

Crushable Foam을 이용한 소형항공기 조류충돌 안전성 향상에 관한 해석적 연구

박일경*, 최익현**, 안석민***, 이상종****, 염찬홍*****

Analytical Study for the Safety Enhancement of the Bird Strike to Small Aircraft using a Crushable Foam

Park, Ill-Kyung*, Choi, Ik-Hyun**, Ahn, Seok-Min***, Lee, Sang-Jong**** and Yeom, Chan-Hong*****

Abstract

The Bird strike to small aircraft has not been an issue because of its low speed and usage as a private aircraft. So, the compliance of the bird strike regulation is limited to large fixed-wing aircraft such as the commuter category in FAR Part 23 and the civil aircraft in FAR Part 25, generally. However, the forecast of dramatic increasing of VLJ(Very Light Jet) and flight time of general aviation due to Air-taxi for the point to point transportation, would rise up the need of bird strike regulations and a safety enhancement in normal and utility categorized aircraft. In this study, the safety enhancement concept using a crushable foam for the bird strike to small aircraft wing leading edge, and the evaluation about the safety of the bird strike to small aircraft are proposed using the explicit finite element analysis.

초 록

일반적으로 조류충돌 안전성 입증에 대한 규정은 고정익 항공기 중 FAR Part 23급 커뮤터 및 FAR Part 25급 민간항공기 부류의 항공기에 국한되어 적용되고 있다. 이는 상대적으로 낮은 비행속력과 주로 개인용 항공기로의 활용 등의 이유로 조류 충돌에 대한 위험성이 낮게 평가되었기 때문이다. 하지만 최근의 지점 간 운송을 목적으로 하는 Air-Taxi 등의 수요 증가로 인한 소형항공기 운항시간 증가 예측과 급격한 수요의 VLJ(Very Light Jet)등은 FAR Part 23급 Normal, Utility급 항공기의 조류 충돌 안전성에 대한 규정 적용 및 안전성 향상에 대한 필요성을 증가시키고 있다. 본 연구에서는 외연적 유한요소 해석을 이용한 소형항공기 주익에 대한 조류 충돌 안전성 평가와 Crushable Foam을 적용한 안전성 향상방안을 제시하고 있다.

키워드 : 조류 충돌(Bird Strike), 소형항공기(General Aviation), 유한요소 해석(Finite Element Analysis), Impact Fuse, Crushable Foam

접수일(2007년12월14일), 수정일(1차 : 2008년 10월 23일, 2차 : 2008년 10월 27일, 게재 확정일 : 2008년 11월 1일)

* 첨단공력구조팀/mechguy77@kari.re.kr

** 첨단공력구조팀/mechguy77@kari.re.kr

*** 첨단공력구조팀/smahn@kari.re.kr

**** 첨단비행제어팀/albert@kari.re.kr

***** 항공미래기술실/yeom@kari.re.kr

1. 서 론

비행 중인 항공기는 번개, 우박, Icing 현상, Gust 등과 같은 기상현상에 의한 위험요소와 조류충돌, 활주로 파편 등의 외부 이물질에 의한 위험요소들에 노출되어 있다. 항공기 조류충돌은 항공기의 이, 착륙 비행 및 저공비행 시에 갑작스럽게 발생하여 항공기의 안전운항을 저해하고, 항공기 구조물의 피해 뿐 아니라 심각한 경우 항공기 추락으로 이어져 인명의 손실까지 발생시킬 수 있는 심각한 위험요소로 분류되고 있다.



그림 1. 소형항공기(Piper Arrow) 조류충돌 사례

미국 FAA(Federal Aviation Administration)의 집계 자료에 의하면 1988년부터 2007년까지 20여 년 동안 전 세계적으로 186건의 조류충돌에 의한 민간 항공기(Civil Aircraft)와 군용항공기의 추락사고가 발생하였으며, 200명이 넘는 사망자가 발생했다. 또 미국 항공기 운항사 집계 연간 6억불 이상의 재산상의 손실과 577,725시간에 달하는 비행시간의 손실이 조류충돌에 의해 발생하고 있다.[1]

그림 2는 1990년부터 2006년까지 미국 내 민간 항공기의 운항 중 발생한 조류충돌 사고발생 건수의 변화를 보여주는 것으로, 2006년 현재 7,089 건이 발생하였으며 이는 1990년도 대비 4배가 넘는 수치이다.

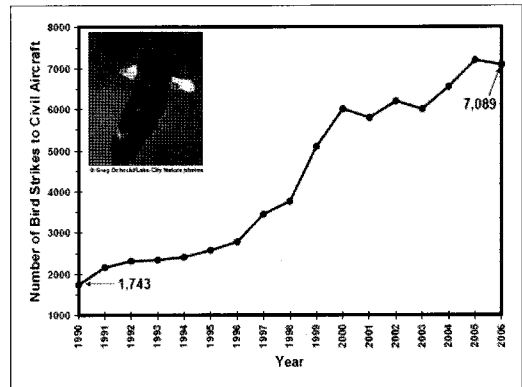


그림 2. 미국 민간항공기 조류충돌 발생 변화(1990년~2006년)

미국 FAA의 항공기 형식증명 규정 중 고정익 항공기에 대한 조류충돌에 관한 규정은, 항공기의 운항 중 발생하는 조류 충돌 시에도 항공기는 지속적으로 안전한 비행과 착륙이 가능해야 함을 보이도록 하고 있다. 하지만 이러한 규정은 대부분 FAR(Federal Aviation Regulation) Part 25급의 대형항공기에 국한되어 있으며, FAR Part 23 규정 중 커뮤니티급의 항공기에 대해 1 kg(2.2 lb) 무게의 조류가 조종사 전방유리(Windshield)에 부딪혔을 경우 조종실로 뚫고 들어오지 않도록 설계되어야 하는 규정만 적용하고 있다.

이와 같이 상대적으로 조류충돌에 대한 규정이 엄격하지 않은 이유로는, 소형항공기는 대부분의 항공기가 동체 전방부에 프로펠러가 장착되어 항공기 동체 및 주요 기체부위의 조류충돌에 의한 피해가 적고, 민간 항공기에 비해 낮은 비행속력으로 운항하며, 대부분이 개인용 항공기로 운용되고 있어 사고에 의한 영향이 적기 때문으로 판단된다.

그러나 그림 3에 도시되어 있는 일반항공기(GA; General Aviation)급의 비행시간 예측자료(FAA Aerospace Forecasts Fiscal Years 2006-2017)는 2017년까지 현재의 2배 이상으로 GA급 항공기 운항시간이 증가할 것으로 예측하고 있다.[7]

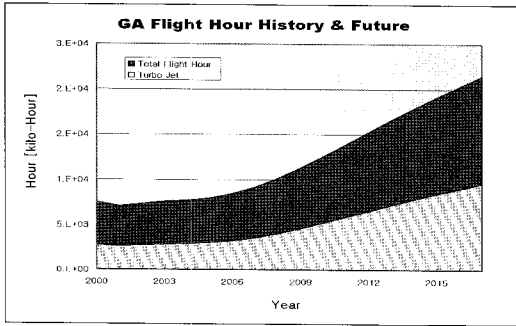


그림 3. GA급 항공기 운항시간 예측 (FAA Aerospace forecasts fiscal years 2006-2017)

위와 같은 운용 시간의 증가로 인해 조류충돌 사고의 발생 건수가 증가될 것으로 예측되며, 이에 따른 피해의 증가 또한 예측되고 있다. 더욱이 현재 전 세계적으로 수요 증대가 예측되고 있는 소형 터보팬 항공기(VLJ; Very Light Jet)는 FAR Part 23 중 Normal 또는 Utility급 항공기로 분류되어 형식증명이 수행되고 있으나, 후방에 장착되는 터보팬엔진과 최대 순항 속력이 기존의 피스톤 항공기의 2배 이상 빠른 항공기로, FAR Part 25급의 비즈니스 제트기에 더 가까운 특성을 갖는 항공기이다. 이러한 조건과 함께 VLJ 항공기의 주요 수요가 지점 간(Point to Point) 승객운송을 목적으로 하는 상업용 Air-taxi에 있다는 사실이 더욱더 조류 충돌에 대한 FAR Part 23급 항공기의 안전성 입증 과정의 필요성과 소형항공기에 적용되기 적합한 조류 충돌 안전성 향상 기술 개발의 필요성을 제기시키는 원인이라 판단된다.

본 연구에서는 FAR Part 23급의 항공기 주익에 대한 조류 충돌 해석을 수행하고, 이에 대한 안전성 평가를 수행하였다. 이를 위해 GA급 소형항공기 중 가장 많은 수가 운용되고 있는 세스나사의 172R Skyhawk 항공기의 주익을 해석에 적용하였다. 또한 GA급 항공기에 적용되기 적합한 조류 충돌 안전성 향상 방안으로 Crushable Foam을 이용한 Impact Fuse 적용한 주익 앞전의 해석 결과와 미적용 주익 앞전의 해석 결과를 비교하고 성능을 평가했다.

2. 본 론

2.1 조류 충돌의 해석적 방법

항공기 조류 충돌 해석은 유기생명체인 조류의 점성유체 특성을 반영한 충돌조건과 형상 및 재료의 비선형성, 대변형, 파괴 등의 현상을 모사하기 위해 Nonlinear dynamic, transient, Contact, FSI(Fluid Structure Interaction), Material Failure model 등과 같은 매우 복잡하고 비선형적인 해석적 모델의 적용을 필요로 한다. 특히 유체 특성을 갖는 조류와 고체인 항공기 구조와의 충돌의 모사는 다분야 통합 해석(Multi-disciplinary Integrated Analysis)이 적용된다.

본 연구에서는 이를 위해 비선형 외연적(Nonlinear Explicit) 유한요소 프로그램인 LS-Dyna[®]를 적용하였다.

2.1.1 해석 모델 및 해석 조건

해석을 위해 사용된 해석 모델은 172R 항공기 우측 주익 외측 앞전(Leading Edge)부분으로 프로펠러 및 구조적 강성 등의 영향이 가장 작은 부분이며 형상 변형 등에 의한 공력 손실 등으로 항공기 안정성에 큰 영향이 예측되는 구조물로 선정하였다.

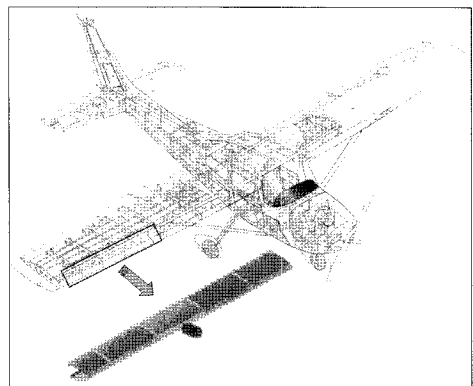


그림 4. 해석 항공기 및 해석 모델

그림 4는 적용된 항공기, 내부 구조 형태, 유한요소모델 등을 보여주는 것으로, 해석 모델의 형상정보는 실제 항공기의 데이터를 측정하여 적용하였다. 또한 조류 충돌 시의 앞진 형상의 충분한 변형을 허용하기 위해 4개의 Rib Station의 모델을 생성하였으며, Skin, Rib, Front Spar 등의 주요 구조부재와 실제 항공기와 같은 리벳 체결 방식을 해석 모델에 적용하였다.

리벳 체결 결합은 해석 모델에서 Spot Welding Condition으로 적용하였다.

해석을 위한 항공기 구조 FE 모델은 해석 시간의 단축을 위한 Reduced Integration Method가 적용된 One-point Integration 3-D Shell Element를 적용하였다.

또한 조류 충돌 안전성 향상 방안으로 적용되는 Impact Fuse는 재료적 특성과 형상적 파괴특성을 통해 구조물에 전달되는 충격량을 감소시키는 역할을 담당하는 부재로 3-D 8-node Brick Element를 적용하였으며, 구조 FE 모델과 같이 해석 시간 단축을 위해 One-point Integration Element를 적용하였다.

해석을 위해 사용된 조류의 중량은 FAR Part 23의 커뮤터급과 FAR Part 29에 적용된 1kg(2.2 lb)을 적용하였다. 이는 조류 크기와 상대적인 크기와 대형항공기에 비해 낮은 비행 속도 등을 고려해서 선정하였다. 또 조류 충돌시의 항공기 비행 속도 조건은 FAR Part 25에 기술된 조류충돌 조건인 해발고도에서의 최대 순항속력을 적용하였다. 그리고 조류 충돌 각은 일반적인 순항시에 조류가 항공기의 접근을 인지하지 못한 상태를 가정하여 입사각 0도로 설정하였다.

표 2. 해석 조건

적용 항공기	조류 중량	충돌속력
Cessna 172R Skyhawk	1 kg (2.2 lb)	63.27 m/s (123 knots)

2.1.2 조류 모델(Bird Model)

조류 충돌해석에 적용된 조류모델은 유기생명

체인 조류의 점성유동특성의 구현이 가능하면서, 항공기 구조물과의 충돌 등의 FSI 해석이 가능한 ALE(Arbitrary Lagrangian Eulerian) 기법을 적용하였다. ALE 기법은 Δt 동안 Lagrange Element의 Shape Function에 의한 절점이 이동과정과 Euler Element의 Advection 과정이 순차적으로 진행되는 모델로 FSI 현상에 대한 해석 적용에 적합하다.

ALE 기법에 적용되는 조류 모델은 LS-Dyna[®]에서 제공되는 MAT_NULL 모델이 적용되며, 이 모델은 점성편차응력(Viscous Deviatoric Stress)만을 고려하는 모델로 유체에 작용하는 압력을 계산하기 위한 상태방정식(Equation of State)이 적용된다.

아래 수식 (1)은 점성편차응력 계산식으로 상태방정식에 의해 계산된 압력과의 관계를 나타내고 있으며, 수식 (2), (3)은 ALE 조류 모델에 적용된 선형다항식 형태의 상태방정식을 나타내는 것이다.

$$\sigma = 2\nu_d D - PI \quad (1)$$

$$P = C_0 + C_1\mu + C_2\mu^2 + C_3\mu^3 + (C_4 + C_5\mu + C_6\mu^2)E \quad (2)$$

$$\mu = \frac{\rho}{\rho_0} - 1 \quad (3)$$

σ : Viscous Deviatoric Stress Tensor

ν_d : Dynamic Viscosity

D : Rate of Deviatoric Strain

P : Pressure from EOS

I : Identity Tensor

$C_0 \sim C_6$: Coefficients of Polynomial Equation

E : Internal Energy

ρ : Density

ρ_0 : Initial Density

본 해석에 사용된 ALE 모델은 조류모델과 주변을 감싸고 있는 공기모델로 이루어져 있으며 그림 5와 같이 구성된다. 조류모델의 물성은 참고문헌 [2]에서 기술한 물성과 동일한 수치인 950 kg/m³의 밀도와 물과 같은 0.001 N/m²-s의 동점성계수를 부여하였다. 또 상태방정식의 계수 중 $C_0=C_2=C_3=C_4=C_5=C_6=0$, $C_1=2,250\text{MPa}$ 을 적용하였다. 조류모델을 감싸고 있는 공기모델은 조

류모델과 동일한 재료물성치와 이상기체상태방정식인 $C_0=C_1=C_2=C_3=C_6=0$, $C_4=C_5=k-1=0.4$ 를 적용하였다.

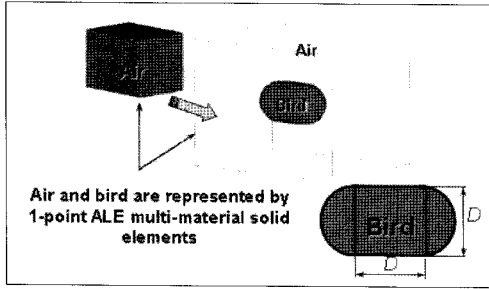


그림 5. ALE Bird Model

생성된 조류모델의 적합성을 검증하기 위해 참고문헌[3](Barber et al., 1975)의 조류충돌시험 결과 중 데이터 확보가 가능한 모델 중 90도 수직 충돌 시험(0.07kg, 198m/s) 결과와 동일한 조류형상모델을 생성하고 검증해석 과정을 수행하였다. 그림 6은 검증모델의 해석 결과와 시험치와의 데이터를 비교하는 것으로 충돌순간의 충격 파구간(A), 압력 방출구간(B), 정상상태 유동압력 구간(C)으로 나누어 각 구간별 압력을 비교했다.

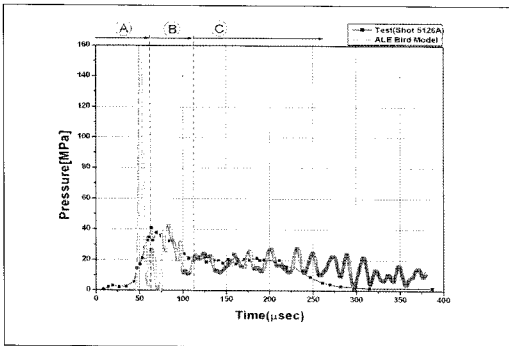


그림 6. 검증모델 해석결과와 시험결과와의 압력 비교

검증모델 해석 결과는 충격파구간의 값이 시험치에 비해 3.5배 이상의 값을 보이고 있으나, 압력방출구간과 정상상태 유동압력구간의 값은 유사한 결과를 보이고 있다.

참고문헌[4]는 조류 충돌 시 정상상태 유동 압력구간의 압력조건이 항공기에 실제적인 영향을 미치고 있음을 시험적으로 증명하고 있으며, 이 시험결과를 근거로 할 경우 해석에 적용하기 위한 조류모델은 적절한 것으로 평가할 수 있다.

2.1.3 항공기 구조재료 모델

항공기 구조재료는 Al2024T3로 해석을 위해 Continuum Damage Theory를 적용한 MAT_DAMAGE_1 모델을 적용하였으며, 적용된 모델의 물성은 참고문헌[5]의 값을 적용하였다. MAT_DAMAGE_1은 충돌시의 유동특성과 Von Mises Yield Criterion과 관련된 모델로 기본적인 파손수준을 입력할 수 있는 것으로 금속재 리벳을 접합재로 활용하는 항공기 구조의 파손해석을 하는데 적합하다. 아래 수식은 손상과 관련된 Effective Stress ($\tilde{\sigma}$)를 계산하는 과정을 보여주는 것이다.

$$\tilde{\sigma} = \frac{\sigma}{1-D}, \quad 0 \leq D \leq 1 \quad (4)$$

$$\tilde{\sigma} = \sigma^0 + Q_1(1 - \exp(-c_1 r)) + Q_2(1 - \exp(-c_2 r)) \quad (5)$$

$$\dot{D} = \begin{cases} 0 & \text{for } r \leq r_D \\ \frac{\bar{y}}{S(1-D)} \dot{r} & \text{for } r > r_D \end{cases} \quad (6)$$

$$\dot{r} = (1-D) \dot{\epsilon}_{pl} \quad (7)$$

$$\bar{y} = \frac{1}{2} \epsilon^e : C : \epsilon^e = \sigma_e^2 \frac{R_v}{2E(1-D)^2} \quad (8)$$

$$R_v = \frac{2}{3}(1+\nu) + 3(1-2\nu) \left(\frac{P}{\sigma_e} \right)^2 \quad (9)$$

Q_1, Q_2, C_1, C_2 : Isotropic Hardening Parameter

D : Damage Variable

σ_0 : Initial Yield Stress

r : Damage Accumulated Plastic Strain

ϵ_{pl} : Accumulated Plastic Strain

S : Strain Energy Release Rate

\bar{y} : Strain Energy Density Release Rate

σ_e : Equivalent Von Mises Stress

R_v : Triaxiality Function

p : Hydrostatic Pressure

구조재료 파괴를 모사하기 위해 Non-local Theory를 기본으로 하는 MAT_NONLOCAL 모델을 적용하였다.

MAT_NONLOCAL 재료파괴모델은 Mesh의 사이즈 및 분포 등 국부적인 특성에 매우 밀접한 영향을 받는 유한요소 해석의 변형률 특성을 유한요소의 적분점을 중심으로 하는 유효 반경 내에 있는 요소들의 수치들을 평가하여 파손의 개시 및 진전을 예측하여 이를 유한요소에 적용하는 재료파괴모사 방법으로 체결부 등의 작은 구멍들을 대한 유한요소 모델의 복잡성을 감소시키고, 이에 따른 해석모델을 생성하기 위한 업무 및 해석 시간을 감소시킬 수 있는 모델이다.

2.1.4 Impact Fuse

소형항공기용 조류 충돌 안전성 향상을 위한 방안 개발을 위해 본 연구에서는 크게 두 가지의 요구조건을 설정하였다.

첫째로 항공기의 중량 증가를 최소화 할 수 있어야 한다. 중, 대형 항공기에 비해 상대적으로 증가하는 중량에 따른 항공기의 성능 및 효율 감소폭이 크기 때문에, 최대한 기존의 항공기보다 중량 증가가 최소화 되어야 한다.

둘째로 조류 충돌 안전성 향상을 위해 소요되는 비용의 최소화로 중, 대형항공기에 비해 매우 낮은 비용의 소형항공기에 적용되기 위해 저렴한 방안이 채택되어야 한다.

위의 두 가지 조건을 만족할 수 있는 방법으로 본 연구에서는 자동차 충격흡수용으로 활용되고 있는 Close Cell Styrenic Foam 중 최근 개발된 고효율 충격흡수재인 Dow Chemical 사의 IMPAXX™을 적용하였다. 재료적 충격흡수능력과 더불어 충격에너지 전달량에 따라 순차적인 파괴를 발생시킬 수 있는 형상을 적용함으로써 충격에너지 흡수 성능을 제고하였다.

Impact Fuse에 적용된 IMPAXX™는 기존의 ePP(Expended Polypropylene), Semi-rigid Polyurethane(PUR) Foam 등과 유사한 밀도를 갖고 있으나, 탄성계수(22.3MPa)가 3배 이상 높으며, Plateau Stress 값이 우수해 기존의 재료에

비해 높은 충격흡수 능력을 갖는 재료이다. 또한 이 재료는 일반적인 충격흡수용 Foam의 변형률 변화에 따른 압축응력-변형률(Compressible Stress-Strain Curve) 곡선의 변화가 거의 없어 충격 속력에 따라 고른 충격흡수 능력을 갖는 재료이다.[6]

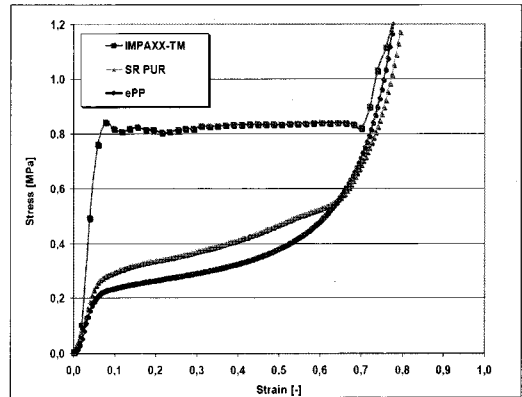


그림 7. IMPAXXTM 압축 응력-변형률 선도

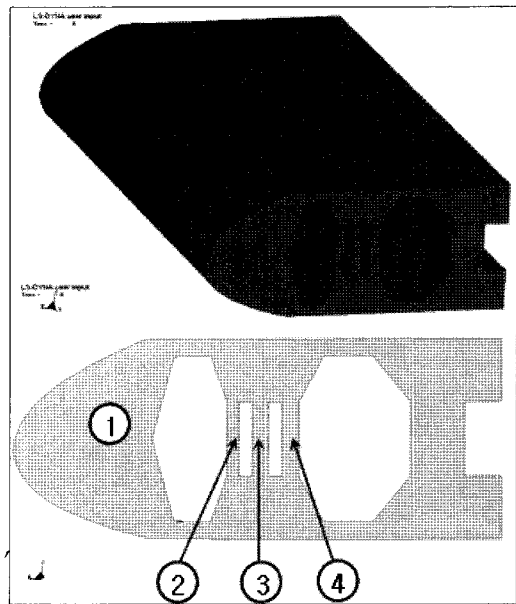


그림 8. Impact Fuse

그림 8은 Impact Fuse의 형상을 나타내는 것으로 전면부는 주의의 앞전부와 동일한 형상을

갖고 있으며, 1.4 kg 정도의 중량을 갖는다. Impact Fuse의 충격흡수 메카니즘은 외부에서 작용된 충격에너지가 전면부인 ①부의 변형에 의하여 일부 흡수되고, 이 변형량을 초과하는 에너지의 전달은 ①후면부 중앙의 파괴 및 파괴진전을 통한 파괴에너지로 이어진다. 또 앞서 과정에서 소진되는 충격에너지보다 더 큰 충격에너지가 전달되는 경우, ②~④까지의 부재가 차례로 변형 파단되면서 에너지를 흡수하게 된다. 이러한 순차적인 에너지흡수 메카니즘을 통해 조류 충돌에 의해 발생하는 충돌에너지의 일부를 흡수함으로써 주의 앞전부분의 변형량을 감소시키게 된다.

2.1.5 Crushable Foam 모델

앞서 기술한 Impact Fuse 부재의 해석모델은 Crushable Foam 모델을 통해 구현된다. Crushable Foam 모델은 탄성복원이 발생하지 않는 영구변형 Foam 모델에 대한 것으로 탄성계수, 포와송비, 인장 파괴응력, 압축 응력-변형률 선도 등의 데이터가 입력된다.

Crushable Foam 모델은 Element 파괴 모드를 지원하지 않는다. 그런데, 본 연구의 Impact Fuse는 Foam의 파괴의 형태를 결과에서 확인할 필요가 있어 해석 과정 중 파괴를 시각적으로 표현할 필요가 있다. 이를 위해 LS-Dyna®에서 지원되는 MAT_ADD_EROSION을 적용하였다. 표 2는 Impact Fuse 모델에 적용된 해석 물성을 나타낸 것이다.

표 3. Impact Fuse 해석 모델 물성치

Material Property	Value
Density	42 kg/m ³
Elastic Modulus	22.8 MPa
Poisson Ratio	0.1
Tensile Cut-off Stress	0.8 MPa
Stress-Strain Curve	그림 7
Max. Failure Strain	80%

2.2 해석 및 해석 결과

구조부재 및 Impact Fuse에 적용된 One-point Integration Element는 해석적 에러인 Hourglass Energy가 발생할 수 있다. 특히 리벳, 볼트 등 소수의 절점으로 큰 하중이 집중, 전달되는 부위, 직각 등 급격한 형상의 변경이 발생하는 부위, Foam과 같은 대변형 재료 등에서 많이 발생된다. 본 보고서의 해석 모델의 경우 위의 모든 경우에 해당하고 있으며, Hourglass Energy 발생 최소화를 위한 Hourglass Control을 적용하였다.

해석 시간조건은 조류충돌이 발생한 후 충분한 시간이 발생하여 구조물의 Post-Crash 탄성복원이 발생할 수 있는 시간을 부여하였다. 조류 충돌의 압력이 지속되는 시간은 조류 충돌과 함께 충분한 충돌 후 탄성복원까지 고려하여 8000 μ sec를 적용하였다.

2.2.1 Impact Fuse 미적용 해석 결과

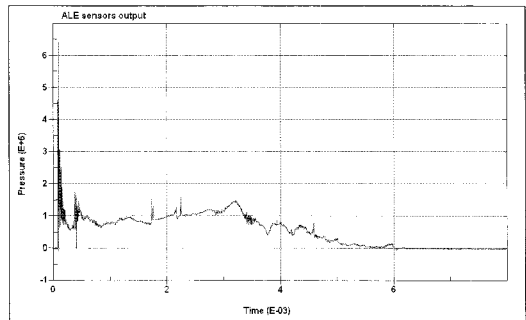


그림 9. 조류 충돌 중심부의 압력변화

그림 9는 조류 충돌 해석 결과 중 조류 모델의 충돌 중심부에서의 압력의 변화를 나타내는 그래프로 약 600 μ sec 동안 압력이 유지되고 있으며, 평균 1 MPa 정도의 압력이 유지되고 있다.

그림 10은 조류충돌해석의 시간에 따른 결과를 순차적으로 보여주는 것으로 앞전 구조물의 변형이 심하게 발생하는 것을 볼 수 있다. 앞서 조류모델 검증과정에서 기술한 바와 같이 조류 충돌의 경우 정상상태 유동압력구간에서의 구조재 변형이 크게 발생하고 있음을 볼 수 있다.

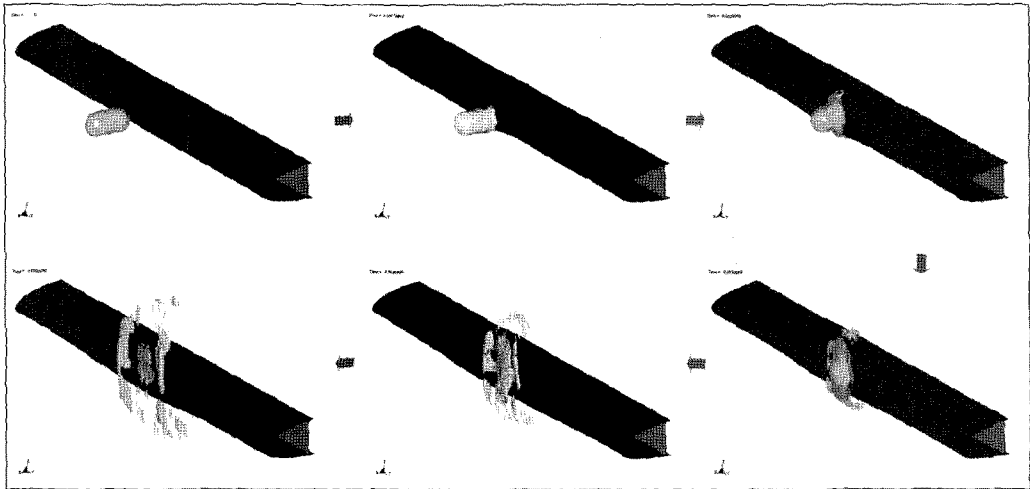


그림 10. 시간에 따른 조류충돌 해석 결과
(Impact Fuse 미적용)

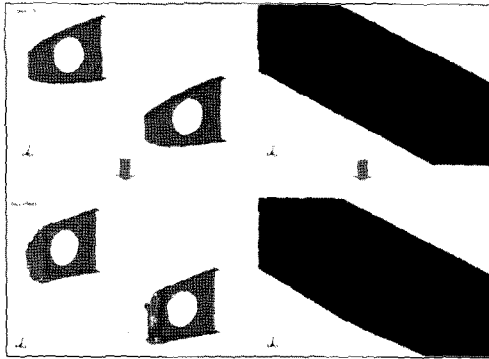


그림 11. 주요 구조부재 조류 충돌 후 변형
(Impact Fuse 미적용)

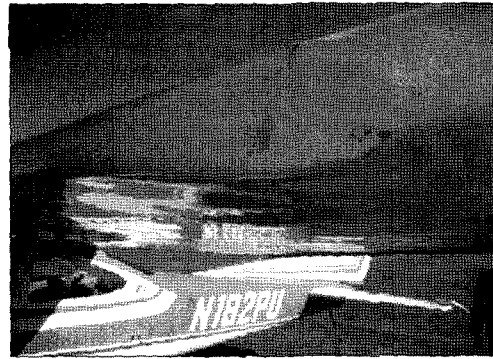


그림 12. Cessna 182 Stationair 항공기 조류충돌 후 주익 앞전 변형

그림 11은 조류 충돌이 발생된 부분의 스킨과 리브의 변형 상태를 보여주는 것으로 리브의 심한 소성변형과 파괴가 발생되고, 스킨과 리브 체결부의 재료파괴로 인한 스킨과의 결합 손실이 발생하였다. 또한 직접적인 조류 충돌이 발생한 앞전부분 스킨은 움푹 들어간 형태의 큰 영구변형이 발생하였다.

이와 같은 변형의 결과로 양력 손실이 크게 발생되어 항공기의 운항 안정성 및 안전성에 영향을 미칠 것으로 예측된다.

그림 12는 Cessna 182 Stationair 항공기의 비행 중 실제조류 충돌에 의한 주익 앞전 구조의 손상을 보여주고 있으며, 항공기의 착륙 접근 중 발생한 조류충돌 사고의 결과이다. 충돌한 조류에 대한 정확한 보고는 없었으나, 조종사의 사고 진술을 통해 충돌 전 조류의 크기를 확인할 수 있을 정도의 조류로, 약 1 kg 이상의 조류일 것이라 추측된다.

Cessna 182 항공기는 Cessna 172 항공기와 동일한 주익 Planform을 공유하고 있으므로 해석

결과의 비교모델로 활용할 수 있으며, 그림 11의 해석 결과와 그림 12의 실제 조류충돌에 의한 주의 앞전의 변형 형태가 유사함을 확인할 수 있다.

2.2.2 Impact Fuse 적용 해석 결과

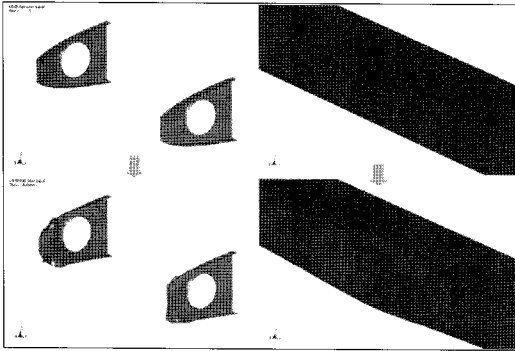


그림 13. 주요 구조부재 조류 충돌 후 변형 (Impact Fuse 적용)

그림 13은 Impact Fuse가 적용된 주의 앞전의 조류 충돌 해석 결과를 보여주는 것으로 앞서 그림 11의 해석결과와 비교해 볼 때 변형의 크기가 작은 것을 확인할 수 있다.

그림 14는 Impact Fuse의 시간에 따른 파괴의 진전 상태를 보여주는 것으로 앞서 기술한 바와 같은 시간에 따른 파괴의 진전이 발생하는 해석 결과를 보여주고 있다.

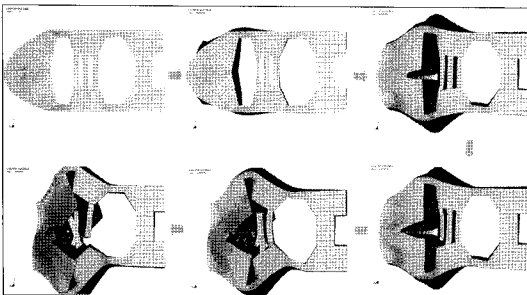


그림 14. Impact Fuse 순차적 파괴 진행 형상

Impact Fuse가 적용되지 않은 주의 앞전의 조류 충돌 해석에 의해 예측된 최대 변형량은 9.12 cm이나, Impact Fuse가 적용된 해석 모델의 최

대 변형량의 크기는 7.52 cm로 21% 가량 변형량이 감소하였다.

그림 15는 Impact Fuse의 적용된 해석결과와 적용되지 않은 해석결과 중 주의 앞전의 최대 변형량의 크기 변화를 비교하고 있는 그래프로 Impact Fuse가 적용된 해석 모델의 변형량이 전체 해석 시간에 걸쳐 적용되지 않은 해석 모델에 비해 더 작게 나타나고 있다. 이러한 결과는 Impact Fuse가 조류 충돌이 발생하는 시간 동안 주의 앞전 구조에 전달되는 충돌에너지를 지속적으로 감소시키고 있음을 보여주는 것이다.

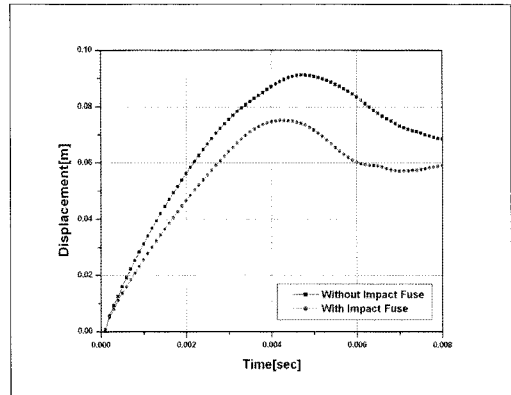


그림 15. 주의 앞전 최대 변형량 비교

3. 결 론

본 연구는 FAR Part 23급 소형항공기의 조류 충돌에 대한 효과적인 해석모델 구축과 해석 결과에 대한 평가 및 소형항공기에 적용하기 적합한 조류 충돌 안전성 향상 방안을 마련하기 위해 수행되었으며, FAR Part 23급 항공기 중 대표적인 피스톤 항공기인 Cessna 172R 항공기 주의 앞전에 대한 조류 충돌 해석을 수행하였다.

기존의 항공기 주의 앞전의 조류 충돌 해석 결과는 스파 등의 구조적 영구변형 등의 치명적인 손실이 발생하지 않지만, 항공기의 운항 안정성 및 안전성에 영향을 미칠 수 있을 정도의 큰 소성변형 및 구조물의 파괴가 발생할 수 있음을 예측했다.

본 보고서에서 소형항공기 조류 충돌 안전성 향상방안으로 제안하고 있는 Crushable Foam 형태의 Impact Fuse는 항공기 주익 조류 충돌 시 발생하는 충돌에너지의 일부를 담당하여 주요 구조부재의 변형을 감소시키며, 주익 앞전부의 최대 변형량을 20% 이상 감소시키는 것으로 해석을 통해 예측되었다.

참 고 문 헌

1. C. H. Tho., Micheal R. Smith., 'Accurate Bird Strike Simulation Methodology for BA609 Tiltrotor'. AHS 64th Annual Forum, Montreal, Canada, April 29 - May 1. 2008.
2. Lagrand B, Bayart A-S, Chauveau Y, Deletombe E., 'Assessment of Multi-Physics FE Methods for Bird Strike Modeling-Application to a Metallic Riveted Airframe'. Int J Crashworthiness 207;7/4;405-28.
3. Barber, J.P., H. R. Taylor and J. S. Wilbeck., 'Characterization of Bird Impacts on a Rigid Plate: Part I'. Technical Report AFFDL-TR-75-5., 1975.
4. Wilbeck, J. S., 'Impact Behavior of Low Strength Projectile'. Technical Report AFFDL-TR-77-134, 1977.
5. A. G. Hanssen, Y. Girard, L. Olovsson, T. Berstad, M. Langseth., 'A Numerical Model for Bird Strike of Aluminium Foam-Based Sandwich Panels'. International Journal of Impact Engineering, 2004.
6. Gerhard Slik, Gavin Vogel, Virendra Chawda., 'Material Model Validation of a High Efficient Energy Absorbing Foam". 5th LS-Dyna Forum, Ulm 2006, 2006.
7. 'FAA Aerospace Forecasts Fiscal Years 2006-2017'. Federal Aviation Administration, 2007.
8. 'LS-Dyna® Keyword User's Manual'. Version971, Livermore Software Technology Corporation, May, 2007.
9. 'Cessna 172R-Information/Service/Maintenance Manual'. Cessna-A Textron Company, 1996.
10. Carlos Alberto Heurtas-Ortecho., 'Robust Bird-Strike Modeling Using LS-Dyna". Master Thesis, University of Puerto Rico Mayaguez Campus, 2006.
11. Carlos Shultz, Jim Peters., 'Bird Strike Simulation Using Ansys LS/DYNA". Phoenix Analysis And Design Technologies, Inc..