

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**UÇAKLAR İÇİN STATİK ELEKTRİK YÜKÜ ÇÖKELME DURUMUNUN
İNCELENMESİ VE YILDIRIM ÇARPMA DURUMU ANALİZLERİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Furkan AKBULUT

Elektrik Mühendisliği Anabilim Dalı

Elektrik Mühendisliği Programı

TEMMUZ 2023

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**UÇAKLAR İÇİN STATİK ELEKTRİK YÜKÜ ÇÖKELME DURUMUNUN
İNCELENMESİ VE YILDIRIM ÇARPMA DURUMU ANALİZLERİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Furkan AKBULUT
(504191069)**

Elektrik Mühendisliği Anabilim Dalı

Elektrik Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Özcan KALENDERLİ

TEMMUZ 2023

İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 504191069 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Furkan AKBULUT, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “UÇAKLAR İÇİN STATİK ELEKTRİK YÜKÜ ÇÖKELME DURUMUNUN İNCELENMESİ VE YILDIRIM ÇARPMA DURUMU ANALİZLERİ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Özcan KALENDERLİ**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Doç. Dr. Suat İLHAN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Oktay ARIKAN
Yıldız Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : 22.06.2023
Savunma Tarihi : 21.07.2023





Kıymetli Eşime,



ÖNSÖZ

Tez çalışmam süresince bilgi ve tecrübelerinden yararlandığım bana yol gösteren değerli hocam Prof. Dr. Özcan Kalenderli'ye, desteklerini hiç eksiltmeyen kıymetli eşime ve aileme, ayrıca çalışmalarında bana destek olan tüm arkadaşlarıma teşekkürlerimi sunarım.

Temmuz 2023

Furkan Akbulut
Elektrik Mühendisi



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
SEMBOLLER	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xv
ŞEKİL LİSTESİ.....	xvii
ÖZET.....	xix
SUMMARY	xxi
1. GİRİŞ.....	1
1.1 Literatür Araştırması.....	3
1.2 Hipotez.....	4
2. Statik Elektrik Yükleri Çökme Durumunun (P-Statik) İncelenmesi	7
2.1 Uçakların Atmosferle Elektrostatik Etkileşimi.....	7
2.2 Statik Elektrik Yüklenme Biçimleri	9
2.2.1 Triboelektrik yüklenme.....	9
2.2.2 Motor egzoz yüklenmesi	9
2.2.3 Dışsal yüklenme	10
2.3 Statik Elektrik Deşarj Yöntemleri	10
2.3.1 Korona oluşumu (Corona discharge)	10
2.3.2 Elektriksel akış (Streaming).....	10
2.3.3 Ark (Arcing).....	11
2.4 Statik Deşarj Çubuğu Tipleri	11
2.4.1 Karbon ve naylon statik deşarj çubukları (Carbon wick/nylon wick)	11
2.4.2 Mikro uç statik deşarj çubukları.....	12
2.4.3 Null-plus tip statik deşarj çubukları	12
2.4.4 Alansız bölge (Null-field tip) statik deşarj çubukları.....	12
2.4.5 Doğrudan yıldırım çarpmayacak bölge (Null-strike tip) statik deşarj çubukları.....	12
2.5 Statik Deşarj Çubuğu Montaj Yöntemleri	13
2.6 Statik Deşarj Çubuğu Sayısının Hesaplanması.....	14
2.6.1 Örnek bir uçak için statik deşarj çubuğu sayısının hesaplanması	14
2.7 Kuplaj Teoremi	18
3. Uçaklara Yıldırım Çarpma Durumu Analizleri.....	19
3.1 Yıldırım Oluşumu	19
3.1.1 Öncü boşalma (leader)	21
3.1.1.1 Öncü boşalma (leader) yük miktarı.....	21
3.1.1.2 Öncü boşalma (leader) çapı.....	21
3.1.1.3 Öncü boşalma (leader) hızı ve akımı	21
3.1.2 Yukarı kanal (upward streamer)	22
3.1.3 Başlangıç dönüş darbesi (initial return stroke)	22
3.1.4 Atımlı boşalma (dart leader)	22

3.1.5 Ardışık dönüş darbesi (subsequent return stroke)	22
3.2 Yıldırım Akım Modelleri	22
3.3 Uçak-Yıldırım İlişkisi	23
3.4 Ansys Maxwell Programı Çözüm Yöntemleri için Matematiksel Hesaplamalar	25
3.4.1 Elektrik transient çözücü için matematiksel hesaplamalar	28
3.5 Yıldırım Akımı Simülasyonları	28
3.5.1 Radom giriş-kuyruk çıkış durumu için simülasyon çalışmaları	32
3.5.2 Radom giriş-kanat çıkış durumu için simülasyon çalışmaları	37
3.6 İletkenlerin Yıldırım Akımına Dayanımı	41
3.6.1 İletken ağ (mesh) ile ilgili hesaplama yöntemleri	43
4. SONUÇ VE ÖNERİLER	45
KAYNAKLAR	47
ÖZGEÇMİŞ	51



KISALTMALAR

2D	: İki boyut
3D	: Üç boyut
FAA	: Federal Havacılık İdaresi
LWD	: Long way of diamond
LWO	: Long way of opening
MIL-STD	: Askeri standart
P-Statik	: Precipitation Static
SWD	: Short way of diamond
SWO	: Short way of opening



SEMBOLLER

C	: Coulomb
A	: Amper
I	: Akım
F	: Farad
V	: Volt
k	: Kilo
J	: Akım yoğunluğu
dB	: Desibel
ft	: Feet
km	: Kilometre
kn	: Knot
m	: Metre
s	: Saniye
∂	: Türev
Φ	: Elektriksel potansiyel
σ	: Malzeme iletkenliği
μ	: Mikro
cm	: Santimetre
M	: Mega
m	: Mili
Ω	: Ohm
$\nabla \cdot$	: Yayılım (divergence) [div]
$\nabla \times$	: Burkulum [Curl]



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : Firar kenar ve uç kenar tip statik deşarj çubukları için asgari gereklilikler [17].	13
Çizelge 3.1 : Yıldırım akımı bileşenleri [8].....	23
Çizelge 3.2 : Yıldırım akımının zamana göre değerleri.	31
Çizelge 3.3 : Uçak malzemesine ait iletkenlik değerleri.	32
Çizelge 3.4 : Simülasyon alanına ait iletkenlik değerleri.	32



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Statik elektrik yükü boşaltma işlemi [6].....	1
Şekil 1.2 : Seyir halindeki bir uçağın elektrostatik yüklenme durumu ile ilgili bilinen ilk ölçüm bilgisi [3].....	3
Şekil 1.3 : Statik deşarj çubukları [10].	4
Şekil 2.1 : Elektrostatik yüklenme bakımından uçak eşdeğer devre modeli [3].	8
Şekil 2.2 : Uçak kanat profilindeki elektrik alan çizgileri [14].	9
Şekil 2.3 : Triboelektrik yüklenme [2].	9
Şekil 2.4 : Motor egzoz yüklenmesi [2].	10
Şekil 2.5 : Dışsal yüklenme [2].	10
Şekil 2.6 : Girişim kaynakları [2].	11
Şekil 2.7 : Sirüs tipi bulutlar [19].	15
Şekil 2.8 : Kümülüs tipi bulutlar [20].....	15
Şekil 2.9 : RV-10 için statik deşarj çubuğu yerleşimi [23].....	17
Şekil 2.10 : RV-10 modeline benzer tek motorlu bir uçak için statik deşarj çubuğu yerleşimi [24].	17
Şekil 2.11 : Kuplaj teorisinin uçak üzerinde gösterimi [25].....	18
Şekil 3.1 : Yıldırım oluşum tipleri [27], [28].	19
Şekil 3.2: Yıldırım oluşum süreci.	20
Şekil 3.3 : Yıldırım akımı dalga şekilleri [8], [28].	23
Şekil 3.4 : Yıldırım darbe bölgeleri [9].	24
Şekil 3.5 : Yıldırım çeşitleri için varsayılan irtifa profili [9].....	25
Şekil 3.6 : Uçak modelinin kanat açıklığı ve uzunluğu.	29
Şekil 3.7 : Uçak modelinin yüksekliği ve gövde çapı.	29
Şekil 3.8 : Uçak modelinin kanat ve kuyruk kesiti kalınlıkları.	30
Şekil 3.9 : Uçak modelinin boyuna kesiti ve gövde kesiti kalınlığı.	30
Şekil 3.10 : Ansys Maxwell programı üzerinde yıldırım akımı grafiği.....	31
Şekil 3.11 : Simülasyon mesh ayarları.	32
Şekil 3.12 : Radom giriş-kuyruk çıkış durumu için yıldırım akımının uygulanması.....	33
Şekil 3.13 : Radom giriş-kuyruk çıkış durumu için toprak bölgesi.	33
Şekil 3.14 : 1 µs için akım yoğunluğu dağılımı.....	34
Şekil 3.15 : 6,5 µs için akım yoğunluğu dağılımı.....	34
Şekil 3.16 : 6,5 µs için elektrik alan dağılımı.	35
Şekil 3.17 : 70 µs için akım yoğunluğu dağılımı.....	35
Şekil 3.18 : 200 µs için akım yoğunluğu dağılımı.....	36
Şekil 3.19 : 500 µs için akım yoğunluğu dağılımı.....	36
Şekil 3.20 : Radom giriş-kanat çıkış durumu için yıldırım akımının uygulanması... ..	37
Şekil 3.21 : Radom giriş-kanat çıkış durumu için toprak bölgesi.	38
Şekil 3.22 : 1 µs için akım yoğunluğu dağılımı.....	38
Şekil 3.23 : 6.5 µs için akım yoğunluğu dağılımı.....	39
Şekil 3.24 : 6,5 µs için elektrik alan dağılımı.	39

Şekil 3.25 : 70 μ s için akım yoğunluğu dağılımı.....	40
Şekil 3.26 : 200 μ s için akım yoğunluğu dağılımı.....	40
Şekil 3.27 : 500 μ s için akım yoğunluğu dağılımı.....	41
Şekil 3.28 : Ağ (mesh) ile ilgili temel tanımlar [33].....	44



UÇAKLAR İÇİN STATİK ELEKTRİK YÜKÜ ÇÖKELME DURUMUNUN İNCELENMESİ VE YILDIRIM ÇARPMA DURUMU ANALİZLERİ

ÖZET

Uçakların atmosferle aralarındaki elektrostatik etkileşimi temel olarak uçak ve atmosfer faktörü olmak üzere iki ana bileşene bağlıdır. Uçakların şekilleri, hızları, elektrik yükü tutma kapasiteleri gibi parametreler uçak faktörü olarak; atmosfer sıcaklıkları, basınçları, iletkenlikleri gibi faktörler atmosferik faktörler olarak değerlendirilmektedir. Her uçak çeşitli süreçlerde elektriksel olarak dolan ve boşalan bir kapasite olarak düşünülebilir. Kapasitenin dolma veya boşalma davranışları uçakların elektrostatik durumu olarak tanımlanabilir.

Uçaklar seyir halinde iken atmosfer içerisinde bulunan elektriksel olarak yüklü parçacıklarla çarpışması ve sürtünmesi sonucunda elektrostatik olarak yüklenmektedir. Bu yüklenmeler; triboelektrik, motor egzoz ve dışsal yüklenme olmak üzere üç ana kategoride incelenmektedir. Triboelektrik yüklenme; genellikle buz kristalleri, yağmur, kum ve tozlu parçacıkların uçaklar ile teması sonrasında oluşmaktadır. Motor egzoz yüklenmesi, motorlardan çıkan elektrik yüklü parçacıkların uçak üzerinde birikmesi ile oluşan yüklenme türüdür. Dışsal yüklenme, uçakların hava veya bulut içerisinde bulunan herhangi bir elektrik alan içerisinde seyir halinde iken üzerinde oluşan statik elektrik yükü birikimidir. Tüm bu yüklenmeler, biriken (çökelen) statik elektrik olarak adlandırılır ve kontrollü bir şekilde uçaklar üzerinden boşaltılması gerekmektedir.

Statik elektrik yükleri uçaklardan kontrollü bir şekilde boşaltılmadığında yüksek gerilim seviyelerinde uçakların kanat ve kuyruk uçları gibi çıkıntılı yüzeylerinden elektriksel deşarj olmaktadır. Statik elektrik yükleri; korona boşalmaları, ark oluşumları ve elektriksel akış şeklinde olmak üzere uçaklar üzerinden üç şekilde deşarj olmaktadır.

Bunlara ek olarak, statik elektrik yükleri, yakınlarındaki antenler üzerine kuplajla elektriksel bozulmalara sebep olmaktadır. Bu sebeple, radyo alıcı-verici ve konumlandırma antenleri üzerinde birikerek uçakların seyrüsefer sistemleri için kritik bileşenlerin düzgün çalışmasını önlemektedir.

Statik deşarj çubukları, statik elektrik yüklerinin uçaklardan kontrollü bir şekilde boşaltılmasını sağlamaktadır. Bu sayede, uçak gövdesinde biriken statik elektrik yükleri yüksek gerilim seviyelerine ulaşmadan statik deşarj çubukları üzerinden havaya boşaltılmaktadır.

Bu çalışmada ilk bölümde; statik deşarj çubuklarının tipleri, özellikleri, kullanım alanları ve deşarj yöntemleri incelenmiştir. Ardından, statik deşarj çubuklarının montaj yöntemleri, montaj yöntemlerinde dikkat edilmesi gereken parametreler ve bir statik deşarj çubuğunun sağlaması gereken koşullar ile ilgili araştırmalara yer verilmiştir.

Uçaklar üzerinde biriken statik elektrik yükünün boşaltılabilmesi için yeterli sayıda statik deşarj çubuğu kullanılması gerekmektedir. Kullanılan statik deşarj çubuğu sayısının yetersiz olması yukarıda sözü edilen problemlerin oluşmasına neden olacaktır. Bu sebeple, aynı bölümde uçaklarda kullanılması gereken statik deşarj çubuğu sayısının belirlenmesi için literatür araştırması yapılmıştır. Yapılan araştırmalar sonrasında örnek bir uçak (RV-10) için kullanılması gereken statik deşarj çubuğu sayısı belirlenmiştir. Hesaplamalarda bulunan değerler benzer bir uçak için önceden yapılmış çalışmalar ile karşılaştırılmıştır.

Bunlara ek olarak, statik deşarj çubukları uçak üzerine monte edildiğinde uçak gövdesinden dışarıya doğru çıkıntılı bir yapı oluşturduğu için yıldırım akımının uçağa giriş veya çıkış bölgesi olabilmektedir. Bu sebeple, ikinci bölümde yıldırım akımı ile ilgili araştırmalara ve analizlere yer verilmiştir.

Yıldırım akımı; bulut-bulut, bulut-yer, bulut-hava ve bulut içerisinde olmak üzere dört çeşit olarak meydana gelmektedir. Herhangi iki bölge arasında oluşan yük dengesizliği ve potansiyel farkı sebebiyle bu iki bölge arasında çok yüksek seviyelerde akım akışı şeklinde oluşmaktadır.

Yıldırım akımının uçaklar üzerinde doğrudan ve dolaylı olmak üzere iki temel etkisi bulunmaktadır. Doğrudan etkiler, yıldırım akımının çarpma bölgesinde sıcaklık artışına bağlı olarak uçak gövdesinde meydana getirdiği mekanik hasara bağlı olan bozulmalardır. Dolaylı etkiler ise, uçağa doğrudan çarpan ya da uçağa yakın bir konumda oluşan yıldırım sebebiyle oluşan elektromanyetik alanların uçaklardaki elektronik ekipmanlara verdiği zarar olarak açıklanmaktadır. Bu sebeple, yıldırım akımının oluşum aşamaları ve akım karakteristikleri üzerine incelemeler yapılmıştır.

Uçaklardaki yıldırım akımının çarpma bölgeleri incelendiğinde kanat uçları, yatay dengeleyiciler ve radom en yüksek riskli bölgeler olarak görülmektedir. Bu sebeple, Ansys Maxwell programı kullanılarak yıldırım akımı modellenmiş ve örnek bir uçak referans alınarak yıldırım akımının uçak üzerinde seyredebileceği alternatif yollar (radom giriş-kuyruk çıkış ve radom giriş-kanat çıkış) için simülasyon çalışmaları yapılmıştır. Simülasyon çalışmaları yapılırken yıldırım akımı sebebiyle uçak üzerinde oluşan akım yoğunlukları ve elektrik alanların gözlemlenmesi hedeflenmiştir.

Günümüz uçaklarında, hem ağırlık hem de dayanıklılık bakımından alüminyuma göre avantajlı olması sebebiyle gövdelerinin büyük çoğunluğu kompozit yapılmaktadır. Kompozitin elektriksel iletkenliği alüminyuma göre daha düşüktür. Bu sebeple yıldırım çarpması durumu için kompozit gövdeli uçaklarda alternatif uygulamalar yapılmaktadır.

Kompozit gövdeli uçaklarda yıldırım akımının bozucu etkilerini azaltmak için iletken bir ağ (mesh) yapısı kullanılmaktadır. Kompozitin içerisine bir ağ gibi yerleştirilen iletkenler sayesinde uçağın herhangi bir bölgesinden giren yıldırım akımı kontrollü bir şekilde uçak gövdesi üzerinde ilerleyebilmektedir. Bu kapsamda, kullanılması gereken ağ yapısındaki tellerle ilgili parametrelere ait hesaplamalar aynı bölümde belirtilmiştir.

Son bölümde, tez kapsamında yapılan çalışmalar göz önünde bulundurularak statik deşarj çubukları ve yıldırım akımı arasındaki ilişki özetlenmiştir. Yıldırım akımının uçaklar üzerindeki yıkıcı etkilerini azaltmaya yönelik yapılan simülasyon çalışmaları ile ilişkili olacak şekilde önerilere yer verilmiştir.

INVESTIGATION OF PRECIPITATION STATIC CONDITION AND LIGHTNING STRIKE CONDITION ANALYSIS FOR AIRCRAFT

SUMMARY

The electrostatic interaction of aircraft with the atmosphere basically depends on two main components, the aircraft and the atmosphere factor. Parameters such as the shapes, speeds, and electrical load holding capacities of the aircraft are the aircraft factor; Factors such as atmospheric temperatures, pressures and conductivity are considered as atmospheric factors. Each aircraft can be thought of as a capacity that can be electrically charged and discharged in various processes. The charge or discharge rate of the capacity can be defined as the electrostatic state of the aircraft.

Aircraft are electrostatically charged as a result of friction with electrically charged particles in the atmosphere while flight. These downloads are; It is examined in three main categories as triboelectric, engine exhaust and external loading. Triboelectric charge; It usually occurs after the contact of ice crystals, rain, sand and dusty particles with airplanes. Engine exhaust loading is the type of loading that occurs when electrically charged particles from the engines accumulate on the aircraft. Extrinsic loading is the accumulation of static electric charge on the aircraft while cruising in any electric field in the air or cloud. All these charges are called accumulating (precipitated) static electricity and must be discharged through aircraft in a controlled manner.

When static electricity charges are not discharged from the aircraft in a controlled manner, they are discharged from the protruding surfaces of the aircraft such as the wing and tail tips at high voltage levels. Static electric charges; corona discharges, arc formations and electrical flow over the planes are discharged in three ways.

In addition, static electric charges cause electrical disturbances by coupling on nearby antennas. Therefore, it builds up on the radio transceiver and positioning antennas, preventing the proper functioning of critical components for aircraft navigation systems.

Static discharge wicks provide a controlled discharge of static electricity charges from aircraft. In this way, static electricity charges accumulated in the aircraft fuselage are discharged into the air via static discharge wicks before they reach high voltage levels.

Static discharge wicks are generally positioned on the trailing edges of the flaps, ailerons, vertical and horizontal stabilizers of the aircraft. There are two types of static discharge wicks: tip edge type used in areas such as winglet and trailing edge type used in trailing edges of control surfaces such as flaps and fins.

In the first part of this study; types, properties, usage areas and discharge methods of static discharge wicks were examined. Then, researches on the assembly methods of static discharge wicks, the parameters to be considered in assembly methods and the requirements that a static discharge rod must meet are included.

A sufficient number of static discharge wicks must be used in order to discharge the static electricity charge accumulated on the aircraft. Insufficient number of static discharge wicks used will cause the above-mentioned problems. For this reason, in the same section, a literature search was conducted to determine the number of static discharge wicks that should be used in aircraft. After the researches, the number of static discharge wicks that should be used for a sample aircraft (RV-10) was determined. The values found in the calculations are compared with previous studies for a similar aircraft.

In addition, when the static discharge wicks are mounted on the aircraft, it can be the entry or exit region of the lightning current, since it creates a protruding structure from the aircraft fuselage. For this reason, researches and analyzes related to lightning current are given in the second part.

Lightning current; it occurs in four types as cloud-cloud, cloud-ground, cloud-air and cloud-in-the-cloud. Due to the load imbalance between any two regions, very high levels of current flow between these two regions. The formation of the lightning current takes place in 5 stages: the leader, the upward streamer, the initial return stroke, the dart leader, and the subsequent return stroke.

Lightning current is divided into four, mainly A, B, C, D current models, according to its rate of change and amplitude. One of the low amplitude pulse current models (B, C) of these current models for a long time causes burns in the holes and gaps on the aircraft structure. The effects of short duration and high amplitude impulse current models (A, D) are divided into two as direct and indirect. The direct effects are the deterioration due to the mechanical damage caused by the lightning current to the airframe due to the temperature increase in the impact area. Indirect effects, on the other hand, are explained as the damage caused to electronic equipment in aircraft by electromagnetic fields caused by lightning that directly strikes the aircraft or occurs in close proximity to the aircraft. For this reason, investigations on the formation stages and current characteristics of lightning current were made.

When the impact areas of lightning current in aircraft are examined, the wing tips, horizontal stabilizers and radomes are seen as the highest risk areas. For this reason, the lightning current was modeled using Ansys Maxwell program and simulation studies for alternative paths (radome in-wing-out and radome in-tail-out) in which the lightning current can travel on the aircraft with reference to a sample aircraft has been made. During the simulation studies, it was aimed to observe the current densities and electric fields on the aircraft due to the lightning current.

In today's airplanes, the majority of their fuselage is made of composite, as it has advantages over aluminum in terms of both weight and durability. The electrical conductivity of the composite is lower than that of aluminum. For this reason, alternative applications are made in composite body aircraft for lightning strikes.

Mesh is used to reduce the disruptive effects of lightning current in composite-bodied aircraft. Heat is released when lightning current passes over conductors. If the conductor cross-sectional area is large enough, this temperature increase caused by heat is not a problem. However, especially in conductors with small cross-sectional area, the temperature rising to high levels causes the conductor to melt. Thanks to the conductors placed in the composite like a mesh, the lightning current entering from any part of the aircraft can proceed on the aircraft fuselage in a controlled manner. In this context, the calculations of the parameters related to the wires in the network structure that should be used are specified in the same section.

In the last chapter, the relationship between static discharge wicks and lightning current is summarized, taking into account the studies carried out within the scope of the thesis. Suggestions are given in relation to the simulation studies carried out to reduce the destructive effects of lightning current on aircraft.



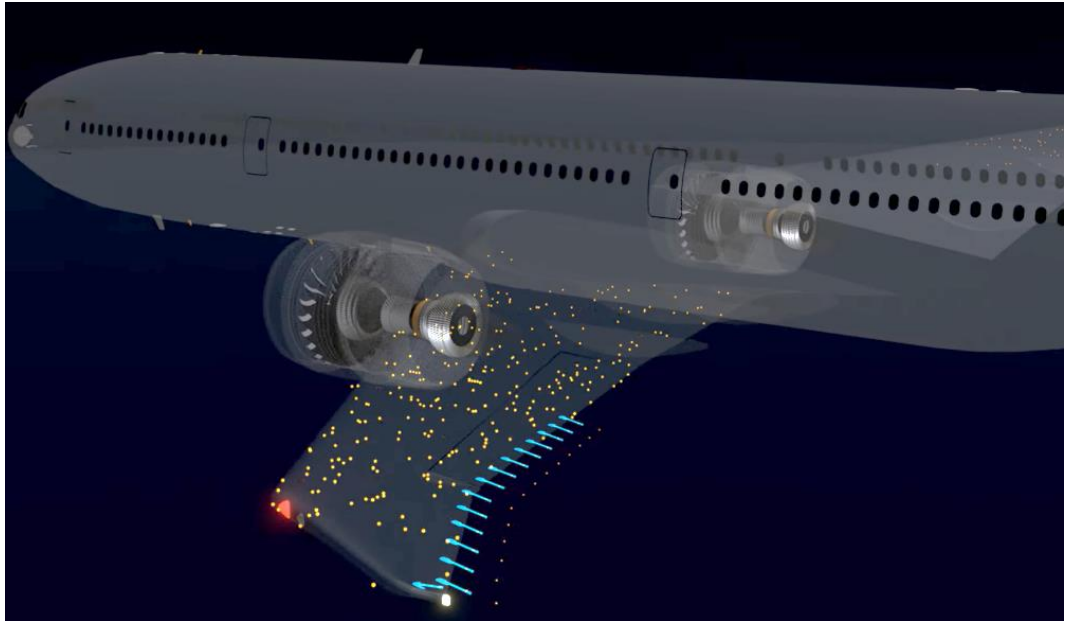


1. GİRİŞ

Günümüzde yaygın olarak kullanılan ulaşım araçlarının başında havayolu taşımacılığı gelmektedir. Öyle ki, Türkiye’de 2023 yılının şubat ayında 286 bine yakın uçuş olmuştur [1]. Uçaklar seyir halinde iken her türlü hava koşulu ile karşılaşabilmektedir. Havada bulunan elektrik yüklü parçacıkların uçaklarla teması sonrasında üzerlerinde statik elektrik yükü birikimi oluşmaktadır. Bu yük birikimleri; triboelektrik yüklenme, motor egzoz yüklenmesi ve dışsal yüklenme olmak üzere üç tiptir [2].

Her uçak çeşitli süreçlerde şarj veya deşarj olabilen bir kapasite gibi düşünülebilir. Kapasitenin şarj veya deşarj olma durumu değişkenlere bağlı karmaşık bir olgudur. Temel olarak, uçak faktörü (uçak şekli, seyir hızı, yapısı vb.) ve atmosferik faktörlere (basınç, sıcaklık vb.) bağlı olarak değişmektedir [3].

Uçaklar üzerinde biriken statik elektrik yüklerinin kontrollü bir şekilde boşaltılması gerekmektedir. Uçaklar üzerinde biriken statik elektrik yükleri genellikle kanat ve kuyruk gibi çıkıntılı geometriye sahip yüzeyler üzerinde yoğunlaşmaktadır. Bu sebeple, statik elektrik yükleri belirtilen bölgelere yerleştirilen statik deşarj çubukları ile uçak üzerinden havaya kontrollü bir şekilde boşaltılmaktadır (Şekil 1.1) [4], [5].



Şekil 1.1 : Statik elektrik yükü boşaltma işlemi [6].

Ayrıca, statik deşarj çubuklarının sivri uçları sebebiyle yıldırım akımı uçaklara statik deşarj çubukları üzerinden giriş ve çıkış yapabilmektedir. Bu sebeple, yıldırım akımını yönlendirici özellikleri de bulunmaktadır. Yıldırım akımı; bulut-bulut, bulut-yer, bulut-hava ve bulut içerisinde olmak üzere dört çeşit olarak meydana gelmektedir [7].

Yıldırım akımının modelleri incelendiğinde yıkıcı etkiye sahip olduğu ilk darbe anındaki akım değeri 200 kA mertebesinde [8]. Yıldırım akımının uçaklara en çok kanat uçlarından tutunduğu yapılan araştırmalar sonucunda gözlemlenmiştir. İstatistiksel veriler incelendiğinde, ticari uçaklara yılda iki kere yıldırım çarptığı görülmektedir [9]. Bu sebeple, yıldırım akımının uçağa girdikten sonra herhangi bir şekilde uçağa zarar vermeden çıkması gerekmektedir.

Günümüzde hem ağırlık hem de dayanıklılık bakımından uçak yapılarında alüminyum yerine kompozit tercih edilmektedir. Kompozitin iletkenliği alüminyuma göre daha düşük olduğu için yıldırım çarpması durumunda kompozit yapılu uçakların alüminyum yapılu uçaklara göre daha çok zarar alması kaçınılmazdır. Bu sebeple, kompozit uçaklarda yıldırım koruma önlemleri için alternatif çözümler üzerine çalışmalar yapılmıştır. Kompozit uçaklarda yıldırım akımının gövde içerisinde kontrollü bir şekilde ilerleyebilmesi için kompozitin içerisine yerleştirilen iletken ağ yapısı (mesh) bulunmaktadır. Bu sayede, yıldırım akımı uçak içerisinde bulunan herhangi bir elektronik ekipmana zarar vermeden uçak içerisinden çıkabilmektedir.

Bu çalışmada ilk olarak, uçaklardaki statik elektrik yükü birikiminin sebepleri ve deşarj yöntemleri incelenmiştir. Statik deşarj çubuklarının çeşitleri, uçağa montaj yöntemleri ve sağlaması gereken minimum gereklilikler üzerine araştırma yapılmıştır. Ardından, örnek bir uçak üzerinde kullanılması gereken statik deşarj çubuğu sayısı belirlenmiştir.

Diğer bölümde ise, Ansys Maxwell programı üzerinde yıldırım akımı benzetimi (simülasyonu) çalışmaları yapılmıştır. Yıldırım akımının radom giriş-kuyruk çıkış ve radom giriş-kanat çıkış durumları için örnek bir uçak üzerinde benzetim çalışmaları yapılmıştır. Yapılan benzetim çalışmaları her durum için incelenerek uçak üzerindeki akım yoğunlukları değerlendirilmiştir. Ayrıca, kompozit uçaklarda kullanılan iletken ağ (kafes, mesh) yapısı ile ilgili araştırmalara yer verilmiştir.

Üçüncü ve son bölümde, yapılan araştırmalara göre statik yüklenme ve statik deşarj çubukları ile yıldırım akımı arasındaki ilişki özetlenmiştir.

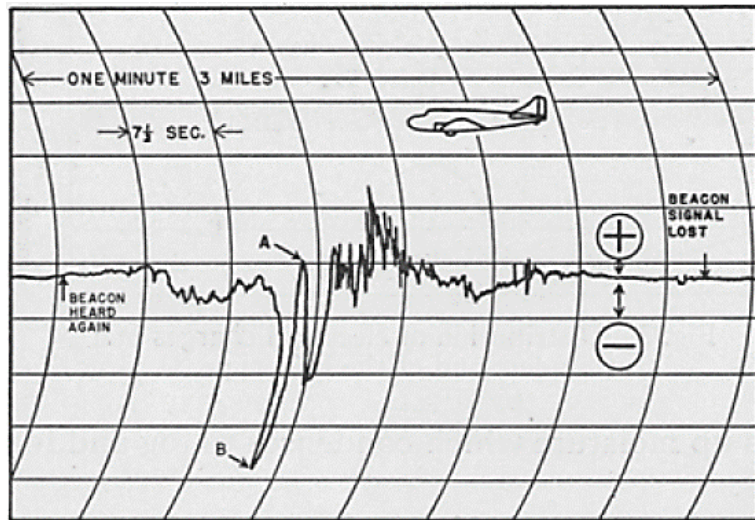
1.1 Literatür Araştırması

Statik elektrik yükü çökme durumu (P-Statik) ile ilgili bilinen ilk tartışma 1914 yılında R.H Marriott tarafından ortaya koyulmuştur. Tartışma, buharlı gemilerin antenlerinde indüklenen radyo parazitleri ile ilgili olmuştur. Antenler üzerinde biriken yüklü parçacıkların parazitlere sebep olduğu düşünülmüştür ancak bu sorun ile sık sık karşılaşmadığı için üzerinde durulmamıştır.

1934 yılında uçaklar radyo ekipmanları ile donatıldığında uçaklar ile iletişim sağlanabilmesi ve navigasyon sistemlerinin kusursuz bir şekilde çalışabilmesi için statik elektrik yükü çökme durumunu azaltmaya yönelik araştırmalar yapılmaya başlanmıştır.

Statik elektrik yüklerinin etkisini ortadan kaldırmaya yönelik ilk yaklaşımlardan biri uçaklar üzerinde sürtünmeden kaynaklanan yük birikimlerinin azaltılmasına yönelik olmuştur. Havada bulunan yüklü parçacıkların triboelektrik katsayılarına yakın olan bir malzeme ile uçak yüzeyinin kaplanabileceği ve bu sayede statik elektrik yükü çökme durumunun azaltılabileceği düşünülmüştür. Ancak, parçacıkların triboelektrik katsayıları sıcaklık ile değiştiğinden tüm hava koşullarına uygun bir kaplamanın bulunmasının zor olacağı değerlendirilmiştir [3].

1930'lu yılların sonuna doğru United Airlines tarafından uçaklardaki statik elektrik yüklenme durumunun ölçülebilmesi için test uçuşları gerçekleştirilmiştir. Test uçuşu sonrasında yapılan ölçümler raporlanmıştır (Şekil 1.2).



Şekil 1.2 : Seyir halindeki bir uçağın elektrostatik yüklenme durumu ile ilgili bilinen ilk ölçüm bilgisi [3].

Uçak üzerinde bulunan radyo alıcı sistemlerinde gürültü oluşturmada uçağın boşalmasını sağlamak için bir sistem tasarlanması üzerine çalışmalar yürülmüştür. Bu kapsamda, bir yük boşaltıcı tasarımı yapılması düşünülmüştür. Buna göre, boşalma olayı, boşalma noktası ile aynı polariteye sahip iyonların hava akımı ile taşınması ve zıt yüklü iyonların boşaltıcı tarafından yakalanması ile oluşmaktadır.

1930'lu yıllardan günümüze kadar yapılan çalışmalar neticesinde statik elektrik yüklerinin uçaklar üzerinden kontrollü bir şekilde boşaltılabilmesi için statik elektrik çubukları üretilmiştir (Şekil 1.3). Günümüzde ihtiyaca yönelik olarak birçok tipte statik deşarj çubuğu bulunmaktadır.



Şekil 1.3 : Statik deşarj çubukları [10].

Statik deşarj çubuklarının, yıldırım akımını yönlendirici özellikleri bulunmaktadır [11]. Yıldırım akımının, uçaklara ilk tutunma bölgeleri incelendiğinde statik deşarj çubuklarının bulunduğu kanat ve kuyrukların uç bölgeleri en yüksek riskli bölgeler olarak görülmektedir.

1967 yılında bir yolcu uçağına yıldırım çarpması sonrasında, statik elektrik yüklerinin uçak üzerinden boşalması sırasında yakıt tankında oluşan ark yakıt buharında patlamaya sebep olmuştur. Bu olaydan sonra, uçaklarda yük birikimlerinin havaya kontrollü bir şekilde boşaltılmasını sağlayan statik deşarj çubuklarının kullanılması zorunlu hale getirilmiştir [12].

1.2 Hipotez

Bu çalışmada, ilk bölümde uçaklar için statik elektrik yükü çökme durumunun ve deşarj yöntemlerinin kapsamlı bir şekilde incelenmesi hedeflenmiştir. Bir uçakta kullanılacak statik deşarj çubuğu sayısının nasıl hesaplandığı belirlenmek istenmiştir.

Bu kapsamda örnek bir uçak (Van's Aircraft RV-10) üzerinde statik deşarj çubuğu sayısının belirlenmesi için hesaplamalar yapılmıştır.

Seyir halindeki uçaklara sıklıkla yıldırım çarpabilmektedir. Statik deşarj çubukları, yıldırım akımının uçaklara ilk tutunma bölgelerinde bulunmaktadır. Bu sebeple, diğer bölümde Ansys Maxwell programı kullanılarak model bir uçak tasarımı yapılmış ve uçağa yıldırım akımı uygulanarak çeşitli durumlarda (kanat ve kuyruk bölgelerine yakın olan taraflardan akım çıkışının olduğu iki durum) kanat ve kuyruk bölgelerindeki akım yoğunlukları ve elektrik alan değerleri gözlemlenmiştir. Bu parametreler dikkate alınarak statik deşarj çubuğu seçiminde dikkat edilmesi gerekenler belirtilmiştir.

Kompozitin, alüminyuma göre hem ağırlık hem de dayanıklılık bakımından avantajlı olması sebebiyle günümüz uçaklarında yapısal malzeme olarak kullanılmaya başlanmıştır. Kompozitin iletkenlik değerinin alüminyumdan daha düşük olması sebebiyle kompozit gövdeli uçaklarda yıldırım akımının zararlarını azaltmak için ağ (mesh) yapısı kullanılmaktadır. Ağ (mesh) yapısındaki iletkenlerin, doğru hesaplamalar yapılarak boyutlarının seçilmesi gerekmektedir. Bu sebeple, son bölümde ağ (mesh) yapısında kullanılan iletkenlerle ilgili hesaplamaların nasıl yapılması gerektiği belirtilmiştir. Ayrıca uçak üzerindeki hangi bölgelerde daha yoğun ağ yapısı (mesh) kullanılması gerektiği simülasyon çalışmaları ile ilişkilendirilerek açıklanmıştır.



2. STATİK ELEKTRİK YÜKLERİ ÇÖKELME DURUMUNUN (P-STATİK) İNCELENMESİ

Statik elektrik, bir malzemenin içindeki veya yüzeyindeki elektrik yüklerinin dengesizliği olarak tanımlanabilir. Statik yükler, iki yüzeyin birbirine temas edip ayrılması veya sürtünmesi ile meydana gelmektedir. Statik yükler, herhangi bir deşarj durumu gerçekleşene kadar hareketsizdirler. Birbirleri ile temas halinde olan maddeler arasında temas yüzeyi boyunca elektron alışverişi olmaktadır. Maddeler birbirinden ayrıldığında biri pozitif diğeri ise negatif elektrik yükü ile yüklenmektedir. Bu zıt yüklerle yüklenme sebebiyle maddeler birbirini çekerler ve arada bulunan yalıtkan tabaka üzerinde ark şeklinde elektriksel boşalma oluşturmaktadırlar. Bu gibi oluşumlar tehlikeli durumlara sebep olmaktadır [13].

Uçaklar seyir halinde iken atmosfer içerisinde bulunan elektriksel olarak yüklü parçacıklarla (genellikle buz kristalleri, yağmur, kum ve tozlu parçacıklar) sürtünerek elektrostatik olarak yüklenmektedir. Bu yüklenmeler, biriken (çökelen) statik elektrik (P-Statik) olarak adlandırılır.

2.1 Uçakların Atmosferle Elektrostatik Etkileşimi

Bir uçağın atmosferle elektrostatik etkileşimi çeşitli parametrelere bağlı olan karmaşık bir olgudur.

Uçak faktörü

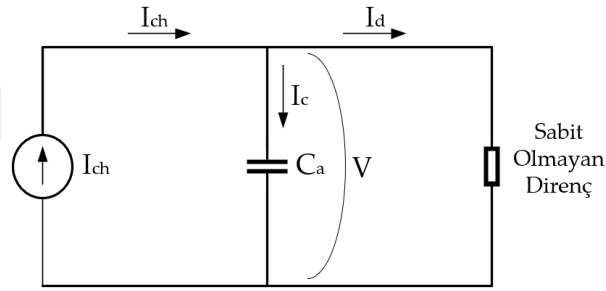
- Elektrik yükü tutma kapasitesi
- Uçağın şekli
- Uçak hızı
- Motor karakteristiği
- Uçak yüzey malzemesi

Atmosferik faktörler

- İrtifa
- İletkenlik
- Sıcaklık ve basınç
- Açık hava elektrik alanı
- Tutulan (çökelen) elektrikli parçacıkların karakteristikleri

Her uçak çeşitli süreçlerde elektriksel olarak şarj ve deşarj olabilen bir kapasite olarak düşünülebilir. Kapasitenin şarj veya deşarj oranı, şarj veya deşarj olduğu konumlar ve bu parametrelerin büyüklükleri uçakların elektrostatik durumu olarak tanımlanabilir.

Seyir halindeki bir uçağın elektrostatik yüklenme durumu, Kirchhoff yasası ile ilişkili olarak açıklanabilir. Uçaklardaki statik elektrik yük birikimi durumu kapasite ile paralel bağlı değişken (sabit olmayan) direnç olarak modellenmektedir (Şekil 2.1) [3].



Şekil 2.1 : Elektrostatik yüklenme bakımından uçak eşdeğer devre modeli [3].

Şekil 2.1’de gösterilen devrenin, devre akım ifadesi denklem 2.1 ile verilmiştir.

$$I_{ch} = I_d + C_a \frac{dV}{dt} \quad (2.1)$$

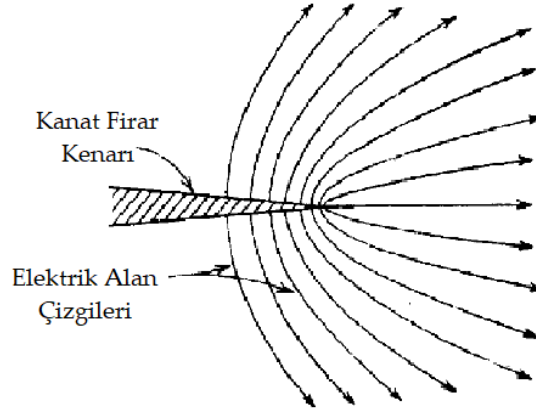
Denklem 2.1’de V uçak potansiyeli [Volt], I_{ch} toplam şarj akımı [Amper], I_d toplam deşarj akımı [Amper], C_a uçak kapasitesi [Farad] büyüklükleridir.

Uçak üzerinde biriken toplam net elektrik yükü (Q_a) coulomb cinsinden denklem 2.2 ile belirtilmektedir [3], [14]:

$$Q_a = C_a \times V_a \quad (2.2)$$

2.2 Statik Elektrik Yükleme Biçimleri

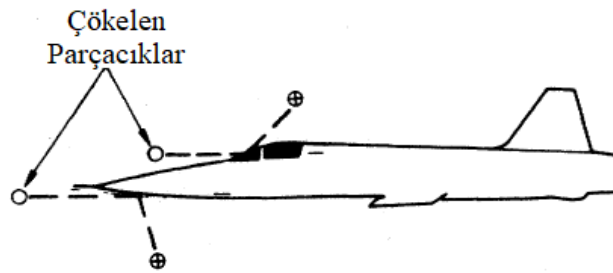
Uçakların kanat profilindeki elektrik alan çizgileri kanatların firar kenarından dışarıya doğru olacak şekildedir (Şekil 2.2). Statik elektrik yüklerinin uçak üzerinde birikimi üç farklı yol ile oluşmaktadır.



Şekil 2.2 : Uçak kanat profilindeki elektrik alan çizgileri [14].

2.2.1 Triboelektrik yüklenme

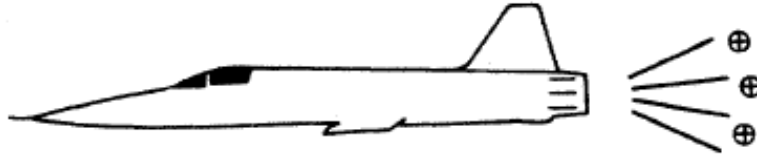
Havada bulunan yüksüz parçacıklar, uçaklara sürtünerek elektriksel olarak pozitif yüklenmektedir. Bu yükler, uçak üzerinden ayrılırken kendi büyüklüklerine eş bir negatif elektrik yükü bırakmaktadırlar (Şekil 2.3). Bu sebeple, uçak potansiyeli çok yüksek gerilim seviyelerine ulaşana kadar yük birikimi artırmaktadır. Yüklemler, uçakların metal gövdesi ve dielektrik yüzeylerinde (ön cam, radom gibi) meydana gelmektedir [2].



Şekil 2.3 : Triboelektrik yüklenme [2].

2.2.2 Motor egzoz yüklenmesi

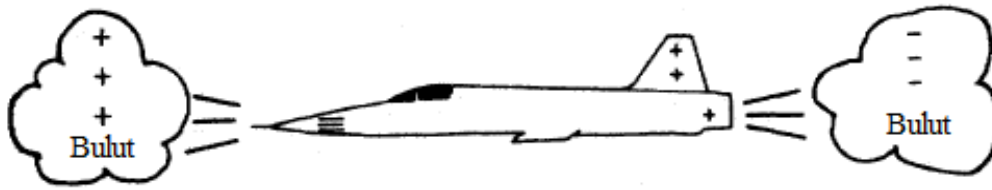
Uçak motorları çalışırken genellikle pozitif elektrik yüklü parçacıklar egzozlardan dışarı atılmaktadır (Şekil 2.4). Bu parçacıkların uçaklar üzerinde birikimi sonucu uçak potansiyeli artmaktadır [2].



Şekil 2.4 : Motor egzoz yüklenmesi [2].

2.2.3 Dışsal yüklenme

Uçaklar, seyir halinde iken havada bulunan elektrik alanlar içerisinde geçebilmektedir. Örneğin, zıt yüklü bulutlar arasından geçen bir uçağın potansiyeli artmakta ve elektriksel olarak yüklenmektedir (Şekil 2.5).



Şekil 2.5 : Dışsal yüklenme [2].

2.3 Statik Elektrik Deşarj Yöntemleri

Statik yüklerin uçak üzerinde birikimi sonucunda üç tip deşarj oluşumu gözlenmektedir:

2.3.1 Korona oluşumu (Corona discharge)

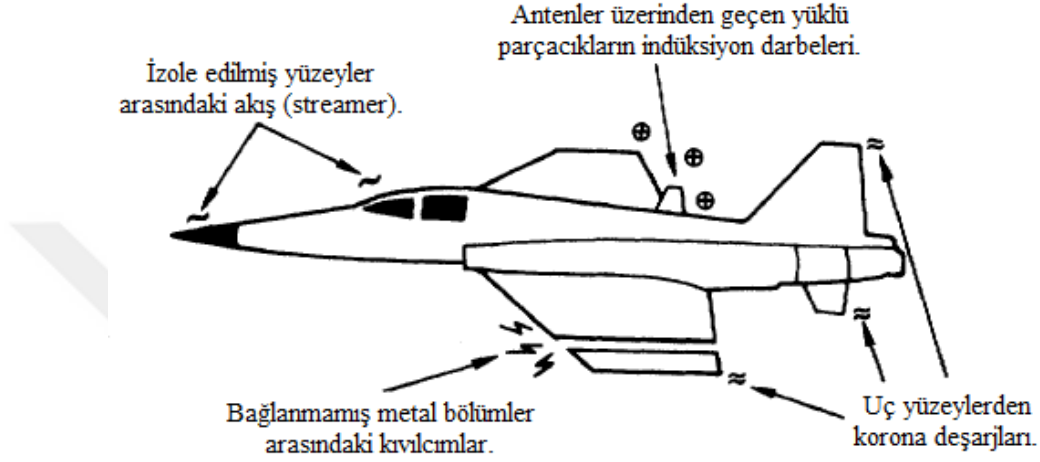
Korona, yüksek elektrik alanının olduğu yerlerde havanın iyonlaşması sonucu olan bir elektrik boşalmasıdır. Korona deşarjları gözlemlenebilir yapıdadırlar, ısıtılıdırlar ve duyulabilirler. Bir uçaktaki yüklenme durumu 100 kV ile 200 kV arasında gerilim seviyelerine ulaştığında uçağın kanat uçları ve kuyruk gibi çıkıntılı geometriye sahip bölgelerinde korona deşarjı gerçekleşebilir [15].

2.3.2 Elektriksel akış (Streaming)

Akış, uçak üzerindeki dielektrik yüzeylerden (cam ve seramiklerin yanı sıra kompozit radomlar ve kompozit kanatçıklar gibi yerlerden) meydana gelebilecek bir elektrik deşarjıdır. Bu yolla kompozit malzemeden metal bir gövdeye veya havada birkaç santimetre mesafeye kadar atlamalar olabilir [15].

2.3.3 Ark (Arcing)

Ark oluşumu, akışa (streaming) benzer parlak bir ışıltı oluşturabilir, ancak genellikle bir santimetre veya daha kısa mesafelerde noktadan noktaya atlama ile sınırlıdır. Arklar hemen hemen her zaman uçağın bir bölgesinin ana yapıdan elektriksel olarak yalıtılmasının bir sonucudur ve böylece yalıtılmış kısımda yük biriktiğinde ana yapıya ark oluşabilmektedir (Şekil 2.6) [15].



Şekil 2.6 : Girişim kaynakları [2].

2.4 Statik Deşarj Çubuğu Tipleri

Statik deşarj çubukları ilk olarak 1940'lı yıllarda ortaya çıkmıştır. O günlerden bugüne kadar gelişen havacılık teknolojisi ile birlikte ihtiyaca yönelik farklı tiplerde statik deşarj çubukları geliştirilmiştir.

2.4.1 Karbon ve naylon statik deşarj çubukları (Carbon wick/nylon wick)

Bu tür statik deşarj çubukları, 1940'lı yıllarda geliştirilmiştir. Esnek bir plastik sarmal içerisinde karbon kaplanmış liflerden oluşmaktadır. Bu tür deşarj çubukları orta düzeyde (25-30 dB) gürültü azaltma özelliği sağlamaktadır. Rüzgârın statik deşarj çubuğu üzerindeki pamuktan parçacıkları savurarak koparması nedeniyle çok kısa ömürlüdürler. Deşarj çubuğunun ucu siyah renkten griye döndüğünde uçlarda düzenli olarak onarım yapılması gerekmektedir. Bu tip deşarj çubukları, düşük başlangıç maliyetleri sebebiyle tercih edilmektedir. Jet uçakları veya yüksek performanslı çift motorlu uçaklar için uygun değildirler. 260 knot altında seyreden uçaklar için daha uygundur [16].

2.4.2 Mikro uç statik deşarj çubukları

Mikro uç türü statik deşarj çubuklarının gürültü azaltma kapasitesi, yapısında bulunan çok küçük çaplı, ince teller sayesinde olmaktadır. Deşarj noktasının küçük çaplı olması elektrostatik alan şiddetinin deşarj noktasında yükselmesine sebep olmaktadır. Bu durum, koronanın daha düşük bir potansiyelde başlamasına neden olur. Mikro uç türü statik deşarj çubuklarının ucunda yaklaşık 4000 adet her biri 4 mikron çapında tel kullanılmaktadır. Bu sayede, iyonlar tüm tellere eşit olarak dağılmakta ve gürültü azalmaktadır. Mikro uç türü statik deşarj çubukları, statik deşarj çubuğu olmayan uçaklardaki elektrik yükü boşalmasına kıyasla yaklaşık 40 dB'lik bir gürültü azaltma özelliği sağlamaktadır [16].

2.4.3 Null-plus tip statik deşarj çubukları

Null-Plus tip statik deşarj çubukları, 200 knot üzerinde hızla uçan her tür uçak için tasarlanmış karbon uçlu statik elektrik yükü boşaltıcılarıdır. Bu deşarj modeli, VLF (very low frequency) frekanslarında optimum gürültü azaltması sağlamak için mevcut en etkili modeldir. Tipik gürültü azaltma seviyesi 60 dB'nin üzerindedir. Uçak üzerindeki sürtünmeyi (drag) azaltıcı yönde tasarımları bulunmaktadır. 520 knot altında hızla uçan uçaklar için uygundur [16].

2.4.4 Alansız bölge (Null-field tip) statik deşarj çubukları

Alansız bölge (null-Field tip) statik deşarj çubukları, anten alanlarının sıfır olduğu bölgelerde bu alanlara dik açılarda statik yüklerin deşarjını gerçekleştirmektedir. Çubuğun gövdesine dik açılarda çıkıntı yapan sivri uçlar (tungsten pimler) statik alanı daha da yükselterek deşarjın bu noktalardan gerçekleşmesini sağlamaktadır [14], [16].

2.4.5 Doğrudan yıldırım çarpmayacak bölge (Null-strike tip) statik deşarj çubukları

Bu statik deşarj çubukları yıldırım önleyici değildir ancak gelişen teknoloji ile birlikte yıldırım dayanımı özelliğine sahip deşarj çubukları geliştirilmiştir. Doğrudan yıldırımın çarpmayacağı bölgelerde kullanıma uygun (null-strike tip) statik deşarj çubukları, yıldırım koruması için özel olarak tasarlanmaktadır. Güçlü bir yapıştırıcı ile deşarj çubuğunun yüzeyine epoksi kaplanmış alüminyum parçacıklardan oluşmaktadır. Bu parçacıklar “Darbe önleyici” olarak adlandırılmaktadır. Darbe önleyici elemanlar, uçak gövdesine verilen hasarı en aza indirmek için herhangi bir

yıldırım çarpması durumunda yıldırım akımının deşarj çubuğu üzerinden boşalmasını sağlamak için kullanılmaktadır [16].

Çizelge 2.1 : Firar kenar ve uç kenar tip statik deşarj çubukları için asgari gereklilikler [17].

Özellikler	Firar Kenar Tipi	Uç Kenar Tipi
Uzunluk	15-30 cm	10-15 cm
Tipik Ağırlık (gram)	30	15
Direnç (Mohm)	6-200	6-120
Boşalma Akımı@40 kV (μ A)	10 (en az)	10 (en az)
Boşalma Gürültü Kaybı@50 μ A (dB)	-40 (en az)	-30 (en az)
Güç Kaybı (Watt)	5	5
En Yüksek Boşalma Akımı (μ A)	400	400
Sürekli Boşalma Akımı (μ A)	50	50
Gerilme (kg)	22	22

2.5 Statik Deşarj Çubuğu Montaj Yöntemleri

Statik deşarj çubukları, uçaklara genellikle tutucu (retainer) olarak adlandırılan bağlantı elemanları ile tutturulmaktadır. Tutucuların firar kenar tipi ve uç kenar tipi deşarj çubukları için olan iki tipi bulunmaktadır. Tutucuların kullanımı sayesinde herhangi bir sebeple zarar gören statik deşarj çubukları tutuculardan sökülerek yenisi ile değiştirilebilmektedir. Statik deşarj çubuklarının uçağın gövdesine tam iletken tutucularla tutturulması gerekmektedir. Eğer uçak montaj yüzeyi iletken değilse en yakın iletken yüzey ile arasında bir iletken bağlantı sağlanması gerekmektedir. Kanat ve kuyruk uçları gibi çıkıntılı geometriye sahip yüzeylere statik deşarj çubuğu yerleştirilmesi sebebiyle uçaklar yıldırım hasarlarına daha açık hale gelebilmektedir. Uçağa deşarj çubukları üzerinden herhangi bir yıldırım çarpması durumunda yıldırım akımı tutucu üzerinden uçak gövdesine geçecektir. Bu sebeple, tutucunun uçak yapısına 0.1 ohm gibi düşük bir bağlantı direnci ile bağlanması gerekmektedir [11], [18].

2.6 Statik Deşarj Çubuğu Sayısının Hesaplanması

Uçaklar üzerinde biriken statik yükün yeterli miktarda statik deşarj çubuğu ile boşaltılması gerekmektedir. Aksi takdirde statik deşarj çubukları üzerinden anma deşarj kapasitelerinin üzerinde bir akım akışı meydana gelmektedir. Bu sebeple, her uçağa özgü parametreler referans alınarak hesaplamalar uçak özelinde yapılmalıdır [14].

Hesaplamalar yapılırken ilk olarak uçak üzerinde biriken toplam şarj akımı bulunmalıdır. Toplam şarj akımının bir adet statik deşarj çubuğunun minimum deşarj kapasitesine bölünmesi ile kullanılması gereken statik deşarj çubuğu sayısı bulunabilir. Yapılacak hesaplamalar denklem 2.3 ve denklem 2.4 ile yapılır [3], [14].

$$I_{ch} = q_p \times N_p \times v_{air} \times A_e(v_{air}) \quad (2.3)$$

$$N = \frac{I_{ch}}{I_{min}} \quad (2.4)$$

I_{ch} toplam şarj akımı [A], q_p tek bir parçacık tarafından uçak üzerinde biriken elektriksel yük [C/parçacık], N_p parçacık yoğunluğu [parçacık sayısı/m³], v_{air} uçak hızı [m/s], $A_e(v_{air})$ hızın fonksiyonu olarak etkin parçacık yakalama alanı [m²], I_{min} deşarj çubuğunun minimum deşarj akımı [A] ve N kullanılması gereken deşarj çubuğu sayısını [adet] ifade etmektedir.

Parçacık yoğunluğu ve tek bir parçacık tarafından uçak üzerinde biriken yük değerleri buluttan buluta göre ve hatta aynı bulut içerisinde bile farklılık gösterebilmektedir.

Uçaklar seyir halinde iken genellikle sirüs ve kümülüs tipi bulutlar içerisinde geçebilmektedir (Şekil 2.7 ve Şekil 2.8). Uçakların kümülüs bulutları içerisinde seyir halinde olması istenmeyen bir durumdur. Ancak belirli durumlarda kısa süreli de olsa kümülüs bulutları içerisinde geçebilmektedirler [11]. Sirüs ve kümülüs tipi bulutlara örnekler Şekil 2.7 ve Şekil 2.8’de gösterilmiştir.

2.6.1 Örnek bir uçak için statik deşarj çubuğu sayısının hesaplanması

Van’s Aircraft’a ait RV-10 modeli için kullanılması gereken statik deşarj çubuğu sayısı araştırılmıştır. Uçağın 8000 ft irtifadaki seyir hızı 171 kn (88 m/s)’dir [22]. Ön yüzey alanı üretici firmanın uçak ile ilgili hazırladığı dokümanlarda belirtilmemiştir.

Bu sebeple kanat açıklığı benzer olan Denney Kitfox Classic 4 referans alınarak 3 m² olarak kabul edilmiştir [21]. Sirüs tipi bulutlarda parçacık yoğunluğu 2×10^4 [Parçacık sayısı/m³] ve kümülüs tipi bulutlarda ise 6×10^4 [Parçacık sayısı/m³]’tür.



Şekil 2.7 : Sirüs tipi bulutlar [19].



Şekil 2.8 : Kümülüs tipi bulutlar [20].

RV-10'un bu bulut tiplerinin her ikisinde de seyir halinde bulunacağı değerlendirilmiştir. Bu sebeple, $N_p = 4 \times 10^4$ Parçacık sayısı/m³ olarak ortalama bir değer alınmıştır. Tek bir parçacık tarafından uçak üzerinde biriken yük [C/parçacık] ortalama olarak buz kristalleri içeren sirüs bulutlarında 60×10^{-12} C/parçacık değerine kadar çıkabilmektedir [14]. Bu değerler referans alınarak uçağın toplam şarj akımı denklem 2.6 ile belirtildiği gibi bulunmuştur.

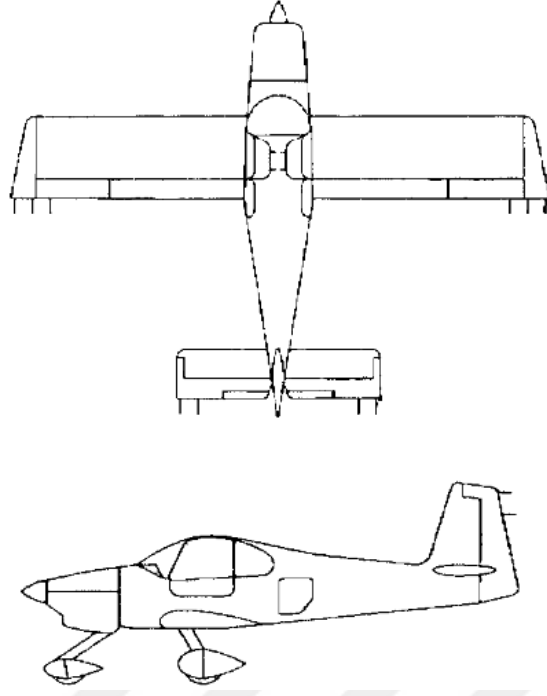
$$I_{ch} = (60 \times 10^{-12}) \times (4 \times 10^4) \times 88 \times 3 \quad (2.5)$$

$$I_{ch} = 6,34 \times 10^{-4} \text{ A} \quad (2.6)$$

Bulunan bu değer uçak üzerinde biriken toplam şarj akımını belirtmektedir. Bu sebeple, kullanılması gerekendeşarj çubuğu sayısı birdeşarj çubuğunun minimumdeşarj kapasitesine bölünmelidir. Belirlenen standartlara göre birdeşarj çubuğunun minimumdeşarj kapasitesi 50 µA'dır [17]. Bu sebeple, denklem 2.5 ile belirtilen değer 50 µA değerine bölünmesi gerekmektedir.

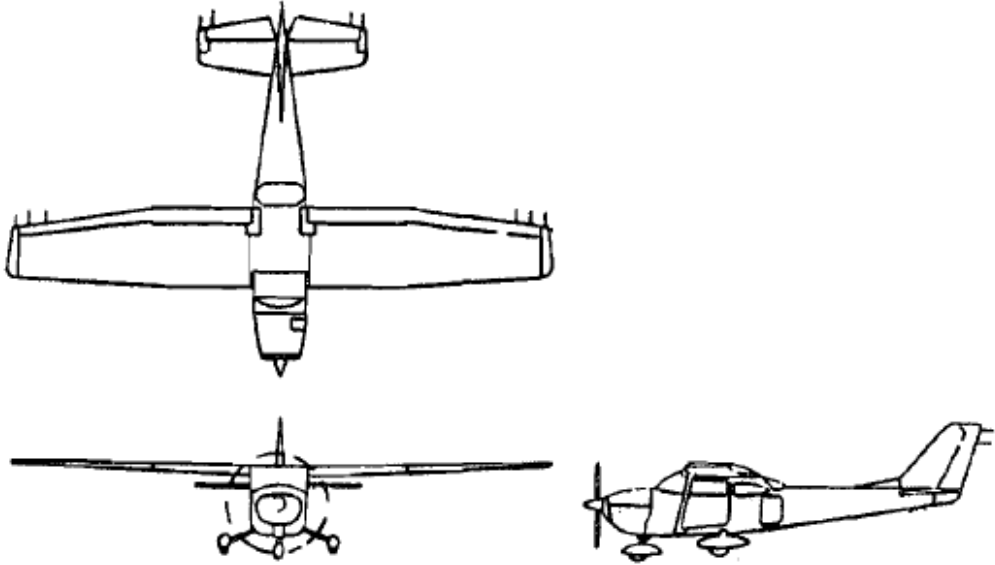
$$N = \frac{6,34 \times 10^{-4}}{50 \times 10^{-6}} \cong 12 \quad (2.7)$$

Yapılan hesaplamalar sonrasında kullanılması gerekendeşarj çubuğu sayısı, denklem 2.6 ile belirtildiği gibi 12 adet olarak kabul edilebilir. RV-10 için yapılan statikdeşarj çubuğu yerleşimi Şekil 2.9'da gösterilmiştir. Buna göre; kanatların firar kenarlarında 3'er adet, yatay stabilizatörlerde 2'sher adet ve dikey stabilizatörde 2 adet olmak üzere toplam 12 adet statikdeşarj çubuğu yerleşimi yapılabilir [23].



Şekil 2.9 : RV-10 için statik deşarj çubuğu yerleşimi [23].

RV-10 modeline benzer tek motorlu bir uçak için statik deşarj çubuğu kullanım sayısı araştırılmıştır. Yapılan literatür taraması neticesinde benzer boyutlardaki tek motorlu bir uçak için statik deşarj çubuğu kullanım sayısının RV-10 için hesaplanan değer ile aynı olduğu (12 adet) bulunmuştur (Şekil 2.10) [24].



Şekil 2.10 : RV-10 modeline benzer tek motorlu bir uçak için statik deşarj çubuğu yerleşimi [24].

2.7 Kuplaj Teoremi

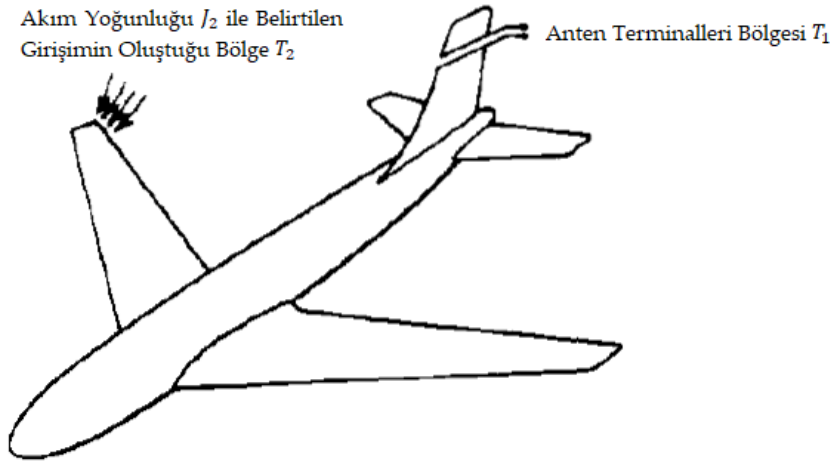
Statik elektrik yükleri yakınındaki antenler üzerine kuplajla elektriksel bozulmalara sebep olmaktadır. Antenler üzerindeki korona deşarjından kaynaklanan girişimin belirlenmesinde kuplaj teorisi kullanılmaktadır. Teori, bir karşılıklık ilişkisinden türetilmektedir. Kuplaj teorisi denklem 2.8 ile belirtilir.

$$I_2(w) = \frac{1}{V_1(w)} \int_{T_2} E_1(x, w) \times J_2(x, w) dv \quad (2.8)$$

Denklemde; I_2 anten üzerinde oluşan kuplaj akımını, V_1 anten uçlarına uygulanan gerilimi, E_1 bu gerilim sebebiyle anten çevresindeki her noktada oluşan elektrik alanı ve J_2 , T_2 bölgesinde oluşan akım yoğunluğunu belirtmektedir [14], [25], [26].

Denklem 2.7'den görüldüğü gibi anten akımı I_2 'nin gürültüsünün azaltılabileceği veya ortadan kaldırılabileceği birkaç yöntem bulunmaktadır:

1. Deşarj akımı J_2 'nin sifıra yaklaşmasının sağlanması,
2. E_1/V_1 'in sifıra yaklaşmasının sağlanması,
3. J_2 'nin E_1 'e dik olmasının sağlanması [25].



Şekil 2.11 : Kuplaj teorisinin uçak üzerinde gösterimi [25].

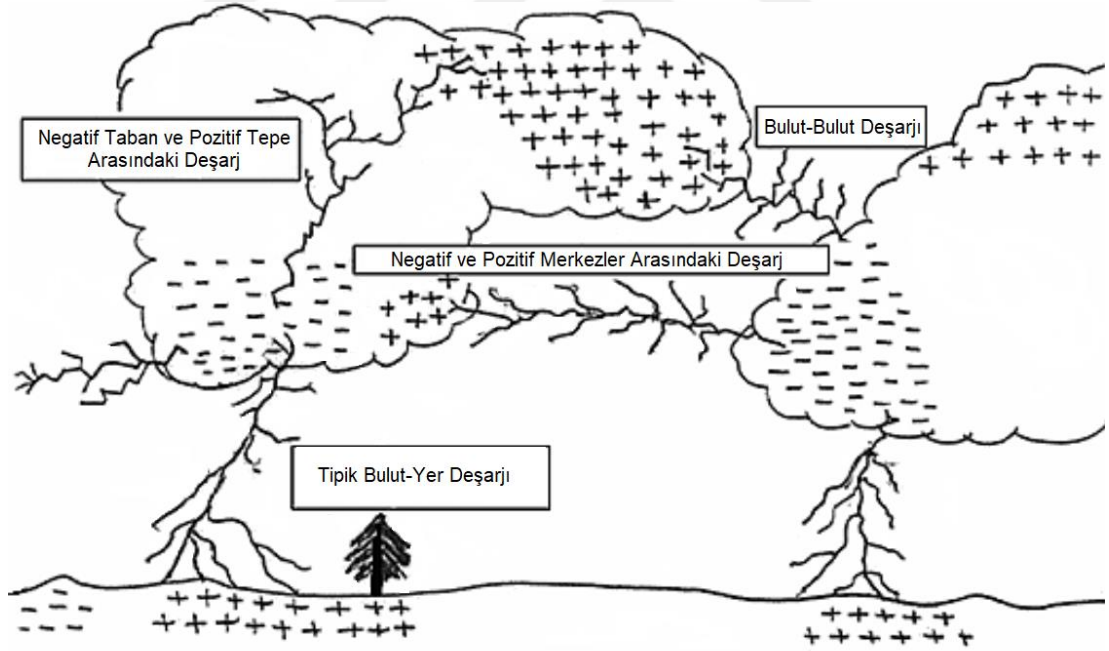
3. UÇAKLARA YILDIRIM ÇARPMA DURUMU ANALİZLERİ

3.1 Yıldırım Oluşumu

Yıldırım iki nesne arasındaki yüksek güçlü elektriksel boşalma olarak tanımlanabilen bir doğa olayıdır. Yıldırım temel olarak dört şekilde oluşmaktadır:

1. Bulut-Bulut arasında
2. Bulut-Hava arasında
3. Bulut-Yer arasında
4. Bulut-Hava arasında

Belirtilen bu dört bölge arasındaki zıt yüklenme sebebiyle yıldırım oluşmaktadır. Yıldırım oluşum tipleri Şekil 3.1’de gösterilmiştir.



Şekil 3.1 : Yıldırım oluşum tipleri [27], [28].

Genelde bulutun elektriksel yükü, bulut üzerinde üç farklı bölgeye dağılır:

- Bulutun üst yüzeyine yakın, kalın bir pozitif katman.
- Bulutun ortasında yoğun bir negatif katman.
- Bulutun alt yüzeyine yakın, ince bir pozitif katman.

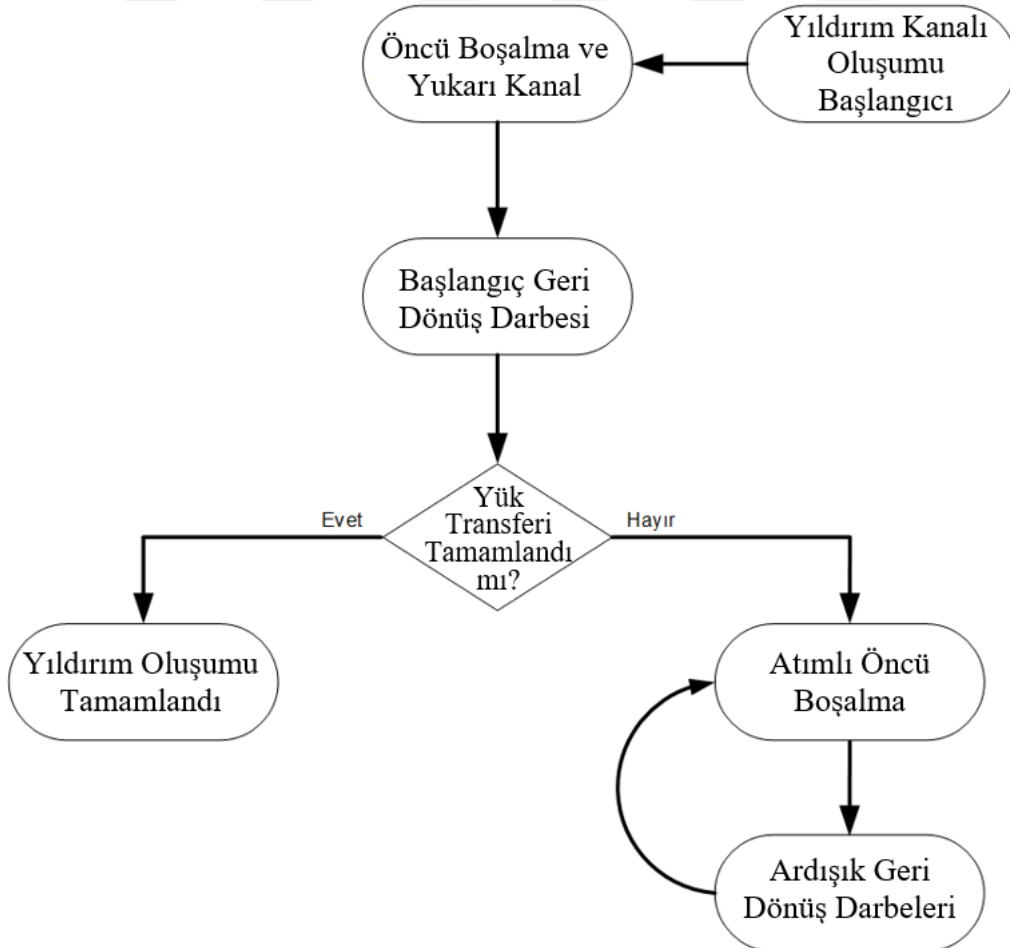
Kalın pozitif katman ile yoğun negatif katmanın yükseklikleri atmosferin sıcaklığına göre değişiklik gösterebilir:

- Negatif katman yüksekliği, kış aylarında 3-4 km, yaz aylarında 6-7 km'dir.
- Pozitif katman yüksekliği, kış aylarında 9 km, yaz aylarında 12 km'dir [7].

Yıldırım oluşumunun birçok farklı aşaması bulunmaktadır [9]:

1. Öncü boşalma (Leader)
2. Yukarı kanal (Upward streamer)
3. İlk geri dönüş darbesi (Initial return stroke)
4. Atımlı boşalma (Dart leader)
5. Ardışık geri dönüş darbeleri (Subsequent return strokes)

Bu aşamalar Şekil 3.2 ile sıralanmıştır.



Şekil 3.2 : Yıldırım oluşum süreci.

3.1.1 Öncü boşalma (leader)

Bulutun elektriklenmesi ile yeryüzüne doğru başlangıç boşalması denilen yavaş hareket eden bir iyonize hava sütunu oluşmaya başlamaktadır. Başlangıç boşalması, 30-50 m kadar hareket ettikten sonra daha kuvvetli bir ışıma olan öncü boşalma (leader) adı verilen daha yoğun bir elektriksel boşalmaya dönüşmektedir. Bu boşalma, başlangıç boşalması çevresindeki bölgede ek negatif yük oluşmasına sebep olmaktadır. Bu sayede, başlangıç boşalması yeniden şarj olmaktadır. Öncü boşalma bu sayede 30-50 m daha ilerleyebilmektedir. Öncü boşalma eğer yüklü bir bulut içerisinde olursa gelişen boşalma genişler ve çevresinden yük toplamaya başlar [9].

Öncü boşalma (leader) için üç parametre incelenmiştir.

3.1.1.1 Öncü boşalma (leader) yük miktarı

Öncü boşalma (leader) ile taşınan q_0 yük miktarı, 2×10^{-4} C/m ile 20×10^{-4} C/m arasındadır. 5 km uzunluğunda bir bir öncül (leader) 1 C ile 10 C arasında yük bulundurur [9].

3.1.1.2 Öncü boşalma (leader) çapı

Birim uzunluk için q_0 yükünü içeren bir silindirin elektrik alan şiddeti hesaplanabilir [9].

$$E_r = \frac{1,8 \times 10^{10} \times q_0}{r} \quad (3.1)$$

Öncü boşalma (leader) çapı, 1,2 m ile 12 m arasında değişebilmektedir. Yüksek irtifalarda havanın delinme geriliminin daha düşük olması sebebiyle çap daha da genişleyebilmektedir [9].

3.1.1.3 Öncü boşalma (leader) hızı ve akımı

Öncü boşalma oluşum hızı 1×10^5 m/s'dir.

$$I_{\text{öncü}} = V_{\text{öncü}} \times Q_{\text{öncü}} \quad (3.2)$$

$$I_{\text{öncü}} = 1 \times 10^5 \times [2 - 20] \times 10^{-4} \quad (3.3)$$

$$I_{\text{öncü}} = [20 - 200] A \quad (3.4)$$

3.1.2 Yukarı kanal (upward streamer)

Öncü boşalma (leader) ve yer arasındaki elektrik alan şiddetinin 5.5 kV/cm civarına yaklaşması ile gerçekleşmektedir. Bu aşamada, yerden yukarıya doğru (öncü boşalmaya doğru) yük akışı olmaktadır [9].

3.1.3 Başlangıç dönüş darbesi (initial return stroke)

Öncü boşalma (leader) ve yukarı kanalın (upward streamer) birleşmesi ile iletken kanal tamamlanmaktadır. Bu yüksek iletken bölgede çok hızlı ve yüksek genlikli olarak gerçekleşen yük transferi, başlangıç geri dönüş darbesi olarak adlandırılır. Bu darbe yoğun bir parlamaya sebep olmaktadır [9].

3.1.4 Atımlı boşalma (dart leader)

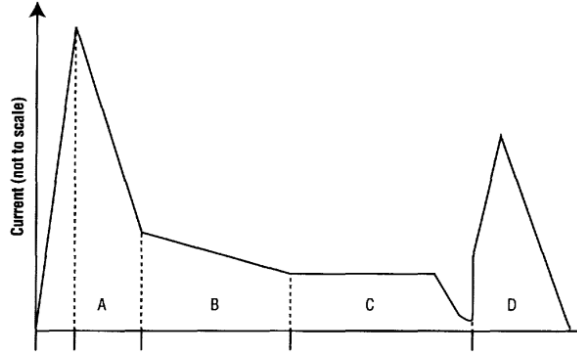
Başlangıç dönüş darbesi sonrasında yük transferi tamamlanamadığında meydana gelmektedir. Başlangıç dönüş darbesinin oluşturduğu iletken kanal üzerinde tekrardan yük akışı gerçekleşir. Bu olaya atımlı boşalma (dart leader) denmektedir [9].

3.1.5 Ardışık dönüş darbesi (subsequent return stroke)

Öncü boşalmanın (leader) oluşturduğu iletken kanal aracılığı ile bulut üzerinde kalan yükün hızlı şekilde boşalmasını sağlayan ardışık darbelerdir [9].

3.2 Yıldırım Akım Modelleri

Yıldırım akımı, değişim hızı ve genliklerine göre başlıca A, B, C, D akım modelleri olmak üzere dörde ayrılmıştır (Şekil 3.3). Bu akım modellerinin uzun süre boyunca düşük genlikte olan darbe akımı modellerinden (B, C) uçak yapısı üzerinde delik ve boşluklarda arklara neden olmaktadır. Kısa süreli ve yüksek genlikte olan darbe akımı modellerinin (A, D) etkileri direkt ve dolaylı olmak üzere ikiye ayrılmaktadır. Direkt etkiler, uçak yapısında delinme, patlama gibi yıkıcı olaylar ile sonuçlanırken dolaylı etkiler ise uçak içerisindeki iletkenlerde indüklenme yoluyla oluşan bozucu dalga şekilleri ortaya çıkarır [9], [28].



Şekil 3.3 : Yıldırım akımı dalga şekilleri [8], [28].

A Bileşeni (İlk Çarpma): Tepe değer: $200 \text{ kA} \pm 10\%$; Süre: $\leq 500 \mu\text{s}$

B Bileşeni (Orta Seviye Akım): Ortalama Değer: $2 \text{ kA} \pm 10\%$; Süre: $\leq 5 \text{ ms}$

C Bileşeni (Sürekli Akım): Değer: $200\text{-}800 \text{ A}$; Süre: $0,25 < T \leq 1 \text{ s}$

D Bileşeni (Tekrar Vuruş): Tepe değer: $100 \text{ kA} \pm 10\%$; Süre: $\leq 5 \mu\text{s}$ [8]

Yıldırım akım bileşenleri Çizelge 3.1’de verilmiştir.

Çizelge 3.1 : Yıldırım akımı bileşenleri [8].

Bileşenler	Matematiksel Model	$I_0 [A]$	$a [s^{-1}]$	$b [s^{-1}]$
A	Çift eksponansiyel $I(t) = I_0(e^{-at} - e^{-bt})$	218810	11345	647265
B	Çift eksponansiyel $I(t) = I_0(e^{-at} - e^{-bt})$	11300	700	2000
D	Çift eksponansiyel $I(t) = I_0(e^{-at} - e^{-bt})$	109405	22708	1294530
C	Sabit $I(t) = I_0$	200-800	-	-

$$I(t) = 218810(e^{-11345t} - e^{-647265t}) \quad (3.5)$$

3.3 Uçak-Yıldırım İlişkisi

Uçak üzerinde bazı bölgeler üzerine yıldırım düşme ihtimali düşükken bazı bölgelerin ise yıldırım akımının etkilerine kısmen kısa süre boyunca maruz kalması söz konusudur. Bu nedenle, uçak üzerinde bölgelerin tanımlanması gerekmektedir. Farklı

bölgeler yıldırımın farklı bileşenlerine maruz kaldığında bu bölgelerdeki etkilerin türü ve derecesi değişmektedir (Şekil 3.4). FAA bu bölgeleri şöyle tanımlamaktadır:

Zone 1A: Yıldırım kanalının kalıcı olma olasılığının düşük olduğu ilk giriş noktaları

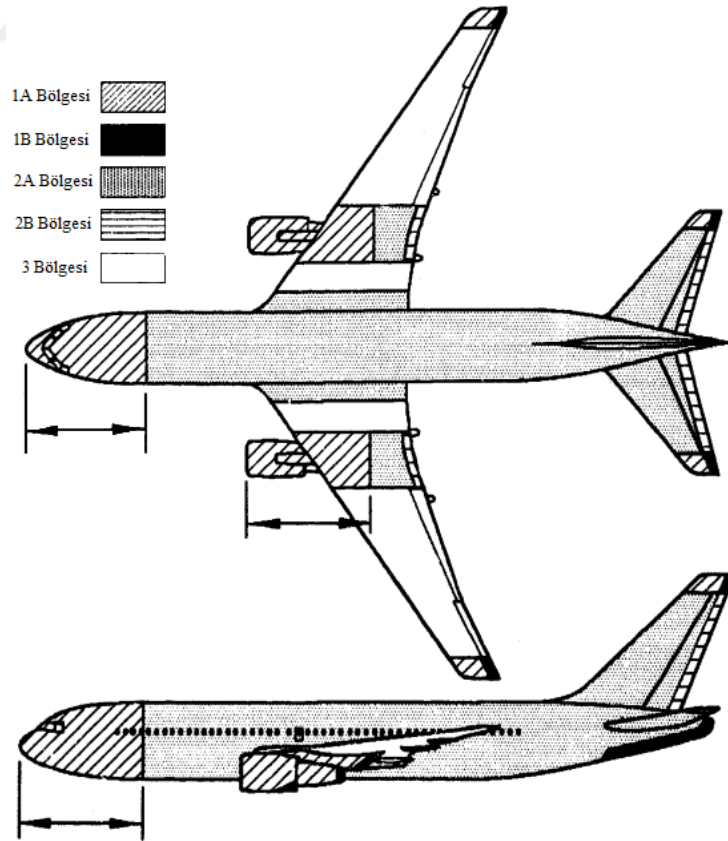
Zone 1B: Yıldırım kanalının kalıcı olma olasılığının yüksek olduğu ilk giriş noktaları

Zone 2A: Yıldırım sürüklenme kanalının kalıcı olma olasılığının düşük olduğu sürüklenme bölgeleri

Zone 2B: Yıldırım sürüklenme kanalının kalıcı olma olasılığının yüksek olduğu sürüklenme bölgeleri

Zone 3: Yukarıda listelenen bölgeler arasında kalan, çarpma ve sürüklenmeden kaynaklı yüksek miktarda elektrik akımını ileten noktalardır.

Bu bölgeler uçakların geometrisine, kullanılan malzemelere ve çalışma koşullarına bağlı olup uçağa göre değişmektedir. Herhangi bir standartta bu bölgelerin belirlenmesi ile ilgili bir analiz yöntemi sunulmamaktadır. Bu bölgelerin belirlenmesi uçuş tecrübesi veya benzer tasarımlar ile yapılmış testlerle mümkün olmaktadır [9], [28].

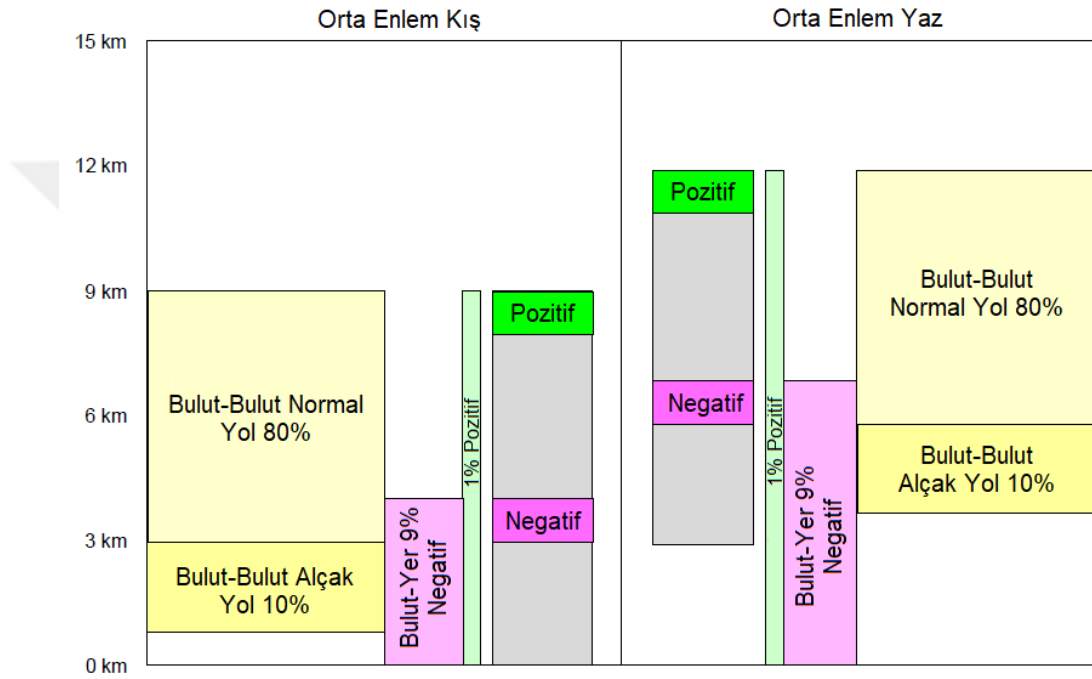


Şekil 3.4 : Yıldırım darbe bölgeleri [9].

Yıldırım çeşitlerinin oluşumları için irtifa profilleri Şekil 3.5'te gösterilmiştir.

Yıldırımların;

- 80%'i negatif bulut ile kalın pozitif bulut arasında
- 10%'u negatif bulut ile ince pozitif bulut arasında
- 9%'u negatif bulut ile yer arasında
- 1%'i pozitif bulut ile yer arasında oluşmaktadır [7].



Şekil 3.5 : Yıldırım çeşitleri için varsayılan irtifa profili [9].

3.4 Ansys Maxwell Programı Çözüm Yöntemleri için Matematiksel Hesaplamalar

Ansys Maxwell programı problemleri;

- Uygun sınır koşullarında
- Kullanıcının belirlediği başlangıç koşullarıyla
- Maxwell denklemleri ile çözer.

Ansys Maxwell programı, elektrik/manyetik alan problemlerinin çözümü için Sonlu Elemanlar Yöntemi'ni (Finite Elements Method) kullanır. Bu yöntem, herhangi bir geometriyi küçük parçalara ayırır ve sonlu eleman olarak adlandırılan bu parçalardan elde edilen çözüm yöntemidir [28], [29]. Maxwell 3D'de sonlu elemanın temel birimi

tetrahedraldir. Tetrahedral, her yüzü üçgen şekilli dört yüzlüye verilen addır. Modelde yer alan tetrahedral yapıların tamamı “ağ (mesh)” olarak adlandırılır. Kullanıcılar isterlerse ağ oluşturma işlemi ile ilgili değişiklikleri programda yapabilmektedirler [30].

Ansyz Maxwell tasarım tipleri (design types):

1. RMxport (Rotation Machinery Expert): Elektrik makinelerinin tasarımı ve analizinde kullanılır.
2. Maxwell 2D: XY ya da RZ düzlemlerinde elektromanyetik alan çözümlerini sonlu elemanlar yöntemini kullanarak gerçekleştirir [30].

Ansyz Maxwell 3D tasarımında iki ana çözücü vardır:

1. Manyetik Çözücüler

- a. Magnetostatik Çözücü: DC akım ya da kalıcı mıknatıs gibi statik manyetik alanlar ile ilgili problemlerin çözümünde kullanılmaktadır.
- b. Eddy Akımı Çözücüsü: Sinüzoidal olarak değişen manyetik alanların çözümünde kullanılmaktadır.
- c. Geçici Manyetik (Transient Magnetic) Çözücü: Zamanla değişen manyetik alan ya da hareketli elektriksel kaynaklar gibi geçici manyetik alanlar ile ilgili çözümlerin gerçekleştirilmesinde kullanılmaktadır.

2. Elektriksel Çözücüler

- a. Elektrostatik Çözücü: Lineer malzemelerde durağan elektrik alanlar ile ilgili çözümleri yaparken kullanılmaktadır.
- b. DC İletim: (DC Conduction): Gerilim, elektrik alan ve akım yoğunluğunu potansiyel yardımı ile çözümlemek için kullanılmaktadır.
- c. Geçici Elektrik Alan (Electric Transient) Çözücü: Zamanla değişen gerilim, yük dağılımları ya da homojen olmayan malzemelerdeki akım uyarımlarında kullanılabilir [30].

Yapılan simülasyon çalışmalarında “Elektrik Transient” çözücü kullanılmıştır.

Ansyz Maxwell 3D Elektrik Transient Çözücü çözüm işlemlerini;

- Sonlu Elemanlar Yöntemi (Finite Elements Method)
- Zaman Domeninde (Time Domain)
- Maxwell Eşitlikleri ($\vec{T} - \Omega$ formülasyonu) kullanarak yapar.

Zaman domeninde Maxwell eşitliklerinin diferansiyel biçimleri aşağıda verilmiştir.

$$\nabla \times \vec{E}(t) = -\frac{\partial \vec{B}(t)}{\partial t} \quad (3.6)$$

Denklem 3.6, Faraday yasası olarak bilinir [28], [31]. $\vec{E}(t)$ elektrik alan şiddeti [V/m], $\vec{B}(t)$ manyetik akı yoğunluğu (manyetik endüksiyon) [Tesla]'dır.

$$\nabla \times \vec{H}(t) = \frac{\partial \vec{D}(t)}{\partial t} + \vec{J} \quad (3.7)$$

Denklem 3.7, Ampere yasası olarak bilinir [28], [31]. $\vec{H}(t)$ manyetik alan şiddeti [A/m], $\vec{D}(t)$ elektriksel akı yoğunluğu (deplasman) [C/m²] ve $\vec{J}$ akım yoğunluğu [A/m²]'dur.

$$\nabla \cdot \vec{D}(t) = \rho \quad (3.8)$$

$$\nabla \cdot \vec{B}(t) = 0 \quad (3.9)$$

Denklem 3.8 ile elektrik alan için Gauss yasası, Denklem 3.9 ile manyetik alan için Gauss yasası belirtilir [27], [28]. ρ elektriksel yük yoğunluğu [C/m³]'dur.

$$\vec{D}(t) = \epsilon \vec{E}(t) \quad (3.10)$$

$$\vec{B}(t) = \mu \vec{H}(t) \quad (3.11)$$

$$\vec{J} = \sigma \vec{E}(t) = -\sigma \nabla \Phi \quad (3.12)$$

Denklem 3.10 ile elektriksel deplasman ile elektrik alan şiddeti arasındaki ilişki, denklem 3.11 ile manyetik akı yoğunluğu ile manyetik alan şiddeti arasındaki ilişki ve denklem 3.12 ile akım yoğunluğu ile elektrik alan şiddeti arasındaki ilişki verilmiştir [29]. ϵ dielektrik sabiti [Farad/m], μ manyetik geçirgenlik [Henry/m], Φ elektrik potansiyeli [V] ve σ elektriksel iletkenliktir [Siemens⁻¹].

3.4.1 Elektrik transient çözücü için matematiksel hesaplamalar

$$\nabla \times \vec{H}(t) = \frac{\partial \vec{D}(t)}{\partial t} + \vec{J} \quad (3.13)$$

Denklem 3.13'te $\vec{D}(t)$ yerine $\epsilon \vec{E}(t)$ yazılırsa:

$$\nabla \times \vec{H}(t) = \epsilon \frac{\partial \vec{E}(t)}{\partial t} + \vec{J} \quad (3.14)$$

Denklem 3.14'te $\vec{J}$ yerine $-\sigma \nabla \Phi$ yazılırsa:

$$\nabla \times \vec{H}(t) = \epsilon \frac{\partial \vec{E}(t)}{\partial t} - \sigma \nabla \Phi \quad (3.15)$$

Denklem 3.15'te $\vec{E}$ yerine $-\nabla \Phi$ yazılırsa:

$$\nabla \times \vec{H}(t) = -\epsilon \nabla \frac{\partial \Phi}{\partial t} - \sigma \nabla \Phi \quad (3.16)$$

Denklem 3.16'nın her iki tarafı $\nabla \cdot$ ile çarpılırsa:

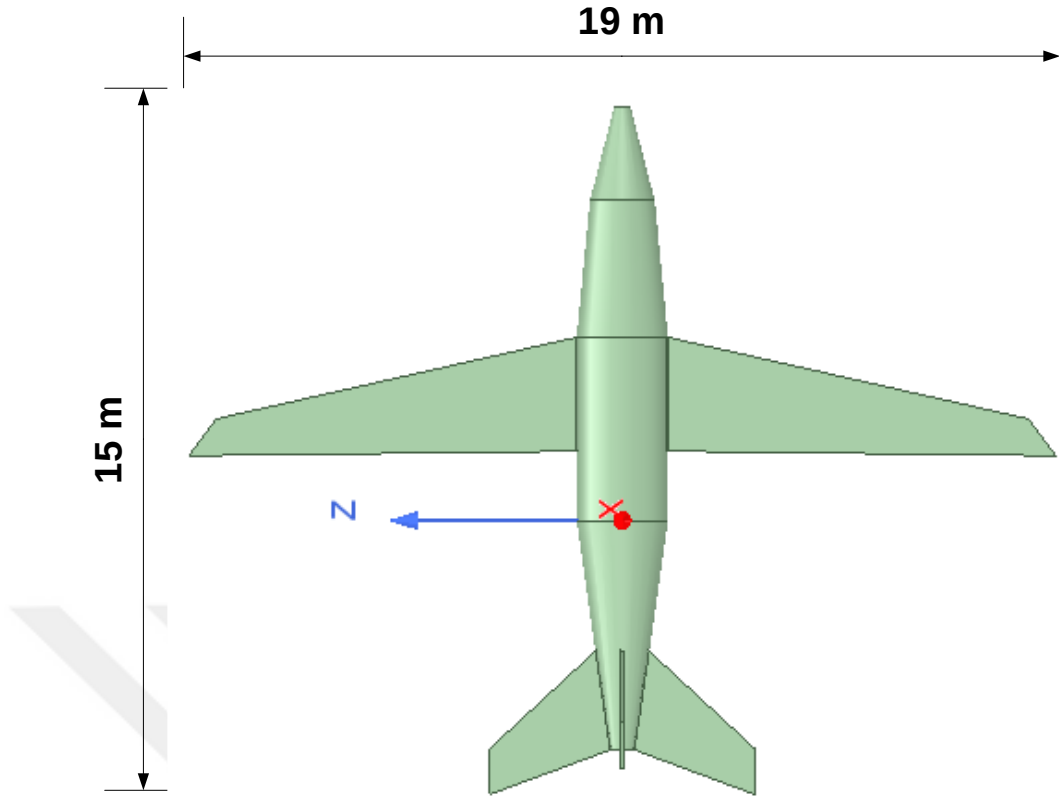
$$\nabla \cdot [\nabla \times \vec{H}(t)] = -\nabla \cdot \left(\epsilon \nabla \frac{\partial \Phi}{\partial t} \right) - \nabla \cdot (\sigma \nabla \Phi) \quad (3.17)$$

$$0 = -\nabla \cdot \left(\epsilon \nabla \frac{\partial \Phi}{\partial t} \right) - \nabla \cdot (\sigma \nabla \Phi) \quad (3.18)$$

Elektrik transient çözücü denklem 3.18 ile işlem yapmaktadır [32].

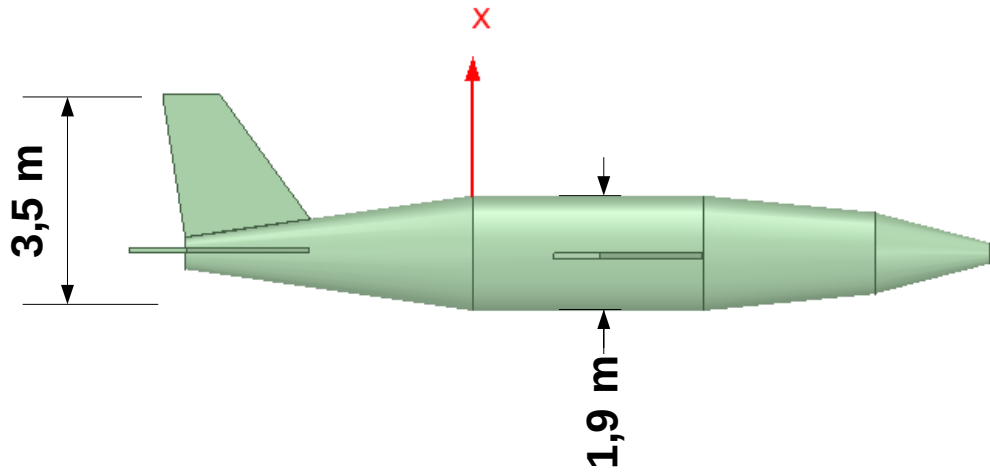
3.5 Yıldırım Akımı Simülasyonları

Yıldırım akımı simülasyonları için Ansys Maxwell programı üzerinde bir model uçak tasarımı yapılmıştır. Uçak modelinin kanat açıklığı ve uzunluğu Şekil 3.6'da gösterilmiştir.



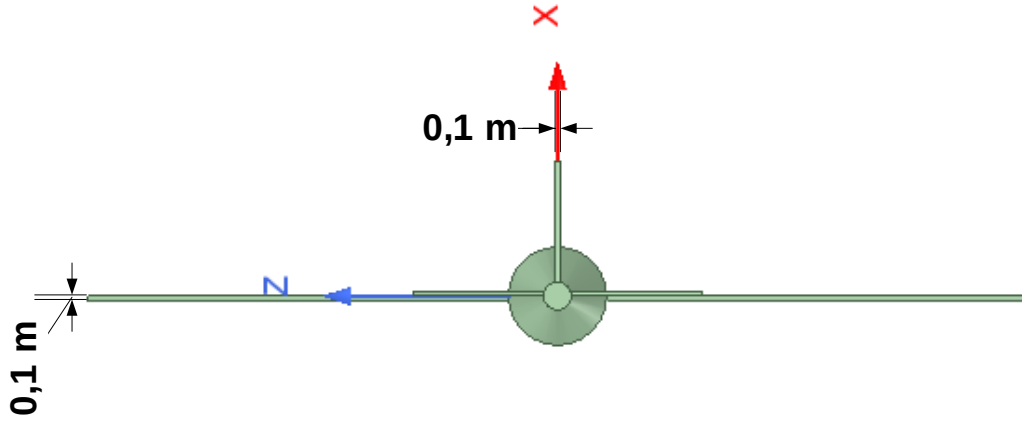
Şekil 3.6 : Uçak modelinin kanat açıklığı ve uzunluğu.

Uçak modelinin yüksekliği ve gövde çapı Şekil 3.7’de gösterilmiştir.



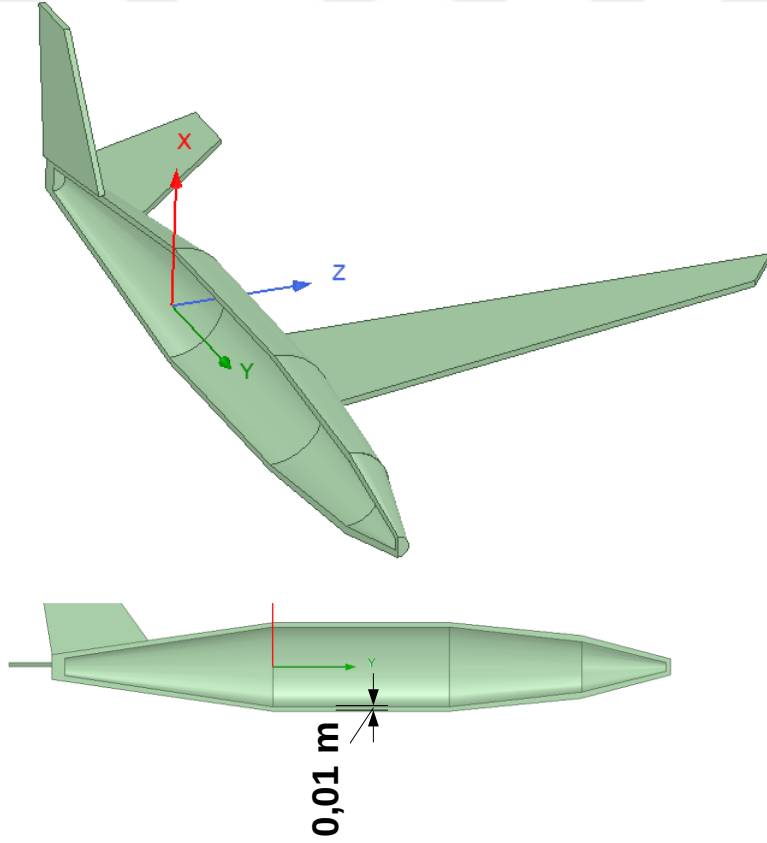
Şekil 3.7 : Uçak modelinin yüksekliği ve gövde çapı.

Uçak modelinin kanat ve kuyruk kesiti kalınlıkları Şekil 3.8’de gösterilmiştir.



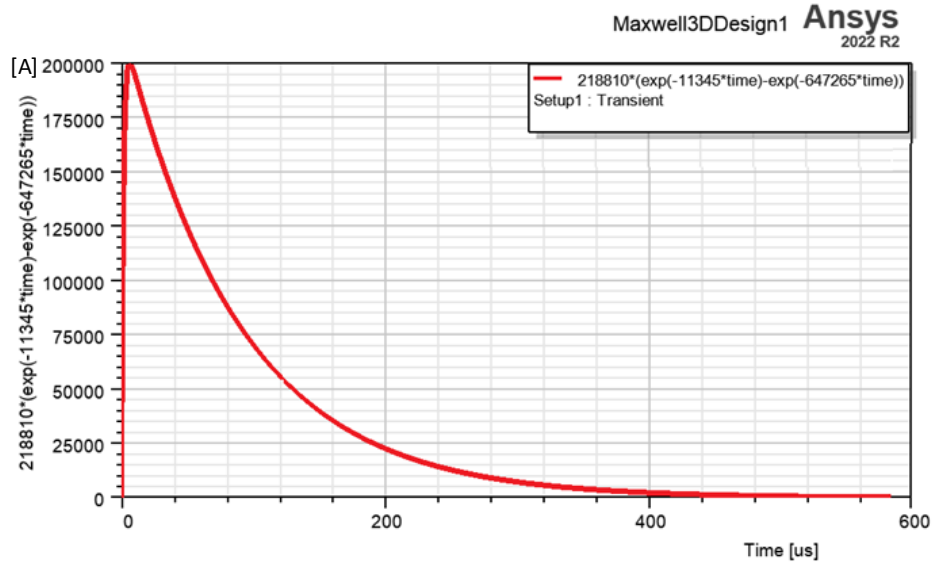
Şekil 3.8 : Uçak modelinin kanat ve kuyruk kesiti kalınlıkları.

Uçak modelinin boyuna kesiti ve gövde et kalınlığı Şekil 3.9’da gösterilmiştir.



Şekil 3.9 : Uçak modelinin boyuna kesiti ve gövde kesiti kalınlığı.

Ansyes Maxwell programında göz önüne alınan yıldırım akımının zamana bağlı olarak akım grafiği Şekil 3.10’da verilmiştir.



Şekil 3.10 : Ansys Maxwell programı üzerinde yıldırım akımı grafiği.

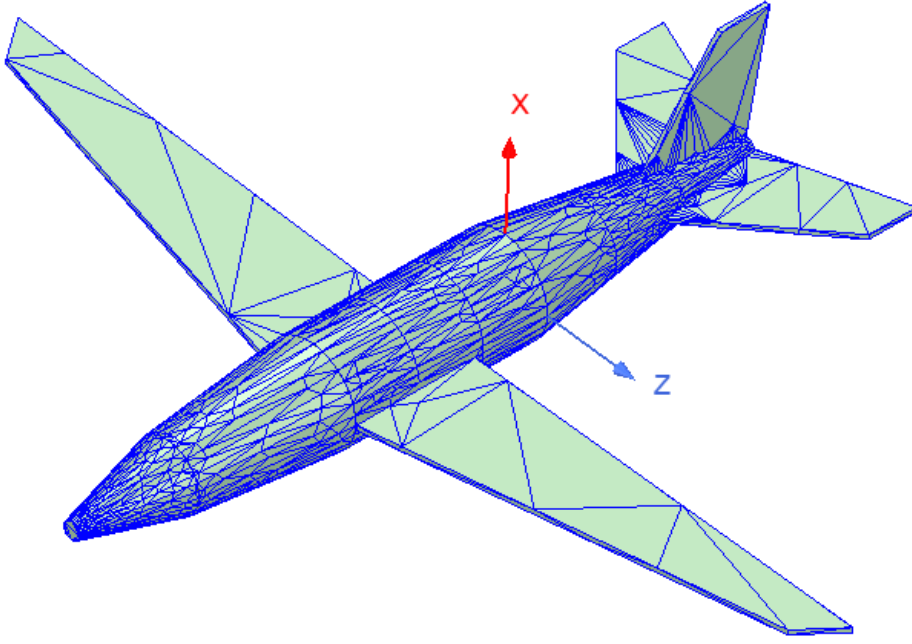
Şekil 3.10 referans alınarak yıldırım akımının belirli zamanlardaki akım değerleri Çizelge 3.2’de verilmiştir.

Çizelge 3.2 : Yıldırım akımının zamana göre değerleri.

Time, t [μ s]	I(t) [A]
1,13	110954,51
1,45	129826,47
5,89	199834,62
7,17	199601,31
71,17	97586,62
73,17	95397,31
201,17	22329,09
203,17	21828,14
501,17	742,59
503,17	725,93

Çizelge 3.2’de belirtildiği gibi yıldırım akımının tepe değeri 5,89 ile 7,17 μ s arasında gerçekleşmektedir. Yapılan çalışmada, yıldırım akımının tepe değerine 6,5 μ s sonra ulaştığı ve 500 μ s’den sonra etkilerini kaybettiği kabul edilmiştir.

Simülasyon çalışmalarındaki mesh boyutları Şekil 3.11’de belirtilmiştir.



Şekil 3.11 : Simülasyon mesh ayarları.

Simülasyonda kullanılan uçak modeli için iletkenlik değerleri Çizelge 3.3'te belirtilmiştir. Simülasyon alanına ait iletkenlik değerleri Çizelge 3.4'te belirtilmiştir.

Çizelge 3.3 : Uçak malzemesine ait iletkenlik değerleri.

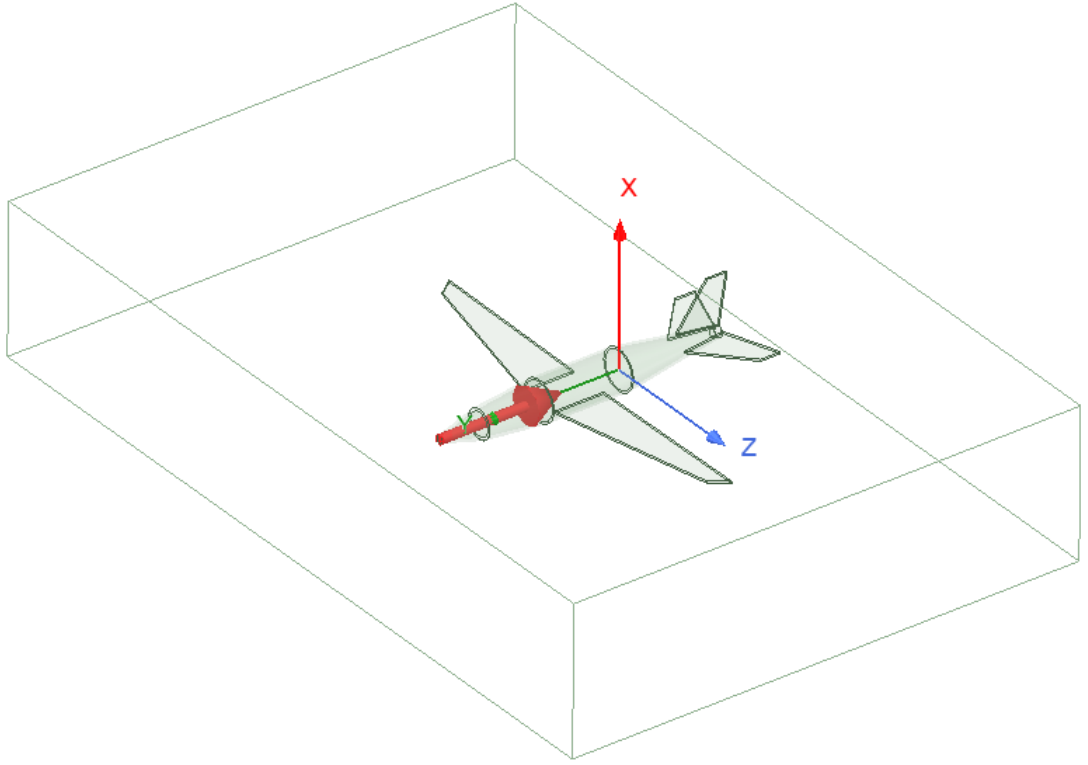
Özellik	Değer
Bağıl Dielektrik Katsayısı	1
İletkenlik	70000 [Siemens/m]

Çizelge 3.4 : Simülasyon alanına ait iletkenlik değerleri.

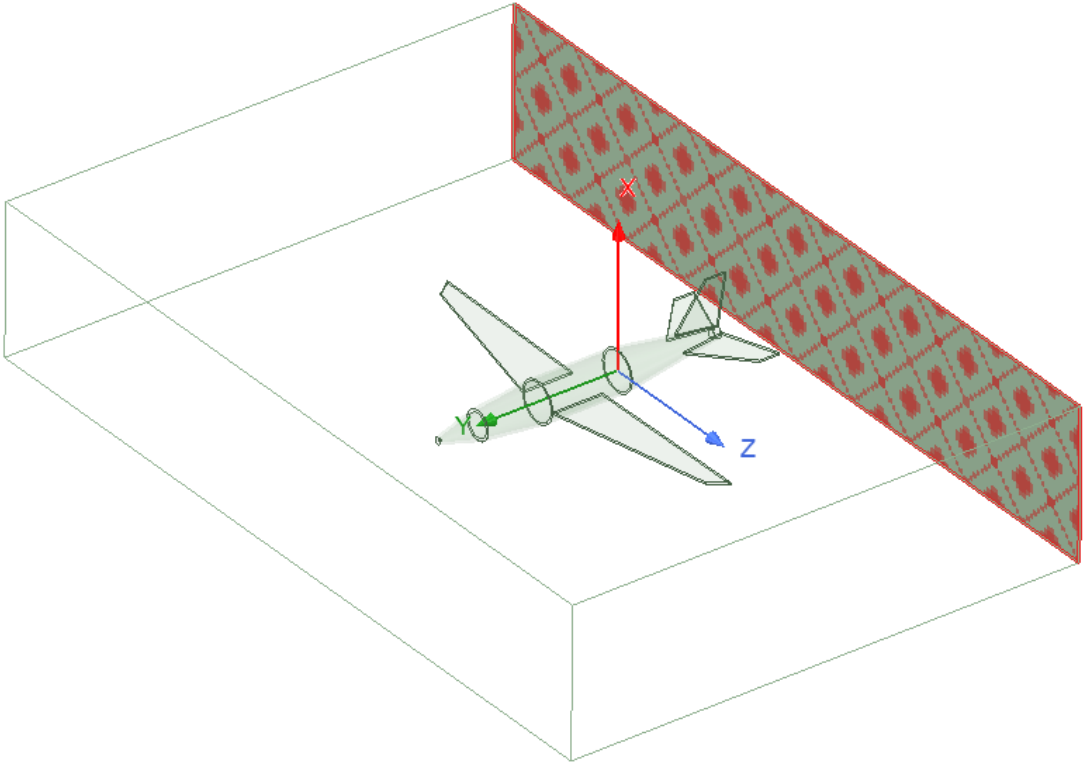
Özellik	Değer
Bağıl Dielektrik Katsayısı	1,0006
İletkenlik	0 [Siemens/m]

3.5.1 Radom giriş-kuyruk çıkış durumu için simülasyon çalışmaları

Radom giriş-kuyruk çıkış durumu için yıldırım akımı uçağın radom bölgesinden Şekil 3.12'de belirtildiği gibi uygulanmıştır. Simülasyon bölgesinin uçağın kuyruk bölgesine en yakın olan kısmına Şekil 3.13'te belirtildiği gibi toprak bölgesi tanımlanmıştır. Toprak bölgesinin uçağın kuyruk bölgesine daha yakın olabilmesi için -y'deki yüzey diğer yüzeylere göre uçağa daha yakın tanımlanmıştır.

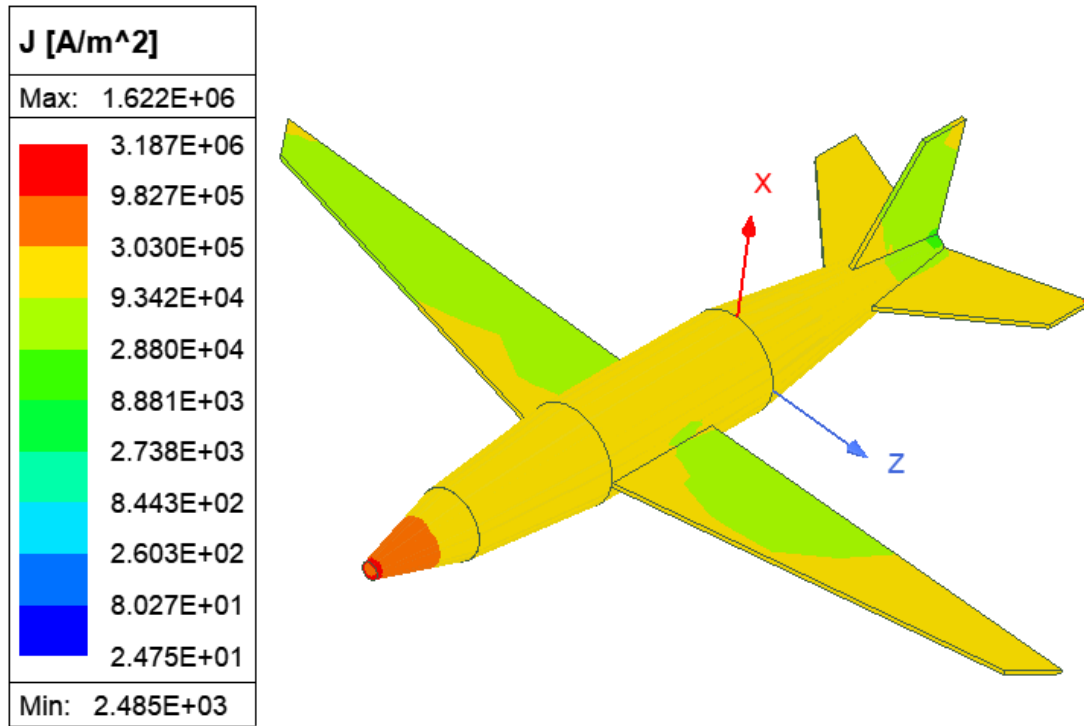


Şekil 3.12 : Radom giriş-kuyruk çıkış durumu için yıldırım akımının uygulanması.



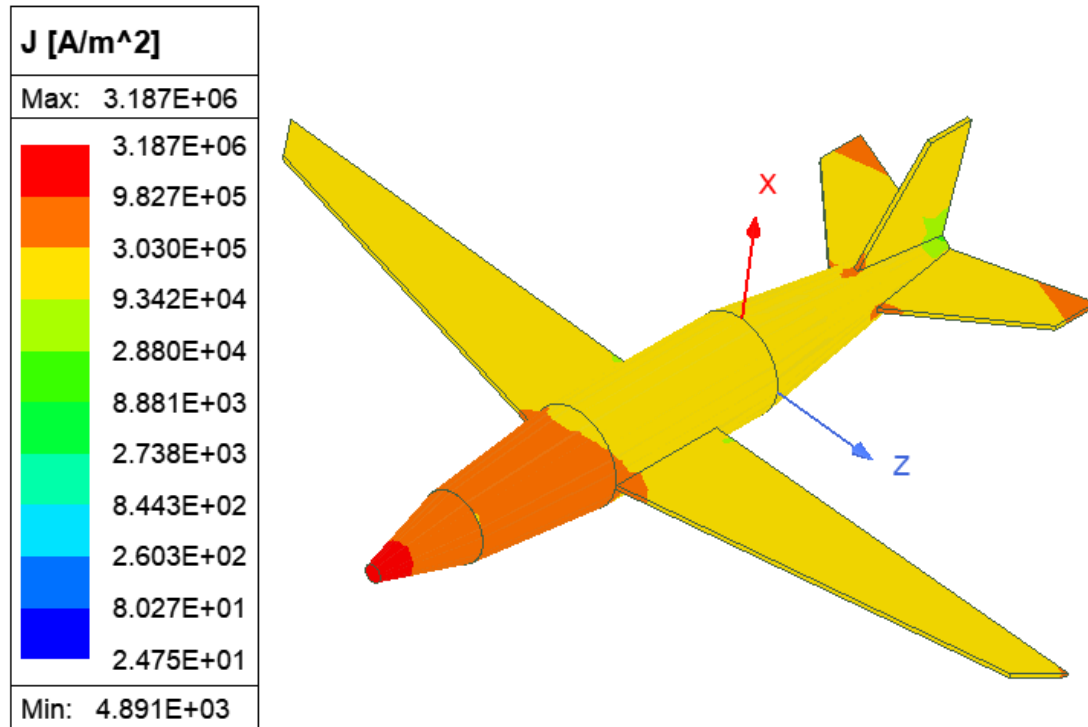
Şekil 3.13 : Radom giriş-kuyruk çıkış durumu için toprak bölgesi.

1 μ s için uçak üzerindeki akım yoğunlukları Şekil 3.14'te gösterilmiştir.



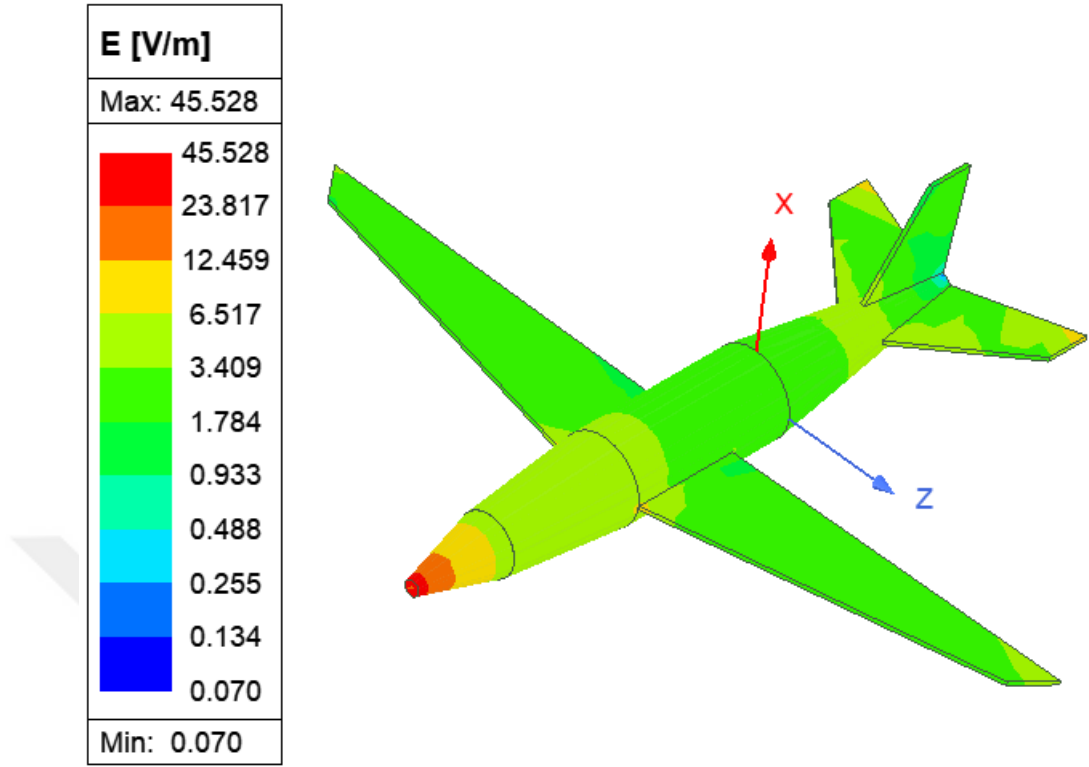
Şekil 3.14 : 1 μ s için akım yoğunluğu dağılımı.

6,5 μ s için uçak üzerindeki akım yoğunlukları Şekil 3.15'te gösterilmiştir.



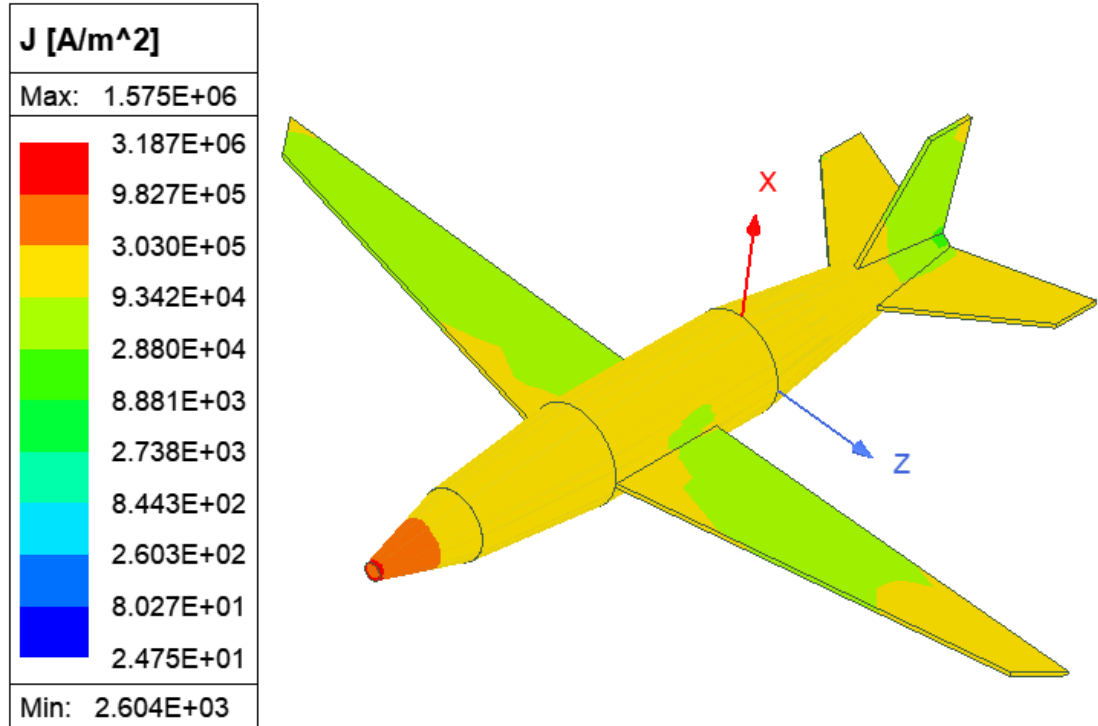
Şekil 3.15 : 6,5 μ s için akım yoğunluğu dağılımı.

6,5 μ s için uçak üzerindeki elektrik alan dağılımı Şekil 3.16’da gösterilmiştir.



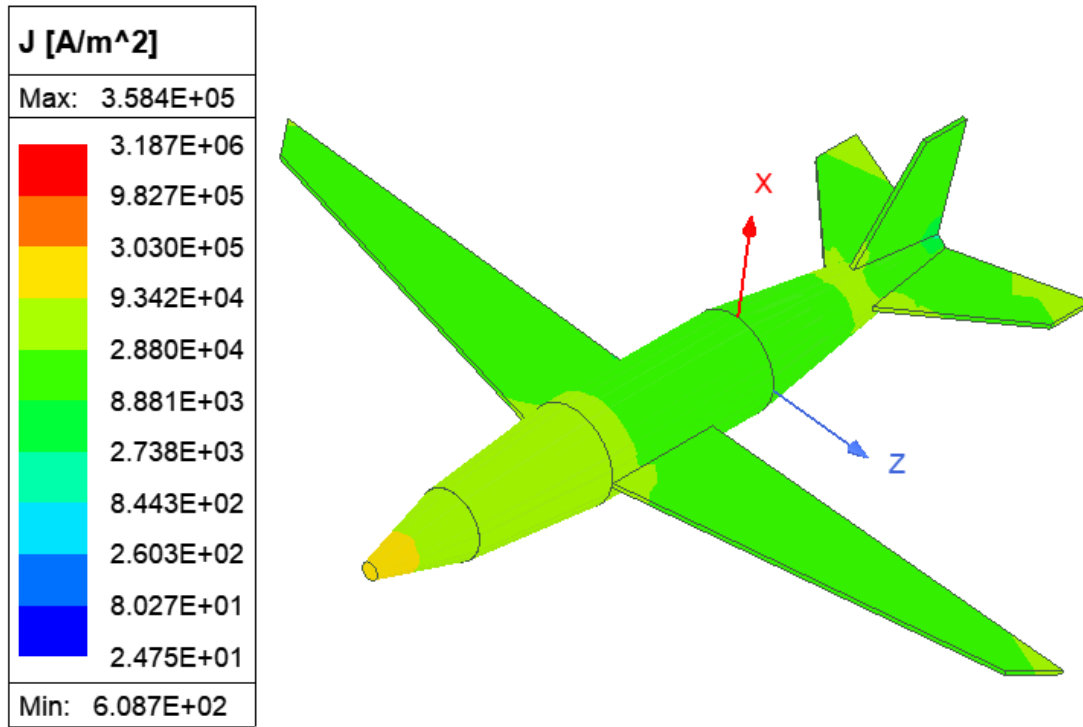
Şekil 3.16 : 6,5 μ s için elektrik alan dağılımı.

70 μ s için uçak üzerindeki akım yoğunlukları Şekil 3.17’de gösterilmiştir.



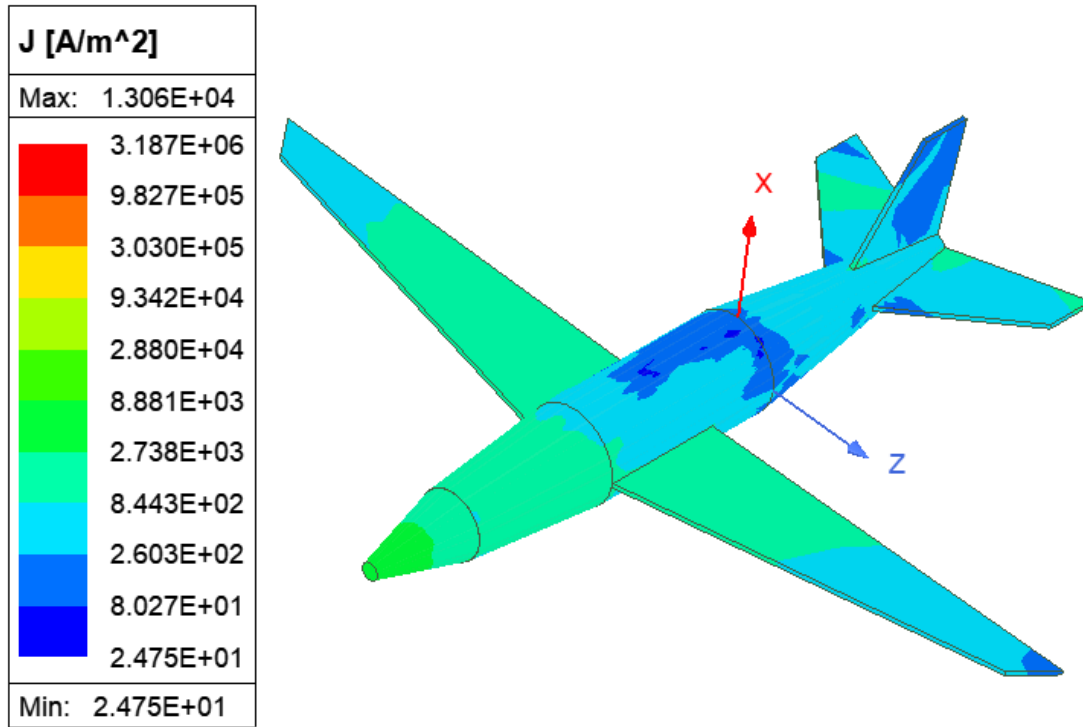
Şekil 3.17 : 70 μ s için akım yoğunluğu dağılımı.

200 μs için uçak üzerindeki akım yoğunlukları Şekil 3.18’de gösterilmiştir.



Şekil 3.18 : 200 μs için akım yoğunluğu dağılımı.

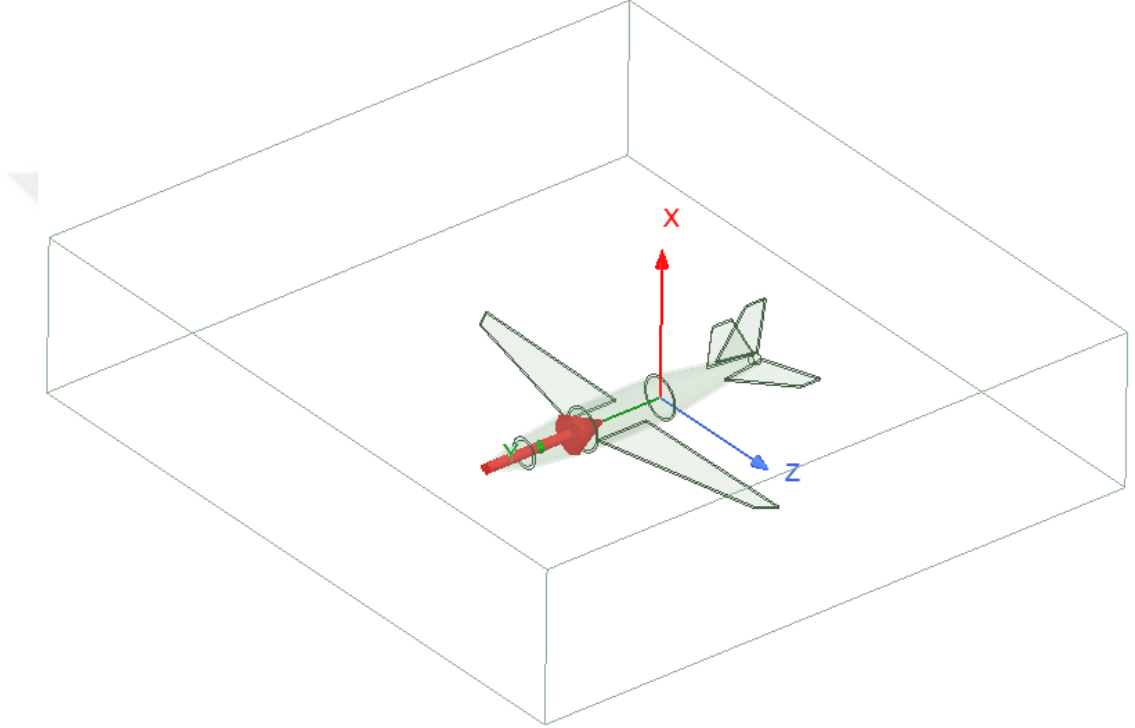
500 μs için uçak üzerindeki akım yoğunlukları Şekil 3.19’da gösterilmiştir.



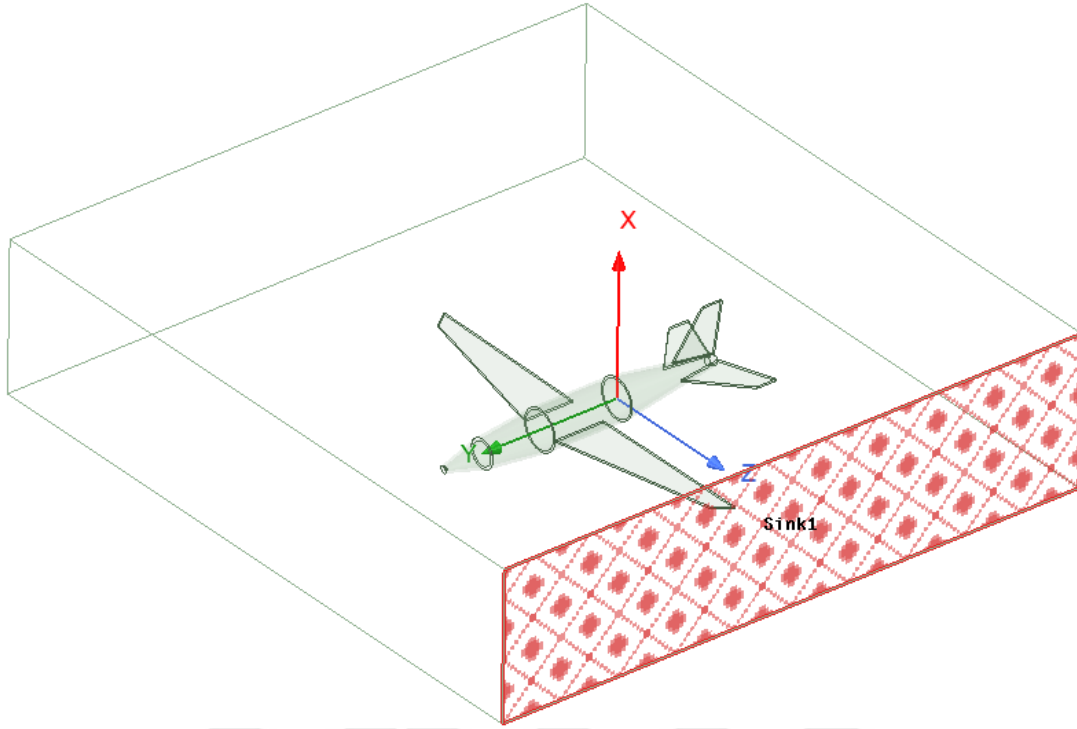
Şekil 3.19 : 500 μs için akım yoğunluğu dağılımı.

3.5.2 Radow giriş-kanat çıkış durumu için simülasyon alışmaları

Radow giriş-kanat çıkış durumu için yıldışım akımı uçağın radow bölgesinden şekil 3.20’de belirtildiğı gibi uygulanmıştır. Simülasyon bölgesinin uçağın kanat bölgesine en yakın olan kısmına şekil 3.21’de belirtildiğı gibi toprak bölgesi tanımlanmıştır. Toprak bölgesinin uçağın kanat bölgesine daha yakın olabilmesi için +z’deki yüzey diğeryzeylere göre uçağa daha yakın tanımlanmıştır.

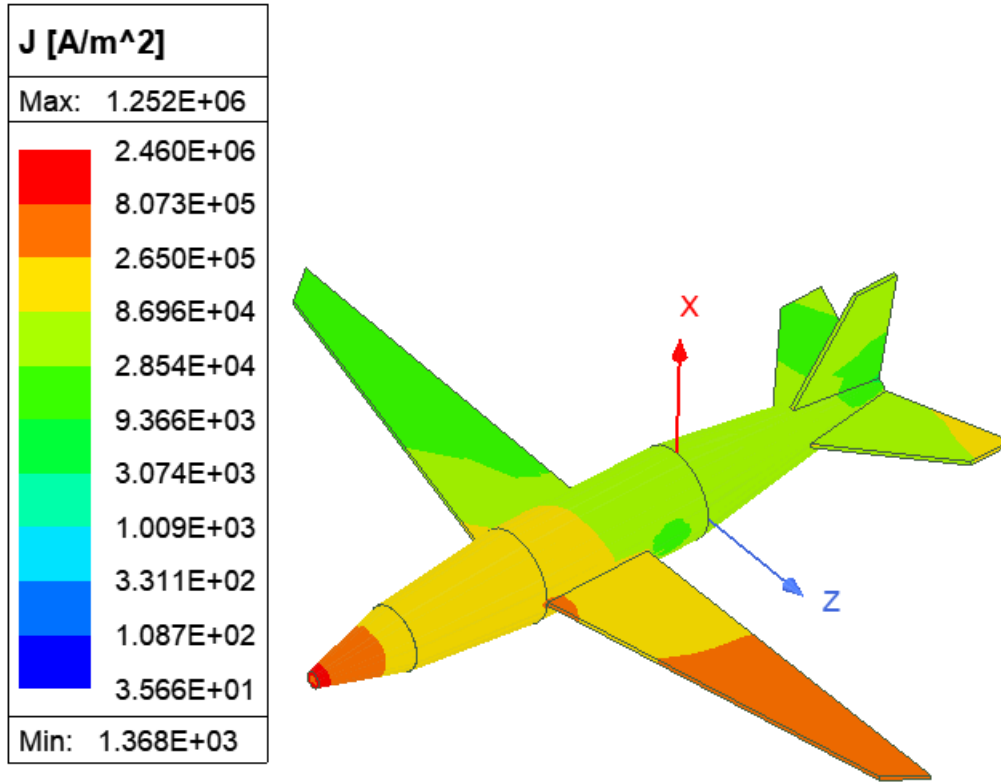


şekil 3.20 : Radow giriş-kanat çıkış durumu için yıldışım akımının uygulanması.



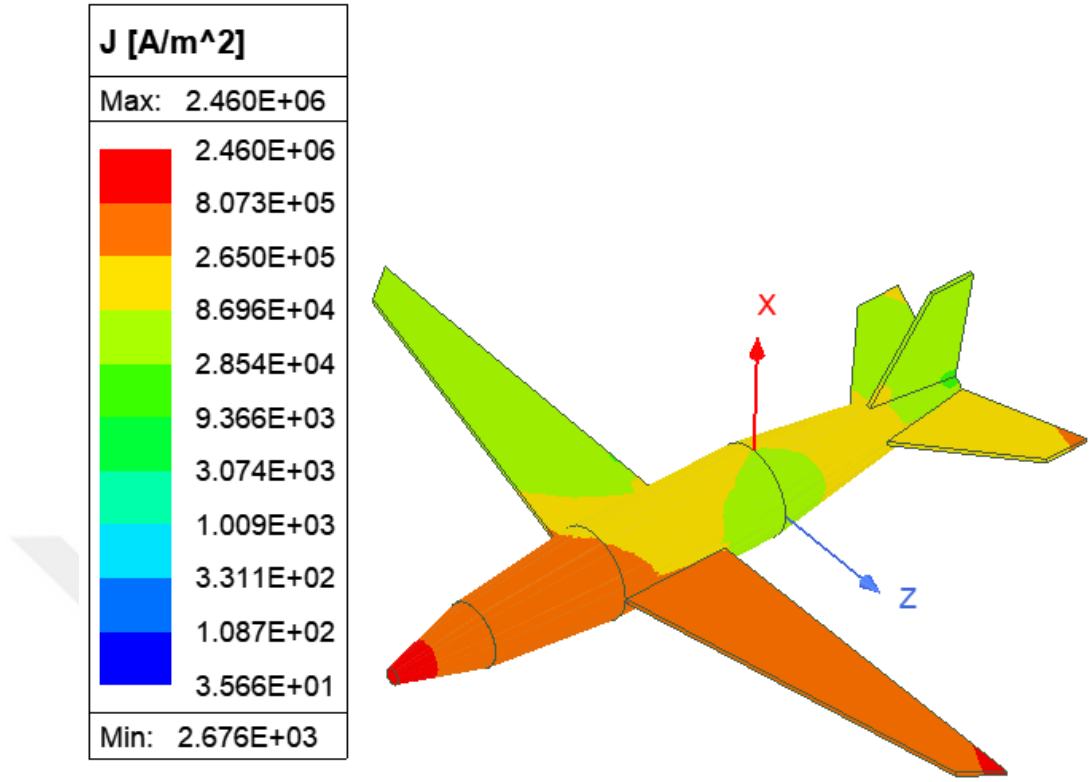
Şekil 3.21 : Radom giriş-kanat çıkış durumu için toprak bölgesi.

1 μ s için uçak üzerindeki akım yoğunlukları Şekil 3.22’de gösterilmiştir.



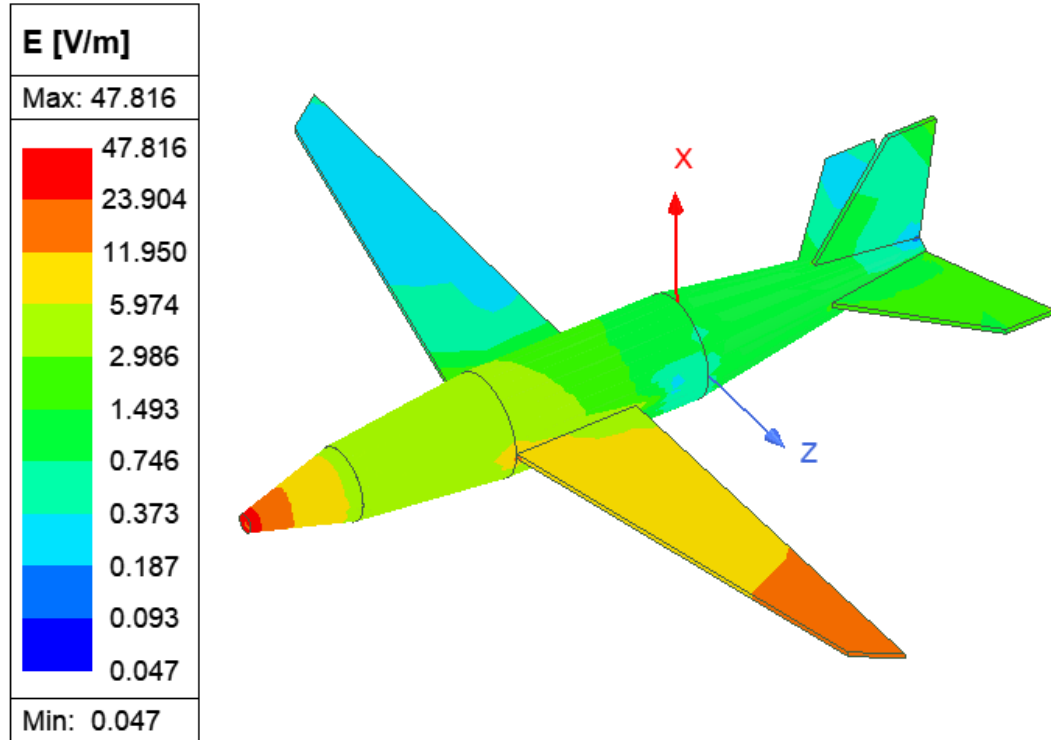
Şekil 3.22 : 1 μ s için akım yoğunluğu dağılımı.

6,5 μ s için uçak üzerindeki akım yoğunlukları Şekil 3.23'te gösterilmiştir.



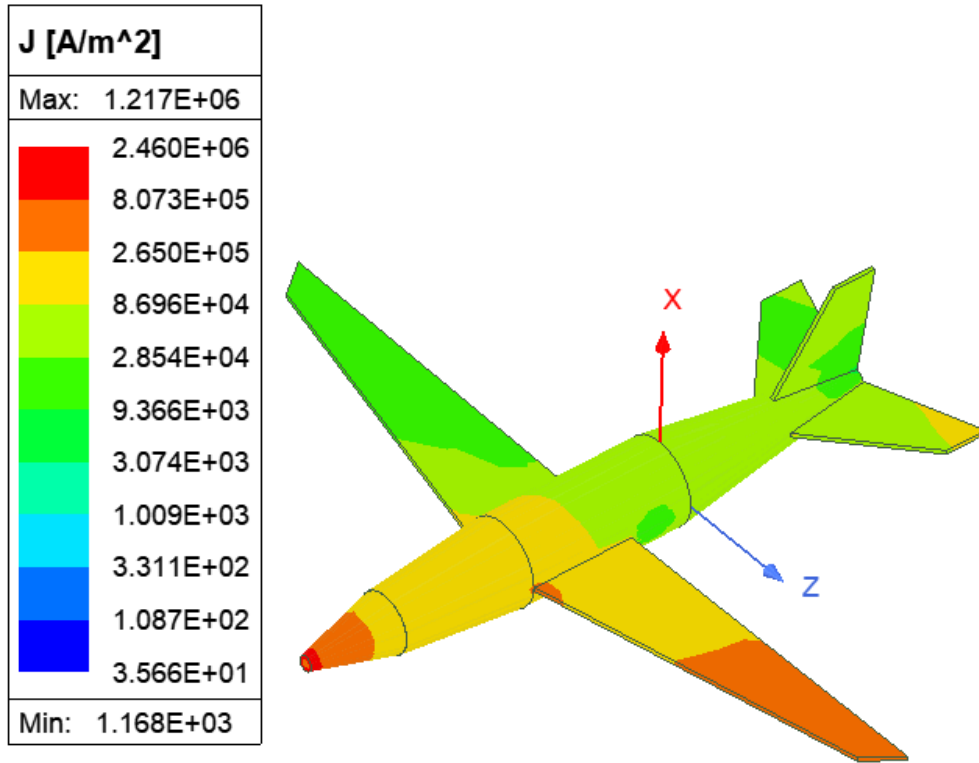
Şekil 3.23 : 6.5 μ s için akım yoğunluğu dağılımı.

6,5 μ s için uçak üzerindeki elektrik alan dağılımı Şekil 3.24'te gösterilmiştir.



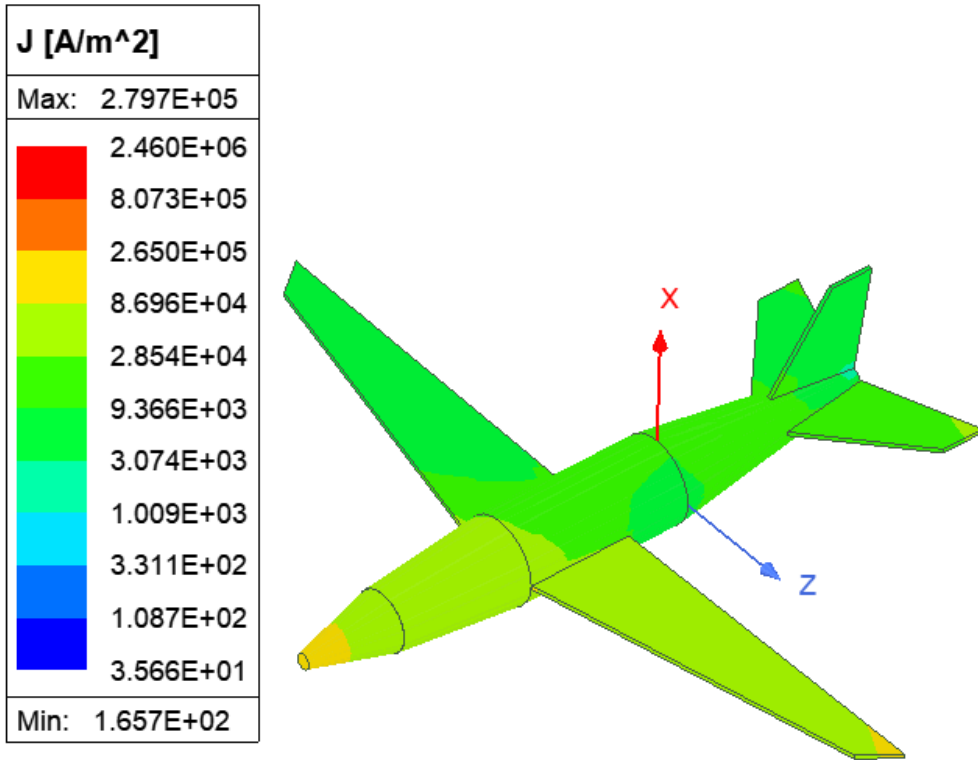
Şekil 3.24 : 6,5 μ s için elektrik alan dağılımı.

70 μs için uçak üzerindeki akım yoğunlukları Şekil 3.25'te gösterilmiştir.



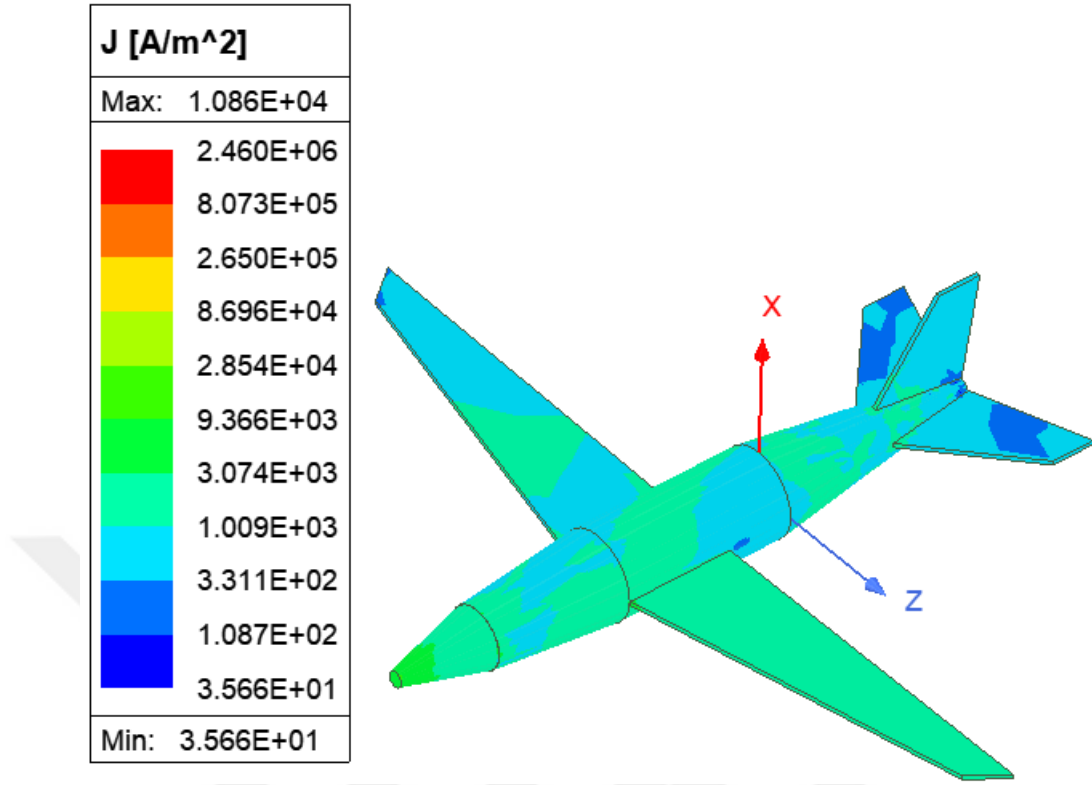
Şekil 3.25 : 70 μs için akım yoğunluğu dağılımı.

200 μs için uçak üzerindeki akım yoğunlukları Şekil 3.26'da gösterilmiştir.



Şekil 3.26 : 200 μs için akım yoğunluğu dağılımı.

500 μ s için uçak üzerindeki akım yoğunlukları Şekil 3.27’de gösterilmiştir.



Şekil 3.27 : 500 μ s için akım yoğunluğu dağılımı.

3.6 İletkenlerin Yıldırım Akımına Dayanımı

Yıldırım akımı iletkenler üzerinden geçerken ısı açığa çıkmaktadır. İletken kesit alanı yeterli büyüklükte ise ısıdan kaynaklanan bu sıcaklık artışı sorun teşkil etmemektedir. Ancak özellikle küçük kesit alanına sahip iletkenlerde yüksek seviyelere çıkan sıcaklık iletkenin erimesine neden olmaktadır. Akım taşıyan bir iletkendeki sıcaklık artışı, iletken üzerinde harcanan güç miktarına eşittir. L uzunluğunda A kesit alanında bir iletken üzerinden geçen akım sebebiyle sıcaklık artışı denklem 3.19 ile verilmiştir.

$$m \times c \times \Delta T = i^2 \times R \quad (3.19)$$

Burada m kütle [kg], c özısı [J/kg°C], ΔT sıcaklık artışı [°C], i iletken üzerinden geçen akım [A], R iletkenin direnci [Ω]’dur. Denklemin sol tarafı iletken üzerindeki sıcaklık değişimini, sağ tarafı ise açığa çıkan gücü belirtmektedir. Akımın zamanla değişken olduğu düşünüldüğünde denklem 3.19’un sağ tarafı integrale alınarak denklem 3.20 elde edilir.

$$m \times c \times \Delta T = \int i^2 R dt \quad (3.20)$$

Denklemin sol tarafının birimi kalori [Cal], sağ tarafının biriminin ise Watt [W] olması sebebiyle denklemin sol tarafı kalori-watt dönüşümü yapılarak 4,186 ile çarpılır. Ayrıca, iletken direncinin sabit olması sebebiyle R ifadesi integral dışına alınabilir. Bunlara ek olarak, m ve R ifadeleri açılarak denklem 3.20’de yerine koyulduğunda denklem 3.21 elde edilmektedir.

$$4,186 \times d \times A \times L \times c \times \Delta T = \rho \times \frac{L}{A} \int i^2 dt \quad (3.21)$$

Burada d özkütle [kg/m³], A kesit alanı [m²], L uzunluk [m], c özısı [J/kg°C], ΔT sıcaklık artışı [°C], ρ iletkenin öz direnci [Ω·mm²/m]’dir. Denklem 3.21 sadeleştirilerek denklem 3.22 elde edilir.

$$\Delta T = 0,239 \times \frac{\rho}{c \times d \times A^2} \int i^2 dt \quad (3.22)$$

Sıcaklık artışı yıldırım akımının karesiyle doğru, kesit alanı ile ters orantılıdır. Denkleminde bulunan değer, birim uzunluk başına sıcaklık artışını belirtmektedir. Enerji eş bir şekilde iletken uzunluğu boyunca birikmektedir ve bu sebeple eş bir şekilde iletken üzerinde sıcaklık artışı meydana gelmektedir.

Denklem 3.22’de iki temel eksiklik bulunmaktadır:

1. Radyasyondan kaynaklanan sıcaklık kayıpları bulunmamaktadır.
 - Yıldırım akımının kısa sürmesi sebebiyle enerji kayıpları çok az olmaktadır. Bu sebeple, iletkenin ışıma ile yayılan (radyasyondan) kaynaklanan sıcaklık kayıpları ihmal edilebilmektedir.
2. İletken direncinin sıcaklıkla değişmediği varsayılmaktadır.
 - İletkenlerin direnci sıcaklıkla birlikte değişebilmektedir. Bu durum, iletkenin depolanan enerji miktarını etkilemektedir. Bu sebeple, denklem 3.22 değişken sıcaklık faktörüne bağlı olarak değiştirilmelidir [9].

$$\rho = \rho_{20}[1 + \lambda\Delta T] \quad (3.23)$$

$$\Delta T = 0,239 \times \frac{\rho_{20}[1 + \lambda\Delta T]}{c \times D \times A^2} \int I^2 dt \quad (3.24)$$

Denklem 3.23'te ρ_{20} 20 °C'deki öz direnci, λ sıcaklık öz direnç katsayısını belirtmektedir. Buna ek olarak, denklem sadeleştirilerek k ifadesine bağlı olarak denklem 3.25 ve 3.26 ile belirtildiği gibi ifade edilebilir.

$$\Delta T = k \times [1 + \lambda\Delta T] \quad (3.25)$$

$$\Delta T = \frac{k}{1 - \lambda k} \quad (3.26)$$

3.6.1 İletken ağ (Mesh) ile ilgili hesaplama yöntemleri

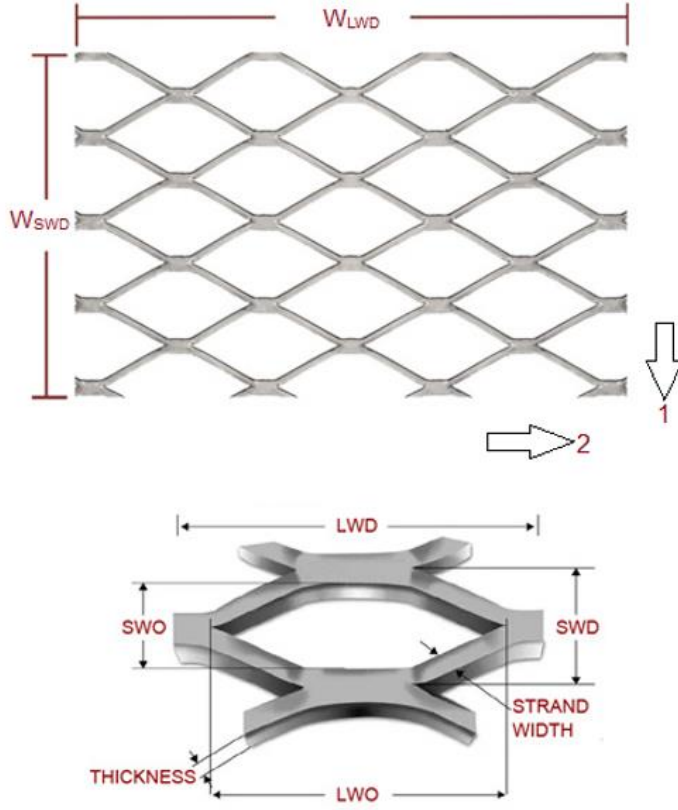
Kompozit yapılı uçaklar üzerinde yıldırım akımının etkilerinin azaltılabilmesi için iletken ağ (mesh) yapısı kullanılmaktadır. Kompozitin içerisine bir ağ örgüsü gibi yerleştirilen iletkenler sayesinde uçağın herhangi bir bölgesinden giren yıldırım akımı kontrollü bir şekilde uçak gövdesi üzerinde ilerleyebilmektedir.

Ağdan yıldırım akımının akma yönüne göre iki farklı durum ortaya çıkmaktadır. Şekil 3.28 ile gösterildiği gibi LWD veya SWD yönüne göre belirli bir ağ genişliğinde akımı taşıyacak tel sayısı farklılık göstermektedir.

1 numaralı yönde ilerleyen bir yıldırım akımını taşıyacak tel sayısı denklem 3.27 ile belirtilmektedir.

$$n_{LWD} = 2 \times \frac{W_{LWD}}{LWD} \quad (3.27)$$

Burada n_{LWD} belirli bir alanda bulunan ağ içerisindeki tel sayısını belirtmektedir.



Şekil 3.28 : Ağ (mesh) ile ilgili temel tanımlar [33].

Bir düğümde iki LWD veya SWD yönünde ağ bulunduğu için iletken sayısı 2 ile çarpılmaktadır. W_{LWD} , hesaplama yapılacak ağ parçasının enine uzunluğudur. LWD ise bir adet ağ gözünün enine uzunluğunu belirtmektedir.

Toplam iletken kesit alanı denklem 3.28 ile belirtildiği gibi bulunabilir.

$$A_{LWD} = 2 \times \frac{W_{LWD}}{LWD} \times w \times t \quad (3.28)$$

Burada w genişliği, t ise kalınlığı belirtmektedir. Ağ üzerindeki sıcaklık artışı (akımın LWD yönünde olduğu kabul edilirse) denklem 3.29'da belirtildiği gibi bulunabilir. Denklem 3.29 ve 3.30'dan görüldüğü gibi k katsayısı ne kadar küçük olursa ağ iletkenleri o kadar az ısınacaktır.

$$\Delta T = \frac{k_{LWD}}{1 - \lambda k_{LWD}} \quad (3.29)$$

$$k_{LWD} = 0,239 \times \frac{\rho_0}{c \times d \times A_{LWD}^2} \int i^2 dt \quad (3.30)$$

4. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışma ile uçakların seyir halinde iken karşılaşılabilecekleri elektriksel yüklenme akımları üzerine araştırmalar gerçekleştirilmiştir. Yüklenme akımları; uçaklar üzerinde yavaşça biriken statik elektrik yüklerinin yüksek gerilim seviyelerinde deşarjı ve çok yüksek genlikli yıldırım akımlarının uçaklara isabet etmesi sebebiyle iki kısımda incelenmiştir.

Statik elektrik yüklerinin uçaklar üzerinde birikerek yüksek gerilim seviyelerinde deşarjını engellemek, yakınlardaki elektronik ekipmanlara zarar vermesinin önüne geçmek ve kontrollü bir şekilde havaya boşaltmak için uçaklarda statik deşarj çubukları kullanılmaktadır. Statik deşarj çubuklarının, uçağın karakteristik özelliklerine uygun olarak seçilmesi gerekmektedir. Ayrıca, uçak üzerinde birikebilecek statik elektrik yükünün uçağın seyir irtifası, hızı, boyutsal özellikleri gibi parametreleri dikkate alınarak doğru bir şekilde hesaplanması ve statik deşarj çubuğu kullanım sayısının buna uygun olarak seçilmesi gerekmektedir.

Bunlara ek olarak, yıldırım akımının uçaklara ilk tutunma bölgeleri olan kanat ve kuyruk uçlarında statik deşarj çubukları bulunması sebebiyle yıldırım akımı genellikle statik deşarj çubukları üzerinden uçak yapısına doğru akmaktadır. Bu sebeple, statik deşarj çubuklarının uçak yapısına tam iletken olacak şekilde bağlanması gerekmektedir. Bunlara ek olarak, yıldırımın çarpmayacağı türden (null-strike tipi) statik deşarj çubuklarının kullanılması yıldırım akımının uçak gövdesine vereceği zararı azaltabilmektedir.

Bu kapsamda, yıldırım akımının uçakların kanat ve kuyruk bölgelerindeki akım yoğunluklarının incelenmesi için benzetim çalışmaları yapılmıştır. Ansys Maxwell programı üzerinde yıldırım akımının uçaklara radom giriş-kuyruk çıkış ve radom giriş-kanat çıkış durumları için iki ayrı simülasyon çalışması yapılmıştır. Simülasyon çalışmalarında ilk olarak, yıldırım akımının matematiksel modeli çıkarılmış ve uyarıcı akım olarak simülasyon programına girilmiştir. Radom bölgesi, yıldırım akımının giriş bölgesi olarak kabul edildiği için uyarıcı akım bu bölgeye tanımlanmıştır. Kanat ve kuyruk bölgeleri ise yıldırım akımının çıkış bölgesi olduğu için simülasyon alanının

bu bölgelere en yakın olan kenarları toprak bölgesi olarak her iki çalışma için ayrı ayrı tanımlanmıştır. Yapılan simülasyon çalışmaları sonucunda, yıldırım akımının uçağa ilk girdiği andan yaklaşık 6,5 μ s sonra maksimum değerine ulaştığı; 500 μ s sonra ise uçak üzerinde etkisinin neredeyse kalmadığı gözlemlenmiştir.

Yıldırım akımı uçağa radom bölgesinden girip kanat bölgesi tarafından çıktığında, akım yoğunluğunun en fazla olduğu bölgeler radom bölgesi, gövdenin yıldırım akımının çıkış bölgesine doğru olan kısmı ve akımın çıkış yaptığı kanadın tamamı olarak belirlenmiştir. Yapılan analizlerde 6.5 μ s'de radom giriş-kanat çıkış durumu için radom ve kanat ucu bölgesindeki akım yoğunluğunun $2,46 \times 10^6$ A/m²; elektrik alan şiddetinin ise 47 V/m olduğu gözlemlenmiştir.

Yıldırım akımı uçağa radom bölgesinden girip kuyruk bölgesinden çıktığında, akım yoğunluğunun en fazla olduğu bölgeler radom bölgesi, her iki kanat ve gövdenin neredeyse tamamı olarak belirlenmiştir. Yapılan analizlerde 6.5 μ s'de radom giriş-kuyruk çıkış durumu için radom ve kuyruk ucu bölgesindeki akım yoğunluğunun $3,18 \times 10^6$ A/m²; maksimum elektrik alan şiddetinin ise 45,53 V/m olduğu gözlemlenmiştir.

Bu kapsamda, yıldırım akımının radom giriş-kuyruk çıkış durumu uçak üzerinde radom giriş-kanat çıkış durumuna göre daha geniş bir bölgede etkili olmaktadır. Buna ek olarak, akım yoğunluğu bakımından daha yüksek seviyelere çıkabildiği için radom giriş-kanat çıkış durumuna göre önlem alınması gereken bir senaryo olmaktadır.

Alüminyum gövdeli uçaklarda tüm gövdenin iyi bir iletken olması sebebiyle yıldırım akımının temel topraklama çalışmaları yapılarak iletken kanallar üzerinden kolayca atmosfere akabileceği düşünülmektedir. Buna karşın, kompozit uçaklarda yıldırım akımının uçaklara çarpması durumunda kompozitin iletkenlik seviyesinin alüminyuma göre düşük olması sebebiyle uçağa verebileceği zarar çok daha büyük olabilmektedir. Bu sebeple, kompozit içerisine ağ (mesh) yapısı şeklinde iletkenlerin koyulmasıyla yıldırım akımının zararları minimize edilebilecektir. Yapılan simülasyon çalışmalarında, uçak gövdesinde bulunan ağ yapısının (mesh), uçağa bir yıldırım çarpması durumunda gövdede oluşacak akım yoğunluğunun daha fazla olması sebebiyle kanat ve kuyruk bölgelerine göre daha kalın yapıda olması gerektiği görülmüştür.

KAYNAKLAR

- [1] **Url-1** <<http://www.dhmi.gov.tr/Lists/Istatislikler/Attachments/262/TÜM%20UÇAK.pdf>>, erişim tarihi 29.04.2023.
- [2] **Nanevicz, J. A., Tanner, R. L.** (1982). Static charging and its effects on avionic systems. *IEEE IRE Transactions on Electromagnetic Compatibility, EMC-24*, 203-209. doi: 10.1109/TEMPC.1982.304031.
- [3] **Perala, R. A.** (2009). *A Critical Review of Precipitation Static Research Since 1930's and Comparison to Aircraft Charging By Dust*. Retrieved April 29, 2023, from https://www.ema3d.com/wp-content/uploads/downloads/AEP_3.pdf
- [4] **Lee, J. Y.** (2019). Electrostatic Discharges and Grounding for Aircraft, *IEEE Aerospace Conference*, (pp.1-6). USA: Big Sky, MT, March 2-9.
- [5] **Felici, N., Larigaldie, S.** (1980). Experimental study of a static discharger for aircraft with special reference to helicopters. *Journal of Electrostatics*, 9, 59-70. doi: 10.1016/0304-3886(80)90037-6.
- [6] **Url-2** <<https://www.youtube.com/watch?v=q208OOl-N74>>, erişim tarihi 29.04.2023.
- [7] **Thomas, P. N., Earl S. J., Jones C.C.R.** (2018). Estimating Aircraft Lightning Strike Severity Distributions for Geographic Location and Operational Behaviour, *34th International Conference on Lightning Protection*, (pp.1-8). Poland: Rzeszow, September 02-07.
- [8] **Goodloe, C. C.**, (1999). Lightning protection guidelines for aerospace vehicles. (Rapor No. NASA/TM-1999-209734). Alabama: Marshall Space Flight Center.
- [9] **Fisher, F. A., Plumber, J. A., Perela, R. A.** (1989). Aircraft lightning protection handbook (Rapor No. DOT/FAA/CT-89/22). Atlantic City International Airport: Federal Aviation Administration Technical Center.
- [10] **Url-3** <[https://en.wikipedia.org/wiki/Static_discharger#/media/File: Easyjet_a319-100_g-ezbv_winglet_arp.jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/Static_discharger#/media/File:Easyjet_a319-100_g-ezbv_winglet_arp.jpg) >, erişim tarihi 05.05.2023.
- [11] **ARP5672** (2016). Aircraft precipitation static certification. Retrieved from <https://www.sae.org/standards/content/arp5672/>
- [12] **İnce, S.** (2003). *Yıldırımın uçaklara etkileri ve korunma yöntemleri*. (Yüksek lisans tezi). İstanbul Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, İstanbul.
- [13] **Toktaş, F. Ü.** (1986). Statik Elektrik. *Elektrik Mühendisliği*, 330-331, 60-64.

- [14] **Nanevicz, J. A., Tanner, R. L.** (1961). Precipitation charging and corona-generated interference in aircraft (Rapor No. 73). California: Stanford Research Institute Technical Report.
- [15] **Url-4** <<https://www.aviationhunt.com/aircraft-static-discharge/>>, erişim tarihi 29.04.2023.
- [16] **Url-5** <<http://daytongranger.com/app/uploads/2022/02/StaticDischargersTypes.pdf>>, erişim tarihi 29.04.2023.
- [17] **MIL-DTL-9129G** (2014). Dischargers, Electrostatic General Specification. Retrieved from http://everyspec.com/MIL-SPECS/MIL-SPECS-MIL-DTL/MIL-DTL-9129G_51075/
- [18] **Url-6** <http://daytongranger.com/app/uploads/2022/02/Dischargers_Retainers-ServiceManual.pdf>, erişim tarihi 29.04.2023.
- [19] **Url-7** <<http://tr.wikipedia.org/wiki/Sirüs#/media/Dosya:CirrusField-color.jpg>>, erişim tarihi 29.04.2023.
- [20] **Url-8** <http://tr.wikipedia.org/wiki/Kümülonimbus#/media/Dosya:Anvil_shaped_cumulus_panorama_edit_crop.jpg>, erişim tarihi 29.04.2023.
- [21] **Lum, C., Waggoner, B.** (2010). A Risk Based Paradigm and Model For Unmanned Aerial Systems in the National Airspace, *AIAA Meeting*, (pp.1-6). USA: St. Louis, Missouri, March 29-31.
- [22] **Url-9** <<http://www.vansaircraft.com/wp-content/uploads/2019/01/10FLY-2-19-Screen.pdf>>, erişim tarihi 29.04.2023.
- [23] **Url-10** <<https://mouser.org/projects/rv-10/dayton-granger-rv10.png>>, erişim tarihi 29.04.2023.
- [24] **Lilley, R. W., Burhans, R. W.** (1980). VLF P-Static Noise Reduction in Aircraft (Rapor No. FAA-RD-80-137, 1). Ohio: Avionic Engineering Center of Ohio University Final Report.
- [25] **Nanevicz, J. A., Tanner, R. L.** (1964). Some techniques for the elimination of corona discharge noise in aircraft antennas. *Proceedings of IEEE*, 52, 53-64. doi: 10.1109/PROC.1964.2742.
- [26] **Nanevicz, J. A., Tanner, R. L.** (1957). Precipitation particle impact noise aircraft antennas. *IEEE IRE Transactions on Antennas and Propagation*, 5, 232-236. doi: 10.1109/TAP.1957.1144498.
- [27] **Url-11** <<https://ghrc.nsstc.nasa.gov/home/lightning/home/primer/primer2.html>> erişim tarihi 29.04.2023.
- [28] **Memis, S.** (2019). The Analysis of Lightning Strike Effects on Aircrafts by Finite Element Method, M.Sc. Thesis, ITU Graduate School of Science, Engineering and Technology, December 2019.
- [29] **Yildiz, B. M.** (2021). Investigation of Electrical and Thermal Stresses in Aircraft Cables, M.Sc. Thesis, ITU Graduate School, February 2021.
- [30] **Çoramık, M.** (2018). Örnek Bir Analiz Üzerinden Ansys Maxwell Kullanımında Karşılaşılan Güçlüklere Detaylı Çözüm Önerileri, *International Necatibey Educational and Social Sciences Research Congress*, (pp.78-91). Türkiye: Balıkesir, Ocak.

- [31] **Staelin, D. H.** (2023). Maxwell Differential Equations in Time Domain. *Electromagnetics and Applications* (pp. 2.1.1-2.1.2). Retrieved from [https://phys.libretexts.org/Bookshelves/Electricity_and_Magnetism/Electromagnetics_and_Applications_\(Staelin\)/02:_Introduction_to_Electrodynamics/2.01:_Maxwell%E2%80%99s_differential_equations_in_the_time_domain](https://phys.libretexts.org/Bookshelves/Electricity_and_Magnetism/Electromagnetics_and_Applications_(Staelin)/02:_Introduction_to_Electrodynamics/2.01:_Maxwell%E2%80%99s_differential_equations_in_the_time_domain)
- [32] **Url-12** <https://courses.ansys.com/wp-content/uploads/2021/07/MAXW_GS_2020R2_EN_LE03.pdf>, erişim tarihi 29.04.2023.
- [33] **Url-13** <<https://www.bzwiremesh.com/expanded-metal/expanded-metal.html>>, erişim tarihi 20.06.2023.





ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Furkan Akbulut



ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2019, Yıldız Teknik Üniversitesi, Elektrik Elektronik Fakültesi, Elektrik Mühendisliği Bölümü
- **Yüksek Lisans:** 2023, İstanbul Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Elektrik Mühendisliği Programı

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2019 yılında Yıldız Teknik Üniversitesi'nden mezun oldu.
- 2019 yılından itibaren savunma sanayii alanında sistem tasarım mühendisliği üzerine çalışmalarını yürütüyor.

YÜKSEK LİSANS TEZİNDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Akbulut, F., Kalenderli, Ö.,** 2023. Uçaklarda Statik Elektrik Yüğü Çökelme Durumu (P-Statik) ve Statik Deşarj Çubuklarının İncelenmesi, *Türk Mühendislik Araştırma ve Eğitimi Dergisi*, 2(1), 36-42, 2023.