

항공기 압력차단벽 손상허용설계를 위한 피로균열성장거동 해석*

권정호 · 황경정

수송시스템공학부(항공우주공학전공)

<요 약>

압력차단벽 구조는 보강박판 구조형태로 이루어져 있으며 초기 설계과정에서 균열성장평가를 위한 응력강도해석에 유한요소해석법을 널리 사용하고 있으나 반복되는 계산작업이 매우 번거롭고 많은 시간이 소요되게 된다. 특히 압력차단벽은 내압을 효과적으로 감당하기 위하여 보통 곡면 보강구조 형태로 설계되며 이러한 구조적 특성상 보강평판과는 달리 내압에 의해 표피구조에 이축응력이 발생하고 균열면을 따라 부풀어오름(bulging) 현상이 발생되기 때문에 설계과정에서 손상허용해석이 까다롭게 된다.

이에 본 연구는 보강평판 해석에 적용한 바 있는 중첩법을 활용하여 압력차단벽 구조의 응력강도해석을 수행하고 유한요소해석 결과와 비교함으로써 중첩법의 활용 가능성을 검토하였다. 또한 내압차단벽의 손상허용 범위를 중앙보강재가 건재한 경우와 파손된 경우로 나누어 표피균열 끝단의 응력강도해석 및 균열성장해석을 수행함으로써 손상허용성 확장에 따른 균열성장수명을 비교하였다.

Analysis of Fatigue Crack Growth Behavior for Damage Tolerance Design of Fuselage Bulkhead Structure

Jung-Ho Kwon · Kyung-Jung Hwang
School of Transportation Systems Engineering

<Abstract>

The fuselage pressure bulkhead is one of the important primary structures which

* 본 연구는 중형항공기 사업조합 (ECKC)의 중형항공기 개발사업의 위탁연구과제로 수행된 내용의 일부임을 밝힙니다.

should be designed satisfactorily damage tolerant. The calculation of fatigue crack growth in this study formed part of the preliminary analysis of damage tolerance design for the fuselage rear bulkhead of a medium civil transport. On the basis of superposition technique, stress intensity solution was derived for the cracked stiffened panel of the pressure bulkhead. The solution used is that of Poe for a built-up skin stiffener construction having a skin crack originating at a failed stiffener location. Both cases of intact and broken center stiffener were considered on the calculation of crack tip stress intensity factor. The only loading on the bulkhead is that of pressure, which is consisted of internal cabin pressurization and external suction. The finite element analysis was also carried out for the stress intensity factor solution and its results were compared to that of closed form solution. The influence of center stiffener broken and biaxial stress state of skin, and also the effect of skin bulging due to internal pressure on crack growth behaviors, are also studied.

1. 서 론

군용이나 민간수송기 동체내부의 여압차단벽(벌크헤드)은 항공기 안전에 매우 중요한 역할을 하며 외피구조에 비하여 설계과정에서 손상허용해석이 까다롭다. 내압차단벽의 파손에 의한 항공기 추락사고는 1985년 8월 12일에 발생한 JAL B-747 국내선 항공기 사고를 예로 들 수 있다. 이때 밝혀진 사고 원인은 비정상적인 착륙과정에서 후방동체에 위치한 압력차단벽에서 발생한 미소균열이 객실여압에 의한 피로하중으로 인하여 임계길이까지 성장함으로써 차단벽이 파열되고 인근 수직안정판 연결구조가 파손됨으로써 항공기가 추락한 것으로 알려졌다. 이와 같이 수송기 동체의 압력차단벽은 설계과정에서 손상허용해석 및 평가가 매우 중요하다. 그러나 주익구조가 보강평판인 것과는 달리 압력차단벽은 내압을 효과적으로 감당하기 위하여 보통 곡면보강구조 형태로 설계되게 된다. 따라서 구조적 특성 상 평판보강재의 경우와는 달리 내압에 의해 표피구조에 이축응력이 발생하고 균열면을 따라 부풀어오름(bulging)의 현상이 발생하게 된다[1,2].

이와 같은 리벳연결 보강박판구조들의 해석은 구조적으로 복잡하여 대개 유한요소해석법을 널리 활용하고 있다. 그러나 초기 설계과정에서 균열성장평가를 위한 응력강도해석에 유한요소해석법을 사용할 경우 반복되는 계산작업이 매우 번거롭고 많은 시간이 소요되게 된다[13,15]. 이에 따라 본 연구는 보강평판 해석에 적용한 바 있는 중첩법[13,15]을 활용하여 동체 압력차단벽구조의 응력강도해석을 수행하고 유한요소해석 결과와 비교함으로써 중첩법의 활용 가능성을 검토하였다. 또한 내압차단벽의 손상허용 범위를 중앙보강재가 견제한 경우와 파손된 경우로 나누어 표피균열 끝단의 응력강도해석을 수행하고 균열성장해석을 수행함으로써 손상허용성 확장에 따른 균열성장수명을 비교하였다. 이때 표피의 이축응력과 부풀어오름 효과를 고려하기 위하여 보강평판에서 사용된 중첩법의 영향계수를 수정하여 계산을 수행하였다. 이러한 본 연구의 결과는 향후 수송기의 내압차단벽 설계과정에서 손상허용해석에 직접 활용될 수 있을 것이다.

2. 이론적 배경

2.1 중첩법에 의한 응력강도해석

반모노코크 구조와 같이 복합적인 조립구조의 해석은 보통 유한요소해석법[3,4]을 널리 사용하고 있다. 그러나 균열성장에 따른 보강박판 구조의 해석에는 균열끝단의 응력강도에 미치는 영향이 큰 리벳연결부 변형에 대한 적절한 모델링이 어렵고, 균열길이가 변함에 따라 응력강도해석을 반복적으로 수행해야 하는 번거로움이 따른다. 뿐만아니라 초기 설계과정에는 잦은 설계변경이 발생하게 되고 이때마다 매번 유한요소모델링 작업을 다시 수행해야 하는 문제점도 따른다. 따라서 초기 손상허용설계 과정에 적용하기 위한 효율적인 해석적 기법이 강구되게 되었고 이와 관련하여 Poe[5], Swift[3] 그리고 Vlieger[6] 등이 균열이 있는 무한평판의 탄성해를 이용하여 보강평판 해석을 수행한 바 있다. 특히 Poe[5]는 보강판 구성요소에 대하여 중첩의 원리를 적용하여 리벳 전달하중을 해석하였고 Swift[3]는 실험결과를 기초로 리벳 연결부의 유연도를 고려한 해석을 수행하였다.

균열이 있는 보강판구조에 인장응력, σ_{∞} 가 작용하면 표피와 보강재의 리벳 연결부위에서 각각 크기는 같고 방향이 반대인 리벳하중이 발생하게 된다. 이때 보강판의 거동을 리벳하중이 작용하는 균열이 있는 비보강평판과 보강재로 분리하여 고려할 수가 있고 탄성거동 내에서 각각의 구조요소에 대한 응력과 변형률 사이의 구성방정식을 중첩시킴으로써 리벳하중들을 구할 수가 있다. 즉, 탄성거동 내에서 각각의 구성요소에 대하여 각 리벳 연결점에서의 변위, $V(i, j)$ 와 리벳하중, F_{pq} 사이는 영향계수(influence coefficient)를 사용하여 선형적 관계식으로 표현할 수가 있다[13,15]. 여기서 (i, j) 번째 리벳위치에서의 표피와 보강재의 변위적합조건으로부터 리벳하중에 대한 구성방정식을 다음과 같이 나타낼 수가 있다[13,15].

$$\alpha_{ij}^{pq} F_{pq} = \beta_{ij} \sigma \tag{식 1}$$

단,

$$\alpha_{ij}^{pq} = b_{ij}^{pq} + c_{ij}^{pq} - e_{ij}^{pc}$$

$$\beta_{ij} = d_{ij} - a_{ij}$$

여기서 영향계수 a_{ij} , b_{ij}^{pq} , c_{ij}^{pq} , d_{ij} , e_{ij}^{pc} 는 Poe[5], Vlieger[6] 등에 의해 구할 수 있다. 위의 식으로부터 리벳전달하중, F_{pq} 를 구함으로써 표피균열 끝단의 응력강도계수는 다음과 같이 응력강도계수치를 중첩하여 얻을 수 있다.

$$K = K_{(a)} + K_{(c)} \tag{식 2}$$

단,

$$K_{(a)} = \sigma \sqrt{\pi a}$$

$$K_{(c)} = \sum_p \sum_q \overline{K_{pq}} F_{pc}$$

여기서 $\overline{K_{pq}}$ 는 마주보는 두쌍의 F_{pq} 에 대한 응력강도계수의 영향계수행렬로서 $\overline{K_{pq}}$ 는 Paris[11]의 결과로부터 다음 식으로 표현된다.

$$\overline{K_{pq}} = \frac{\sqrt{\pi a}}{\pi t_{sk}} [(3 + \nu) \phi_1 - (1 + \nu) \phi_2] \quad (\text{식 3})$$

여기서 ϕ_1 과 ϕ_2 는 형상파라미터이다.

2.2 응력강도수정계수

균열이 있는 보강판에서 보강재의 역할은 균열끝단의 응력강도를 저하시켜 균열성장을 저지시키는 것이다. 보강판구조의 형상변화에 따른 응력강도의 변화를 고찰하는데는 다음 식으로 표현되는 비보강평판에 대한 응력강도의 비값 즉, 균열길이의 함수로 표현되는 보강판 형상에 대한 응력강도수정계수를 사용하여 보강재의 영향을 분석할 수가 있다.

$$C(a) = \frac{K_{stiff}}{K_{unstiff}} \quad (\text{식 4})$$

$$K_{unstiff} = \sigma \sqrt{\pi a} \cdot f\left(\frac{a}{W}\right)$$

단, a: 균열길이, W: 평판폭, σ : 공칭응력, $f\left(\frac{a}{W}\right)$: 형상보정계수

일반적으로 평판폭이 균열길이에 비해 충분히 크면 $f\left(\frac{a}{W}\right) \approx 1$ 이 되고 보강판넬의 불안정 균열성장은 K_{stiff} 값이 비보강판의 평면응력 파괴인성치, $K_c (= \sigma_c \sqrt{\pi a_c})$ 에 도달할 때 발생하게 되므로 균열길이의 변화에 대한 보강평판의 잔류강도 임계응력, $\sigma_{c_{sh}}$ 와는 다음 관계식으로 표현할 수 있다.

$$\sigma_{c_{sh}} = \frac{K_c}{C(a) \cdot \sqrt{\pi a_c}} = \frac{\sigma_c}{C(a)} \quad (\text{식 5})$$

여기서 σ_c 는 비보강평판의 불안정파괴 발생응력으로 $\sigma_c = K_c / \sqrt{\pi a_c}$ 로부터 얻을 수 있다.

3. 응력강도수정 및 균열성장해석

3.1 중앙보강재 파손의 영향

압력차단벽의 손상허용 기준을 중앙보강재가 파손된 상태까지 확장할 경우 검사주기 내의 균열성장이 임계균열 길이까지 성장하지 않도록 구조설계를 하기 위하여 중앙보강재가 파손된 상태의 균열성장 거동을 해석하여야 한다. 중앙보강재가 파손되었을 때는 중앙보강재 리벳하중의 방향이 반대로 작용하여 표피의 균열성장을 오히려 가속시키는 결과를 가져오게 된다. 그러므로 파손된 중앙보강재의 영향을 고려하기 위하여 보강판 구조에 대한 영향계수를 다음과 같이 수정하고 리벳전달하중과 응력강도계수를 다시 계산하여야 한다 [14]. 즉,

- . $j \neq 1$ 일 때

$$\alpha'_{ij}{}^{pq} = \alpha_{ij}{}^{pq} - \alpha_{11}{}^{pq} \tag{식 6}$$

$$\beta'_{ij} = \beta_{ij} - \beta_{11}$$

- . $j = 1$ 일 때

$$\alpha'_{11}{}^{pq} = 1 \tag{식 7}$$

$$\beta_{11} = \frac{E_{st_1}}{E_{sk}} A_{st_1}$$

3.2 부풀어오름(Bulging) 효과의 영향

균열을 가진 곡면보강판 구조에 내압이 작용하면 균열주변에 부풀어 오름(bulging)이 발생하게 된다. 즉, 내압에 의해 표피에 원주방향응력(hoop stress)이 발생하게 되나 균열표면에서는 응력이 영이 되어 평형상태를 이루기 위한 반력으로 균열면을 따라 표피가 부풀어 오르게 된다. 이것은 균열끝단에 국부적인 굽힘을 유발시키게 되고 균열끝단의 유효응력강도를 증가시키게 된다. Kuhn[1]은 실험을 통하여 비보강 곡면박판에 대하여 부풀어오름 영향인자를 표현하는 실험식을 구한 바 있다. 그런데 Swift[2]에 의하면 보강박판의 경우 균열이 보강재 근처까지 성장하였을 때는 이러한 부풀어오름 효과는 점차 사라지고 균열이 $b/2$ (여기서 b 는 보강재 간격) 근처에 있을 때 부풀어오름 효과가 최대인 것으로 알려졌다. 특히 보강판의 보강재 간격이 큰 경우 이러한 부풀어오름 효과가 크게 나타나게 된다. 따라서 이러한 보강판 구조의 형상에 대한 기하학적 영향을 고려하고 균열길이가 $a=b/2$ 에서 $a=b$ 까지 증가하는 동안 부풀어오름 효과가 cosine함수로 감소한다고 가정하면, 보강판의 부풀어오름 영향계수는 다음 식과 같이 표현할 수가 있다.

$$C_B(a) = 1 + \frac{5(b/2)}{2R} \left[1 + \cos \pi \left(1 + \frac{2a}{b} \right) \right] \tag{식 8}$$

여기서, $a = 0$ 또는 $a=b$ 일 때 : no bulge effect

$$a = \frac{b}{2} \text{ 일 때} \quad : \text{max. bulge effect}$$

그런데 중앙보강재가 파손되었을 경우는 보강재 사이의 거리를 $2b$ 로 간주할 수 있으므로 위 의 식에서 b 대신 $2b$ 를 대입하여야 한다. 따라서 부풀어오름 효과를 포함하여 응력강도계수식을 표현하면 앞에서 중첩법으로 해석한 보강판 구조의 형상에 대한 기하학적인 응력강도수정계수, $C(a)$ 와 부풀어오름 영향계수, $C_B(a)$ 를 곱하여 다음과 같이 표현된다.

$$K_{\text{curved, stiffened}} = \sigma \sqrt{\pi a} \cdot C(a) \cdot C_B(a) \quad (\text{식 9})$$

3.3 이축응력의 영향

앞에서 설명한 중첩법에 의한 수식은 보강박판 구조에 단축 인장하중이 작용할 때의 경우이다. 그러나 구형의 압력차단벽에 내압이 작용하게 되면 이축으로 동일한 원주응력이 작용하게 된다. 따라서 이러한 이축응력의 상태를 고려하여 계산식을 수정할 필요가 있다. Swift[2]에 의하면 원주응력을 받는 균열이 있는 동체구조에서 축방향응력이 작용하는 경우와 응력이 작용하지 않는 경우에 대하여 각각 잔여강도시험을 수행한 결과 축방향응력이 작용하는 경우의 파괴인성치가 약 10~20% 크게 나타났다. 즉, 이축응력 상태에서 응력강도가 저하됨을 알 수가 있다. 이것은 그림 1에서 보는 바와 같이 균열 수직방향으로 원주응력이 작용하면 균열길이 방향으로 압축응력이 발생하고 내압과 더불어 균열길이를 따라 부풀어오름을 유발시켜 균열끝단에 굽힘이 발생하여 응력강도가 증가되게 된다. 그러나 이축응력이 작용하면 부풀어오름을 감소시켜 응력강도를 저하시키는 효과를 가져오게 된다. Swift가 제시한 결과에서 보면 특히 2폭(bay) 균열의 경우는 1폭(bay)에 비하여 이축응력의 영향이 크게 나타나는 것을 알 수 있다. 따라서 (식 1)의 영향계수, a_{ij} 에 해당하는 항을 다음과 같이 수정함으로써 이축응력을 고려하여 응력강도를 계산할 수 있다.

$$(V_a)_{ij} = \frac{\sigma}{E} \sqrt{r_1 r_2} \left[2 \sin \frac{\theta_1 + \theta_2}{2} - \frac{(1 + \nu) y_j r}{r_1 r_2} \cos \left(\theta - \frac{\theta_1 + \theta_2}{2} \right) \right] \quad (\text{식 10})$$

3.4 피로균열성장 해석

균열성장수명 거동을 고찰하기 위하여 매 하중사이클에 대하여 균열성장증분을 계산하여야 한다. 비행하중이나 지상하중 등과 같이 불규칙 변동하중을 받는 항공기 주구조의 경우는 하중이력에 대한 하중사이클 순서의 영향을 감안하기 위하여 균열증분 계산에 Willenborg[8] 모델을 주로 사용하고 있다. 그러나 압력차단벽은 동체내부 구조로서 매 비행마다 동일 하중사이클이 1회 작용하게 된다. 따라서 거의 매 비행시마다 일정진폭하중을 받게 되므로 하중이력의 영향을 고려할 필요가 없으며 아래와 같은 Forman[7] 관계식

을 사용하여 매 하중사이클에 대한 균열성장증분을 계산하도록 한다.

$$\frac{da}{dN} = \frac{c(\Delta K)^m}{(1-R)K_c - \Delta K} \quad (\text{식 11})$$

그러므로 균열성장은 하중사이클 당 계산된 균열증분을 다음과 같이 누적함으로써 비행회수에 따른 균열길이를 구하였다. 즉,

$$a_i = a_{i-1} + \int_{a_{i-1}}^{a_i} \frac{da}{dN} \quad (\text{식 12})$$

여기서 사용한 2024-T3에 대한 재료의 특성치인 Forman 상수 c , m , K_c 는 참고문헌[7]에서 제시한 값을 사용하였다. 또한 균열성장 해석절차는 참고문헌[12]에서 전산프로그램화 한바 있다.

4. 압력차단벽 구조형상 및 손상허용기준

중형수송기에 사용되는 후방동체 내압차단벽의 전형적인 구조형태는 구형의 보강판구조로써 실제 해석에 사용된 차단벽구조는 그림 2와 같이 반경이 90인치로써 반경방향으로는 단면이 오메가형인 보강재가 리벳으로 연결되어 있고 원주방향으로는 띠(strap)형태의 보강재가 표피에 접착 연결되어 있는 구조형태이다. 표피와 보강재의 재료는 2024-T3이고 표피두께는 0.036 또는 0.048인치를 설계대상으로 한다. 그리고 손상허용의 최대기준은 그림 2에서 보는 바와 같이 초기 균열길이를 반경방향의 파손된 보강재 위치에서 원주방향으로 4인치, 그리고 최종 균열길이는 14인치로 간주하여 검사주기를 4인치에서 14인치까지 성장기간으로 취한다. 이때 연간 검사주기 동안의 비행회수 기준은 3,670 flts/year로 취하고 균열성장의 분산계수(scatter factor)를 3.0으로 간주할 때 실제 균열성장예에 계산되어야 할 비행회수는 11,010 flts/year가 된다. 압력차단벽에 작용하는 피로하중은 동체 내부압력으로써 이것은 두 요소로 이루어진다. 즉, 객실내부의 여압과 외기 흡입압력이며 피로균열성장 계산에서는 정상상태로써 대개 민간항공기의 경우 객실 최대여압은 6.5psi 이고 외기 흡입압력은 1.25psi 정도이며 따라서 외부와의 총압력 차이는 7.75psi 가 된다. 그리고 이러한 압력에 의한 피로하중은 1회 비행에서 1회 발생하게 된다. 이러한 동체 내부의 압력에 의해 차단벽에 발생하는 응력은 원주방향응력으로써 다음 식으로 계산된다.[10]

$$\sigma_{hoop} = \frac{\Delta p \cdot R_c}{2t} \quad (\text{식 13})$$

여기서 Δp 는 압력차이, R_c 는 차단벽반경(=90"), t 는 표피두께(=0.036")를 나타낸다. 따라서 $\Delta p = 7.75\text{psi}$ 의 피로하중에 의한 응력, $\sigma_{hoop, fatigue} = 9,690\text{psi}$ 가 된다.

5. 계산결과 및 토의

5.1 응력강도해석

중앙보강재 파손의 영향, 균열면의 부풀어오름 효과, 압력차단벽 표피의 이축응력의 영향 등을 고려한 응력강도 계산과정을 그림 3에서 요약하여 보여주고 있다. 또한 압력차단벽의 형상에 대한 구조 설계변수의 변화와 이에 따른 응력강도 변화거동을 고찰하기 위하여 표 1에서 보는 바와 같이 네 경우의 서로 다른 설계치수의 압력차단벽에 대하여 계산을 수행하였다. 그림 4~7은 네 경우에 대하여 각각 보강재가 존재할 경우와 파손되었을 시의 균열이 성장함에 따라 응력강도계수, $K_{stiffened,curved}$ 해석을 수행하고 (식 9)로부터 응력강도수정계수, $C(a) \cdot C_B(a)$ 를 구한 결과를 보여주고 있다.

1) 중앙보강재 파손의 영향

그림 4~7의 계산결과에서 보는 바와 같이 중앙보강재가 파손된 경우는 균열길이가 0~50mm 사이에서 수정계수치가 5~2.5 사이의 값을 가짐을 알 수 있다. 즉 비보강평판에 비해 오히려 응력강도가 5~2.5배 높아 균열성장을 가속화 시키게 된다. 그리고 균열길이가 대개 600mm 근방에 도달하였을 때 수정계수값이 1에 도달하여 비로소 첫번째 보강재의 보강효과가 나타나게 된다. 따라서 손상허용을 중앙보강재 파손상태까지 고려할 경우는 균열성장에 세심한 평가가 요구된다.

2) 부풀어오름(Bulging) 효과의 영향

내압에 의한 균열면의 부풀어오름(bulging)을 고려한 경우 응력강도에 미치는 영향을 보기 위하여 그림 4~7의 결과를 다시 중앙보강재가 존재한 경우와 파손된 경우로 나누어 그림 8과 그림 9로 정리하였다. 그림에서 보는 바와 같이 부풀어오름 효과가 최대가 되는 균열길이가 $1/2bay$ 근방에서 중앙보강재가 존재한 경우는 응력강도가 약 1.5~1.7배 정도 커지고 중앙보강재가 파손된 경우는 약 2배정도가 커짐을 알 수 있다. 즉, 중앙보강재가 파손된 경우가 부풀어오름 효과가 다소 크게 나타나며 이것은 예상할 수 있는 결과이다. 그러므로 균열성장수명 해석에서 부풀어오름을 고려할 경우와 고려하지 않을 경우의 균열성장수명의 차이는 상당히 클 것으로 예상할 수 있다.

3) 이축응력의 영향

앞에서 설명한 바와 같이 압력차단벽은 이축응력을 받게 되므로 일반적으로 균열길이에 수직방향으로의 단축 인장응력에 대한 수식의 계산결과와는 차이를 가져올 수가 있다. 그림 10과 그림 11은 각각 중앙 보강재가 존재한 경우와 파손된 경우에 대하여 단축응력상태와 이축응력 상태에서의 응력강도수정계수의 차이를 보여 주고 있다. 그림에서 보는 바와 같이 중앙보강재가 존재할 경우는 네 경우의 보강박판 구조에 대하여 1 bay 균열길이 전체적으로 다소간 차이를 보인다. 즉, 이축응력이 작용할 때 응력강도가 약간 증가하는 것으로 나타난다. 이것은 이축응력이 3축응력상태를 증가시켜 전체적으로 등가응력강도를 증가시키는 것으로 설명할 수가 있다. 이에 반하여 중앙보강재가 파손된 경우는 중앙보강재로부터 균열길이가 150mm까지는 오히려 단축응력의 경우가 응력강도가 다소간 높게 나

타나고 그 이후는 거의 차이가 없는 것으로 나타난다. 이것은 중앙보강재 파손으로 단축응력 상태에서 모드 III(anti-plane mode)의 응력강도가 추가되는 반면 이축응력 상태에서는 균열길이와 평행한 방향으로 작용하는 응력으로 인하여 이러한 파괴모드의 응력강도가 감소하기 때문인 것으로 설명할 수 있다.

5.2 내압차단벽의 유한요소해석

1) 균열을 가진 압력차단벽의 유한요소모델링

중첩법에 의한 응력강도해석 결과를 검증하기 위하여 다음과 같이 균열을 가진 내압차단벽에 대하여 MSC/NASTRAN을 사용하여 유한요소해석을 수행하고 응력강도 계산결과를 비교하였다. 앞의 그림 2에서 압력 차단벽의 형상은 박판의 표피에 반경방향으로 굽힘을 감당하는 보강재가 리벳으로 연결되어 있고 원주방향으로 얇은 띠(strap)가 표피와 결합되어 표피를 보강하고 있는 형태이다. 우선 설정된 초기균열과 균열진전 경로에 대하여 좌우대칭 형태의 구조이므로 1/2만 모델링하며 외력인 내압에 대하여 각 구조별로 감당하는 작용하중을 다음과 같이 정의하고 그에 따라 각 구조요소의 유한요소를 다음과 같이 설정하였다.

- 표피 : in-plane load + 미소한 굽힘모멘트 (plate요소)
- 보강재 : axial force + 1차 굽힘모멘트 (bar요소)
- 띠(strap) : axial force (rod요소)
- 리벳연결부 : shear force (shear요소)
- 균열끝단 : stress intensity 계산 (crack2D요소)

그림 12는 이렇게 구성된 압력차단벽의 유한요소모델을 보여 주고 있다. 압력차단벽 구조의 특성상 $R-\theta-\psi$ 의 구형좌표계를 사용하였으며 총절점수는 1754개, 총요소수는 2149개다. 경계조건은 대칭면 상의 절점에 대하여 각각 ψ 방향변위, 그리고 R방향회전, θ 방향회전의 자유도를 구속하고 압력차단벽 가장자리 둘레의 모든 절점에 대하여 6개의 자유도 모두를 구속하였다. 또한 내압은 각 표피요소에 수직으로 작용하는 균일분포하중으로 작용하도록 하였다. 또한 균열이 성장함에 따라서 응력강도를 계산하기 위하여 그림 13에서 보는 바와 같이 균열끝단의 CRACK2D 요소를 균열성장 방향으로 차례로 옮겨가면서 반복적으로 계산을 수행하였다.

2) 계산결과

설계기준에서 설정된 초기 1/2 균열길이, $a_i=50.8\text{mm}$ 로부터 최종 1/2 균열길이, $a_f=177.8\text{mm}$ 까지 균열길이가 성장함에 따라 구한 응력강도계수 및 수정계수의 계산결과를 표 2에서 보여주고 있다. 또한 그림 14는 이러한 유한요소해석 결과와 중첩법의 계산결과를 중앙보강재가 파손된 경우와 건재한 경우 그리고 부풀어오름 효과를 고려한 경우 등으로 구분하여 응력강도수정계수값을 비교하여 보여 주고 있다. 이 결과에서 보는 바와 같이 유한요소해석 결과는 수정계수가 부풀어오름을 고려하지 않은 중첩법 계산결과와 매우 근접하게 나타남을 알 수가 있다. 다만 중앙보강재 파손시에는 손상허용 균열길이 내에서 유

한요소해석 결과가 약간 낮게 나타나고 중앙보강재가 건재한 경우에는 1/2 균열길이가 100mm 정도까지는 유한요소해석 결과가 다소 높게 나타났다가 이후에는 중첩법의 결과와 잘 일치됨을 알 수가 있다. 여기서 유한요소해석 결과가 부풀어오름 영향을 고려하지 못하는 원인은 내압에 의해 균열면이 부풀어 오름으로 인하여 발생하는 균열끝단의 국부 굽힘 모멘트가 추가적으로 모드 III 응력강도를 유발시키게 되나 MSC/NASTRAN의 CRACK2D 유한요소는 평면내 응력에 의한 모드 I 응력강도만을 고려하기 때문이다. 결과적으로 곡률을 가진 항공기 내압차단벽의 보강박판구조에 대한 균열성장해석을 위하여 응력강도를 계산할 때 평판구조에서 적용한 중첩법을 충분히 활용할 수 있으며 부풀어오름 영향을 고려해야 할 경우 유한요소해석 결과도 따로 부풀어오름 영향계수를 적용하여 수정할 필요가 있다. 따라서 내압차단벽의 손상허용설계를 위한 균열성장 수명해석에서 응력강도 계산을 수행할 때 유한요소법을 사용할 경우 균열성장을 따라 반복적인 계산을 해야하므로 매우 번거로운 작업을 해야 하나 중첩법을 활용함으로써 쉽고 효율적으로 해석을 수행할 수 있다.

5.3 균열성장거동 해석결과

앞에서 계산된 응력강도계수 결과를 사용하여 3-4절에서 설명한 균열성장 수명해석 과정에 따라 case2 구조에 대한 균열성장 수명해석을 수행하였으며 계산결과는 종합적으로 그림 15에서 보여주고 있다. 이 결과에서 보는 바와 같이 중앙보강재가 파손되었을 때 최종 균열길이까지 성장하는데는 약 5,000flts의 수명을 가지나 중앙보강재가 건재할 경우는 55,000flts 정도로 약 10배 이상의 수명 차이를 보인다. 그리고 부풀어오름 효과와 이축응력이 균열성장수명에 미치는 영향을 비교분석하기 위하여 위의 결과를 다시 그림 16과 그림 17로 나타내었다. 그림 16에서 보는 바와 같이 중앙보강재가 건재한 경우는 부풀어오름에 의한 균열성장수명이 약 1.5배 정도 감소하나 중앙보강재 파손시는 균열성장수명 감소가 2배에 달함으로써 중앙보강재가 파손된 상태에서 부풀어오름 영향이 커짐을 알 수 있다. 또한 그림 17에서 보는 바와 같이 이축응력의 영향은 중앙보강재가 파손된 경우가 건재한 경우에 비하여 오히려 약 1.8배정도 수명이 증가함을 알 수가 있고 이것은 앞에서 설명한 응력강도의 계산결과에 기인한 것이다.

6. 결 론

군용 및 민간수송기 동체의 압력차단벽은 항공기 안전운항과 관련하여 매우 중요한 구조로써 설계상 손상허용성 해석평가를 매우 세심하게 다루어야 할 필요가 있다. 본 연구는 동체 압력차단벽 구조의 초기설계 과정에서 손상허용성 해석에 필요한 압력차단벽구조의 피로균열성장거동을 해석적 방법으로 고찰하였다. 이를 위하여 우선 중첩법과 유한요소법을 사용하여 응력강도해석을 수행하고 결과를 비교함으로써 해석적 방법의 적용 가능성을 검토하였다. 또한 이 결과로부터 손상허용설계 기준에 따라 설정된 초기균열에서 최종 균열 길이까지 균열성장해석을 수행하고 균열성장거동에 미치는 영향요소에 대하여 분석하였으며 결과를 요약하면 다음과 같다.

(1) 중첩법에 의한 압력차단벽의 응력강도 해석결과를 검증하기 위하여 균열을 가진 내압차단벽에 대하여 MSC/NASTRAN을 사용하여 유한요소해석을 수행하고 응력강도 계산결과와 비교한 결과 유한요소해석 결과는 부풀어오름을 고려하지 않은 중첩법 계산결과와 매우 근접되게 나타났다. 따라서 압력차단벽 설계에 중첩법에 의한 해석적 방법을 충분히 활용할 수 있으며 번거로운 해석 작업을 쉽고 효율적으로 수행할 수가 있다. 이때 균열면의 부풀어오름 효과를 고려할 경우 부풀어오름 영향계수를 도입할 필요가 있다.

(2) 중앙보강재가 파손되었을 때 최종 균열길이까지 성장하는 데는 약 5,000flts의 수명을 가지나 중앙보강재가 건재할 경우는 55,000flts 정도로 약 10배 이상의 수명 차이를 보인다. 즉, 중앙보강재 파손은 균열성장을 급속히 가속시키기 때문에 손상허용을 중앙보강재 파손상태까지 고려할 경우는 균열성장에 세심한 평가가 요구된다.

(3) 부풀어오름 효과는 응력강도를 증가시키고 피로수명을 감소시킨다. 특히 중앙보강재가 파손된 경우에 부풀어오름 효과가 크게 나타남을 알 수 있다.

(4) 이축응력의 영향에 의해 중앙보강재가 건재한 경우는 응력강도가 약간 증가하는 것으로 나타내는데 이것은 이축응력이 3축응력상태를 증가시켜 전체적으로 등가응력강도를 증가시키는 것으로 설명할 수가 있다.

(5) 본 연구의 결과는 향후 수송기의 내압차단벽 설계과정에서 손상허용해석에 직접 활용될 수 있을 것이다.

참 고 문 헌

- [1] P. Kuhn, "Notch Effects on Fatigue and Static Strength", Proc. of ICAF Symposium, Rome, 1963
- [2] Swift T., "Design of Redundant Structures", AGARD-LSP-97, 1978
- [3] Swift T., "Fracture Analysis of Stiffened Structure." Published in "Damage Tolerance of Metallic Structures: Analysis Methods and Application", ASTM STP 842. 1984.
- [4] Owen, D. R. J. and Fawkes, A. J., "Engineering Fracture Mechanics-Numerical Methods and Applications", Pineridge Press Swansea, U.K. 1983.
- [5] Poe, C. C., Jr., "Stress Intensity Factor for a Cracked Sheet with Riveted and Uniformly Spaced Stringers." NASA TR R-358. 1971.
- [6] Vlioger, H., "Fail-safe Characteristics of Built-up Sheet Structures." 9th congress of I.C.A.S Haifa, Israel, Aug 25-30, 1974 (NLR MP 74017U)
- [7] R. G. Forman, V. E. Kearney and R. M. Engle, "Numerical Analysis of crack propagation in cyclic loaded structures", J. Bas. Engng. Trans., ASME, Ser. D, 89,

459, 1967

- [8] J. Willenborg, R. M. Engle and H. A. Wood, "A Crack Growth Retardation Model Using An Effective Stress Concept", AFFDL-TM-71-1, 1971
- [9] T. Swift, "Design of Redundant Structures", AGARD-LSP-97, 1978
- [10] F. T. Beer and E. R. Johnston, Jr., "Mechanics of Materials", Metric Editions, Mechanical Engineering Series, McGraw-Hill, 1992
- [11] Paris, P. C., "Application of Muskhelishvili's Methodes to the analysis of crack tip stress intensity factors for plane problem.", Part III : Inst Research, Lehigh Univensity June 1960.
- [12] 류시용, 권정호 외 5명 "항공기 구조의 피로수명에 대한 내구성 평가 및 손상허용설계에 관한 연구(제2차년도)," 국방과학연구소 장기기초연구보고서, ATRC-401-93813, 1994. 1
- [13] 류시용, 권정호 외 6명, "항공기 구조의 피로수명에 관한 내구성 평가 및 손상허용설계에 관한 연구 (2단계 최종보고서)", 국방과학연구소 장기기초연구보고서, TEMD-401-971472, 1997. 12
- [14] 권정호, 황경정 "중형항공기 손상허용설계를 위한 보강판 구조의 피로파괴거동 해석 기법 (I)", 중형항공기 사업조합 위탁과제 연구보고서, 위탁과제-TR-98-9805, 1998. 4
- [15] 권정호, 황경정 1998. 4. 항공우주학회 춘계 학술발표회 논문집, 274-278

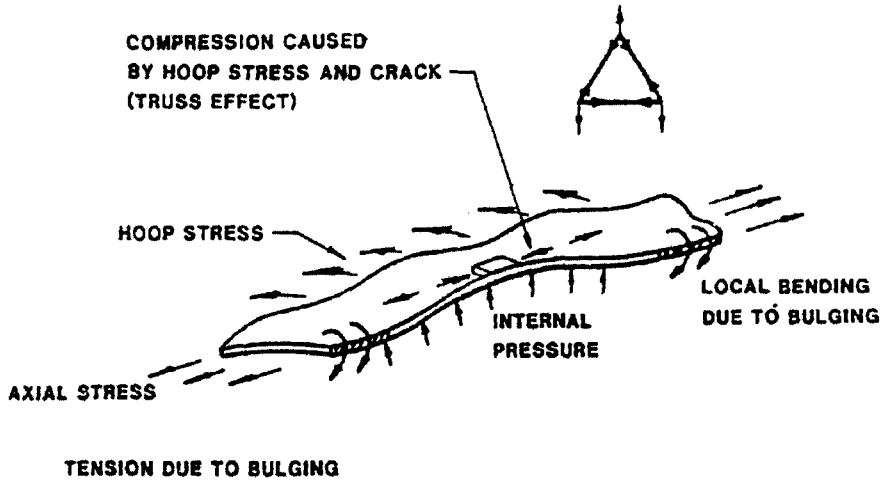


그림 1. 균열이 있는 곡면셀의 이축응력 효과

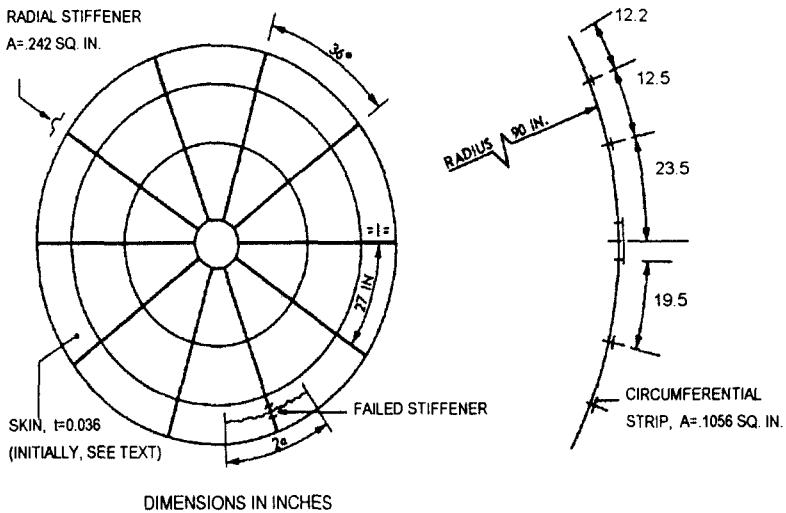


그림 2. 압력차단벽 구조 형상

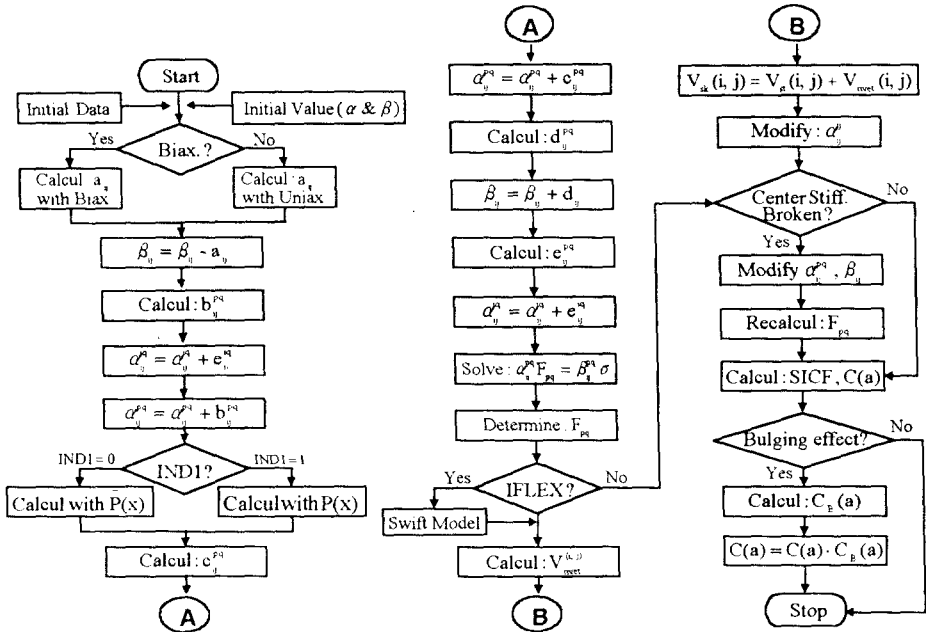


그림 3. 중첩법에 의한 계산과정 흐름도

표 1. 압력차단벽 응력강도 수정계수 계산 경우

중앙 보강재 상태	입력 차단벽 형상치수			
	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4
Intact	$t_{sk} = 0.6086 \text{ mm}$ $A_y = 104.0837 \text{ mm}^2$ $t_y = 0.7112 \text{ mm}$ $B = 685.8 \text{ mm}$ $P = 25.4 \text{ mm}$	$t_{sk} = 0.9144 \text{ mm}$ $A_y = 156.1287 \text{ mm}^2$ $t_y = 0.8128 \text{ mm}$ $B = 685.8 \text{ mm}$ $P = 25.4 \text{ mm}$	$t_{sk} = 1.2192 \text{ mm}$ $A_y = 208.1738 \text{ mm}^2$ $t_y = 1.016 \text{ mm}$ $B = 685.8 \text{ mm}$ $P = 25.4 \text{ mm}$	$t_{sk} = 1.7272 \text{ mm}$ $A_y = 260.2124 \text{ mm}^2$ $t_y = 1.2954 \text{ mm}$ $B = 685.8 \text{ mm}$ $P = 25.4 \text{ mm}$
Broken	Matl: - skin: Al 2024-T3 - stiffener: Al 2024-T3511	Matl: - skin: Al 2024-T3 - stiffener: Al 2024-T3511	Matl: - skin: Al 2024-T3 - stiffener: Al 2024-T3511	Matl: - skin: Al 2024-T3 - stiffener: Al 2024-T3511
	$\mu = 0.19934$	$\mu = 0.19934$	$\mu = 0.19934$	$\mu = 0.19934$

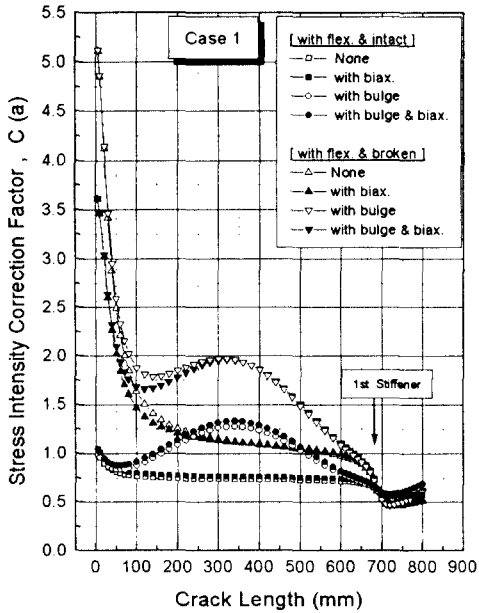


그림 4. 응력강도수정계수 곡선 (case 1)

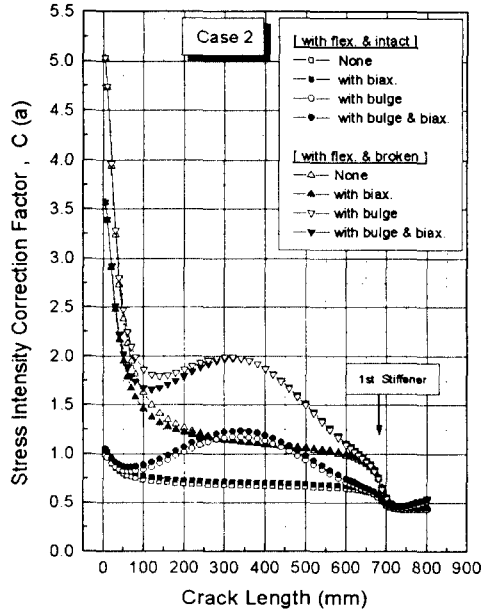


그림 5. 응력강도수정계수 곡선 (case 2)

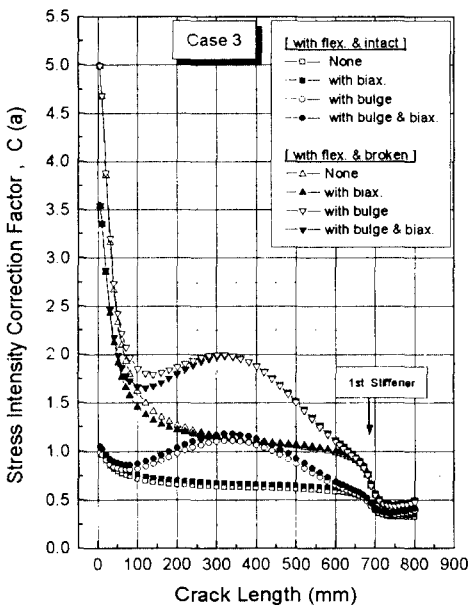


그림 6. 응력강도수정계수 곡선 (case 3)

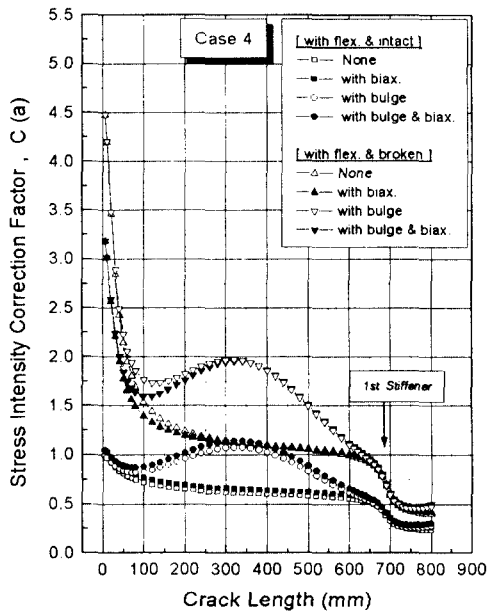


그림 7. 응력강도수정계수 곡선 (case 4)

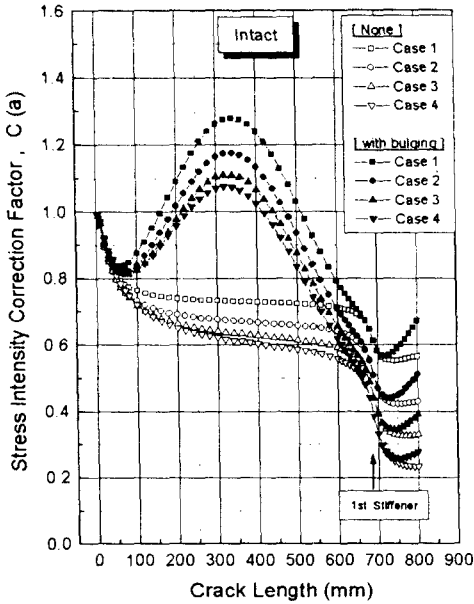


그림 8. 부풀어오름 효과의 영향 (Intact)

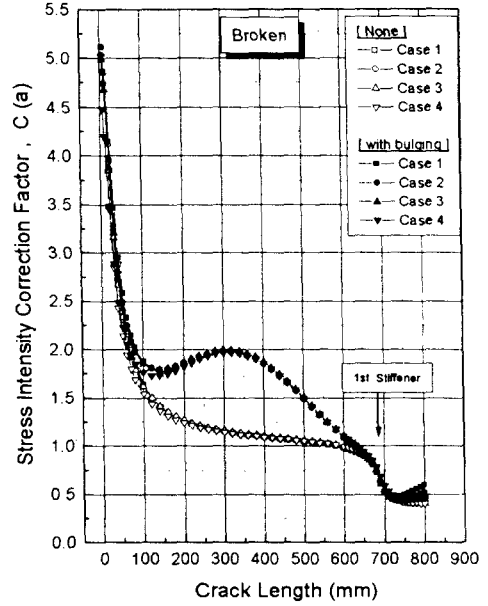


그림 9. 부풀어오름 효과의 영향 (Broken)

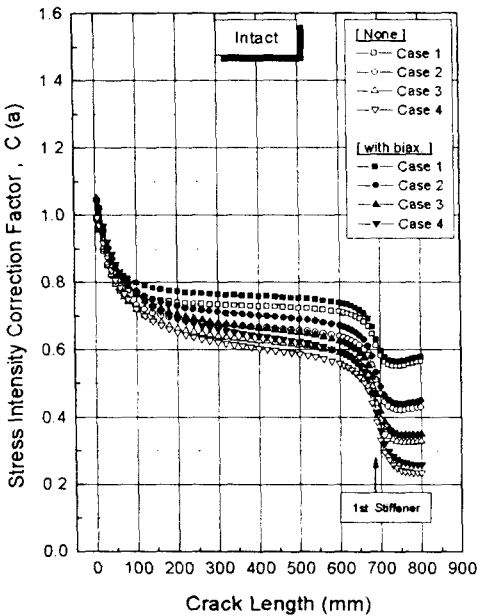


그림 10. 이축응력의 영향 (Intact)

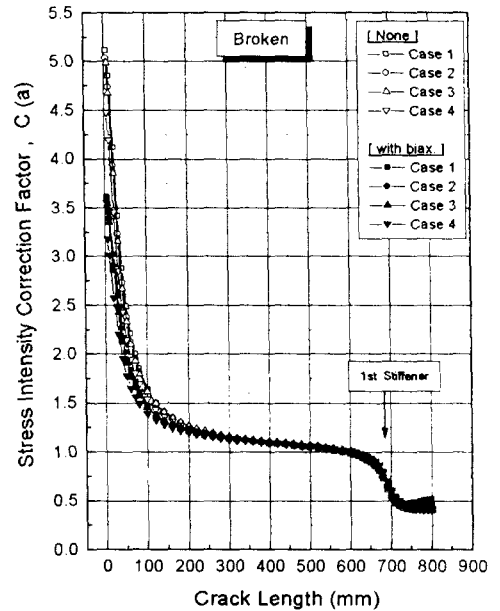


그림 11. 이축응력의 영향 (Broken)

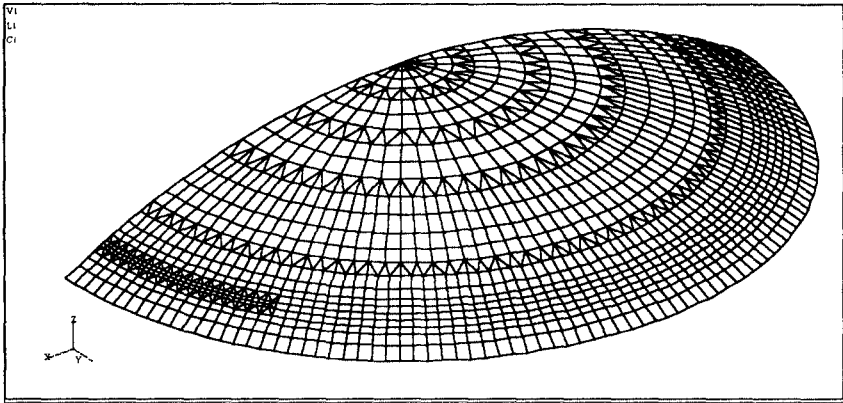


그림 12. 압력차단벽의 유한요소 모델

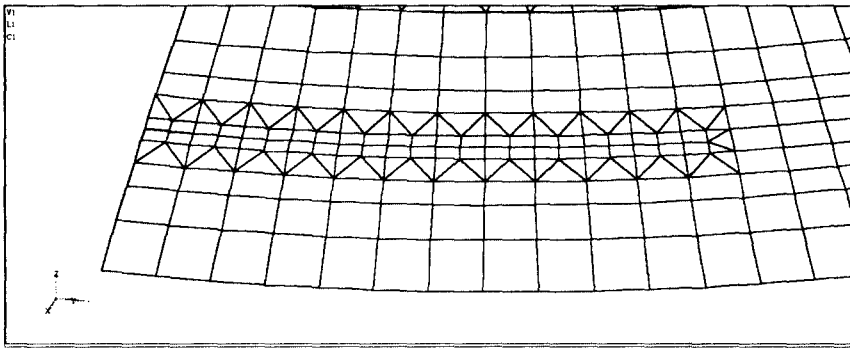


그림 13. 균열끝단 모델

표 2. 유한요소애 의한 응력강도 및 수정계수 계산결과

Crack Length (mm)	Center Stiffener Broken			Center Stiffener Intact		
	K_I (MPa√mm)	σ_{yy} (MPa)	β (a)	K_I (MPa√mm)	σ_{yy} (MPa)	β (a)
38.26	733.39	35.17	1.902	646.26	60.01	0.982
57.38	1177.43	50.51	1.736	968.63	75.23	0.961
76.51	1473.96	63.22	1.504	1077.30	80.03	0.868
95.64	1796.72	70.36	1.473	1223.97	93.14	0.759
114.77	1794.18	70.26	1.345	1270.18	94.08	0.712
133.90	1974.87	77.30	1.246			
153.03	2019.35	74.13	1.243	1399.30	93.11	0.687
172.15	2145.03	78.76	1.171			
191.28	2145.05	78.76	1.111	1588.18	99.02	0.654
210.41	2254.73	82.78	1.059	1755.27	104.32	0.656

(주) $\sigma_{yy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) [1 + \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{3\theta}{2}\right)]$, $\beta(a) = \frac{K_I}{\sigma_{yy} \sqrt{\pi a}}$

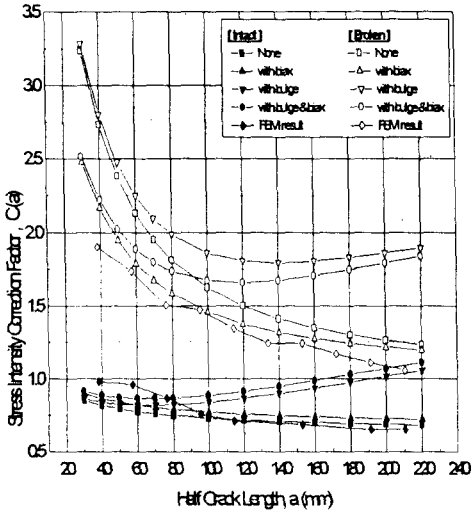


그림 14. 중첩법과 유한요소해석에 의한 응력강도수정계수 곡선

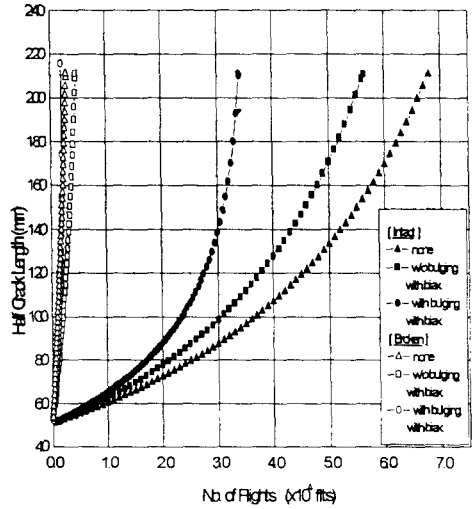


그림 15. 균열성장거동 해석결과 (case 2 경우)

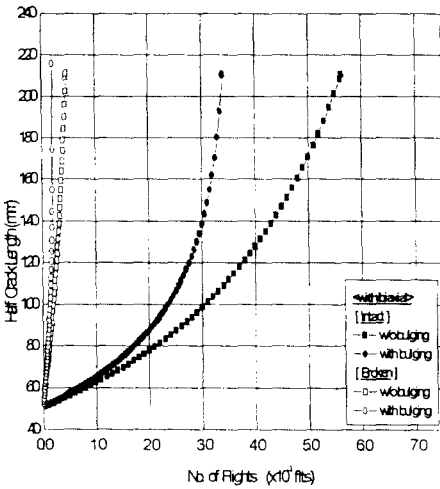


그림 16. 중앙보강재 파손 및 부풀어오름 효과의 영향

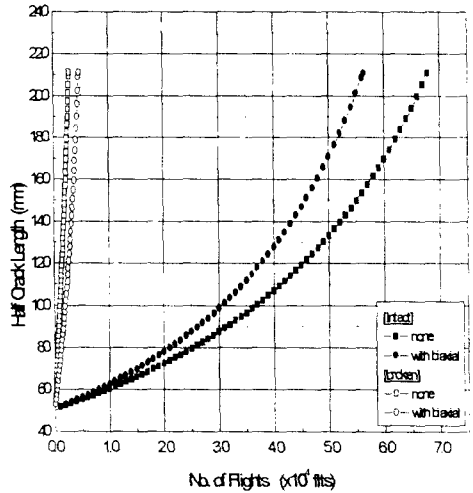


그림 17. 이축응력의 영향