

# 항공기 구조물의 체결용 HOLE을 COLD WORKING 할 때 생성되는 잔류응력의 영향연구

## (A Study on Effects of the Residual Stresses Around Cold Working Hole of the Aircraft Structure)

강 수 준 · 최 청 호  
공군사관학교 기계공학과 · 공군 항공기술연구소

### 요 약

본 논문은 항공기 구조물의 체결용 홀(hole)을 냉간가공(cold working)할 때 홀주변에 생성되는 잔류응력이 균열발생 수명과 균열성장에 미치는 영향을 연구한 내용이다. 항공기용 재료로 많이 사용되는 AL7075-T6 및 AL2024-T3 시편으로 측정된 계수를 Morrow의 수명예측식에 적용하여 수정된 냉간가공(cold working)에 관한 수명예측식을 제안하였다. 수정된 계산식으로 얻어진 수명예측값과 실험에 의하여 이미 알려진 값이 비교적 일치함을 보여 이러한 재료에 대하여 수명예측이 가능함을 보였다. 균열성장 예측을 위해 역시 AL7075-T6 재료에 대하여 가중함수(weight function)방법으로 잔류응력 세기계수를 구하여 Forman의 균열성장 예측식을 수정하여 계산 한 결과 이 또한 알려진 실험값과 거의 일치함을 보여 실험에 사용한 재료의 구조물 해석에 유용 할 것으로 보인다. 본 연구는 항공기용 구조물의 홀주변을 냉간가공(cold working)할 때 생성되는 잔류응력의 영향을 연구하는 기초적인 단계 일 뿐이며, 향후 실제 정비현장에서 적용 할 수 있는 대상분야와 연구 방향에 대한 보다 심층적 연구가 필요함을 보인다.

주요용어 : 냉간가공(Cold Working), 잔류응력, 수명예측, 균열성장예측

### Abstract

The objective of this research is to study effects of the residual stresses on the crack growth and the life of the structure, caused by cold working around the hole of the aircraft structure which will be jointed by rivets and bolts, etc. The compensated Morrow's equation, by experimental data from the materials AL7075-T6 and AL2024-T3, is suggested to calculate the values of the fatigue life prediction of the structure. Also, the compensated Forman's equation, by experimental data from a material AL7075-T6, is suggested to calculate the values of the crack growth prediction of the structure. It is founded that the calculated values from the suggested equations are almost close to the known values of the fatigue life prediction and the crack growth prediction. It is shown that this paper, associated with an initial research on the effects of residual stresses around hole, gives a direction to study the problem at the aircraft maintenance field.

Keyword : Cold Working, Residual Stress, Fatigue Life Prediction, Crack Growth Prediction

## 1. 서론

항공기 구조물의 대부분은 재료에 홀(hole)을 가공한 후 볼트(bolt), 리벳트(rivet)등의 체결구(fastener)를 이용하여 접합하는 방법을 사용하고 있다. 구조물의 홀(hole)주변에는 홀의 가공시 표면의 거칠기가 충분히 다듬어지지 않음으로 인해, 또는 흠이 생길 경우 균열이 발생할 수 있다. 이와 같은 이유 때문에 홀 주변에 균열의 발생과 성장을 억제하고, 내구성을 향상시키기 위한 방법이 필요하다. 내구성을 향상하기 위해 최근에 많이 적용하고 있는 방법으로 맨드렐(mandrel)과 슬리브(sleeve)를 이용하여 홀(hole)을 확장할 때 발생하는 압축잔류응력을 이용하는 홀의 확장 방법 등이 있다. 이와 같이 맨드렐을 이용하는 방법을 냉간가공(cold working, CW)라고 한다.

1965년대 미국의 Boeing사에서 맨드렐 및 슬리브를 이용한 CW방법을 최초로 적용하였다. CW방법은 민간 항공기 및 군용기에서 예를 들 수 있다. A-300, B-747항공기 및 F-4, F-5, F-16, B-2 항공기 등 현재 운영하고 있는 항공기 구조의 중요한 접합부위인 홀에 CW방법을 적용한 후 체결구(fastener)로 접합하고 있고, 이 방법은 최근 항공우주기술에서 구조물 접합시 필수적인 기술로 자리를 잡고 있다(1-8).

본 연구에서는 냉간가공(cold working)홀의 주변에 발생된 압축잔류응력이 반복하중에 미치는 영향을 알기 위해 잔류응력의 거동에 관하여 실험한 결과를 Morrow식에 적용하여 이론적으로 균열 발생 수명을 예측하고, 기존의 실험 결과와 비교하였다. 또한 균열 성장 예측을 위해 물체의 중앙에 있는 한쪽 방향의 균열에 대하여 가중함수(weight function)방법으로 잔류응력 분포를 구하고 이를 이용하여 수정한 Forman식으로 얻어진 균열성장 예측 결과를 참고문헌으로 알려진 실험값과 비교하였다.

## 2. 균열발생 수명예측(9-10)

변형률 범위와 균열발생 수명과의 관계는 Morrow의식으로 다음과 같이 주어진다.

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{(\sigma'_f - \sigma_m)}{E} (2N_f)^b + \epsilon'_f (2N_f)^c \quad (1)$$

여기서  $\sigma'_f$  = Fatigue Strength

Coefficient

$b$  = Fatigue Strength

Exponent

$\epsilon'_f$  = Fatigue Ductility

Coefficient

$c$  = Fatigue Ductility Exponent

$\sigma_m$  = Total Mean Stress

$2N_f$  = Reversal to Failure

(1 Rev. = 1/2 Cycle) 이다.

또한 잔류응력의 영향을 고려한 변형률 범위와 수명관계를 얻기 위하여 냉간가공(cold working)한 홀의 잔류응력의 영향은 Topper에 의해 다음과 같이 제안되었다(11).

$$\sigma_{rc} = \sigma_{ri} (2N_f)^k \quad (2)$$

여기서  $\sigma_{rc}$ 는 임의의 반복하중 상태의 잔류응력,  $\sigma_{ri}$ 는 냉간가공한 홀의 초기의 잔류응력이며,  $k$ 는 잔류응력의 이완지수(relaxation exponent)이다.

본 연구에서 해당재료의  $k$  값은 실험으로 얻은 값이다. 하중을 가했을 때 유발되는 평균응력  $\sigma_o$  과 평균응력  $\sigma_m$ 를 고려(  $\sigma_o$  +식(2)의 개념)한 식(1)을 다

음과 같이 새로운 형태의 식으로 제안하고자 한다.

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{(\sigma_f - \sigma_m)}{E} (2N_f)^b + \epsilon_f' (2N_f)^c - \frac{\sigma_{ni}}{E} (2N_f)^{b+k} \quad (3)$$

식(3)에서 우변의 끝항은 잔류응력의 이완에 의한 수명의 변화를 나타낸다.

노치가 있는 구조물에 대하여 Neuber식과 Bunch의 관계식을 적용한 응력-변형을 범위는 다음과 같다.

$$\Delta \sigma \Delta \epsilon = \frac{(S_f K_t \Delta S)^2}{E} \quad (4)$$

여기서  $\Delta S = S_{\max} - S_{\min}$  는 적용응력범위,  $S_f$  는 노치가혹계수이며  $K_t$  는 균열발생에 영향을 주는 Peterson의 응력집중계수이다.

한 주기적 응력-변형을 이력선도는 식(5)과 같이 표시된다.

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\Delta \sigma}{2E} + \left( \frac{\Delta \sigma}{2K} \right)^{1/n} \quad (5)$$

여기서  $K$  는 주기적 강도계수이며  $n$  은 변형을 경화지수 이다.

식(4)을 식(5)에 대입하여 정리하면 다음의 관계식이 된다.

$$\Delta \sigma \left[ \frac{\Delta \sigma}{2E} + \left( \frac{\Delta \sigma}{2K} \right)^{1/n} \right] = \frac{(S_f K_t \Delta S)^2}{E} \quad (6)$$

식(6)으로부터 응력범위  $\Delta S$ 가 주어지면  $\Delta \sigma$ 를 구하고 이를 식(5)에 적용하여 국부의 변형율범위  $\Delta \epsilon$ 를 구한 후, 이 값을 식(3)에 적용하면 균열발생수명

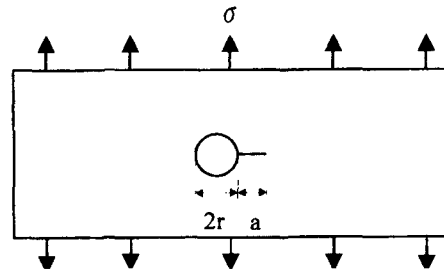


Fig. 1 Hole and Crack

$2N_f$ 를 구할 수 있다.

### 3. 균열성장 해석(9-13)

Fig.1과 같은 무한평판 물체의 홀(hole)의 반 균열 부위에 대한 관통균열인 경우 응력세기계수는 New0 man식(7a) 및 (7b)과 같다.

$$K = \beta \sigma \sqrt{\pi a} \quad (7a)$$

$$\beta = 0.6762 + \left[ \frac{0.8733}{(0.3245 + a/r)} \right] \quad (7b)$$

만약 잔류응력이 있는 균열 주변의 압축잔류응력값을 보통 적용되는 해당재료의 항복강도의 80%값으로 가정하고, 균열길이를 임의의 값으로 0.0393 인치라할 때 잔류응력 관계식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\sigma_r = -0.8 \sigma_y [1 - 0.0393 (x/a)] \quad (8)$$

잔류응력에의한 응력세기계수를 가중함수(weight function)법으로 구하면 다음 관계식이 된다.

$$K_r = -0.8 \sigma_y \sqrt{\pi a} [1 - (0.0786/\pi)] \quad (9)$$

여기서  $a$ 는 반 균열길이 이다.

잔류응력이 고려된 반복하중 상태에서의 응력세기계수는 다음과 같이 된다.

$$K_{\max_{eff}} = K_{\max} + K_r \quad (10a)$$

$$K_{\min_{eff}} = K_{\min} + K_r \quad (10b)$$

식(10a)과 식(10b)을 고려하면 다음과 같은 유효응력세기범위 관계식(11)과 수정된 Forman의 균열성장식(12)을 얻을 수 있다.

$$\Delta K_{eff} = K_{\max_{eff}} - K_{\min_{eff}} \quad (11)$$

$$\frac{da}{dN} = \frac{C(\Delta K_{eff})^n}{(1-R)K_c - \Delta K_{eff}} \quad (12)$$

여기서  $R = K_{\max_{eff}} / K_{\min_{eff}}$  이며, 알루미늄 AL 7075 - T6 재료에 대하여 영국단위계(psi)를 사용할 때  $C = 2.273 \times 10^{-12}$ ,  $n = 2.8279$ ,  $K_c = 60000$  이다(12-13).

#### 4. 실험 및 계산결과

##### (1) 시험편

홀에 잔류응력을 발생시키기 위해 1/4 인치의 드릴로 가공한 후 냉간가공을 수행한 다음 1/32 인치 리머(reamer)를 이용하여 마감 작업을 한다. 균열 발생 예측 시험편의 형상과 치수는 Fig. 2에서 보여주고 있으며, 균열성장 시험편의 규격은 두께가 0.316 인치이고 폭이 1.0 인치이다. 시험편의 재질은 AL 7075-T6 및 2024-T3 이며 일반적으로 참고문헌에 알려진 이들 재질의 특성은 Table 1 (12-13)과 같다.

재료의 기하학적 형상에 의한 응력집중 계수  $K_t$ 는 3.0 이고 가혹계수  $S_f$ 는 0.85 이다. 냉간가공한 홀의 주변에 균일분포하중이 걸리도록 하고 장비에 장착되는 부위는 핀(pin)하중을 가한다.

시험편의 냉간가공(cold working)처리는 Fig. 3과 같

Table 1. Properties of Material

구분	AL 7075-T6	AL 2024-T3
Modulus Of Elasticity(Ksi) $E$	34,000	27,500
Fatigue Strength Coefficient(ksi) $\sigma_f$	191	160
Fatigue Strength Exponent $b$	- 0.126	- 0.124
Fatigue Ductility Coefficient $\epsilon_f$	0.19	0.22
Fatigue Ductility Exponent $c$	- 0.52	- 0.59
Cyclic Strength Coefficient(ksi) $K'$	130	95
Cyclic Strain Hardening Exponent $n'$	0.15	0.065

이 수행한다. 이미 드릴(drill)에 의해 가공된 홀(hole)에 슬리브(sleeve)와 맨드렐(mandrel)을 끼운다음 맨드렐의 앞부분을 홀속으로 밀어 넣는다. 이때는 홀의 직경이 맨드렐의 앞부분 보다 크기 때문에 용이하게 들어가게 된다. 그 다음 풀러(puller)를 작동시키면 noscap방향으로 맨드렐이 슬리브를 끌어당기면서 홀은 확장이 된다. 확장되는 직경은 슬리브의 두께가 된다. 마무리 작업은 리머(reamer)를 이용하여 홀의 내부 자유단면의 표면을 가공함으로써 홀냉간가공 작업은 완료가 된다.

##### (2) 잔류응력 이완 및 균열성장 시험

홀 주변의 잔류응력 측정은 x-선 장비 모델 TEC 1630-3을 이용하여 측정하였다.

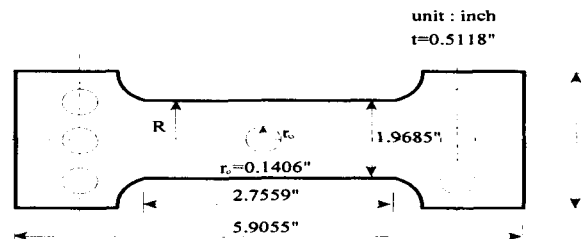


Fig. 2 Test Specimen

잔류응력의 이완실험시 실험하중은 최대응력이 14 ksi이고 최소응력이 11 ksi로 비교적 낮은응력으로써 홀내부의 자유단면에 탄성변형이 일어나도록 설정한다. 반복하중은 정현파형(sine파형)을 적용하고 주파수는 5 Hz를 적용하였다. 잔류응력 측정을 위한 개괄도는 Fig. 4와 같다. 피로시험장비는 SATEC 장비를 사용하고, 반복하중 상태에서 홀 주변의 잔류응력의 거동을 규명하기 위하여 규격 3 mm 짜리 2축 X-Y 스트레인게이지(strain gage)를 장착한다. 측정장비는 SDA-61B 모델을 이용하여 반복하중을 가한 다음 시험 장비를 멈추고 "0"으로 하중을 재조정한다 다음 측정한다.

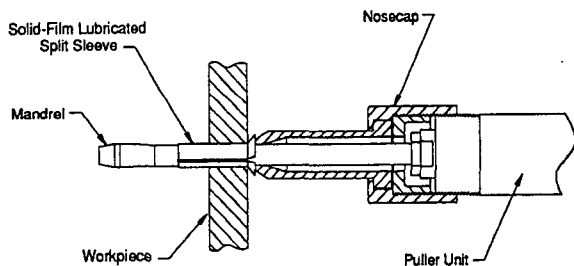


Fig. 3 Cold Working Tool

균열 성장 시험편은 홀의 자유단면 한쪽 방향에 다이아몬드로 초기 노치를 0.05 인치 길이로 만든 후 실제적용하중의 1/2 수준에서 초기균열의 크기 0.1인치를 만들기 위해 반복하중을 가한다. 실제 적용된 반복하중은 응력범위가 11.7ksi, 평균응력이 30.6ksi이고, 균열길이의 측정을 위해 0.005 인치 단위의 확대경 눈금을 이용한다.

(3) 결과 검토

시험편홀에 냉간가공을 수행한 후 잔류응력 측정결과를 Fig. 5에서 볼 수 있다. 잔류응력을 원주방향과

반직경방향에 대하여 각각 측정한다. 잔류응력은 홀의 내부 표면으로부터 0.1799, 0.3571, 0.5374, 0.9303인치의 거리에 있는 지점에 대하여 각각 반경방향의 잔류응력( $\sigma_r$ )과 접선방향의 잔류응력( $\sigma_\theta$ )을 측정한다. 홀에서 가장 가까운 첫 번째 지점에서 반경방향 잔류응력  $\sigma_r$ 은 항복강도의 7% 수준의 인장잔류응력이 발생하고 있으며, 접선방향 잔류응력  $\sigma_\theta$ 는 항복강도의 80%수준의 압축 잔류응력이 발생되고 있다. 0.3571 인치 지점( $L/r = 2.2$ )에서는  $\sigma_r$ 가 최대값이 발생된 후 홀의 원점으로부터 멀리에 있을수록 감소하는 상태를 보여주고 있고,  $\sigma_\theta$ 는 홀의 주변에서 비교적 큰 값의 압축 잔류응력 상태이며 멀어질수록 완만한 변화를 주고 있다.

본 연구에서 측정된 잔류응력은 각각  $L/r_0 = 6$  범위까지로 제한한 결과를 보여주고 있는데, 이는 무한평판을 시편으로 사용하였기 때문에 그 이상의 범위는 불필요한 것으로 판단되어 측정하지 않은 결과이다.

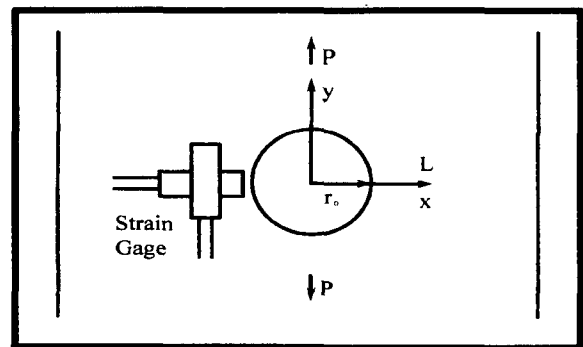


Fig. 4 Measurement of the Relaxation Residual Stresses

반복하중에 의한 잔류응력의 변화 측정은 냉간가공 후 하중을 가하지 않은 상태에서 초기(initial)의 잔류

응력을 측정하고,  $1.9 \times 10^4$  cycle의 반복하중을 가한 다음 측정한다. 반복하중을 받는 경우 잔류응력 분포 상태를 Fig. 6 과 Fig. 7에서 보여주고 있다. 반복하중을 받은 이후 반경방향 잔류응력  $\sigma_r$ 은 홀(hole)의 내부 자유표면으로부터 근접한 부분의 잔류응력의 변화가 높고 홀로부터 멀어 질수록 잔류응력의 변화가 적어짐을 알 수 있다. 이 결과 잔류응력의 이완은 홀의 자유표면에서 가까운 부분부터 발생하며, 잔류응력 이완이 일어나는 동안 반복하중 저항에 의해 내구성이 향상되는 것으로 분석할 수 있다.

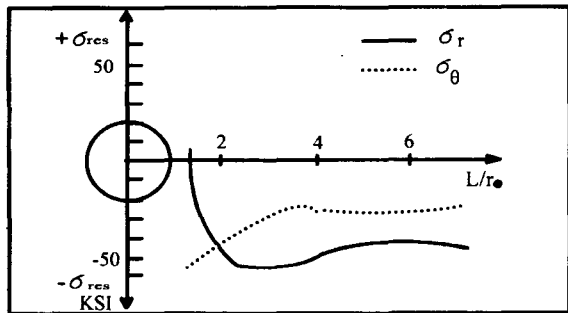


Fig. 5 Distribution of Residual Stresses

접선방향 잔류응력  $\sigma_\theta$ 의 이완상태는 Fig. 7에서 보는 것 같이 홀의 내부 자유표면 압축 잔류응력이 감소됨을 보이고 있다. 홀의 자유 표면에서 먼 거리에 위치한 지점에서는 적은 량의 잔류응력이 이완됨을 보이고 있다. 이러한 결과는 반경방향으로는 반복하중 과정에 수축 및 이완의 상태가 적은 반면, 원주방향으로는 하중방향과 수직으로 있기 때문에 반복하중 과정에서 수축 및 이완의 정도가 크게 나타나는 것으로 분석된다. 원주방향홀(hole)의 자유표면으로부터 멀어 질수록 반경방향의 잔류응력 이완이 크게 나타나는 상태로 볼 때 반복 하중에 의한 잔류응력의 이완은 홀의 가까운 거리에 있는 원주방향의 잔류응력의 영향

이 크다고 분석할 수 있다. 따라서 잔류응력의 이완에 의한 냉간가공 처리된 홀(hole)의 내구성 증가는 원주 방향의 압축 잔류응력의 영향이 지배적 일 것으로 분석된다.

Fig. 8에서 보면 잔류응력의 이완은 원주 방향이 반경방향의 이완보다 크며 이완율은 일정한 경향성을 보여주고 있다. 이 결과로부터 이완지수  $k$ 를  $-0.21 \sim -0.29$ 로 얻을 수 있으며, 제안된 수식계산시 이 값을 이용한다. 잔류응력의 이완은 반복주기 2N에서부터 파손이 일어 날 때까지 일정하다고 가정한다. Fig. 8에서 잔류응력 이완지수는 기울기로부터 값을 얻을 수 있다.

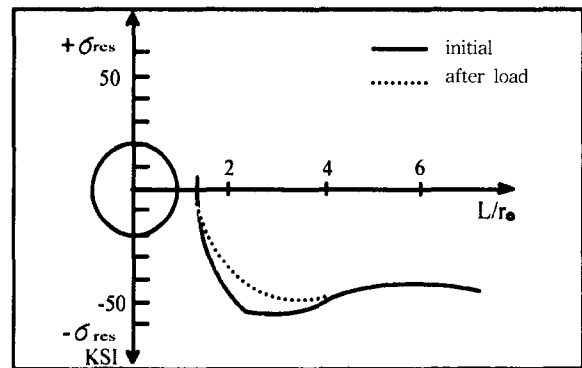


Fig. 6 Trend Curves of Residual Stresses( $\sigma_r$ )

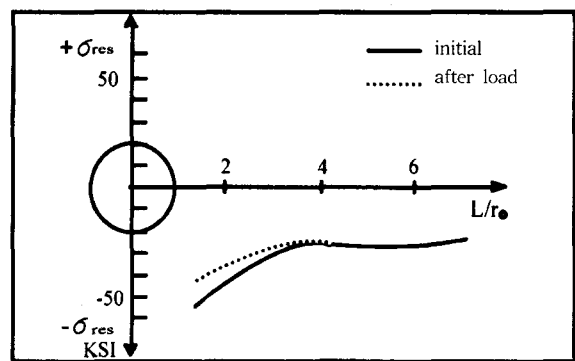


Fig. 7 Trend Curves of Residual Stresses( $\sigma_\theta$ )

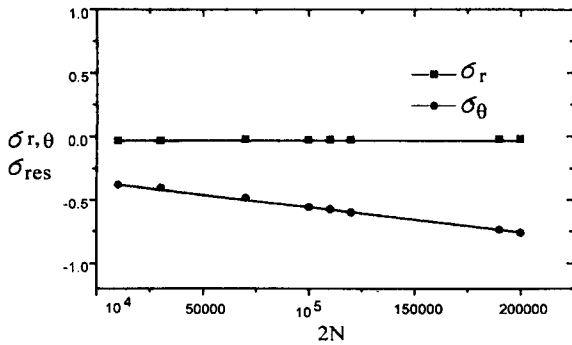


Fig. 8 Relaxation Trend of Residual Stresses

균열발생 수명예측 계산은 BASIC 프로그램으로된 Bannantine의 코드를 수정하며, 이때 먼저 재료의 상수를 입력하고 하중조건을 입력한 다음 본 연구에서 냉간가공(cold working)의 영향을 고려하여 유도 제안된 식을 적용한다. 계산 결과를 Fig. 9에서 보여주고 있다. 여기서 NCW(Non-Cold Working)는 냉간가공을 하지 않은 경우에 대한 균열발생 수명이다.

계산으로 얻어진 균열발생 수명비교를 위해 Reid의 실험연구에서 얻어진 동일계열의 알루미늄 Al 7075-T651 재료의 균열발생 수명자료가 비교용 자료로 사용되며, AL 2024-T는 T351 재료의 수명값과 비교한다.

계산식에서 노치가혹계수  $S_f$ 는 0.85를 사용하고, 시편으로 사용한 재료의 특성 값은 Al 7075-T6의 값을 사용한다. 잔류응력값은 실험에서 얻은 최대 압축 잔류응력 -58 ksi를 적용한다.

Fig. 9에서는 수정된 Morrow식으로 얻어진 결과를 보여주고 있는데, 여기에서 냉간가공한 경우(CW)와 냉간가공하지 않은 경우(NCW) 각각에 대하여 본 연구에서 제안된 계산식으로 얻어진 예측결과가 Reid의 실험결과(2-3)와 매우 근접하는 경향을 알 수 있다.

Fig. 10은 잔류응력이 없을 때 Newman식으로 얻어진 잔류응력의 세기계수와 잔류응력을 고려했을때 계

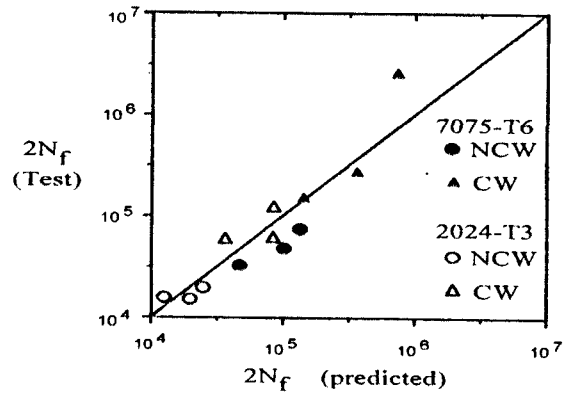


Fig. 9 Trend of Fatigue Life Prediction

산된 잔류응력 세기계수값을 비교하여 보여주고 있다.

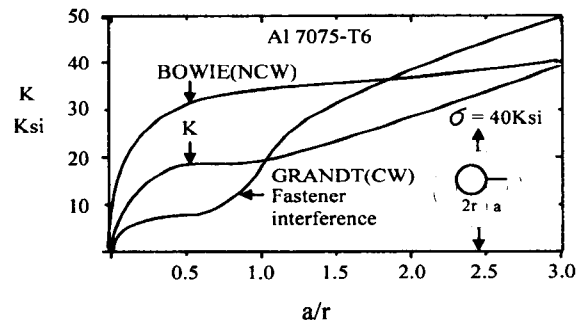


Fig. 10 Stress Intensity Coefficients

압축응력에 의한 잔류응력 세기계수는 원주방향의 영향이 지배적인 것으로 분석되므로 원주방향으로 균열 길이의 관계를 고려한 최소자승법으로 구하면 다음과 같다.

$$K_r = -0.8 \sigma_y (0.059 + 0.7843a - 0.4513a^2 - 0.26528a^3) \quad (13)$$

여기서 a는 한쪽방향의 균열길이를 표시하고 그 범위는  $0 \leq a/R_o \leq 2.5$  이며,  $\sigma_y$ 는 항복강도이다.

Fig. 10에서는 Newman식의 응력세기계수와 Bowie 결과(NCW)가 일치함을 보여주고 있으며, 압축 잔류 응력의 경우는 Grandt가 제시한 체결구(fastener)간섭에 의한 응력세기 계수(CW)와 비교되고 있다. 본 연구에서는 체결구의 간섭에 대한 영향을 고려하지 않은 결과로써 균열이 작을 때의 압축 잔류응력에 의한 응력세기 계수는 체결구 장착때 보다 높게 나타난다. 이러한 이유는 체결구 장착시 0.006 인치의 억지 끼워 맞춤을 하여 압축응력이 추가적으로 발생하기 때문이다. 그러나 일단 균열이 일정한 길이로 성장을 하게되면 체결구 장착의 경우에 응력세기계수가 증가됨을 알 수 있다.

균열성장의 계산시 초기균열 길이는 0.1 인치이고 응력범위는 11.7 ksi, 평균응력은 30.6 ksi를 적용한다. 균열성장 시험결과를 Fig. 11에서 보여 준다. 시험결과 오차는 11.2- 55.8 %의 범위에 있다. Fig. 11에서 냉간가공을 하지않은경우(NCW)와 냉간가공한경우(CW)의 균열성장예측 결과를 보여준다. 냉간가공한경우 경우 균열성장 지연이 일어남을 알 수 있으며, 특히 균열길이  $a$  가 0.2 인치 일 때는 약 3배정도 지연됨을 알 수 있다.

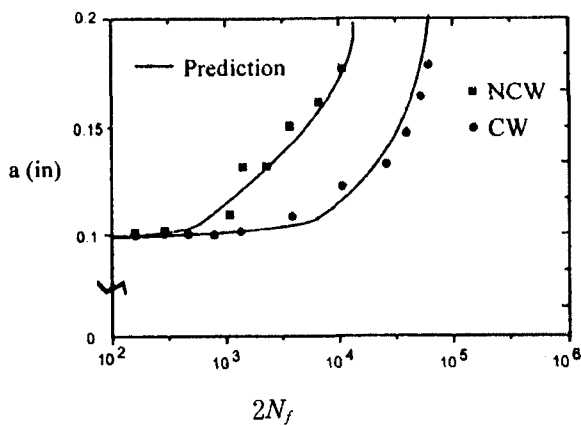


Fig. 11 Trend of Crack Growth Prediction

## 5. 결론

본 연구에서는 냉간가공(cold working)처리된 알루미늄 재료에 대하여 잔류응력의 형성과 반복하중에 의한 잔류응력의 이완을 실험적으로 규명하고, 이 실험에서 얻어진 재료의 특성계수를 사용하여 Morrow 식을 수정한 균열발생수명 예측식을 제안한 후 시험편으로 사용된 재료의 균열발생 수명을 예측한다.

압축잔류응력에 의한 응력세기계수를 실험으로 구하고 이를 사용하여 제안된 이론식으로 예측한값과 Reid의 실험결과(2-3)를 비교한 결과 타당성이 있음을 보였으며 이를 요약하면 다음과 같다.

① 냉간가공(cold working)홀(hole) 주변에는 압축잔류응력이 생성되며, 홀(hole)이 있는 평판 시험편의 경우 반복하중에 의한 잔류응력은 원주방향의 잔류응력이 균열발생 및 균열성장지연에 절대적인 영향을 미친다.

② 홀(hole)이 있는 접합구조물의 수명예측을 위해 냉간가공(cold working)의 영향을 고려한 새로운 접근방법을 제시하고, 이 방법이 항공기 정비현장에서 적용 가능한 균열발생 수명예측 및 균열성장 예측기법으로 사용 할 수 있는 가능성을 제시한다.

## 참고 문헌

1. 최청호, 강수준, "항공기 구조 설계를 위한 Cold Working 기술의 적용과 균열발생 및 성장 해석에 관한 연구", 제6회 항공기개발기술 심포지엄 논문집, 1998, pp.338-354.
2. Reid, L., "F-16N Fuel Shaft Joint Fatigue Life



- Extension by Cold Expansion of Fastener Holes", USAF ASIP Conference, San Antonio, TX, 1991, pp.27-34
3. Wagner, R. V., Reid, L., Easterbrook, E. T., and Rufin, A. C., " Beneficial Effect of Split Sleeve Cold Extension on the Fatigue Lives of Pre-cycled Cold Expanded Structure", USAF ASIP Conference, San Antonio, TX, 1992, pp. 27-34.
  4. Clark, G, "Modeling Residual Stresses and Fatigue Crack Growth at Cold Expanded Fastener Holes", Fatigue Fracture of Engineering Materials Structure, VOL.14, NO. 5.
  5. Petrak, G. J. and Stewart, R. P., "Retardation of Cracks Emanating from Fastener Holes", Engineering Fracture Mechanics, 1976, VOL.6, pp.275 -282.
  6. Grandt, A. F. Jr., "Stress Intensity Factors for Some Through Cracked Fastener Holes", International J. of Fracture, VOL.11, NO.2, 1975, pp.283 - 294.
  7. Rich, D. L. and Impellizzeri, L. F., "Fatigue Analysis of Cold-Worked and Interference Fit Fastener Holes", ASTM STP 637, 1977, pp.153-175.
  8. Conlon, J. and Reid, C., "The Effect of Cold-Expanded Holes on the Fatigue Properties of Aluminum Alloy 6082", Fatigue 84, VOL.3, 1984, pp.1683-1690.
  9. Morrow, J."Fatigue Design Handbook, "Advances in Engineering, VOL.4, Society of Automotive Engineers, 1968, pp. 21-29.
  10. Bannantine, J. A., Comer, J. J. and Handrock, J. L.,"Fundamentals of Metal Fatigue Analysis", Prentice-Hall Inc., 1990
  11. Smith, K.N., Watson, P. and Topper, T. H., "A Stress-Strain Function for the Fatigue of Metal", J. of Material, VOL.5, 1970, pp.767-778
  12. Fuchs, H. O. and Stephens, R. I., "Metal Fatigue in Engineering", John Wiley & Sons Inc., 1980
  13. Parker, A., "The Mechanics of Fracture and Fatigue", E. & F. N. SPON Ltd., 1981, pp.145-146.