

## 군용항공기 생산공정에서 발생하는 예하중에 의한 주익 루트 페어링 지지대 균열개선 연구

신재혁<sup>1,†</sup> · 정수현<sup>1</sup> · 강구현<sup>1</sup> · 이현섭<sup>2</sup>

<sup>1</sup>국방기술품질원  
<sup>2</sup>한국항공우주산업(주)

### A Study on the Improvement of Crack Propagation in Wing Root Fairing Support by Pre-load in Military Aircraft Production Process

Jae Hyuk Shin<sup>1</sup>, Su-Heon Jeong<sup>1</sup>, Gu-Heon Kang and Heon Sub Lee<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Defense Agency for Technology and Quality  
<sup>2</sup>Korea Aerospace Industries

#### Abstract

Military aircraft may have fatigue cracks in structurally weak areas due to multiple factors such as the accumulation of flight time while perform various missions and unpredictable air conditions. As a fatigue crack progresses, there is a risk that the structure will be destroyed in extreme cases, which can have a significant impact on flight safety. In this study, a cracking phenomenon was observed during the periodic inspection the inner support of the fairing, which is installed to protect the connection between the wing and the body of the aircraft. Therefore, a study on a series of quality improvement processes for reformation was described. In order to identify the causes of cracks, pre-load generation occurrence during the wing assembly process was investigated and a fracture analysis was performed. Also, the design of the support structure was suggested in terms of preventing recurrence of cracks. The structural integrity was verified using a stress and fatigue life analysis.

#### 초 록

군용항공기는 다양한 임무의 수행을 통한 비행시간 누적과 예상 불가능한 외기 환경에 의한 복합적인 요인으로 구조적으로 취약한 부위에서 피로균열이 발생할 수 있다. 피로 균열은 점차 진전되어 극심한 경우 해당 구조가 파괴될 위험이 있으며 이는 비행 안전성에 큰 영향을 미칠 수 있다. 본 논문에서는 항공기 주익과 동체의 연결부위를 보호하기 위해 장착한 페어링 내부의 지지대에서 주기검사 중 균열 현상을 개선하기 위한 일련의 품질개선에 관한 연구를 수행하였다. 균열의 원인파악을 위해 주익 조립 공정에 따른 예하중 발생 여부에 대해 조사하고 파단면 분석을 수행하였다. 또한, 균열의 재발방지를 위해 지지대의 설계를 개선하는 방안을 제시하였고, 응력 및 피로 수명해석을 통해 구조 건전성을 검증하였다.

**Key Words :** Military Aircraft(군용항공기), Fatigue Crack(피로파괴), Fatigue Striation(피로줄무늬), Pre-load(예하중), Root Fairing Support(루트페어링 지지대)

### 1. 서 론

군용항공기는 그 목적과 임무에 따라 항공기가 기동

하는 고도 및 기동형태(Mission Profile)가 변화한다. 이에 항공기의 운영 하중이 변화하고 항공기 기체에 다양한 형태로 하중과 진동을 전달하여 항공기 구조물에 영향을 미친다. 항공기 구조는 설계단계에서 예측한 피로수명에 미치지 못하고 운용 중에 다양한 형태의 하중과 진동에 의한 복합적인 요인으로 피로파괴가 발생할 수 있다.

과거 항공 사고에는 구조물의 피로파괴에 의한 사례가 여러 건 발생하였는데, 일본항공(JAL) 보잉 747-SR 추락사고, 아메리칸 항공(American Airlines) DC10기 추락사고가 대표적이다.[1] 해당 항공사고 사례의 원인은 1차적인 충격이 발생한 부위에 대한 수리 오류와 검사 소홀로 인해 리벳과 볼트가 반복하중에 노출되어 피로균열진전으로 파손된 것이다. 이렇듯 피로파괴의 원인에는 항공기의 진동과 운영 조건에 따른 반복하중도 상당한 비율을 차지하지만 착륙비행 중 충격, 패스너 체결 문제, 예하중(Pre-load)에 의한 피로파괴 등 다양한 원인이 있다.

최근에 제작되는 항공기의 기체 구조물은 용접이 요구되는 경우가 아니라면 조립성, 정비성의 편의를 위해 볼트 또는 리벳을 이용하여 조립하는 경향이 크다. 패스너를 이용한 조립 및 제작 공정 중에는 항공기 구조물과 치공구 간의 결착, 공구를 이용한 홀 가공, 볼트와 너트의 결합 공정, 조립 구조물 간의 결합 등이 있으며, 이러한 공정 중에 예상하지 못한 예하중이 발생할 가능성이 존재한다. 만일 항공기 생산 공정 중 예하중이 작용한 상태에서 항공기가 채공하는 외기의 환경조건과 하중, 진동 등이 복합적인 상호 작용을 한다면 일부 취약 구조물에 무리가 갈 수 있다. 피로 균열성장은 항공기의 운영 하중조건, 환경조건, 재료의 구성성분과 같은 요인에 의해 영향을 받게 되고 특히, 구조물 내부에 존재하는 예하중은 균열 성장과정에 큰 영향을 미칠 수 있다.[2-6]

한편, 피로파괴로 인한 균열을 개선하기 위해 심대성 등[7]의 연구에서는 국내에서 장시간 훈련기로 운영하고 있는 항공기의 승강타 날개보에서 발생한 피로 균열 현상을 개선하기 위한 구조개선 연구를 수행하였다. 예하중에 관한 영향에 대한 연구는 탁승민 등[2]의 연구에서 찾아볼 수 있는데, 비선형 응력해석 프로그램인 ABAQUS를 활용하여 예하중에 따른 볼트 결합부의 유한요소 해석을 통해 체결되는 볼트의 적정 예하중에 관한 연구를 수행하였다. 김영진 등[8]의 연구에서는 장기 운영 노후항공기의 끝단거리 부족에 대한 정적해석 및 피로수명을 예측하고, 노후 항공기의 패스너 홀 손상 수리한계 설정을 위한 정비기준을 제시하였다.

본 연구에서는 현재 운용 중인 군용 항공기의 주기

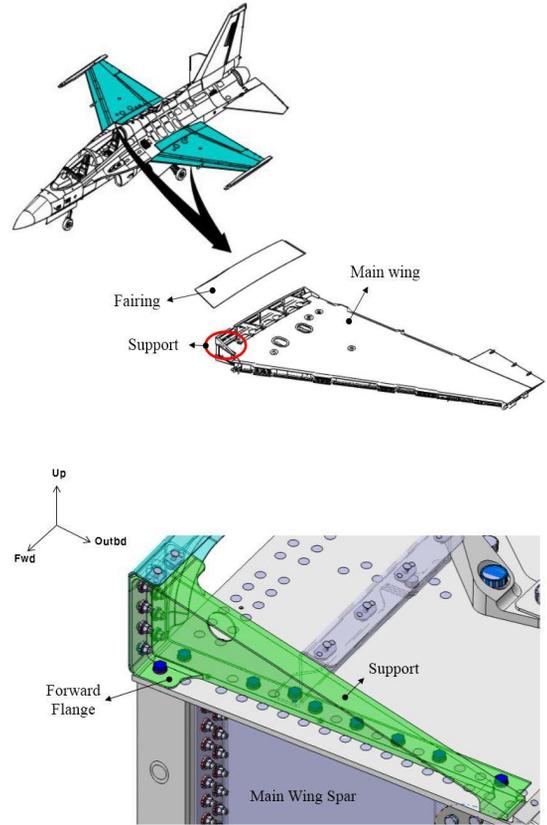


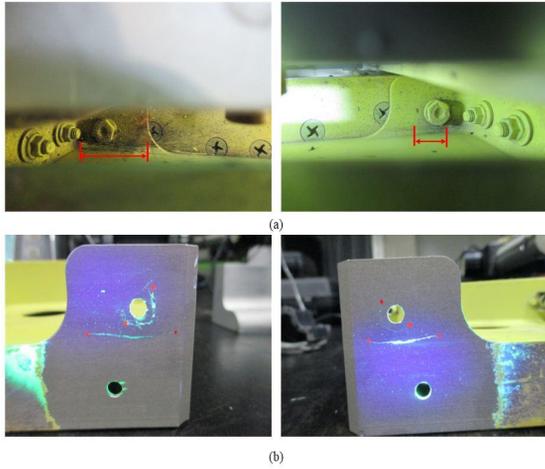
Fig. 1 Components of main wing and zoom-in to the support

검사 중 주익 루트 페어링 지지대에서 식별된 균열현상에 대한 원인 파악과 개선을 위한 연구를 수행하였다. 항공기 생산 공정 중 발생할 수 있는 예하중을 스트레인게이지(Strain Gage) 부착 시험을 통해 발생여부에 대해 조사하고, 균열원인을 분석하여 구조개선 방안을 제시하였다. 제시된 개선 방안에 대해 구조적인 검증 및 수명해석을 수행하였고, 구조해석은 상용 코드인 Nastran을 활용하였으며 피로수명 해석은 한국항공우주산업 자체 개발 코드(In-House Code)를 활용하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 주익 루트 페어링 지지대 형상과 기능

항공기의 전(全)기체 형상은 작은 부품단위의 조합들과 더불어 구조물간의 결합으로 이루어져 있다. 큰 범위로 동체(전방, 중앙, 후방), 주익(좌, 우), 미익, 캐



**Fig. 2** Crack identification (a) scanning electronic microscope (b) NDI inspection

노피, 전방 레이돔으로 구분할 수 있다. 주익 루트 페어링(Main Wing Root Fairing)은 중앙 동체와 주익의 결합 부위를 보호하는 덮개 역할을 하며, 양쪽 주익 두 군데 위치하고 있다. Fig. 1에는 항공기에서의 주익 루트페어링의 위치와 지지대(Support) 형상을 확대(3-D Model)하여 나타내었다. 페어링 지지대는 알루미늄 합금의 기계가공품으로 주익의 하중을 전달하는 부품은 아니며 주익과 동체 연결부의 페어링을 단순히 지지해주는 2차 구조물이며 비행 중에는 페어링에 작용하는 공력 하중만 지지한다. 주익 좌/우측에 대칭으로 장착되어있고, Fig. 1에서도 확인할 수 있듯이 페어링의 하부에 위치하며 주익 루트 부위에 볼트와 너트 플레이트를 통해 장착되어있다.

**2.2 균열 발생**

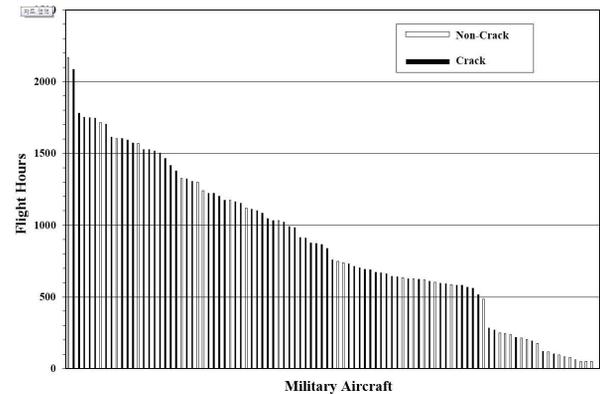
군용항공기의 운용 중 계획된 주기검사(Periodic Inspection) 에서 주익 루트 페어링 지지대의 전방 플랜지(Forward Flange) 부위에 균열현상이 관찰 되었다. 초기 발견 시 육안으로 확인이 되어 주사전자현미경을(Scanning Electronic Microscope) 이용하여 재확인 하였고 이후 비파괴 검사(NDI, Non Destructive Inspection) 를 통해 명확하게 균열 현상을 식별하였다. 이때, 균열이 발견된 첫 항공기의 비행시간은 1,529시간 이었다. Fig. 2에는 주사전자현미경을 이용하여 확인된 균열과 NDI 검사를 통해 식별된 균열 형상을 나타내었다. 동일한 계열의 항공기에서 유사결함

발생여부 확인을 위해 전체 항공기에 대해서 일시검사를 수행하였고, 그 결과 상당수의 항공기에서 유사한 형태의 균열 현상이 발견되었다.

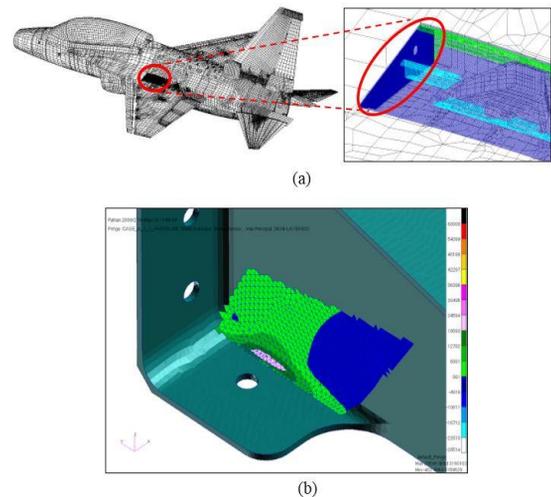
**2.3 원인분석**

**2.3.1 결함발생 현황**

균열 결함이 식별된 모든 항공기의 비행시간을 조사해 본 결과, 비행시간이 가장 짧은 항공기는 105시간, 가장 긴 항공기는 2,085시간으로 나타났다. Fig. 3에 비행시간이 많은 항공기 순서에 따라 지지대 균열 발생여부에 대한 막대그래프를 나타내었다. 막대그래프에서 파란색으로 표시된 것은 균열이 발생하지 않은



**Fig. 3** Crack occurrence along the aircraft flight hours



**Fig. 4** (a) FEM analysis model (b) contour of the stress analysis

항공기이며, 빨간색으로 표시된 것은 균열이 발생한 항공기이다. 그래프에서 확인할 수 있듯이 비행시간이 100시간 이하인 항공기에서는 균열이 발생하지 않았으며, 운영시간이 500시간 이상이 되면 균열 발생 빈도가 높아졌다. 균열 발생률은 전체 항공기 대비 주익 좌/우측 상관없이 균열이 발생한 것으로 산정하였을 때 약 65%의 발생 확률을 보였다.

### 2.3.2 설계 구조해석 확인

주익 루트 페어링 지지대의 설계 요구도 충족 여부를 확인하기 위해 지지대 해당 부위에 대해 Nastran을 활용한 상세 유한요소모델(FEM, Finite Element Model) 응력해석을 수행하였다. Fig. 4의 (a)에 나타내었듯이 군용 항공기 전기체 모델에 포함하여 균열발생 부위를 상세하게 FEM 모델링하여 페어링 공력에 의한 균열발생 부위 응력해석을 수행하였다. 주익 페어링에 작용하는 공력 설계하중은 항공기 체계개발 당시 풍동시험에서 측정된 값이며, 균열이 발생한 지지대 전방 페어링 부근에 작용하는 최대 과열압력은 -5.38 psi 이다.[9-11] 이를 활용한 결과가 Fig. 4의 (b)이며 해석결과 균열이 발생했던 부위인 볼트 홀과 인접한 Fillet Radius 부위에서 응력집중이 발생하지만 작용하는 최대응력은 23.5 ksi로 지지대의 과열압력인 58.9 ksi를 고려한 안전여유(Margin of Safety)를 산정하면 +1.51로 0 이상의 수치를 가지므로 충분한 정적 강도를 보유하고 있었다. 안전여유는 운용 중에 나타나는 최대 하중을 받는 부품이 파손 전에 추가적인 하중을 얼마나 견딜 수 있는 가를 나타내며, 파손응력을 작용응력으로 나누어 -1을 취한 것으로 Eq. (1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$M.S. = \frac{\sigma_u}{\sigma_a} - 1, (1)$$

### 2.3.3 지지대 전방 플랜지 파단면 분석

균열 원인에 대한 명확한 원인분석을 위해 균열이 발생한 전방 플랜지 부위의 파단면 분석을 수행하였다. Fig. 5에 나타낸 바와 같이 균열이 발생한 특정 항공기의 지지대를 확보하여 전방 플랜지 부분의 균열 부위를 면밀하게 분석한 결과, 균열은 상부에서 생성

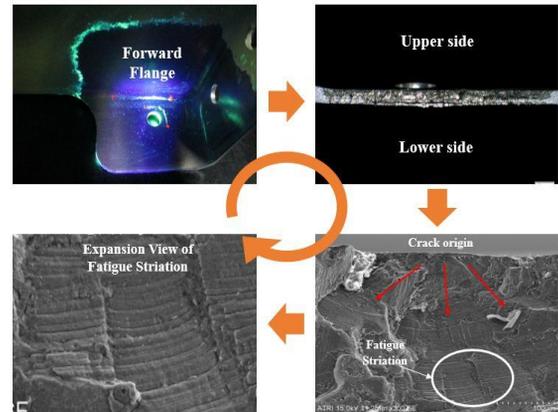
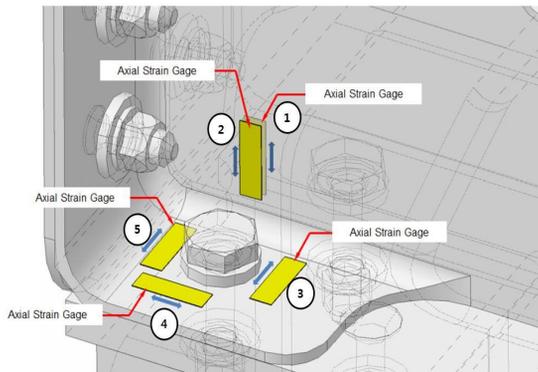


Fig. 5 A view of fracture plane

되어 진전되기 시작했고 파단면 전체에 걸쳐 피로 줄무늬(Fatigue Striation)가 안정적으로 발달 되어 있었다. 면적의 대부분에서 걸쳐 피로 파단면이 나타나 있는 것을 고려할 때 균열 시작점 부위에 작용한 평균적인 응력의 크기는 높고, 반복하중의 크기는 낮았을 것으로 추정하였다. 또한, 분석을 위해 선정된 특정 항공기의 비행데이터를 분석하여 공력 스펙트럼을 생성한 결과, 공력하중의 반복횟수는 약 1,200회 정도로 파단면 분석에서 확인된 피로줄무늬 현상을 생성하기에는 횟수가 부족하였다. 피로줄무늬가 발생하려면 최소 100,000회 이상의 반복하중이 지속적으로 가해져야 하므로, 진동과 같이 짧은 시간에 반복적으로 많은 횟수의 하중이 작용한 것으로 추정되었다. 결론적으로 균열이 발생한 부위에 예하중이 작용하고 있을 가능성이 높다고 판단하였고, 예하중이 부과된 상태에서 진동에 의한 피로균열 현상이 발생한 것으로 판단하였다. 한편, Stepping Load와 같은 과하중이 부과된 흔적은 확인하지 못하였다.

### 2.3.4 예하중(Pre-load) 분석

본 연구에서 수행한 파단면 분석결과 균열이 발생한 부위에 예하중이 작용했을 확률이 높다고 판단하여, 예하중 발생 여부에 대해 분석하였다. 예하중은 항공기 생산공정 중 주익 조립공정 및 주익-동체 체결공정에서 발생할 수 있을 가능성이 높으므로 해당 공정에 대해 예하중 발생 여부를 검토하였다. 예하중 발생 여부를 확인하기 위해 Fig. 6과 같이 균열 발생 부위



**Fig. 6** Strain measurement experimental measurement on crack region

**Table 1** Strain gage number along the location of Support

| Number | Location                |
|--------|-------------------------|
| 1      | Support Web Backward    |
| 2      | Support Web Forward     |
| 3      | Forward Flange Outboard |
| 4      | Forward Flange Forward  |
| 5      | Forward Flange Inboard  |

근처에 스트레인 게이지를 부착하였다. 스트레인 게이지는 지지대 전방 플랜지에 4개, 반대편 부위에 추가적으로 1개를 부착하였으며, 게이지 번호에 따른 위치는 Table 1 에 기재하였다.

먼저, 생산공정 중에 있는 임의의 항공기를 선별하여 양쪽 지지대를 주익에 장착하는 공정에서 변형률을 측정하였다. 1단계 공정은 지지대의 후방 플랜지에 6개의 볼트를 체결하는 지지대의 장착 공정으로 스트레인 게이지를 통해 변형률을 측정된 결과 전방 플랜지 균열 부위와 가장 인접한 2번 게이지에서 최대로 변형률이 발생했고 그 값은 최대 446~506  $\mu\epsilon$  이었다. 또한, 2단계 공정인 전방 플랜지 1개 볼트 체결, 주익동체 장착, 페어링 장착 공정에서 변형률을 측정된 결과 2번 게이지에서 최대 변형률이 발생했고, 그 값은 최대 947~1039  $\mu\epsilon$  이었다. 한편, 전방 플랜지 1개 볼트 체결 시 상당한 변형률 변화 발생이 실험 중 확인되었다.

**2.3.5 균열원인의 정량화**

균열원인의 명확한 파악을 위해 예하중 및 페어링

**Table 2** Results of the Forward Flange Fatigue Life Analysis by using FEM Software

| Type        | Pre-load Stress (ksi) | Fairing Aerodynamic Stress |        | Vibration Stress | Fatigue Life (hr) |
|-------------|-----------------------|----------------------------|--------|------------------|-------------------|
|             |                       | Min.                       | Max.   |                  |                   |
| 1st process | 12.16                 | 1.169                      | 12.862 | 4.57             | 105               |
| 2nd process | 25.51                 |                            |        | 3.63             | 105               |

공력에 의한 영향을 응력으로 정량화하였고, 그 외에 가능한 모든 외부 조건들을 진동응력 계산으로 산정하였다. 진동응력의 계산은 균열이 발견된 비행시간이 가장 짧았던 항공기(105시간)를 기준으로, 조립 공정 상에서 발생하는 예하중과 페어링 공력에 의한 응력을 적용하고, 이러한 조건으로 105시간 만에 균열이 발생하였을 때의 진동응력을 역으로 계산 산정하였다.

Nastran 프로그램을 활용하여 예하중에 의해 발생하는 변형률을 적용하여 응력으로 결과가 도출되도록 하였고, 1단계 공정에서의 예하중 응력은 12.16 ksi, 2단계 공정에서의 예하중 응력은 25.51 ksi로 나타났다. 이 값들은 2번 스트레인 게이지에서 발생한 최대 변형률의 평균 값을 취한 것이다. 또한, 체계개발 단계와 하중분석에서 수행한 풍동시험의 결과로 각 위치에서 페어링에 작용하는 하중을 FEM 해석에 적용하여 응력으로 변환하여 도출하였고 그 값은 비행조건(속도, 고도, 압력 등)에 따라 다르지만 최소 1.169 ksi에서 최대 12.862 ksi 이었다. 그 외에 작용하는 모든 외력 조건들을 진동응력으로 정량화하였다. 진동응력을 도출한 해석결과를 Table 2에 나타내었으며, 이 과정에서 도출된 진동응력의 크기는 추후 개선형상 수명해석에 반영하였다.

**2.3.6 원인분석 결과**

설계검토 구조해석, 파단면 분석, 예하중 분석, 피로 수명해석 등의 일련의 해석 및 분석 결과를 종합해 볼 때, 전방 플랜지의 균열 결함은 제작 및 조립 공차 등으로 볼트 체결 시 발생하는 토크(Torque)에 의하여 예하중이 가해진 상태에서 페어링 공력과 반복적인 진동 하중으로 인해 피로균열이 발생한 것으로 판단된다. 한편, 비행 안전성 검토를 위해 주익 루트 페어링

지지대를 고정하는 인접 볼트가 모두 균열로 인하여 하중 전달을 못한다는 보수적인 상황을 가정하여 정적 해석을 수행하였다. 그 결과 전방 플랜지 균열 부위에 응력은 40.5 ksi 발생하였으며, 안전여유는 0.45 인 것을 고려하면 구조 건전성 및 비행 안전성을 충분히 확보하고 있는 것으로 나타났다.

### 2.4 설계개선 방안

지지대 전방 플랜지의 균열은 예하중이 가해진 상태에서 페어링 공력과 진동응력으로 인해 피로균열이 발생함에 따라 강성증가를 통해 전방 플랜지 지지대에 작용하는 응력을 감소시키는 방안으로 설계 개선을 수행하였다. 설계개선 내용은 기존의 전방 플랜지 길이를 1.12 in에서 1.77 in로 길게 증가시켜 체결할 수 있는 볼트의 개수를 1개에서 2개로 증가시켰고, 후방 플랜지에 체결 볼트를 2개 추가하였다. 또한, 수직 플랜지의 두께를 0.060 in에서 0.080 in, 상부 플랜지의 두께를 0.060 in에서 0.100 in로, 웹의 두께를 0.050 in에서 0.100 in로, 후방 플랜지의 두께를 0.06 in에서 0.177 in로 증가시킴으로써 강성 증대 효과를 기대하였다. 두께 및 길이 증가를 통한 설계개선은 반복적인 설계 치수 변경 Iteration과 simulation을 하여 획득한 최적의 수치이었고, 볼트 길이 증가는 패스너 체결력의 증가와 강성증가를 목적으로 하였다. 한편, 군용항공기의 중량과 무게중심은 규격대비 충분한 마진을 보유하고 있으므로 영향을 미치지 않았다. 이러한 설계개선 사항에 대한 개선 형상을 Fig. 7 에 나타내었으며, 강성증가를 통해 지지대에 발생하는 응력의 감소를 목적으로 설계를 개선 하였다.

### 2.5 개선형상 구조 및 피로해석

구조적으로 강성을 증가시키도록 설계를 개선한 지지대의 구조 건전성 검증을 위해 정적 응력해석을 수행한 결과, 전방 플랜지 부위에서 최대 응력이 34.03 ksi 발생하였다. 이때 안전여유는 0.75 이었으며 안전여유가 0 이상임으로 고려했을 때 구조적으로 충분한 정적 강도를 보유하여 개선형상에 대한 구조 건전성을 확인하였다. Fig. 8 에 개선형상의 구조해석을 수행하여 최대 응력이 발생하는 지점을 Contour로 나타내었다. 개선된 지지대의 피로수명 해석을 위해 균열이 최

단시간에 발생한 항공기의 진동응력과 페어링 공력 및

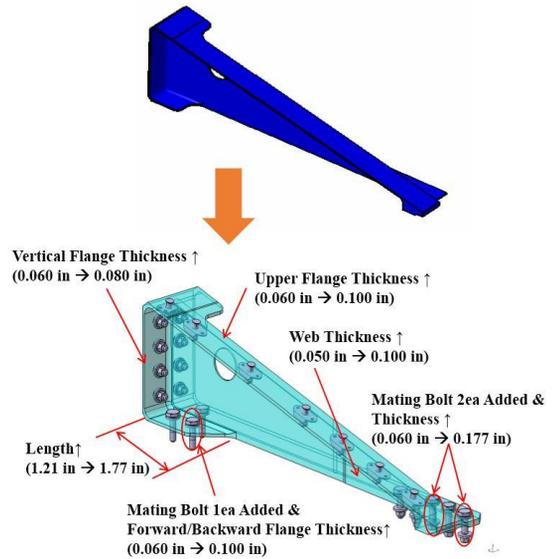


Fig. 7 Design change configuration of the support

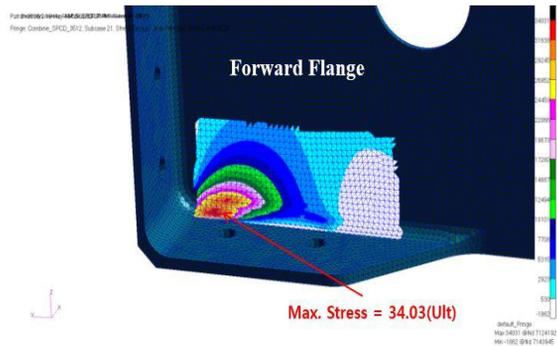


Fig. 8 Fatigue and stress analysis result of the forward flange

예하중을 적용하여 수명해석을 수행한 결과, 보수적인 조건인 Scatter factor 4를 적용하더라도 10,000시간 이상의 설계수명을 가지는 것을 확인하였다. 피로해석 수행은 해석업체 자체 해석 코드(In-house code)를 활용하였다.

## 3. 결 론

본 논문에서는 현재 운용중인 군용 항공기의 주익 루트 페어링 지지대에서 발생한 균열현상의 원인을 파

악하기 위해 균열 부위 상세 관찰 분석, 예하중 발생 여부를 판단하기 위한 시험, 구조 및 피로해석을 수행하였다. 균열 현상의 재발을 방지하기 위해 지지대의 설계개선을 수행하여 개선형상에 대한 구조 건전성 검증 및 피로수명 해석을 수행하였고, 균열개선을 위한 일련의 과정을 통해 다음과 같은 결론을 얻었다. 단, 이하의 결론들은 본 연구에서 다룬 항공기의 형상과 구조 및 운영 조건의 범위에 한한다는 것을 명시한다.

(1) 균열 부위를 상세하게 분석한 결과 피로 균열 진전 형태가 명확하게 식별 되었고, 항공기 비행데이터를 통해 공력 스펙트럼을 생성한 결과 피로 줄무늬를 생성하기에는 공력하중의 반복횟수가 적었다. 피로 줄무늬가 발생되는데 최소 10,000회 이상의 반복하중이 가해져야하는 것을 미루어볼 때, 예하중이 발생한 상태에서 반복적인 진동하중에 의한 고주기 피로로 인해 균열이 발생하였다는 것을 확인하였다.

(2) 예하중의 영향을 파악하기 위해 스트레인 게이지를 이용한 시험을 수행하였으며, 조립 공정에서 예하중이 발생하였다. 예하중은 균열이 발생한 부위와 인접한 2번 게이지 부위에서 전방 플랜지 볼트를 체결할 때 가장 큰 변형률이 발생하였으며, 그 값은 최대 1039  $\mu\epsilon$  이었다.

(3) 균열의 재발을 방지하기 위해 강성증가를 목적으로 설계개선을 수행하였고, 지지대의 두께 및 체결 볼트의 개수를 증가시켰다. 이러한 설계개선 사항의 구조 건전성 검증을 위해 정적 응력해석, 피로수명 해석을 수행하였다. 응력해석 결과 안전여유가 0.75로 충분한 정적 강도를 보유하고 있으며, 예하중 페어링 공력하중에 의한 응력과 진동응력을 모두 고려한 피로수명 해석결과 보수적인 조건을 적용하더라도 10,000시간 이상의 설계수명을 가지는 것을 확인하였다.

본 연구를 수행하면서 고려했던 예하중 측정 방법과 구조 건전성 해석 방법은 향후 후속 항공기 개발 사업의 설계개발 시 고려할 수 있는 자료가 될 것으로 기대하고, 또한 향후 유사한 원인으로 균열이 발생하였을 때 개선 업무를 수행을 위한 참고자료로서 활용할 수 있을 것으로 기대한다.

## References

- [1] *Basic Reliability Engineering for Mechanical Series*, pp. 23-30, GS intervision, Aug 2013.
- [2] S. M. Tak, M. K. Kang, D. J. Park, S. S. Lee, "FEM Analysis of the Spline Joint with Bolt Pre-load", *Journal of the Korean Society for Precision Engineering*, Vol. 28, No. 11, pp. 1316-1322, Nov 2011.
- [3] J. Woodtuli, W. Muster, and J. C. Radon, "Residual Stress Effect in Fatigue Crack Growth", *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 24, No. 3, pp. 399-412, 1986.
- [4] K. J. Kang, J. H. Song and Y. Y. Earmme, "Fatigue Crack Growth and Closure Behaviour Through a Compressive Residual Stress Field", *Fatigue Engng mater. Struct.*, Vol. 13, No. 1, pp. 1-13, 1990.
- [5] Y. G. Kang, C. M. Suh, W. J. Park, "Fatigue Crack Shape Variations by a Residual Stress and Fatigue Life Prediction", *Journal of Ocean Engineering and Technology*, Vol. 7, No. 2, pp. 68-78, Dec 1993.
- [6] H. K. Cho, J. S. Park, "Analysis of the Extension Effect of Fatigue Life by Pre-Indentation in Aluminum Alloy Plates", *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 1, No. 1, pp. 48-52, Mar, 2007.
- [7] D. S. Shim, M. T. Kim, H. W. Yeom, D. M. Im, Y. J. Kim, W. S. Uhm, "A Study on the Elevator Spar Improvement for the Operating Aircraft", *Journal of the KIMST*, Vol. 17, No. 1, pp. 001-005, Jul 2016.
- [8] Y. J. Kim, H. G. Kim, C. Y. Kim, J. J. Chang, M. Y. Lee, "Fatigue Analysis to Determine the Repair Limit for the Damaged Fastener Hole of Aging Aircraft(P-3CK)", *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 12, pp. 959-966, Dec 2013.
- [9] F85PR0029, "Low Speed Wind Tunnel Test Report"
- [10] F85PR0030, "High Speed Wind Tunnel Test Report"
- [11] F85PR0028, "Loads Analysis Report"