

## 노후 항공기 신규 블레이드 타입 안테나 장착에 따른 피로 해석 연구

이상훈<sup>1,†</sup>, 이숙<sup>1</sup>, 최상민<sup>1</sup>

<sup>1</sup>대한항공기술연구원

### Fatigue Analysis for Newly Installed Blade Antenna of Aging Aircraft

Sang Hoon Lee<sup>1,†</sup>, Sook Lee<sup>1</sup>, and Sang Min Choi<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Korean Air R&D Center

#### Abstract

In this study, as a part of the aging aircraft performance improvement project for which no design information is provided, a new type of blade antenna is installed on the main part of the aging aircraft, and the method of proving the fatigue life of the main part of the aircraft is reviewed and summarized. There are various methods to prove fatigue life according to the manufacturer and aircraft design conditions. The fatigue life prediction and damage tolerance range of the relevant site were obtained through related regulations and industry examples. From these results, the fatigue life of newly installed antennas around the main parts of the aging aircraft was evaluated and the maintenance period and criteria were set according to the damage tolerance.

#### 초 록

본 논문에서는 성능개량사업의 일환으로 설계 정보가 제공되지 않은 노후 항공기의 블레이드 형상 신규 안테나를 항공기 외부 주요 부위에 장착 시, 이에 대한 피로 수명을 입증하는 방법을 검토하고 정리하였다. 각 항공기 제조사 및 설계 조건에 따라 피로 수명을 입증하는 여러가지 방법들이 존재하며, 본 연구에서는 관련 규정과 항공기 산업체들의 예를 통하여 안테나가 장착된 항공기 동체의 해당 부위에 피로 수명 예측과 손상 허용 범위를 계산하였다. 이 계산 결과를 통해서 노후 항공기 주요 부위에 신규로 장착된 안테나 주변 구조물에 대한 피로 수명을 평가하고 손상 허용에 따른 정비 주기 및 관련 기준들을 설정하였다.

**Key Words :** Aging Aircraft(노후 항공기), Antenna(안테나), Fatigue(피로), Damage Tolerance(손상 허용), Crack Growth Analysis(균열성장해석)

### 1. 서 론

대한민국 해군이 운용중인 P-3C 해상 초계기는 록히드 마틴(Lockheed Martin)사로부터 도입한 기종으로 잠수함을 탐색하기 위한 목적으로 제작된 항공기이다. 항공기를 작전 해역에 투입함으로써 대수상함전과 광역 초계는 물론 조기 경보 및 정보 수집 임무까지 가능한 항공기이다. P-3C 항공기 성능개량사업을 통해

대잠/대함 작전 능력 향상을 위한 레이더 및 주/야간 식별장치 등 최신임무장비를 신규로 장착하고, 기존 노후화된 장비를 최신 디지털 임무 장비로 교체하였다. 항공기 주요 부위에 신규 안테나 장착이 요구되었으며, Figure 1과 같이 항공기 신규 구조물 및 주변 구조물에 대한 피로 및 손상허용해석의 필요성이 야기되었다.

본 연구에서는 항공기 동체 외부 스킨에 블레이드 타입의 안테나를 더블러와 패스너로 장착 시 구조영향을 검토하였다. 안테나 장착 구조물 보강은 항공기 동체 프레임 사이에 종 방향으로 형상 유지와 강도의

일부를 담당하기 위한 추가 보강재인 스트링거를 추가하고 스킨 내부에 위치한 프레임과 스트링거 사이에 전단 클립이 추가되었다.

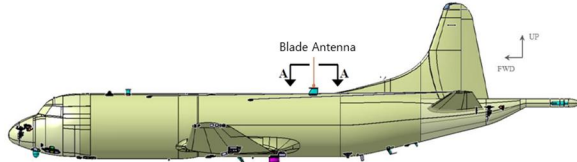


Fig. 1 New Antenna Installation

피로나 손상 허용 관례로서 파괴 가능성이 큰 부위는 아래와 같이 정의된 피로임계부위 (FCL; Fatigue Critical Location) 기준에 따라 선정한다[1].

1. 인장이나 전단을 받는 부품
2. 안전 여유가 작은 부품
3. 응력 집중 부위
4. 하중 전달이 큰 부품
5. 하중 스펙트럼이 큰 부위
6. 주 구조가 파손되면 고 응력을 받는 2차 구조물
7. 균열성장저항이 작은 재료를 사용한 부품
8. 손상에 노출된 부위
9. 부품 시험 결과 취약한 부위
10. 전기체 피로 시험(Full Scale Fatigue Test) 시 취약한 부분

FCL 기준 3에 의거 피로 파괴 가능성이 큰 부위는 굽힘 하중으로 인해 고려되는 항공기 동체 중앙의 상부와 하부에 장착된 더블러와 항공기 스킨으로 도출된다. 해당 부위는 인장과 압축 하중을 가장 크게 받는 곳으로 응력 집중이 발생한다.

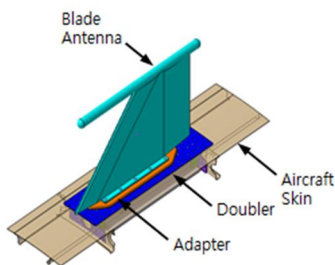


Fig. 2 Blade Antenna Installation

일반적으로 블레이드 형상의 안테나는 Fig. 2와 같이 항공기 동체 스킨에 직사각형 모양의 더블러를 이용하여 장착되며, 10개의 패스너를 이용하여 항공기 스킨에 부착되었다. 안테나와 더블러 사이에는 안테나

장착을 위한 어댑터가 이용되며, 스킨 안쪽으로 전단 클립들과 스트링거들이 보강재로 장착되었다. 일반적으로 안테나 설치에 리벳으로 동체 스킨에 고정된 보강용 더블러를 장착하고 그 더블러 윗면에 어댑터를 이용하여 블레이드 타입의 안테나를 장착한다.

안테나 케이블은 항공기 동체 스킨의 홀을 통해 통과되며 스킨 장착물에 대한 더블러의 내구성을 높이기 위해 패스너를 주변 구조물에 함께 사용하여 안정시키는 방법이 가장 좋다. 보강 시 동체 스킨에서 고려되는 중요한 부위는 더블러 모델 홀 및 모서리 근처의 기존 패스너이다. 해당 위치들은 굽힘 하중이 높다. 따라서 여압으로 인한 원주 방향 하중과 굽힘에 의한 종방향 하중으로 인한 균열 진전을 고려해야 한다. Figure 3과 같이 형상 확인을 위해 항공기 스킨 부위는 생략되었다.

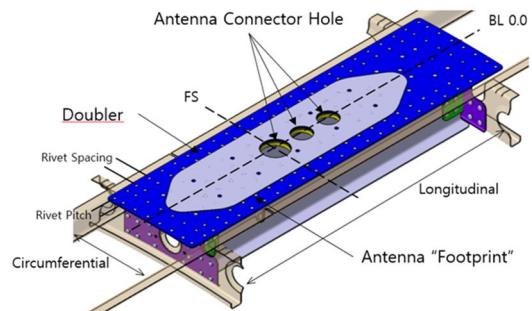


Fig. 3 Blade Antenna Installation

더블러는 항공기 동체 스킨에 프레임과 스트링거 사이에 지정된 위치에 장착을 하고, 불연속적인 항공기 도어나 윈도우에서는 최소한의 한 프레임 베이 혹은 2개의 스트링거 베이에 의해 기타 수리물로부터 멀리 떨어져 설치해야 한다. 즉 신규 안테나가 장착되었을 때 고려해야 할 주변 구조물은 최소한 1개 베이 이상의 주변 구조물을 확인하여야 한다. 더블러 압력과 수직 관성 동체에 의한 굽힘(내부 전단은 무시)에 의한 2축 하중 주변 패스너에서의 세부 응력계산에서는 편심에 의한 멤브레인 및 굽힘 응력 구성 요소의 기여가 포함되어야 한다.

항공기에 하중이 가해져 해당 부위에 응력이 발생할 경우 더블러와 스킨은 패스너 결합으로 인해 함께 변형되게 된다. 하지만 각각의 파트 형상이나 두께에 따라 특정 물리량의 하중이 스킨과 더블러에 각각 나누어 전달된다. 하중 전달 경로에 따라서 스킨과 더블러에서 작용한 하중은 리벳의 전단 및 베어링에 의해 전달되며, 스킨에서 균열은 기본 총 응력과 높은 베어링 하중으로 인해 더블러 코너에 위치한 첫번째 패스너에서 발생할 가능성이 가장 크며, 이는 동일한 위치의 동체 스킨에서도 적용된다[2].

본 논문을 통해서 노후 항공기에 성능개량 목적으로 장착될 신규 블레이드 안테나와 관련하여 피로 해석 및 손상 허용 해석의 이론과 방향을 제시하였다.

## 2. 본론

### 2.1 피로해석절차

항공기 개조 즉 신규 안테나 장착에 있어 가장 중요한 관심사는 항공기 동체 스킨에 장착된 더블러에 대한 하중 영향이며, 더블러를 항공기 스킨에 장착하는 목적은 스킨이 전담하던 하중들을 더블러를 통해 추가적으로 하중 전달 영역을 생성하는 것이다. 이로 인해 하중의 전달 경로를 변경함으로써 항공기 구조의 피로 및 손상 방지 특성을 변경한다.

손상 내성과 관련하여서는 동체 스킨에 대한 보강을 입증하는 것이며, 더블러 추가로 인한 구조 변경은 동체의 굽힘이나 전단에 대한 전반적인 하중 경로를 크게 변경 하진 않지만 스킨에 안테나를 설치할 수 있도록 구조 보강은 필요한 부분이다. 항공기는 피로 또는 손상 허용 오차 평가 및 손상 평가에 의해 정의된 검사 중 하나의 검사에 의해 설정된 비행시간이나 일정 시간에 따라 임계 검사가 요구된다. 이와 관련하여 특정 산업체에서는 일정한 해석 절차를 마련해 두고 항공기 구조물에 대한 관련 해석들을 진행하고 있으며 관련 항공기 피로 해석을 위한 순서 요약은 아래와 같다[3].

1 단계에서는 기준 응력 (10 ksi.)을 사용하여 중요한 위치에서 스프링 접합 분석 SJA(Spring Joint Analysis Model)를 사용하여 모델을 구성한다.

2 단계에서는 개조 위치에 대략적인 운용 하중을 계산하고,

3 단계에서는 1단계의 기준 응력과 2단계의 대략적인 항공기 작동 응력을 사용한다. 중요한 위치에서 바이패스(Bypass) 및 베어링 (Bearing)로드를 결정한다.

4 단계에서는 중요한 위치에서 유효한 Kt 및 패스너 최대 응력 수준을 결정하기 위해 바이패스 및 베어링 하중 응력 심각도 계수 SSF 워크시트에 적용한다.

5 단계에서는 피로 수명을 계산하고, 항공기 요구 조건과 비교하며,

6 단계에서는 손상 허용 해석을 통해 허용 오차 및 검사에서 적용할 수 있는 해당 임계 값을 결정한다.

안테나 피로 해석과 관련하여 항공기에 작용하는 응력은 항공기 운용 스펙트럼으로부터 적용된다. 항공기 동체 부위 중 신규 안테나 장착 부위에 작용하는 횡방

향 하중은 Fig. 4 에서 확인할 수 있으며 응력값 계산은 식 (1)와 같다.

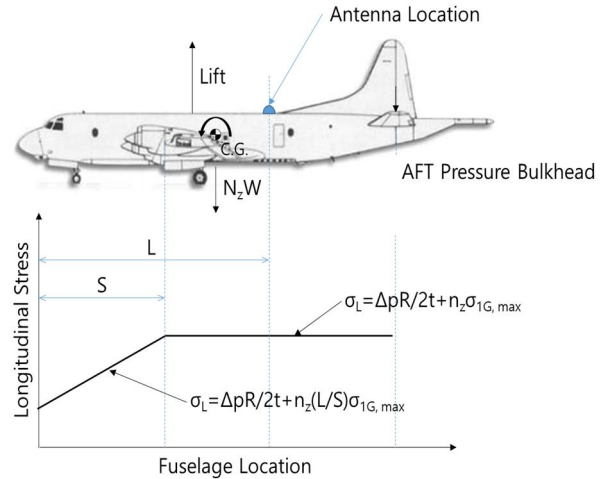


Fig. 4 Longitudinal Stress VS Fuselage Location

피로 해석을 위해서는 항공기 스킨에 작용하는 다른 두 방향의 응력을 이용한다. Figure 5와 같이 종/횡 방향 축을 이용한 두 가지 방향에 따른 하중 전달을 고려한다.

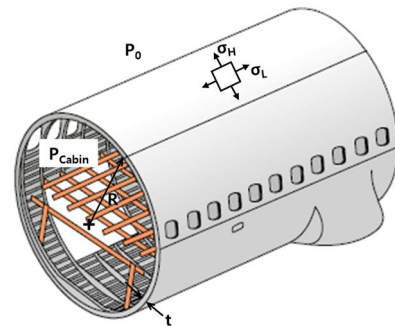


Fig. 5 Gross Loading on Skin

하중에 대한 계산식은 아래에 각 방향 별로 계산할 수 있도록 정의 되어 있다.

$$\begin{aligned} & \text{종 방향 응력 값 (Hoop Stress)} \\ & f_H = \Delta p R / t \end{aligned} \quad (1)$$

여기서,

$\Delta p$  = Shell Differential Pressure, psi.

$t$  = Shell Thickness, in.

$R$  = Shell Radius, in.

횡방향 응력값 (Longitudinal Stress)는 식 (2)와 같다.

$$f_1 = \Delta pR/2t + n_z\sigma_{1g} \quad (2)$$

여기서,

$\Delta p$  = Shell Differential Pressure, psi.

$t$  = Shell Thickness, in.

$R$  = Shell Radius, in.

$n_z$  = Vertical Load Factor

$\sigma_{1g}$  = 1G Stress at Antenna Location

안테나 장착 파트에 적용된 홀들의 초기 피로 문제는 특정 홀에서 하나의 균열이 시작되는 경우이며 실제로 주변에 추가 보강 구조들은 홀 주변의 응력을 낮추는데 매우 큰 효과가 있다. 그러나 효과를 정확하게 정량화 하기 위한 유한 요소 모델 해석을 수행하지 않는다면, 비효율적이며 구멍이 전체 횡 및 종 방향 응력의 계산에서 보수적인 가정을 이용해야 한다.

1차 균열이 인접한 패스너 홀(있는 경우)으로 성장한 후에도 균열 성장이 계속 되는 것은 베어링 및 바이패스가 로드된 홀의 경우이다. 이들은 전형적으로 바이패스 응력 케이스와 하중이 전달된 홀의 예로 중첩 효과에 기초하며, 주 균열의 성장이 끝난 후 지속적인 균열이 성장이 된다면, 이를 적용하기 위해 전체 길이를 고려한 균열이 고려될 수도 있다. 지속적인 성장이라는 것은 두 개의 홀 직경 0.005 인치에 해당하는 연속점들과 각 홀을 지나서 그 최종 균열 시점까지 발생한 점을 근사화 하는 것이다.

추가 더블러가 장착된 항공기 스킨의 균열 성장 수명 예측에는 주요한 패스너 행을 따라 스킨 스트레스와 하중 전달의 정확한 판단이 필요하다. 이러한 판단에 필요한 데이터는 2차원 유한요소해석을 통해 얻은 것이다. 보강재 및 원형 수리에서의 하중 전달을 위한 데이터 베이스 개발은 아래에 설명된다. 패스너 하중은 다양한 방법으로 계산될 수 있다.

일반적인 접근법은 아래 그림에서 더블러의 가장 끝단이나 가장 위험한 패스너를 선택하는 스트립 유추법 (Strip Analysis)을 사용하며, 구조물에 하중이 부여될 때 서로 연결되어 있는 질점들이 변형으로 인해 이동되며 변형된 관계로 인해 구조를 확인하는 변위 접합성 분석(Compatibility of Displacement)을 통해 증명하는 것이다. 더불어 유한요소법으로도 보다 정확하게 결정을 하기 위해 2 차원 또는 3차원기반으로 유한 요소 모델을 사용하여 각 패스너 별로 하중을 정확하게 정량화 하는 과정이 필요하다.

## 2.2 Spring Joint Model

더블러 장착에 필요한 대표적인 패스너들의 스프링

모델은 바이패스 및 베어링 응력을 정의하기 위해 구성된다. 프레임은 가해지는 압력하중으로 동체 스킨의 모양을 지원하며 여기에 더블러를 추가하면 후프 방향으로 하중 경로가 추가로 제공되게 된다.

2차원 스프링 조인트 해석으로 사용된 SJA Spring 모델은 OEM (Original Equipment Manufacturer) 동체 스킨의 베어링 및 바이패스 하중을 결정하는데 사용된다. 유효한 너비는 기존 패스너와 더블러의 추가된 패스너 사이의 가장 큰 간격에 의해 결정되며, 이로 인해 가장 큰 패스너와 추가된 패스너가 더블러에 추가된다.

안테나 커넥터 홀과 관련된 초기 피로 문제는 커넥터 홀에서 하나의 균열이 시작되는 경우이다. 피로의 균열은 응력이 증가되면서 일어나기도 하며, 부품의 피로 강도에 대한 응력 증가의 효과는 일반적으로 응력 집중요인만을 고려하였을 때 예상되는 것보다 다소 적다고 종종 관찰되며 이런 효과는 응력집중계수의 값이 커지거나 노치 반지름이 작거나 특정 재료 (일반적으로 약하거나 부드러운 재료는 노치가 덜 민감하다.)가 영향을 미친다. 피로 계산이 유한요소로부터 계산된 국부 탄성 응력 또는 공칭 응력과 Kt 값을 기반으로 이루어지면, 예상 수명보다 긴 수명 예측이 발생할 수도 있으며 이것은 특히 높은 응력 집중 스트레스, 작은 홀 반경 및 노치에 영향을 받지 않는 주조 재료의 결합으로 큰 영향을 초래한다.

Figure 6에 묘사된 더블러 장착에 사용되는 각 파트의 장착에 사용되는 스킨 홀은 위에 설명하였듯이, 기본 응력에 추가하여 패스너 베어링 하중을 유발한다. 이는 더블러 스킨에 장착하기 위한 다중 행 패스너에서 첫번째 행은 대부분의 베어링과 바이패스 응력의 조합을 나타내며, 가장 큰 하중을 전달하는 중요한 위치로 간주 된다.

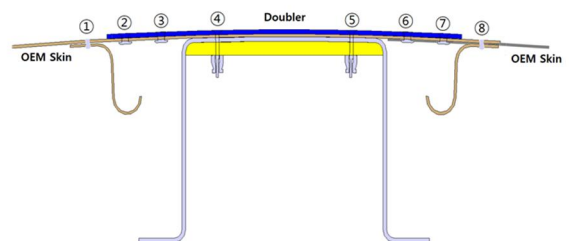


Fig. 6 Fastener Location Section View

위의 Fig. 6을 단순화하여 섹션 보기로 묘사하면 다음의 Fig. 7과 같이 묘사되며, 해당 파트들은 OEM 스킨과 더블러, 인터코스탈 등 구조 보강 파트들로 이루어져 있음을 확인할 수 있다.

기존 항공기 스킨은 0.040" 2024-T3 자재로 확인되며, 이를 패스너 하중 및 스프링 조인트 모델을 구성하기 위해 적용하였다.

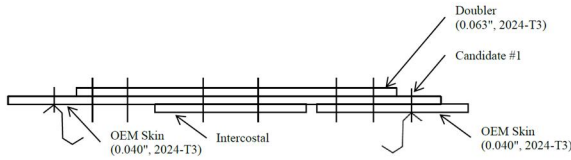


Fig. 7 Section view of Critical Fasteners

Fig. 8 에 묘사된 패스너는 각 패스너 위치 별로 하중을 전달하는 양을 실제 유한요소모델을 이용하여 수치화 하여 묘사하였으며, 끝 단에 위치한 패스너에서 가장 큰 하중이 발생하는 것을 증명한다.

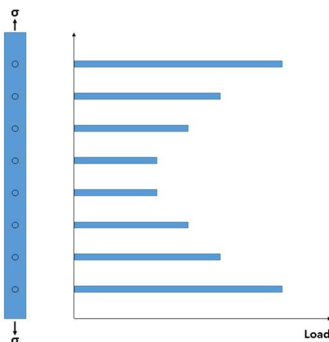


Fig. 8 Fastener Load Distribution

계산된 내부 하중과 응력은 아래 Table. 1에 정리되었다. 내부 하중과 응력은 표에서 10,000 psi. 를 인가한 결과를 스프링 모델에서 산출하였다. 내부 하중에서 패스너에 영향을 미치는 가장 높은 하중은 요소 14번의 하중이고, 이의 영향을 받는 후보지는 요소 15번이다.

Table 1 Stiffness Calculation

Spring Number	Component Name	Node (1)	Node (2)	Thickness (t, in)	Width (w, in)	Length (L, in)	Young's Modulus (E, psi.)	Stiffness (K, lb/in)
1	Doubler	1	2	0.063	0.910	0.616	1.05E+07	977216
2	Doubler	2	3	0.063	0.910	0.962	1.05E+07	625743
3	Doubler	3	4	0.063	0.910	2.304	1.05E+07	261270
4	Doubler	4	5	0.063	0.910	0.962	1.05E+07	625743
5	Doubler	5	6	0.063	0.910	0.616	1.05E+07	977216
6	Skin-1	7	8	0.040	0.910	0.680	1.05E+07	562059
7	Skin-1	8	9	0.040	0.910	0.616	1.05E+07	620455
8	Skin-1	9	10	0.040	0.910	0.962	1.05E+07	397297
9	Skin-1	10	11	0.040	0.910	2.304	1.05E+07	165885
10	Skin-1	11	12	0.040	0.910	0.962	1.05E+07	397297
11	Skin-1	12	13	0.040	0.910	0.616	1.05E+07	620455
12	Skin-1	13	100	0.040	0.910	1.000	1.05E+07	382200
13	Skin-3	14	15	0.040	0.910	0.680	1.05E+07	562059
14	Skin-3	15	16	0.040	0.910	0.680	1.05E+07	562059
15	Skin-3	16	17	0.040	0.910	0.616	1.05E+07	620455
16	Intercostal	18	19	0.063	0.910	2.034	1.05E+07	261270

이곳은 기존 카운터 싱크 헤드 타입의 MS20426AD5 패스너이다. 스프링 조인트 모델에서 10,000 psi. 적용 응력을 사용했는데, 이는 최대 Hoop 응력에 대해 미리 설정된 패스너 하중과 바이패스 스트레스 값을 아래와 같이 계산하였다.

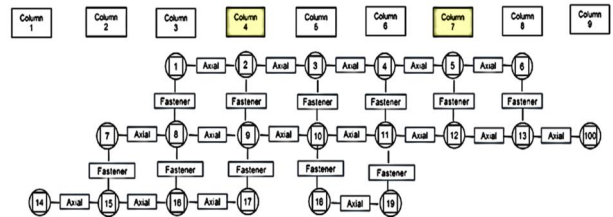


Fig. 9 Spring Joint Analysis (SJA)

$$\text{Fastener Load} = 121.1 \times (11,985 / 10,000) = 145.3 \text{ lbs}$$

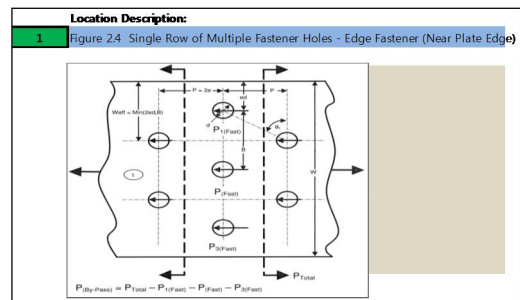
$$\text{Bypass Stress} = 6670.4 \times (11,985 / 10,000) = 7994.5 \text{ psi.}$$

### 2.3 Stress Severity Factor

유효한  $K_t$  값과 패스너에 대한 최대 응력값을 결정한다. 계산된 패스너 하중과 바이패스 스트레스를 아래 SSF Work Sheet에 적용하여 홀 끝 단에서의 최대 스트레스 값을 계산한다. 피로 해석은 국부적인 형상과 그에 따른 영향성에 대한 고려가 필요하다.

이러한 영향성을 묘사하기 위해서는 선형 응력 배수 (SSF; Stress Severity Factor)가 사용되며, 이는 선형 응력 배수는 소재의 표면 가공도, 그레인 방향 및 필요한 경우 패스너 맞춤 및 홀 가공 품질과 같은 피로 수명에 영향을 주는 다른 요인뿐만 아니라 기하학적 응력 집중에 대한 인자이다.

여기서 사용된 값들은 산업계 표준과 일치하며 필요에 따라 Neuber 노치 계수를 사용하여  $K_t$  값을 줄이고 피로 수명을 효과적으로 예측할 수 있다.



Loads and Stresses:			
By-Pass Load ( $P_1$ ):	291 lbf	By-Pass Stress ( $\sigma_1$ ):	7.872 ksi
Fastener Load ( $P_{fast}$ ):	145.3 lbf	Bearing Stress ( $\sigma_{bearing}$ ):	26.322 ksi
		Far Field Stress ( $\sigma$ ):	11.985 ksi
		Bending Stress ( $\sigma_{bending}$ ):	



된 값으로 아래 계산에 인용하고, 19번 패스너 위치의 베어링과 바이패스 스트레스는 각각 28.76 ksi. 과 7.656 ksi. 값을 사용한다.

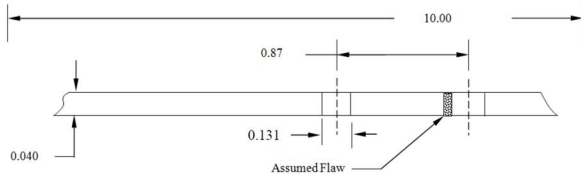


Fig. 11 Critical Location of DT Analysis

상용 프로그램인 AFGROW 에 아래 입력 값들을 적용하여 손상 허용 한계 값을 계산한다.

Table 2 AFGROW Inputs

Tension Ratio	0.638	$P_{xx}$	14.633
Bearing Ratio	2.40	Spectrum R-ratio	0
SMF	11.985	Material	2024-T3

여러 홀의 사이에서 단일 관통 홀의 균열의 상호 작용 효과를 모델링 하기 위해서 베타 보정 계수가 필요하다. 이를 계산하기 위해서는 아래  $K_t$  응력구배워크시트(stress gradient worksheet) 를 이용하여 값을 계산한다.  $K_t$  응력구배는 패스너 지름과 간격을 이용하여 계산되며, 베타 보정 계수는 패스너 사이의 균열 전파 지점에서 응력 강도 필드를 모델링 하는데 사용한다.

Large Hole $K_t$ Stress Gradient		Satellite Hole $K_t$ Stress Gradient		Combined $K_t$ Stress Gradient	
(in)		(in)		(in)	
Large Hole Diameter:	0.131	Satellite Hole Diameter:	0.131	Distance Between Centerlines of Holes	0.870
Large Hole Radius:	0.0655	Satellite Hole Radius:	0.0655	Distance Between Centerlines of Satellite to Edge of Large Hole	0.8045
				Ligament Length:	0.7390
Distance From Center of the Hole	$K_t$ (theta)	Distance From Center of the Hole	$K_t$ (theta)	Distance From Center of the Hole	$K_t$ (theta)
0.066	3.000	0.066	3.000	0.066	3.010
0.127	1.239	0.127	1.239	0.127	1.244
0.189	1.082	0.189	1.082	0.189	1.087
0.250	1.041	0.250	1.041	0.250	1.047
0.312	1.025	0.312	1.025	0.312	1.032
0.373	1.017	0.373	1.017	0.373	1.026
0.435	1.012	0.435	1.012	0.435	1.024
0.497	1.009	0.497	1.009	0.497	1.026
0.558	1.007	0.558	1.007	0.558	1.032
0.620	1.006	0.620	1.006	0.620	1.047
0.681	1.005	0.681	1.005	0.681	1.087
0.743	1.004	0.743	1.004	0.743	1.244
0.805	1.003	0.805	1.003	0.805	3.010

Crack Length	Beta Correction
0.000	1.0034
0.062	1.0040
0.123	1.0047
0.185	1.0058
0.246	1.0072
0.308	1.0092
0.370	1.0121
0.431	1.0168
0.493	1.0230
0.554	1.0413
0.616	1.0821
0.677	1.2387
0.739	3.0000

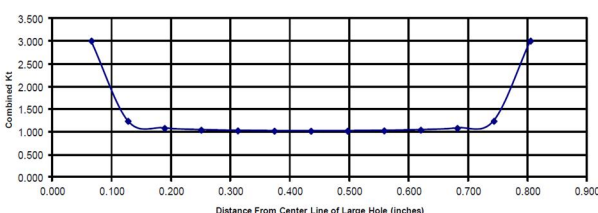


Fig. 12  $K_t$  Gradient Calculation

AFGROW 프로그램 결과를 통해서 해당 손상 허용 한계 값 검사는 OEM 항공기 기준 보다 훨씬 더 많은 153,283 Cycles의 충분한 한계 값을 가지고 있는 것으로 확인하였다.

### 3. 결론

본 연구에서는 노후 항공기 외부에 장착되는 블레이드 타입의 안테나와 주변 지지 구조물의 피로와 손상 허용 해석을 수행하여 구조 안전성을 검토하였다. 각각의 해석을 위해서 필요한 공식들을 적용하여 프로그램을 활용하여 해석에 사용하고 상용 프로그램인 AFGROW 를 손상 허용 한계값 계산을 위해 활용하였다. 피로 해석은 가장 응력이 많이 집중되는 취약 부위를 선정하였으며 해당 부위에 대한 상세 해석을 수행함으로써 구조 건전성을 확인하였다. 본 논문에 제시된 피로 및 손상 허용 해석 기법들을 통해 노후 항공기의 개조 부위 수명을 예측하고, 기존 항공기의 수명과 비교 분석할 수 있는 방안을 제시하였다.

### References

- [1] Young-Jin Kim and Hyeug-Geun Kim, "Fatigue Analysis to Determine the Repair Limit for the Damaged Fastener Hole of Aging Aircraft (P-3CK)," J. OF The Korean Society for Aeronautical and Space Science 41(12), pp. 959-966, 2013
- [2] Tran, James K. "An analysis of the U.S Navy P-3C Orion Service life extension Program"
- [3] Damage Tolerance Analysis for Antenna Installations on Pressurized Transport Airplanes, Federal Aviation Administration
- [4] Part-25, "Airworthiness Standards: Normal Category Aircraft", Federal Aviation Administration
- [5] U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, "Metallic Material Properties Development and Standardization", January 2003
- [6] Kathleen Wilson, "Airworthiness Certification Criteria, Expanded Version of MIL-HDBK-516B", 26, Sep 2005