 추진제의 압력 감소로 변형율이 급격히 감소하나 열팽창된 터보펌프 터빈 하우징으로 인해 시동전과 비교하여 오프셋 (offset) 의 절대값이 증가하며 이 값은 SCFP1에 비해 매우 큰 것을 알 수 있다.

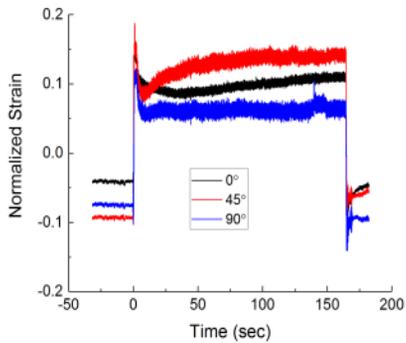
SCFP1 부위는 열응력보다는 배관의 추진제 압력이 주요한 하중이며 SCFP2 부위는 압력뿐만 아니라 앞서 언급한 가스발생기 배관과 연결된 터보펌프 터빈 하우징의 열팽창으로 인한 열응력도 주요한 하중이 된다.

Fig. 4는 가스발생기 연료 배관 변형을 게이지 (strain gauge on gas-generator fuel pipe, SGFP) 및 가스발생기 연료 밸브 변형을 게이지 (strain gauge on gas-generator fuel valve, SGFV) 의 부착 위치와 변형율 이력을 나타낸다. SGFP는 가스발생기 연료 배관 굽힘 부위에 부착되었으며 SGFV는 가스발생기 연료 밸브와 연결된 가스발생기 배관에 연결되어 있다. 두 부위 모두 운용 중 내부에는 연료가 흐르게 되어 상온에 가까운 상태에 있게 된다.

SGFP는 시동 직후 고압의 추진제에 의해 변



(a) SGFP.



(b) SGFV

Fig. 4 Normalized strains of (a) SGFP and (b) SGFV.

형율이 급격히 증가하고 이후에 SCFP2와 마찬가지로 주변부의 열팽창으로 인해 변형율이 증가하다가 수렴된다. 종료 후에도 압력의 의한 변형율보다 더 변형율이 남아 있게 된다. 또한 엔진 종료 후에 터보펌프 터빈 하우징 부위의 온도가 서서히 내려가서 이러한 변형율이 감소하는 것을 알 수 있다. SGFV는 시동 직후 추진제 압력에 의해 변형율이 급격히 증가한다. 이 부위는 연소 중 변화나 종료 후의 움푹을 볼 때 SGFV에 비해 주변부의 열팽창의 영향이 상대적으로 적은 것을 알 수 있다.

Fig. 5는 연소기 산화제 배관 변형율 게이지 (strain gauge on combustion chamber oxygen pipe, SCOP) 의 부착 위치와 변형율 이력을 나타낸다. 이 게이지는 연소기 산화제 배관의 굽힘 부위에 부착되어 있다. 이 부위는 극저온 부위의 게이지 접착 실패로 인해 다른 게이지들과는 달

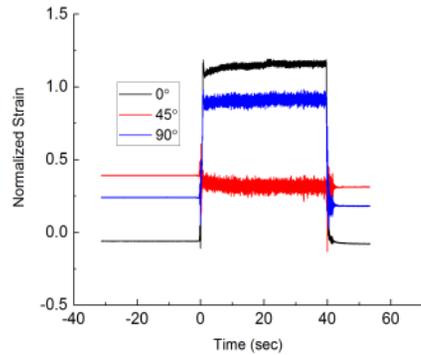


Fig. 5 Normalized strain of SCOP.

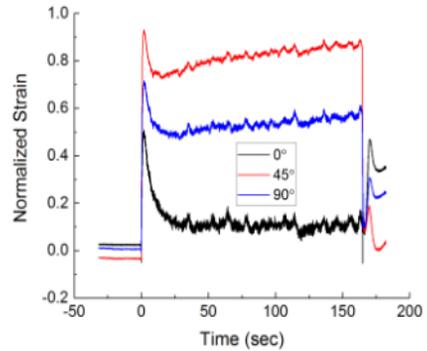


Fig. 6 Normalized strain of SCC.

리 Fig. 1에 나타난 주요 구성품이 동일한 다른 엔진 호기의 지상 연소 시험에서 측정되었다. 예냉으로 인해 시동 전에 연소기 산화제 배관이 극저온으로 생각이 된다.

엔진 시동 전의 변형율은 예냉에 의한 것이며 이 절대값이 연료가 추진제인 SCFP1에 비해 매우 크다. 시동과 동시에 산화제 추진제의 압력이 급격히 상승하여 변형율이 크게 증가하며 시동 직전과 비교하면 운용 중에는 주로 압력에 의해 변형이 발생한다. 종료 직후에도 산화제 배관 내부의 산화제로 극저온이 유지되어 시동 직전의 예냉이 된 상태와 유사한 변형율을 보인다.

Fig. 6은 연소기 노즐 목 상부에 부착된 연소기 변형율 게이지 (strain gauge on combustion chamber, SCC)의 게이지 위치와 시간 이력을 나타낸다. 시동과 동시에 연소실 내의 가스 압력이 높아져 변형율이 급격히 증가하고 연소가 진행되며 연소기 온도 상승으로 인해 변형율이 서서

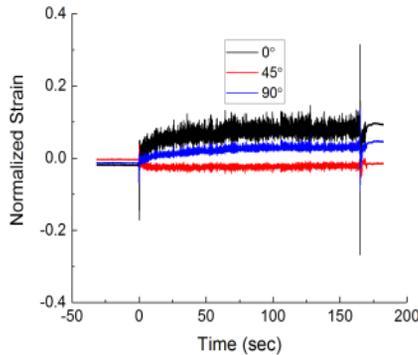


Fig. 7 Normalized strain of STVCSP.

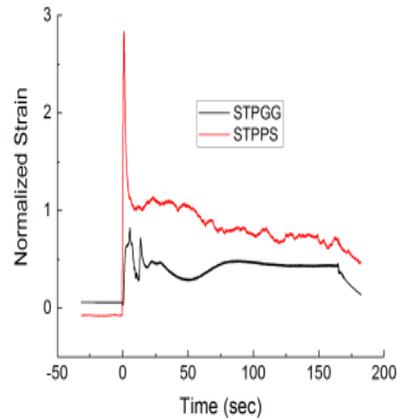


Fig. 9 Normalized strains of STPGG and STPPS.

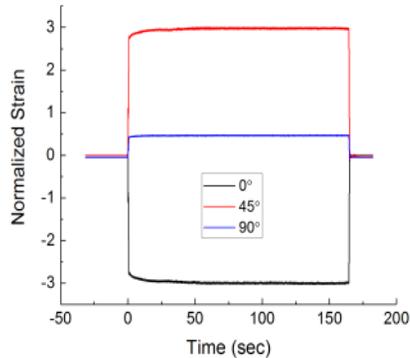


Fig. 8 Normalized strain of SGM.

히 변화한다. 이러한 열에 의한 변형은 SCFP2나 SGFP와 유사하게 초기에 변화가 크고 열평형이 이루어진 이후에는 변화가 상대적으로 적다. 연소 종료 이후에 연소실내의 압력이 대기압이 되어 변형률이 급격히 감소하나 연소기 온도가 서서히 감소하여 연소기의 열팽창이나 수축에 의한 변형도 서서히 감소한다.

Fig. 7은 추력 벡터 제어 지지대 변형률 게이지 (strain gauge on thrust vector control support, STVCSP)의 부착위치와 변형률 이력을 보여준다. 이 게이지는 추력 벡터 제어 구동기 하부 지지대에 부착이 되며 표면 온도 측정 결과[4] 상온 부근의 온도에 있다.

연소기와 엔진 프레임을 직접 연결하는 주요 구조물은 김발 마운트와 추력 벡터 제어 구동기가 있다. 변형률은 시동 직후에는 변화가 거의 없으며 이는 엔진의 가장 큰 하중인 연소기 추력이 주로 김발 마운트를 통하여 엔진 프레임으

로 전달되며 구동기 지지대에 추력이 미치는 영향은 매우 적다는 것을 알 수 있다. 그리고 지지대가 부착되는 연소기의 열팽창으로 인해 변형률이 운용 중에 서서히 증가한 후에 수렴된다. 또한 시동이나 종료 시점에 급격한 압력의 증가 및 추력에 의해 충격이 발생하고 변형률의 첨두값 (peak) 이 발생하였다.

Fig. 8은 김발 마운트에 부착된 김발 마운트 변형률 게이지 (strain gauge on gimbal mount, SGM)의 부착 위치와 변형률 이력을 나타낸다. 시동과 동시에 연소기 추력에 의해 변형률이 급격히 증가하고 종료와 동시에 급격히 감소하는 것을 알 수 있다. 또한 다른 부품의 열팽창 혹은 수축으로 인한 영향이 없다.

Fig. 9는 가스발생기 부근 터보펌프 변형률 게이지 (strain gauge on turbopump near gas-generator, STPGG)와 파이로시동기 부근 터보펌프 변형률 게이지 (strain gauge on turbopump near pyro-starter, STPPS)의 부착 위치와 변형률 이력을 나타낸다. STPGG와 STPPS는 각각 가스발생기 및 파이로 시동기가 부착되는 터보펌프 터빈 하우징의 짧은 배관에 연결이 된다. 파이로 시동기와 연결된 부위는 초기 시동 시에 화약 연소에 의한 고온, 고압의 가스가 내부에 흐르며 가스발생기와 연결된 부위 내부에는 고온, 고압의 가스발생기 연소가스가 엔진 운용 중에 지속적으로 흐른다. 이 두 센서는 다른 부위와 달리 고온용 단축 센서가 사용

되었으며 모재에 점용접 (spot welding) 으로 부착되었다. 조사된 바에 한하여 터보펌프 터빈 하우징 온도에 적합한 3축 게이지 및 접착제는 없었다.

STPPS는 시동 초기에 높은 압력으로 큰 침투값이 있으며 이는 STVCSP에서 나타난 피크에 비해 비교적 긴 시간 동안 관찰된다. 시동 초기 침투값 이후에 고온 부위의 온도가 낮아지면서 열응력이 지속적으로 감소하는 것을 알 수 있다. 반면에 STPGG는 STPPS에 비해 상대적으로 낮은 침투값이 발생하며 시동 초기에는 낮은 주파수의 변화가 있으나 가스발생기 연소 가스의 지속적인 공급으로 시동 후 약 80 초 이후에 일정한 값으로 수렴된다. 또한 두 경우 모두 엔진 종료 이후에 고온 부위의 온도가 감소하여 열응력이 서서히 감소하는 것을 알 수 있다.

Fig. 10은 SCFP1 및 SGFP 변형율을 Eq. 1-3을 이용하여 von-Mises 등가 응력으로 변환한 결과이다. 등가 응력은 해당 재질의 허용 응력 (allowable stress) 으로 정규화 되었다. 재질의 항복 강도를 1이상의 안전계수로 나눈 허용 응력은 SCFP1과 SGFP 위치에서는 각각 440 과 262 MPa 이다. 구조 안정성을 위한 변형율의 설계 요구 조건은 없으며 시험 및 해석 결과에서 등가 응력은 각 재질의 허용 응력 이하이어야 한다.

두 부위의 등가 응력의 이력 특성은 앞서 언급한 변형율 특성과 유사하며 허용 응력 이하로 구조적으로 안정적인 것을 확인하였다. 여기에 나타내지 않았지만 1축 게이지가 사용된 STPPS와 STPGG 및 평면 응력 가정을 적용하기 어려운 SGM을 제외하고 본문에서 분석된 모든 부위에서 시동 및 종료 충격을 포함하여 등가 응력이 허용 응력 이하임을 확인하였다.

앞서 나타난 변형율과 마찬가지로 Fig. 10에서도 알 수 있듯이 시동 전 및 종료 후와 비교하여 운용 중에는 등가 응력의 진동이 나타난다. SCFP1에 비하여 SGFP의 진폭이 크며 여기에는 나타내지 않았으나 100 Hz 이하의 FFT (fast Fourier transform) 결과에서 진폭의 주파수 성분도 차이가 있다. 이러한 등가 응력 진동은 고

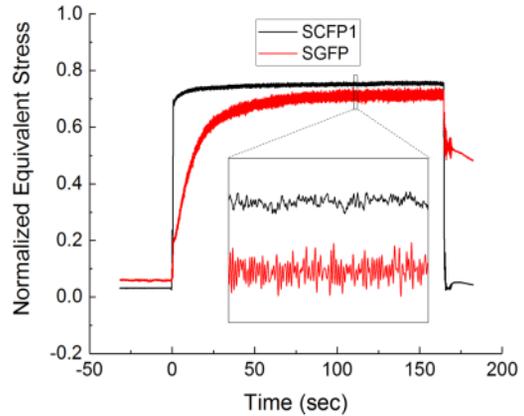


Fig. 10 Normalized von-Mises equivalent stresses of SCFP1 and SGFP.

주기 피로 수명 (high cycle fatigue) 예측에 활용될 수 있다.

본 연구에서는 SCOP를 제외하고 한 번의 지상 연소 시험에 대한 결과이며 주요 구성품 구성이 동일한 엔진에서는 정량적으로 작은 차이는 있으나 동일한 경향을 나타낸다.

4. 결 론

75톤급 엔진의 지상 연소 시험 결과 중 변형율 이력의 특성을 고찰하였다.

- 예냉으로 인한 변형율의 변화는 시동 전에 발생하며 직접 냉각이 되는 부위에서 상대적으로 크게 발생한다.
- 엔진 시동 시에 급격한 변형율 상승은 압력이나 추력에 의해 발생한다.
- 엔진 운용 중, 변형율의 점차적인 변화는 그 부위 혹은 주변부의 열팽창 혹은 수축에 기인한다. 이러한 변형은 일정 시간 후 수렴되고 종료 후에도 옅게 나타나며 서서히 감소한다.
- 일부 변형율 신호를 등가 응력으로 변환하여 국부 구조 안정성을 확인하였다.
- 이러한 변형율 분석 결과는 향후 구조 해석과의 비교를 통하여 엔진의 구조 신뢰성을 높이고 설계 개선에 활용될 수 있다.

References

1. Yoo, J., Gwak, J., Kim, O, Jeon, S. and Jeong, E., "Static Structural Analysis of 75 tonf-class Engine in Development Stage," *47th KSPE Fall Conference*, Jeongseon, Korea, pp. 1369-1370, Dec. 2016.
2. Yoo, J., Kim, O, Jeon, S. and Jeong, E., "Static Structural Analysis of 75 tonf-class Engine with TVC Actuation Force," *48th KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 913-914, May 2017.
3. Frady, G., Christensen, E., Mims, K., Harris, D., Parks, R. and Brunty, J., "Engine System Loads Development for the Fastrac 60K Flight Engine," *41th AIAA Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Atlanta, G.A., U.S.A., AIAA Paper 2000-1612, Apr. 2000.
4. Yoo, J., Kim, J. Jeon, S. and Jeong, E., "Surface Temperature Data Analysis of a 75 tonf-class Liquid Rocket Engine for Ground Firing Test," *2018 KSAS Spring Conference*, Seoguipo, Korea, PStructure-11, Apr. 2018.
5. Yoo, J., Kim, J., Jeon, S., Jeong, E, So, Y. and Han, Y., "Acceleration Data Analysis of a 75 tonf-class Liquid Rocket Engine for Ground Firing Test," *2017 KSAS Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 324-326, Nov. 2017.
6. Christensen, E. R., Brown, A. M. and Frady, G. P., "Calculation of Dynamic Loads Due to Random Vibration Environments in Rocket Engine Systems," *48th AIAA Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Honolulu, H.I., U.S.A., AIAA 2007-1784, Apr. 2007.
7. Beer, F.P. and Johnston E.R.Jr., *Mechanics of Materials*, 2nd ed., McGraw-Hill Inc., Berkshire, England, 1992.
8. Joo, J. W. and Kim, G. S., "The Apparent Strains of Strain Gages in Cryogenic Environments," *Transactions of the KSME*, Vol. 16, No. 6, pp. 1099-1107, 1992.