

## 더미 및 실 블레이드 안테나 조류충돌 해석 및 시험

정한의

국방과학연구소

## Bird Strike Analysis and Test Report of Dummy and Real Blade Antenna

Hanui Jeong

Agency for Defense Development

## Abstract

The objectives of this study is to carry out Bird strike analysis and tests of a blade antenna of aircraft. FEMs (Finite Element Models) were created for the analysis, while dummy and real antennas were used for the bird strike tests. In the analysis, birds were modeled with SPH (Smooth Particle Hydrodynamics) method, and the behaviors of the bird, antenna, and joint structure between antenna and aircraft fuselage were simulated with the FSI (Fluid-Structure Interaction) method. After the bird strike test was performed, the results of the analysis and test showed that they had a positive relationship. The damage of antenna and bolted joint was checked, and the structural integrity of the airframe was proved.

## 초 록

항공기의 블레이드 안테나에 대해 더미와 실 안테나의 조류충돌 해석과 시험을 수행하였다. 해석에서 조류는 SPH(Smooth Particle Hydrodynamics) 방법을 이용하여 모델링하였으며, 유체-구조 연성해석(FSI, Fluid-Structure Interaction) 기법으로 조류와 안테나, 기체 체결부의 거동을 시뮬레이션 하였다. 실제 조류를 사용한 시험을 수행하여 안테나와 동체 사이의 체결부 손상 및 이탈여부를 확인하였으며, 항공기 기체의 구조건전성과 해석 및 시험 결과 사이의 상관성이 있음을 입증하였다.

**Key Words** : Bird Strike(조류충돌), Blade Antenna(블레이드 안테나), Fluid-Structure Interaction(유체-구조 연성해석), Airworthiness(감항인증)

## 1. 서 론

조류충돌은 항공기의 정상적인 임무수행을 방해하는 요인 중 하나로 감항인증 획득 과정에서 입증해야하는 중요한 항목이다. 조류가 항공기 기체와 충돌할 때 발생하는 충격량과 에너지는 항공기 또는 탑재 장비를 파손시킬 수 있다. 이로 인해 인명피해 또는 비행안전에 영향을 미칠 수 있으므로 항공기 개발 시 조류충돌

문제에 대한 검증이 필요하다. 본 논문에서는 실제 항공기에 사용되는 안테나와 더미(Dummy) 안테나를 사용하여 항공기 전방동체 하부에 장착된 블레이드 안테나에 대한 조류충돌 해석 및 시험을 수행하였다. 항공기 외부에 장착되는 안테나와 조류가 충돌할 경우, 비행하중을 전달하지 않는 안테나 자체의 손상은 비행안전에 영향이 없으나 동체 장착 체결부 파손으로 인해 기체 손상을 일으킬 수 있다. 따라서 체결부 손상 및 패스너 이탈 여부 판단을 주목적으로 해석 및 시험을 수행하였다. 조류와 구조물간의 물성치 차이로 인해 일반적으로 사용하는 컨택(Contact) 기법이 아닌 MSC.NASTRAN[1] SOL700의 유체-구조 연성해석

Received: July. 09, 2018 Revised: Oct. 15, 2018 Accepted: Oct. 20, 2018

† Corresponding Author

Tel: +82-42-821-2952, E-mail: hanui\_jeong@add.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

(FSI, Fluid-Structure Interaction) 기법을 사용하였다. 해석 및 시험조건은 조류충돌관련 기술요구 근거문서 FAA(Federal Aviation Regulation)의 14CFR Part 25.571(Damage-Tolerance Evaluation of Structure)과 Part 25.631(Bird Strike Damage)을 참고하였다[2].

## 2. 이론적 배경

조류와 같이 낮은 강도와 강성을 갖는 물체가 항공기와 같이 높은 강도를 갖는 물체와 충돌하는 경우, 항공기 대비 조류의 물성치가 매우 작으므로 조류는 유체와 비슷한 거동을 보이게 된다. 충돌면에서 발생하는 기체구조의 강도가 조류의 항복강도보다 훨씬 크고, 조류의 낮은 강성으로 인해 변형을 차이도 크기 때문에 조류충돌은 조류의 강도보다는 유체와 같이 밀도나 전체 중량이 중요한 인자가 된다. Wilbeck[3, 4]은 강철로 된 구조물에 조류충돌을 수행하였을 때, 조류가 충돌면을 따라 유체처럼 거동하며 그 물성치는 물과 유사함을 확인하였다. 이러한 특성으로 조류충돌은 구조충돌(Structural Impact)이 아닌 수압충돌(Hydrodynamic Impact)로 분류한다.

조류충돌 발생 초기에는 조류와 구조물에 초기 충격파(Initial Wave)가 형성된다. 이후 조류가 충돌면을 따라 흘러가거나 관통하면서 충격파가 감쇠되고 정상유동(Steady Flow)이 발생한다. 충격파가 조류내부로 진전 시 충격파 발생영역에서 충격압력인 Hugoniot 압력이 발생하는데 이는 질량과 운동량 보존법칙으로부터 다음의 (1)식으로 나타낸다.

$$P_{sh} = \rho v_{sh} v_{im} \tag{1}$$

여기서,  $\rho$ 는 조류의 밀도,  $v_{sh}$ 는 충격파의 속도,  $v_{im}$ 는 조류의 충돌속도이다.

한편 충격파 이후 발생하는 정상유동압력은 다음 (2)식과 같다. 값은 크지만 매우 짧은 시간에 일어나는 충격압력보다 상대적으로 값은 작아도 오랜 시간 지속되기 때문에 충격량과 구조물 손상에 영향을 준다.

$$P_{stag} = \frac{1}{2} \rho v_{im}^2 \tag{2}$$

## 3. 요구도

조류충돌관련 감항인증 요구도 FAA 14CFR Part 25.571과 Part 25.631에서는 4 lbs의 조류나 엔진이 보통 위치하는 후방동체의 경우 8 lbs의 조류가 항공기의 정상비행 중 순항속도에서 충돌하였을 때 비행안전을 확보해야 한다고 규정하고 있다. 본 연구의 경우 안테나는 전방동체 하부에 장착되므로 4 lbs의 조류가 적용된다. 언급된 기술요구 근거문서의 내용은 Table 1과 같다.

안테나는 더미와 실제 두 가지의 모델을 사용하였다. 실 안테나의 경우 상용 안테나를 구매하는 것으로 설계 자료를 확보하지 못해 구성 소재와 물성치, 본딩 방법을 정확히 파악하기 어려웠다. 따라서 더미 안테나의 해석과 시험을 통해 먼저 조류충돌 거동을 분석하고 이후 실 안테나 연구에 더미 결과의 유사성을 활용하는 방향으로 진행하였다.

## 4. 더미 안테나 해석 및 시험

### 4.1 더미 안테나 해석

더미 안테나 해석모델은 Skin, Foam, Metal Base 세 부분으로 나누었으며 유한요소를 사용하여 Skin과 Foam간의 Grid를 다음 Figure 1과 같이 공유하도록 모델링하였다.

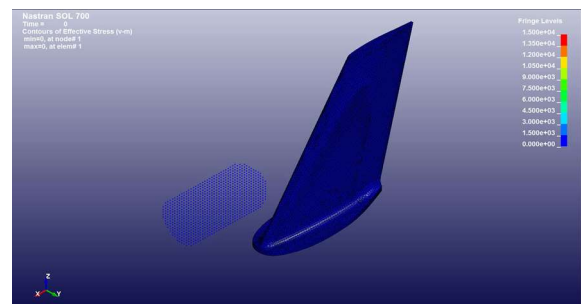





Fig. 1 Dummy Blade Antenna and Bird FE Models

**Table 1 Bird Strike Requirements**

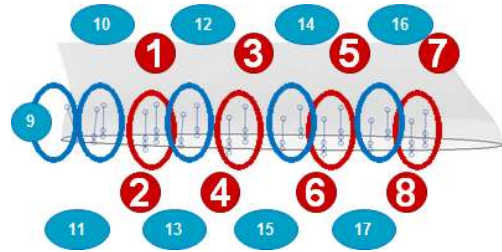
Case	Description
FAR 25.571	25.571(Damage-Tolerance Evaluation of Structure) (e) Damage-tolerance(discrete source) evaluation. The airplane must be capable of successfully completing a flight during which likely structural damage occurs as a result of- (1) Impact with a 4lb bird when the velocity of the airplane relative the bird along airplane's flight path is equal to $V_c$ at sea level or $0.85V_c$ at 8,000ft, whichever is more critical.
FAR 25.631	25.631(Bird Strike Damage) The empennage structure must be designed to assure capability of continued safe flight and landing of the airplane after impact with an 8-pound bird when the velocity of the airplane (relative to the bird along the airplane's flight path) is equal to $V_c$ at sea level, selected under 25.335(a). Compliance with this section by provision of redundant structure and protected location of control system elements or protective devices such as splitter plates or energy absorbing material is acceptable. Where compliance is shown by analysis, tests, or both, use of data on airplanes having similar structural design is acceptable.

파트별 해석모델의 형상 및 사용한 각각의 재료구성은 다음 Table 2와 같다.

**Table 2 Dummy Antenna FE Model and Material**

Part	Material (Directional Char.)	Element Type	FE Model
Skin	E-glass (Orthotropic)	2D_Shell	
Foam	Rohacell 200wf (Isotropic & Elasto-Plastic)	3D_Solid	
Metal Base	Al-7050 (Isotropic)	3D_Solid	

체결부 패스너는 안테나와 동체를 연결하는 패스너가 8개, Metal Base와 Foam을 연결하는 패스너가 9개 연결되는데 이는 RBE3을 이용하여 하중분배를 모델링하였다. 각 패스너의 위치는 다음 Figure 2와 같다.



**Fig. 2 Fastener Location**

조류는 SPH(Smoothed Particle Hydrodynamics) 방법을 이용하여 모델링하였으며 [5, 6], 실제 수행된 시험과 동일 조건으로 해석을 수행하기 위하여 조류의 충돌조건은 Figure 3과 같이 나타내었다.

조류의 무게는 4 lbs가 되도록 치수를 결정하였고 속도는 순항속도 000m/s로 해석을 수행하였다. 조류가 안테나와 충돌하는 위치의 선정은 항공기 동체에 안테나가 부착되어 있는 각도를 고려하여 약 7.5°로 설정하였으며, 안테나 블레이드에 가장 많은 조류의 면적이 닿을 수 있도록 항공기 동체와 안테나의 체결부로부터 약 180mm 떨어진 높이에 타격점을 설정하였다.

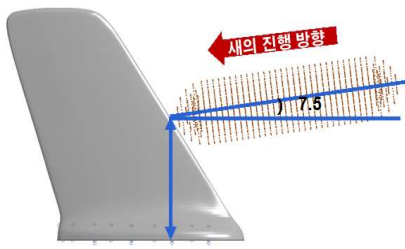


Fig. 3 Select Bird Impact Location

더미 안테나 해석계산 요약은 Table 3과 같다.

Table 3 Summary of Dummy Antenna Analysis Conditions

List	Details
Solver	MSC.NASTRAN(SOL700)
Pre/Post Processor	MSC.PATRAN[7]
Element No.	79638
Node No.	73487
Time Step	3.4787E-08
End Time	0.004s

해석결과 Figure 4, 5와 같이 Skin, Foam 부분에서 부분적으로 파손되어 떨어져 나간 것을 확인할 수 있었지만 Figure 6의 해석 결과와 같이 Metal Base 및 패스너 부분의 손상은 없는 것으로 나타났다. Skin과 비교하여 Foam의 손상이 적은 편인데, 이는 3-D Solid로 모델링되어있는 Foam의 Dynamic 파손 강도와 파손 조건(Criteria)이 충분히 반영되지 않은 이유로 판단되며, 향후 Foam의 동적 물성치가 확보되면 모델링 및 해석조건 개선이 필요한 부분이다.



Fig. 4 Steady Flow Shape of Bird Strike(excluding Foam)

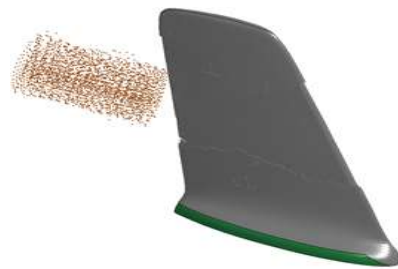


Fig. 5 Steady Flow Shape of Bird Strike(excluding Skin)

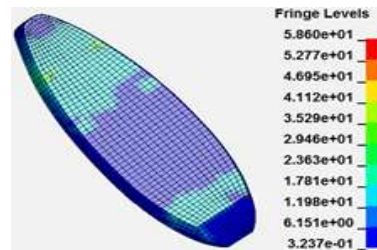


Fig. 6 Base and Fastener Analysis Result

패스너의 경우 Table 4에서 정리한 바와 같이 항공기 동체와 연결된 1번 패스너의 안전율이 2.6으로 가장 작게 나타났다. 이는 이 지점에서 충돌시 가장 큰 굽힘하중을 받는 것이 원인으로 생각해 볼 수 있다. 또한 안전율 값이 매우 큰 값을 보이므로 체결부의 구조건전성은 충분히 확보되는 것으로 예상할 수 있다. 전단하중과 인장하중이 함께 작용하는 경우는 Combined Equation을 사용하여 안전율을 계산하는 것이 보수적이나, 이미 각각 비교한 안전율이 충분히 큰 값을 나타내었으므로 별도로 계산하지는 않았다.

Table 4 Dummy Antenna Fastener Structural Integrity Assessment

No	Allowable Shear Load(N)	Allowable Tension Load(N)	Max. Shear Load(N)	Max. Tension Load(N)	M.S.
1	11965.0	11076.0	1756.5	2901.0	2.6
2			1369.7	2252.1	3.3
3			643.9	503.1	13.2
4			671.8	512.9	12.7
5			692.0	583.0	10.8
6			750.4	628.0	16.6
7			683.4	704.3	10.5
8			650.9	751.8	13.7

### 4.2 더미 안테나 시험

시험은 해석에서 언급한 바와 같이 안테나 체결부로부터 180mm 떨어진 위치에서 상승각 7.5° 기울어진 상태로 Figure 7과 같이 수행되었다.



Fig. 7 Dummy Antenna Test

발사체는 Figure 8과 같이 생닭을 이용하여 제작하였으며, 발사체인 조류의 무게와 충돌속도는 해석조건과 마찬가지로 4 lbs의 무게와 000m/s의 충돌속도로 시험을 수행하였다. 정확한 타격점을 확인하기 위한 예비시험을 제외하고 시험은 한 번만 수행하였다. 시험기관(SwRI)에서는 생닭을 사용하면서 타이트하지 않은 Packaging을 사용하였는데, 이에 따라 시험 수행시 정확한 Package의 중심점을 안테나 단면에 충돌시키는 것이 불가능함에 따라 약간 비껴난 충돌이 발생하였다.



Fig. 8 Completed Package Using Real Chicken

시험결과 Skin 및 Foam의 일부가 떨어져 나갔으나 Figure 9와 같이 작은 크기의 파편으로 손상되었음을 확인하였다. Figure 10과 같이 대부분의 파트는 손상된 채로 더미 안테나에 붙어 있었으며, 단면 중심에서 약간 비껴난 충돌이 발생함에 따라 그림에 보이지 않는 반대쪽 스킨은 거의 손상이 없었다. 또한 패스너 체결부위는 손상되거나 이탈되지 않았다. 이러한 시험

결과는 앞서 해석 결과와 비교하여 전체적으로 일치하는 결과이며, 스킨의 경우가 다소 보수적인 결과를 보였는데 이는 언급한 바와 같이 조류가 안테나 블레이드 단면에 정확히 대칭으로 충돌하지 않은 영향을 생각할 수 있다. 다만, 가장 중요한 체결부는 해석과 시험 모두 손상이 없는 결과를 나타냄을 확인하였다.



Fig. 9 Dummy Antenna Debris



Fig. 10 Dummy Antenna Test Result

## 5. 실 안테나 해석 및 시험

### 5.1 실 안테나 해석

실 안테나 해석모델은 Skin, Foam, Antenna, Metal Base 네 부분으로 나누었으며 유한요소를 사용하여 Skin과 Foam간의 Grid를 다음 Figure 11과 같이 공유하도록 모델링하였다. 더미와 비교하여 폼 내부에 안테나 블레이드가 추가되어 있다. 실 안테나의 Skin의 두께는 실측결과 3t 정도였으며 내부 블레이드 안테나의 두께는 1.5t로 모델링하였다. 이는 더미의 Skin 두께에 비해 약 4배 정도 더 두꺼운 것이다. 실 안테나는 설계자료가 없는 관계로 Figure 12, 13과 같이 단면을 잘라 내부 형상을 실측하여 두께를 측정하였으며, 소재도 스킨은 E-Glass, Foam은 Polyurethane 물성치를 가정하여 사용하였다.



Fig. 11 Real Antenna FE Model

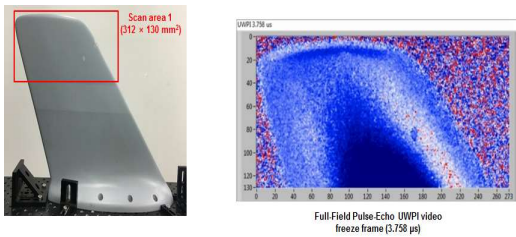


Fig. 12 Real Antenna Shape and NDI(Non-destructive Inspection)

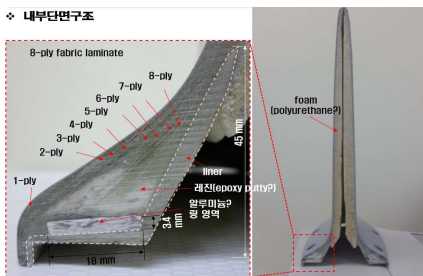


Fig. 13 Real Antenna Inner-section

파트별 해석모델의 형상 및 사용한 각각의 재료구성은 Table 5와 같다.

Table 5 Real Antenna FE Model and Material

Part	Material (Directional Char.)	Property	FE Model
Skin	E-glass (Orthotropic)	2D_Shell	
Foam	Rohacell 200wf (Elasto-Plastic)	3D_Solid	
Antenna	Polycarbonate (Isotropic)	2D_Shell	
Metal Base	Al_7050 (Isotropic)	3D_Solid	

안테나와 동체를 연결하는 패스너 및 Metal Base와 Foam을 연결하는 패스너는 더미 안테나와 마찬가지로 동일한 개수와 해석기법을 이용하여 표현하였다. 조류역시 더미 안테나와 마찬가지로 모델링하였으며 동일한 충돌속도로 해석을 수행하였다. 실 안테나의 해석 모델에 대한 조건은 Table 6과 같다.

Table 6 Summary of Real Antenna Analysis Conditions

List	Details
Solver	MSC. NASTRAN(SOL700)
Pre/Post Processor	MSC.PATRAN
Element No.	74866
Nose No.	67597
Time Step	3.1181E-08
End Time	0.004s

해석결과 더미와 유사하게 Skin, Foam, Antenna 부분에서 많은 부분이 파손되어 떨어져 나간 것을 Figure 14, 15와 같이 확인할 수 있었지만, 마찬가지로 Metal Base 및 패스너 부분의 손상은 Figure 16과 같이 없는 것으로 나타났다.

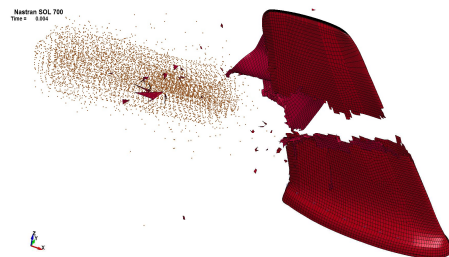


Fig. 14 Steady Flow Shape of Bird Strike(excluding Foam)

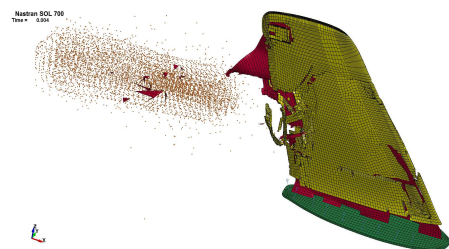


Fig. 15 Steady Flow Shape of Bird Strike(excluding Skin)

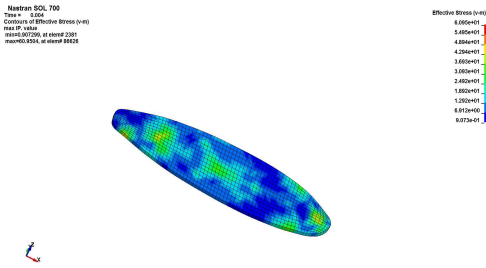


Fig. 16 Metal Base Analysis Result

패스너의 경우, Table 7에서 정리한 바와 같이 항공기 동체와 연결된 7번의 안전율이 0.7로 가장 작게 나타났다. 7번과 8번 패스너는 조류에 의한 초기 충격압력이 생성되는 지점과 가장 가까운 부분이다. 더미 안테나에서 최소 안전율이었던 1번 패스너도 낮은 안전율을 보였으나 7, 8번 패스너보다는 다소 높았다. 그러나 0.7 정도의 안전율도 하중 비교를 해보면 작용 하중이 허용 패스너 하중의 1/3 수준으로 높은 안전율 값인 것을 확인할 수 있다.

Table 7 Real Antenna Fastener Structural Integrity Assessment

No	Allowable Shear Load(N)	Allowable Tension Load(N)	Max. Shear Load(N)	Max. Tension Load(N)	M.S.
1	11965.0	11076.0	4028.5	2709.6	1.4
2			4330.8	2741.8	1.2
3			3017.8	1257.3	2.6
4			2923.1	983.7	2.8
5			1386.1	1041.9	5.7
6			1251.5	791.1	6.9
7			6628.1	2259.4	0.7
8			6349.8	2064.2	0.8

5.2 실 안테나 시험

시험은 더미 안테나 시험과 동일한 조건으로, 안테나 체결부로부터 180mm 떨어진 위치에서 더 보수적인 충돌 조건을 가정하여, 상승각 7.5° 기울어진 상태로 Figure 17과 같이 수행되었다.

발사체도 더미 안테나 시험 때와 마찬가지로 생닭을 이용하여 제작하였으며, 예비시험을 제외하고 시험은 한 번 수행하였다.



Fig. 17 Real Antenna Test

시험결과 거의 대부분의 Skin 및 Foam, 안테나 모듈이 파손되어 여러 개의 다양한 크기의 파편으로 떨어져 나갔으며 Figure 18과 같이 안테나가 크게 분리되어 나온 파편도 포함되어 있다. Figure 19와 같은 시험결과는 앞의 해석 결과보다 더 큰 손상을 나타낸 것이나, 패스너 체결부위는 해석과 마찬가지로 손상되거나 이탈 없이 구조 건전성을 유지하였다.



Fig. 18 Real Antenna Debris



Fig. 19 Real Antenna Test Result

실 안테나의 시험결과가 더 큰 손상을 보인 이유는 앞에서 언급한 바와 같이, 더미 안테나와 달리 시험에 쓰인 실 안테나의 정확한 물성치와 치수를 확보하지 못하여 해석조건 입력 값에 오차가 있었음을 고려해야

한다. 예를 들어, 안테나 파트 중에서 조류충돌에 의한 충격량과 에너지를 가장 많이 흡수하는 부분이 가장 큰 강도 및 강성을 가진 스킨임을 생각하면, 해석에 사용한 스킨의 물성치가 실제보다 높은 것으로 추정할 수 있다. 또한 시험에 사용한 조류가 해석모델과는 달리 실린더 형태가 아니라 조류를 그대로 주머니에 넣은 형태이기 때문에 임의의 형상을 갖는다는 점도, 충격지점과 충격면적의 임의성을 고려하면 충돌지점으로 결한 결과비교는 해석과 시험간의 불일치를 일으키는 요인으로 생각해 볼 수 있다.

일반적으로 충격과 같은 동적 구조해석이 구조의 파손(Failure) 시점까지를 신뢰하고 파손 이후 파편의 거동은 해석범위를 벗어남을 고려하면, 왜 조류충돌에서도 예를 들어 조종석(Cockpit)의 요구도가 구체적인 파손 지정이 아닌, 관통을 허용하지 않는 조건 등으로 주어지는지 그 이유를 이해할 수 있다.

## 6. 결 론

항공기 외부 안테나의 파손 및 체결부 이탈 여부를 판단하기 위해 조류충돌 해석 및 시험을 수행하였다.

더미 안테나의 해석결과, 안테나는 부분적으로 파손이 발생하였으나 체결부는 구조강도 및 패스너의 안전율을 계산한 결과 손상이 없었으며, 패스너의 이탈도 없었다. 또한 시험을 수행한 결과 마찬가지로 일부 Skin과 Foam의 파편이 발생하였지만 손상이 크지 않았으며, 대부분 안테나에 그대로 붙어있는 형상을 나타내었다. 또한 해석결과와 동일하게 체결부의 손상 또는 패스너 이탈은 나타나지 않았다. 전체적으로 해석이 조금 더 보수적인 결과를 나타내었지만 비행안전에 주요한 영향을 미치는 체결부에서는 해석과 시험이 유사한 경향을 나타내었다.

또한 실 안테나 해석결과, 더미 안테나와 비교해 볼 때 조류가 충돌하여 흘러가는 경로 주위의 영역에서 전체적으로 파손이 발생하였으나 체결부의 손상이나 패스너 이탈은 없는 것으로 확인되었다. 시험에서는 해석보다 좀 더 큰 손상결과를 나타내어 조류 충돌지점에서 안테나의 완전한 파단을 나타내었으나, 체결부는 해석과 마찬가지로 손상 없는 결과를 보였으며, 이러한 결과로 볼 때 안테나 파손에 의한 체결부 동체의

구조건전성을 입증한 것으로 판단할 수 있다.

## References

- [1] MSC/NASTRAN, The MacNeal-Schwendler Corporation, 2008.
- [2] FAR Part 25, Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, 2002.
- [3] James S. Wilbeck, "Impact Behavior of Low Strength Projectiles", Air Force Materials Laboratory, 1977.
- [4] James S. Wilbeck, James L. Rand, "The Development of a Substitute Bird Model", *Journal of Engineering for Power*, 1981.
- [5] M-A Lavoie et al., "Validation of Available Approaches for Numerical Bird Strike Modeling Tools", *International Review of Mechanical Engineering*, 2007.
- [6] Koe C Chuan, "Finite Element Analysis of Bird Strikes on Composite and Glass Panels", *National University of Singapore*, 2006.
- [7] MSC/PATRAN, The MacNeal-Schwendler Corporation, 2008.