

技術論文

알루미늄 표피 구조의 Ice 충돌 특성에 관한 연구

박규철*, 명노신**

Investigation of Ice Impacts on Aluminum Skin Structure

Gyu Cheul Park* and Rho Shin Myong**

ABSTRACT

With the growth of aircraft performance and needs for light aircraft, the problems associated with hail impacts on aircraft during flights and grounding become an important issue. These hail encounters can cause severe damages to aircraft and result in major concerns in safety and cost. Since nearly all external components of the commercial and military aircraft—in particular, the nose section and the leading edge of the wing and tail—are subject to damages, much effort has been put into understanding of this problem. However, most of the previous studies have focused on the composite components and few results have been reported for the metallic components.

In this paper, we study the ice impacts on the aluminum component with the finite element analysis method utilizing commercial non-linear dynamics solver LS-DYNA. The results are compared with the experimental data and a simple measure of the ice impact effects is proposed.

초 록

항공기 기술의 발전에 따라 기체 경량화는 성능에 큰 영향을 미치는 요소로 대두되었으며, 비행 중 또는 지상 계류 중 우박에 의한 표면 손상 문제가 중요한 설계 인자로 부각되었다. 우박은 항공기 운용 안전성 및 비용 면에서 심각한 피해를 입히는 경우가 많다. 대부분의 군용, 상용 항공기의 외부 구조 특히 레이돔, 캐노피 등 전방 부분과 주익, 미익의 앞전 부분은 쉽게 손상을 입는 부분임에도 불구하고, 이에 관한 연구는 활발하지 못했다. 이에 관한 일부 연구도 복합재에 집중되어 왔으며, 금속재에 관한 연구는 미미한 편이다.

본 연구에서는 상용 비선형 동적 수치 해석 코드인 LS-DYNA를 이용하여 ice 재질의 충돌 거동과 박판 알루미늄의 충돌 영향성을 분석하였다. 해석 방법은 유사 실험 자료를 이용하여 검증하였고, 주요 결과를 도표화하여 활용 및 응용 방안을 모색하였다.

Key Words: Hail Ice Impact(우박 충돌), Non-linear Dynamics(비선형 거동), Impact Resistance Chart(충돌저항 차트)

1. 서 론

근래 항공기 개발 기술의 발전과 함께 항공기

† 2002년 12월 31일 접수 ~ 2003년 2월 10일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주산업(주)

** 정회원, 경상대학교 기계항공공학부

및 항공기부품기술연구소(ReCAPT)

연락처, E-mail: myong@nongae.gsnu.ac.kr

경남 진주시 가좌동 900번지

성능 향상을 위한 구조 경량화가 핵심적인 설계 요구사항으로 대두되었고, 해석, 시험 기술의 발전에 따라 신소재의 사용과 더불어 최소한의 구조적 안전여유계수(margin of safety) 만을 유지하는 설계 방식이 일반화되고 있다. 특히 항공기 전체적인 중량 감소효과가 큰 표피 경량화 즉, 표피 두께 최소화는 중요한 설계 요소가 되었으며 이로 인한 항공기 설계 단계에서의 필수 고려 사항으로서 비행 또는 지상 계류중의 외부물질

충돌에 의한 항공기 표면 손상 문제가 있다[1-4]. 항공기 운영중의 피할 수 없는 외부 충돌 문제로서는 조류 충돌, 우박 충돌, 활주로 이물질 충돌, 정비중의 공구 충돌 등이 있다. 특히 조류 충돌은 조종사와 항공기 안전에 직접적인 영향을 미치는 문제이므로, 1970년대 이전의 실험위주 연구에서부터 1980년대 이후의 유한요소법을 이용한 동적 수치 구조해석까지 그 방법을 개선시켜가며 충돌 저항 해석 방법을 꾸준히 발전시켜왔다. 국내 일부 연구기관에서도 근래 이에 관한 연구를 수행하였다[7,8].

우박에 의한 항공기 손상 문제는 조종사와 항공기의 안전에 미치는 직접적인 영향은 조류충돌에 비해 적다고 할 수는 있으나, 여객기나 우주왕복선 손상 등의 예에서 볼 수 있듯이 수리비용, 일정차질, 수명단축 등 그 영향은 무시할 수 없다. 우박 충돌에 의한 크고 작은 항공기 손상, 이에 따른 안전, 비용 등에 관한 보고서는 쉽게 접할 수 있음에도 불구하고 과거 실험적 해석을 통한 ice 충돌 거동 연구가 일부 수행되긴 하였으나[4-6], 현상 분석에 관한 연구 실적은 많지 않다. 근래 Kim의 ice 충돌에 따른 복합재료 층간 전단 응력-변형을 관계 분석[1-3] 등과 같은 ice 충돌 거동에 관한 연구가 진행되고 있으나, 아직 많은 연구를 필요로 하는 분야로 남아있다. 특히 이에 관한 기존의 연구 실적중 대부분은 엔진 블레이드, 복합재료 등과 같이 항공기 성능에 직접적인 영향을 줄 수 있는 분야에 집중되어 있으며[2,10-12], 알루미늄 판재에 관한 충돌 현상 연구 보고서는 희귀한 편이다. 또한 알루미늄 판재의 ice 충돌 영향성에 관한 기존의 보고서는 대부분 실험 연구 보고서이며, 일부 수치 해석적 연구는 정적 해석 위주의 결과 예측 수준에 머물러 있어 항공기 설계 실무에 직접 적용하기는 부적절한 면이 있다. 따라서 그동안 연구가 미진하였던 알루미늄 박판 소재의 ice 충돌 거동과 저항 능력 특성 문제를 유한요소법에 기초한 수치 기법으로 분석하는 것은 이 분야 발전을 위해 의미가 있다고 할 수 있다.

본 연구에서는 알루미늄 박판의 ice 충돌에 관한 신뢰성 결과를 구하기 위해 기존의 실험 및 수치해석 보고서[1,6]를 참조하여 해석 방법을 정립하고자 한다. 또한 관련 자료를 종합, 분석하여 ice 재질의 물리적 성질을 파악하고, 비선형 동적 해석 분야의 상용 코드 중 하나인 LS-DYNA를 이용하여 ice 재질의 충돌 거동을 연구하였다. 과거 유사 실험 및 연구 결과를 이용하여 ice 충돌에 의한 충돌 하중 크기와 시간에 따른 하중 변

화 추세[4,5]를 분석하여 해석 방법과 해석 결과의 신빙성을 확인하였다. ice의 형상은 국내 항공기 설계에 적용 사례가 있는 직경 0.75 인치 (inch)를 기준으로 선정하였고, 피사체로서는 항공기 표피 설계에 가장 널리 사용되는 알루미늄 2024T6 재질의 0.040~0.125 인치 두께 판재를 선택하였다.

II. 본 론

본 연구에서는 투사체인 ice와 피사체인 알루미늄 판재의 복잡한 충돌 거동을 수치적으로 분석하기 위해 복합 거동을 자연 현상과 근사하게 묘사할 수 있는 비선형 유한요소 해석 코드 LS-DYNA[13]를 선정하여 이용하였다.

2.1 접촉-충돌 방식

본 연구에서 접촉(contact)을 정의하는 방식으로 벌칙법(penalty method)을 적용하였다[7,13]. 벌칙법은 part 또는 segment로 구성되는 master와 slave의 접촉으로 정의되며, 각 slave 절점은 최단거리내의 master 절점이나 master segment를 찾아 수직 방향의 접촉할 거리를 계산한 뒤 slave 절점이 master의 표면을 침투했을 경우 침투 거리에 비례하여 slave와 master 절점 각각에 반대의 힘을 부가하여 침투상태를 회피하게 하는 방식이다. 즉, slave와 master 사이에 가상의 스프링이 존재하여 침투 거리 비에 의한 스프링 반발력에 의해 접촉이 정의되는 방식이다.

2.2 수치 해석

2.2.1 유한 요소 해석

연구 대상인 피사체는 항공기 표피 재료로 가장 널리 사용되는 알루미늄 2024T6 판재의 재료 물성치를 사용하였고, 경계 조건은 항공기 구조 설계의 일반 지침인 6 인치 정사각형 조건을 사용하였다. 각 변은 패스닝 상태와 같이 각 노드 6 방향 자유도를 모두 구속하였다. 요소(element) 구성 방정식은 판재 변형 해석에 일반적으로 사용되는 Belytschko-Tsay 방식과 선택적 감차 Hughes-Lieu 방식[9,13]을 각각 사용하였다.

Belytschko-Tsay 방식은 미소 변형 문제에 대해서는 계산 시간의 효율성 효과와 더불어 신뢰성 있는 해를 제공하나, 대변형 문제에서는 제로 에너지 모드를 발생시켜 얇은 판재에 대한 고속 충돌에서는 과도한 에너지 손실이 발생됨을 확인하였다. 이러한 대변형 문제에서의 제로 에너지

모드는 계수 조정을 통한 인위적 강성 미소 조정이나 시간 간격(time step) 조정 등의 방법으로 극복할 수 없으며, 목적 해인 판재의 충돌 거동 즉, 응력, 변형률, 변위 모두에 직접적인 영향을 미침을 알 수 있었다.

따라서 본 연구의 충돌 현상 분석에는 경제성은 떨어지나 해의 신뢰성을 높일 수 있는 4 점 적분 방식을 택하여 선택적 감차 Hughes-Liu 구성 방정식을 사용한 결과만을 사용하였다. 또한 피사체의 유한 요소 모델은 solid와 shell로 구성하였으며, 각 경우별 결과가 유사함을 확인하였다.

투사체인 ice는 충돌 속도에 따라 강체, 유체의 이중적인 거동을 보이는 재료로서 모델은 이러한 거동 분석에 적합한 Lagrangian 모델과 ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian) 요소 구성방정식을 사용한 solid 모델을 각각 구성하여 사용하였다. Lagrangian 전체 적분 모델은 충돌 후 유체 거동을 보이기 이전 변형 상태까지는 실험치와 근사한 해를 보이나, 대변형 유체 거동 상태에서는 작은 시간 간격으로 인해 불안정한 해를 보이는 경향을 확인할 수 있었다. ALE 모델은 제로 에너지 모드 발생으로 인해 내부에너지 일부가 손실되는 문제가 있으나, 피사체에 미치는 영향은 크지 않음을 각 경우별 피사체의 비교 시뮬레이션을 통해 확인하였다. 따라서 본 연구에서는 ALE 요소 모델을 사용한 결과만을 활용하였다.

특히 ice 모델의 충돌 거동은 충돌 후 일정 변형량을 초과한 요소를 제거하는 요소제거 모드를 사용하여 실험에서 확인한 실제 거동을 근사하게 묘사할 수 있으나, 본 연구에서는 요소 제거 시점 선정의 신뢰성 문제와 이에 따른 피사체의 영향성을 고려하여 이 모드를 사용하지 않은 해석 결과를 현상 분석에 사용하였다. 따라서 피사체의 변형량 계산 결과는 다소 보수적인 값이라 할 수 있다.

2.2.2 해석 모델

모델은 대칭 형상이어서 투사체, 피사체 모두 1/4 모델을 사용하였고, 투사체 모델의 형상 선정은 연구자료의 활용성을 고려하여 국내 개발 항공기 설계 적용 사례중의 한 경우인 0.75 인치를 기본으로 하고 관련 자료의 검토를 통해 1.00, 1.25, 1.50 인치를 선정하여 적용하였다.

실제 우박은 형성 과정상 적층 구조 즉, 양과 겹질구조로 이루어지나 유한요소 모델링 한계로 인해 완전 단결정(monolithic layered) 등방성 구조로 가정하였으며, 적층 구조와 단결정 구조의



Fig. 1. Simulated ice hail composition. Spherically layered(left); flat-wised layered (center); monolithic layered (right).

Table 1. Finite element model compositions.

Property	Ice	AL2024T6
Element property	Solid	Shell
Element type	Hexagons	Quads
Element 수	3,140개(0.75"dia.이하) 14,688개(1.00"dia.이상)	6,400개
Node 수	4,000개(0.75"dia.이하) 17,008개(1.00"dia.이상)	6,720개

Table 2. Material properties used in model for ice hail and aluminum sheet.

Property	Ice	AL2024T6
Density	3.00E-3 lbs/in ³	1.00E-1 lbs/in ³
Shear Modulus	5.02E5	4.0E+6
Yield Strength	1.5E+3 psi	5.0E+4 psi
Plastic Failure Strain	3.50E-3	1.18E-1
Plastic Hardening Modulus	1.000E+6 psi	-
Bulk Modulus	1.305E+6 psi	-
Tensile Failure Pressure	-5.800E+2 psi	-

충돌 거동 및 피사체 영향성은 큰 차이가 없음이 평면 적층 구조(flat-wise layered) ice을 이용한 실험[1-3]에서 입증되었다. 피사체인 알루미늄 판재의 재료 물성치는 MIL-HDBK-5 내용을 사용하였고, ice 재료의 물성치와 형상은 ice 연구 논문을 위주로 국내 항공기 개발 적용 사례 및 MIL-STD-210의 관련 내용을 인용하였다.

ice는 비순환(non-iterative) 단순 소성 변형 파손 특성을 나타내는 LS-DYNA MAT 13 등방성 탄성 파손 모델, 알루미늄 판재는 임의의 응력 대 변형 곡선과 변형률 특성을 갖는 탄성소성 모델로 가정하였으며, LS-DYNA MAT 24 구간별 선형 소성 shell 요소로 구성하였다.

2.3 Ice 충돌 해석

2.3.1 검증: 해석 방법 및 결과

본 연구에 적용된 동적 유한 요소 해석 방법의

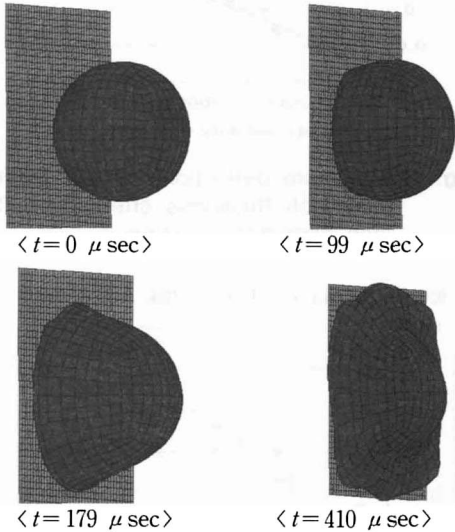


Fig. 2. The behavior of ice model at 2892 in/sec impact (1.68 inch diameter).

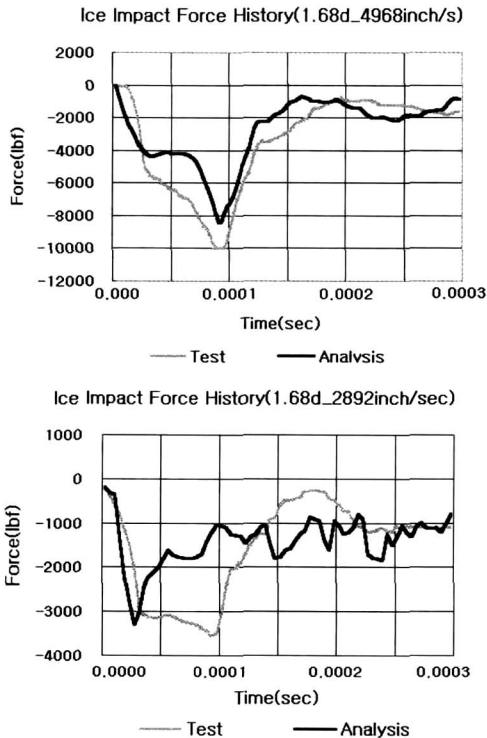


Fig. 3. Force history (1.68 inch diameter). Impact velocity 4968 in/sec (upper) and 2892 in/sec (lower).

ice 충돌 영향성 분석 적합성을 검증하기 위해 Kim[1-3]의 실험적 연구에서 사용한 충돌 거동과 하중값을 활용하였다. Fig. 2의 충돌 순간 시간 변화에 따른 유한 요소 모델의 거동이 실험으로 확인한 현상과 매우 유사하였고, 하중 변화 추이를 실험과 동일한 조건으로 해석하여 해를 비교한 결과 최대 하중 및 시간에 따른 하중 변화 추세가 Fig. 3에 나타난 바와 같이 상호 유사함을 확인하였다. Fig. 3에서 ice의 충돌속도는 4968, 2892 in/sec이다. 따라서 본 연구에 적용한 해석 방법은 적절한 것으로 판단되며, 이 방법을 통해 신뢰할 수 있는 해를 구할 수 있음을 간접적으로 확인하였다.

2.3.2 주요 해석 결과

ice 충돌에 의한 AL2024 판재 최대 변형량은 다음과 같은 가정과 수식[4]에 의해 이론적으로 구할 수 있다. 충돌은 표피 면에 수직으로 발생하고 이로 인한 표피의 구형 변형은 좁은 영역에 한정되며, 변형은 표피의 변형에 의한 막응력에 의해 전적으로 결정된다고 가정한다. 또한 표피의 늘어남은 비가역적인 순수 소성 변형이고, 충돌시 운동에너지 전체가 표피의 변형으로 흡수된다고 가정한다.

이러한 가정을 이용하여 항공기 표피 변형 d 에 관한 식을 유도할 수 있는데, 먼저 하중 F 는 다음과 같이 이론적으로 유추할 수 있다.

$$F = (2\pi r) (\sigma_y t) \frac{d}{r} = 2 \pi \sigma_y t d \quad (1)$$

여기서 r 은 영향을 받는 표피의 원형 부분 반경, σ_y 는 표피 재료의 항복 응력, t 는 표피의 두께를 나타낸다. (1) 식의 d 만큼 변형된 알루미늄 표피에 의해 흡수된 변형 에너지는 에너지 보존법칙에 의해 외부에 한 일의 크기와 같다. 변형 에너지와 충돌 전 ice의 운동에너지는 각각 아래와 같다.

$$\frac{1}{2} F d = \pi \sigma_y t d^2 \quad (2)$$

$$\frac{1}{2} M V^2 \quad (3)$$

여기서 M 은 ice 질량, V 는 충돌 속도이다. (2), (3) 식에서 표피 변형량 d 을 다음과 같이 구할 수 있다.

$$d = V \frac{\sqrt{M}}{\sqrt{2 \pi \sigma_y t}} \quad (4)$$

(4) 식을 다시 쓰면

$$d = k V \frac{\sqrt{W}}{\sqrt{\sigma_y} t} \quad (5)$$

여기서 W 는 ice 중량, k 비례 상수이다. 속도 V 는 mph, 중량 W 는 그램, σ_y 는 ksi, 표피두께 t 와 변형량 d 는 인치 단위이며, 이론적인 k 값은 0.00053 정도이다. 이론적 수식에 의한 계산은 정적 해석에 국한되고 많은 가정을 내포하고 있는데, 미국 Indianapolis CAA 실험국에서 실험적으로 보정한 k 값은 Table 3에서 확인할 수 있다.

Table 3. Experimental coefficient k of the theoretical deflection equation.

$\frac{d}{t}$	k
5	0.0002 - 0.0004
15	0.0005 - 0.0007
25	0.0008 - 0.0010
35	0.0011 - 0.0012

알루미늄 판재의 ice 충돌 부위 변위량은 충돌 시작 시점의 속도에 선형적으로 비례하며, 판재의 경계 구속 조건은 충돌 변위량에 절대적인 영향을 미친다. 0.75 인치 직경 ice에 의한 충돌 속도별 판재 변위량에 관한 해석 결과는 Fig. 4와 같다. 또한 (5) 식을 이용하여 구한 ice 충돌에 의한 알루미늄 표피 최대 변형량과 본 연구 해석 방법에 의한 변형량을 상호 비교하면 Fig. 5와 같다.

ice hail의 지상 낙하 속도는 ice 직경의 제곱근에 비례하며 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$w = K\sqrt{D} \quad (6)$$

여기서 w 는 ice의 지상 낙하 속도(in/sec), D 는 ice의 직경(inch), K ($722 \leq K \leq 1249$)는 실험 상수를 표시한다.

(6) 식을 근거로 ice의 지상 낙하 속도를 아래 식과 같이 정형화할 수 있다.

$$v = 747d^{0.8} \quad (7)$$

여기서 v 는 ice의 지상 낙하 속도(in/sec), d 는 ice 직경(inch)을 나타낸다. ice 직경이 0.75, 1.00, 1.25, 1.50 인치인 경우 그 낙하 속도는 각각 593, 747, 893, 1033 in/sec이다. 이 식을 이용하여 ice의 지상 낙하 충돌에 의한 AL2024T6 판재의 최대 변위량 관계를 구하면 Fig. 6과 같은 결과를 얻을 수 있다.

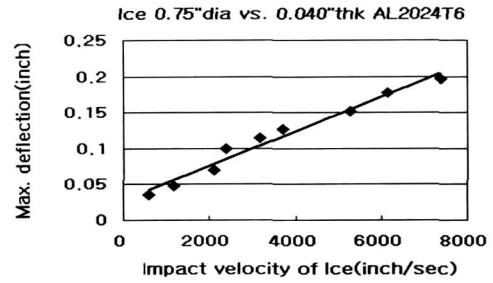


Fig. 4. Maximum deflections of AL2024T6 0.04 inch thickness sheet by 0.75 inch diameter; Analysis.

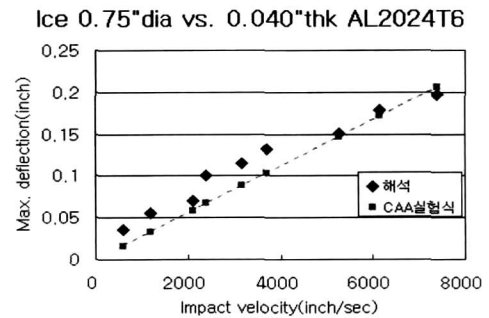


Fig. 5. Maximum deflections of AL2024T6 0.04 inch thickness sheet by 0.75 inch diameter; Comparison with CAA equation.

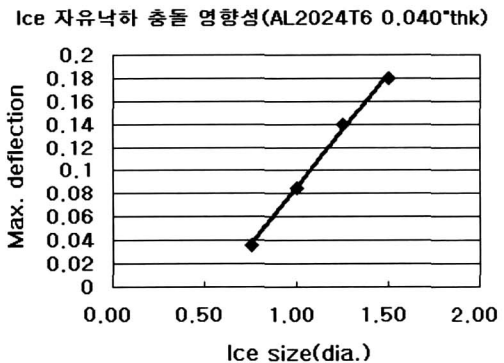


Fig. 6. Maximum deflections (inch) of AL2024T6 0.040 inch thickness sheet by natural descent of ice (diameter; 0.75, 1.00, 1.25, 1.50 inch).

2.3.3 해석 결과 응용

특정 크기의 ice 충돌에 대한 피사체 충돌 저항 능력을 Fig. 7과 같이 도식화 할 수 있으며, 항공기 또는 일반 구조물의 기본 설계 단계에 참

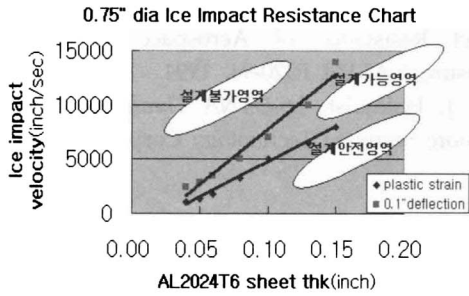


Fig. 7. The impact resistance chart of AL2024T6 (0.75 inch diameter).

고 자료로 유용하게 활용할 수 있다. Fig. 7에서 정의된 설계 영역은 다음과 같다.

- (1) 설계 안전 영역 : 탄성 변형 영역.
- (2) 설계 가능 영역 : 최대 변위가 0.1 인치 이하인 영역.
- (3) 설계 불가 영역 : 최대 변위가 0.1 인치를 초과하는 영역.

III. 결 론

알루미늄 표피 구조의 ice 충돌 영향성을 분석하기 위해 LS-DYNA를 이용하여 충돌 현상을 해석하였고, 그 결과를 실험 결과와 비교하여 해석 방법 및 과정의 적절성을 검증하였다.

본 연구를 통해 ice는 재질 특성상 충돌 순간 저속에서는 강체의 거동을 보이고 일정 속도를 초과하면 변형체로 거동하게 되며, 속도가 증가함에 따라 유체의 형태로 거동하는 특성이 있음을 알 수 있었다. 충돌 후 피사체의 충돌부위 변형 정도는 ice의 충돌 속도에 비례함을 실험 자료 및 해석 결과를 통해 확인하였다.

충돌 속도, 에너지와 피사체의 변형량 관계를 함수로 근사하여 실험 결과의 실질적 활용 방안을 강구하였다. 또한 해석 결과를 응용하여 알루미늄 피사체의 ice 충돌 저항 능력 정도를 도식화할 수 있었고, 항공기 표피와 같은 외부 노출 알루미늄 구조의 설계 초기 단계 자료로 활용할 수 있는 방안을 모색하였다.

고체, 유체 거동을 동시에 갖는 ice의 충돌 거동 및 영향성을 더욱 현실적으로 분석하기 위해 다양한 형태의 실험, 해석 반복 과정이 필요하다. 유사 기능의 비선형 동적 해석 코드에 의한 해석 결과와 비교하여 ice 충돌 문제 분석에 관련된 시행착오를 줄이고, 해의 신뢰도를 향상시키며 실험을 최소화 할 수 있는 방안을 찾는 것도 향후 의미 있는 연구주제가 될 것이다.

후 기

본 연구는 경상대학교 항공기부품기술연구센터와 BK21 지역대학육성사업단의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사를 드립니다.

참고 문헌

1. H. Kim, "The Damage Resistance of Composite Structure to High Velocity Ice Impacts and Their Tolerance to Impact Damage," Ph. D. Thesis, Department of Mechanical and Environmental Engineering, University of California, 1998.
2. H. Kim and K. T. Kedward, "Modeling Hail Ice Impacts and Predicting Impact Damage Initiation in Composite Structure," *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 7, p. 1278, 2000.
3. H. Kim and K. T. Kedward, "Experimental Measurement and Numerical Prediction Hail Ice Impact Damage on Composite Panels," ICCM-12, 1999.
4. R. K. Souter and J. B. Emerson, "Summary of Available Hail Literature and The Effect of Hail on Aircraft in Flight," NACA TN2734, 1952.
5. R. J. Hayduk, "Hail Damage to Typical Aircraft Surfaces," AIAA Paper 72-335, 1972.
6. R. J. Bristow, "Hail Damage Resistant Structure," Aerospace Structure Design Conference, Seattle, 1969.
7. 공창덕, 이정환, "조류충돌을 고려한 소형 항공기 복합재 프로펠러 블레이드의 설계를 위한 구조해석에 관한 연구," 한국항공우주학회지 제25권, 제4호, p. 72, 1997.
8. 황철호 외 4인, "항공기용 Windshield의 조류충돌 저항성 평가," 한국항공우주학회지 제24권, 제2호, p. 95, 1996.
9. T. Belytschko, W. Liu, and B. Moran, *Nonlinear Finite Elements for Continua and Structures*, John Wiley & Sons, LTD, 2000.
10. D. R. Ambur and H. L. Kemmerly, "Influence of Impactor Mass on the Damage Characteristics and Failure Strength of Laminated Composite Plates," AIAA Paper 98-1984, 1998.
11. D. M. McGowan and D. R. Ambur,

“Damage Characteristics and Residual Strength of Composite Sandwich Panel Impacted with and without Compression Loading,” AIAA Paper 98-1783, 1998.

12. American Society for Testing and

Materials, “Standard Test Method for Hail Impact Resistance of Aerospace Transparent Enclosure,” ASTM F320-94, 1994.

13. J. Hallquist, *LS-DYNA Theoretical Manual*, Livermore Software Technology Corporation, 1998.