

技術論文

F-15 기체 전투손상 수리설계 및 평가기법 사례연구

김종헌*, 주영식*

Case Study of F-15 Airframe Battle Damage
Repair Design and Assessment Procedure

Jong-Heon Kim* and Young-Sik Joo*

ABSTRACT

For the purpose of facing battle damage that a fighter is subject to in combat, following recovery procedures such as damage assessment, repair design and structural integrity evaluation are investigated. A sample study is presented on the battle damage of F-15 ECS bay, which is comprised of damage assessment and repair design based on ABDR(Aircraft Battle Damage Repair) skills and work procedure complying with AFTO(Air Force Technical Order) forms. Further, the flight safety of repaired structure is validated and the time the permanent repair should be done is estimated through the evaluation of structural integrity such as the calculation of static strength and fatigue life.

초 록

전투기가 임무수행중 기체에 발생할 수 있는 전투손상에 대처하기 위해 손상평가 및 수리설계, 구조건전성 평가방법 등 손상 후속절차를 연구하였다. 사례로서 F-15 ECS Bay에 발생한 전투손상에 대하여 ABDR(Aircraft Battle Damage Repair) 기술을 적용하여 손상평가 및 수리설계를 수행하고, 그 내용과 절차를 양식에 정리하였다. 또한, 정적강도 및 피로수명 계산과 같이 수리설계 구조의 구조건전성을 평가하여 비행안전 여부를 입증하고 영구수리 시점을 판단하였다.

Key Words : Airframe Survivability(항공기 기체 생존성), Battle Damage(전투손상), Damage Assessment(손상평가), Repair Design(수리설계), Structural Integrity(구조건전성), F-15

1. 서 론

전장에 투입된 전투기는 작전수행중 공격을 받아 전투손상이 발생할 수 있다. 전장에서 발생한 손상의 수리 개념은 제작 또는 운용중 발생한 손상을 제작공장이나 수리장에서 수리하는 것과

는 다르며, 전장 상황을 고려하여 신속하게 수리한 후 전투기를 다시 전장에 투입할 수 있는 가용성과 준비성(Aircraft Affordability and Readiness) 확보를 중요시한다.

본 논문은 전투기 기체에 발생한 전투손상의 평가 및 수리설계와 처리절차를 연구한 결과이다. 또한 사례연구로서 전투손상 수리(ABDR, Aircraft Battle Damage Repair) 기술을 적용하여 F-15 전방동체 하부 ECS 베이의 손상을 수리설계하고, 수리한 구조에 대해 구조건전성을 평가한 내용이다. 이를 통해 일반적인 ABDR의 개념

† 2008년 7월 25일 접수 ~ 2008년 8월 20일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소

교신저자, E-mail : ian0328@add.re.kr

대전시 유성우체국 사서함 35-7호 7-2

을 소개하는 동시에, 실제 전투손상이 발생했을 경우 이의 적용 방안을 제시하고자 한다.

II. 본 론

2.1 전투손상 평가 및 수리 절차

베트남전 이래로 연합국과 미군은 최소한 24시간 안에 손상된 항공기의 50%를 전투에 복귀시킬 수 있는 ABDR 프로그램이 필요하다고 판단하고 있다. ABDR의 목표는 손상 항공기를 수리하여 항공기를 신속히 전장으로 돌려보내거나, 야전 수리능력을 초과하는 손상 항공기를 후방기지로 일회비행하게 하는데 있다[1].

ABDR 능력은 단순성, 신속성, 적절한 자원 활용성이 요구되며, 때때로 평시 수리와는 크게 다른 기술이 적용된다. 성공적인 전투손상 수리를 위해서는 정확하고 완전하며 철저한 전투손상 접근이 이루어져야하므로 손상을 정확하게 평가할 수 있는 손상 평가자(Damage Assessor)가 필요하며, 전투손상 기술 지시서를 포함한 항공기의 관련 시스템에 대해 충분한 지식을 갖추어야 한다.

먼저 ABDR은 선별법(Triage)에 따라 수리가능한 항공기인지 ABDR 기술로 수리될 수 없는 항공기인지 결정한다. 수리할 경우 기본적인 수리 절차 및 수리방법을 제시하는 지침이 TO (Technical Order) 1-1H-39[2]이다. 이 TO는 대부분의 기체에 공통되는 일반적인 손상수리를 다루고 있으므로 이의 범위를 초과하는 손상의 경우 ABDR 엔지니어에게 문의하거나 대상 기체에 한정된 상세 TO(Specific TO), 또는 관련 일반 TO를 참고해야 한다. 본 논문의 사례연구에 해당하는 F-15의 상세 TO는 BTO-KS1F-15K-39[3]이다.

본격적인 전투손상 수리를 위해 먼저 이루어져야 할 일은 손상을 입은 부재가 어떤 역할을 담당하며 손상규모가 어느 정도인지 파악하는 것이다. TO 1-1H-39에서는 항공기의 하중을 담당하는 구조를 그 역할에 따라 몇 가지로 분류하고 있다.

- 분류 I : Primary Structure
 - 분류 II : Secondary Structure
 - 분류 III : Nonessential Structure
 - 분류 IV : Essential for other than Structural Requirement
 - 분류 V : Essential Nonrepairable Structure
- 분류 I에서 III으로 갈수록 전달하는 하중이 작고 따라서 구조 건전성에 미치는 영향이 감소한

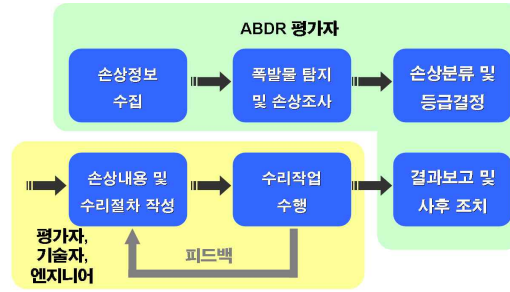


그림 1. 기체 전투손상 평가 및 수리절차

다고 볼 수 있다. 분류 IV와 V는 구조체가 아닌 시스템 구성품이거나 수리불가능한 부재들이다.

또다른 분류는 손상등급 A, B, C, E이며, 이는 부재가 입은 손상의 규모에 따라 나뉘어진다. 기본적으로 손상 등급은 정해진 최대 손상 크기를 갖고 있다. 즉, 등급 A는 수리가 여의치 않을 때, 수리하지 않는 대신 정해진 비행제한(Flight Restriction)을 갖고 비행할 수 있는 손상 크기로 정의된다. 등급 B는 ABDR를 사용하여 수리 가능한 손상 크기이며, 등급 C는 수리도 하지않고 비행제한도 없이 비행할 수 있을 정도의 작은 손상 크기를 갖는다. 등급 E는 손상크기가 ABDR의 범위를 넘어서서 엔지니어의 도움이 필요한 등급이다.

- 등급 A : Degraded Capability
- 등급 B : Repairable Damage
- 등급 C : Acceptable Damage
- 등급 E : Engineering Disposition

손상의 분류와 등급이 정해지면, 그에 해당하는 수리절차를 기준으로 하여 평가자가 작업지침을 작성하며, 이 지침에 따라 ABDR 기술자(Technician)는 평가자 및 엔지니어와 상의하여 수리작업을 수행한다. 미공군의 경우 손상내용과 작업지침으로 AFTO Form 97과 97A를 사용하여 작성하며, 수리가 완료되면 기체의 생존성 자료를 수집/관리하는 SURVIAC(Survivability/Vulnerability Information Analysis Center)으로 제출하여 이력을 관리하게 되어 있다. 전투손상 수리는 한시적 수리이기 때문에 사후조치로 구조 건전성을 평가하여야 하며, 그 결과에 따라 영구 수리 시점을 결정하게 된다. 이와 같은 전투손상 처리절차를 그림 1에 정리하였다.

2.2 ECS 베이 전투손상 수리설계

2.2.1 손상위치 및 크기 파악

2.1의 일반적인 전투손상 처리절차를 구체적으로 보이기 위해, 사례연구로서 F-15 전방동체

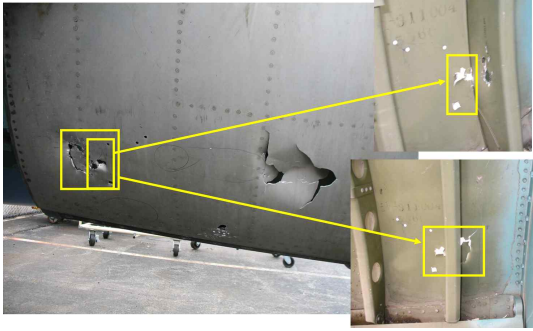


그림 2. F-15 ECS 베이 전투손상 형상

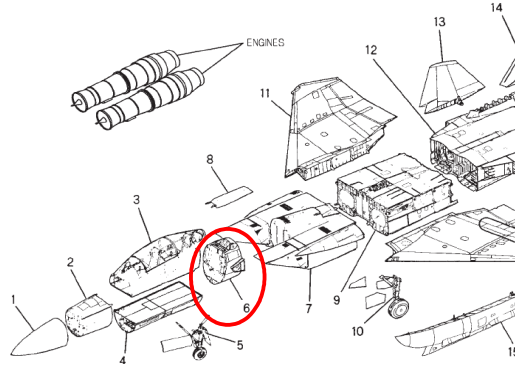


그림 4. F-15K ABDR 구조영역 구분



그림 3. 손상위치와 크기 측정 결과

IDX NO	ITEM	MATL	CAT	CLASS LIMITATIONS			NOTES
				A	B	C	
10	Skin	2024-T62	1		Note 10		1 thru 4, 8
	Area A			2.10		1.70	
	Area B			3.00		2.70	
	Area C			3.90		3.60	
	Area D			1.00		0.80	
	Area E			0.40		0.30	

그림 5. 구조분류와 손상등급

ECS 베이 우측 하단부 손상을 가정하였다. 손상 부위는 FS389~FS408 사이의 스킨 세 곳과, 스킨 내부의 포머(Former) 및 롱저론(Longeron)이며, 이를 위해 그림 2와 같이 스크랩된 예전 F-15C 기체에 손상을 모사하였다.

손상된 부재의 개수와 손상정도를 눈으로 파악한 후에는, 펜과 자를 사용하여 정확한 위치와 치수를 측정, 표시하였다. 측정시에는 우그러진 스킨과 포머 플랜지, 손상영역에 포함된 패스너들이 모두 고려될 수 있도록 컷아웃 크기를 정하였으며, 패스너 수리도 감안할 수 있게 손상 주변의 패스너 치수도 모두 표시하였다. 그림 3은 손상 형태에 따른 컷아웃 위치를 나타내고 있다.

2.2.2 스킨 수리 설계

제한된 지면관계상 FS389, FS402의 손상 수리설계를 위주로 설명한다. KS1F-15K-39 TO에서는 F-15K의 기체를 구조영역으로 나누어 놓고 번호를 붙여 놓았다. 그림 4에서 타원으로 표시한 부분을 보면 ECS 베이는 전방동체 영역 6에 해당한다. 그 다음 단계로 FS389~402 위치의 우측면 스킨을 상세하게 찾아들어가면 최종적인 손상 위치가 그림 5의 Area B, C 부위로, 이는 구조 분류 CAT I에 해당한다. 또한 찢어진 스킨 길이가 6.5"로 측정되었으므로 손상 등급 A, C의 최대

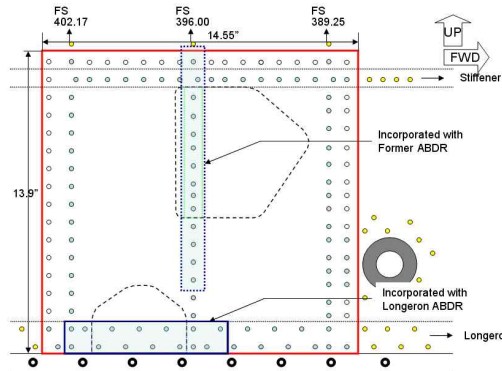


그림 6. ECS 베이 스킨 수리설계 형상

크기인 3.9", 3.6"를 초과한다. 따라서, 이 손상은 반드시 수리를 수행한 후 다시 비행이 가능한 등급 B에 해당한다.

수리 작업은 손상 컷아웃, 패치 및 필러 선정 및 제작, 패스너 선정, 패스너 패턴(레이아웃) 설계, 패치/패스너 설치, 실링/표면처리 등후처리 작업으로 크게 나눌 수 있으며, 수리설계 형상을 그림 6에 보였다. 맨 바깥쪽 직사각형 실선이 스킨 패치이며, 안쪽 원들은 패스너레이아웃을 나타낸다.

일반 수리와는 다른 전투손상 수리개념이 적용된 부분을 몇가지 설명하면 다음과 같다. 먼저

손상된 위치가 FS396~FS402의 하부 론저론에 걸친 스킨과 FS389~FS396의 포머에 걸친 스킨 두 군데인데 각각의 손상에 대해 별개의 패치를 제작하여 수리할 수도 있으나, 두 손상간의 거리가 크지 않으므로 빠른 수리를 위해 두 손상을 모두 포함하는 하나의 큰 패치로 수리한다. 또한 패치 형상도 컷아웃 외곽선을 따라가는 것이 아니라 단순한 직사각형 형태로 하며, 손상을 모두 포함하도록 넉넉한 크기로 제작한다.

패치와 필러는 되도록 스킨과 같은 재질을 사용하는 것이 좋지만, 창정비처럼 항상 원하는 재질이 준비되어 있는 것은 아니다. ABDR의 목적으로 운용되는 트레일러에는 일반적으로 전투손상 수리용으로 갖추고 있는 재질과 패스너, 도구 등 하드웨어 리스트가 정해져 있으며, 이중에서 모재와 가장 가까운 재질을 사용해야 한다. TO에서 서로 다른 재질간의 등가 두께 비율을 찾을 수 있으며, 본 사례의 경우 AI2024-T6 대신에 같은 두께의 AI7075-T6 재질을 사용하였다.

패스너의 경우 특이한 경우가 아닌 이상 대부분 체리맥스(Cherrymax)나 상대적으로 큰 하중을 받는 경우 조-볼트(Jo-Bolt)로 선택한다. 둘다 블라인드 리벳 또는 볼트로서 신속하고 간편한 체결이 가능하다는 장점이 있으며, 이는 빠른 수리를 통해 항공기를 다시 전장에 내보내야하는 ABDR의 목적에 부응한다.

2.2.3 론저론 수리 설계

론저론 손상은 그림 7에 보인 것처럼 ECS 배이 도어와 연결되는 패스너 홀 주위가 굽힌 손상과, 그 위의 스킨 손상에 연결되는 파인 손상 두 가지로서, 둘다 하부 플랜지에 해당한다.

손상부위의 구조분류를 TO에서 찾아보면 구조분류 V, 즉 수리가 불가능하고 오직 교체만 가능한 부재임을 알 수 있다. 이는 론저론이 항공기



그림 7. 론저론 손상 형상

동체의 주하중을 전달하는 Primary Structure중 하나이므로 그러하다. 또한, F-15 Specific TO에서는 일부 구조재를 Safety of Structure(SOF)로 분류하고 있으며, 이는 비행 안전성과 직결된다 하여 설계나 수리시 보수적인 접근을 요구하고 있는데 론저론이 이에 포함되고 있다.

이 사례의 경우는 손상 크기가 작기 때문에 등급 A, 즉 비행제한이 있는 비행은 가능하며, 따라서 TO를 엄밀히 적용한다면 이 기체는 수평비행(Level Flight) 정도만을 허용하여 정밀수리를 위한 후방기지로 돌려보내든지 그렇지않으면 폐기해야 한다. 그러나, ABDR TO는 전시라는 특수성을 고려하여 필수적인 범규가 아닌 손상평가자를 위한 가이드라인으로 기능하며, 따라서 좀더 보수적인 설계접근과 가용한 비행안전성 확인을 동원하여 기체를 다시 전장으로 투입할 수도 있다. 여기서는 후자를 통해 경우에 따라 TO를 넘어선 수리가 가능함을 보였다.

그림 6에서 수리한 스킨 패치가 론저론 손상부위도 함께 커버하게 되므로, 수리형상은 그림 8처럼 스킨 패치위에 별도로 론저론 스트랩을 덧대는 것으로 하였다. 기존에 있던 패스너 홀은 활용하여 조-볼트로 체결하였으며, 2.2.2의 스킨

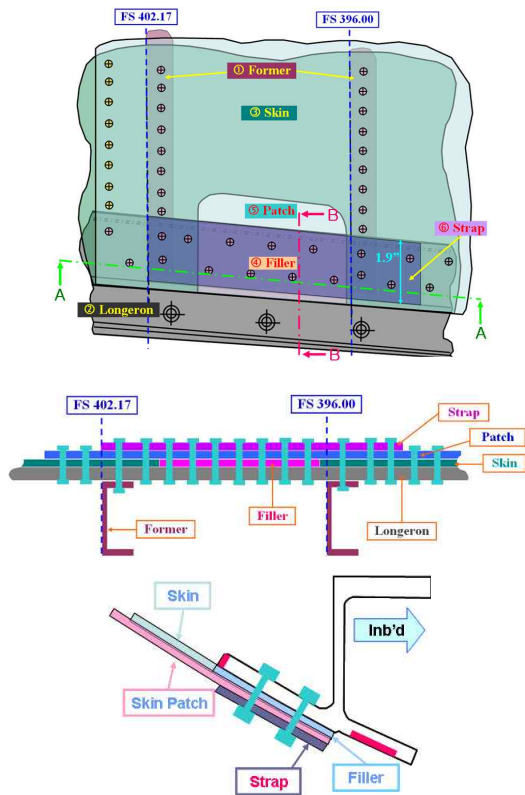


그림 8. 론저론 수리설계 형상과 A-A, B-B 단면

손상 수리시 패치 제작에 사용하였던 시트의 남은 부분을 활용하였다.

론저론 바로 아래 부분이 ECS 베이 도어와 만나기 때문에 여기는 패치나 스트랩을 달 수가 없다. 따라서, 론저론 스트랩은 도어 바로 윗지점에서 시작하며 이런 약점이 강도상에 어떤 영향을 미칠지가 강도계산시 중요 포인트가 된다.

2.2.4 포머 수리 설계

그림 9는 그림 6 중앙의 FS396 포머 손상에 대한 수리설계 결과를 보인 것이다. 일반적인 내용은 2.2.2 스킨 수리 설계와 동일하다. 단, 포머와 같은 앵글 수리의 경우 일반적인 수리에서는 동체의 외곽면을 따라 곡면 형상의 앵글을 제작하지만, 전투손상 수리시에는 L 앵글같이 압출된 직선형의 앵글에 노치를 제작하여 사용한다. 또한, 앵글의 길이를 리벳 2개 정도 연장하여 스킨 패치의 가장자리와 일치하지 않도록 한다.

이상과 같은 수리설계가 모두 끝나면 항공기 및 손상에 대한 정보와 수리절차를 그림 10과 같은 AFTO Form 97, 97A에 정리하며, 작업완료 후 관련기관에 보고하게 된다.

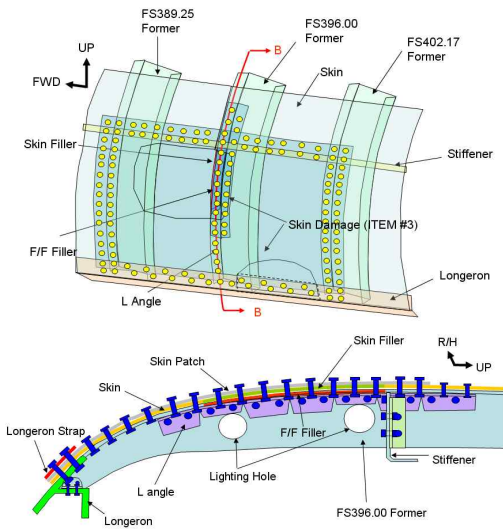


그림 9. 포머 수리설계 형상과 B-B 단면

USE REVERSE SIDE OF FORM IF NECESSARY						PAGE 14 OF	
1. DATE OF OCCURRENCE 20070624	2. JOB CONTROL NUMBER 123456789	3. OWNING ORGANIZATION KORAF 11th TFW	4. LOCATION STL Boeing	5. MDS F-15K	6. S/C		
25. DAMAGE NO. #5	26. AFFECTED AREA ZONE OR SYSTEM 6		27. STRUCTURAL CATEGORY V I (U) IV				
28. DAMAGE CLASS C A (B) E	29. SYSTEM SERVICABILITY FC/E DP/D NR/N		30. MISSION				
31. DAMAGE DESCRIPTION							
<p>o Damage Size : - Flange : 0.81 (1Rch) x 8(EA) = 6.5"</p> <p>o Material : A2124-T62</p> <p>o Former Configuration : c channel</p> <p>!!! No UXD found, Remain vigilant !!!</p>							

그림 10. 포머 수리설계 Form 97A(일부)

2.3 수리설계구조 건전성 평가

2.3.1 론저론 현장 평가

기본적으로 수리구조의 건전성 평가는 전투손상 수리 개념에 포함되지 않지만, 2.2.3에서 언급한 것처럼 론저론 수리는 TO를 넘어선 범위이기 때문에 수리구조가 항공기 비행안전에 얼마나 영향을 미칠지 확인하는 과정이 반드시 필요하며, 이후 기체를 전장으로 다시 돌려보낼 수 있다. 확인방법은 기본적으로 수리구조가 블루프린트 설계도와 비교하여 충분한 강도를 확보했는지 검사하는 것이며, 그에 따라 수리된 론저론 단면이 요구하중을 충분히 전달할 수 있는지 판단할 수 있다.

전투상황을 고려하여 평가에 사용할 도구는 하중 추출을 위한 응력보고서[4], 물성치 조사를 위한 MMPDS[5], 기본적인 응력계산을 위한 XSECT[6] 프로그램만을 사용하였으며, 단면형상은 직접 측정된 길이치수로부터 2차 삼각함수를 동원하여 추정하였다.

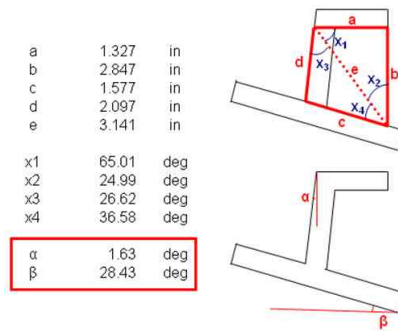
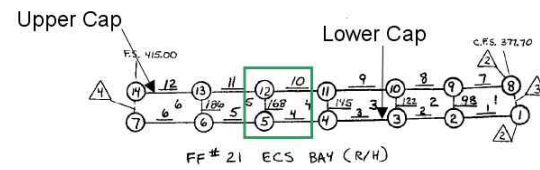


그림 11. 론저론 단면 형상 추정



ELMT TYPE	ELMT No.	END	MAX LOADS		MIN LOADS	
			P LBS	COND	P LBS	COND
RODS	1	2	9121.	1-28	-55812.	1-3
RODS	2	3	9426.	1-8	-59935.	1-3
RODS	3	4	9966.	1-8	-63000.	1-3
RODS	4	5	11000.	1-8	-69133.	1-3
RODS	5	6	13055.	1-8	-78688.	1-3
RODS	6	7	16221.	1-8	-83436.	1-3
RODS	7	9	3580.	1-9	-22779.	1-2
RODS	8	10	4011.	1-9	-23177.	1-2
RODS	9	11	4325.	1-9	-22506.	1-2
RODS	10	12	4412.	1-8	-21161.	1-2
RODS	11	13	3970.	1-9	-17688.	1-2
RODS	12	14	3888.	1-8	-17088.	1-2

그림 12. 손상위치 론저론 내부하중 추출

응력보고서는 그림 12와 같은 형태로 되어 있으며, 여기서 상하 플랜지의 하중을 더하여 전체 축하중 값을 계산할 수 있다. 그림과 같이 손상 위치 FS402에 해당하는 상하 플랜지(캡) 로드 요소 번호는 각각 10과 4이며, FS402에 가까운 절점 번호는 12와 5가 된다. 이를 그림 하단의 하중값에서 찾으면 인장력보다 압축력이 더 큰 값을 나타내며, 그 값은 각각 -69,133 lbs와 -21,161 lbs이다. 이 값을 더한 -90,294 lbs가 손상 위치에서 론저론이 받는 최종 하중이 된다.

최대 하중이 압축력이기 때문에, 폭에 비해 길이가 상대적으로 매우 긴 론저론 구조의 특성상 국부좌굴(Crippling) 안전성도 무시할 수 없다. 따라서, 수리구조의 안전성은 국부좌굴 안전율과 전체 축하중 안전율을 블루프린트의 안전율과 비교하여 판단하였다.

그림 13과 14는 XSECT 프로그램을 사용하여 응력해석을 실시한 과정과 결과를 보여준다. 현장평가는 여러가지 근사가 포함되기 때문에 약간의 (-) 안전율 절대값은 크게 중요하지 않으며, 수리구조와 블루프린트간의 상대적인 비교가 중요하다. 해석결과 그림 14와 같이 수리구조의 총 하중과 국부좌굴 안전율이 모두 블루프린트 값을 넘어섰으며, 따라서 수리설계가 손상된 론저론의 강도를 충분히 회복했다고 판단할 수 있다.

손상된 론저론 위치는 FS396 ~ FS402이지만, F-15 론저론 형상을 살펴보면 앞쪽으로 오면서 FS376 위치에서 위쪽 플랜지가 없는 단면형상이 되고 하중도 가장 큰 값을 받게 됨을 조사할 수 있다. 이에 따라 ECS 베이를 지탱하는 론저론중 가장 약한 지점(Weak Link)은 FS376 위치라고

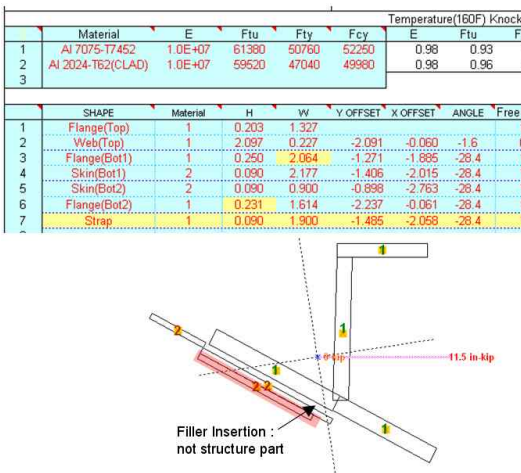


그림 13. 수리구조 론저론/스킨 물성치/단면 입력

표 1. 수리구조 강도 평가

안전율	블루프린트 (FS402:DL)	블루프린트 (FS376:WL)	수리구조 (FS402:DL)
총 축하중	0.06	0.11	0.13 (Max.)
플랜지(OTBD) 국부좌굴	-0.06	0.00	0.02 (Max.)
플랜지(INBD) 국부좌굴	-0.04	-0.17 (Critical)	0.01 (Max.)

DL : Damage Location, WL : Weak Link

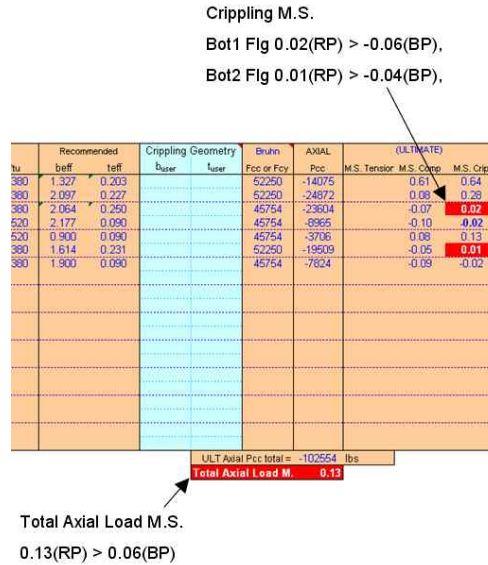


그림 14. 응력해석 결과

볼 수 있다. 따라서, 손상위치 외에 Weak Link 위치에서도 같은 방법으로 강도평가를 하였다. 수리구조의 안전율이 블루프린트의 안전율보다 커야 함과 동시에, 수리구조의 FS402 위치의 안전율이 FS376 위치의 안전율보다 크다면 FS376이 여전히 Weak Link가 되므로 수리한 위치가 상대적으로 Critical한 지점은 아니라고 볼 수 있다. 이 두가지 조건이 만족된다면 수리구조가 충분한 비행안전성을 갖고있다고 판단할 수 있을 것이다. 결과를 표 1에 정리하였으며, 의도대로 잘 이루어졌음을 확인할 수 있다.

2.3.2 수리구조 사후 평가

2.2와 2.3.1에서 실시한 수리설계는 전시 가용성 확보를 위한 한시적 수리이기 때문에 영구적으로 활용할 수는 없다. 따라서 장기에 걸친 구조 건전성은 사후 별도로 평가하여야 하며, 그 결과에 따라 중전후 다시 분해하거나 개조를 거

쳐 영구수리 설계작업을 거치게 된다.

2.2.1~2.2.4 각각의 수리설계에 대해 도면과 유한요소모델, 응력보고서와 JOINTGAP, JOINTPAT, XSECT, SSA, LifeWorks[6], StressCheck[7] 등 각종 해석 도구를 동원하여 정적 및 피로 하중하의 상세한 구조해석을 실시하였으며, 손상부위를 중심으로 강도와 응력, 피로수명을 계산하여 영구수리 시점을 결정하였다.

그림 15~19는 그중 한 예로 론저론 수리에 대한 피로수명 건전성 평가를 보인 것이며, 2.3.1에서 수행한 것과는 달리 그림 15와 같은 유한요소 모델로부터 MSC.Nastran[8] 정적해석을 통해 론저론 내부하중을 계산한다. 그림 16의 SSA 모델링을 통해 가장 취약한 패스너와 부재를 찾을 수 있으며, 이 모델링 형상은 그림 8의 론저론 A-A 단면과 부합한다. 그림 17과 같이 Critical 패스너 위치가 확인되면 그림 18처럼 StressCheck 해석을 통해 균열성장 응력구배(Stress Gradient)를 얻을 수 있으며, 이를 LifeWorks와 같은 피로해석 도구에 입력하여 그림 19와 같은 피로수명을 예측할 수 있다. 이와 같은 결과를 각 수리구조에 대해 표 2에 정리하였다.

영구수리 시점의 기준을 기계화 창정비(PDM, Programmed Depot Maintenance) 주기로 하면, F-15K의 PDM 주기는 하루 한 시간의 비행시간을 가정할 때 (1 hr/day)*(5 days/week)*(52 weeks/yr)*(6 yrs) = 1,560 hrs가 되며, F-15K의 피로강도 설계기준인 Scatter Factor 4를 적용하면 1,560*4 = 6,240 hrs가 된다. 표 2의 결과를 볼 때 이 시간은 충분히 만족하는 것으로 확인되며, 따라서 영구수리는 기체의 분해와 조립이 실시되는 PDM때 함께 수행하는 것으로 결정할 수 있다.

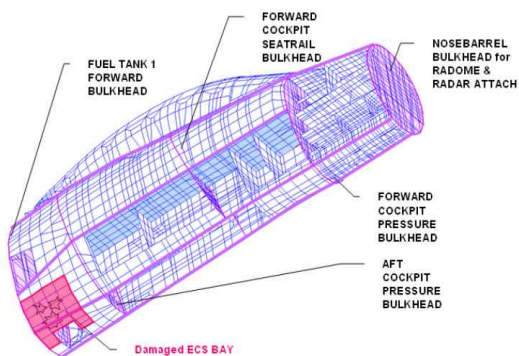


그림 15. F-15K 전방동체 유한요소모델과 손상된 ECS 베이위치

표 2. 수리구조 예측 피로수명

피로수명(hrs)	Crack Growth	Crack Initiation	Total Life
스킨 컷아웃	93,000	15,000	108,000
스킨 패치	N/A	20,000	>20,000
포머	N/A	inf	inf
론저론위 스킨	inf	184,000	inf

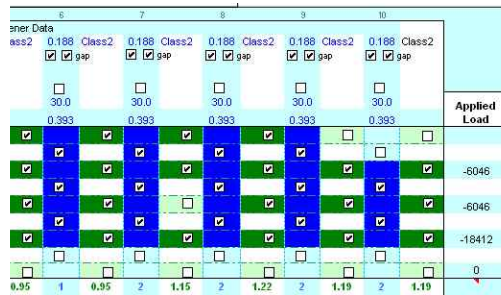


그림 16. 론저론 수리설계 SSA 모델링(일부)

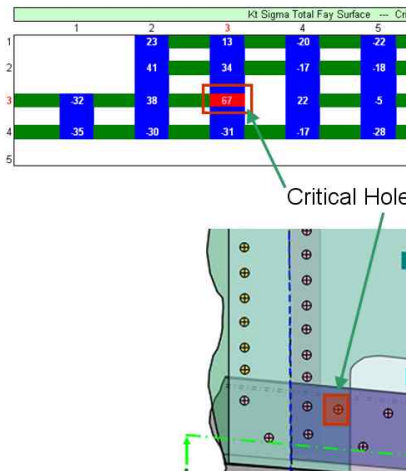


그림 17. Critical 패스너 홀 위치

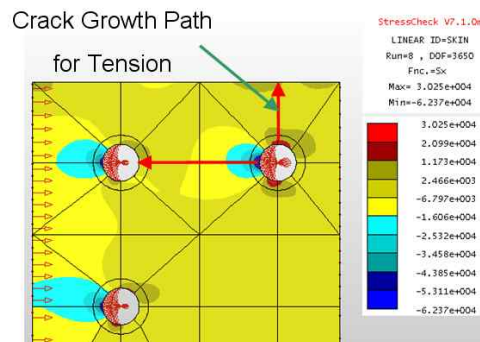


그림 18. Critical 패스너 홀 주위 FEA

Flight Hours	Length (in)	K (ksi-sqrtin)
85000	0.0636	5.03
86000	0.0637	5.03
87000	0.0639	5.03
88000	0.0640	5.02
89000	0.0642	5.02
90000	0.0643	5.02
91000	0.0645	5.02
92000	0.0646	5.01
93000	0.0647	5.01
94000	0.0649	5.01
95000	0.0650	5.01
96000	0.0652	5.00
97000	0.0653	5.00
98000	0.0654	5.00
99000	0.0656	5.00
100000	0.0657	4.99

Upper Life Limit Exceeded Before Failure

그림 19. Critical 패스너 홀 피로수명 계산

III. 결 론

전투기 기체에 발생한 전투손상 평가 및 수리 설계와 처리절차를 소개하였다. 사례연구로서 F-15 ECS 베이의 전투손상에 대해 ABDR 기술을 적용하여 수리설계한 결과와 특징을 정리하였다. 수리설계 구조를 대상으로 구조 건전성을 평가하였으며, PDM때까지 비행안전에 문제가 없음을 확인하였다.

실제 전투손상 수리시에는 여러가지 고려하고 판단해야할 사항들이 존재한다. TO는 매우 일반적인 기준만을 제시할 뿐, 전시라는 급박한 상황과 부족한 수리 자원과 도구, 수많은 종류의 손

상이 발생할 가능성 등을 생각할 때 TO외에 손상 평가자, 기술자, 엔지니어의 경험과 직관도 함께 중요하다. 이는 체계적인 전투손상 데이터 축적과 이 데이터베이스를 관리하는 시스템이 있음으로 가능하다.

그러나, 기본적으로는 이와 같은 전투손상 수리와 평가기술이 향후 F-15K의 작전수행중에 발생할 수 있는 전투손상뿐 아니라 다른 기종에도 응용되며, 우리나라의 전투상황에 알맞게 수리개념 및 기법을 향상시켜 고유의 전투손상 수리기술을 확립할 수 있을 것으로 기대한다.

참고문헌

- 1) 전승문, “비행체 생존성 향상을 위한 복합재 구조설계 개관”, 항공우주 무기체계 발전세미나, Oct. 2004.
- 2) TO 1-1H-39, Aircraft Battle Damage Repair Technical Manual, Sep. 2005.
- 3) BTO KS1F-15K-39, Aircraft Battle Damage Repair for F-15K, Sep. 2005.
- 4) "Stress Analysis of F-15E Forward Fuselage", MDC Report A0920 Vol. I Appendix C, Sep. 1987.
- 5) DOT/FAA/AR-MMPDS-01, Metallic Materials Properties Development and Standardization(MMPDS), Jan. 2003.
- 6] "XSECT, SSA, JOINTGAP, LifeWorks", Boeing Analysis Tools, 2007.
- 7) "StressCheck v7.1", Engineering Software Research & Development, Inc., 2007.
- 8) "MSC.Nastran 2005", The MacNeal-Schwendler Corporation, 2005.