



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(9), 801-811(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.9.801

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

항공기 낙뢰 시험을 위한 Component A 축소 파형 도식화 방법

조재현¹, 김윤곤², 김동현³, 이학진⁴, 명노신⁵

A Method of Plotting Component A Scaled Waveform for Aircraft Lightning Test

Jae-Hyeon Jo¹, Yun-Gon Kim², Dong-Hyeon Kim³, Hak-Jin Lee⁴ and Rho-Shin Myong⁵

School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

ABSTRACT

Lightning can deliver large amounts of energy to the aircraft in a short period of time, resulting in catastrophic consequence. In particular, lightning strikes accompanied by high temperature heat and current can damage aircraft surface and internal electronic equipment, seriously affecting flight safety. Lightning experiments to analyze this effect use a Component A waveform with a maximum current of 200 kA as specified in SAE ARP 5412B. However, the actual lightning occurs mostly below 35kA and lightning indirect tests are conducted by reducing waveforms to prevent damage to internal electronic equipment. In this study, we examine previous methods to plot the Component A reduced waveform and identify their limitations. We then propose a new method to plot the reduced waveform based on adjusting the correction factor of the aircraft lightning Component A waveform. Finally, the electromagnetic analysis software EMA3D was used to compare the internal induced current size reduction ratio of the internal cable harness of the EC-155B helicopter.

초 록

낙뢰는 짧은 시간 동안 다량의 에너지를 항공기에 전달하여 치명적인 결과를 초래할 수 있다. 특히 낙뢰는 고온의 열과 전류를 동반하여 항공기 표면 손상과 내부 전자장비에 영향을 미쳐 비행의 안전에 심각한 영향을 미칠 수 있다. 이를 분석하기 위한 낙뢰 시험에는 미항공우주연구원 SAE ARP 5412B에 규정된 최대전류 200kA인 Component A 파형이 사용된다. 하지만 실제 낙뢰 크기는 대부분 35kA 내외로 발생하며 전기체 대상으로 하는 낙뢰 간접 시험에서 내부 전자장비 손상 예방을 위해 파형을 축소하여 시험을 진행한다. 본 연구에서는 기존 Component A 축소 파형을 도식화하는 방법을 알아보고 그 한계를 분석하였다. 나아가 항공기 낙뢰 Component A 파형의 보정계수를 조절하는 방식의 신규 축소 파형 도식 방법을 제안한다. 마지막으로 전자기 해석 소프트웨어 EMA3D를 활용하여 EC-155B 헬리콥터 내부 케이블 하네스의 파형 감소비에 따른 내부 유도 전류 크기 감소비를 비교하였다.

Key Words : Aircraft(항공기), Lightning(낙뢰), Component A waveform(파형 성분 A), Airworthiness Certification(감항 인증)

† Received : April 13, 2021 Revised : June 4, 2021 Accepted : June 17, 2021

¹⁻³ Graduate Student, ^{4,5} Professor

⁵ Corresponding author, E-mail : myong@gnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-1424-6728

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서 론

항공기는 비행 중 다양한 기상 환경을 경험한다. 그중 낙뢰는 대기 방전으로 인한 고에너지를 아주 짧은 시간에 물체에 전달하여 치명적인 결과를 초래할 수 있다[1]. 통계에 따르면 한국에서 지난 10년간 연간 평균 127,420회의 낙뢰가 발생했으며, 대부분 7~9월에 발생하였다. 특히 2019년 7월에 발생한 낙뢰는 2019년 전체의 약 27%를 차지하였다[2].

이러한 높은 전류와 에너지를 동반하는 낙뢰는 항공기 운용에 악영향을 미친다. 항공기 표면에 천공, 용융, 변형 등을 초래하여 구조적인 영향을 야기시키는 경우(낙뢰 직접 영향성)와 기체 내부에 발생한 전자기장이 전자장비 및 전선에 영향을 주어 전자장비 마비 및 과도한 유도 전류를 전선에 유발하여 전선 화재를 야기시키는 경우(낙뢰 간접 영향성)로 크게 구분된다.

2019년 5월 러시아 Sheremetyevo에서 출발한 Aeroflot Russian Airlines 소속 Sukhoi 슈퍼제트 100 여객기가 낙뢰에 피격되어 화재로 인해 인명 피해가 발생한 사고가 있다[3]. 또한 2015년 12월에 발생한 서해대교 케이블 화재사고 또한 낙뢰로 인해 발생했다[4]. 낙뢰는 지상의 구조물뿐만 아니라 대기를 비행하는 항공기에 치명적인 영향을 미칠 수 있다.

항공기에 대한 낙뢰의 영향성을 분석하기 위해 주로 지상에서 낙뢰 시험을 수행한다[5]. 이때 낙뢰 파형은 낙뢰 초기의 가장 높은 전류를 동반하는 Component A 파형으로 가정한다. Component A 파형은 미항공우주권고서 SAE ARP 5412B에 규정되어 있으며, 최대전류 크기 200kA를 갖는다[6].

하지만 실제 낙뢰는 3~200kA 중 35kA 이하에서 주로 발생한다[6,7]. 그리고 전기체를 대상으로 낙뢰 간접 시험을 수행할 경우 실제 항공기 내부 항전장비의 파손을 예방하기 위해 200kA 크기의 낙뢰 파형을 1kA 수준으로 대폭 축소시켜 시험을 진행한다[8-10]. 축소 파형 시험을 위해 Plooster와 Parmantier *et al.*은 Component A 파형을 도식하는 방법을 제시하였다. 하지만 이들의 방법은 경험 값을 바탕으로 파형을 도식하여 다양한 최대전류 값을 갖는 파형을 모사하기 위해서는 보정계수를 일일이 변화시켜야 하는 한계가 있다[5,11]. 한편 Ogasawara *et al.*은 20kA, 40kA 크기의 파형을 고려한 다음 해당 파형들을 5개의 점으로 근사시켰다. 하지만 이 방법은 실제 낙뢰 파형과 비교했을 때 Action Integral에 대한 오차가 나타나는 단점이 있다[12].

이를 해결하기 위해 본 연구에서는 먼저 인증 지침에 수록된 낙뢰 파형에 대한 내용을 분석하였다. 이어서 축소된 Component A 파형을 도식하기 위한 α , β 값을 계산하였고, 이후 보정계수 A값의 필요성을 확인하였다. 이후 보정계수 A값을 알고리즘을 통

해 계산한 다음, Plooster, Parmantier *et al.*의 방법과 SAE ARP 5412B에 수록된 Component A 파형과 비교하였다. 또한 Huang *et al.*[13], Wang *et al.*[14]이 사용한 축소파형과 각 방법으로 도식한 결과를 비교하여 Peak Current, Action Integral에 대한 값과 그 상대오차를 확인하였다. 이어서 보정계수 A값과 증감계수 dA값에 따른 파형 도식 결과에 대한 Action Integral에 대한 상대오차, 반복 횟수를 비교하였다.

그리고 1:1, 1:2, 1:4, 1:8, 1:16, 1:32, 1:64 크기로 축소된 Component A 파형을 EC-155B 헬리콥터에 적용하여 낙뢰 간접 영향성에 대한 전산 해석을 수행하였다. 기체 내부 케이블 하네스에 대한 전산 해석 결과, 1:8 이상으로 축소된 파형에 대해서는 파형 축소비와 전류 감소비가 일치하지 않는 경향을 보였다. 이는 기존 파형의 결과를 추측하기 위해 사용하는 외삽법의 한계를 보여준다.

본 연구에서는 신규 알고리즘에 적절한 보정계수 A값과 증감계수 dA값을 적용하여 200kA의 Component A 파형뿐만 아니라 다양한 크기의 파형을 도식화할 수 있는 방법을 제시한다. 나아가 몇몇 파형에만 국한된 연구가 아닌 보다 다양한 파형에 대한 항공기 낙뢰 시험과 전산 해석을 수행하는 데 필요한 자료를 제공한다.

II. 낙뢰 축소 파형 도식화

2.1 인증지침서의 항공기 낙뢰 파형

미항공연방청 FAA(Federal Aviation Administration)에서 발행한 AC 20 136C에서 항공기 낙뢰 간접 영향성으로 인한 적합성 인증 과정을 Fig. 1과 같이 묘사하고 있다[15]. 또한 미항공우주권고서 SAE ARP 5577에서는 Fig. 1과 같이 항공기 낙뢰 직접 영향성에

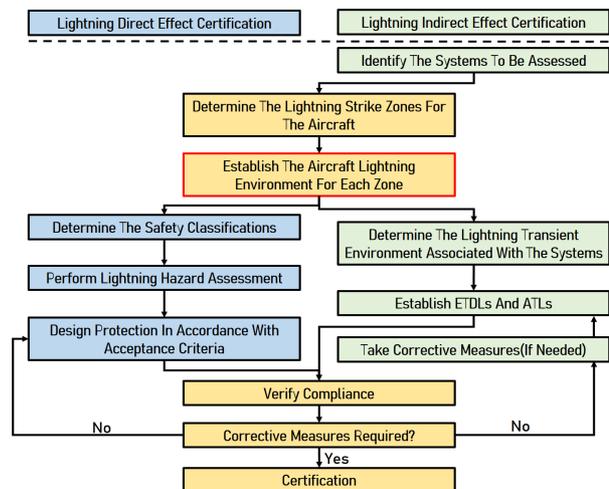


Fig. 1. Route of direct and indirect lightning effect compliance [15,16]

대한 적합성 입증 절차를 나타내고 있다[16]. 낙뢰 직접 영향성에 대한 적합성을 입증하기 위한 첫 번째 과정은 낙뢰 피격 구역을 정의하는 것이다[17]. 그리고 낙뢰 간접 영향성에 대한 적합성을 입증하기 위해서는 먼저 평가 시스템을 식별해야 한다. 여기서 낙뢰 피격 구역에 대한 낙뢰 파형 모사는 낙뢰의 직접/간접 영향성의 각각 2번째, 3번째에 위치하는 중요한 과정이다.

SAE ARP 5412B에서는 Fig. 2과 같이 낙뢰 파형을 Component A, Component B, Component C, Component D로 규정하고 있다. Component A 파형은 최대 200kA의 전류를 짧은 시간($\leq 500\mu s$) 동안 항공기에 전달한다. Component B 파형은 최대 2kA의 전류를 5ms 동안 발생시키며, Component C 파형은 0.25~1s 동안 200A~800A로 일정하게 유지된다. 끝으로 Component D 파형은 짧은 시간($\leq 500\mu s$) 동안 100kA를 발생시킨다. 이러한 낙뢰 파형은 항공기에 에너지를 전달하여 항공기의 안전한 운항에 악영향을 미치게 된다. 이를 예방하기 위해 항공기 낙뢰 파형을 모사하여 부품 단위, 체계 단위로 시험을 수행한다.

항공기는 낙뢰 피격 시 Fig. 3과 같이 한 번의 피격으로 끝나지 않고 수차례 피격된다[18]. 이를 낙뢰 시험에 모사하기 위해 SAE ARP 5412B에서는 Fig. 4와 같이 낙뢰 시험 파형을 단일 타격(Single Stroke), 다중 타격(Multiple Stroke), 다중 파열 타격(Multiple Burst Stroke)으로 나누고 있다. 이 중 다중 타격은 최초 파형 1회 타격 후 최초 파형의 절반 크기의 파

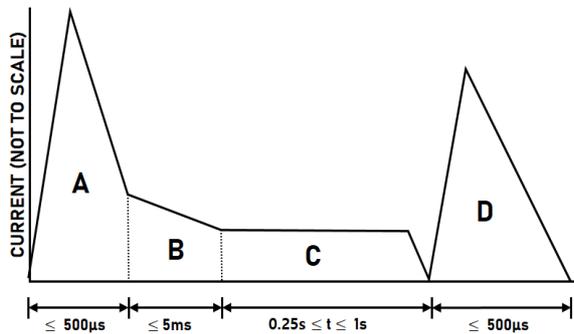


Fig. 2. Idealized lightning current components

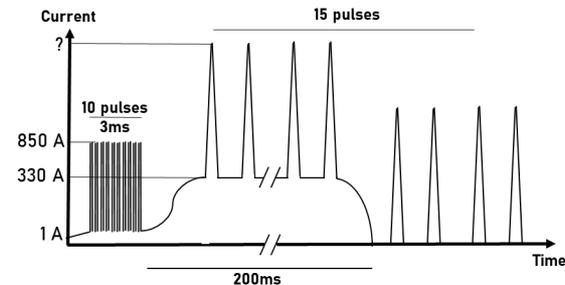


Fig. 3. Typical average current waveform on the aircraft [16]

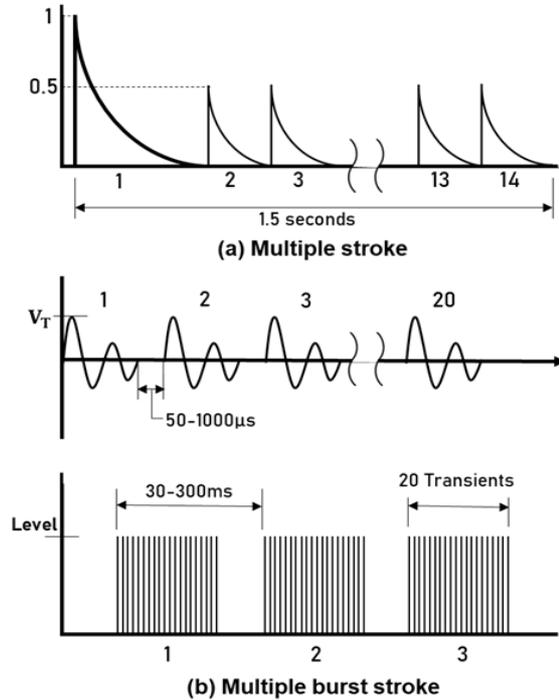


Fig. 4. Multiple stroke and multiple burst

형이 10~200ms 간격으로 13회, 총 14회의 타격이 1.5 초 이내에 이루어지도록 규정하고 있다. 그리고 다중 파열 타격은 50~1000 μs 간격으로 20개의 파형을 발생시켜 30~300ms 간격으로 3회 타격되는 것으로 규정하고 있다.

2.2 Component A 축소 파형 도식화 알고리즘

2.2.1 낙뢰 축소 파형 도식화의 필요성

Component A 파형은 지수 함수꼴로 표현된다. SAE ARP 5412B에서는 최대 전류 크기 200kA, T1(T1 : TTP, Time To Peak), T2(Decay to 50%) 각각 6.4 μs , 69 μs 으로 규정하고 있다.

$$I(t) = I_0(e^{-\alpha t} - e^{-\beta t}). \quad (1)$$

여기서 $\alpha = 11,354 s^{-1}$, $\beta = 647,265 s^{-1}$, $I_0 = 218,810 A$ 이다.

하지만 인증문헌[6]과 Table 1에 의하면 실제 항공기가 낙뢰 피격 시 최대전류는 50% 내외 확률로 35kA 이하에서 발생하며, 200kA 이상의 고전류를 지나는 확률은 5%에 불과하다. Table 1에서 Positive Stroke는 뇌운에서 항공기로 낙뢰가 발생하여 항공기가 낙뢰에 피격된 상황을 나타내며, Negative Stroke는 항공기에서 뇌운으로 낙뢰가 형성된 경우를 말한다. 낙뢰 피격 시 대부분(95%) Positive Stroke에서는 최대전류가 4.6kA이며, Negative Stroke에서는 14kA이다. 반면 최대전류 경우는 5% 확률로 Positive Stroke, Negative Stroke에서 각각 250kA, 80kA를 갖는 것을 알 수 있다.

Table 1. Parameters for positive and negative lightning strokes [7]

Parameter	Unit	Lightning Parameters		
		95%	50%	5%
Positive Stroke	kA	4.6	35	250
Negative Stroke	kA	14	30	80

RTCA DO 160G Sec.22와 SAE ARP 5415에서는 낙뢰 간접 영향성에 대한 적합성 입증 절차를 묘사하고 있다[19,20]. 낙뢰 간접 영향성에 대한 적합성을 입증하기 위해서는 실제 항공기를 대상으로 낙뢰 시험을 수행해야 한다. 이때 실제 항공기 내부의 전자 장비 손상을 예방하기 위해 낙뢰 파형을 1kA 수준으로 축소하여 시험을 수행한다[9,10].

축소 파형을 도식하기 위해 인증 문헌에 수록된 최대전류 크기 200kA를 식 (1)을 사용하여 단순히 $1/n$ 으로 축소하면, 최대전류 크기는 줄어들지만, T1, T2는 6.4 μ s, 69 μ s으로 최대전류 크기의 축소비와 함께 축소되지 않는 문제점이 있다. 이를 해소하기 위해 Plooster[11]와 Parmantier *et al.*[5]은 200kA의 Component A 파형을 축소하여 도식하는 방법을 제안하였다.

먼저 Plooster는 아래와 같이 낙뢰 Component A 파형의 Peak Time을 기준으로 두 영역으로 나누어 묘사하였다[11].

$$I(t) = \begin{cases} I_p \frac{t}{t_m}, & t \leq t_m, \\ I_p \exp(-k(t-t_m)), & t > t_m. \end{cases} \quad (2)$$

여기서 I_p 는 최대전류, t_m 은 최대전류 크기일 때 시간을 나타낸다. Plooster는 최대전류에 도달하는 시간 이전에는 선형적인 그래프를 갖는 파형으로 도식한 후 최대전류 이후로는 Single Exponential 함수를 통해 파형을 도식하는 방법을 제안하였다. 식 (2)의 k 값은 보정계수로 결과 그래프를 바탕으로 입력하는 경험 상수이다. 적절한 k 값을 입력하여 전체적인 파형 형상을 보정하는 방법을 사용하여 전체적인 Component A 파형을 근사하였다. 하지만 파형에 따라 보정 계수 k 값을 다르게 적용해야 하는 단점이 있다. 이 때문에 몇몇 특정 파형에 대해 적용은 용이하나, 다양한 크기의 파형에 적용하기에는 한계가 존재한다[11].

다음으로 Parmantier *et al.*은 Component A 파형을 도식하는데 필요한 α , β 값을 주어진 상승 시간(Rise Time)과 반감 시간(Decay to 50% Time)을 바탕으로 계산하여 파형을 도식화하였다[5].

$$T_r = \frac{2.19}{\beta}, \quad (3)$$

$$\Delta = \frac{0.69}{\alpha}, \quad (4)$$

$$I_p = I_0(K-1)K^{\frac{-K}{K-1}}, \quad (5)$$

$$K = \frac{\beta}{\alpha}. \quad (6)$$

여기서 T_r 은 상승 시간, Δ 은 최대전류 크기가 반감 되는 시간을 나타낸다. Double Exponential 함수를 통해 줄어든 파형의 최대전류 크기 보정을 위해 β/α 를 수행한 K 로 이루어진 수식을 최대 전류 크기인 I_p 에 나눈 값인 I_0 를 사용하였다. 이 방법은 Plooster의 방법보다 다양한 파형에 대해서 적용이 가능하다. 하지만 파형 도식에서 실제 항공기에 전달되는 에너지양을 표현하는 Action Integral에 대한 상대오차가 크게 나타나 시험 결과에 대한 큰 오차를 발생시키는 단점이 있다[5].

이에 본 연구에서는 다양한 크기의 파형을 도식하기 위한 보정계수를 계산하며 도식 결과 파형의 Action Integral에 대한 상대오차를 작게 발생시키는 도식 방법을 제안한다.

2.2.2 낙뢰 축소 파형 도식화 알고리즘

본 연구에서는 주어진 T1, T2, 최대전류 값을 바탕으로 축소된 Component A 파형 도식을 위해 초기 보정계수 A 값을 가정한 후 필요한 α , β 값을 계산하였다.

식 (1)은 Double Exponential 방정식이며 이를 바탕으로 α , β 값이 파형에 미치는 영향을 알 수 있다. 이를 Component A 파형을 도식할 때 필요한 $\alpha = 11,354s^{-1}$, $\beta = 647,265s^{-1}$ 값을 대입하여 확인할 수 있다. 즉 $-e^{\beta t}$ 항은 파형의 최댓값 이전에만 영향을 미치며, 그 이후로는 0에 수렴하는 것을 알 수 있다. 이는 최댓값 이후 그래프에는 $e^{-\alpha t}$ 항만 관여하기 때문이다. 이를 정량적으로 확인해보면 $t = 69\mu s$ 에서 $e^{-\alpha t}$ 는 0.456 값에 도달하는 데 비해 $-e^{\beta t}$ 는 -4×10^{-20} 으로 최댓값 이후에서 식 (1)의 $-e^{\beta t}$ 은 무시할 수 있어 아래 식을 유도할 수 있다.

$$I(T1) = I_0(e^{-\alpha T1} - e^{-\beta T1}) = I_p, \quad (7)$$

$$I(T2) = I_0(e^{-\alpha T2}) = \frac{I_p}{2}, \quad (8)$$

$$\frac{d}{dt}I(T1) = I_0(-\alpha e^{-\alpha T1} + \beta e^{-\beta T1}) = 0. \quad (9)$$

T1에서 파형은 최댓값에 도달하며, T2에서 파형의 절반 크기의 값에 도달하는 점을 이용하여 식 (7), (8)을 도출하였다. 또한 T1에서 파형의 기울기는 0이라는 점을 이용하여 식 (9)를 도출하였다.

나아가 I_0 를 보정계수와 최대전류의 곱($I_0 = A \times I_p$)으로 나타낼 수 있으며, 이것을 위 식에 대입하면 아래와 같이 간단해진다.

$$A(e^{-\alpha T1} - e^{-\beta T1}) = 1, \quad (10)$$

$$A(e^{-\alpha T2}) = 0.5, \quad (11)$$

$$(-\alpha e^{-\alpha T1} + \beta e^{-\beta T1}) = 0. \quad (12)$$

식 (10), (11), (12)를 바탕으로 파형 도식화에 필요한 α , β 값을 아래 식과 같이 계산할 수 있다.

$$\alpha = -\frac{1}{T2} \ln\left(\frac{1}{2A}\right), \quad (13)$$

$$\beta = \frac{\alpha e^{-\alpha T1}}{e^{-\alpha T1} - \frac{1}{A}}. \quad (14)$$

식 (10), (11)을 이용하여 α 값을 계산하고, 식 (10), (12)를 이용하여 β 값을 계산할 수 있다. 여기서 초기 설정한 보정계수 A 값을 바탕으로 계산하면 Fig. 5의 A_{init} 와 같이 기존 파형과 큰 차이를 보이는 파형이 도식된다. 기존 파형의 최대전류 크기는 200kA인데 반해, 보정계수를 그대로 사용하면 245kA으로 최대전류 크기에 대해 45kA 오차 및 상대오차 22.5%를 지닌다. 이는 SAE ARP 5412B에서 규정하는 최대전류에 대한 상대오차 $\pm 10\%$ 를 초과하는 값이다. 이를 해결하기 위해 Fig. 6에 묘사된 알고리즘을 적용하여 최대전류 값을 비교하여 A 값을 보정하였다.

Figure 6에 나타난 알고리즘은 다음 순서와 같이 나타난다. 먼저 도식하고자 하는 파형에 대한 정보인 $T1$, $T2$ 그리고 최대전류 크기를 선정하여 입력한다. 또한 식 (13), (14)를 계산하기 위해 초기 보정계수 A

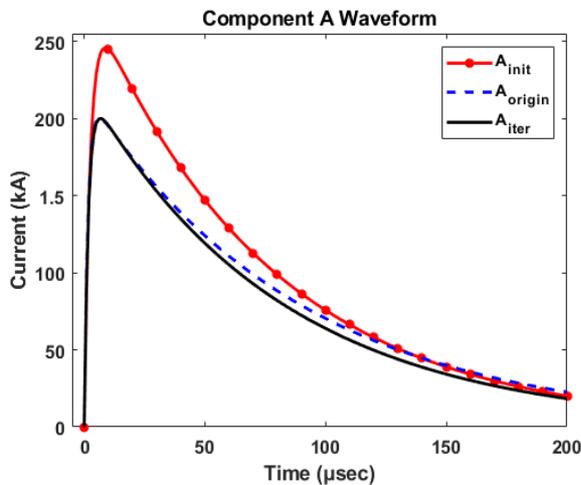


Fig. 5. Component A waveform plotted by different value A

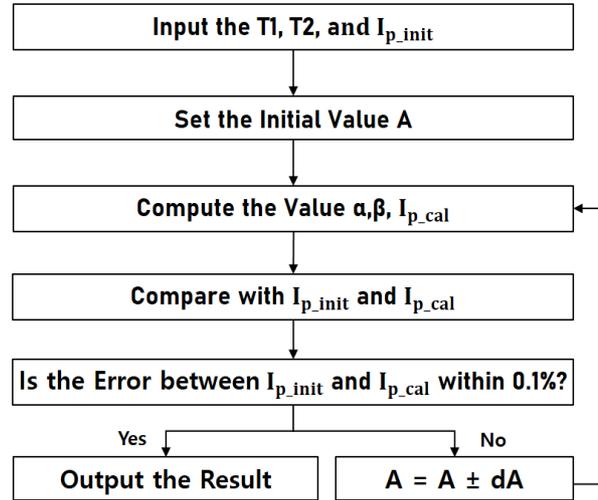


Fig. 6. Flowchart to plotting waveform

값을 설정한다. 식 (13), (14)에 대입된 파형에 대한 정보들인 $T1$, $T2$, 최대전류 크기와 초기 보정계수 A 값을 바탕으로 α , β 을 계산해낸다. 이어서 계산된 α , β 값과 초기 보정계수 A 값, 최초로 입력하였던 최대전류 크기로 파형을 도식한다. 도식된 파형의 최대전류 크기($I_{p,cal}$)와 파형에 대한 정보로 초기 입력하였던 최대전류 크기($I_{p,init}$)를 비교한다. 초기 입력한 최대전류 크기를 기준으로 계산된 최대전류 크기의 상대오차 크기가 0.1% 이내에 존재하는지 확인한다. 여기서 상대오차 크기가 0.1% 이내에 존재하면 계산되었던 α , β 값, 보정계수 A 값을 출력하며 동시에 결과 파형을 도식한다. 반면, 상대오차 크기가 0.1% 이내에 존재하지 않을 경우 보정계수 A 값에 증감계수 dA 값을 증감시켜 보정한다. 이렇게 값이 바뀐 보정계수 A 값을 바탕으로 식 (13), (14)를 통해 다시 α , β 를 계산하며 이를 통해 도식된 파형의 최대전류 값을 도출해낸다. 변화된 보정계수 A 값으로 도식된 파형의 최대전류 크기와 초기 최대전류 크기를 비교하여 상대오차 크기가 0.1% 이내에 존재할 때까지 알고리즘은 반복된다.

2.3 Component A 파형 도식화 결과 검증

2.3.1 SAE ARP 5412B의 Component A 파형과 비교

연구 결과 검증을 위해 미항공우주권고서 SAE ARP 5412 B에 규정된 $T1 = 6.4\mu s$, $T2 = 69\mu s$, 최대전류 크기가 200kA인 Component A 파형과 비교하였다. 또한 앞서 소개한 Plooster의 방법과 Parmantier *et al.*의 방법을 적용하여 파형을 도식했다. 이어 각 결과 파형의 Peak Current와 Action Integral 값과 상대오차 크기를 비교하였다.

SAE ARP 5412B에 규정된 α , β 값으로 파형을 도식하면 최대전류 크기는 200kA, Action Integral은

2,052,000A²s를 지닌다[6]. 또한 인증 문헌에서는 최대 유도 전류 크기에 대한 상대오차 $\pm 10\%$, Action Integral에 대한 상대오차 $\pm 20\%$ 를 규정하고 있다[6].

먼저 Plooster의 방법에 따른 결과는 최대 전류 200kA, Action Integral 2,085,200A²s으로 나타났다. 인증 문헌에 제시된 값들과 최대 전류 크기는 일치하였으며, Action Integral에 대한 상대오차는 1.62%로 나타났다. 다음으로 Parmantier *et al.*의 방법은 최대 전류 199.96kA, Action Integral 2,403,700A²s으로 인증 문헌의 파형과 상대오차에서 각각 0.02%, 17.13%로 나타났다. 본 연구 결과는 최대전류 200.15kA, Action Integral 2,050,200A²s으로 기존 파형과 상대오차에서 각각 0.075%, 0.08%를 보여주었다.

Table 2와 Fig. 7에 결과 값과 파형 도식 결과를 요약하였다. 이를 바탕으로 각 방법들은 모두 인증 문헌에 규정된 최대전류 크기와 Action Integral에 대한 허용 상대오차 범위를 충족시킨다. 하지만 Action Integral의 경우 Parmantier *et al.*의 방법은 17.13%로 상대적으로 크게 발생하였다. 반면, Plooster와 Present 방법들의 상대오차는 2% 미만으로 나타났으며, 특히 본 연구 결과는 0.08%로 인증 문헌의 기준 파형을 거의 그대로 모사하였다.

Table 2. Result of plotting component A waveform

	Peak Current		Action Integral	
	Amplitude (kA)	Relative Error (%)	Magnitude (A ² s)	Relative Error (%)
ARP5412B	200.00	-	2,052,000	-
Plooster	200.00	0.000	2,085,200	1.62
Parmantier	199.96	0.020	2,403,700	17.13
Present	200.15	0.075	2,050,200	0.08

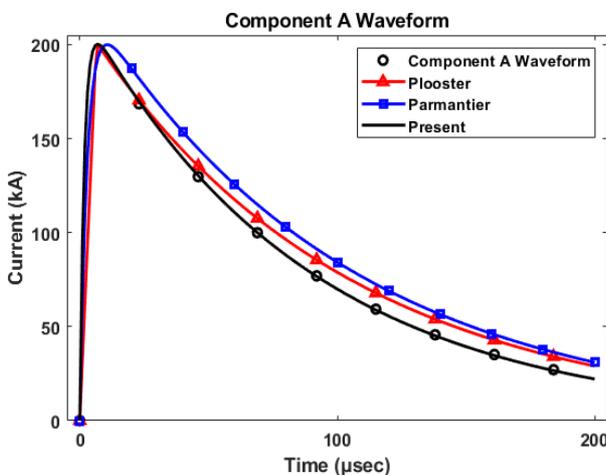


Fig. 7. Component A waveform plotted by different plotting methods

2.3.2 Huang *et al.* 및 Wang *et al.*의 파형과 비교

다음으로 Huang *et al.*[13]과 Wang *et al.*[14]이 사용한 Component A 파형과 Present, Plooster, Parmantier *et al.*이 제안한 방법들을 비교하였다. 먼저 22 μ s 118 μ s, 473A를 사용한 Huang *et al.*의 파형과 비교하였다. Huang *et al.*의 경우 최대전류 473A, Peak Time까지 22 μ s, Decay to 50%까지 118 μ s가 소요되며, 0~500 μ s까지 Action Integral은 21.16A²s이다. 이를 본 연구에서 제안한 방법으로 도식화하면 최대전류 472.54A, Action Integral 21.07A²s으로 각각 상대오차 0.09%, 0.42%를 갖는다. 이어 Plooster가 제안한 방법을 이용하여 보정계수 k 값은 8,000을 입력한 후 파형을 도식화하였다. 그 결과 최대전류 473A, Action Integral 15.26A²s로 최대전류 크기는 일치하며 Action Integral에 대한 상대오차는 27.88%로 나타났다. 한편 Parmantier *et al.*이 제안한 방법은 최대전류 472.99A, Action Integral 27.50A²s으로 각각 상대오차 0.002%, 29.96%로 나타났다.

두 번째로 Wang *et al.*이 사용한 4 μ s, 16 μ s, 100kA의 파형은 최대전류 100kA, Action Integral 0~500 μ s 동안 139,960A²s로 산출되었다. 이를 본 연구에서 제안한 방법에 적용하면 최대전류 100.09kA, Action Integral 143,480A²s으로 상대오차는 각각 0.09%, 2.51%가 된다. Plooster가 제안한 방법으로는 최대전류 100kA, Action Integral 113,330A²s으로 보정계수 k 값은 100,000을 입력하였다. 이어서 결과 파형에 대한 최대전류 크기에 대한 상대오차는 일치하며 Action Integral에 대한 상대오차는 19.02%가 된다. 끝으로 Parmantier *et al.*이 제안한 방법으로는 최대전류 99.9kA, Action Integral 189,550A²s으로 각각 상대오차 0.1%, 35.43%로 산출되었다.

위 결과 파형들의 형상은 Fig. 8을 통해 확인할 수 있다. Table 3에 각 방법들의 최대전류 크기, Action Integral 크기 및 상대오차 값이 나타내었다. 위 방법들 중 Plooster의 방법은 Huang *et al.*, Wang *et al.*에 쓰인 파형들과의 최대전류 크기는 식 (2)에 의해 일치하지만, Action Integral 상대오차는 각각 27.88%, 19.02%로 나타났다. 또한 Parmantier *et al.*의 방법은 Huang *et al.*, Wang *et al.*이 사용한 파형을 도식했을 때 각각 29.96%, 35.43%의 Action Integral 상대오차가 도출되었다. 반면 본 연구에서 제안하는 방법에 적용시키면 각 파형에서 Action Integral에 대한 상대오차가 3% 미만으로 나타났다. 이를 통해 SAE ARP 5412B에 규정된 200kA의 파형을 Plooster의 방법과 신규 방법으로 도식하면 Action Integral에 대한 상대오차가 20% 미만으로 나타났다. 특히 신규 방법은 Huang *et al.* 파형의 Action Integral에 대한 상대오차는 2% 미만으로 기존 파형을 잘 모사하였다. 하지만 Plooster, Parmantier *et al.*의 방법은 상대

적으로 큰 Action Integral에 대한 상대오차가 발생했다. 이를 통해 기존 파형 도식 방법들의 축소 파형 도식에 대한 한계를 확인하였고 본 연구에서 제안하는 방법의 유효성을 확인하였다.

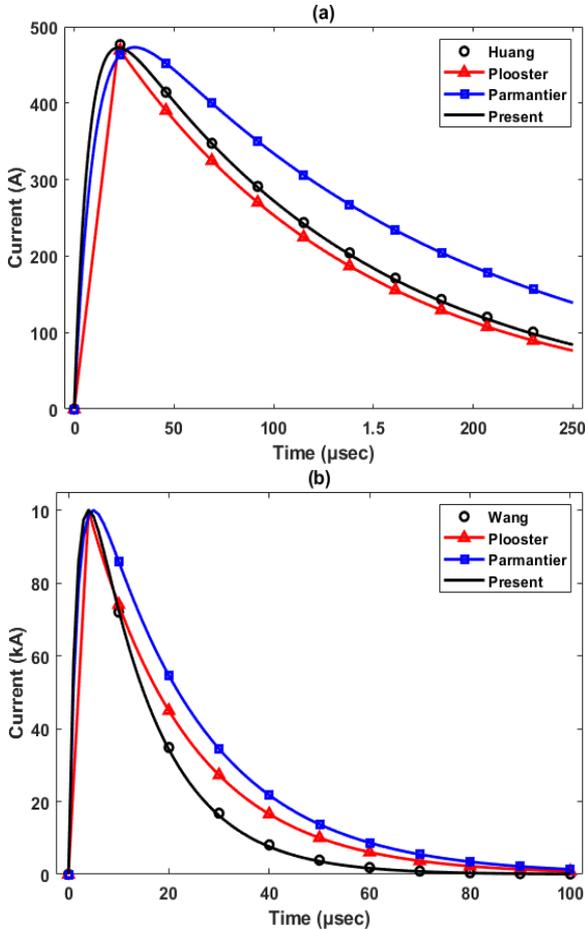


Fig. 8. Two component A waveforms plotted by each method (a : Huang *et al.*, b : Wang *et al.*)

Table 3. Result of plot two component a waveforms

	Plotting Method	Peak Current (A)	Relative Error (%)	Action Integral (A^2s)	Relative Error (%)
Huang	Origin	473.00	-	21.16	-
	Plooster	473.00	0.000	15.26	27.88
	Parmantier	472.99	0.002	27.50	29.96
	Present	472.54	0.090	21.07	0.42
Wang	Origin	100000	-	139960	-
	Plooster	100000	0.000	113330	19.02
	Parmantier	99900	0.100	189550	35.43
	Present	100090	0.090	143480	2.51

2.4 보정계수 및 증감계수에 따른 영향성 분석

2.4.1 보정계수 A값의 수렴 범위 및 영향성 분석

보정계수에 따른 파형 결과의 영향성을 분석하기 전에 먼저 각 파형의 보정계수 A값의 수렴 범위를 확인하였다. 200kA의 Component A 파형에 대해서 $1/A = 0.9134$ 으로 $1/A \leq 0.9$ 사이에서 수렴하며 그 이외의 범위에서는 발산하였다. 또한 100kA의 Wang *et al.*의 파형에서 보정계수 A값은 $1/A \leq 0.7$ 에서 수렴하였고, 473A의 Huang *et al.*의 파형에서는 $1/A \leq 0.8$ 에서 수렴하였다. 여기서 초기 보정계수 A값을 선정하기 위해 $1/A$ 값에 따른 반복 횟수와 Action Integral에 대한 상대오차 크기를 확인하였다.

Table 4에서는 $1/A = 0.7$ 일 때를 기준으로 알고리즘의 반복 횟수와 Action Integral에 대한 상대오차 크기의 비를 나타낸 것이다. 여기서 $1/A = 0.8$ 에서 SAE ARP 5412B에 대한 Component A 파형은 $1/A = 0.7$ 을 기준으로 동일한 Action Integral에 대한 상대오차와 0.53배의 반복 횟수를 지낸다. 이어서 Wang *et al.*의 파형은 $1/A = 0.8$ 에서 발산한다. 하지만 Huang *et al.*의 파형은 $1/A = 0.7$ 을 기준의 5%의 반복 횟수를 보여주지만 110%의 Action Integral에 대한 상대오차가 발생한다. 마찬가지로 $1/A = 0.6$ 에서 SAE ARP 5412B에 대한 Component A 파형은 $1/A = 0.7$ 을 기준으로 동일한 Action Integral에 대한 상대오차와 1.46배의 반복 횟수를 지낸다. 또한 $1/A = 0.6$ 에서 Wang *et al.*, Huang *et al.*의 파형은 각각 $1/A = 0.7$ 을 기준으로 0.80, 2.06배의 반복 횟수를 보여주지만 1.07, 1.00의 Action Integral에 대한 상대오차 비가 존재한다.

이를 바탕으로 초기 보정계수 A값은 여러 크기의 파형에서 발산하지 않아야 한다. 또한 다른 값에 비해 가장 낮은 Action Integral에 대한 상대오차와 비

Table 4. Performance of plotting waveforms for different values of A

Iteration Number ($n/n_{A=1/0.7}$)					
1/A	0.9	0.8	0.7	0.6	0.5
ARP5412	0.06	0.53	1.00	1.46	1.93
Huang	-	0.05	1.00	2.06	3.13
Wang	-	-	1.00	0.80	2.63
Relative Error ($\Omega/\Omega_{A=1/0.7}$)					
1/A	0.9	0.8	0.7	0.6	0.5
ARP5412	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
Huang	-	1.10	1.00	1.00	1.00
Wang	-	-	1.00	1.07	1.07

교적 작은 반복 횟수를 갖는 $1/A = 0.7$ 로 선정하여 연구를 진행하였다. 이를 통해 $1/A = 0.7$ 로 선정하여 파형을 도식하면 비교적 가장 낮은 반복 횟수를 보여주며 가장 낮은 Action Integral에 대한 상대오차를 지니는 파형을 도식화할 수 있다.

2.4.2 증감계수가 파형에 미치는 영향성 분석

보정계수 A를 보정하기 위한 증감계수 dA 값에 따라 파형 도식 결과에 어떤 영향을 미치는지 분석하였다. 증감계수 dA 값이 0.01×10^{-3} , 0.05×10^{-3} , 0.1×10^{-3} , 0.5×10^{-3} , 1×10^{-3} 에 대한 영향을 분석하였다. 이를 SAE ARP 5412B에 규정된 Component A 파형과 Wang *et al.*, Huang *et al.*이 사용한 파형 도식 결과에 대한 반복 횟수 및 Action Integral에 대한 상대오차 변화를 분석하였다. 그 결과를 Table 5에 $dA = 0.5 \times 10^{-3}$ 을 기준으로 각 값들에 대한 비가 나타내었다.

각 파형을 도식화할 때 dA의 값이 0.5×10^{-3} 일 경우 반복 횟수가 1이라면, 0.1×10^{-3} 경우는 약 5배, 0.05×10^{-3} 경우는 약 10배, 0.01×10^{-3} 경우는 약 50배의 반복 횟수 비를 갖는다. 또한 Action Integral에 대한 상대오차 크기가 dA 값이 0.5×10^{-3} 일 경우 1이라면, 0.1×10^{-3} 경우 평균 0.986, 0.05×10^{-3} 경우 평균 0.98, 0.01×10^{-3} 경우 평균 0.98 값을 갖는다.

그리고 SAE ARP 5412B의 Component A 파형과 Huang *et al.*의 파형은 dA 값이 0.1×10^{-3} 경우는 0.5×10^{-3} 에 비해 각각 Action Integral에 대한 상대오차가 약 1%, 3%씩 감소하였다. 또한 각 파형의 도식 결과, dA 값이 0.05×10^{-3} 인 경우보다 더 낮은 값에서 반복 횟수는 급격히 증가하지만, Action Integral에

Table 5. Performance of plotting waveforms for different values of dA

Iteration Number (n/n ₀)					
dA ($\times 10^{-3}$)	1.0	0.5	0.1	0.05	0.01
ARP5412	-	1.00	4.98	9.97	49.85
Wang	0.51	1.00	4.96	9.90	49.48
Huang	0.50	1.00	4.96	9.92	49.57
Relative Error (Ω/Ω_0)					
dA ($\times 10^{-3}$)	1.0	0.5	0.1	0.05	0.01
ARP5412	-	1.00	0.99	0.98	0.98
Wang	1.02	1.00	1.00	0.99	0.99
Huang	1.00	1.00	0.97	0.97	0.97

대한 상대오차는 더 이상 줄어들지 않고 일정하게 유지된다. 이를 바탕으로 반복 횟수 증가에 따라 Action Integral에 대한 상대오차가 충분히 감소하는 증감계수 dA를 0.1×10^{-3} 으로 선정하여 연구를 진행하였다.

III. 낙뢰 축소 파형을 통한 전산 해석

3.1 EMA3D를 통한 전산 해석 및 해석 모델

전산 해석은 전자기 해석 소프트웨어 EMA3D를 사용하였다. EMA3D는 아래 식과 같이 Curl형 Maxwell 방정식을 FDTD(Finite Difference Time Domain)로 해석하는 3차원 전자기 해석 상용 소프트웨어이다.

$$\nabla \times E = -\mu \frac{\partial H}{\partial t} \quad (15)$$

$$\nabla \times H = -\epsilon \frac{\partial E}{\partial t} + \sigma E + J \quad (16)$$

위 식은 Maxwell 방정식의 Faraday 법칙과 Ampere 법칙이 나타낸다. E, H, J, ϵ , μ , σ 는 각각 전기장(Electric Field), 자기장(Magnetic Field), 전류 밀도(Current Density), 투자율(Permeability), 유전율(Permittivity), 전기전도도(Conductivity)이다. 특히 EMA3D의 MHARNES 소프트웨어를 활용하면, 항공기 내부에 설치된 케이블 하네스에 대한 전류, 전압 값을 확인할 수 있다.

전산 해석 모델은 Fig. 9와 같이 Airbus Helicopters사의 EC-155B 헬리콥터를 사용하였다. 낙뢰는 낙뢰 초기 부착지점으로 분류된 메인 로터 블레이드 팁을 피격하여 왼쪽 랜딩 기어를 통해 방출되도록 가정하였다[17]. 기체 내부에 Cockpit, Engine, Landing Gear, Tail Boom을 잇는 케이블 하네스를 설치하였으며, 케이블 접지는 Tail Boom을 통해 기체와 연결되도록 하였다. 이 중 Cockpit에 프로브를 설치하여 조종사와 수많은 항전 장비들이 밀집된 곳에 대한 낙뢰 간접 영향성을 확인할 수 있다.

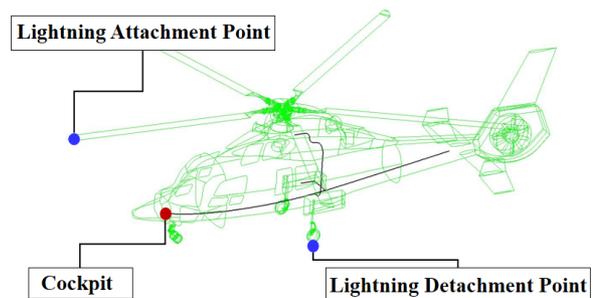


Fig. 9. Computational analysis model of EC-155B rotorcraft

경계 조건은 대기 상태를 가정하여 경계층에서 신호가 반사되지 않고 흡수, 제거, 복사되는 MUR-1 on H-Fields를 사용하였다. 또한 항공기 표면 물질은 탄소 섬유 강화 복합재로 가정하여 전기 전도도 35×10^3 S/m로 설정하였다[21].

전산 해석은 SAE ARP 5412B에 규정된 기존 파형으로 최대 전류 크기 200kA를 갖는 Component A 파형을 1:1, 1:2, 1:4, 1:8, 1:16, 1:32, 1:64로 다양한 크기로 축소된 파형을 적용하였다. 축소 파형의 최대 전류 크기는 각각 200kA, 100kA, 50kA, 25kA, 12.5kA, 6.25kA, 3.125kA이며 Action Integral은 2,850,200A²s, 254,660A²s, 31,833A²s, 4158.1A²s, 519.76A²s, 100.59A²s, 33.17A²s이다.

3.2 낙뢰 간접 영향성 전산 해석 결과

다양한 크기로 축소된 Component A 파형을 EC-155B 헬리콥터에 적용하여 Cockpit에 발생하는 유도 전류를 측정된 결과 Table 6과 같이 나타났다. 1:1, 1:2, 1:4, 1:8, 1:16, 1:32, 1:64로 축소된 파형에서 Fig. 10과 같이 각각 최대 전류 크기 210.87A, 114.91A, 58.20A, 24.97A, 10.43A, 4.24A, 2.01A가 측정되었다. 이들 값은 기존 파형의 결과인 210.8A로 나누어 크기 감소 비를 구하면 1:2, 1:4, 1:8, 1:16, 1:32, 1:64 파형에서 기존 파형 크기의 54.5%, 27.6%, 11.8%, 4.9%, 2.0%, 0.9%로 나타났다. 이들은 기존 파형의 50%, 25%, 12.5%, 6.25%, 3.125%로 축소된 파형의 감소비와 다르게 나타났다. 이를 정량적으로 확인해보면, Fig. 10과 같이 1:2, 1:4, 1:8, 1:16, 1:32, 1:64에 대해 전류 감소비는 파형 감소비의 108.9%, 110.3%, 94.7%, 79.1%, 64.3%, 61.0%로 나타났다. 전류 감소비는 파형 감소비의 100%일 때, 1/n으로 축소된 파형에 대한 결과에 n배를 곱하여 원 파형에 대한 결과와 일치함을 의미한다.

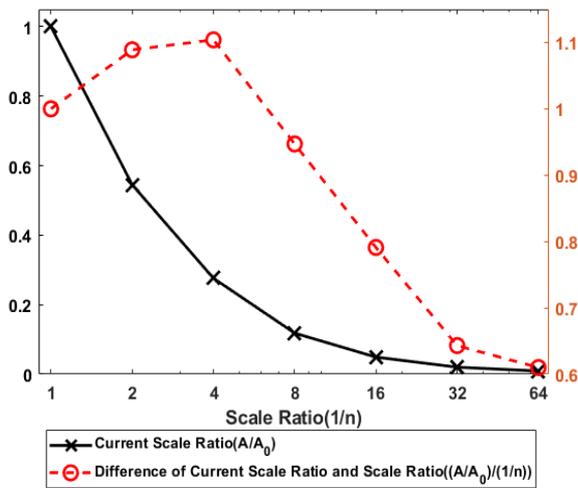


Fig. 10. Current scale ratio and difference of current scale ratio and waveform scale ratio

Table 6. Computational analysis results of EC-155B rotorcraft

(1/n) × Component A			
1/n	Max Current (A)	Current Ratio (A/A ₀)	Current Scale Ratio /Waveform Scale Ratio ((A/A ₀)/1/n)
1/1	210.87	1	1
1/2	114.91	0.545	1.089
1/4	58.20	0.276	1.104
1/8	24.97	0.118	0.947
1/16	10.43	0.049	0.791
1/32	4.24	0.020	0.643
1/64	2.01	0.009	0.610

헬리콥터 기체에 전달되는 낙뢰 에너지는 전류 제곱에 비례하는 Action Integral로 나타난다. 하지만 외삽법은 축소 파형으로 인한 결과에 선형적으로 비례하여 전류 크기를 근사하는 방법이다. 때문에 외삽법으로 계산된 기존 파형 결과에 대한 유도 전류 크기는 오차를 지닐 것으로 예상된다. 이는 Table 6을 통해 외삽법에 대한 한계를 확인할 수 있다. 외삽법은 전류 감소비가 파형 감소비의 94.7%인 1:8로 축소된 파형까지는 기존 파형 결과를 10% 내외 오차로 예측할 수 있다. 하지만 그 이상 축소된 파형에 대해서는 외삽법으로는 기존 파형 결과를 더 이상 예측하기 어려울 것으로 예상된다. 특히 기존 축소된 파형을 적용하여 항공기 전기체를 대상으로 수행하는 낙뢰 간접 시험의 경우 외삽법을 통해 축소되지 않은 파형에 대한 결과를 예측한다[8,10]. 하지만 1:64 크기로 축소된 파형 결과는 파형 축소비의 61.0% 이보다 더 축소된 파형의 경우 더 낮은 비율이 될 것으로 예상된다. 이로부터 축소된 파형 결과를 바탕으로 기존 파형에 대한 결과를 예상하기 위해서는 외삽법 이외에 다른 방법이 필요할 것으로 판단된다.

IV. 결론

본 연구에서는 미항공연방청(FAA)에서 제정한 미항공우주권고서 SAE ARP 5412B에 규정된 Component A 파형을 축소하여 도식화하는 방법을 제시하였다. 인증 지침서의 Component A 파형은 최대 200kA, 6.4μs, 69μs인 파형이며, 항공기 낙뢰 시험을 많이 사용되고 있다. 하지만 실제 항공기 낙뢰는 대부분 35kA 내외로 발생한다고 알려져 있다. 또한 항공기 시험을 위해 전기체 단위로 시험을 수행할 시 실제 항공기 내부 전자장비 파손 예방을 위해 파형을 축소하여 시험을 수행한다.

이에 기존 파형을 도식하는 방법인 Plooster, Parmantier *et al.*의 방법을 분석하고 그 한계를 확인한 후 Component A 파형을 각 방법으로 도식해보았다. 이를 통해 본 논문에서 제안한 방법과 기존 방법의 결과 파형의 최대 전류 크기, Action Integral 값과 그 상대오차를 비교하였다. 이어 Component A 파형을 축소하여 시험 및 전산 해석에 사용한 Huang *et al.*과 Wang *et al.*의 파형을 각 방법으로 도식화하였다. 각 방법으로 도식화한 결과 파형의 최대 전류 크기를 비교하였다. 이어서 본 논문에서 제안한 신규 방법을 이전 논문들에서 사용된 파형과 비교하였다. 그 결과 인증 문헌에서 규정하고 있는 최대 유도 전류 크기에 대한 상대오차 $\pm 10\%$ 및 Action Integral에 대한 상대오차 $\pm 20\%$ 내에 존재함을 확인할 수 있었다.

그리고 본 논문은 제안한 방법에 사용한 보정계수와 증감계수에 따라 파형 결과에 어떤 영향을 미치는지 분석하였다. 보정계수는 1/0.7에서 가장 낮은 Action Integral에 대한 상대 오차 값을 보여주었다. 또한 증감계수는 0.1×10^{-3} 에서 발산하지 않고 반복 횟수 증가에 따른 Action Integral에 대한 상대오차가 감소하는 것을 확인하였다. 보정계수가 1/0.7이고 증감계수가 0.1×10^{-3} 일 때 가장 낮은 반복 횟수와 Action Integral에 대한 상대오차가 발생하는 것을 확인하였다.

마지막으로 Airbus Helicopters 사의 EC-155B 헬리콥터와 기체 내부에 Cockpit, Engine, Landing Gear, Tail Boom을 잇는 케이블 하네스를 전자기 해석 소프트웨어 EMA3D를 활용하여 설계하였다. EC-155B의 메인 로터 블레이드 팁에 1:1, 1:2, 1:4, 1:8, 1:16, 1:32, 1:64로 축소된 파형을 인가시킨 후 Cockpit에 발생하는 낙뢰 간접 영향성을 확인하였다. 파형 축소비와 전류 감소비는 일치하지 않으며, 파형 축소비가 커질수록 전류 감소비와 차이는 더 크게 발생하였다. 이를 통해 축소된 파형에 대한 결과를 바탕으로 기존 파형에 대한 결과를 추측하고자 사용하는 외삽법의 한계를 확인하였다.

본 연구를 통해 인증 문헌에 제시된 Component A 파형의 Action Integral의 상대오차를 최소화하며 축소파형을 도식화하는 방법을 제시하였다. 이를 통해 몇몇 특정 파형에 국한된 낙뢰 실험 및 전산 해석뿐만 아니라 보다 다양한 크기의 낙뢰 파형을 모사할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

이 논문은 국토교통부와 국토교통과학기술진흥원 및 항공안전기술원의 민수헬기인증개발사업의 지원을 받아 수행되었습니다. (21CHTR-C139569-05)

References

- 1) Park, S. W., Kim, Y. G., Kang, Y. S. and Myong, R. S., "Analysis of Effects of Lightning on PAV Using Computational Simulation and a Proposal to Establish Certification Guidance," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 13, No. 6, 2019, pp. 60~69.
- 2) Korea Meteorological Administration, 2019 *Lightning Yearbook*, Seoul, 2019.
- 3) Flight Safety Foundation, "SUKHOI Superjet 100-95," *FSF Accidents and Incidents*, 2019.
- 4) Kim, J. J., Baek, S. T., Song, D. G. and Myong, R. S., "Computational Simulation of Lightning Strike on Aircraft and Design of Lightning Protection System," *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 12, 2016, pp. 1071~1086.
- 5) Parmantier, J. P., Issac, F. and Gobin, V., "Indirect Effects of Lightning on Aircraft and Rotorcraft," *Aerospace Lab*, Issue 5, AL05-10, 2012.
- 6) Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms, *SAE ARP 5412 Revision B*, SAE Aerospace, 2013.
- 7) Advanced General Aviation Transport Experiments, *Lightning Direct Effects Handbook Revision A*, 2017.
- 8) Jeong, D. Y., "Full Vehicle Test of Rotorcraft against the Lightning Indirect Effects," *Proceeding of the Society for Aerospace System Engineering Fall Conference 2018*, 2018, pp. 1~3.
- 9) Jeong, D. Y., "A Study on Means of Compliance for Lightning Protection in the System and Structure of Air Vehicles," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 14, 2020, pp. 49~55.
- 10) Lee, J. P. and Tae, J. S., "Indirect Lightning Tests for T-50 Aircraft," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, 2006, pp. 883~888.
- 11) Plooster, M. N., "Numerical Model of the Return Stroke of the Lightning Discharge," *The Physics of Fluids*, Vol. 14, No. 10, 1971, pp. 2124~2133.
- 12) Ogasawara, T., Hirano, Y. and Yoshimura, A., "Coupled Thermal-Electrical Analysis for Carbon Fiber/Epoxy Composites Exposed to Simulated Lightning Current," *Composite Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 41, 2010, pp. 973~981.
- 13) Huang, L., Gao, C., Guo, F. and Sun, C., "Lightning Indirect Effects on Helicopter: Numerical

Simulation and Experiment Validation," *IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility*, Vol. 59, No. 4, 2017, pp. 1171~1179.

14) Wang, S. M., Chen, X. N., Guo, F. and Huang, L. Y., "Lightning Indirect Effects on UH-1H Helicopter: Numerical Simulation Analysis and EM Shielding," *2017 IEEE 5th International Symposium on Electromagnetic Compatibility (EMC-Beijing)*, 2017, pp. 1~4.

15) Federal Aviation Administration, "Aircraft Electrical and Electronic System Lightning Protection," *AC 20 136 Revision B*, 2011.

16) SAE International, "Aircraft Lightning Direct Effects Certification," *SAE ARP 5577*, 2008

17) SAE International, "Aircraft Lightning Zone," *SAE ARP 5414 Revision B*, 2018.

18) Laroche, P., Blanchet, P., Delannoy, A. and

Issac, F., "Experimental Studies of Lightning Strikes to Aircraft," *Aerospace Lab*, Issue 5, AL05-06, 2012.

19) SAE International, "User's Manual for Certification of Aircraft Electrical/Electronic Systems for the Indirect Effects of Lightning," *SAE ARP 5415 Revision B*, 2020.

20) Radio Technical Commission for Aeronautics, "Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment Section 22 - Lightning Induced Transient Susceptibility," *DO 160 Revision G*, 2010, pp. 327~331.

21) Kang, Y. S., Park, S. W., Roh, J. S. and Myong, R. S., "Computational Investigation of Expanded Metal Foils on the Lightning Protection Performance of a Composite Rotor Blade," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 22, No. 1, 2021, pp. 203~221.