

## Original Article

## 복합재 항공기 연료시스템의 낙뢰보호설계 및 인증 연구

이영제\*, 조원일\*\*, 전정환\*\*\*, 고진환\*\*

## Research on Aircraft Lightning Protection Design and Certification of Fuel System in Composite Material

Young-jae Lee\*, Wonil Cho\*\*, Jeonghwan Jeon\*\*\*, Jinhwan Koh\*\*

## ABSTRACT

Lightning protective design of an aircraft fuel system is closely related to the safety of the flight. Recently, composite material in building an aircraft becomes more important because it can reduce the weight of the aircraft. The composite materials decrease the protection against the effect of lightning. Lightning protective design of metal material aircraft has been researched for a long time and the design technique has been announced widely. However, research on the lightning protective design using composite material aircraft is very limited. In this study, lightning protective design for fuel tank structural component, access cover, fuel filler cap and drain valve in carbon fiber composite material aircraft have been presented. To show the compliance with FAA airworthiness standard regarding the presented protection designs, three steps, including lightning strike analysis, lightning environment analysis and certification test, were conducted in accordance with FAA AC 20-53<sup>3)</sup>.

**Key Words :** 낙뢰보호, Lightening protection, 복합재, Composite material, 연료탱크, Fuel Tank, 음파감쇄, 감항인증, Airwarthness

## I. 서 론

18세기 Benjamin Franklin이 전기현상과 낙뢰(Lightning)의 연관성 확인 후 본격적인 낙뢰 연구는 20세기 초에 시작되었다. 초기 항공기는 목재와 천과 같은 도전성이 낮은 물질로 만들어졌기 때문에 낙뢰에 취약하였다. 이후 도전성이 높은 알루미늄이 항공기 구조물로 사용되면서 항공

기 구조물간의 낙뢰전류 도전 및 연료 탱크의 안전성 확보가 필수적으로 요구되었다.<sup>1)</sup> 더불어 최근에는 항공기의 경량화를 위해 복합재가 항공기의 구조물로 많이 사용된다. 하지만 복합재 구조물은 알루미늄 구조물보다 도전성이 낮기 때문에 낙뢰보호 설계 시 주의가 요구된다. 특히 낙뢰피격으로 인한 연료탱크 내부의 폭발과 같은 항공기 안전과 밀접한 관련이 있는 연료 시스템의 낙뢰보호 설계는 세심한 설계와 검증이 요구된다. 낙뢰의 직접영향은 Leader의 직접적인 부착 또는 낙뢰전류 통전으로 인한 항공기 구조물과 장비의 물리적인 손상 발생으로 정의하며 그 예로

Received : 23. Nov. 2017. Revised : 03. Dec. 2017.

Accepted : 29. Dec. 2017

\* 한국항공우주산업

\*\* 경상대학교 전자공학과, 공학연구원

\*\*\* 경상대학교 산업시스템공학부, 공학연구원

연락처 E-mail : jikoh@gnu.ac.kr

경남 진주시 진주대로 500 전자공학과 405-404

는 구조물의 물리적 변형, 기화, 침식, 폭발 등이 있다.<sup>2)</sup> 특히 낙뢰의 직접영향으로 연료탱크 내의 연료증기가 발화하여 항공기가 폭발을 야기 할 수 있기 때문에 연료 시스템의 낙뢰보호 설계는 필수적으로 적용되어야 한다. 미국 연방항공청은 아래와 같이 별도의 규정을 두어 연료시스템 설계를 관리하고 있다.

Code of Federal Regulations (14 CFR) §§ 23.954(소형 고정익), 25.954(중형 고정익), 27.954(일반 회전익), 29.954(수송 회전익)

[Fuel system lightning protection]

The fuel system must be designed and arranged to prevent the ignition of fuel vapor within the system by -

- (a) Direct lightning strikes to areas having a high probability of stroke attachment;
- (b) Swept lightning strokes on areas where swept strokes are highly probable; and
- (c) Corona or streamering at fuel vent outlets

즉 연료시스템의 설계는 낙뢰피격으로 인한 연료탱크 내부의 아크 발생 및 연료탱크의 깨짐, 구멍 뚫림과 같은 물리적인 손상이 발생하지 않게 설계하는 것을 목표로 하고 있다.

국내에 발표된 항공기 낙뢰관련 논문은 낙뢰에 대한 일반적인 연구 및 간접영향 인증시험 내용을 정리한 수준이다. 하지만 앞서 언급한 항공기 연료 시스템의 낙뢰보호 설계는 항공기 안전과 밀접한 관련이 있기 때문에 많은 연구가 필요하다. 본 연구에서는 복합재 항공기 연료시스템의 낙뢰 보호 설계를 분석한다.

복합재 항공기 연료시스템의 설계에서는 탄소섬유 복합재(CFC, Carbon Fiber Composite)항공기에 적용된 연료시스템의 낙뢰보호 설계를 분석하고 이론을 제공한다. 그리고 인증연구에서는 FAA의 연료시스템의 낙뢰 인증절차에 맞게, 낙뢰피격 영역 분석, 낙뢰환경 분석 그리고 인증시험 준비에서 결과까지를 내용을 제공한다.

낙뢰의 발생과 적란운을 밀접한 연관성을 가진다. 적란운 가운데는 온도가 -10℃ 정도인 곳을 중심으로 전하 분리가 일어나 적란운 상부에는 양전하(+)가, 하부에는 음전하(-)가, 바닥부분에는 소량의 양전하(+)가 존재한다. 전기적 방전(Electrical discharge) 이 충분히 강렬해지면 공기

는 이온화 되고 이 과정에서 낙뢰가 발생한다. 일반적인 낙뢰의 특징은 Table 1과 같다.

Table 1. General characteristics of thunderstorms

전압	10 <sup>8</sup> ~10 <sup>9</sup> V
전하량	수백 Coulomb
속도	1~2 * 10 <sup>5</sup> m/s
전류	200,000A
수명	30분
직경	1.2~12m

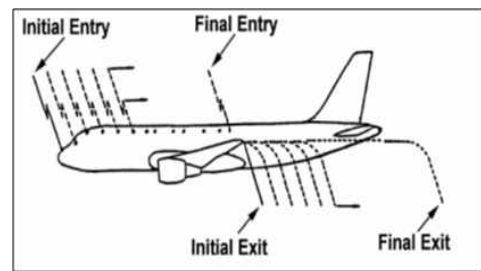


Fig 1. Swept Chanel Process<sup>5)</sup>

Fig 1은 일반적인 swept-channel process 형상이다. 일반적으로 낙뢰는 nose와 주익 끝으로 입출한다. Lightning channel을 통과하는 항공기의 속도가 빠르기 때문에, 최초 접촉점(Initial Attachment Point) 뒤로 간격을 두면 추가 접촉이 발생한다. 이 과정에서 낙뢰의 들어오는 점과 나가는 점은 항공기 속도 때문에 점점 뒤로 밀려난다. 이를 swept-channel process라고 하며, 이 과정을 거쳐 낙뢰피격으로 발생한 높은 에너지가 wing tip과 empennage tip을 통해 외부로 방출되도록 낙뢰보호 설계가 이루어져야 한다.<sup>4)</sup>

## II. 본 론

### 1. 연료시스템의 낙뢰보호 설계분석

미국 연방항공청은 연료시스템의 낙뢰보호 설계시 아래의 내용들을 반드시 인지할 것을 권고하고 있다.<sup>3)</sup>

- 점화 가능한 연료증기는 항공기 연료시스템의

어디에나 존재 가능하다.

- 낙뢰 스트리머와 코로나는 연료증기의 점화를 가능할 정도의 에너지를 동반하고 있다.
- 통전설계가 완벽하지 않는 연료시스템의 설계는 연료탱크 내 아크 발생을 야기할 수 있다.
- 낙뢰피격은 연료시스템의 외피(Skin)의 열화 및 손상을 야기하고 이는 연료탱크 내 아크 발생을 야기할 수 있다.
- 연료시스템 장착장비(Drain Valve, Filler Cap)를 통해 연료탱크로 유입된 낙뢰전류는 아크를 발행할 수 있다.

즉 연료시스템은 낙뢰피격으로 인한 외피의 손상 및 연료증기가 점화되지 않게 설계가 되어야 한다. 점화를 방지하기 위해서는 낙뢰전류 통전설계와 연료시스템 장착 장비의 장착설계가 신중하게 진행되어야 한다.<sup>3)</sup>

본 논문에서 다루는 소형항공기 연료시스템의 아크 발생이 예상되는 영역으로는 연료탱크의 구조물 접합 부위, 연료탱크를 관통하는 하드웨어, 연료탱크에 장착되는 하드웨어(Access Cover, Filler Cap, Drain Valve)로 분석되었다.

**1.1 연료탱크 구조물 낙뢰보호 설계분석**

일반적으로 소형항공기의 연료탱크는 주익에 위치한다. 대표적인 구조물로는 Skin, Rib, Spar 들 수 있고 이들은 주익의 하중을 지지 한다. Fig 2은 KT-1의 주익에 위치하는 연료탱크의 형상이다. 복합재 항공기의 연료탱크는 낙뢰전류 통전에 따른 내부 아크 발생을 방지하고자 도전성이 없는 유리 섬유(Glass Fabric)로 제작하는 것이 추천된다. 하지만 항공기 Skin의 낙뢰전류 통전 때문에 Skin을 도전성이 없는 완전 복합재로 만들기는 불가능하다.

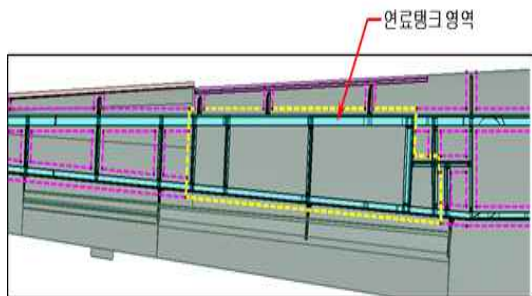


Fig 2. Fuel tank shape of main wing

연료탱크를 구성하는 Skin 외피는 낙뢰전류의 도전성을 높이기 위해 Expand Copper Foil이 적용되었다. 이론적으로 Expand Copper Foil은 측정 저항, 2.0mΩ와 같은 우수한 도전성을 보인다. 탄소섬유로 제작된 구조물이지만 도전성이 없는 복합재로 제작된 연료탱크와 같은 효과를 얻기 위한 목적으로 아래 같은 설계개념을 적용하였다.

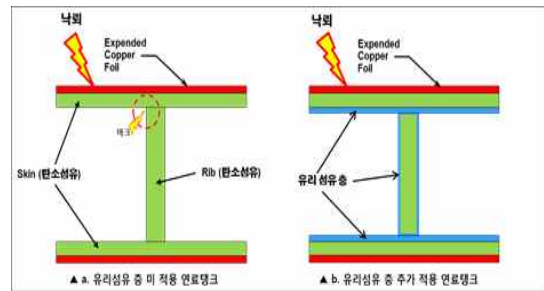


Fig 3. Fuel tank construction shape

Fig 3 a는 유리섬유 층이 추가 적용되지 않은 연료탱크 구조형상이다. 이 연료탱크 형상에 낙뢰피격이 발생하면 낙뢰전류는 저항이 낮은 Expanded Copper Foil를 따라 거의 대부분 흐르게 되지만 일부 전류는 탄소섬유 Skin 층에 유기 된다. 유기된 낙뢰전류는 도전성을 가지는 탄소섬유 Rib으로 점핑할 수 있고 이 과정에서 아크 발생가능성이 있다. 따라서 Fig 3 b와 같이 연료탱크 내부의 모든 영역에 유리섬유 층을 추가로 적용하는 개념을 연료탱크에 적용하였다.

실제 유리섬유 층이 추가로 적용된 부분은 Skin 안쪽, 즉 연료와 맞닿는 부분 및 연료탱크 내부의 Spar 면이다. 연료 탱크를 구성하는 Rib은 가능한 유리섬유 복합재로 제작된 Rib으로 교체하였고 하중 문제로 교체가 불가능한 Rib은 유리섬유를 추가 적용하였다.

일반적으로 복합재는 본딩을 통해 구조물을 접합시킨다. 하지만 접합면 사이도 아크 발생 가능성이 있다. 따라서 Skin과 Spar, Skin과 Rib 그리고 Spar와 Rib와 같이 구조물이 맞닿는 곳은 Fillet Sealing을 적용하여 흑시나 모를 아크 발생을 억제하였다.

**1.2 Fitting 낙뢰보호 설계 분석**

앞서 언급한 것과 같이 주익에 연료탱크가 위치하고 조종면의 하중을 지지하는 Fitting은 연료탱크를 피해 설계가 불가능하다. 따라서 별도의 낙뢰보호 설계가 요구된다.

Fig 4는 일반적인 주익에 적용된 Fitting의 형상이다. 본 그림과 같이 비 연료영역에 적용되는 Fitting에 사용되는 볼트는 하중 분산을 위해서 Skin과 체결되고 Rib과 Spar를 관통하여 적용하였다. 이 설계는 아크 발생이 예상되나 Fitting 적용 위치가 연료탱크 영역이 아니라 낙뢰보호 측면에서는 충분한 설계이다.

반면 연료영역에 체결되는 Fitting의 볼트, 너트는 비 연료영역에 적용되는 볼트, 너트와 다르게 Fig 5와 같이 연료영역을 관통하지 않게 적용하였다. 이는 볼트 끝의 아크 발생 가능성을 차단하기 위한 목적이다. 이와 같은 설계를 적용되기 위해 본 Fitting이 지지할 조종면과 Fitting이 체결되는 부분의 하중해석이 선행되었다.

**1.3 Access Cover 낙뢰보호 설계 분석**

주익에 장착되는 Access Cover는 낙뢰피격 영역 (Zone 2A 또는 Zone 3)과 연료영역의 여부에 따라 설계가 달라진다. 낙뢰피격 영역 해석은 본 논문 2.1절에 다루고 있다. 일반적으로 주익의 Access Cover는 낙뢰피격 영역 Zone 2A와 Zone 3에 위치한다. Zone 2A는 후속 복귀뇌격 (Subsequent Return Stroke) 부착 가능성이 높은 영역으로 낙뢰의 직접 피격이 예상되는 영역이고 Zone 3는 낙뢰 피격 가능성이 낮은 영역으로 낙뢰 접촉점 간의 전류를 전달하는 영역이다. Access Cover 낙뢰보호 설계의 핵심은 Access Cover와 Access Cover가 장착되는 면 사이의 아크 발생 방지와 Access Cover에 장착되는 볼트 사이의 아크 발생 방지이다.

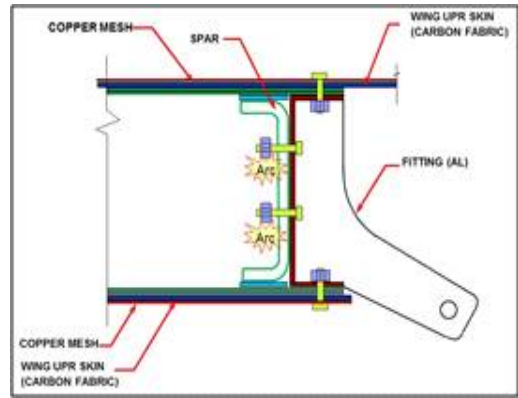


Fig 4. Fitting applied to non-fuel area

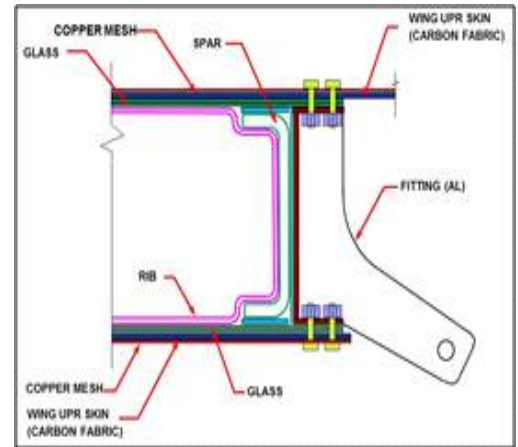


Fig 5. Fitting applied to fuel area

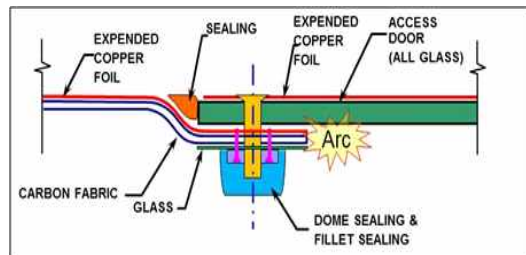


Fig 6. Zone 3 or non-fuel zone access cover design

Fig 6은 낙뢰영역 Zone 3 또는 비 연료영역에 위치한 Access Cover의 설계개념으로 낙뢰전류의 원활한 통전과 Access Cover가 장착되는 부

분의 아크 발생 최소화를 목표로 하고 있다. Access Cover가 장착되는 부분은 항공기 주익 Skin과 같이 탄소 섬유로 제작하였다. Access Cover는 도전성이 없는 유리섬유로 제작하여 아크 발생을 방지하였다. Access Cover 외부는 효과적인 낙뢰전류 통전을 위해 Expanded Copper Foil을 적용하였다. 볼트로 유기되는 낙뢰전류로 인한 아크 발생을 방지하고자 Dome Sealing, Fillet Sealing과 유리섬유를 추가로 적용하였다. 하지만 탄소섬유 구조물과 Expanded Copper의 끝부분에 아크 발생 가능성은 여전히 존재한다. Fig 7은 낙뢰영역 Zone 2A 또는 연료영역에 위치한 Access Cover의 설계개념으로 낙뢰전류의 원활한 통전과 Access Cover가 장착되는 부분의 아크 발생 절대방지를 목표로 하고 있다. 연료탱크 내부 절연층을 만들어주기 위하여 탄소섬유로 제작된 주익의 안쪽(연료탱크 내부 영역)에 유리섬유를 추가 적용하였다. 더불어 Access Cover가 장착되는 Doubler와 Access Cover는 유리섬유로 제작하였다. Access Cover 외부는 낙뢰전류 통전을 위해 Expanded Copper Foil을 적용하였고 볼트로 유기되는 낙뢰전류로 인한 아크 발생을 방지하고자 Dome Sealing, Fillet Sealing을 적용하였다.

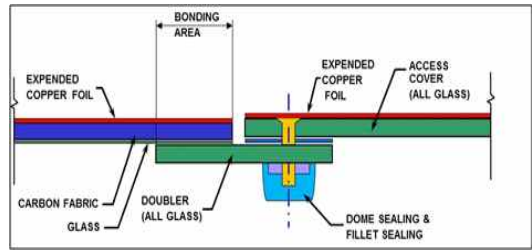


Fig 7. Zone 2A or Fuel Zone Access Cover

Fig 6의 설계개념은 탄소섬유 항공기 전체 구조물의 설계를 최대한 이용하여 최소한의 낙뢰보호 설계를 적용한 것으로 실제 항공기 제작의 비용 및 시간적 측면에서 Fig 7의 설계개념 보다 효율적이다.

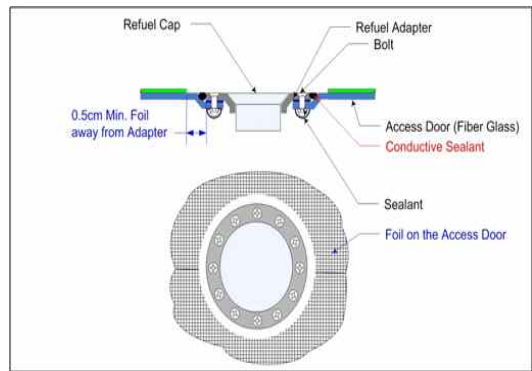


Fig 8. Filler cap mounting design

#### 1.4 Filler Cap 설계 분석

Filler Cap은 연료탱크 주입구로 항공기 연료시스템에 필수적으로 요구된다. 낙뢰피격 시 Filler Cap장착면을 통해 연료탱크 내에 아크 발생가능성이 높다. 따라서 Filler Cap 장착설계에 주의가 요한다.

Fig 8는 Filler Cap 장착설계 형상이다. 일반적으로 Filler Cap은 낙뢰피격 영역을 고려하여 장착 위치 선정이 가능하다. 따라서 낙뢰전류 영향을 가장 적게 받는 Zone 3에 설계 가능하다.

Filler Cap의 Adapter는 장착 볼트와 너트를 통해 Access Cover에 장착된다. 볼트와 너트 끝으로 발생하는 아크 방지 목적으로 Dome 타입 너트와 Sealant를 적용하였다. Access Cover의 외피는 낙뢰전류 통전을 위해 Expanded Copper Foil을 적용하였다. Filler Cap Adapter와 Expanded Copper Foil 접합지점의 아크 발생 및 접합 지점을 통한 아크의 연료탱크 침투가 예상되므로 Filler Cap Adapter와 Expanded Copper Foil간 0.5cm의 Gap을 적용하여 아크 발생을 방지하였다. Drain Valve에 적용된 Gap(1cm)와 Filler Cap Adapter에 적용된 Gap(0.5cm)이 차이가 나는 이유는 낙뢰피격 영역의 특성 때문이다. Zone 3의 전류는 전체 면적에 흘러주는 양이고 Zone 2A의 전류는 특정 점에 피격되어 흐르는 양이다. 즉 단위면적당 흐르는 양을 비교 했을 때 Zone 2A의 전류량이 Zone3의 전류량에 비해 더 크다. 따라서 더 넓은 Gap을 적용하여 낙뢰전류 통전을 방지하였다.

## 2. 인증 연구

미 연방항공청의 AC 20-53, 'Protection of Aircraft Fuel Systems Against Fuel Vapor Ignition Caused by Lighting'은 낙뢰의 직접영향에 의한 연료시스템 감항성 인증에 관한 문서로, 연료시스템의 감항성을 입증하기 위해서는 낙뢰피격 영역 분석, 낙뢰환경 분석, 인증시험이 요구된다고 명시하고 있다.<sup>3,4)</sup>

항공기 연료시스템 낙뢰보호 설계의 기본은 낙뢰피격 후 항공기가 안전하게 착륙 가능하게 설계되는 것이다. 즉 낙뢰피격으로 연료탱크에 폭발이 발생하지 않아야 하고 이를 인증시험으로 검증해야 한다.

### 2.1 시험 품목 선정

항공기 연료시스템 낙뢰보호 설계 검증을 위해서는 설계된 연료탱크가 낙뢰피격으로 아크가 발생하지 않음을 시험을 통해 증명해야 한다. 즉 아크 발생의 모든 가능성을 시험을 통해 검증해야 한다.

시험품목 선정을 위해서는 설계된 항공기의 연료탱크 및 연료탱크에 장착되는 장치(Drain Valve, Filler Cap)의 위치를 고려하였다.

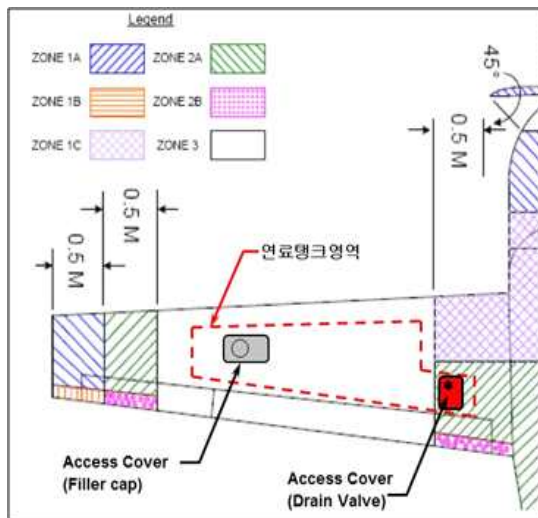


Fig 9. Typical Configuration Conducted Current Test

Fig 9는 주의의 낙뢰피격 영역, 연료탱크 영역, 주요 장치의 장착위치를 나타내는 그림으로, 연료탱크는 낙뢰피격 영역 Zone3과 Zone 2A에 위치한다. 따라서 Zone 3에 해당하는 부분은 전달되는 낙뢰전류로 인한 낙뢰보호 설계 평가가 요구되고 Zone 2A는 직접피격에 따른 낙뢰보호 설계 평가가 요구된다. 주요 낙뢰전류 유입경로는 아래와 같이 세가지 경우로 분석되었다.

- 주의 바깥영역에서의 유입 (Zone 3 평가)
- 주의 안쪽영역에서의 유입 (Zone 3, Zone 2A 평가)
- Filler Cap에서의 유입 (Zone 3 평가)

### 2.2 시험 시편 제작

시험시편은 실제 항공기에 적용된 연료시스템의 낙뢰보호 설계를 검증할 수 있게 실제항공기와 동일한 자재 및 설계가 적용되었다. 시편제작에는 앞서 선정한 시험 품목당 낙뢰피격 점과 낙뢰전류 전달을 고려하여 아래와 같이 제작하였다. Fig 10은 주의 바깥영역 시험시편 형상이다. 본 시편은 실제 항공기 주의와 같은 크기로 주요 낙뢰피격 점(Pitot Tube 끝, 주의 끝, Aileron 끝)이 포함되어 제작하였다. 그리고 연료탱크의 아크 발생 여부를 확인하기 위해 낙뢰보호 설계가 적용된 연료탱크까지 시험시편에 포함하였다.

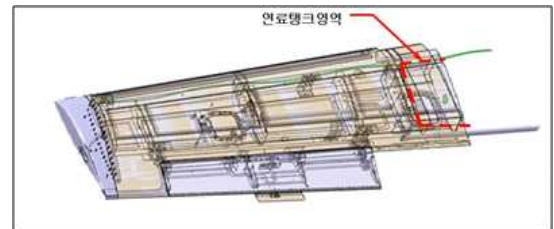


Fig 10. Outside area of main wing test specimen shape

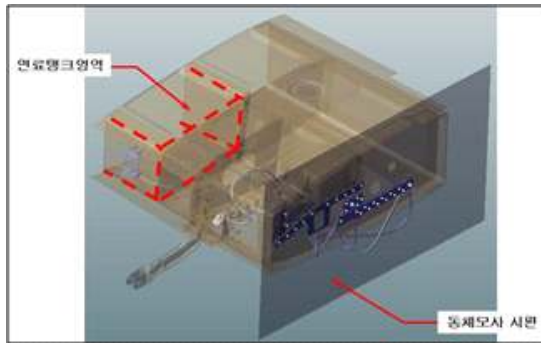


Fig 11. Wing inner area test specimen shape

Fig 11은 주익 안쪽영역 시험시편 형상이다. 본 시편은 실제 항공기 주익 안쪽영역의 Wing box 와 연료탱크와 동일하게 제작하였다. 더불어 동체에서 낙뢰전류 전달에 따른 영향성 평가를 위해 항공기 동체를 모사하는 시편을 제작하였고 실제 낙뢰전류 통전에 적용된 Bonding Jumper 항공기 설계와 동일하게 적용하였다.

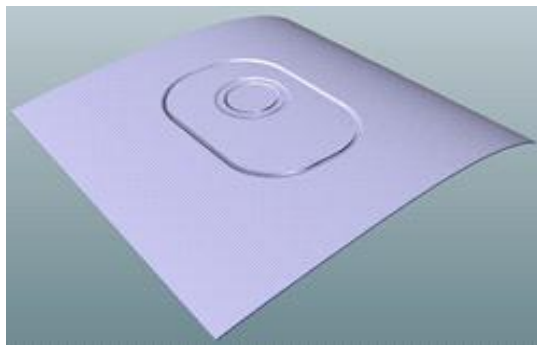


Fig 12. Filler Cap Test Specimen Shape

Fig 12는 Filler Cap의 시험시편 형상이다. 본 시편에 적용된 Filler Cap 및 장착 하드웨어는 실제 항공기에 적용한 것과 동일하다. 시편의 크기는 가로: 68cm, 세로: 68cm로 축소 제작하였다. Zone 3와같이 낙뢰전류 전달에 따른 영향성 평가 시에는 시편 축소에 따라 인가 전류가 달라질 수 있다.

### 2.3 시험 수행

국내 낙뢰의 직접영향 시험설비 미 구축으로 본 인증시험은 미국 낙뢰시험 전문업체인 Lightning Technologies, Inc.에서 수행되었다. 인증시험의 개요는 Table 2와 같다.

Fig 13과 Fig 14는 주익 바깥영역 시험 Set-Up 형상이다. 주익 바깥영역 시험에는 Arc Entry Test가 3번 수행되었다. 낙뢰피격 점은 전류인가 위치에 따라 다르지만 Return은 동일하다. 낙뢰 피격 시 아크 발생 유무를 확인하기 위해 Fig 23 과 연료탱크를 확장하여 카메라를 설치하고 카메라 박스를 검은 천으로 봉했다.

Fig 15는 주익 안쪽영역 중 낙뢰피격 영역 Zone 2A에 해당하는 Arc Entry Test 형상이다. Fig 16는 주익 안쪽영역 중 낙뢰피격 영역 Zone 3에 해당하는 Conducted Current Test 형상이다. 낙뢰피격 시 아크 발생 유무를 확인하기 카메라 박스 및 검은 천을 설치하였다. 각 시험에 따라 낙뢰전류 피격 점, 전류인가 점, Return은 차이가 있다

Table 2. Summary of certification tests

시험 품목	전류인가 위치	시험 종류	시험 평가 기준
1 주익 바깥영역	Pitot Tube 끝	Arc Entry Tests	연료 탱크 내 아크 발생의 유무
	주익 끝	Arc Entry Tests	
	Aileron	Arc Entry Tests	
2 주익 안쪽영역	Zone 2A 영역 위	Arc Entry Tests	연료 탱크 내 아크 발생의 유무
	동체 시편	Conducted Current Test	
3 Filler Cap	시편 한쪽 면	Conducted Current Test	

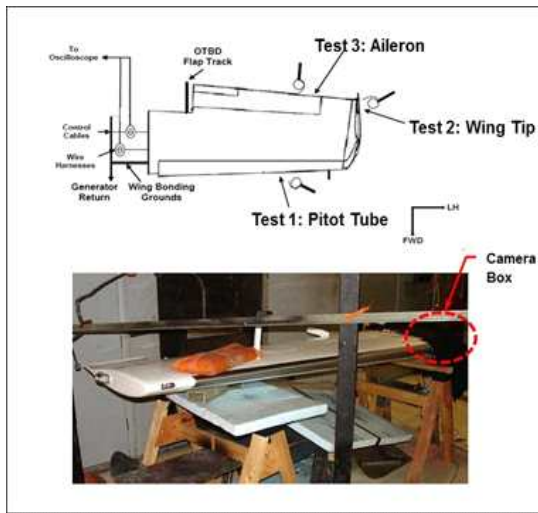


Fig 13. Wing Out Area Test Set-Up Shape

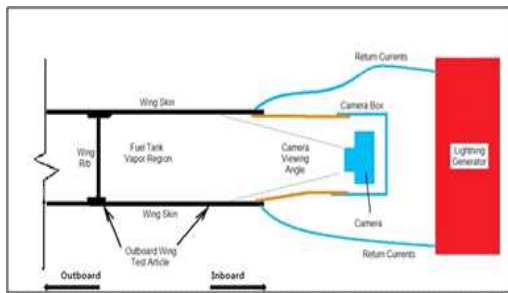


Fig 14. Wing Out Area Camera Set-Up Shape

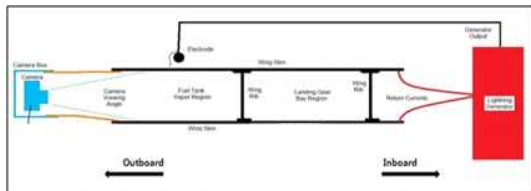


Fig 15. Inner Wing Area Zone 2A Test Set-Up Shape

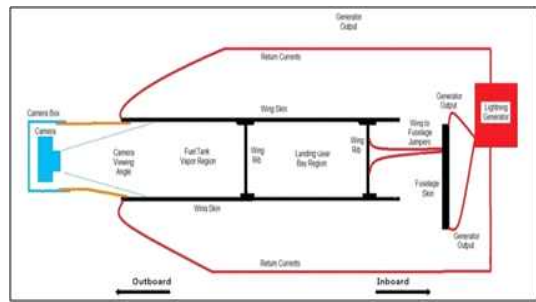


Fig 16. Inner Wing Area Zone 3 Test Set-Up Shape

Fig 17은 Filler Cap와 Drain Valve의 낙뢰보호 설계 시험에 사용될 chamber의 형상이다. 두 시험은 chamber내에 발화 가능한 가스를 충전하고 진행하였다. Filler Cap은 낙뢰피격 영역 Zone 3에 해당하는 Conducted Current Test 시험이고 Drain Valve는 낙뢰피격 영역 2A에 해당하는 Arc Entry Test 시험이다. Fig 18과 같이 두 시험 종류에 따라 전류인가 점과 Return을 설정하여 시험을 진행하였다.

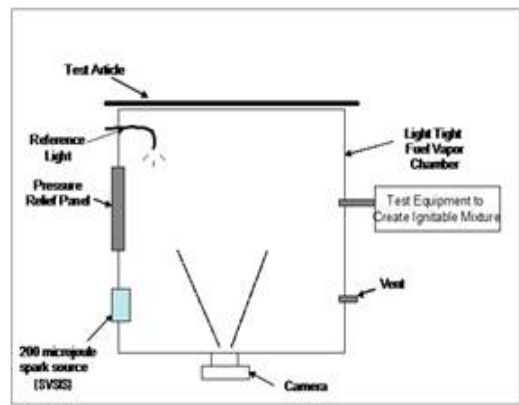


Fig 17. Chamber Set-Up Shape of Filler Cap & Drain Valve



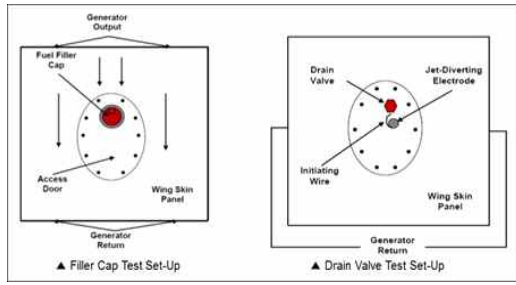


Fig 18. Specimen Set-Up Shape of Filler Cap & Drain Valve

3. 시험 결과

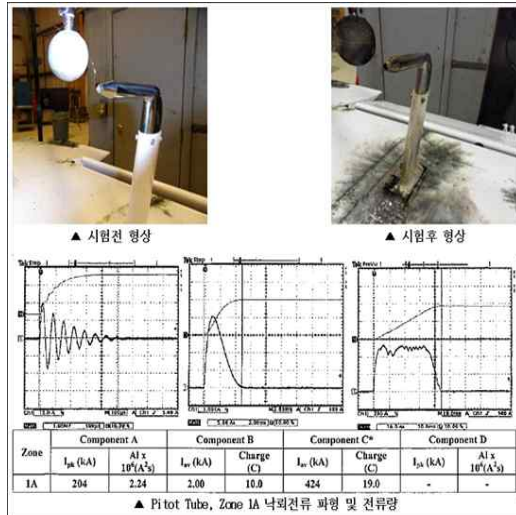


Fig19. Pitot Tube Test Shape and Waveform Information

Fig 19는 Pitot Tube 끝에 낙뢰피격 영역 Zone 1A에 해당하는 전류를 인가했을 때 시험형상 및 파형정보이다. 전극을 상기 그림과 같이 위치시킨 후 각 파형에 맞는 전류를 인가하였다. 인가한 전류는 낙뢰 환경분석에서 분석된 결과에 부합하는 적절한 낙뢰전류이다. 시험결과 낙뢰전류 인가 시 연료탱크 내에 아크 발생이 없었음을 확인하였다.

Fig 20는 Aileron 끝에 낙뢰피격 영역 Zone 1B에 해당하는 전류를 인가했을 때 시험형상 및 파

형정보이다. 전극을 상기 그림과 같이 위치시킨 후 각 파형에 맞는 전류를 인가하였다. 인가한 전류는 낙뢰 환경분석에서 분석된 결과에 부합하는 적절한 낙뢰전류이다. 시험결과 낙뢰전류 인가 시 연료탱크 내에 아크 발생이 없었음을 확인하였다.

Fig 21은 동체 시편에서 낙뢰피격 영역 Zone 3에 해당하는 전류를 인가했을 때 시험형상 및 파형정보이다. 인가해준 낙뢰전류는 실제 동체의 일부를 시편으로 제작한 점과 면을 통해 전달되는 전류임을 감안하여 낙뢰 환경분석에서 분석된 결과보다 적은 전류를 인가하여 시험을 진행하였다. 시험결과 낙뢰전류 인가 시 연료탱크 내에 아크 발생이 없었음을 확인하였다.

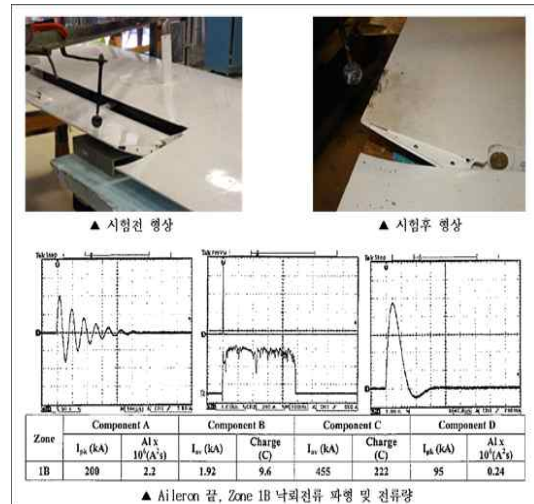


Fig 20. Aileron Test Shape and Waveform Information

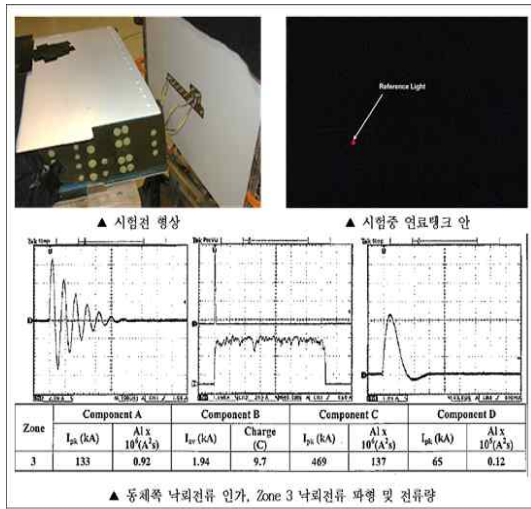


Fig 21. Fuselage specimen current application test shape and waveform information

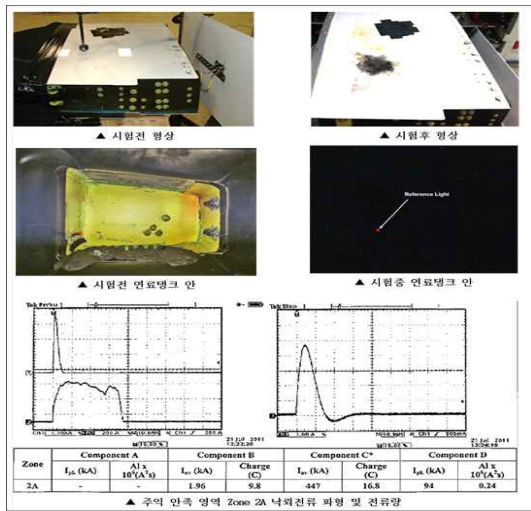


Fig 22. Zone 2A Test Shape and Waveform Information

Fig 22는 연료탱크 Zone 2A 영역에 낙뢰피격 영역 Zone 2A에 해당하는 전류를 인가했을 때 시험형상 및 파형정보이다. 전극을 상기 그림과 같이 위치시킨 후 각 파형에 맞는 전류를 인가하였

다. 인가한 전류는 낙뢰 환경분석에서 분석된 결과에 부합하는 적절한 낙뢰전류이다. 시험결과 낙뢰전류 인가 시 연료탱크 내에 아크 발생이 없었음을 확인하였다.

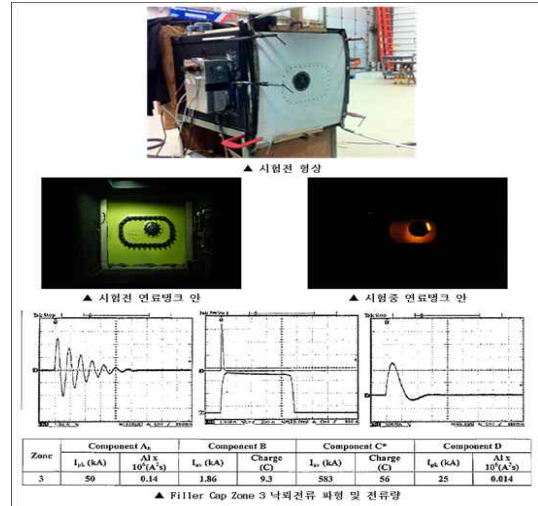


Fig 23. Filler Cap Test Shape and Waveform Information

Fig 23는 Filler Cap이 장착된 시편에 낙뢰피격 영역 Zone 3에 해당하는 전류를 인가했을 때 시험형상 및 파형정보이다. 본 시험은 발화가스 채워진 Chamber에 Filler Cap 시편을 장착하여 수행하였다. 시편은 실제 연료탱크의 Zone 3영역보다 작은 한정된 영역을 시편으로 제작한 점과 면을 통해 전류가 전달되는 점을 감안하여 낙뢰 환경분석에서 분석된 결과보다 적은 전류를 인가하여 시험하였다. 시험결과 낙뢰전류 인가 시 연료탱크 내에 아크 발생이 없었음을 확인하였다. 복합재 항공기 연료시스템의 낙뢰보호 설계 임증을 위해 각 시험항목에 맞는 시편을 제작하여 인증시험을 수행하였다. 시험평가는 각 시험항목에 요구되는 낙뢰전류를 인가하여 연료탱크 내에 아크 발생 유무 확인을 통해 수행되었다. 시험결과 낙뢰전류 인가 시 모든 시험항목에서 아크 발생이 없었음을 확인하였다. 따라서 제시된 복합재 항공기 연료시스템의 낙뢰보호 설계는 적합하다는 것을 입증하였다.

### III. 결 론

항공기 연료시스템의 낙뢰보호 설계는 항공기 안전과 밀접한 관련이 있어 중요한 연구분야이다. 최근 복합재가 항공기 구조물로 사용됨에 따라 기존 알루미늄 항공기에 적용된 낙뢰보호 설계와는 다른 복합재 항공기의 낙뢰보호 설계가 요구된다.

본 연구에서는 미국 연방항공청의 낙뢰보호 설계 요구도에 최적화된 탄소섬유 복합재 항공기 연료시스템의 낙뢰 보호 설계를 제시하였다. 이는 낙뢰피격에 따른 직접 영향으로 발생 가능한 연료탱크 내의 아크 발생 억제를 목표로 하고 있다. 제시된 낙뢰보호 설계는 연료탱크의 위치, 재질, 장착 장비 등을 고려하여 설계되었다. 제시된 연료시스템의 낙뢰보호 설계 검증에 위해 미국 연방항공청의 인증절차에 따라 낙뢰피격 영역 분석, 낙뢰환경 분석, 인증시험을 수행하였다. 피격 영역 분석은 소형항공기 형상을 바탕으로 수행하였고 환경 분석은 학계 발표이론을 바탕으로 분석하였다. 인증시험은 낙뢰보호 설계가 적용된 실제 항공기 형상을 시편으로 제작하여 미국에 위치한 낙뢰시험 기관에서 인증시험을 수행하였다. 시험 결과 제시된 낙뢰보호의 적합성을 입증하였다.

낙뢰보호 설계는 항공기 재질 및 크기에 따라 다르게 적용될 수 있는 점을 감안하였을 때 향후 연구 범위는 넓다고 판단된다. 비록 본 연구가 탄소섬유 복합재 소형항공기의 연료시스템이라는 한정된 부분에서 진행되었지만, 향후 개발될 탄소섬유 복합재 항공기 연료시스템의 설계 및 인증에 유용하게 사용될 것으로 예상된다.

### 후기

본 연구는 2014년에 발표된 제1저자의 복합재 항공기 연료 시스템의 낙뢰 보호 설계 및 인증에 관한 연구(석사학위논문)를 정리하여 보강한 논문입니다.

### Reference

[1] Sang-Ho Han, "Thunderstorms and aviation accidents", Journal of Civil Aviation Promotion 32, pp.175-194, 2003. 11

[2] Sang-Ho Han, Jong-Hee Lee, "The Lightning Effects on Aircraft and Certification," Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol.31, Issue9, pp.110-120, 2003.

[3] Federal Aviation Administration, AC20-53B : Protection of Fuel Systems against Fuel Vapor Ignition by Lightning, 2006.06

[4] Hyunjin Jung, SungGak Kim, Yong Kim, Youngmin Sim, "Feasibility Study of Aviation Safety Data Analysis for Airworthiness Management System Improvement", Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics, Vol25, Issue2, pp25-38, 2017.

[5] SAE Aerospace, SAE ARP5414A : Aircraft Lightning Zoning, 2005.02