

과대하중변화가 축방향 원공결함의 피로균열거동에 미치는 영향

송삼홍(고려대 기계공학과), 김민철*(고려대 대학원)

The Effect of Overload Variation on the Fatigue Crack Behavior at the Axial Direction Hole Defects

S. H. Song(Mech. Eng. Dept., Korea Univ.), M. C. Kim(Graduate school, Korea Univ.)

ABSTRACT

It is difficult to explain the effects of complex variable loading experienced by the machine and the structure only with the studies of the single-overload itself. Hence, it is thought that the variation of overload-holding time are required to explain the effects more clearly. The effects of the overload were analyzed by means of the crack retardation, and the fractography on retardation zone. A characteristic of the fractography on retardation zone was that striation distribution did not appear due to decreased crack driving force. Rotary bending fatigue tests were performed with the circular shaft which has two hole defects.

Key Words : Fatigue Crack Behavior(피로균열거동), Retardation Zone(지연구간), Striation(스트라이에이션), Crack Driving Force(균열진전력), Crack Propagation Rate(균열전파속도, da/dN)

1. 서론

재료의 수명은 미소결함이나 개재물의 크기, 형상, 분포위치 등의 영향을 받는다. 결함은 단독으로 분포하기보다는 여러 개의 결함이 불규칙하게 분포되어 있는 경우가 많다. 결함이 여러 개 분포할 경우 결함에서의 피로균열 발생과 전파에 관하여 많은 연구들이 있으나, 대부분의 연구에서 사용된 결함들은 하중이 작용하는 방향에 대하여 수직선상에 위치하고 있으며, 하중작용 방향에 나란히 위치한 결함에 관한 실험적 연구는 부족한 실정이다.

한편, 단일 인장 과대하중에 대해서는 그 중요성 때문에 최근에 이르기까지도 계속 연구가 진행되고 있다. 이러한 연구를 분석하면, 균열성장은 과대하중이 작용한 후 지연된다는 결과^(1,2)가 대부분이나 실험 조건 및 균열 형태에 따라 가속 후 지연⁽³⁾ 혹은 가속⁽⁴⁾된다는 다른 결과를 보여주고 있다. 피로수명의 설계에 있어서 과대하중의 영향은 중요한 위치를 차지하는데 비하여, 그것의 결과는 서로 다르게 표현되고 있다.

따라서 본 연구에서는 과대하중 변화가 축방향 원공결함의 피로균열거동에 미치는 영향에 대하여

다음과 같은 연구를 수행하였다.

(1) 과대하중변화가 축방향 원공결함의 피로수명에 미치는 영향, (2) 과대하중변화가 축방향 원공결함의 균열전파속도에 미치는 영향, (3) 지연현상이 나타나는 구간에서의 파면특성 등을 고찰하였다.

2. 시험편 및 실험방법

2.1 시험재료 및 시험편

본 연구에서 사용한 재료는 KS D 3752규정에 의해 생산된 기계 구조용 탄소강재 SM20C이다. 재료에 남아있는 잔류응력을 제거하고 미소 조직을 균일화하기 위하여 900℃에서 한시간 동안 유지한 후 노냉 시키는 어닐링처리를 하였다. 재료의 화학적 성질과 기계적 물성은 Table 1과 Table 2와 같다.

시험편은 Fig. 1과 같이 가공한 후, 연마지 #2000까지 1차연마를 하였다. 연마가공 후 원공결함이 없는 평활재 시험편을 소형탁상 드릴링머신을 이용해 원공결함을 가공하였다. 원공결함의 크기는 $d_t=1.0\text{mm}$, $d_s=0.5\text{mm}$, $h=1.0\text{mm}$ 이고, $L=1.5\text{mm}$ 이다. 2차연마는 피로균열의 발생 및 전파의 관찰을 용이하

게 하기 위하여 전해연마를 하였다. 최종적으로 전해연마로부터 야기되는 표면부식의 방지와 피팅의 제거를 위해 산화알루미늄을 사용하여 연마하였다.

2.2 시험기 및 실험방법

실험에 사용된 시험기는 최대 굽힘 모우멘트 98N-m, 분당 회전수 3400rpm인 Ono식 회전굽힘 피로시험기를 사용했다. 과대하중 변화모델은 Fig. 2와 같으며, 단일과대응력의 작용유지시간은 10초, 80초, 160초, 320초의 순으로 변화시켰다. 이때, 과대하중의 부하는 균열이 노치에 의한 소성역의 영향을 벗어나 안정적 성장을 하는 균열길이($a=2.5\text{mm}$)에서 부과하였다. 실제 기계 및 구조물은 안전성을 고려하여 설계하므로, 본 실험에서 사용한 하중수준은 피로한도인 170MPa보다 약간 높은 200MPa를 기본응력으로 정하였다. 그리고 과대응력의 응력수준은 기본응력수준의 150%인 300MPa로 정하였다. 하중사이클의 기본형태는 응력비 $R=-1$ 인 정현파이며, 응력주파수는 56.7Hz이다. 또한, 지연구간 내에서의 균열 거동을 살펴보기 위해 주사 전자현미경(SEM)을 사용하여 과대하중 전후의 파면을 관찰하였다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1 과대하중변화에 따른 피로수명의 고찰

Fig. 3은 큰 원공결함 한 개만 있는 경우와 두 개의 크기가 다른 원공결함이 축방향에 위치해 있는 경우 과대하중 작용유지시간을 10초에서 320초까지 변화시켰을 때, 균열길이(a)와 하중 반복수(N)의 관계를 나타낸 선도이다. Fig. 3의 (a), (b)를 비교해 보면 피로수명은 큰 원공결함 한 개만 있는 경우보다 두 개의 크기가 다른 원공결함이 축방향에 있는 경우가 더 길다는 것을 알 수 있다. 이러한 결과는 원공결함이 축방향에 나란히 위치해 있으므로 응력집중과 응력구배의 감소가 일어났기 때문이다. Peterson⁽⁵⁾에 의하면 축방향과 나란히 위치한 두 개의 원공결함은 원공결함이 하나만 있는 경우와 비교해 더 작은 응력집중을 갖는다고 하였고, 지름이 다른 두 원공결함에서 지름이 큰 원공결함의 응력집중은 작은 원공결함의 응력집중보다 크다고 하였다. 다시 Fig. 3의 (a), (b)를 고찰해 보면 모두 과대하중을 가한 균열길이 $a=2.5\text{mm}$ 근처에서 $a-N$ 선도의 곡률이 변화하고 있는 것을 볼 수 있다. 이것은 과대하중을 가한 이후 균열성장지연현상에 기인하는 것으로 여겨진다. 그리고 과대하중 작용유지시간이 증가할수록 피로수명은 길어지는 경향을 보였다. 본 실험에서는 큰 원공결함에서만 피로균열이 발생했고 작은 원공결함에서는 피로균열이 발생하지 않았다.

Table 1 Chemical composition of SM20C (wt%)

C	Si	Mn	P	S
0.20	0.24	0.59	0.029	0.034

Table 2 Mechanical properties of SM20C

Yield strength (MPa)	290
Tensile strength (MPa)	432
Elongation (%)	37.02
Hardness (Hv)	160.8

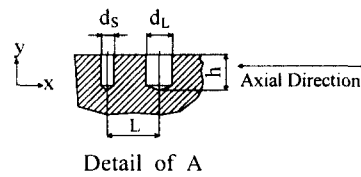
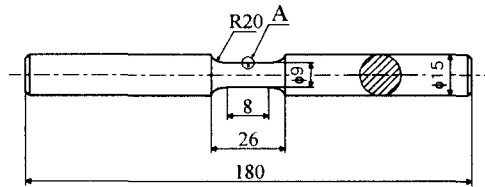


Fig. 1 Geometry of fatigue test specimen (unit : mm)

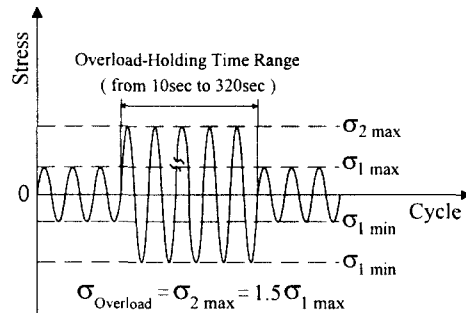


Fig. 2 Schematic of stress model

Fig. 4는 큰 원공결함에서 발생한 피로균열 전파를 수명변화에 따라 나타낸 사진이다. Fig. 4를 보면, 초기에 슬립밴드가 형성되고 피로균열이 발생되어 피로균열이 전파를 하고 있다. 슬립밴드는 피로균열이 전파를 할 때에도 피로균열주변에 형성되었다. 균열은 일직선의 형태가 아닌 약간 구불구불한 형태로 전파를 함을 알 수 있다.

3.2 과대하중변화에 따른 균열전파속도의 고찰

Fig. 5는 두 개의 크기가 다른 원공결함이 축방향에 위치해 있는 경우 단일과대하중의 작용유지시간을 10초에서 320초까지 변화시켰을 때, 균열전파속도(da/dN)와 균열길이(a)의 관계를 나타낸 선도이다. 균열전파속도는 과대하중 작용 후 바로 감소하지 않고 균열이 일정 정도 성장한 후 감소하기 시작했으며 일정량의 지연구간을 지난 후 다시 증가하는 경향을 보였다. 대체로 과대하중 작용 유지시간이 증가할수록 피로균열성장 지연현상은 심화되었다. 즉, 과대하중 작용유지시간이 증가할수록 과대하중 작용 후 균열선단에서 균열진전력을 감소시키는 여러 인자의 영향이 더욱 증가하고 있기 때문이라 생각할 수 있다. 이와같은 균열성장지연 현상을 설명하는 기구들로는, 균열선단 무더짐, 균열선단 변형경화, 균열선단 가지현상, 균열선단의 압축잔류응력, 그리고 소성유기 균열달림등을 들 수 있다.^(6~8)

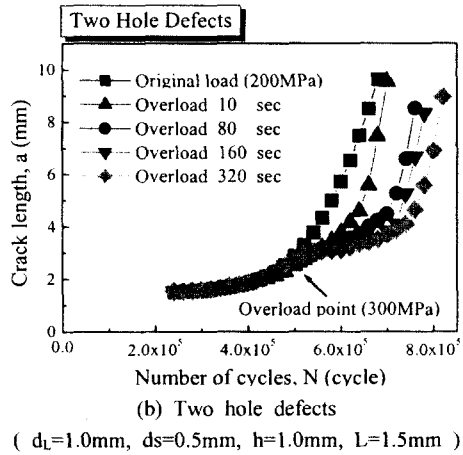
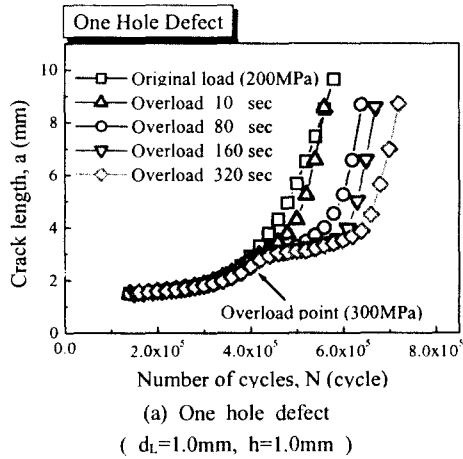


Fig. 3 Relationship between crack length and number of cycles in SM20C

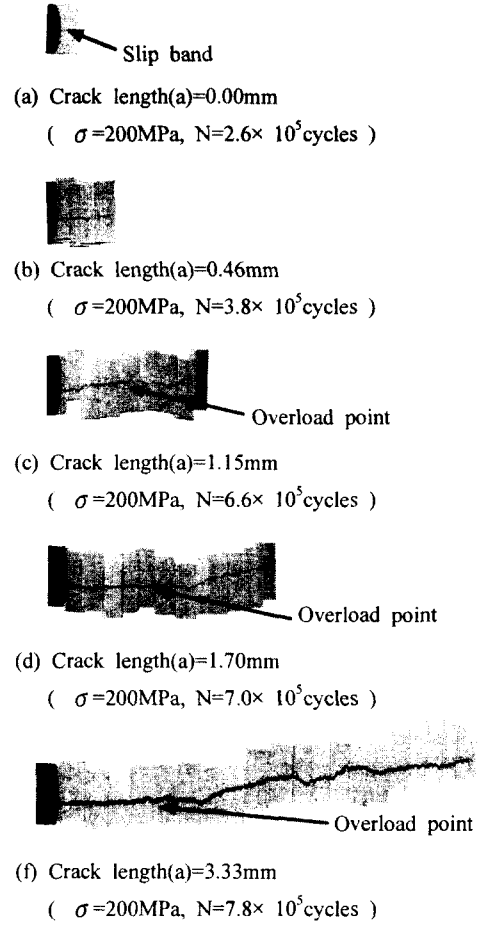


Fig. 4 Fatigue crack initiation and propagation in case of the two hole defects under the original load=200MPa, overload=300MPa

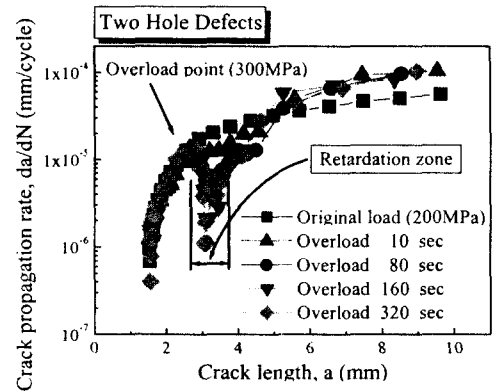


Fig. 5 Relationship between crack propagation rate and crack length in SM20C

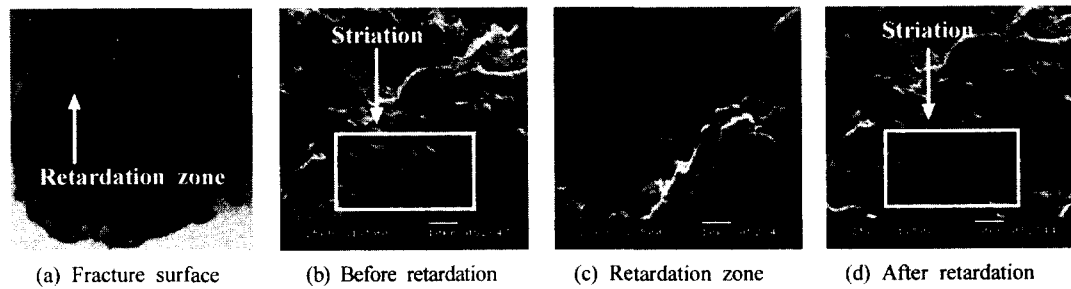


Fig. 6 Fracture surface and fractography of the retardation process

3.3 지연구간에 대한 파면해석

Fig. 6의 (a)는 파단후의 파괴 단면 사진으로 표면의 상층부에 다른 부분과 구별되는 띠 모양의 무늬가 형성되어 있다. 이와 같은 무늬는 작용응력이 급격히 바뀌었을 때 나타나는 현상으로 균열선단에서 진전력의 급 변동으로 인한 피로거동에 변화가 있었음을 보여준다. 파단면의 변화를 자세히 관찰하기 위해 주사 전자현미경(SEM)을 이용하여 과대하중 작용전과 지연구간 그리고 지연구간이 끝나 다시 정상적 성장을 하는 세 부분에서의 파면 사진을 Fig. 6의 (b), (c), (d)에 나타내었다. Fig. 6의 (b)는 과대하중 작용 전 단계의 파면사진으로, Fig. 6의 (a)에서 띠무늬가 나타나기 전 단계의 사진이다. 여러 곳에서 스트라이에이션이 관찰되고 있다. Fig. 6의 (c)는 지연구간에서의 파면형상으로, Fig. 6의 (a)에서 띠무늬 내부 부분으로 스트라이에이션이 거의 관찰되지 않고 있다. Fig. 6의 (d)는 지연구간이 끝나 안정적 성장을 하는 구간으로, Fig. 6의 (a)에서 띠무늬를 벗어난 부분의 사진이다. 스트라이에이션이 폭넓게 분포하고 있는 것을 볼 수 있다.

이와 같은 현상은 지연구간에서 균열의 성장거동 형태에 변화가 있었음을 보여주는 결과라 할 수 있다. 송⁽⁹⁾등에 의하면 단일과대하중에 의한 압축잔류응력과 균열선단의 무더짐 그리고 잔가지현상등에 의해 균열선단에서의 균열진전력을 감소시키게 되고, 균열진전력의 감소는 결국 균열의 거동 형태를 stage II의 성장 형태에서 stage I의 발생 형태로 바꾸어 놓았기 때문이라고 하였다. 이후 지연현상이 끝난 후 안정적인 성장구간에서의 파면은 피로균열의 거동이 다시 stage II의 성장형태로 복귀하기 때문에, Fig. 6의 (d)와 같이 스트라이에이션이 폭넓게 분포한다고 하였다.

4. 결론

본 연구에서는 과대하중변화가 축방향 원공결함

의 피로균열거동에 미치는 영향에 대해 실험을 통해 알아보았다. 얻어진 결과를 요약하면 다음과 같다.

- (1) 피로수명은 과대하중 작용유지시간이 증가할수록 더 길어지는 경향을 보였다.
- (2) 한 개의 원공결함이 있는 경우보다 크기가 다른 두 원공결함이 있는 경우가 피로수명이 더 길게 나타났다.
- (3) 과대하중 작용유지시간이 증가함에 따라 균열성장지연현상이 심화되었다.
- (4) 지연구간의 파면특성은 스트라이에이션의 분포가 희박하게 나타났다.

참고문헌

1. C. M. Ward - Close, R. O. Ritchie, ASTM STP 982, pp. 93-111, 1988.
2. R. I. Stephens, D. K. Chen, B. W. Hom, ASTM STP 595, pp. 27-40, 1976.
3. 北川英夫, 小寺澤良一, フラクトグラフィ, 破壊力学と材料強度講座-15, pp. 114-199, 1976.
4. 송삼홍, 원시태, "과대, 過小應力下에서의 疲勞크랙發生: 傳播舉動(I)", 대한기계학회 논문집, 제9권, 제3호, pp. 301-308, 1985.
5. R.E Peterson, "Stress Concentration Factor", A Wiley-Interscience Publication, pp.171-176.
6. Fleck. N. A., "Influenc of stress state on crack growth retardation", ASTM STP 924, pp. 157-183, 1988.
7. Tomas. W. M., "The effect of single overload upon fatigue crack in 5083-H321 aluminium", Eng. Fract. Mech., vol.23., pp.1015-1029, 1986.
8. Suresh. S. "Micromechanism of fatigue crack growth retardation following overloads", Eng. Fract. Mech., vol. 18. No 3, pp. 577-593, 1983.
9. 송삼홍, 권윤기, "단일과대 하중에 의한 균열지연 거동에 관한 연구", 대한기계학회 논문집, 제19권, 제2호, pp. 451-462, 1995.