

## 論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.4.382

## F-5E/F 외부 연료탱크 수평 핀 균열 분석 및 재설계

강치행\*, 윤용인\*, 정대한\*

The Crack Analysis and Redesign of Horizontal Fin  
of F-5E/F's External Fuel Tank

Chi-Hang Kang\*, Young-In Yoon\* and Dae-Han Jung\*

## ABSTRACT

In this work the replacement material for magnesium alloy was investigated and an optimized design was suggested for the horizontal fin of a fighter's external fuel tank. For the replacement of magnesium alloy, Aluminum alloy, AL 2034-T351, was selected by considering material properties and its procurement. The strength and fracture toughness properties of AL 2034-T351 are stronger than those of magnesium alloy, but the specific weight of AL 2034-T351 is heavier than that of magnesium alloy by 65%. To meet the allowable limit of C.G. shift in the tank, the design of horizontal fin was optimized by reducing the original shape by 20% and resizing the maximum thickness to 7 mm. From the results of the static and dynamic stress analysis for improving the safety factor of the joint section and the joint hole, the radius of curvature in the aft joint section of the new fin was designed as 8.5mm.

## 초 록

본 논문에서는 마그네슘합금 재료로 제작된 F-5E/F의 외부 연료탱크 수평 핀의 균열 발생 원인을 분석하고 적절한 대체 재질을 검토하여 탱크의 투하 안전성을 보장하도록 핀의 형상을 재설계하였다. 재료는 재료의 성질과 조달 용이성을 고려하여 강도 및 파괴 인성이 기존재료보다 강하지만 핀 1개당 65%의 무게증가가 예상되는 알루미늄 합금 2024-T351을 선택하였다. 핀의 무게 증가로 인한 연료탱크 무게 중심의 후방 이동을 허용 한계 이내로 유지하기 위하여 크기를 20% 축소하고, 두께 7 mm, 곡률 반경 8.5 mm로 설계된 핀에 대하여 정적 및 동적 응력을 해석한 결과 후방 체결부 및 체결 홀의 안전계수가 증가되었음이 확인되었다.

**Key Words** : External fuel tank(외부 연료탱크), Horizontal fin(수평 핀), 2024-T351, limit of C.G. shift(무게중심 이동 한계), Redesign(재설계), Stress analysis(응력 해석)

## I. 서 론

† 2010년 1월 25일 접수 ~ 2010년 3월 10일 심사완료

\* 정회원, 공군사관학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail : chkang@afa.ac.kr

충북 청원군 남일면 쌍수리 사서함 335-2호

F-5 E/F의 외부 연료탱크는 연료 수용용량이 150 갤런이며 동체는 원통형이고 양 끝은 원뿔 형태이며, 비행중 항공기에서 이 외부 연료탱크를 분리할 경우 항공기와의 충돌 가능성에 대한

안전성 및 탱크의 투하 안정성을 확보하기 위하여 후미에 수평 및 수직 핀을 부착하고 있다. 연료탱크에 체결하기 위해 수평 핀은 핀의 돌출부분을 테일 콘의 체결 부위에 끼우고 볼트로 고정시킨 후 테일 콘을 연료탱크에 연결하였다[1]. 그런데 수직 핀과 달리 수평 핀의 체결부 후방 모서리에는 균열이 조기 발생하여 사용수명이 예상보다 빨리 도래함에 따라 많은 정비 요구 및 대체비용이 급증하고 있는 실정이다. 이러한 애로점을 극복하고 수평 핀의 안정적 수요 충족을 위해 해외 구매에 의존해 왔던 조달 방식을 국내로 전환할 필요성이 제기되었다. 국내에서 핀을 설계하고 제작하기 위해서는 우선 국내 조달이 가능한 재료를 가지고 핀을 가공해야 하며 가능 재료의 물성치를 분석하여 최적의 형상을 설계하여야 한다.

본 논문에서는 핀의 응력집중 부위에서 발생하는 균열의 발생 원인을 분석하기 위해 균열 개구면의 마모 현상과 균열 성장 상태의 진전 양상을 전자현미경과 파면 해석법을 이용하였으며, 핀의 재료는 대체 가능하고 조달이 비교적 쉬운 항공기 외피 재료인 알루미늄 합금 재료를 선택하였다. 또한 핀의 형상은 핀의 무게증가로 인한 연료탱크의 중적인 안정성의 정적 한계, 체결부 곡률 형상과 핀의 두께에 따른 내구성을 평가하는 방법으로 재설계하였다.

## II. 본 론

### 2. 결합 내용 및 손상 분석

외부 연료탱크 수평 핀의 균열 발생은 그림 1에서 보는 것처럼 테일 콘에 핀이 체결되는 후방 모서리로 응력이 집중되는 부위이다[2]. 이러한 균열은 05년부터 장착하기 시작한 마그네슘 합금 재질의 신형 핀에서 주로 수명주기보다 조기에 발생하여 이전 사용하던 구형 핀 보다 사용수명을 단축시키고 있다.

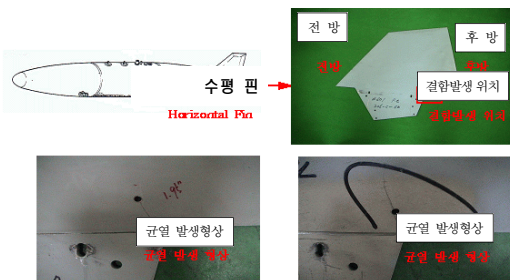


그림 1. 핀 장착 위치 및 결합 부위

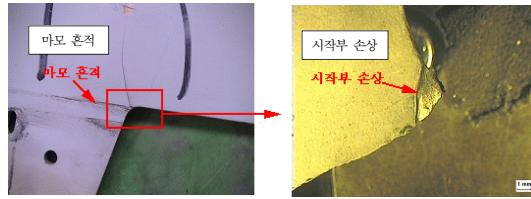


그림 2. 마모 흔적과 시작부 손상 파면

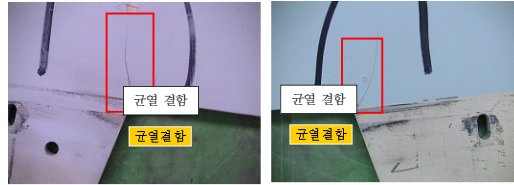


그림 3. 마모 흔적과 균열의 성장

금속합금 재료의 경우 슬립면 분리 혹은 미소 공동의 성장과 합체가 파괴기구에 해당되는 연성 파괴 성질을 갖는다. 파괴하중 이하의 하중이 반복 작용하는 경우 시간 의존형 파괴로 분류되며 그 대표적인 형태가 피로 파괴이다. 외부 연료탱크 수평 핀에 발생하는 균열은 비행시간 경과에 따라 나타나기 때문에 반복하중에 의한 피로 파괴로 판단된다.

균열에 대한 정밀 검사와 파면 해석을 통해 어떤 종류의 하중에 의해 균열이 발생했는지 알 수 있다. 그림 2는 균열이 발생한 모서리 측면에 마모 흔적과 균열 개구부의 손상 상태를 확대하여 보여주고 있다.

그림 3은 균열이 발생한 다른 핀에서도 위와 같은 마모 흔적이 동일한 지점에서 관찰되고 있음을 보여 주고 있다. 이 마모 흔적은 수평 핀의 체결 부위에 직각인 상하 방향으로 하중이 반복적으로 작용한 결과로 판단된다.

이러한 추정을 확인하기 위하여 전자현미경으로 균열 파단면을 확대 관찰하여 분석하는 파면 해석법을 이용하였다[4]. 그림 4는 초기 균열이 시작된 개구부와 균열 진전에 따른 파단면의 상태를 확대하여 나타낸 것이다. 균열은 마모 손상

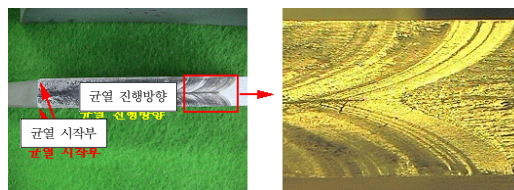


그림 4. 균열 개구부와 진전 양상

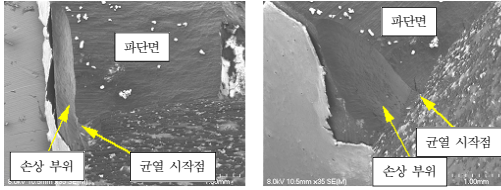


그림 5. 확대한 균열 개구부의 파단면

이 존재하는 모서리에서 시작되고 V자 모양의 Chevron 마크가 초기에 관찰되는데 이는 취성과 피로 균열 초기의 선단 부근에서 일어났음을 나타내고 있다. 또한 초기 균열 이후 균열 진전에 따른 파단면의 상태에서 균열이 진전하면서 형성되는 비치마크가 뚜렷하게 나타나는데 이는 반복되는 사이클 공력하중의 작용으로 균열이 성장했음을 보여주고 있다.

그림 5는 균열 개구부의 표면을 더욱 확대한 것으로 균열 시작은 마모로 인한 손상이 발생한 지점에서 시작되었음을 볼 수 있다.

이러한 전자현미경 파면 해석기법에 의한 분석 결과 수평 핀의 균열은 응력이 집중되는 부위에 마모가 생기면서 비행 중 발생된 공력 하중이 반복적으로 계속 작용함으로 인하여 피로 균열이 성장하였다는 결론을 내릴 수 있다.

외부 연료탱크에 핀을 체결하는 방법은 핀의 돌출부를 테일 콘에 끼우고 스크류 구멍에 맞춘 다음 스크류를 조여 고정하는 것이다. 그림 6을 보면 스크류 체결을 위한 신형 핀과 구형 핀의 돌출부 형상은 육안으로 보기에 곡률에 차이가 있음을 알 수 있다.

실지로 곡률 반경(R)을 측정해본 결과 신형 핀은 R=3.92 mm이며 구형 핀은 R=7.1 mm로 3.180 mm의 차이가 있었다. 곡률 반경과 응력 집중 간

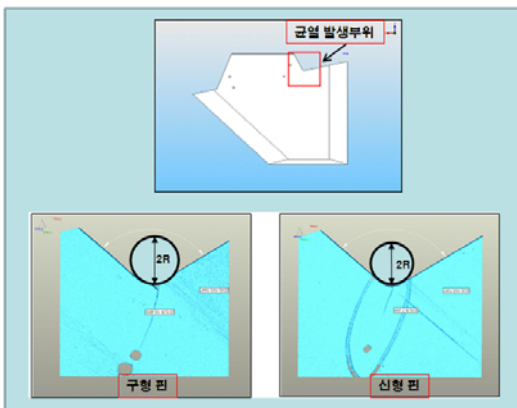


그림 6. 균열 발생 부위의 곡률 비교

에 관계는 타원형 노치의 응력 집중 계수에 관한 다음과 같은 Neuber의 식으로 설명이 된다[5].

$$K_t = 1 + 2\sqrt{\frac{b}{R}} \tag{1}$$

여기서  $b$ 는 타원의 장축을 의미하며  $a$ 를 타원의 단축이라 했을 때 곡률반경은  $R = a^2/b$ 이다. (1) 식으로부터 노치 뿌리 곡률 반경이 작으면 상대적으로 응력 집중이 커짐을 알 수 있다. 같은 하중을 받는다는 가정 하에 장축 길이가 같은 신·구형 핀의 경우 응력 집중계수를 계산해본 결과 그 차이는  $\Delta K_t = 0.8673$ 이었다. 이는 신형 핀 모서리 부근에 응력 집중현상이 구형보다도 더 크게 발생하고 있다는 것을 보여준다.

3. 대체 핀의 설계 및 재료 선택

F-5 항공기 외부연료탱크 수평 Fin의 균열 상태와 신형 핀에 균열이 조기 발생되는 원인을 여러 가지 방법을 통해 분석한 결과를 종합하면 다음과 같다.

1) 테일 콘에 부착되는 핀 돌출부의 후방 모서리 부분이 연료탱크 후미 부분과의 접촉이 빈번하게 발생함에 따라 손상을 입게 되었으며 이 손상된 부분에 생긴 초기 균열은 항공기 임무 비행 중에 일어나는 상·하 방향의 반복 하중에 의해 성장하였다.

2) 초기 균열이 시작된 개구부와 균열 진전에 따른 파단면의 상태를 전자 현미경으로 확대 관찰한 결과 개구부위의 양 모서리 부분이 마모된 상태가 관찰되며 균열이 진전하면서 형성된 파면이 비치마크가 뚜렷한 형상이 보이므로 이는 비행시간이 경과함에 따라 나타나는 것이기 때문에 반복 하중에 의한 피로 파괴이다.

3) 스크류 체결을 위한 신형핀 돌출부의 곡률 반경은 구형보다 3.180 mm 더 크다. 이러한 곡률 반경의 차이는 구형보다 큰 응력 집중이 발생하며 균열 성장 속도가 구형 핀보다 빠르게 하는 원인이 된다.

4) 초기 균열은 상하 방향의 핀의 진동에 의해 나타나고 반복적인 공기역학적 하중에 의해 균열이 진전되고 있으므로 외부 연료탱크에 핀을 부착하는 작업시 충격 방지와 함께 기술지시서에 나와 있는 스크류의 토크치를 정확히 적용하여 핀의 상·하 방향 진동을 최소화하여야 한다.

이러한 신형 핀의 균열 발생에 대한 종합적인 분석을 토대로 대체할 수 있는 핀의 형상 설계 중점은 표 3과 같은 선택이 가능하다.

표 3. 최적 형상 설계중점

구분	크기	돌출부 형상	체결 방법
최적형상	신/구형 동일	구형 곡류반경	진동방지

표 4. 기존 핀 재료와 대체 재료의 비교

구분	AZ-31B-H24	2024-T351	2024-T62	7075-T651
항복강도(MPa)	179	372	400	524
극한인장강도(MPa)	269	469	455	586
파괴인성(MPa mm <sup>1/2</sup> )	695	1181	1251	973
비중(g/cc)	1.76	2.73	2.73	2.73
비 고	경량성 우수 강도, 인성 미흡 조달성 미흡	-강도, 인성 우수 -경량성 미흡 -조달성 우수	-극한강도 미흡 -경량성 미흡 -조달성 우수	-파괴인성 미흡 -경량성 미흡 -조달성 우수

조달과 수리창 제작이 가능한 대체 재료의 파괴특성[7]과 선택한 재료에 대한 설계 제작 시 고려할 사항을 표 4에 요약하였다. 창 제작이 가능한 알루미늄 합금 계열의 재료가 항복강도나 극한 인장강도 및 파괴인성치가 마그네슘 합금보다 월등하기 때문에 고려될 수 있으나 문제점은 기존 마그네슘 합금 재료보다 중량이 크다는 것이다. 연료탱크의 후미 테일 콘에 부착되는 핀의 중량은 연료탱크의 무게중심 위치를 변화시키는 결과를 가져오기 때문에 낙하 시 중적인 안정성에 미치는 영향이 있을 수 있다.

4. 연료탱크 무게 중심 위치의 영향

항공기에서 사출 압력에 의해 분리된 연료탱크는 사출 압력 및 자체 중량 그리고 공기역학적 힘을 받으면서 지상으로 낙하한다. 연료탱크의 거동과 낙하궤적은 이러한 사출 압력, 공기역학적 힘, 연료탱크 중량간의 상호작용에 의해 결정된다. 연료탱크의 형상은 원통형이므로 공기역학적인 영향보다 중량의 영향이 상대적으로 클 수가 있다. 그러므로 연료를 가득 채웠을 때는 공기역학적인 영향보다는 무게의 영향이 클 것이고, 반대로 연료가 비어있을 때에는 공기역학적인 영향이 크게 작용할 것이다. 공력의 영향이 중량에 비해 상대적으로 더 커지는 경우에 연료탱크는 투하궤적에 불안정한 거동현상을 보일 수 있다. 이러한 상황은 일반적으로 항공기가 고속으로 운행할수록, 항공기의 자세가 수평 상태에서 많이 벗어나 있을수록, 무게중심 이동이 후방으로 편중될수록 불안정성은 더 커지게 된다.

MIL-HDBK-1673 test 271에는 항공기 외부 탑재물의 형상변화 시 CG 허용범위를 +12.7 mm로 규정하고 있다[3]. 그러므로 수평 핀의 형상을 원형상과 똑같이 재설계할 경우 연료탱크의 무게중

표 5. 연료탱크 CG 위치변화(연료 만재 시)

핀 장착상태		기존재료(AZ-31B-H24)		대체재료(AL 2024-T351)	
		무게	CG위치	무게	CG위치
center	수평 ×2	연료탱크 63.49+연료 455.78 +수평핀 4.56+수직핀대응 0.1 =523.93 kg	노즈에서 1820 mm	526.44 kg (+2.51 kg)	1829.7 mm (+9.7 mm) <sup>1</sup>
inboard	수평 ×2 수직 ×1	연료탱크 63.49 + 연료 455.78 + 수평핀 4.56 +수직핀 2.21 = 526.04 kg	1830 mm	528.55 kg (+2.51kg)	1839.7 mm (+9.6 mm) <sup>1</sup>
비 고	* MIL-HDBK-1763 test 271 Release TEST Table B-1: Store mass, physical operational characteristics의 CG 위치변화 허용범위 +12.7 mm내에 있음				

표 6. 연료탱크 CG 위치변화(연료 비었을 시)

핀 장착상태		기존재료(AZ-31B-H24)		대체재료(AL 2024-T351)	
		무게	CG위치	무게	CG위치
center	수평 ×2	연료탱크 63.49+수평핀 4.56 +수직핀대응 0.1 =68.15 kg	2040 mm	70.66kg (+2.51 kg)	2104.1 mm (+64.1 mm) <sup>1</sup>
inboard	수평 ×2 수직 ×1	연료탱크 63.49 + 수평핀 4.56 +수직핀 2.21 = 70.26 kg	2050 mm	72.77 kg (+2.51kg)	2111.9 mm (+61.9 mm) <sup>1</sup>
비 고	* MIL-HDBK-1763의 CG 위치변화 허용범위 +12.7 mm를 초과 ⇒ 최적 형상설계가 요구됨				

심 위치가 허용범위 내에 존재하는지를 점검하여야 한다. 알루미늄 합금 핀을 부착했을 때 연료탱크의 CG 위치는 무게중심에 대한 모멘트 평형을 적용하여 다음과 같은 식으로 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} & \text{탱크 CG위치} \times \text{최종 무게} = \text{기존탱크}(\text{CG위치} \times \text{무게}) \\ & \quad - \text{기존핀}(\text{CG위치} \times \text{무게}) + \text{대체핀}(\text{CG위치} \times \text{무게}) \quad (2) \end{aligned}$$

표 5는 연료를 full로 채웠을 때 기존 재료와 대체 재료의 핀을 부착한 외부 연료탱크의 무게 중심의 위치 변화를 보여 주고 있다. 대체 재료 핀을 부착했을 때 연료탱크의 무게 중심 위치 변화는 center 장착인 경우 +9.7 mm, inboard 장착인 경우 +9.6 mm로 모두 허용범위인 +12.7 mm 이내에 무게중심 변화가 있음을 알 수 있다.

표 6을 보면 연료가 empty 상태일 때는 기존 재료와 대체 재료의 핀을 부착한 외부 연료탱크의 무게 중심의 위치 변화가 허용범위를 벗어나 있음을 알 수 있다. 기존 형상과 같은 대체 재료 핀을 장착했을 때 연료탱크의 무게 중심 위치 변화는 center 장착인 경우 +64.1 mm, inboard 장착인 경우 +61.9 mm로 모두 허용범위인 +12.7 mm를 훨씬 벗어나 있어 투하 시 연료탱크의 피칭 불안정성을 유발하는 요인으로 작용할 수 있다. 그러므로 연료탱크의 무게중심을 허용범위내로 유지하기 위해서는 핀 형상의 재설계가 요구되었다.

5. CG 허용범위 내의 핀 재설계

기존 형상과 똑 같은 형상의 알루미늄 합금 수평 핀을 부착하였을 경우 연료를 가득 채운 외부 연료탱크의 무게중심 변화는 MIL-HDBK

-1673의 허용범위 내에 들지만 연료가 빈 상태에서는 허용범위를 훨씬 초과하였다. 이에 대한 해결방안 중 하나는 핀 형상을 재설계하여 대체 재료 핀의 무게를 기존 재료 핀과 같은 무게로 줄이는 것이다. 형상을 얼마나 줄일수 있느냐 하는 문제는 연료탱크 분리 투하 시 핀에서 발생하는 양력이 연료탱크 무게중심에 대한 피칭 모멘트를 발생시키면서 피칭 안정성을 유지할 수 있느냐에 달려 있다.

수평 핀 형상을 개조한 외부 연료탱크의 중안정성 및 투하궤적에 대한 이론적 연구 및 연료탱크 모델의 자유 낙하 풍동 실험 결과 수평 핀을 20% 축소하여도 피칭 안정성이 확보될 수 있다는 결론을 얻었다[4]. 축소 부위는 취약 부위인 후방 체결부에 작용하는 공기역학적 하중을 최소화하기 위하여 핀의 상변과 후방부 수직변을 선택하였다. 재설계 핀의 두께는 첫째 20% 형상 축소 핀의 무게를 기존 핀의 무게 2.279 kg으로 유지하는 관점, 둘째 CG 허용 범위 +12.7 mm 이내에 연료탱크의 무게중심을 둘 수 있는 핀의 무게에 관점을 두고 결정하였다.

원 형상 핀과 같은 무게를 유지했을 때 재설계 형상 핀의 두께는 6.20 mm로 원 형상의 두께 1.58 mm가 얇게 된다. 핀의 두께가 얇으면 외부 연료탱크에 핀 부착 시 틈새가 생기므로 이에 대한 보완책이 필요하다. 그러므로 틈새 문제를 해결하려면 핀의 두께를 최대한 원 두께와 가깝도록 설계할 필요가 있다. 표 7은 외부연료탱크의 무게 중심의 후방 이동 거리와 핀 두께간의 관계를 수치로 나타낸 것이다.

표 8은 연료탱크 CG 허용 범위 내의 최적 두께인 7.00mm로 결정한 재설계 핀의 제원이다.

표 7. 연료탱크 CG 허용 범위내의 핀 두께

연료	후방이동 허용치 (CG+12.7mm)	두께별 CG 후방 이동위치 (mm)					
		7.78	7.4	7.0	6.88	6.78	
Full	center	1832.7	1823.9	1822.9	1821.2	1821.2	1821.2
	inboard	1842.7	1833.7	1832.7	1832.7	1831.4	1830.1
Empty	center	2052.7	2066.1	2059.3	2051.9	2048.8	2044.4
	inboard	2062.7	2074.1	2067.5	2060.2	2057.4	2055.6

표 8. CG 이동 허용범위 내에서의 핀 재설계



구분	원형상	최적형상
빋변	386.50 mm	386.50 mm
윗변	279.20 mm	210.20 mm
수직변	402.04 mm	387.04 mm
곡률반경	7.1 mm	8.5 mm
면적	149,701 mm <sup>2</sup>	119,130 mm <sup>2</sup>
두께	7.78 mm	7.00 mm
중량	2.279 kg	2.562 kg
CG위치	224.7 mm	274.3 mm

재설계된 핀의 형상은 면적을 20% 축소하고 두께를 7 mm로 조정했기 때문에 응력 및 진동 해석을 통하여 핀의 내구성을 평가해야 함은 물론 형상변경에 따른 항공기 외부 탑재물인 연료탱크의 분리 안전성을 검증해야 한다. 분리 안전성 검증은 풍동실험에서 연료탱크 투하실험과 공력 실험을 통해 검증하였다[5].

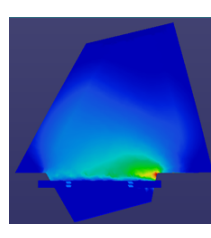
4. 형상 재설계 핀의 내구성 평가

최적형상 설계 핀의 내구성 평가는 취약 부위에 대해 1) 후방 체결부 곡률반경에 대한 응력 해석 2) 체결부 홀 부위 응력해석 3) 굽힘 진동 모드의 영향 해석 4) 비틀림 진동모드의 영향 해석을 상용 CATIA 코드1)를 이용하여 실시하였다. 핀에 작용하는 공력하중은 F-5E/F 항공기가 이륙 후 고도 1,000 m에서 M=0.7, 받음각 6°로 상승하고 있는 상황을 고려하였으며 핀의 양력계수(C<sub>L</sub>=0.7)는 대칭 에어포일인 NACA 0006의 자료를 이용하였다. 이와 같이 가정한 비행상황에서 핀에 작용하는 양력을 계산한 결과 100% 형상인 경우 3.35kN, 80% 형상인 경우 2.67kN 이었다.

표 9는 취약 부위인 핀의 후방 체결부의 곡률 반경에 따른 최대 작용 응력을 비교한 자료이다. 체결 부위의 곡률 반경을 R=8.5 mm로 설계 했을 때 최대응력이 기존 핀보다 41.8 MPa이나 감소하였다. 이는 형상 재설계 핀이 안전계수가 기존 핀보다 30% 증가했음을 보여주고 있다.

표 10은 체결 홀 주위 응력 해석 결과이다. 스크류 체결 홀은 원형 노치로 하중 전달 경로가 밀집되므로 응력이 집중되는 곳이다. 재설계 핀의 체결 홀에 작용하는 최대 응력은 기존 형상 핀의 홀에 작용하는 응력보다 0.73 MPa 감소하였다. 이러한 결과는 재 설계 핀은 기존 형상 핀보다 취약 부위인 후방 체결부 및 체결 홀의 안전계수가 24% 이상 증가했음을 보여 주고 있다.

표 9. 곡률반경에 따른 취약부위 최대응력해석



기존 핀 (AZ-31B-H24)	20% 형상 축소핀 (AL 2024-T351)			
	R=7.1	R=7.5	R=8.5	R=9.5
214.6 MPa	188.0 MPa	175.5 MPa	172.8 MPa	171.8 MPa
- 경계조건 : 체결부 clamped - 작용하중 : 3.35 kN / 2.67 kN				

1) CATIA V5 R16, Dassault systems, 1998

표 10. 체결 홀의 최대응력 비교

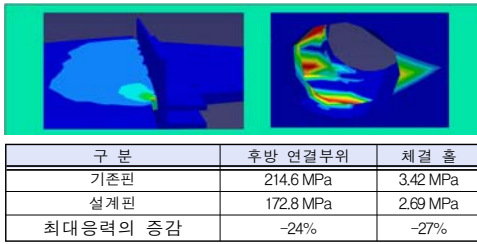


표 11. 굽힘 진동 모드의 영향

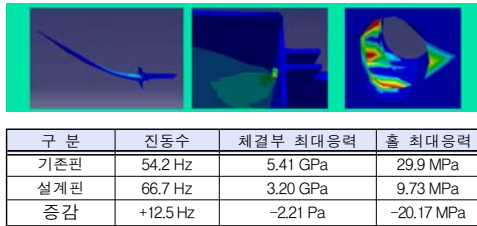


표 12. 비틀림 진동 모드의 영향

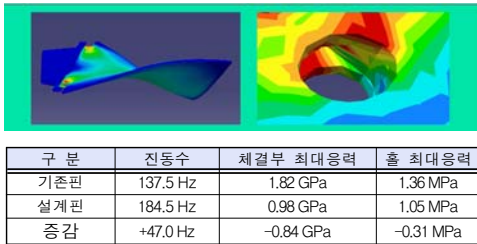


표 11에는 굽힘 진동 모드의 영향 해석의 결과를 수록하였다. 핀의 단조화 운동에 대한 고유진동수를 비교한 결과 재설계 핀에서 12.5 Hz 증가한 것을 알 수 있다. 진동수는 형상을 유지하려는 재료의 강성도가 증가함에 따라 증가하고 질량이 증가함에 따라 감소한다. 핀의 끝단에 수직 집중 하중 작용으로 인한 최대 응력은 알루미늄 합금 핀에서 월등히 감소하고 있다.

표 12는 비틀림 진동 모드의 영향을 해석한 결과이다. 핀의 비틀림 단조화 운동에 대한 고유진동수는 재설계 핀이 47.0 Hz 증가하였다. 이는 재설계 핀이 비틀림 진동에 대해 형상을 유지하려는 강성도가 기존 핀보다 크다는 것을 의미한다.

### III. 결론 및 시제품 제작

본 논문에서는 마그네슘합금 재료로 제작된 F-5E/F의 외부 연료탱크 수평 핀의 균열 발생 원인을 분석한 결과를 토대로 대체 가능한 재

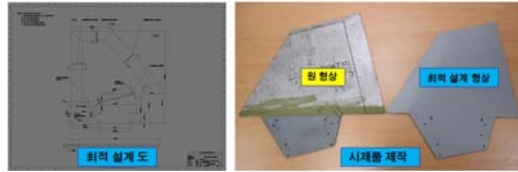


그림 7. 핀 최적 설계도 및 시제품 제작

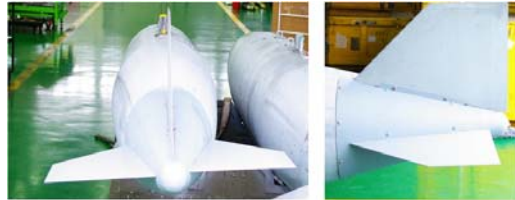


그림 8. 시제품 수평 핀의 장착모습

료를 검토하여 재질을 대체한 뒤 탱크의 투하 안전성을 보장하도록 핀의 형상을 재설계하였다.

핀의 제작 및 재료 조달이 상대적으로 용이한 재료를 고려하여 기존의 마그네슘 합금 대신 알루미늄 합금으로 대체하였다. 알루미늄 합금 2024-T351은 강도 및 파괴인성이 마그네슘 합금보다 강하지만 무게가 핀 1개당 65%가 증가하여 나타나는 무게 증가로 인한 무게중심의 문제점을 해소하기 위하여 형상을 재설계 하였다. 연료탱크 무게 중심의 후방 이동을 허용 한계 이내로 유지하기 위한 핀의 최적 설계 형상은 원형상의 80%, 두께는 7 mm, 곡률 반경 8.5 mm로 변형된 핀에 대한 정적 및 동적 응력 해석 결과 후방 체결부 및 체결 홀의 안전계수가 증가되었음이 확인되었다.

그림 1은 외부 연료탱크 수평 핀의 최적 형상 설계도와 이 설계도에 따라 제작한 시제품 및 원형상 핀을 보여주고 있다. 시제품은 원제품의 80% 크기이다. 그림 2는 이 설계도에 따라 실제 제작한 알루미늄 합금 수평 핀을 외부 연료탱크에 장착한 모습이다.

### 후 기

본 논문은 공군 항공기술연구소의 지원을 받아 수행한 'F-5E/F 외부연료탱크 Horizontal Fin 제작 및 안전성 평가' 연구의 일부입니다.

### 참고문헌

- 1) 강치행, 윤용인, 항공기 외부 연료탱크 수평 핀의 균열 분석과 대체 방안 연구, 한국 항공우

주학회 추계 학술 발표회 논문집, 2008.

2) Fracture Properties of Eng. Materials, NASA Report JSC- 22267B, 2000.

3) MIL-HDBK-1673 test 271 release test TABLE B-1 : Store mass, physical operational characteristics

4) 강치행, 조환기, 장영일, 이상현, 김광연, 수평된 형상을 개조한 외부 연료탱크의 중 안정성 및 투하 궤적 해석, 한국항공우주 추계학회 논문집, 2009.

5) 조환기, 이상현, 강치행, 황영하, 전투기 연료탱크 안전 분리를 위한 풍동 실험 연구, 한국항공우주학회 추계 학술 발표회 논문집, 2009.

6) Tipler, P. A., Physics for scientists and engineers, Freeman & Company, 1999.

7) Rao, S. S., Mechanical vibrations, 4th Ed., Pearson Education, 2004.

8) Corke, T. C., Design of Aircraft, Pearson Education, 2003.