

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(7), 574-580(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.7.574

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

항공기 외표면 정전기 방출기 장착설계 및 시험에 관한 연구

우희채*, 김용태**, 김봉규**

A Research on the Static Discharger Installation Design and Test for Air Vehicle

Hee-Chae Woo*, Yong-Tae Kim** and Bong-Gyu Kim**

Agency for Defense Development(ADD)*, **

ABSTRACT

Static dischargers should be installed on air vehicle to emit a static electricity during flight. Especially, If static electricity is not removed by static discharger on the air vehicle, it makes ionization and corona effect on the edge of antenna and wing. Those phenomenon bring about performance degradation for radio communication and equipment operation. In this paper, the conditions such as climate, air vehicle's speed and frontal area were analyzed to design static dischargers. As a result, the static dischargers would be optimally designed for air vehicles and the performance of the static dischargers can verify according to the functional experiment. Therefore the result of this research will be used to make static discharger installation design for new air vehicle that have different size and mission.

초 록

항공기에는 비행 중 공기 중으로부터 축적된 정전기를 방출시키기 위하여 정전기방출기를 장착하여야 한다. 특히 정전기 방출기에 의해 방출되지 않으면, 항공기 표면에 이온화현상이 발생하게 되고, 그에 따라 항공기 외부로 돌출된 안테나 및 날개 끝부분에서 코로나 현상을 발생시켜 무선통신 및 장비운용에 영향을 미치게 한다. 본 논문에서는 항공기 정전기 방출기를 장착하기 위하여 항공기 표면적과 속도 그리고 기후조건을 분석하였다. 또한 그 분석결과를 바탕으로 정전기 방출기 장착설계를 수행할 수 있으며, 장착된 정전기 방출기의 기능시험을 통하여 효과적으로 장착설계가 되어있음을 확인할 수 있다. 그리하여 본 연구결과를 바탕으로 추후 다양한 크기와 임무조건을 가지는 항공기의 정전기 방출기 장착설계를 최적화하여 수행할 수 있다.

Key Words : Static Discharger(정전기 방출기), Electromagnetic Environment Effect(전자기환경영향, E3), Electromagnetic Interference(전자기환경간섭, EMI), Air Vehicle(항공기), Electrical Bonding(전기적 접속)

† Received : April 25, 2017 Revised : June 21, 2017 Accepted : June 26, 2017

* Corresponding author, E-mail : hcwoo81@hanmail.net

1. 서 론

정전기 축적은 항공기가 다양한 환경 및 날씨 조건에서 임무를 수행하기 시작하면서부터 나타나기 시작했다[1, 2, 3]. 그리고 축적된 정전기는 공기 중에 포함된 각 입자의 밀도와 전하량 그리고 항공기의 속도 및 항공기 외표면 재질에 따라 발생된다[1, 4, 5]. 항공기가 고속으로 공기중을 비행하게 되면 공기의 흐름으로 인하여 발생된 마찰에 의해 공기내부의 전자들이 항공기 표면에 축적이 된다[6]. 항공기가 공중에서 운항 및 임무 중일 때에는 공기 중에 존재하는 +/-전하들과의 마찰로 인해서 항공기 외표면에 반대의 전하가 쌓이게 되며, 항공기 외부에 축적된 정전기가 방출되지 않으면 항공기 내부 구조물 또는 배선조립체(Wire Harness)를 통하여 내부 전자장비에 심각한 손상을 발생시키게 된다.

Figure 1과 같이 양전하(+)를 띤 구름 속을 통과하게 되면 항공기의 전방 외표면에 음전하를 띠게 되고 그에 따라 항공기 후방동체부분은 양전하가 형성되게 되어 정전류가 흐르게 된다. 또한 전자들이 항공기 표면에 많은 양이 축적이 되어 전자들이 공기분자들과 이온화 현상이 발생시켜 항공기 외부 안테나, 날개 끝부분 또는 항공기 외부로 돌출된 부분에서 코로나 현상을 발생시키게 된다. 이렇게 발생되어진 코로나 현상은 무선통신장비의 송수신 주파수 및 장비에 영향을 미치게 되어 안테나와 같은 통신장비의 작동에도

영향을 주게 되고 항공기 위성통신, 데이터링크 및 항공기 기동과 관련된 안테나 송수신 장비에도 손상을 주어 임무가 불가능한 상태가 될 수 있다[6]. 항공기에는 외부 충전된 정전기의 피해를 예방하고자 Flap(플랩), Aileron(보조날개), Rudder(방향키) 및 Elevator(승강타)와 같이 항공기 외부 돌출부위 또는 Main Wing 및 Tail Wing의 가장자리 부분에 정전기 방출기를 장착하며, 정전기 방출기는 정전하를 발생시키는 구름과 비행속도, 항공기 외표면 면적에 따라 외부에 장착되는 정전기 방출기의 설계 및 수량도 달라진다.

또한 항공기 표면에 영향을 미칠 수 있는 조건 중 가장 주요한 요소 중 하나가 바로 구름의 종류이며, 항공기의 크기와 타입, 항공기의 순항속도 그리고 대기 중 입자량과 날씨조건(구름량)에 따라서 항공기 외부표면에 충전되는 전하량도 30~4,000 μA 까지 차이가 나게 된다[1].

그래서 항공기가 정상적으로 임무를 수행하고 다양한 외부환경에서 운용을 하기 위해서 항공기에 충전된 정전기를 효율적으로 방출시켜야 한다. 그리고 최적의 항공기 구조설계를 위하여 최적화된 정전기 방출기 설계가 동시에 필요하다. 또한 항공기에 장착된 정전기 방출기를 지상에서 시험할 수 있는 방안을 연구하여 항공기의 지상조건에서도 효과적으로 정전기 방출기 설계를 시험 및 검증할 필요성이 있다.

본 연구에서는 항공기의 각 부분별로 산출된 표면적 그리고 각 조건별 운항속도 및 공기중의 구름에 따른 정전기 발생조건을 기반으로 항공기에 축적되는 전류량을 산출하여 정전기 방출기의 설계 및 장착설계를 수행하였다. 그리고 장착된

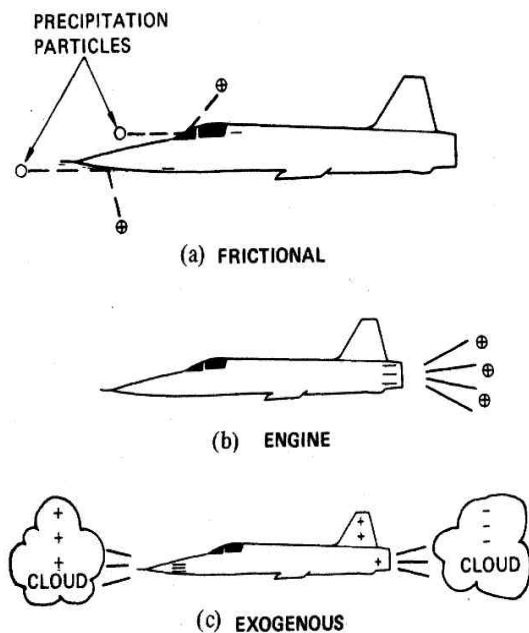


Fig. 1. Static Charging Process[2]

Table 1. Typical precipitation charging currents measured in flight[1]

Aircraft Type	Cloud Type	Charging Current (Corona Discharging Current μA)
707	Cirrus	300~500
707	Frontal Snow	3000
Fighter (Mach 1.2)	Cirrus	500
DC-8	Frontal Snow	4000
Fighter	Ice Frog (Barely Visible)	30~50

정전기 방출기 장착설계 검증을 위하여 방출기 시험방법을 제시하였다.

II. 본 론

2.1 항공기 정전기방출 기준분석

운항중 항공기에 축적되는 전체충전전류는 전자기환경영향(E3:Electromagnetic Environmental Effect)에 대한 규격인 미 군사 표준서 MIL-STD-464에 표기된 Precipitation Static (P-Static) 요구조건 가이드[7]를 만족하도록 수식 1에 의거하여 정전기 전하량에 대하여 계산을 수행하였다. 정전기는 항공기의 외표면 마찰에 의해 충전되며, 충전된 정전기는 특별한 경로를 설정해주지 않게 되면 외부로 방출될 수 없는 조건이 된다. 이 조건에서는 운항중인 비행체에 정전하가 축적된 항공기 외부 도체와 공기 사이에 전위차를 발생시킨다[7].

(1)식에서 항공기 전체 정전류 충전전류는 전류밀도와 항공기 전면 표면넓이에 비례하고 항공기 운항속도의 1/600배로 관계되며 항공기 정전기방출기 설계의 기본적인 설계요구조건이 된다. 단, 항공기 속도가 초음속(1,200km/h) 이상일 때 외부 충격과에 의해 얼음결정이 녹을 경우에는 충전율이 감소할 수 있으며 이러한 경우에는 항공기 속도에 비례하여 정전기 충전율이 증가하지 않을 수 있다.

$$I_t = I_c \times S_a \times V/600 \quad (1)$$

$I_t (\mu A)$: 항공기 전체 정전기 충전전류

$I_c (\mu A/m^2)$: 전류밀도

$S_a (m^2)$: 항공기 전면 표면넓이

$V(knots)$: 항공기 운항속도

또한 MIL-STD-464[7]에서는 Table 2와 같이 구름과 기상상태에 따라서 전류밀도가 다르게 표기되며, 맑은 날씨상태에서 나타나는 권운

Table 2. Current Density of Weather Condition[3]

Condition	Current Density
Cirrus	50~100 $\mu A/m^2$
Strato-Cumulus	100~200 $\mu A/m^2$
Snow	300 $\mu A/m^2$

(Cirrus)일 경우에는 50~100 $\mu A/m^2$, 층적운(Strato-cumulus)은 구름의 형태(고층운, 난층운 등)에 따라 100~200 $\mu A/m^2$, 그리고 먹구름 형태인 눈구름(Snow)일 때에는 300 $\mu A/m^2$ 이 된다. 따라서 본 논문에서는 가장 기상조건이 최악인 Snow를 기준으로 하여 단위면적(m^2)당 300 μA 의 전류밀도로 하여 반영하였다.

2.2 항공기 외부 면적 산출

항공기의 면적은 항공기를 각 섹션별로 표면적을 계산하여야 하며. 부위별 및 임무조건에 맞는 표면의 면적을 항공기 구조별로 계산하여야 한다. 특히 항공기 단면적을 외부공기와 접촉되는 부분은 나뉘어서 계산을 수행하고 동체, 날개, 추진구동(프로펠러) 및 착륙장치로 각각 구분하여 면적을 분석한다. 특히 항공기의 착륙시에는 순항조건과 다르게 착륙장치(Main/Nose Landing Gear)가 동작하여 항공기 외부 아래로 노출되기 때문에 외부에 대한 접촉 면적으로 추가하여 반영하여야 한다. 순항과 착륙상황에 대해서 구분하여 해당되는 면적을 분석하였으며, 동체, 좌/우측 날개, 프로펠러는 두 상황에 동일하게 적용되었으나, 순항시에는 착륙장치가 활성화되지 않는 상태이므로 순항조건에서의 표면적에서는 제외하였다. 그리고 착륙상태에서는 항공기가 착륙하기 위해서, 착륙장치(Landing Gear)가 구동되면서 착륙상태의 전면 표면적에 해당하도록 계산을 수행한다.

순항(Cruise)조건에서는 착륙장치가 구동되지 않은 상태로 임무를 수행하므로 착륙장치의 면적을 제외한 전 면적인 $A_{cruise} m^2$ 의 외부표면을 적용하였고, 착륙계통을 구동하는 Landing 시점에는 항공기에서 착륙장치가 외부로 노출이 추가적으로 되므로 $A_{landing} m^2$ 의 외부표면을 적용한다.

Table 3. Air Vehicle Surface Area

Section	Area	Cruise	Landing
Fuselage	Om^2	○	○
Wing	Om^2	○	○
Propeller	Om^2	○	○
Landing Gear	Om^2	×	○
Total		$A_{cruise} m^2$	$A_{landing} m^2$

Table 4. Air Vehicle Speed

Section	Knots
Cruise Speed	V_{cruise}
Landing Speed	$V_{landing}$

2.3 항공기 충전전류 계산

2.1절 (1)식에서 전류밀도와 항공기 전면 표면 넓이를 계산하여 항공기가 순항중일 때와 항공기가 지상에 착륙할 때의 조건으로 계산을 수행한다. 특히 본 충전전류 산출식 (1)식에 적용되는 항공기 속도(V)는 노트(knots)단위를 사용하였으며 항공기 속도는 계산식에 의거하여 Table 4와 같이 순항(순항)시에는 V_{Cruise} 를 적용하고 착륙시에는 $V_{landing}$ 를 적용한다.

(1)식에서 표기된 수식 $I_t = I_c \times S_a \times V/600$ 에 의거하여 항공기가 순항 및 착륙조건에서의 충전되는 정전기 전류량을 아래와 같이 계산할 수 있다. 항공기가 순항(Cruise)조건에서는 아래의 수식과 같이 충전 전류를 계산할 수 있으며,

$$I_t = 300 \times A_{cruise} \times V_{cruise}/600 = \frac{A_{cruise} \times V_{cruise}}{200} \mu A$$

위 결과에서처럼 순항중일 때는 I_{cruise} 의 정전기가 항공기 표면에 충전되며, 항공기가 이/착륙(Takeoff/Landing) 조건에서는 충전 전류는

$$I_t = 300 \times A_{landing} \times V_{landing}/600 = \frac{A_{landing} \times V_{landing}}{200} \mu A$$

즉 $I_{landing}$ 이 된다.

위 계산에서 보듯이 항공기는 외부 표면적과 속도 및 기상조건에 따라 다르게 정전기가 충전되며, 각 항공기의 조건 및 임무고도와 날씨에 따라 차등적으로 계산하여 도출할 수 있으나 앞에서 언급한 것처럼 현재 날씨 조건들 중에서 가장 좋지 않는 Snow조건으로 ($300\mu A$) 반영하였다.

2.4 항공기 정전기 방출기 수량산출

항공기 외부 정전기 방출에 대한 산출계산은 미군사표준 MIL-STD-9129에서 제시한 산출방식을 따르며, 규정에 맞는 수량과 규격을 (2)식을 이용하여 산출하였다[4].

$$ND = I_t / I_d \tag{2}$$

ND : 필요정전기 방출장치 개수(수량)

$I_d(\mu A)$: 정전기 방출량

항공기에서 방출되는 정전기 방출 최소 요구사항을 $100\mu A$ [4]로 규정하고 있으므로 (2)식의 조건에서 정전기 방출량 $I_d(\mu A)$ 을 $100\mu A$ 으로 적용하여 식을 계산한다. 정전기 방출기는 (2)식에 따라 순항조건과 착륙조건으로 구분하여 계산을 수행하면 순항조건에서의 결과를 도출할 수 있게 된다.

순항(Cruise) 조건에서는

$$ND_{cruise} = (\frac{A_{cruise} \times V_{cruise}}{200} \mu A) / 100$$

순항중 축적된 정전하를 방출 시킬 수 있는 개수의 정전기 방출기가 항공기에 장착되어야만 항공기가 순항 중에 충전된 정전기를 외부로 방출할 수 있으나, 착륙(Landing)조건에서는

$$ND_{landing} = (\frac{A_{landing} \times V_{landing}}{200} \mu A) / 100$$

이며, 축적된 정전하를 방출 시킬 수 있는 개수의 정전기 방출기가 항공기에 장착되어야만 항공기가 착륙시 정전기에 의한 손상 없이 무사히 활주로에 착륙을 할 수 있다.

2.5 항공기 정전기 방출기 장착설계

정전기 방출기는 2.3과 2.4에서 설계한 기준을 근거로 하여 항공기에 정전기가 가장 효율적으로 방출될 수 있는 위치, 즉 외부로 돌출되어 있으며 통신 및 임무에 방해가 되지 않는 부위인 날개 가장자리 부분에 장착하여 충전된 정전기를 외부로 방출한다. 정전기 방출기 선정 및 장착요구조건은 미군사 규격인 정전기 방출기의 일반적 사양을 기술한 MIL-D-9129D[8]의 설계요구사항을 준용하여 설계하였다. 특히 전파 노이즈 감쇄는 본 항공기와 같이 날개 끝에 장착되는 형태인 경우에는 최소 $30dB$ 이상의 노이즈 감쇄를 가져야 하므로 동등이상의 기준으로 정전기 방출기

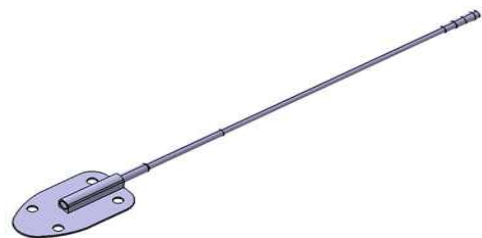


Fig. 2. Static Discharger Design

를 선정하였다[8]. Fig. 2와 같이 항공기 장착되는 정전기 방출기는 Base와 Tip으로 구성되어있으며, Tailing edge부분에는 6~200MΩ 기준 그리고 Tip mounted 부분은 6~120MΩ의 요구사항에 적합한 제품을 선정하였다[8].

2.4에서 산출된 ND 는 $A_{\text{해당면적}}$ 와 $V_{\text{해당속도}}$ 값을 적용시켜 정전기 방출기 개수를 도출하였으며, 두 ND_{cruise} , ND_{landing} 데이터를 비교하여 정전기 방출기 장착수량 최적화를 수행한다.

그리고 나서 항공기에 적용한 정전기 방출기는 중량감소와 더불어 신호감쇄 및 충분한 정전기를 방출할 수 있도록 장착하여야 하며, 항공기 임무시 항공전자장비의 손상 또는 망실을 방지하기 위해서 정전기 방출기를 비행체 날개부분에 총 1수량을 ND_{cruise} , ND_{landing} 결과값 중 큰 수량으로 정전기 방출기를 장착하여야 한다.

또한 정전기 방출기는 Fig. 2에서 나타나듯이 정전기 방출기 Tip을 장착할 수 있는 Base를 항공기 외부 Mesh 또는 구조물에 장착하여 항공기 표면에 축적된 전하가 방출되기 쉬운 구조로 장착하여야 하며 정전기 방출기 장착 요구도[9]에 따라 정전기 방출기간의 간격을 30cm 이상으로 하여 항공기에 장착하여야 한다. 또한 추가적으로 정전기 방출기를 추가설계 해야 할 경우에는 세 번째 방출기부터는 각 방출기간의 이격거리를 60cm의 간격을 두고 장착 설계를 수행해야 한다 [9]. 또한 전기적 접속(Electrical bonding)의 요구조건에 따라 장착된 정전기 방출기와 항공기 결합부위간의 최대저항은 0.2Ω, 방출기의 끝단과 장착부 간에는 0.5Ω을 초과하지 않도록 장착하였다. 이러한 정전기 방출기(Static Discharger) 장착설계에 대해서 항공기에 축적된 정전기를 방출할 수 있도록 항공기 날개 끝에 정전기 방출기를 계산에 의해 산출된 개수만큼 설계하여 Fig. 3 또는 Fig. 4와 같은 형상으로 항공기 외부 날개표면(Copper Mesh 또는 접합부)에 장착을 수



Fig. 3. Static Discharger Design[10]



Fig. 4. Static Discharger Design[11]

행할 수 있으며, 항공기 날개 형상 및 재질에 따라 장착 방법 및 형상은 다르게 할 수 있다.

III. 정전기 방출기 시험 및 검증방법

2장에서 항공기에 장착된 정전기 방출기에 대한 시험은 Electromagnetic Environment Effects Requirements for System : MIL-STD-464 5.8.2 P-Static 요구조건에 부합하도록 시험을 수행하여야 한다[7]. 하지만 정전기 방출기 설계검증을 위하여 수행된 시험은 항공기가 순항조건일 때 이루어져야 하나, 시험조건에서는 항공기를 순항시킬 수 있는 조건을 모사할 수가 없어 방출기의 Collector Dish에 역으로 전하를 유입시켜 항공기 내부 접지(Ground)를 통한 정전기 방출을 시험을 수행하였다.

본 시험은 항공기 내부로 Collector Dish를 활용하여 충전전하를 유입시키는 시험이다. 정상적인 시험의 경우에는 항공기 내부 접지선을 통하여 외부로 방출된다. 하지만 정전기 방출기 설계가 제대로 이루어지지 않으면 정전기 방출기에 유입된 정전하가 노이즈를 발생시켜 VHF 무전기로 확인이 가능하다. 정전기 방출기 시험은 Collector Dish로 100μA를 항공기 정전기 방출기 쪽으로 방류하고, 방전에 대한 확인을 VHF 무전기를 활용하여 무선간섭 현상발생 유/무에 대해

Table 5. Static Discharger Test Condition

	Test Condition	VHF Radio
Power	40KV	-
Probe	Collector dish	-
Position	2~3inch Distance	-
Frequency	-	110MHz
Receive Mode	-	OFF

서 시험을 수행할 수 있다. Table 5에서 나타나듯이 장비의 시험조건은 40KV이고 정전기 방출기와 시험기간의 이격거리는 5~7.6cm(2~3inch)이며 시험 Probe는 Fig. 3에서 나타내듯이 정전기 방출기 검증 시험에 사용된 Collector dish 형식으로 시험 장비를 구성하였다.

본 정전기 방출기 시험에 활용된 시험장비는 Fig. 5의 Dayton-granger(760035)이며, 시험 장비를 활용하여 전원을 생성하게 되며, 휴대용 VHF 수신기는 Fig. 6의 ICOM사의 IC-A24를 적용하며 정전기 방출기 시험 수행에 활용한다.

위 정전기 방출기 시험은 항공기 각 날개부분에 장착 설계된 Static Discharger에 Collector Dish를 사용하여 시험을 수행하였으며 Table 6과 같이 결과를 정리하여 나타낼 수 있다.

정전기 방출시험에 대한 결과를 통하여 항공기에 장착 설계된 정전기 방출기는 시험수행 결과(Table 6)를 도출하여 외부 정전기 방출기 설계가 항공기 운용조건에 부합하는지에 대한 설계검증을 수행할 수 있다.



Fig. 5. Test Equipment(Generator)



Fig. 6. VHF Transceiver

Table 6. Test Result

Position	Discharge Amp.	Result
FWD Wing (1)	over 100μA	Radio Interference X
FWD Wing (2)	over 100μA	Radio Interference X
FWD Wing (3)	over 100μA	Radio Interference X
FWD Wing (4)	over 100μA	Radio Interference X
AFT Wing (5)	over 100μA	Radio Interference X
AFT Wing (6)	over 100μA	Radio Interference X

IV. 결 론

본 논문에서는 항공기 외표면 정전기 방출에 관한 연구를 수행하여 장착설계 및 시험에 관한 방법을 도출하였다. 특히 항공기를 임무조건과 착륙조건으로 나누어서 각 전면 표면넓이에 대해서 계산하여 축적되는 정전기를 산출하였다. 순항조건에서는 착륙장치 구동하지 않으므로 $A_{cruse} m^2$ 의 전면 표면적 넓이를 적용하였고, 착륙시에는 착륙시점에 착륙장치가 외부에 노출되므로 $A_{landing} m^2$ 의 외부표면을 적용하여 정전기 방출기 수량을 산출하였다. 그리고 항공기의 정전기 방출기는 각 날개끝 부분에 장착하여, 항공기에 축적된 전하가 외부로 방출될 수 있는 개수만큼 장착될 수 있도록 방법을 제시하였다. 정전기 축적효과와 유체와 공기의 흐름 및 다른 경로를 통해 발생되는 정전기의 발생을 방지하고 축적된 정전기를 항공기 외부로 방출시킴으로써 항공기 내부의 연료의 발화 및 엔진점화장치의 손상, 전기적 충격에 의한 내/외부 전자장비의 손/망실 및 기능저하를 방지할 수 있다.

또한 향후 추가적으로 설계 및 수행할 계획인 항공기의 외표면적 크기와 임무조건 또 항공기의 이착륙 형태에 따라 차등적으로 표면적을 계산할 수 있으며, 그에 따라 각 항공기 임무 및 표면적에 맞는 최적화된 정전기 방출기 수량 및 방출용량을 산출할 수 있을 것으로 판단된다.

References

1) N. Felici and S. Larigaldie, "Experimental study of a static discharger for aircraft with special reference to helicopters," Journal of

Electrostatics, 1980, pp.59-70

2) H. G. Hucke, "Precipitation static interference," Proc. IRE, Vol.27, May 1939

3) R. C. Ayers and J. O. Jarrard, "Aircraft Precipitation static investigation," Contract W 33-106 SC-70, Trans-World Airlines Inc., 1944

4) Ki-Hwan Song,, Enug-Jo Kim, Eui-Hyeok Kim and Chil-Sung Jung "P-static counter-measure and verification method for aircraft," Conference of , Apr. 2015, pp.525-526.

5) R. L. Tanner and J. E. Navevicz, "An Analysis of Corona-Generated Interference in Aircraft," Proc. IEEE, Vol. 52, Jan. 1964

6) Joseph E. Nanevics, "Static Charging and its Effects on Avionis System," IEEE

Transactions on electromagnetic compatability, Vol24., No.2, May 1982, pp.203~209

7) MIL-STD-464, "Electromagnetic Environment Effects Requirements for System," Department of Defense, 2010.

8) MIL-D-9129D, " Electrostatic General Specification for Military Specification Dischargers," Department of Defense, 1986.

9) United States Air Force Systems Command, " AFSC Design Handbook 1-4 Electromagnetic Compatibilty," U.S. Air Force Systems Command, 1984

10) <http://www.askacfi.com/914>

11) <http://www.cobham.com/communication-and-connectivity/antenna-system>