

Al2024의 균열성장거동에 관한 연구

이원석*, 이현우**

A Study of Crack Growth Behavior of Al2024

Won Seok Lee*, Hyun Woo Lee**

ABSTRACT

This study describes the fatigue characteristics for Al2024 alloy, which is aircraft structure material. For this work, the plane-strain fracture toughness test, the plane-stress fracture toughness test and the crack growth rates test were conducted under the standard testing method. Test equipment is a computer-controlled closed-loop fatigue testing machine. The data of each test result is very important to aircraft structure reliability estimation, life prediction, design analysis, endurance analysis and damage tolerance analysis. In addition, the fatigue crack growth threshold(ΔK_{th}) value decreased as the stress ratio increased. Also, ΔK_{th} decreased as the thickness increased in LT, TL directions.

Key Words : Damage Tolerance Design(손상허용설계), Crack Opening Displacement(균열개구변위), Stress ratio(응력비), Fatigue Crack Growth Threshold(피로균열성장 하한계)

1. 서론

재료의 내부에 존재하고 있는 결함이나 균열은 낮은 응력하에서도 성장하며, 균열이 성장함에 따라 잔류 강도가 감소되고 임계 균열 길이에 도달하면 불안정 파괴가 일어나게 된다. 그러므로 재료 자체의 결함이나 미소 균열의 존재를 가정한 Damage Tolerance Design의 경우, 재료의 균열 성장 거동에 대한 규명은 필수적이다. 특히, 항공기와 같이 부가가치가 높고 고도의 안전도가 요구되는 구조물을 설계하기 위하여는 사용 재료에 대한 정확한 피로 특성의 자료가 필요하다. 즉 항공기의 건전성 평가 및 수명 예측을 위해서는 임계 부위에 대한 내구성 및 손상 해석이 반드시 수행되어야 한다. 이를 위해서는 표준화된 시험법(ASM, Americ

an Society for Testing and Materials)에 의한 재료의 피로 및 파단시험 결과를 정량적, 정성적으로 분석하여야 하며, 이 시험 결과를 근거로 하여 항공기의 건전성을 입증하고 피로 수명을 예측하여 설계에 반영하여야 한다.^{(1),(2)}

경량 및 내식성 구조용 재료인 알루미늄은 합금화(alloying)와 복합화(composition)에 의하여 강화되었고, 열처리와 냉간가공에 의하여 더욱더 강화되어 사용된다. 이러한 알루미늄 합금은 강도 대 질량비가 높고, 좋은 부식 저항을 가지며, 가공의 용이함으로 인해 사용빈도가 날로 증가하는 추세이다. 특히 Al2024는 열처리 가능한 Al-Cu합금으로 여러 종류의 생산 형태와 열처리에서 유용하며 재료 물성치는 열처리에 의해서 폭넓게 변화한다.

* 연암공업대학 기계설계과

** 부산대학교 기계공학부

즉 T3, T4형의 열처리는 높은 인성(toughness)을 가지는 반면, T6, T8형의 열처리는 매우 높은 강도(strength)를 갖게 한다. 또한, 높은 온도에서 우수한 크리프 저항과 특성치를 가지며, 침식에 대한 저항성(corrosion resistance)이 크다.⁽³⁾

따라서, 본 연구에서는 항공기 구조물에 사용되는 Al2024합금에 대해 열처리(T3, T351, T3511 T42)조건을 만족하는 재료의 방향성과 두께 변화에 따른 임계 균열의 길이와 잔류 강도의 예측을 위해 LT, TL방향에서 여러 가지 두께에 대하여 파괴 인성 시험을 실시하였으며, 피로수명 예측 및 손상 평가를 위해 피로 균열 성장률 시험을 수행하였다.

2. 실험

2.1 시험편

일반적으로 Al2024는 Al-Cu-Mg계 합금으로서 열처리에 의해 강도를 증가시켜 사용한다. 실험에 사용된 시험편의 열처리는 T3, T351, T3511, T42로서 각 열처리의 특징은 Table 1과 같다.

2.2 인장시험

표준인장시험은 ASTM-E8에 제시된 방법 및 시험편을 사용하였다. 시험편의 기하학적 형상과 치수는 Fig. 1과 같다. 또한 게이지 길이가 25mm인 extensometer를 사용하였으며, 상온에서 하중제어 방식으로 수행하다가 항복 후에는 변형률 제어 방식으로 ASTM에서 제시한 실험 속도를 유지하였다. 이는 실험장비에서 자동으로 체크를 해준다.

2.3 평면변형률 파괴인성 시험

평면변형률 파괴인성 시험은 ASTM E399, E647

Table 1 Heat treatment condition

Type	Condition
T3	용체화처리 후 냉간가공하고 자연 시효시킨 것
T351	용체화처리 후 단면감소율을 약 5%로 냉간가공한 것
T42	용체화처리 후 자연시효시킨것

,E561에 제시된 방법 및 제작된 CT(compact tension)형태의 시험편을 사용하였다. 시험편의 기하학적 형상과 치수는 Fig. 2와 같다.

평면변형률 파괴인성 실험에서의 노치 형태는 Chevron type을 취하였고, 초기균열은 sharp crack 조건으로 양쪽 표면의 균열길이 차이가 10%를 넘지 않도록 하였다. 초기 균열 길이는 2.5mm이다. 실험시의 균열은 compliance방법으로 COD (crack opening displacement)게이지의 부착위치에 따른 상수값을 사용하여 길이를 측정하였다. 또한 실험을 종료한 후 시험편을 파단시켜 ASTM에서 제시한 유효성 검사를 수행하였다.

이는 시험장비에서 제공한 통합 패키지에서 자동으로 수행한다.(부록에 MTS장비 및 COD게이지 부착 사진 수록)

2.4 평면응력 파괴인성 시험

평면응력 파괴인성 실험은 ASTM-E561에 제시된 규정에 의해 실험하였다. 시험편의 기하학적인 형상 및 치수는 Fig. 3과 같다. Al2024는 T3의 열처리에 의해 높은 인성(toughness)을 가지므로 평면응력 파괴인성 실험은 T351, T3511 재료의 LT, TL방향의 두께 10, 13, 20mm를 선택하였다.

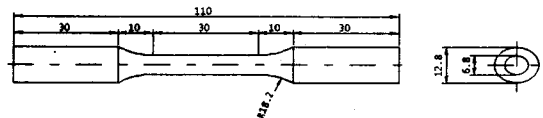


Fig. 1 Geometry and sizes of tensile test specimen

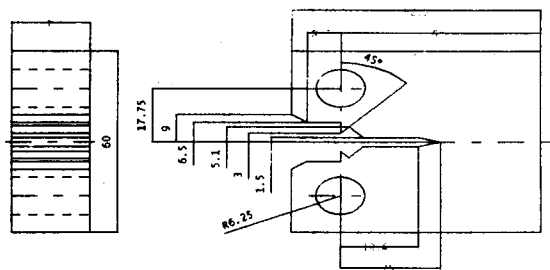


Fig. 2 Geometry and sizes of CT type specimen for plane-strain fracture toughness test.

2.5 피로균열성장률 실험

균열성장률 실험은 ASTM-E647의 규정에 의해 실험하였다. 시험편의 기하학적 형상과 치수는 Fig. 4와 같고, 균열길이 측정은 COD 게이지를 이용하였다.

두께가 얇은 CCT(center cracked tension)형태의 시험편은 Fig.5와 같고, 시험편에서의 균열길이는 CCD(charge-coupled devices) 카메라에 의해 컴퓨터 화면에 모니터링되는 화상처리기법을 사용하여 측정하였다. 또한 균열성장률 실험에서의 응력비

(stress ratio, $R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}}$)는 0.1, 0.3, 0.5의 세가지

로 하였다. 초기균열은 step down 방식으로 하였고, 최대응력강도계수는 초기균열의 실험시의 응력강도계수보다 작아야 하므로 균열성장률 실험에서의 일정진폭 하중의 최대값은 3, 4, 5kN이 되도록 하였다.

균열성장률 실험에서의 데이터 처리는 실험중에 $da/dN - \Delta K$ 선도를 자동으로 그려주는 통합 패키지를 사용하였다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1 인장실험

표준인장실험의 결과는 Table 2와 같다. 이 실험 결과와 비교하기 위한 동일 재료의 경우에 MIL-HDBK이 제시한 값은 T351 재료의 LT, 사각

형 시험편(두께 6.35mm)의 항복응력은 약 322.37MPa, 인장응력은 445.84MPa이다. TL의 경우 항복응력은 288MPa, 인장응력은 438.98MPa로 나타났다. 그러나, 동일한 재료를 사용하더라도 단면의 형태에 따라 다소 차이가 난다. 즉 원형단면의 항복응력 인장강도가 사각형 단면보다 다소 크게 나타난다. 그러므로 Table 2의 인장실험의 결과는 양호한 것으로 판단된다.

인장실험의 결과를 결정입자의 방향성으로 분석하면 LT방향이 TL방향보다 항복응력 및 인장강도가 약간 높게 나타나며, T42의 경우는 그 차이가 다소 심하다. 또한 열처리 조건별로 분석하면 T3511의 경우가 T42의 경우보다 다소 높게 나타난다.

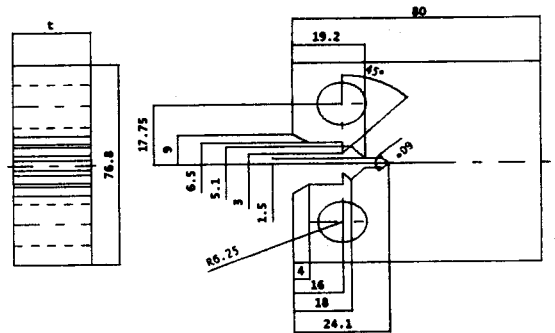


Fig. 4 Geometry and sizes of CT type specimen for fatigue crack growth rates test.

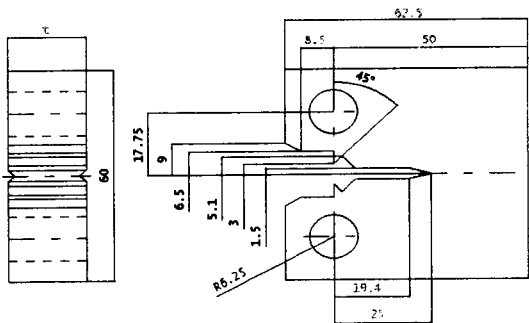


Fig. 3 Geometry and sizes of CT type specimen for plane-stress fracture toughness test.

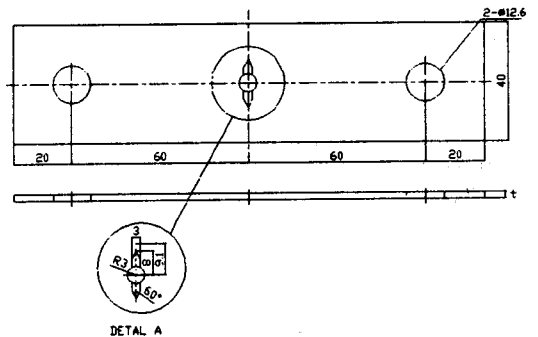


Fig. 5 Geometry and sizes of center cracked tension specimen for fatigue crack growth rates test

3.2 평면변형률 파괴인성 실험

평면변형률 파괴인성 실험결과는 Table 3과 같다. 실험에 의해 구해진 파괴인성 K_q 는 소규모 항복상태이기 때문에 식(1)의 치수조건을 만족하여야 평면변형률 파괴인성 K_{Ic} 로 인정이 된다.

$$B, a \geq 2.5 \left(\frac{K_q}{\sigma_y} \right)^2 \quad (1)$$

여기서 B는 시험편의 두께, a는 균열길이, σ_y 는 항복응력, K_q 는 응력강도계수이다. 실험 결과 T3, T351(LT, TL)의 경우는 식(1)을 만족하여 유효한 K_{Ic} 의 값이 되지만, T42는 식(1)을 만족하지 않으므로 K_{Ic} 로 사용할 수 없다.

일반적으로 치수조건이 만족되지 않으면 최소한 1.5배 이상의 두께를 갖는 시험편을 사용하여 재시험해야 한다. Table 3의 T351에서와 같이 LT방향의 K_{Ic} 값이 TL방향의 K_{Ic} 값보다 크며, Al2024재료의 T3 열처리(용체화처리 후 냉간가공하고 자연시효시킴)는 높은 인성을 갖는다. 특히, Al2024-T3의 LT방향의 K_{Ic} 는 Al합금중에서 가장 높은 범위에 속한다.

3.3 평면응력 파괴인성 실험

평면응력 파괴인성의 실험결과는 Table 4와 같다. 동일한 방향성을 가지는 경우에 있어서 시험편 두께가 평면변형률 파괴인성이 두께가 작은 경우보다 K_C 값은 다소 증가한다. 또한 동일재료에 있어서 LT방향이 TL방향보다 K_C 값이 다소 높게 나타난다.

3.4 피로균열성장률 실험

피로균열성장률(da/dN)은 시험온도, 주파수, 평균응력등에 따라 영향을 받는다. 그러나 Paris는 이러한 변수들의 함수적인 관계를 하나의 변수인 응력강도계수(ΔK)로 표시하였다. 이를 대수 그래프상에 표시하였을 때 식(2)와 같이 표현된다.

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (2)$$

단, 여기서 a는 균열 길이, N은 Cycle 수, ΔK 는 응력강도계수폭, C와 m은 실험상수로서 재료 물성치가 아니라 실험조건에 따라 변한다. 식(2)는 균열성장률과 응력강도계수의 관계를 나타내는 편리하고 간단한 형태로 표현되어 자주 사용되나, 응력강도계수가 아주 작은 범위(ΔK_{th}) 및 높은 범위(K_C)에서는 실험과 잘 일치하지 않고, 평균응력의 영향을 반영하지 못한다. 그러므로 ΔK_{th} , K_C 이외의 구간에서 응력비에 따라 제시되는 C, m을 사용하고 식(2)를 적분하면 피로파괴수명을 예측할 수 있다.

Table 3 Results of plane-strain fracture toughness test

Specimen	Thick-ness (mm)	Crack size (mm)	Yield stress (MPa)	Kq (MPa \sqrt{m})	
				test	ref.
T3	30	32.5	394	33	34
T351	LT	30	366	38	31-44
	TL	30	311	32	30-47
T351(LT)	27.6	31.6	394	51	-

Table 2 Results of tension test

Specimen Type	Yield stress (Mpa)	Ultimate stress (Mpa)	Young's modulus (Mpa)
T3 (LT)	394	508	70640
T351	LT	497	72327
	TL	476	72218
T351(LT)	394	468	71046
T42	LT	480	72741
	TL	200	63513

Table 4 Results of plane-stress fracture toughness test.

Type	Specimen		Grain direction	Kc (MPa \sqrt{m})
	Thick-ness	Width		
T351	10	50	TL	48
	13	50	LT	48
	13	50	TL	45
T351(LT)	10	50	LT	45
	10	50	TL	44
	18	64	TL	68
	20	50	LT	43

균열성장률 실험결과 Paris식의 실험상수 C, m 을 응력비에 따라 정리하면 Table 5와 같다.

균열성장률 실험결과를 대수 그래프로 나타내면 대체로 Fig.6과 같은 경향이다.

Fig.6은 T3, LT, t=2 경우에 대해 응력비(R)가 0.1, 0.3, 0.5인 경우의 실험결과이다. Fig.7, Fig.8은 T351에서 LT와 TL 방향의 결과이며, Fig.9는 T3511, Fig.10은 T42에서 각 응력비에 따른 실험 결과이다. 응력비가 커질수록 동일한 ΔK 에 대해서 1 사이클당의 균열진전속도인 da/dN 의 값이 크므로, 균열이 빨리 진전한다는 것을 의미한다.

T3, T351, T3511의 재료에서 LT 및 TL방향의 CT시험편을 사용하여 실험한 결과에서는 동일한 두께에서 응력비가 커질수록 m값이 다소 증가하는 경향이 있다.

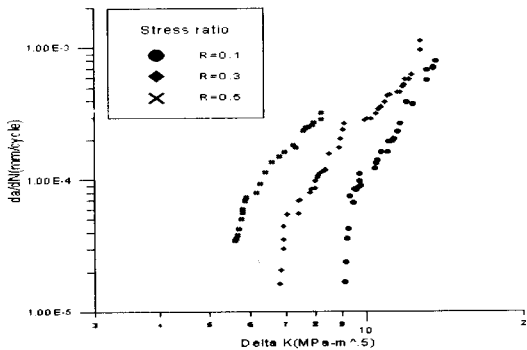


Fig. 6 Result of crack growth rate test (Al2024-T3, LT, t=2mm)

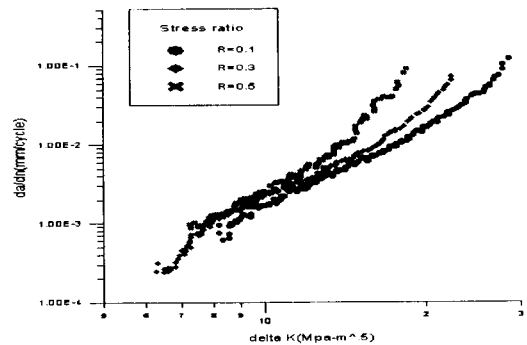


Fig. 7 Result of crack growth rate test (Al2024-T351, LT, t=13mm)

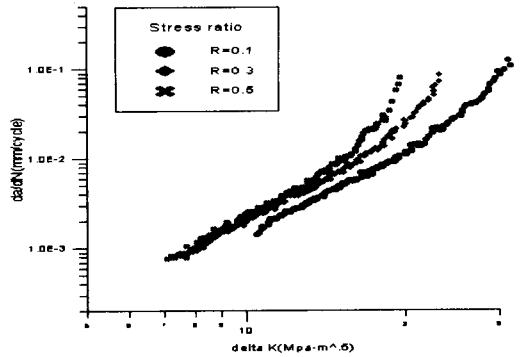


Fig. 8 Result of crack growth rate test (Al2024-T351, TL, t=13mm)

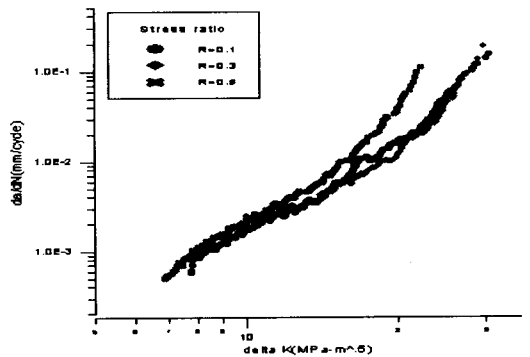


Fig. 9 Result of crack growth rate test (Al2024-T3511, LT, t=18mm)

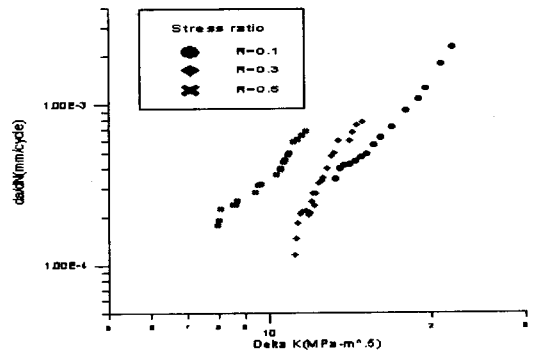


Fig. 10 Result of crack growth rate test (Al2024-T42, LT, t=1mm)

Table 5 Results of fatigue crack growth test.

Material		stress ratio	C	m	ΔK_{th} ($MPa\sqrt{m}$)
T3 (LT, t=2, CCT)		0.1	9.28E-10	4.59	-
		0.3	9.84E-10	5.62	-
		0.5	1.15E-10	6.73	-
T351 LT	t=2.5 (CCT)	0.1	1.21E-11	4.28	-
		0.3	9.81E-12	4.44	-
		0.5	4.00E-12	4.74	-
	t=10 (CT)	0.1	1.76E-08	3.72	1.60
		0.3	5.95E-08	3.48	1.50
		0.5	1.88E-08	4.17	1.49
	t=13 (CT)	0.1	4.71E-08	3.53	1.24
		0.3	3.23E-08	3.82	1.34
		0.5	9.78E-09	4.52	1.18
T351 TL	t=10 (CT)	0.1	2.91E-08	3.91	1.67
		0.3	1.96E-08	4.01	1.52
		0.5	5.97E-09	4.65	1.38
	t=13 (CT)	0.1	4.32E-08	3.52	1.28
		0.3	4.16E-08	3.64	1.27
		0.5	2.85E-08	3.96	1.38
T3511 LT	t=3 (CCT)	0.1	1.98E-09	5.17	-
		0.3	4.96E-09	5.26	-
		0.5	1.06E-10	6.85	-
	t=10 (CT)	0.1	1.32E-06	2.92	3.45
		0.3	1.13E-06	3.35	1.98
		0.5	4.56E-08	3.91	1.23
	t=18 (CT)	0.1	3.64E-08	3.54	1.34
		0.3	6.28E-08	3.45	1.15
		0.5	3.83E-08	3.78	1.29
T42 TL	t=0.5 (CCT)	0.1	4.93E-07	2.37	-
		0.3	4.40E-08	3.69	-
		0.5	1.09E-08	4.69	-
	t=1 (CCT)	0.1	4.01E-08	3.47	-
		0.3	1.31E-10	5.84	-
		0.5	3.98E-10	6.87	-

또한 T42 재료의 TL방향에서 CCT시험편을 사용한 경우에 있어서는 m의 값은 조금 더 큰 쪽으로 증가하는 경향을 나타낸다.

일반적으로 균열성장률 실험에 있어서 CT시험편은 인장-압축하중에서 사용을 제한하고 있으며, 시편 두께의 범위는 $W/20 \leq B \leq W/4$ 의 범위가

며, CCT의 경우는 얇은 두께($B \leq W/8$)에서 사용하고, 좌굴하중에 대해서만 제한을 둔다.

균열성장률 실험시 시험편에 관한 규격의 가장 큰 특색은 평면변형조건을 제외하고 소규모 항복 조건만을 고려한다는 것이다. 이러한 평면응력상태의 소성역은 균열단합 현상을 초래하여 균열성장률 실험에 영향을 주는 것으로 판단된다.

또한 동일한 두께에 대해서 LT방향에 비하여 TL방향의 균열성장 곡선이 더 급격하게 나타난다. 이는 결정립의 유동방향에 수직인 방향으로 파괴인성 즉, 균열성장에 대한 저항성이 낮아지는 결과이다.

균열성장을 위한 최소한의 응력강도계수인 ΔK_{th} 를 일부의 시험편으로 실험하였다. 실험결과 응력비의 증가에 따라 ΔK_{th} 의 값이 다소 감소하는 경향이 있다. 또한 LT, TL의 각 방향에서 두께가 증가함에 따라 ΔK_{th} 의 값이 다소 감소함을 알 수 있다.

4. 결론

일반적으로 손상허용설계는 항공기의 경우에서와 같이 기체의 제조때에 결함이나 손상의 발생을 적게하는 한편, 잔류결함의 치수, 운용중의 피로균열진전에 대한 정보는 상당히 중요하다. 그러므로 균열성장 및 파괴인성 실험을 통해 데이터의 축적은 필수적이라 하겠다.

본 연구에서는 Al2024 재료에 높은 인성을 부여하는 열처리조건(T3, T351, T3511, T42)을 수행한 LT, TL방향의 시험편을 이용하여 피로실험을 통해 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. T3, T351, T3511 열처리한 LT, TL방향의 CT 시험편을 사용한 균열성장률 실험결과 Paris의 실험상수 m의 값은 응력비의 증가에 따라 증가함을 알 수 있고, T42 열처리한 TL 방향의 CCT 시험편을 사용한 경우에 있어서는 증가 폭이 조금 더 크게 나타났다.
2. ΔK 의 최소값인 ΔK_{th} 는 동일한 두께에서 응력비가 증가함에 따라 감소하며, 동일한 열처리 및 두께에서 LT 및 TL의 방향으로 비교하면 두께가 증가함에 따라 ΔK_{th} 의 값이 다소 작아진다.

참고문헌

1. MIL-A-83444, "Airplane Damage Tolerance Requirments," Air Force Aeronautical Systems Division, 1974.
2. Federal Aviation Regulation PART 23, "Damage-Tolerance and Fatibue evaluation of Structure," pp. 25-571, 1978.
3. 이원석, 이현우, "단조 성형된 Al7050 합금의 균열성장거동에 관한 연구," 항공기술세미나(98),공군군수사령부, pp. 171-192, 1998.
4. ASTM-E8, E399, E647, E561, Vol. 3.01

부 록

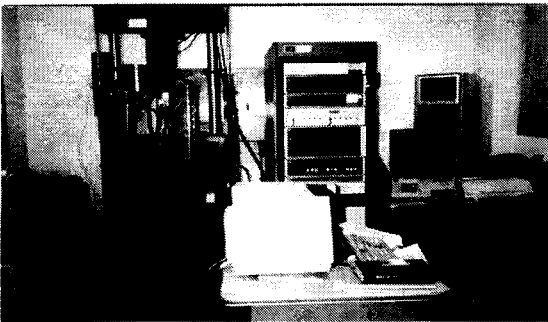


Photo 1. MTS(Material Testing System)

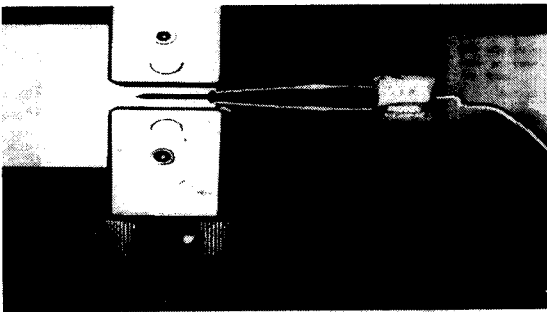


Photo. 2. COD(crack opening displacement) gage attached to CT specimen