

항공기 프레임 제작을 위한 리벳팅 공정의 구조해석에 관한 연구

이춘만*^{#,}, 오원정**

*창원대학교 기계공학부, **창원대학교 메카트로닉스공학부

A Study on the Structure Analysis of Riveting Process for Aircraft Frame Manufacturing

Choon-Man Lee*^{#,}, Won-Jung Oh**

*Dept. of Mechanical Engineering, College of Mechatronics, Changwon National University

**Mechanical Design and Manufacturing, School of Mechatronics Engineering, Changwon National University

(Received 13 December 2019; received in revised form 1 January 2020; accepted 28 January 2020)

ABSTRACT

Riveting is mainly used to assemble the aircraft fuselage. An average of 2~3 workers is needed to assemble an aircraft fuselage consisting of various size frames by riveting. In this study, a riveting process that enables one-person operation using an automated C-frame riveting machine was proposed for improving the efficiency of productivity. The proposed process was verified stability through structural analysis. In the range that can maintain structural stability, panel thickness of the riveting machine and shape were modified to optimizing the shape for reducing the weight of the riveting process. The structural analysis was performed by software ANSYS workbench 19.2. The optimized riveting machine was reduced by 257kg compared to the existing model.

Key Words : Riveting Machine(리벳팅 장치), Shape Optimization(형상최적화), Structural Analysis(구조 해석), Aircraft Frame(항공기 프레임)

1. 서 론

얇은 알루미늄 제품 간 조립을 위해 항공기 및 자동차 산업 전반에서 리벳(Rivet)이 사용되고 있다^[1]. 특히 항공기 동체 조립은 리벳 해머 건(Rivet hammer gun)과 버킹 바(Bucking bar)를 이용하여 2-3인의 작업자가 수작업을 통해 부품을 조립하였으나 부품 품질 및 생산 효율을 향상시키기 위해서

리벳팅 자동화 공정에 대한 연구가 활발히 수행되고 있다^[2-4]. 하지만 다양한 크기의 프레임(Frame)으로 구성되는 항공기 동체의 특성상 항공기 조립 공정은 자동화가 상당히 어려운 실정이다. 따라서 본 연구에서는 리벳 해머 건과 버킹 바를 이용한 리벳팅(Riveting) 공정을 단순화시킨 고정형 C-frame 리벳 장치와 항공기 프레임을 고정시킴과 동시에 리벳팅 위치를 조절할 수 있는 리벳팅 테이블 베드(Table bed)를 적용한 리벳팅 공정을 제안하였다. 이 공정은 2~3인이 필요한 기존 작업을 C-frame 리벳팅 장치와 리벳팅 테이블 베드를 이용하여 1인 작업이

Corresponding Author : cmlee@changwon.ac.kr

Tel: +82-55-213-3622, Fax: +82-55-267-1160

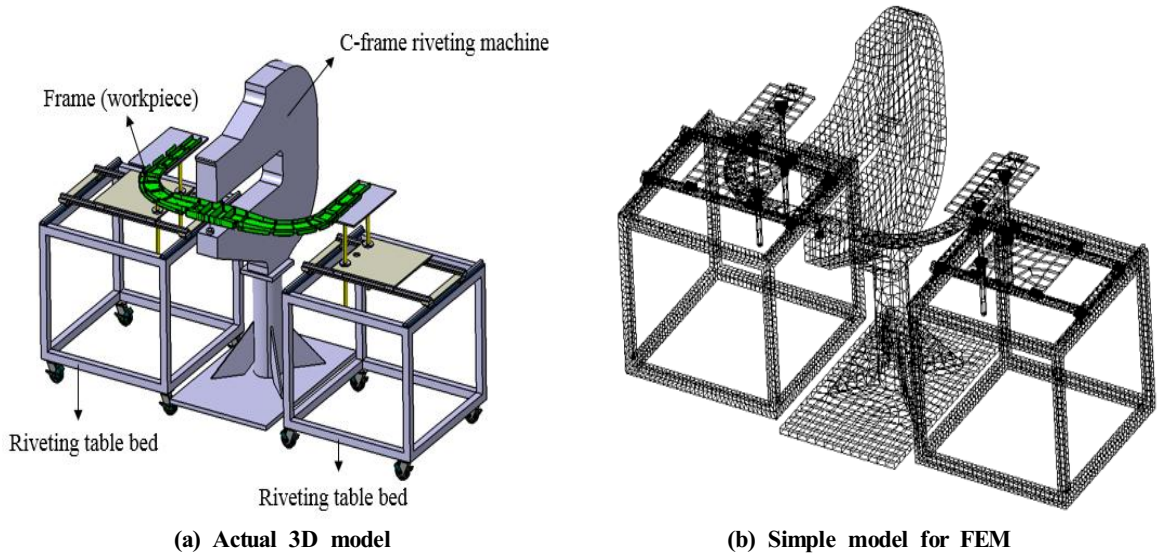


Fig. 1 Simple modeling of actual 3D model for analysis

가능케 함으로써 생산성 향상 및 원가절감 효과를 얻을 수 있다.

본 연구에서는 제안된 리벳팅 장치의 구조 안정성을 검증함과 동시에 구조 최적화를 통해 경량화를 목적으로 한다. 따라서 리벳팅 공정 전체에 대한 구조해석을 통해 구조 안정성을 검증하고, 구조 안정성을 유지할 수 있는 범위에서 구조 최적화를 통해 경량화가 가능한 설계를 수행하였다.

2. 리벳팅 공정 구조

본 연구에서 제안된 리벳팅 공정은 Fig. 1(a)와 같이 C-frame 리벳팅 장치와 항공기 프레임을 양측에서 고정시킬 수 있는 리벳팅 테이블 베드로 구성되어 있다. C-frame 리벳팅 장치는 C자로 열린 구조로 되어 있어 리벳 작업물의 위치를 변경하기 용이하다. 하지만 C-frame 리벳팅 장치는 바닥에 고정되어 있어 대형 프레임의 위치를 조절하기 어려우므로 작업성 향상을 위해 테이블 베드가 추가로 설계되었다. 테이블 베드는 리니어 가이드 (Linear guide)를 통해 X, Y 및 Z 방향의 이송이 가능하도록 하여 공정 위치를 편리하게 조절할 수 있도록 설계되었다.

2.1 유한요소모델

리벳 작업 시 리벳 공정 하중에 대한 구조물의 안정성을 검증하기 위하여 유한요소해석을 수행하였다. 해석에 앞서 해석의 오차 및 해석 시간을 줄이기 위해 실제 모델을 단순화 하였다.

C-frame 리벳팅 장치는 US industrial tool & supply company의 U.S. 150 ER-36 리벳팅 장치를 기초 모델로 선정하였으며 주요 구조를 하중경로를 고려하여 단순화 하였다. 또한 테이블 베드의 하부 바퀴는 제거하고 리니어 가이드는 단순 사각형체로 대체하여 단순화 하였다. 또한 작업물인 항공기 프레임은 하중전달만을 고려하여 판재 형태로 단순화 하였다⁵⁾.

구조해석은 ANSYS workbench 19.2를 사용하여 수행되었으며 사용된 유한요소 모델은 57,678개의 절점과 12,140개의 요소로 구성되어 있다. C-frame 리벳팅 장치, 테이블 베드 및 항공기 Frame에 각각 SM45C, ASTM A36 steel, Al 6061-T651 소재를 적용하였다. 구조해석에 사용된 소재 물성은 Table 1에 나타내었다.

리벳팅 공정에서 리벳팅 테이블 베드 및 C-frame 리벳팅 장치는 하부가 지면에 고정되어 있다고 가정하여 하단부위를 X, Y 및 Z 방향 변위에 대해

Table 1 Mechanical properties of material

Material	SM45C	ASTM A36 steel	Al 6061 - T651
Modulus of Elasticity (GPa)	206	200	68.9
Tensile Strength, Yield (MPa)	530	250	233
Poisson's Ratio	0.29	0.26	0.33
Density (g/cc)	7.85	7.8	2.7

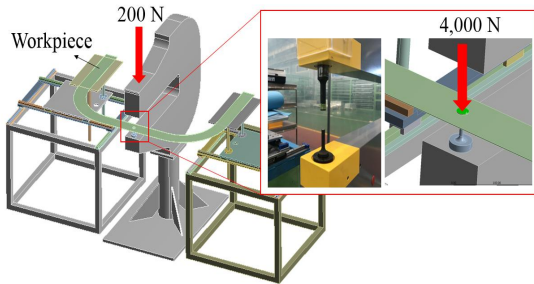


Fig. 2 Boundary condition of riveting process

구속하였다. 하중 조건은 Fig. 2와 같이 리벳팅이 수행되는 항공기 프레임에 최대가압 압력인 4,000N이 가해지는 경우로 두었다. 또한 C-frame 리벳팅 장치 상단 부 모터 하중을 고려하여 200N이 가해지도록 설정하였다. 또한 구조물 전체에 대한 중력 조건을 설정하였다.

2.2 정하중 구조해석

리벳팅 공정에 대한 정하중 구조해석 결과, 응력 분포와 변위를 Fig. 3과 Fig. 4에 나타내었다. C-frame 및 테이블 베드에서는 유의미한 응력 및 변위가 나타나지 않았다. 유효한 응력이 발생한 곳은 버킹 바에서 최대 89.59MPa이 발생했다. 이 때 안전율은 5.9 으로 버킹 바의 안정성을 검증하였다.

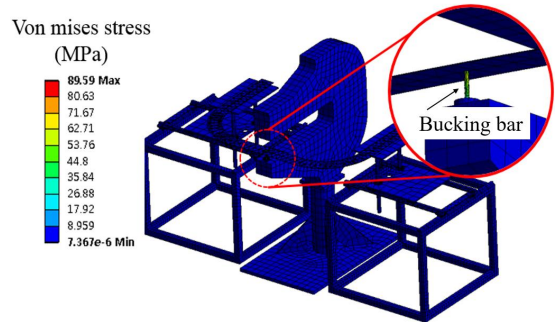


Fig. 3 Von mises stress of riveting process

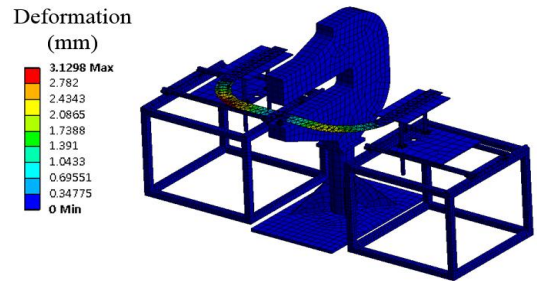


Fig. 4 Deformation of riveting process

3. C-frame 리벳팅 장치 경량화를 위한 구조 최적화

본 연구에서 제안된 리벳팅 공정은 리벳팅 장치는 지면에 고정되어 있으며 리벳팅 테이블 베드를 이용하여 항공기 프레임의 리벳의 위치를 조절하고 체결하는 구조로써 반자동화 된 공정이다. 추후 항공기 프레임 리벳팅 공정의 완전한 자동화를 위해서는 지면과 평행한 방향으로 자유롭게 움직이는 캐리지(Carriage)에 리벳팅 장치가 장착되어야 한다. 이때 리벳팅 장치의 무게는 장비의 진동뿐만 아니라 이송 속도 및 장비의 정밀도에 상당한 영향을 미치므로 리벳팅 장치의 경량화는 필수적이다.

3.1 설계 변수 및 제한 조건

리벳팅 공정의 경량화를 위해 리벳팅 공정에서

가장 큰 부피를 차지하는 C-frame 리벳팅 장치의 판넬 두께, 판넬 면적의 소거량을 설계 변수로 설정하여 구조 최적화를 실시하였다. 단, 리벳팅 부위의 큰 변위가 발생할 시 체결되는 리벳의 품질에 지대한 영향을 끼칠 수 있으므로 C-frame 리벳팅 장치의 최대 변위 및 최대 응력은 구조안정성을 고려하여 각 1mm와 25MPa를 초과하지 않도록 제한하였다.

3.2 C-frame 리벳팅 장치 판넬 두께 감소

C-frame 리벳팅 장치의 경량화를 위한 첫 번째 방법으로 리벳팅 장치 상단 헤드부 외측의 판넬 두께를 설계 변수로 설정하여 초기 두께 20mm에서 5mm씩 감소시키며 구조해석을 실시하였다. 구조해석 결과를 Fig. 5에 나타내었다. Fig. 5(a)에 판넬 두께에 따른 최대응력을 나타내었다. 두께 5 mm에서 제한 최대 응력보다 높은 26.98MPa의 응력이 발생하였다. Fig. 5(b)는 판넬 두께에 따른 최대 변위를 나타내었으며 모든 조건에서 한계 변위인 1mm 미만인 것으로 나타났다. Fig. 5(c)는 판넬 두께에 따른 C-frame 리벳팅 장치의 무게를 나타낸다. 따라서 판넬 두께가 감소함에 따라 질량 또한 감소하였으나 두께 5mm에서 제한 최대 응력보다 높은 26.98MPa의 응력이 발생하였다. 따라서 적절한 판넬의 두께는 10mm로 도출되었다.

3.3 리벳팅 장치 판넬 소거

C-frame 리벳팅 장치의 경량화를 위한 두 번째 방법으로 리벳팅 장치 상단 헤드부 외측의 판넬의 소거구역을 설정하고 설정된 구역을 순차적으로 소거하며 구조해석을 수행하였다. Fig. 6은 판넬 소거 구역과 설계 변수를 나타낸다. 소거구역은 기존 C-frame 리벳팅 장치 구조해석을 참조하여 응력이 낮은 구역을 소거하도록 설정되었다. 해석은 A구역, A·B 구역, A·B·C 구역 순서로 소거하도록 수행되었다. A, B 및 C 구역이 모두 소거가 된 경우의 C-frame 리벳팅 장치의 최대 응력 및 변위가 제한 조건보다 낮을 경우 A 구역의 길이, B 및 C 구역의 반경을 변수로 두고 변수 값을 증가시킴으로써 판넬 소거 구역을 넓혀가도록 구조해석을 수행하였다.

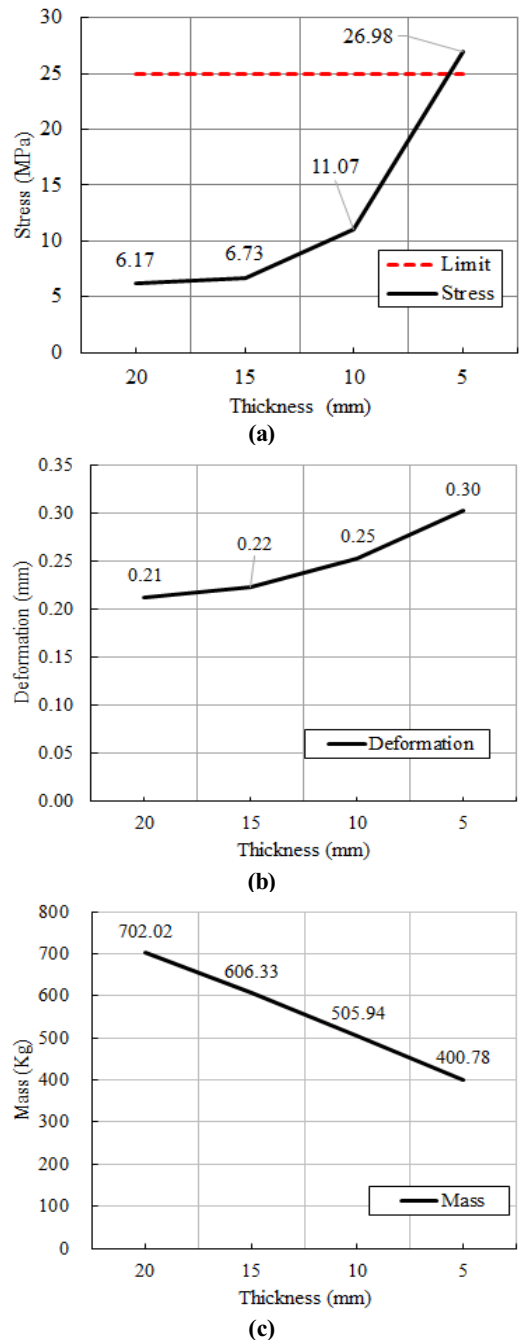


Fig. 5 Analysis result of C-frame riveting machine according to panel thickness; (a) Stress, (b) Deformation, (c) Mass

Table 2 Result of optimization via panel removal

Run	A area	B area	C area	Max. stress (MPa)	Max. deformation (mm)	Mass (kg)	Mass reduction rate (%)	Remarks
1	O	X	X	12.33	0.26	502.61	25.41%	A area removed
2	O	O	X	12.53	0.26	480.44	4.41%	A, B area removed
3	O	O	O	13.42	0.26	468.13	2.56%	A, B, C area removed
Run	A length (mm)	B radius (mm)	C radius (mm)	Max stress (MPa)	Max deformation (mm)	Mass (kg)	Mass reduction rate	Remarks
3	248	120	70	17.18	0.26	468.13	2.56%	
4	348	130	80	17.49	0.27	462.39	1.23%	
5	448	140	90	18.92	0.30	456.45	1.28%	
6	548	150	100	20.60	0.35	450.31	1.34%	
7	648	160	110	31.28	0.44	444.16	1.37%	Limited stress

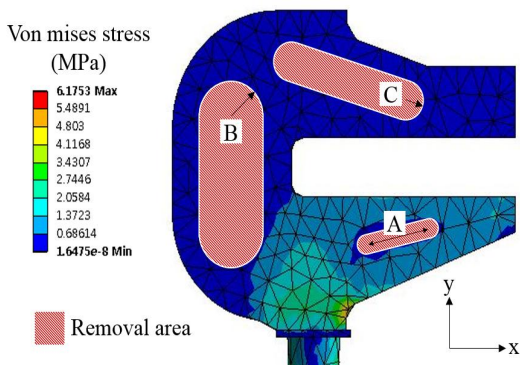


Fig. 6 Analysis result (C-frame riveting machine) and design variables of removal area

구조해석 결과를 Table 2 에 나타내었다. 설정된 A, B, C 구역의 판넬 면적을 소거를 함에 따라 전체 중량은 점차 감소하여 모든 설정된 소거구역을 소거했을 경우 468kg 까지 감소하였으며 최대 응력 및 변위는 제한 조건보다 낮게 도출되었다. 이후 변수 A가 100mm, 변수 B 및 C가 10mm 씩 증가함에 따라 C-frame 리벳팅 장치 중량이 소폭 감소하나 A 길이가 648mm, B 반경이 160mm, C 반경이 110 mm 일 경우 최대응력이 31MPa로 제한조건을 초과하는 것으로 분석되었다.

3.4 판넬 소거 치수 최적화

제한 조건을 초과하지 않으며 가장 중량이 작은 조건으로 두께는 10 mm으로 도출되었으며 변수 A는 548mm~648mm, 변수 B는 150mm~160 mm, 변수 C는 100~110mm 값으로 유추된다. 따라서 C-frame 리벳팅 장치의 구조 안정성을 유지하며 중량을 최소화하기 위한 해석을 위해 각 변수 A, B, C에 대한 유추되는 조건의 최대값과 최소값을 Level -1과 1로 설정한 2 수준 완전요인설계를 MINITAB 19 소프트웨어를 사용하여 설계하였고 이에 따라 구조 해석을 수행하였다. 구조해석 조건 및 결과는 Table 3에 나타내었다.

3.4.1 주효과 분석

실험설계에 사용된 변수 각각의 최대 응력과 최대 변위에 대한 주 효과(Main effect) 분석 결과를 Fig 7과 Fig. 8에 나타내었다. 중량에 대한 분석은 표면적과 비례하므로 분석에 포함시키지 않았다.

최대 응력에 대한 주효과에서 A 변수에 대한 주효과 그래프의 기울기가 급격함을 나타내고 있다. 이는 C-frame 리벳팅 장치 하단 구조물의 단면적이 감소할 경우, 외팔보 형태로 하중을 지지를 하고 있는 컬럼(Column) 부의 최대 응력이 증가함을 나타

Table 3 Result of optimization analysis using two level full factorial design

Run	A length (mm)	B radius (mm)	C radius (mm)	Max stress (MPa)	Max deformation (mm)	Mass (kg)
1	648	160	110	31.28	0.44	444.16
2	548	160	100	25.72	0.36	447.53
3	648	160	100	32.23	0.44	446.61
4	648	150	110	32.05	0.44	446.84
5	548	150	110	21.61	0.35	447.86
6	548	150	100	20.60	0.350	450.31
7	648	150	100	32.53	0.44	449.29
8	548	160	110	20.24	0.36	445.08

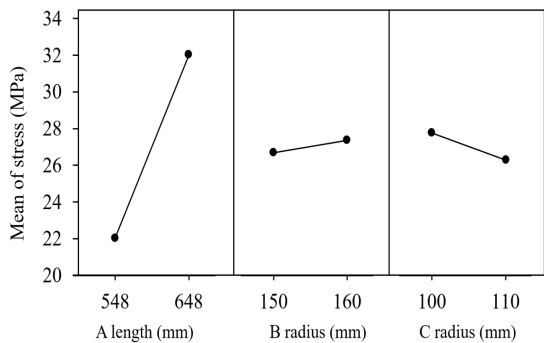


Fig. 7 Main effect plot for maximum stress of C-frame riveting machine

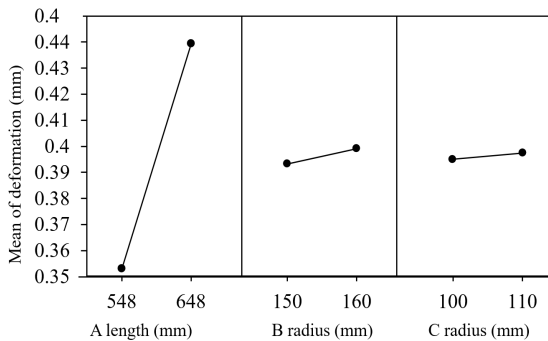


Fig. 8 Main effect plot for maximum deformation of C-frame riveting machine

낸다. B와 C 변수에 대한 주효과 그래프의 기울기는 비교적 완만한데 이는 소거 단면적이 크에도 응력이 적은 부위를 소거하였기 때문에 구조물에 끼치는 영향이 적음을 알 수 있다. 최대 변위에 대한 주효과는 최대 응력에 대한 주효과와 유사한 거동을 보이고 있기 때문에 비교적 안정성 있는 C-frame 리벳팅 장치를 위해서 A 변수는 최소화 하며 B, C 변수는 최대화 하는 것이 바람직하다.

3.4.1 교호작용 효과 분석

실험설계에 사용된 변수 각각의 최대 응력과 최대 변위에 대한 교호작용 효과(Interaction effect) 분석 결과를 Fig. 9와 Fig. 10에 나타내었다. 교호작용 또한 중량에 대한 분석은 포함시키지 않았다.

최대 응력에 대한 교호작용 효과에서 변수 A와 B 그리고 변수 A와 C 간의 교호작용 그래프는 기울기가 크게 차이가 나지 않는다. 이는 변수 상호간에 비교적 낮은 연관성을 가지고 있음을 의미한다.

변수 A가 최대 응력에 끼치는 영향이 매우 크므로 상대적으로 응력에 끼치는 영향이 적은 변수 B, C는 A에 의존도가 낮은 변수라 판단된다. 하지만 변수 B와 변수 A의 간의 교호작용 그래프들은 기울기가 벌어지고 있는데 이를 통해 변수 B와 C간의 높은 상호작용이 있음을 확인할 수 있다. 이는

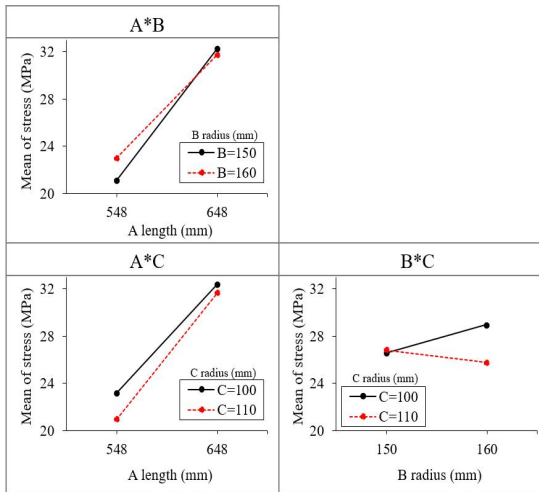


Fig. 9 Interaction effect plot for maximum stress of C-frame riveting machine

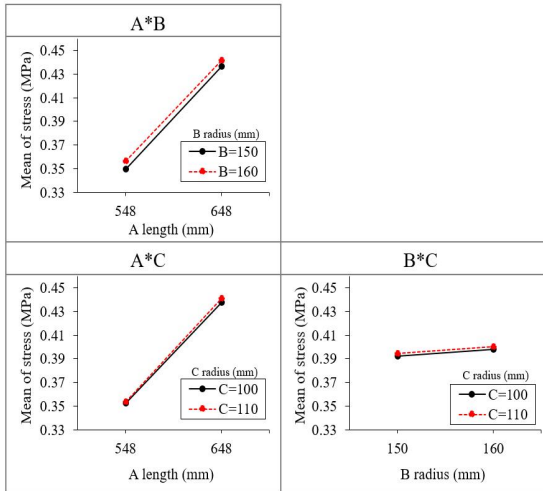


Fig. 10 Interaction effect plot for maximum deformation of C-frame riveting machine

최대 응력을 낮추기 위해서는 변수 B와 변수 C를 모두 높게 설정하는 것이 좋다는 것을 의미한다. 최대 변위에 대한 교호작용 효과에서 모든 변수 간의 기울기들은 평행에 가까운 모습을 보이고 있다 따라서 최대 변위에 대한 모든 변수들은 독립성을 가짐을 의미한다.

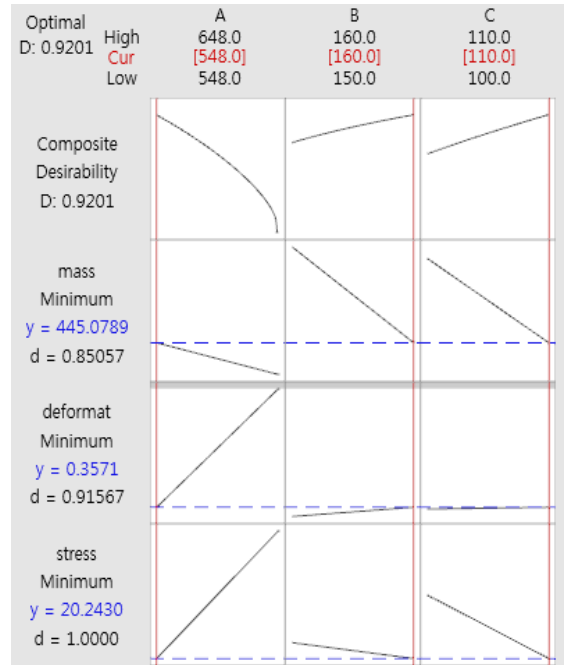


Fig. 11 Optimization results

3.4.2 C-frame 리벳팅 장치 구조 최적화

C-frame 리벳팅 장치의 경량화를 위하여 질량, 변위 및 응력 요인을 모두 최소화 하는 조건을 도출하였다. 단, 제한조건을 고려하여 최대 변위는 1 mm 상한, 최대 응력은 25MPa 상한을 두었을 때 가장 부합하는 조건은 Fig. 11과 같이 A 길이 548mm, B 반경 160mm, C 반경 110mm 이다. 이때 중량은 445kg 이며 초기 중량 대비 약 37% 감소한다. 최대 응력은 20MPa로 SM45C 항복강도 530MPa 대비 96% 낮은 수치이다. 최대 변위는 0.35 mm 로 제한 조건인 1mm 대비 65% 낮은 수치이다.

4. 결론

본 연구에서는 항공기 프레임 제작을 위한 리벳팅 공정의 구조 안정성을 확인하기 위하여 구조해석을 실시하였고 C-frame 리벳팅 장치의 경량화를 위한 최적모델을 제시하였다. 본 연구에서 도출된 결론은 다음과 같다.

1. C-frame 리벳팅 장치와 리벳팅 테이블 베드 2개로 구성된 리벳팅 공정 전체에 대한 구조해석을 수행한 결과 리벳팅 버킹 바를 제외한 모든 구조물의 응력분포는 항복응력의 10% 이하의 값으로 도출되어 구조 안정성이 검증되었다.
2. 리벳팅 공정 전체에서 가장 큰 비중을 차지하는 C-frame 리벳팅 장치의 경량화를 위한 첫 번째 방법으로 판넬의 두께를 20mm에서 10mm로 감소시켰다. 이때 중량은 196kg을 감소시킬 수 있다. 또한 최대 응력은 약 11MPa, 최대 변위는 0.25mm로 제한 조건 보다 낮은 수치로 구조 안정성이 검증되었다.
3. C-frame 리벳팅 장치의 경량화를 위한 두 번째 방법으로 특정 판넬 구역을 소거하였다. 설정된 세 구역의 판넬을 모두 소거할 경우 중량은 234kg을 감소시킬 수 있다. 이 경우 또한 응력 및 최대 변위는 제한 조건 보다 낮은 수치로 구조 안정성이 검증되었다.
4. 판넬 소거량을 증가시킬 경우 중량은 감소하지만 최대 응력 및 변위 또한 증가하게 된다. 제한 조건보다 낮으며 경량화를 최대화 할 수 있는 조건을 구하기 위해 순차적으로 판넬의 크기를 증가시켜가며 구조해석을 수행하였고 임계점에 도달한 단계와 그 이전 단계를 요인의 초기 값으로 하는 완전요인설계방법에 의거한 해석을 진행하였다. 분석결과 적절한 조건으로써 변수 A의 길이는 548mm, 변수 B의 반경은 160mm, 변수 C 반경은 110mm 로 도출되었으며 이때 중량은 257kg을 감소시킬 수 있다. 최대 응력 및 최대 변위는 제한 조건 보다 낮은 수치로 구조 안정성이 검증되었다.

후 기

“본 연구는 중소벤처기업부와 한국산업기술진흥원의 “국가융복합단지 연계 상용화(R&D, P0009963)”사업의 지원을 받아 수행된 연구결과임.”

REFERENCES

1. Zhao, D., Bi, Y., Ke, Y., “Kinematic modeling and base frame calibration of a dual-machine-based drilling and riveting system for aircraft panel assembly”, The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, Vol. 94, No. 5-8, pp. 1873-1884, 2018.
2. Xi, F., Yu, L., Tu, X., “Framework on robotic percussive riveting for aircraft assembly automation”, Advances in Manufacturing, Vol. 1, pp. 112 - 122 , 2013.
3. Li, Y., Xi, F., Behdinan, K., "Dynamic Modeling and Simulation of Percussive Impact Riveting for Robotic Automation", Journal of computational and nonlinear dynamics, Vol. 5, No. 2, 2010.
4. D'Agostino, N., Zieweres, H., “Design for Manufacturing in Automated Aircraft Assembly Machining”, Aerosp Manuf Autom Fastening Conference & Exhibition, 2008.
5. Lee, J. Y., Cho, C. M., Park, C. W., “Analysis and Optimization of C-frame structure of Precision Drilling and Autorivet Machine for Aircraft Assembly”, Journal of the Korean Society for Precision Engineering, Vol. 29, No. 5, pp. 538-544, 2012.