

## 신규 블레이드 안테나 장착을 위한 노후 회전익 항공기 구조 해석 연구

유정오<sup>1,†</sup>, 김재용<sup>1</sup>, 최항석<sup>1</sup>

<sup>1</sup>대한항공 항공기술연구원

### Structural Analysis for Newly Installed Blade Antenna of Rotorcraft

Jeong-O Yu<sup>1,†</sup>, Jae-Yong Kim<sup>1</sup> and Hang-Suk Choi<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Koreanair R&D Center

#### Abstract

In this study, we performed a design and structural analysis of a blade-shaped antenna installation on the rear fuselage of a rotary wing aircraft operated by the military. When the structure is damaged while the aircraft is in operation, it is separated from the aircraft main structure and may collide with the rotor or blades to cause the aircraft to crash. Therefore, structural safety for the modified structure must be secured. The design requirement for the newly installed modified part were established, and the load condition was constructed by applying the load that may occur in the aircraft after the modification. Structure safety for the modified structure was secured by performing structure analysis. To analysis stress and deformation of aircraft structure, we developed finite element model and verified it by using hand calculation method. We confirmed the safety of the modified structure through the final structural integrity analysis.

#### 초 록

본 논문에서는 군에서 운용하고 있는 회전익 항공기의 후방 동체 상부에 블레이드 형상을 가진 안테나 장착 설계와 구조 건전성 해석을 수행하였다. 항공기 운항 중 안테나 또는 지지 구조물이 파손되면 기체에서 분리되어 로터 부위 및 블레이드와 충돌할 수 있다. 이 경우 항공기가 추락에 이를 수 있는 위험한 상황이 되기 때문에 반드시 개조 구조물들에 대한 구조 해석을 통해 구조적인 안전성을 확보해야 한다. 안테나 신규 장착 부위와 개조 부위에 대한 설계 요구 조건을 분석하고, 개조 전/후 항공기에 작용하는 하중을 적용하였다. 본 연구에서는 안테나 신규 장착 부위와 개조 부위에 대한 설계 요구 조건을 분석하고, 개조 전/후 항공기에 작용하는 하중을 적용하여 지지 구조물에 대한 구조해석을 수행하여 안전성을 확보하였다. 유한요소 모델을 구성하여 응력과 변형량을 확인하고 이론적인 분석 방법을 통해 유한요소 모델을 검증하였다. 이를 토대로 설계된 구조물의 구조 건전성을 확인하였다.

**Key Words :** Blade Antenna Installation(블레이드 안테나 장착), Aging Aircraft(노후 항공기), Structural Analysis(구조 해석), Finite Element Analysis(유한 요소 해석), Aircraft Modification(항공기 개조)

## 1. 서 론

대한민국 육군이 운용 하고 있는 500MD 항공기는 민수용으로 생산된 휴즈 500의 군용 버전으로 군사용 다목적 경량 헬리콥터이다. 군 전력 기종에 대한 피아식별 장비의 성능 개량을 목적으로 기존 모드 4 장비를 모드 5 장비로 교체되면서, 500MD 항공기 후방 동체 상부에 블레이드 타입의 안테나가 신규 장착되었다.

후방 동체에 위치한 외부 구조물은 파손될 경우 항공기와 분리되어 로터 또는 블레이드와 충돌해 항공기가 추락에 이를 수 있기 때문에 반드시 구조 해석을 통해 구조물의 구조 건전성을 확보해야 한다. 안테나 장착 시 기존 항공기 구조인 스킨에 컷 아웃 홀(Cut-out hole)이 뚫리게 되므로 해석 범위는 기존 동체 스킨을 포함하는 안테나 지지 구조물까지 설정하였다. 신규 안테나의 장착 위치는 아래 Fig. 1 과 같다.

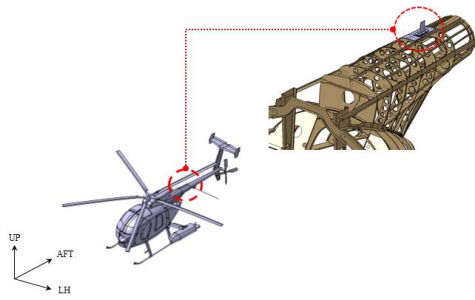


Fig. 1 Location of New Antenna

안테나 지지 구조물은 어댑터 플레이트, 개스킷, 더블러, 항공기 스킨, 플레이트로 구성된다. 어댑터 플레이트와 더블러 사이에 적용된 개스킷은 부재 간의 갭을 채워주는 역할을 하는 부품으로 주요 하중을 전달하는 부재가 아니므로 본 연구의 대상에서는 제외하였다. 구조 해석에서 고려한 지지 구조물은 Fig. 2와 같이 어댑터 플레이트, 더블러, 항공기 스킨, 플레이트이다.

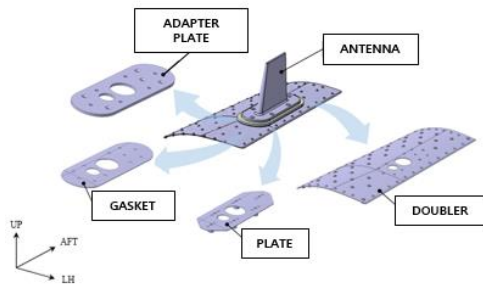


Fig. 2 Support Structure Configuration

안테나는 어댑터 플레이트로부터 플레이트 하부까지 볼트 6개를 사용하여 장착하였다. 어댑터 플레이트는 곡률이 있는 후방 동체 스킨 상부에 안테나를 수평으로 장착하기 위해 추가 하였다. 어댑터 플레이트로부터 스킨 하부 플레이트까지 볼트 5개를 추가로 사용하여 체결하였다. 스킨에는 커넥터 연결을 위한 추가 컷 아웃 홀이 적용되므로 더블러와 하부 플레이트를 이용하여 보강하였다. 더블러와 스킨은 리벳 67개를 이용하여 체결하였고 스킨 하부의 플레이트는 안테나 고정용 볼트 6개와 추가적으로 어댑터 플레이트에 연결된

5개의 볼트까지 총 11개를 이용하여 체결하였다. 안테나 장착을 위한 다양한 추가 구조물들은 리벳, 볼트, 너트 등으로 체결되는데, 각각의 상황을 고려한 하중 경로를 사실적으로 구현하기 위해서 유한요소모델을 사용하여 적절한 패스너 요소를 위치와 목적에 맞게 사용하였다. 또한 안테나 컷 아웃 홀이 보강되는 적층형 장착 부위의 경우 안테나 끝 단에 강한 횡 하중을 받을 경우 변위가 발생하여 모델에서 지지 구조물끼리의 면 접촉에 의해 모델 구성 시 의도치 않았던 강한 압축 응력이 나타나게 된다. 면 접촉이 발생하는 위치에 선형 겹 요소를 적용함으로써 이러한 응력 왜곡 현상을 완화하도록 하였다. 상기 내용이 반영된 유한요소 모델로부터 응력과 변형량 결과를 확인하고 이론적인 분석 방법을 통해 유한요소 모델을 검증하였다. [1]

## 2. 본 론

### 2.1 하중 및 경계 조건

신규 장착 안테나는 다음 두 가지 하중 조건에 대하여 구조 건전성을 보장해야 한다. 첫 번째 하중 조건은 테일 붐(Tail Boom) 하중이며, 기동 하중과 같이 항공기 운용 중에 후방 동체에 발생할 수 있는 하중이다. 두 번째 하중 조건은 정비 작업 중에 생길 수 있는 핸들링 하중이다. 핸들링 하중은 장비의 장착 시 인력에 의해 발생 할 수 있는 하중이며, 작업 간 접근이 어려워 비교적 작은 하중을 적용하는 Difficult Access 부위와 접근이 용이하여 비교적 큰 하중을 적용하는 Easy Access 부로 나누어 하중을 적용한다. 안테나 구조의 경우에는 동체 상부 작업 중 강한 힘으로 가격 당할 우려가 있으며, 공력, 기동 하중과 같은 항공기 운용 중 발생할 수 있는 모든 하중을 포함하기 위해 가장 보수적인 Easy Access 조건을 적용하였다. 핸들링 하중은 당사 항공기 체계 개발 및 성능 개량 사업의 기준에 따라 적용하였다. 안테나 지지 구조물의 FEM 모델링은 Fig. 3 과 같이 안테나 구조물 끝단에 수평 방향으로 좌우 양쪽에 핸들링 하중을 각각 적용하였다.

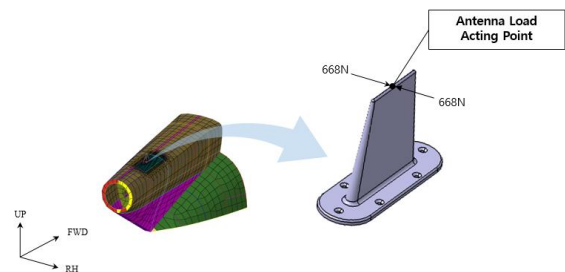


Fig. 3 Force Applied Point of Antenna

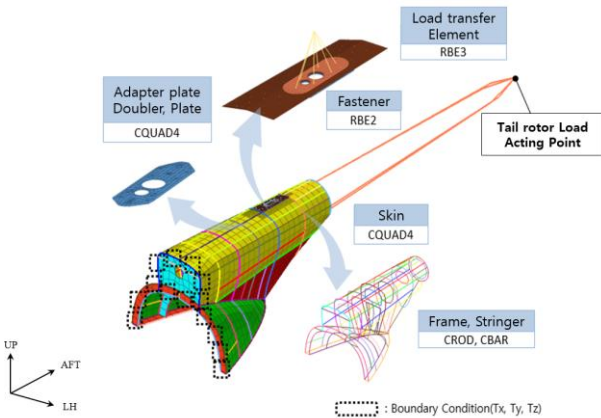
각 핸들링 하중은 안테나 수평방향의 양쪽에서 부하

되는 하중이나 장착 부위가 구조 특성 상 앞에서 뒤로 갈수록 좁아지는 원통형 구조이며 스킨이 곡률이 있어 안테나를 장착했을 때, 정확한 하중 적용을 위해 Table 1 과 같이 z 축 하중을 적용하였다. 즉, y축과 z 축의 합은 핸들링 적용 하중과 같다.

**Table 1 Handling Load (Easy Access)**

Load Case	Acting Point	F <sub>x</sub> [N]	F <sub>y</sub> [N]	F <sub>z</sub> [N]	M <sub>x</sub> [N*mm]	M <sub>y</sub> [N*mm]	M <sub>z</sub> [N*mm]
01	Antenna	0	666	-47	0	0	0
02	Antenna	0	-666	47	0	0	0

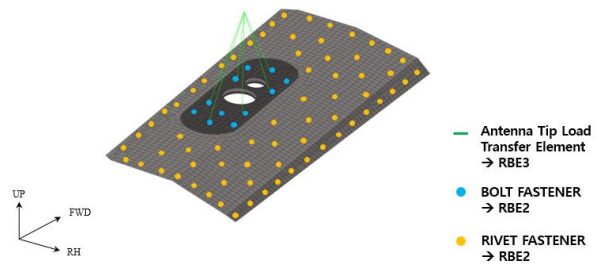
안테나 장착과 관련된 후방 동체 부위의 기본 유한요소모델을 구성하고 안테나 지지 구조물을 기본 모델에 추가하는 방법으로 유한요소 모델링을 수행하였다. 500MD 후방 동체 부위는 기체에 작용하는 전단 하중과 비틀림 하중을 지지하는 스킨 부위와 굽힘 하중을 지지하는 프레임과 스트링거로 구성되어 있으며 Fig. 4 와 같이 유한요소모델을 구성하였다.



**Fig. 4 Element Identification**

어댑터 플레이트는 두께 방향으로 후방 동체의 곡률에 따라 다른 단면 특성을 갖고 있으나 같은 단면을 갖고 있다고 가정하고 두께의 평균치로 단면 정보를 설정하여 CQUAD4 요소로 모델링하였다. 스킨, 더블러, 플레이트 또한 두께 방향으로 동일한 단면 특성을 갖기 때문에 CQUAD4 요소로 모델링하였다. 프레임과 스트링거의 경우 축 방향 하중을 지지하고자 선 요소(CROD, CBAR)들을 적용하였다. 구속 조건은 핸들링 하중이 작용할 때에는 항공기가 운용되고 있지 않으므로 후방 동체의 앞쪽 방향으로는 동체와 연결되어 있고 뒤쪽 방향으로는 테일 로터에 연결되어 고정되어 있기 때문에 후방 동체의 앞쪽과 뒤쪽에 모두 병진 구속 조건을 적용하였다. 테일 로터 하중이 작용할 때에는 후방 동체의 앞쪽 방향은 동체와 연결되어 있지만 뒤

쪽에서는 테일 로터 하중이 작용하기 때문에 후방 동체의 앞쪽에만 병진 구속 조건을 적용하였다. 안테나 하중 작용점과 구조물은 하중이 다수의 절점에 적절하게 분배될 수 있도록 선형 보간 요소(RBE3)를 이용하여 연결하였다.[2-3] 장착에 사용된 볼트 패스너의 경우 스킨 노드를 독립 노드로 설정하고 어댑터 플레이트, 더블러, 플레이트를 종속 노드로 연결하여 RBE2 요소로 패스너 모델링을 수행하였다. RBE2 요소의 사용에 따라 패스너 높이에 따른 추가적인 회전 모멘트가 야기되어 실제보다 큰 패스너 하중이 산출되었다. 이러한 추가적인 회전 모멘트의 영향을 줄이기 위하여 하중작용점에서 주 구조물인 스킨 부의 노드로 연결하는 방법을 사용하여 실제 패스너에 작용하는 하중을 산출하도록 하였다. 패스너 및 안테나 팁에서 발생하는 하중 전달 요소의 모델링은 Fig. 5 와 같다.



**Fig. 5 Load Path Modeling**

안테나 지지 구조에서는 각 파트를 적층식으로 장착하기 때문에 횡 하중에 대해 각각의 파트에 변위가 발생하면서 면 접촉이 발생할 수 있다. 면 접촉에 의한 왜곡된 해석결과를 방지하기 위하여 갭 요소를 적용하였다. 갭 요소의 종류에는 선형 갭 요소와 비선형 갭 요소가 있는데, 본 연구에서는 해석의 효율을 고려해 선형 갭 요소를 사용하였다.

**2.2 유한요소모델의 검증**

유한요소모델의 적절성을 평가하기 위해 갭 요소와 하중 전달 요소의 검증을 수행하였다. 갭 요소 사용 전 후의 구조물의 변형량과 압축 응력의 비교를 통해 갭 요소가 적절히 작용하였는지 평가하였고, 안테나 tip의 하중 작용점에서 각각의 패스너로 전달되는 하중에 대해 유한요소모델 결과와 이론적인 분석 결과를 비교하여 적절한 하중 분배가 되었는지 확인하였다.

**2.2.1. 갭 요소 검증**

갭 요소를 사용하지 않고 유한요소모델에서 결과를 산출하면, Fig. 6 과 같이 요소 간 간섭이 발생하여 실제보다 훨씬 큰 변형량과 압축 응력이 발생하는 것을

확인하였다. 면 접촉이 일어나는 부분에 대하여 변위를 기준으로 구조물 간 접촉 조건이 되기 전까지 열립 조건으로 설정해 접촉 전에는 압축 응력에 대해 강성을 작용하지 않도록 하여 갭 요소가 작용하지 않도록 하였다. 접촉 이후에 대해서는 단립 조건으로 설정해 강성을 갖도록 하여 면 접촉이 일어나는 부분에서 왜곡된 압축 응력 값을 갖지 않도록 하였다.

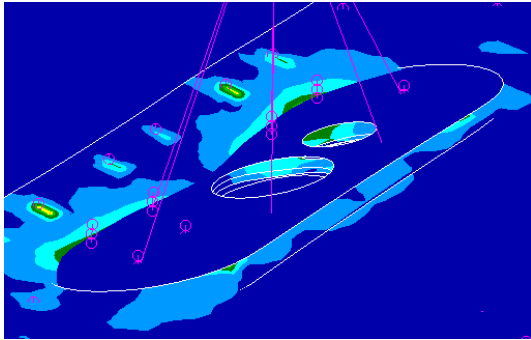


Fig. 6 Deformation Before Gap Element Application

갭 요소 적용 결과 Fig. 7 과 같은 변형량과 압축 응력을 얻게 되었으며 변형량과 압축 응력이 갭 요소 적용 전과 비교하여 크게 감소한 것을 확인하였다.

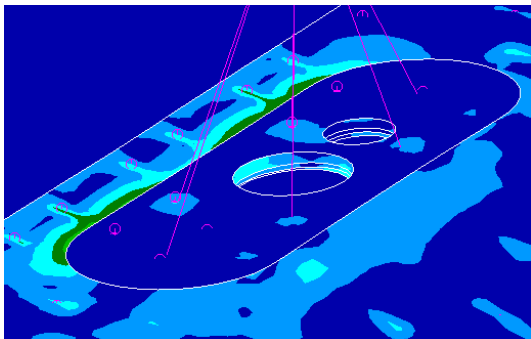


Fig. 7 Deformation After Gap Element Application

수치적으로 비교하였을 때 면 접촉에 의한 변형량이 갭 요소 적용 전 8.35 mm (+y방향 하중), 8.35 mm (-y방향 하중)에서 갭 요소 적용 후 4.16 mm (+y 방향), 3.86 mm (-y 방향)으로 줄어들었다. 또한 압축 응력의 경우 갭 요소 적용 전 1310 MPa (+y방향 하중), 1390 MPa (-y방향 하중)에서 갭 요소 적용 후 503 MPa (+y방향 하중), 345 MPa (-y방향 하중)으로 줄어들었다. 이러한 결과로 미루어 비선형 갭 요소를 사용하지 않고 선형 갭 요소의 사용으로 면 접촉에 의한 압축 응력을 완화시킬 수 있다는 것을 확인하였다.

2.2.2 하중 전달 요소 검증

안테나 끝 단으로부터 발생하는 핸들링 하중은 Fig. 8 과 같이 안테나와 어댑터 플레이트를 연결하는 6개의 볼트 패스너에 의해 지지된다.

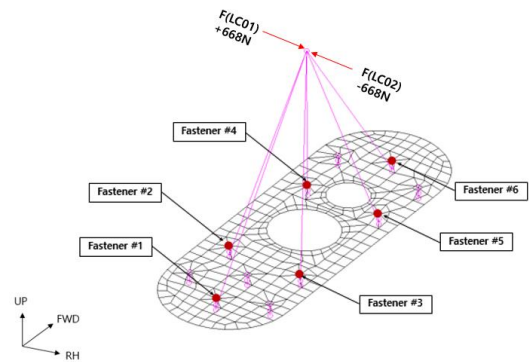


Fig. 8 Bolt Fastener Identification

안테나 장착부의 하중작용점과 패스너 위치에 대한 치수 정보는 Fig. 9 와 같다.

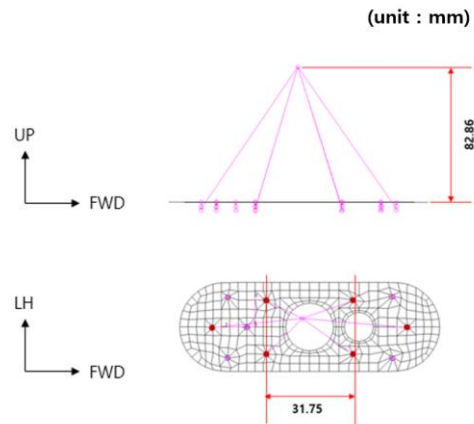


Fig. 9 Dimension of Antenna Fastening Bolts

FEM 모델의 신뢰성을 검증하기 위해 Fig. 9의 형상 정보로부터 Table 2 와 같이 이론적인 하중 계산을 수행하였다.[4]

Table 2 Load Calculation

Fastener Load	Applied Load	Applied Axis	Applied Fastener
shear force by direct load	111 N /ea (668 N / 6 ea )	Y	All
shear force by moment	871N /ea (668 N * 82.86 mm / 31.75 mm / 2 ea)	Z	#2, #3, #4, #5

안테나 tip의 하중작용점에 연결되는 6개의 패스너 는 횡 하중을 패스너 개수로 나눈 만큼의 직접 전단력과

안테나 장착부의 치수 정보에 의해 결정되는 모멘트에 의한 전단력을 받게 된다. Table 2 의 이론적인 분석 결과와 Table 3 의 FEM 해석 결과를 비교하였다.

**Table 3 FEM Load Result**

Fastener Number	F <sub>x</sub> [N]	F <sub>y</sub> [N]	F <sub>z</sub> [N]	P <sub>s</sub> [N]	P <sub>t</sub> [N]
#1	-0.39	-110.91	-1.07	-110.91	-1.07
#2	0.28	-113.94	-871.85	-113.94	-871.85
#3	-1.06	-110.97	870.22	-110.97	870.22
#4	0.27	-109.91	-870.78	-109.91	-870.78
#5	-1.06	-116.45	871.08	-116.46	871.08
#6	-0.39	-105.77	-5.16	-105.77	-5.16
Σ	-2.36	-667.95	-7.57	-667.97	-7.57

FEM 하중 결과값과 이론적인 분석 결과값을 비교하였을 때 각 패스너로 분배되는 하중의 양이 유사한 것으로 보아 하중 분배가 잘 이루어졌다고 확인하였다.

**2.3 해석 결과**

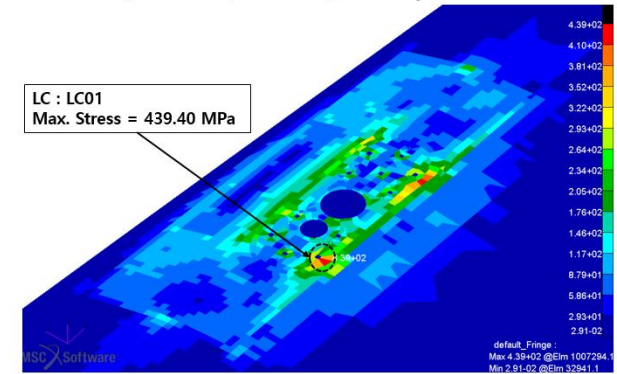
해석 결과에서는 구조물의 안전 여유 값을 확인하여 구조 건전성을 평가하였다. 각 구조물에서 복합 하중이 가해지므로 Von Mises 응력을 기준으로 강도에 대한 구조 건전성을 평가하였다. 각 지지 구조물에 대한 세부적인 강도 평가를 수행한 후 안전 여유를 구하여 모든 구조물에 대한 건전성을 확인하였다. 테일 붐 하중 조건을 적용하여 계산된 안전 여유가 핸들링 하중에 의해 계산된 안전 여유보다 훨씬 크게 확보되어 핸들링 하중에 적용한 해석결과를 주로 기술하였다. 어댑터 플레이트는 기계 가공이 가능한 알루미늄 7050-T7451이며, 더블러, 스킨, 플레이트의 자재는 알루미늄 2024-T3를 사용하였다. 자재에 대한 물성치 값들은 Table 4와 같다.[5]

**Table 4 Material Property**

Material	E (MPa)	μ	F <sub>tu</sub> (MPa)	F <sub>su</sub> (MPa)
Al2024-T3	72.39	0.33	441.30	889.40
Al7050-T7451	71.08	0.33	510.20	965.30

각 구조물의 강도 해석 결과, Fig. 10 과 같이 스킨에서 가장 낮은 안전 여유가 나왔지만 안전 여유에 1% 여유가 있어 최적화된 설계로 평가하였다.

**Fringe : +Y\_DIRECTION, A1 : Static Subcase, Stress Tensor, von Mises, Maximum, 3 of 3 layers**



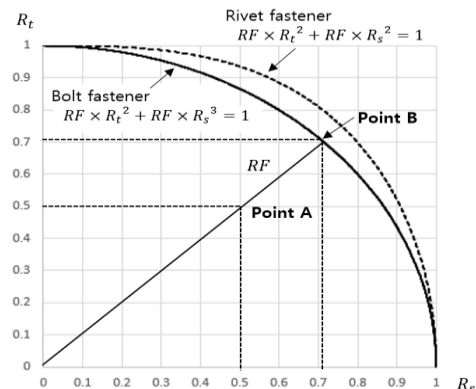
**Fig. 10 Critical Load Identification**

각 구조물의 강도 해석 결과에 대하여 Table 5 와 같이 각 지지 구조물의 안전 여유를 정리하였다.

**Table 5 Margin of Safety (Stress)**

Part	Failure Mode	Load Case	M.S
Adapter plate	Strength (Von-Mises)	F <sub>y</sub> (+ 667 N)	+ 3.40
Doubler	Strength (Von-Mises)	F <sub>y</sub> (+ 667 N)	+ 0.03
Skin	Strength (Von-Mises)	F <sub>y</sub> (+ 667 N)	+ 0.01
Nut plate	Strength (Von-Mises)	F <sub>y</sub> (+ 667 N)	+ 0.01

지지 구조물의 체결에 적용된 패스너는 장착 위치와 목적에 따라 안테나 장착 볼트 11개소를 Zone A, 더블러 장착 픽업용 리벳 패스너 38개소를 Zone B, 그리고 나머지 더블러 장착 리벳 패스너 29개소를 Zone C로 정리하여 패스너와 베어링에 대한 구조 안정성을 평가하였다. 안테나에서 작용하는 하중이 패스너에 작용하게 되면 구조물에 전단 뿐만 굽힘 응력까지 야기하게 되어 P<sub>x</sub>, P<sub>y</sub>, P<sub>z</sub>를 조합해 전단 하중과 수직 하중을 같이 평가하였다. 패스너 하중에 대한 안전 여유는 Fig. 11 과 같이 산출하였다.[6]

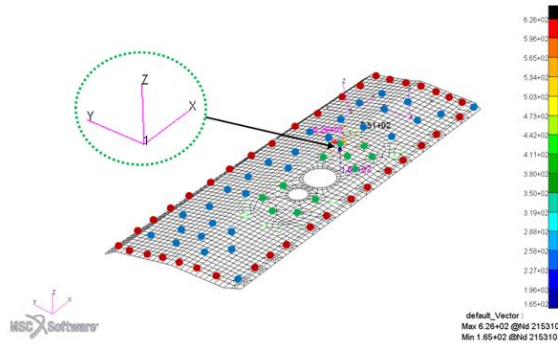


**Fig. 11 Interaction Curves for Combined Loads (Bolt, Rivet fastener)**



패스너에 작용하는 하중에 대하여 전단 하중에 대한 안전 여유( $R_s$ )와 인장 하중에 대한 안전 여유( $R_t$ )를 각각 구하고 패스너 종류에 따라 각각의 수식을 적용하여 조합 하중에 관한 안전 여유(RF)를 산출하였다. 각 패스너의 강도 해석 결과 Fig. 12 와 같이 Zone A의 볼트 패스너에서 가장 낮은 안전 여유가 나왔지만 충분한 마진을 갖고 있어 구조 건전성을 갖고 있는 것으로 평가하였다.

Fringe : \_\_\_\_-Y\_DIRECTION, A1 : Static Subcase, MPC Constraint Forces, Translational, (NON-LAYERED)



- : Zone A (Attachment Adapter plate to Plate)
- : Zone B (Attachment Doubler to Skin)
- : Zone B (Attachment Doubler to Skin)

Fig. 12 Critical Fastener Load of structure

각 패스너의 강도 해석 결과에 대하여 Table 6 과 같이 각 지지 구조물에 작용하는 패스너 하중에 대한 안전 여유를 정리하였다.

Table 6 Margin of Safety (Fastener Strength)

Part	Failure Mode	Loadcase	M.S
Zone A	Fastener Strength	$F_y (-667 \text{ N})$	+ 2.09
Zone B	Fastener Strength	$F_y (+667 \text{ N})$	+ High
Zone C	Fastener Strength	$F_y (+667 \text{ N})$	+ High

지지 구조물 각각의 베어링 강도로부터 패스너의 사영 면적에 작용하는 한계 하중을 산출하고 각 패스너에 작용하는 전단 하중을 구하여 베어링 수식에 적용함으로써 베어링 하중에 관한 안전 여유(RF)를 산출하였다. 각 지지 구조물의 베어링 하중에 대한 강도 평가 결과 Fig. 13 과 같이 플레이트에서 가장 낮은 안전 여유가 나왔지만 안전 여유 정의상 약 32% 여유가 있어 구조 건전성을 갖고 있는 것으로 평가하였다.

Fringe : \_\_\_\_-Y\_DIRECTION, A1 : Static Subcase, MPC Constraint Forces, Translational, (NON-LAYERED)

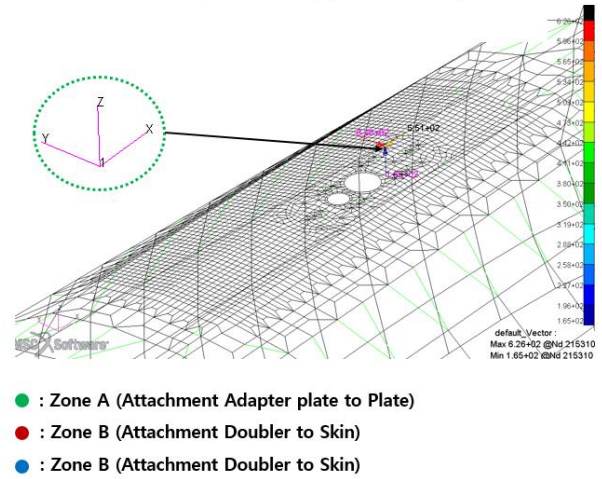


Fig. 13 Critical Bearing Load of Structure

각 지지 구조물에 작용하는 베어링 하중에 대해 Table 7 과 같이 각 지지 구조물에 대한 안전 여유를 계산 하였다.

Table 7 Margin of Safety (Bearing Strength)

Part	Failure Mode	Loadcase	M.S
Adapter plate	Bearing Strength	$F_y (-667 \text{ N})$	+ High
Doubler	Bearing Strength	$F_y (-667 \text{ N})$	+ 0.65
Skin	Bearing Strength	$F_y (-667 \text{ N})$	+ 0.32
Nut plate	Bearing Strength	$F_y (-667 \text{ N})$	+ 1.64

### 3. 결 론

본 연구에서는 항공기 신규 안테나 장착에 따른 정적 구조 건전성을 유한요소해석 결과와 이론적인 분석 결과로 검증하였다. 유한요소모델 시뮬레이션을 통해 구조물의 거동을 확인하고, 안테나 지지 구조물들 사이에서 발생하는 면 접촉 부위의 왜곡된 현상에 대해 선형 갭 요소를 사용하여 완화하고 안테나 tip에서 발생하는 하중을 전달하는 볼트 패스너의 적절한 모델링을 통해 실제 거동과 유사한 하중을 얻을 수 있음을 해석 결과를 통해 확인하였다. 안테나 장착 부위의 가장 가혹한 하중 조건인 Easy Access 조건의 핸들링 하중이 지지 구조물에 전달될 때 충분한 안전 여유가 확보됨을 확인하고, 이를 통해 설계된 구조물이 안전한 것을 확인하였다

## References

- [1] Kyeongmi Back and Hyunbum Park, "A Study on Structural Design and Analysis of Small Engine Test Equipment of Use in Aircraft", *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 12, no. 1, pp. 42-46, 2018
- [2] NX Nastran Connection Elements (RBE2, RBE3 and CBUSH) for FEA Modeling
- [3] K. S. Jeon and J. P. Choi and Y. H. Jo and K. H. Choi, "FE Analysis for an external structure mounting a bomb," Stress report of ADD
- [4] S. H .Lee, S. Lee and S. M. Choi, "Fatigue Analysis for Newly Installed Blade Antenna of Aging Aircraft," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 13, no. 5, pp. 65-71, 2019
- [5] U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, "Metallic Material Properties Development and Standardization", January 2003
- [6] Michel C. Y. Niu, "Airframe Stress Analysis and Sizing", 2nd Ed, 1999