

보강재 수리시 리벳 배열이 응력 변화에 미치는 영향 연구

(A Study on the Effect of Rivet Layout on the Stress Variation in Doubler Repair)

문 주 연(Moon, Ju Yeon)*, 신 기 수(Shin, Ki Su)**

초 록

보강재 수리는 항공무기체계 구조물에서 발생하는 각종 균열결함을 수리하기 위한 수리기법 중의 하나이다. 최근 들어 일부 장기운영 항공기에 대한 균열수리 소요는 증가추세에 있으나, 수리기법에 대한 군내에서의 연구는 미비한 실정이다. 본 연구는 보강재 수리방법에 따른 균열수리효과 검증을 목적으로 수행되었다. 특히 수리효과에 직접적으로 영향을 미치는 리벳 배열과 응력집중과의 상관관계를 고찰하였다. 상용 유한요소해석 프로그램을 사용하여 수리방법에 따른 응력의 변화량을 정량적으로 산출하였다. 연구결과 수리강도에 가장 크게 영향을 미치는 요소는 피치와 줄 수입을 확인하였다. 또한 본 연구를 통해 보강재 크기별 최적으로 리벳 배열 방법을 제시할 수 있었다.

ABSTRACT

Doubler repair is one of the frequently applied methods to repair cracks which occur at the structure of aircraft weapon systems. The requirement of the doubler repair for some of aging aircraft has increased more recently. However very few researches have been conducted until now. In this paper, the effect of the various doubler repair methods was evaluated. Especially, the relationship between the array of rivet and the effect of stress concentration was investigated. To calculate variation of the stress with different repair methods, commercial FEA program was utilized. As a result, it was shown that the main factor for the variation of stress is pitch and number of rivet line. Furthermore the optimized array of rivet for the specific geometries of doubler was suggested.

Keywords : 보강재 수리(Doubler Repair), 유한요소해석(FEM : Finite Element Method), 리벳 배열(Rivet Layout)

논문접수일 : 2010년 2월 23일 논문게재확정일 : 2010년 4월 13일

* 국방대학교 무기체계학석사과정

** 국방대학교 국방과학학부 조교수, 항공공학박사

1. 서론

우리 군에서 운용하고 있는 일부 장기운용 항공기의 경우 기골수리 및 보강 등 구조물 관련 수리소요가 증가하고 있는 추세이다. 일반적으로 적용되는 항공기 균열결합 수리 방법으로는 Stop Hole, Clean Out 및 보강재 수리 등이 있다. 그 중에서도 기계적 체결에 의한 보강재 수리기법은 작업의 용이성과 효율성이 높아 항공기 동체 내·외부 수리뿐 만 아니라 전시 파손 항공기 수리에도 널리 사용되는 기법이다.

그러나 일부 국내개발 항공기를 제외한 대부분의 항공무기체계를 해외에서 도입하여 운영하고 있는 우리 군의 경우 이러한 보강재 수리 절차는 미공군 또는 제작사의 기술자료에 전적으로 의존하고 있다. 이러한 보강재 수리기술에 대한 한국군 자체적으로 수행된 연구실적 역시 저조한 실정이다. 이러한 이유로 기술도서에 언급되지 않은 결합부위에 대한 수리절차는 작업자의 경험에 의존하는 경우가 빈번히 발생하고 있는 실정이다.

리벳을 이용한 보강재 수리 시 가장 중요한 요소 중에 하나는 균열의 형상 및 크기 등에 따라 적정한 리벳 줄 수를 선정하는 것이다. 그러나 기술도서에는 이러한 내용이 상세하게 언급되어 있지 않다. 따라서, 일반적인 정비 작업시 리벳 줄 수는 수리형상에 따라 정비사 판단에 의거 2줄 또는 3줄을 적용하고 있다. 이러한 작업에 대한 공학적인 연구결과를 바탕으로 한 검증은 이루어지지 못한 실정이다.

지난 60여 년간의 정비경험 축적을 통해 우리 군의 보강재 수리에 대한 기술능력은 높은 수준에 이른 것으로 판단된다. 그러나 정비사의 능력에 따라 정비품질의 차이가 발생할 가능성은 상존하고 있다. 특히, 전시 파손 항공기 수리와 같이 시간, 장비, 인원 등 많은 요소들이 제한된 상황에서는 정비품질 저하 가능성이 더욱더 커질 것으로 예상된다. 따라서 보강재 수리 부위의 강도에 직

접적인 영향을 미치는 리벳 배열 관련 요소들에 대한 체계적인 연구가 필요하다.

보강재 수리 기법은 적용위치, 재질, 결합크기 등에 따라 다양한 방법들이 적용되므로 이 모든 경우를 고려하여 응력변화량을 산출하는 것은 어려움이 따른다. 또한, 보강재 수리형상 강도에도 재질, 두께, 결합제거 부위의 곡률, 리벳 체결력, 리벳 헤드 형상, 억지끼워 맞춤 및 리벳 배열 등 다양한 요소들이 영향을 미치게 되므로, 모든 요소를 고려하는 것은 현실적으로 불가능하다고 할 수 있다.

따라서 본 연구는 항공기 전방 동체 보강재 수리시 중요한 고려요소인 피치, 연거리, 줄 간격, 줄 수 변화에 따른 수리강도를 분석하였다. 또한 유한요소법을 이용하여 수리형상들에 따른 보강효과를 비교 분석함으로써 최적으로 수리절차를 제공하고자 한다.

2. 보강재 수리기법

보강재 수리기법은 사용하는 보강재의 재질에 따라 크게 금속 보강재 수리와 복합재 수리로 구분된다. 또한, 금속 보강재 수리는 접합 방식에 따라 리벳, 볼트 등을 이용한 기계적 수리기법과 접착제를 이용한 접착 수리방법으로 구분 할 수 있다. 리벳을 이용한 기계적 수리기법의 경우 리벳의 배열에 따라 수리형상의 강도가 결정된다. 반면, 접착제를 이용하는 접합방식의 경우 접착제의 성능 및 접합부위의 들뜸 현상만 배제한다면 기계적 수리방법 보다 더 우수한 수리효과를 발휘할 수 있다.[1] 그러나, 접착 수리의 경우 수리부위에 대한 전처리 과정과 접착제 경화를 위한 일정 온도 유지 등 세부 공정이 복잡하여 실제 적용에는 많은 제한이 따른다.

따라서 본 논문에서는 현재 가장 많이 적용되고 있는 기계적 수리기법을 중심으로 연구를 수행하였다. 특히 수리효과에 가장 큰 영향을 미치는

요소인 리벳 배열, 즉 피치, 연거리, 줄 간격, 줄 수와 모재에서 발생하는 최대응력값과의 상호 상관관계를 분석하였다.

2.1 보강재 수리관련 기술자료 검토

2.1.1 미공군 일반 기술도서

항공기 구조 수리에 관한 일반 기술도서인 T.O 1-1A-1[2], 1-1A-8[3]는 보강재 수리시 리벳 선정 및 배열과 관련된 기본적인 기준을 제공하고 있다. 주요 내용으로는 보강재 수리시 연거리는 리벳 지름의 2배이상, 피치는 리벳 지름의 4배 이상을 적용하도록 명시하고 있다.

또한, 전시 파손항공기 수리절차인 1-1H-39[4]에도 관련 내용을 일부 포함하고 있다. 특히, 보강재 수리 전에 결함발생 부위를 제거하기 위한 Clean Out 작업시 최소 모서리 직경, 보강재 두께, 리벳 지름 선정 등에 관한 기준을 추가로 명시하고 있다. 표 1은 미공군 일반 기술도서에 명시된 주요 수리 지침을 보여주고 있다.

〈표 1〉 리벳배열관련 미공군 기술도서 주요내용

구 분	1-1A-1	1-1A-8	1-1H-39
연거리	리벳 지름 2배 +0.06inch 이상	리벳 지름 2~4배	리벳 지름 2~4배
피 치	리벳지름 4배 이상	리벳 지름 4~10배	리벳 지름 4~10배
줄간격	-	리벳 지름 2.5 ~ 피치	피치 75 ~ 100%
줄 수	-	-	최소 2 줄

2.1.2 미국연방 항공규정(FAR AC 43.13-1B)[5]

미국 연방 항공 규정의 경우에는 항공기 수리시 리벳의 배열은 원래 구조물의 리벳 배열을 우선적으로 준수할 것을 추천하고 있으나, 적용이

불가능할 경우를 대비하여 별도의 수리절차를 규정하고 있다. 대부분의 내용은 미공군 기술도서에 수록된 내용과 유사하나 피치 및 줄 간격을 리벳 줄 수에 따라 각각 상세히 정의하고 있다. 특히 3 줄 이상 리벳을 체결하는 경우 3번째 줄 부터는 보다 넓은 피치의 적용을 추천하고 있다. 주요 수리지침 내용은 표 2와 같다.

〈표 2〉 리벳배열관련 미국연방항공규정 주요내용

연거리	리벳 지름 2배 이상	
	1줄	리벳 지름 3배 이상
피치	2줄	리벳 지름 4배 이상
	3줄 이상	2줄 까지 리벳 지름 3배 이상 3줄 이후 리벳 지름 6배 이상
줄간격	2줄	리벳 지름 4배 이상
	3줄 이상	2줄 까지 리벳 지름 3배 이상 3줄 이상 리벳 지름 2배 이상

2.2 보강재 수리형상 강도평가 기준

일반적으로 항공기 구조물을 설계 시에는 충분한 안전 신뢰도를 확보할 수 있도록 운용하중에 1.5배의 안전계수(Safety Factor)를 곱하여 극한하중 배수(Ultimate Load Factor)로 정의하고, 이 상태에서 최소한 3초 이상은 기체구조가 파괴되지 않도록 설계해야 한다.[6] 동일한 기준을 적용하여 항공기 구조수리 효과정도를 평가하는 경우, 안전여유(Margin of Safety)가 0.5 이상이면 정적강도 측면에서 보수적으로 안전성을 보장할 수 있다.

따라서, 본 연구에서는 보강재 수리의 적정성 평가를 위해 정적 강도해석을 수행한 후 보강재 수리이전과 수리이후에 대한 최대응력, 안전여유(Margin of Safety)를 산출하여 상호 비교를 수행하였다. 이때 안전여유가 0.5보다 큰 경우 보강재 수리 방법은 적정한 것으로 판단하였다. 안전여유 산출식은 아래와 같다.

$$M.S = \frac{\text{Excess Strength}}{\text{Required Strength}} = \frac{\sigma_{allow}}{\sigma_{required}} - 1 \geq 0.5$$

여기서 허용강도(σ_{allow})는 재료의 항복강도이며, 요구강도($\sigma_{required}$)는 유한요소해석을 통해 구해지는 최대응력값이 된다.

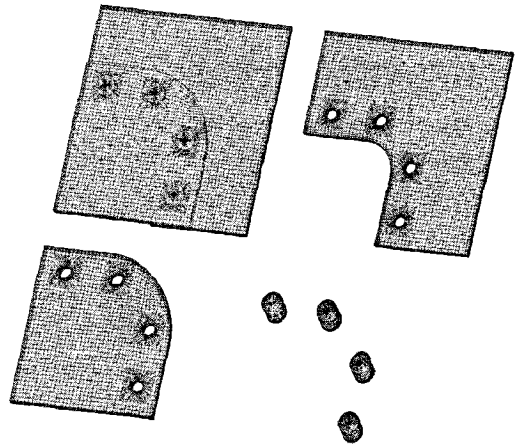
3. 유한요소 모델링

3.1 형상

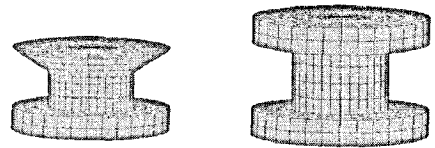
보강재 수리 시 고려하여야 하는 대상은 보강재, 모재, 리벳으로 구분된다. 그러므로 보강재 수리 효과 검증을 위해서는 위의 3가지 형상에 대한 모델링이 필요하다. 본 연구에서는 보강재 두께와 모재의 결합 부위 제거를 위한 Clean Out 모서리 직경을 각각 0.071 inch와 0.5inch로 선정하였다. 그러나 보강재와 모재의 한 변의 길이는 리벳 배열에 따라 차등적으로 적용하였다. 그림 1은 보강재 수리형상을 보여주고 있다. 해석시간 단축을 위해 대칭 형상을 갖고 있는 보강재의 모델링은 전체의 1/4 형상으로 단순화 하여 수행하였다. 그림 2는 단순화 된 형상으로 모델링한 결과를 보여주고 있다.

리벳의 경우 항공기 표면에는 침두형 리벳이 사용되나, 본 연구에서는 리벳 헤드 형상에 따른

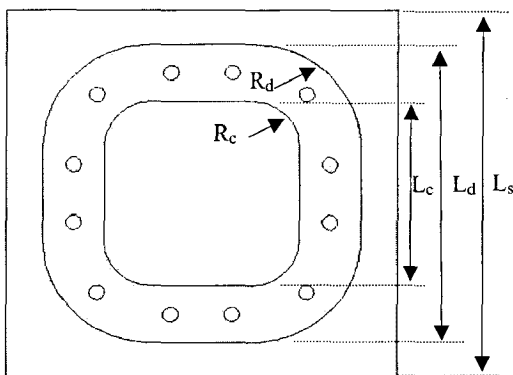
영향은 고려하지 않으므로 그림 3에 보인바와 같이 지름이 0.156 inch 인 평두형 리벳으로 모델링하였다.



〈그림 2〉 1/4 수리형상 유한요소 모델링



〈그림 3〉 침두형 리벳 / 평두형 리벳



- Rc : Clean Out 반지름
- Lc : Clean Out 한 변 길이
- Ls : 모재 한 변 길이
- Rd : 보강재 외각 반지름
- Ld : 보강재 한 변 길이

〈그림 1〉 보강재 수리형상

3.2 하중조건

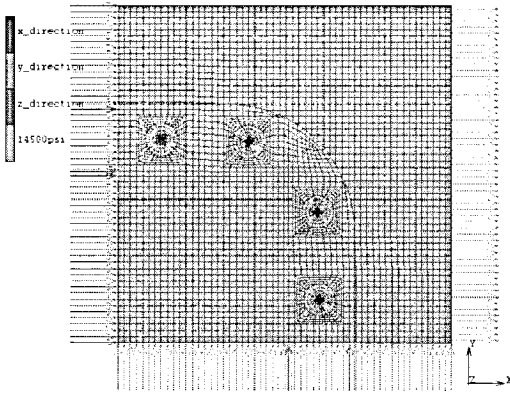
전방 동체 상부 표면에 가해지는 하중은 인장력이 주요 요소로 작용한다. 민항기의 경우 기내에 형성되는 여압으로 인한 Hoop Stress를 고려하여야 하나, 군용기는 조종석 내부를 제외하고는 여압이 형성되지 않으므로 본 연구에서는 1축 인장력만을 적용하였으며 하중의 크기는 보강재 형태별 상호 비교가 가능한 14,500psi를 선정하였다.

3.3 구속조건

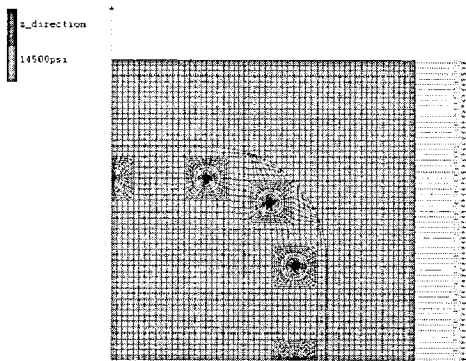
본 연구 대상 구조물의 하중조건은 양방향에서 인장력을 가하는 경우이다. 따라서 1/4모형에서는

그림 4와 같이 보강재와 모재의 좌측변은 x 축 자유도를, 아랫변은 y 축 자유도를 구속하였다. 보강재와 모재의 각 모서리 절점들은 z 축 자유도를 구속하였다. 또한, 리벳 상부와 하부 헤드의 경우에도 하단부와 상단부를 구속하였다.

구속조건 및 1/4 모형의 적정성 판단을 위해 리벳이 1/4 모형 안에만 존재하는 경우와 리벳이 경계면에 체결되는 경우에 대해 모재에서 발생하는 최대 응력값을 비교하였다.



〈그림 4〉 구속조건(x, y 축 고정)



〈그림 5〉 구속조건(접촉대칭조건)

해석결과 경계면에 리벳이 체결되지 않는 경우에는 전체 모델과 1/4모델의 최대 하중값이 비교적 일치하는 결과를 보였다. 그러나 경계면에 리벳이 체결되는 경우에는 전체 모델과 1/4모델의 최대 하중값이 상당한 차이를 보였다. 따라서 경

〈표 3〉 경계조건에 따른 최대하중 및 해석시간

구 분	구속 조건	최대하중 (psi)	해석시간 (sec)
경계면에 리벳 미체결	전체 모델	55178	8802
	x, y 축 구속	54146	1079
경계면에 리벳 체결	대칭 조건	54150	1122
	전체 모델	58605	10701
	x, y 축 구속	62765	4730
	대칭 조건	58612	2845

계면에 리벳이 존재하는 경우에는 그림 5와 같이 접촉 대칭조건을 활용하였다. 이 경우 전체 모델과 최대 하중값이 비교적 잘 일치하고 해석시간도 단축할 수 있음을 확인하였다. 경계면 조건별 해석결과는 표 3에 정리하였다.

보강재 수리는 리벳을 통해 보강재와 모재가 체결되는 형태를 갖는다. 유한요소해석에서는 이를 표현하기 위해 접촉 조건을 부여하였다. 보강재, 모재, 리벳 각각은 상호간의 Touching 조건으로 정의하였으며, 리벳 헤드 상부 하단부와 보강재 상부, 리벳 헤드 하부 상단부와 모재 하부는 리벳이 체결된 것을 모사하기 위해 Glue 조건을 부여하였다. 리벳 체결에 따른 하중은 리벳 헤드 부분의 체결력에 의해 전달된다. 따라서 보다 정확한 해석을 위해서는 별도의 해석을 통해 적정한 축력을 계산하여 부여 하여야 한다. 하지만 본 연구에서는 이상적인 조건으로 리벳 헤드가 판재에서 떨어지지 않는 것으로 가정하여 Glue 조건을 부여하였다.

3.4 특성치 부여

보강재 모델링을 위해 항공기 외피 판재와 체결용 리벳의 재질은 실제와 동일한 재질로 선정하였다. 실제 적용되는 판재와 리벳으로 재질은 각각 A17075-T6와 A12117-T3 이다. 선정된 재질의 주요 물성치는 표 4와 같다.[7]

〈표 4〉 판재 및 리벳 물성치

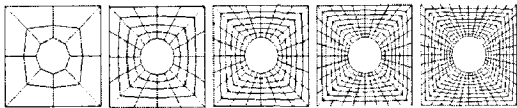
재료	E	ν	인장 강도	전단 강도
Al 7075-T6	10,400ksi	0.33	70 ksi	-
Al 2117-T3	10,300ksi	0.3	-	30 ksi

3.5 수렴도 평가

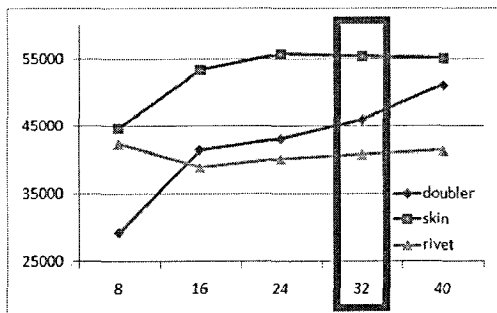
유한요소해석을 통해 변위량을 계산하기 위해서는 해석대상 구조물 전체의 강성을 고려하여야 하므로 전체적으로 균일한 크기의 유한요소가 요구된다. 그러나 응력을 계산하는 경우에는 응력이 국소적으로 집중되기 때문에 이부위에 대해서는 상대적으로 작은 크기의 유한요소를 구현하는 것이 필요하다.[8]

본 연구의 주요 목적은 주어진 하중하에서 수리 형태별 최대 응력값을 비교하는 것이므로 그림 6 과 같이 응력 집중현상이 가장 높게 나타나는 리벳 홀 주위에 대해 세밀한 유한요소망 구현하였다.

그림 7에서 확인할 수 있는 것처럼 요소망이 증가할수록 최대응력이 수렴해 가는 것을 볼 수 있다. 다양한 요소망의 형태를 비교 평가한 결과 홀 주위 Seed가 32개인 경우에 최대하중발생 예상 위치와 일치하고 값이 수렴하는 것을 확인하였다.



〈그림 6〉 홀 주위 Mesh Seed 변화에 따른 Mesh 형상



〈그림 7〉 수렴도 평가 결과

4. 유한요소해석결과

4.1 보강재 수리를 하지 않은 시편

정적 선형해석을 위해 상용 유한요소 프로그램인 Marc 2008 r1이 이용되었다. 해석결과 모든 수리형상에서 결합 부위를 제거를 위해 실시하는 Clean Out 곡률부위에서 응력이 집중되는 현상이 확인되었다. 최대응력은 Clean Out 크기가 증가함에 따라 증가하였다. 또한, 모든 모델에서 최대 응력이 표 5와 같이 Al7075-T6의 인장항복강도인 70,000psi를 모두 초과하였으므로 추가적인 보강재 수리가 필요함을 확인할 수 있었다.

〈표 5〉 보강재 수리를 하지 않은 시편들의 강도

구 분	σ_{max} (psi)	σ_{nom} (psi)
2x2 inch	91,362	14,500
3x3 inch	98,099	14,500
4x4 inch	104,164	14,500

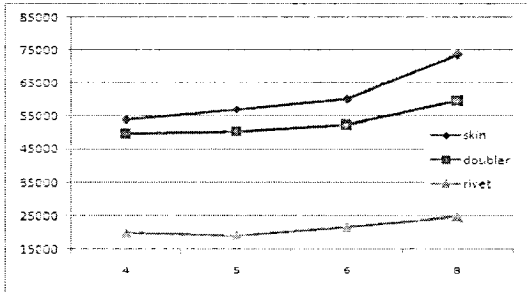
4.2 피치 변화에 따른 효과

연거리를 리벳 지름의 2배로 고정시키고, 피치를 최소 4배에서 최대 8배까지 변화시켜 해석한 결과 전 수리형상에서 최대응력 발생 위치가 곡률 주변에서 리벳 홀 주위로 이동하였다.

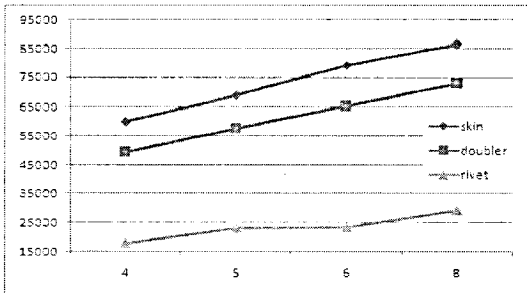
최대응력은 피치가 증가할수록 증가하였다. 최대응력이 증가한 모델의 유형은 피치 증가에 따라 체결되는 리벳 수가 감소된 경우와 리벳 배열만 바뀐 경우로 크게 2가지로 구분할 수 있다. 전자는 2x2 inch 결합형상에서 피치가 6배에서 8배로 증가한 경우이며, 후자는 3x3 inch 수리형상에서 피치가 5배에서 6배로 증가한 경우이다.

최대응력이 전 모델에 걸쳐 모재에서 발생하였으며, 최소 최대응력은 피치가 4배 일 때 발생하였다. 수리형상에 따른 최소 최대응력은 각각 54,146psi, 59,876psi, 58,612psi로 모두 안전여유

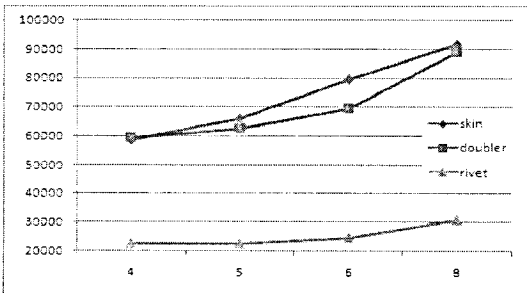
0.5를 만족하지 못하므로 추가적인 보강이 필요함을 알 수 있다.



〈그림 8〉 피치 변화에 따른 최대응력변화(2x2 inch)



〈그림 9〉 피치 변화에 따른 최대응력변화(3x3 inch)



〈그림 10〉 피치 변화에 따른 최대응력변화(4x4 inch)

4.3 연거리 변화에 따른 효과

피치를 리벳 지름의 4배로 고정하고 연거리를 리벳 지름의 최소 2배에서 최대 4배까지 변화시켜 해석한 결과 모재의 최대응력은 연거리가 증가할수록 감소하는 경향을 보였다.

4x4 inch 피치 4배, 연거리 2배인 모델을 제외한 모든 모델의 경우 최대응력은 모재에서 발생하였다. 수리 형상별 최적 연거리는 2x2, 3x3, 4x4

inch의 경우에 각각 4, 3, 4배인 것으로 확인하였다. 이때 최대응력은 각각 47,008psi, 55,011psi, 58,309psi으로 모두 안전여유 0.5를 만족하지 못

〈표 6〉 피치변화에 따른 강도변화

형상	피치	구분	σ_{max}	σ_{nom}	M.S
2x2 inch	4	모재	54146psi	14500psi	0.29
		보강재	49647psi	14500psi	0.41
		리벳	19928psi	14500psi	0.51
	5	모재	57089psi	14500psi	0.23
		보강재	50371psi	14500psi	0.39
		리벳	18994psi	14500psi	0.58
	6	모재	60190psi	14500psi	0.16
		보강재	52358psi	14500psi	0.34
		리벳	21612psi	14500psi	0.39
	8	모재	73714psi	14500psi	-0.05
		보강재	59651psi	14500psi	0.17
		리벳	24755psi	14500psi	0.21
3x3 inch	4	모재	59876psi	14500psi	0.17
		보강재	49511psi	14500psi	0.41
		리벳	17936psi	14500psi	0.67
	5	모재	69033psi	14500psi	0.01
		보강재	57660psi	14500psi	0.21
		리벳	23113psi	14500psi	0.30
	6	모재	79261psi	14500psi	-0.12
		보강재	65353psi	14500psi	0.07
		리벳	23413psi	14500psi	0.28
	8	모재	86280psi	14500psi	-0.19
		보강재	72918psi	14500psi	-0.04
		리벳	29426psi	14500psi	0.02
4x4 inch	4	모재	58612psi	14500psi	0.19
		보강재	59510psi	14500psi	0.18
		리벳	22587psi	14500psi	0.33
	5	모재	66012psi	14500psi	0.06
		보강재	62651psi	14500psi	0.12
		리벳	22667psi	14500psi	0.32
	6	모재	79455psi	14500psi	-0.12
		보강재	69521psi	14500psi	0.01
		리벳	24608psi	14500psi	0.22
	8	모재	91767psi	14500psi	-0.24
		보강재	89108psi	14500psi	-0.21
		리벳	31004psi	14500psi	-0.03

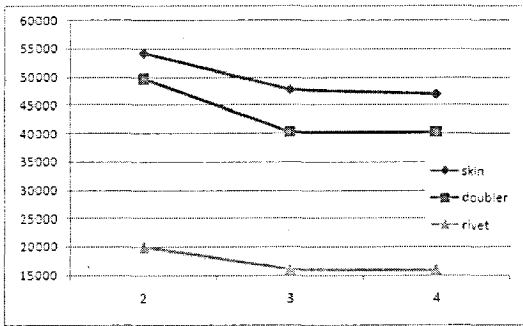
〈표 7〉 연거리 변화에 따른 강도변화

형상	연거리	구분	σ_{max}	σ_{nom}	M.S
2x2 inch	2	모재	54146psi	14500psi	0.29
		보강재	49647psi	14500psi	0.41
		리벳	19928psi	14500psi	0.51
	3	모재	47791psi	14500psi	0.46
		보강재	40230psi	14500psi	0.74
		리벳	16001psi	14500psi	0.87
	4	모재	47008psi	14500psi	0.49
		보강재	40195psi	14500psi	0.74
		리벳	15803psi	14500psi	0.90
3x3 inch	2	모재	59876psi	14500psi	0.17
		보강재	49511psi	14500psi	0.41
		리벳	17936psi	14500psi	0.67
	3	모재	55011psi	14500psi	0.27
		보강재	50772psi	14500psi	0.38
		리벳	18444psi	14500psi	0.63
	4	모재	56022psi	14500psi	0.25
		보강재	50505psi	14500psi	0.39
		리벳	18535psi	14500psi	0.62
4x4 inch	2	모재	58612psi	14500psi	0.19
		보강재	59510psi	14500psi	0.18
		리벳	22587psi	14500psi	0.33
	3	모재	58313psi	14500psi	0.20
		보강재	55337psi	14500psi	0.26
		리벳	19609psi	14500psi	0.53
	4	모재	58309psi	14500psi	0.20
		보강재	55430psi	14500psi	0.26
		리벳	21338psi	14500psi	0.41

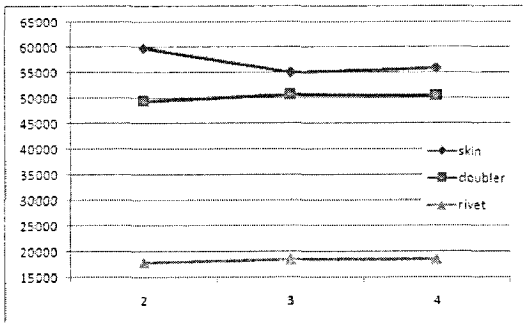
하므로 추가적인 수리가 필요함을 확인하였다.

4.4 줄 간격 변화에 따른 효과

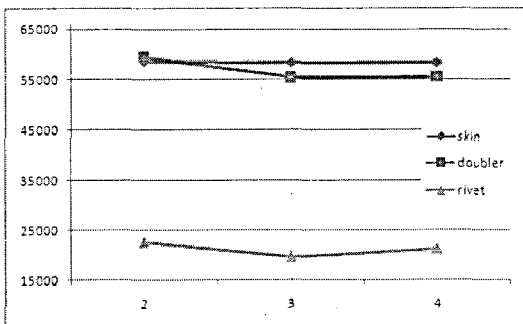
위의 절에서 소개된 해석결과에 따라 피치와 연거리를 각각 최소와 최대응력이 발생하도록 적용한 후 리벳을 한줄 더 추가하여 해석을 수행하였다. 이 때 리벳 줄 간격을 최소 2.5배에서 최대 4배로 변화시켜 해석을 실시하였다.



〈그림 11〉 연거리 변화에 따른 최대응력변화(2x2 inch)



〈그림 12〉 연거리 변화에 따른 최대응력변화(3x3 inch)

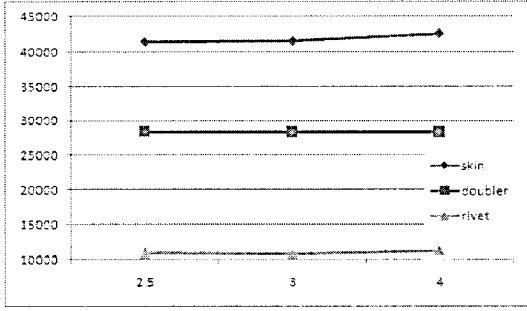


〈그림 13〉 연거리 변화에 따른 최대응력변화(4x4 inch)

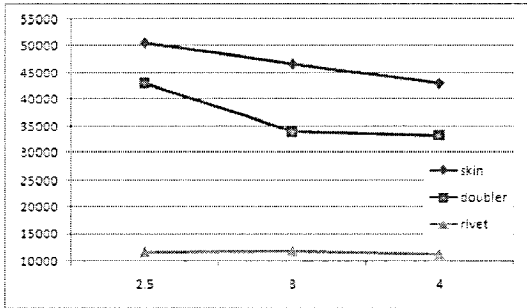
줄 간격증가에 따른 최대응력의 변화는 결합형상에 따라 다르게 나타났다. 2x2 inch 결합형상의 경우 줄 간격이 증가할수록 최대응력이 증가하였으나, 3x3 inch 및 4x4 inch 결합형상은 줄 간격이 증가할수록 최대응력이 감소하였다. 각각의 수리 형상별 모재의 최적 줄 간격은 각각 2.5배, 4배, 4배로 나타났다. 이때 모재의 최대응력은 각각 41,461psi, 42,916psi, 44,742psi이며, 모두 안전여유 0.5를 만족하므로 충분한 정적 강도를 확보할 수 있음을 알 수 있었다.

4.5 리벳 줄 수에 따른 효과

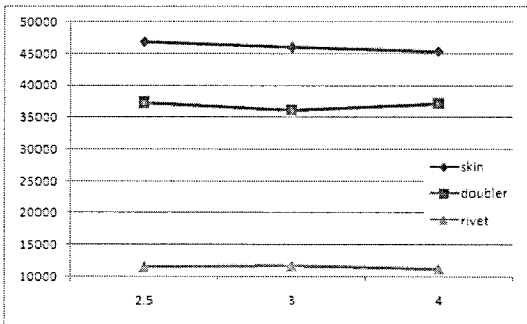
수리형상별 최적 피치, 연거리 및 줄 간격을 적용하고 체결되는 리벳 줄 수를 1줄에서 3줄까지



(그림 14) 줄 간격 변화에 따른 최대응력변화(2x2 inch)



(그림 15) 줄 간격 변화에 따른 최대응력변화(3x3 inch)



(그림 16) 줄 간격에 따른 최대응력변화(4x4 inch)

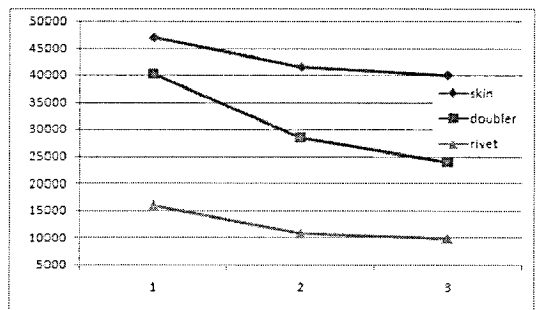
증가시킨 경우 최대응력은 감소하는 현상을 확인하였다.

줄 수 증가에 따른 최대응력감소율은 모재를 기준으로 각각 1줄에서 2줄로 증가한 경우 11.6 ~ 22.3%로 나타났다. 반면 2줄에서 3줄로 증가 시에는 3.7~9.4%로 다소 낮게 나타났다. 이는 1 줄에서 2줄로 증가하는 경우의 최대응력감소율이 2줄에서 3줄 증가시 최대응력감소율보다 약 2.8 배 높으며, 리벳 줄 수 증가에 따라 최대응력감소율은 감소함을 확인하였다.

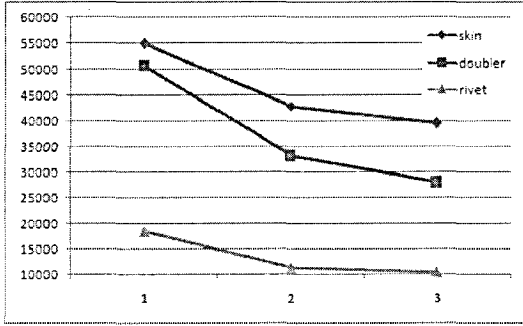
<표 8> 줄 간격 변화에 따른 강도변화

형상	줄 간격	구분	σ_{max}	σ_{nom}	M.S
2x2 inch	2.5	모재	41461psi	14500psi	0.69
		보강재	28520psi	14500psi	1.45
		리벳	10889psi	14500psi	1.76
	3	모재	41561psi	14500psi	0.68
		보강재	28402psi	14500psi	1.46
		리벳	10814psi	14500psi	1.77
	4	모재	42586psi	14500psi	0.64
		보강재	28402psi	14500psi	1.46
		리벳	11228psi	14500psi	1.67
3x3 inch	2.5	모재	50474psi	14500psi	0.45
		보강재	43041psi	14500psi	0.70
		리벳	11686psi	14500psi	1.57
	3	모재	46598psi	14500psi	0.57
		보강재	33922psi	14500psi	1.15
		리벳	11978psi	14500psi	1.50
	4	모재	42916psi	14500psi	0.70
		보강재	33260psi	14500psi	1.19
		리벳	11273psi	14500psi	1.66
4x4 inch	2.5	모재	46841psi	14500psi	0.49
		보강재	3713psi	14500psi	0.88
		리벳	11535psi	14500psi	1.60
	3	모재	45978psi	14500psi	0.52
		보강재	36151psi	14500psi	0.94
		리벳	11725psi	14500psi	1.56
	4	모재	44742psi	14500psi	0.55
		보강재	37154psi	14500psi	0.88
		리벳	11245psi	14500psi	1.67

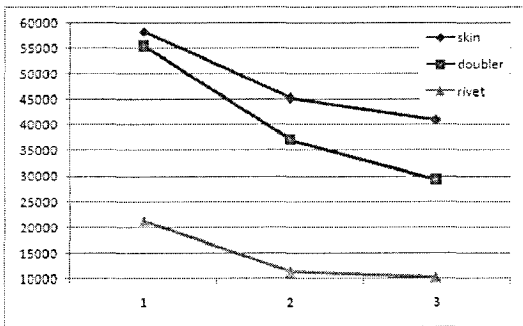
모든 수리형상에서 최적의 리벳 줄 수는 2줄로 나타났다. 이때 최대응력은 각각 41,561psi, 42,916psi, 45,296psi으로 모두 안전여유 0.5를 만족하였다. 따라서 추가적인 리벳 체결은 불필요한 것으로 판단된다.



(그림 17) 줄 수 변화에 따른 최대응력변화(2x2 inch)



〈그림 18〉 줄 수 변화에 따른 최대응력변화(3x3 inch)



〈그림 19〉 줄 수 변화에 따른 최대응력변화(4x4 inch)

5. 결론

리벳을 이용한 보강재 수리기법은 항공무기체계에서 가장 빈번히 사용되는 균열수리 방법 중의 하나이다. 그러나 최적의 보강재 수리기법을 모색하기 위한 연구는 다소 저조한 실정이다. 본 논문에서는 리벳의 배열과 수리강도의 상관관계를 분석하고 보강재 형태별 최적의 리벳 배열을 연구하였다.

본 연구를 통해 리벳을 이용한 보강재 수리 시 수리강도와 직접적인 영향을 미치는 변수는 모재에서 발생하는 최대응력 값을 알 수 있었다. 또한, 리벳 배열 관련 요소들 중 수리형상의 강도에 가장 영향을 많이 미치는 요소는 동일 선상의 리벳 홀 간의 거리인 피치이며, 연거리 및 줄 간격 변화에 따라 체결되는 리벳의 수가 변하는 경우 최대응력의 감소량은 증가함을 확인할 수 있었다.

〈표 9〉 줄 수 변화에 따른 강도변화

형상	줄 수	구분	σ_{max}	σ_{nom}	M.S
2x2 inch	1	모재	47008psi	14500psi	0.49
		보강재	40195psi	14500psi	0.74
		리벳	15803psi	14500psi	0.90
	2	모재	41561psi	14500psi	0.68
		보강재	28400psi	14500psi	1.46
		리벳	10814psi	14500psi	1.77
	3	모재	40013psi	14500psi	0.75
		보강재	23972psi	14500psi	1.92
		리벳	9869psi	14500psi	2.04
3x3 inch	1	모재	55011psi	14500psi	0.27
		보강재	50772psi	14500psi	0.38
		리벳	18444psi	14500psi	0.63
	2	모재	42916psi	14500psi	0.63
		보강재	33260psi	14500psi	1.10
		리벳	11273psi	14500psi	1.66
	3	모재	39534psi	14500psi	0.77
		보강재	28009psi	14500psi	1.50
		리벳	10498psi	14500psi	1.86
4x4 inch	1	모재	58309psi	14500psi	0.20
		보강재	55430psi	14500psi	0.26
		리벳	21338psi	14500psi	0.41
	2	모재	45296psi	14500psi	0.55
		보강재	37150psi	14500psi	0.88
		리벳	11245psi	14500psi	1.67
	3	모재	41052psi	14500psi	0.71
		보강재	29347psi	14500psi	1.39
		리벳	10292psi	14500psi	1.91

리벳 줄 수에 따른 최대응력변화는 리벳 줄 수가 증가할수록 최대응력이 감소하였으나, 최대응력감소율은 줄 수가 증가할수록 감소하였다. 따라서 수리형상에서 최적의 리벳 줄 수는 2줄이며, 3줄 이상의 리벳 체결은 반드시 필요한 경우에 제한적으로 실시해야함을 확인하였다.

보강재 수리에 따른 추가적인 중량증가가 최소화되고, 안전여유 0.5를 만족하는 수리형상별 최

〈표 10〉 수리형상별 최적 리벳 배열

형상	피치	연거리	줄 간격	줄 수
2x2 inch	4	4	2.5	2
3x3 inch	4	3	3	2
4x4 inch	4	4	3	2

적 리벳 배열은 아래와 같다.

본 연구 결과를 통해 향후 유사한 수리 작업 시 적용할 수 있는 최적의 연거리 수리형상에 대한 이론적 배경을 제공하였다. 향후 보다 신뢰성 있는 결과를 얻기 위해서는 본 연구에서 제외되었던 리벳 형상, 체결력 등에 대한 추가적인 연구가 지속적으로 이루어져야할 것으로 판단된다.

참고문헌

- [1] 백세일, “유한요소해석을 이용한 군용 항공기 구조 균열지연 수리평가”, 석사학위논문, 서울대학교, 2008.
- [2] USAF, “T.O. 1-1A-1, Engineering Handbook Series for Aircraft Repair - General Manual for Structural Repair”, 2006.
- [3] USAF, “T.O. 1-1A-8, Engineering Manual Series Aircraft and Missile Repair - Structural Hardware”, 2004
- [4] USAF, “T.O. 1-1H-39, Aircraft Battle Damage Repair”,
- [5] FAA, “AC 43.13-1A, Techniques, and Acceptable Methods, Techniques, and Practices - Aircraft Inspection and Repair”, 2001
- [6] 항공기설계교육연구회, *항공기 개념설계*, 경문사, 서울(2001), p.364.
- [7] USAF, “MIL-HDBK-5H, Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicles Structures”, 1998.
- [8] 민승재, “설계자를 위한 해석입문”, MCAE 기술세미나 자료집, (2008), p.78.

■ 저자 소개 ■

문 주 연(E-mail: aeromaterial@hotmail.com)

- 1998 항공대학교 항공재료공학과 졸업(학사)
- 2010 국방대학교 무기체계학과 졸업(석사)
- 관심분야 무기체계 구조해석, 종합군수지원

신 기 수(E-mail: ksshin@kndu.ac.kr)

- 1988 공군사관학교 기계공학과 졸업(학사)
- 1995 Wichita State University 졸업(항공공학 석사)
- 2004 Air Force Institute of Technology 졸업(항공공학 박사)
- 현재 국방대학교 무기체계학과 조교수
- 관심분야 무기체계 수명관리, 무기체계 구조해석, 무기체계 충격해석