

## ARAŞTIRMA MAKALESİ

# Bir Uçağa Çarpan Yıldırımın Yolunun, Manyetik Alanının ve Endüklediği Gerilimin Sonlu Elemanlar Yöntemi ile İncelenmesi

## *Investigation of the Path, Magnetic Field and Induced Voltage of a Lightning Strike on an Aircraft Using the Finite Element Method*

Orçun Sayaner\*, Özcan Kalenderli

Elektrik Mühendisliği Bölümü, Elektrik-Elektronik Fakültesi, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul, Türkiye.

Received/Geliş: 10.11.2024

Accepted/Kabul: 25.11.2024

\*Sorumlu Yazar: Orçun Sayaner [orcunsayaner@gmail.com](mailto:orcunsayaner@gmail.com)

**ÖZ:** Bu makalede uçak – yıldırım etkileşimi üzerine sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak gerçekleştirilmiş simülasyon çalışması sunulmaktadır. Yıldırımın uçağa farklı noktalardan girmesi ve çıkması senaryoları için uçak üzerinde akım yoğunluğu dağılımları, elektromanyetik akı yoğunluğu dağılımları incelenmektedir. Yıldırımın dolaylı etkilerini anlamak amacıyla uçak içerisinde farklı konumlara yerleştirilen kablolar üzerinde indüklenen gerilim değerleri incelenmiştir. Ek olarak uçak malzemesinin alüminyum ve titanyum olduğu durumlar içinde benzer analizler yapılarak malzemenin etkin bir yıldırıma karşı koruma için önemi değerlendirilmiştir. Yıldırım çarpma senaryoları, Society of Automotive Engineers (SAE) International standardı SAE ARP 5414B-2018- Aircraft Lightning Zoning (Uçak Yıldırım Çarpma Bölgeleri) standardı ile belirtilen yıldırım bölgeleri referans alınarak oluşturulmuştur. Farklı koşullarda yapılan analizler ile akım yoğunluğu dağılımları ve elektromanyetik alan dağılımlarına bağlı olarak yıldırımın dolaylı etkilerin fazla olduğu bölgeler belirlenmiştir. Uçak malzemesinin yıldırımın etkileri üzerindeki önemi incelenmiştir. Bu kapsamda etkin bir yıldırım koruma sistemi için uçuş kritik aviyonikler ve kablolama yerleşimleri üzerine öneri sunulmaktadır. Etkin bir yıldırıma karşı koruma için uçak malzemesinin özellikleri üzerine öneri sunulmaktadır.

**Anahtar Kelimeler:** Uçak, yıldırım, manyetik alan, endüklenen gerilim, sonlu elemanlar yöntemi.

**ABSTRACT:** This article presents a simulation study on aircraft - lightning interaction using the finite element method. For scenarios where lightning enters and exits the aircraft from different points, current density distributions and electromagnetic flux density distributions on the aircraft are examined. In order to understand the indirect effects of lightning, induced voltage values on cables placed at different locations within the aircraft are examined. In addition, similar analyses are performed for cases where the aircraft material is aluminum and titanium, and the importance of the material for effective lightning protection is evaluated. Lightning strike scenarios are created by taking the lightning zones specified by the Society of Automotive Engineers (SAE) International standard SAE ARP 5414B-2018- Aircraft Lightning Zoning as reference. With the analyses performed under different conditions, regions where indirect effects of lightning are high are determined depending on current density distributions and electromagnetic field distributions. The importance of the aircraft material on the effects of lightning is examined. In this context, suggestions are presented on flight critical avionics and cabling layouts for an effective lightning protection system. Suggestions are presented on the properties of aircraft materials for effective lightning protection.

**Keywords:** Aircraft, lightning, magnetic field, induced voltage, finite element method.

## 1. GİRİŞ

Uçağa yıldırım çarpma olasılığı; uçak tipi, uçuş rotası ve uçuş sırasında karşılaşılan yıldırım hava koşulları gibi çeşitli faktörlere bağlıdır. Yapılan istatistiksel çalışmalara göre, tarifeli sefer gerçekleştiren hava yolu şirketlerine ait uçakların yıldırıma maruz kalma olasılığı ortalama olarak her 10.000 uçuş saatinde bir kez meydana gelmektedir. Ancak, yıldırım oluşumuna elverişli iklim koşullarında uçuş yapan uçaklar için bu olasılık 1.000 uçuş saatinde bir defaya kadar yükselebilmektedir [1]. Uçaklar bulut içerisinde yoğun yüklü bir bölgeden geçerken genellikle yıldırımı tetikleyebilmektedir. Kayıtlar yetersiz olmakla birlikte, küçük ticari ve özel uçakların yıldırıma daha az maruz kaldığı düşünülmektedir. Bunun nedeni, bu uçakların küçük boyutları ve yıldırım oluşumuna elverişli hava koşullarından kaçınabilme yetenekleridir [2]. Yıldırımın uçak üzerindeki etkileri dolaylı ve doğrudan olmak üzere iki başlık altında incelenmektedir [3-7]. Doğrudan etkiler, uçak yüzeylerinde ısınma, erime ve delinme gibi yapısal hasarlara ve yakıt tankının patlaması/tutuşması, radomun (uçanın ön kısmı), radar ve kontrol yüzeylerinin hasar görmesi, elektrik kayıpları gibi etkilere neden olur. Dolaylı etkiler ise uçak elektronik kontrol sistemlerinin kısmen veya tamamen işlevsiz hale gelmesine yol açarak uçuş güvenliğini tehlikeye atmaktadır [8]. Uçak güvenliği büyük ölçüde aviyonik sistemlere ve çelik, alüminyum ve titanyumun yerini alacak yeni malzemelerin geliştirilmesine bağlı olduğu için, yıldırıma karşı koruma giderek daha önemli hale gelmektedir [9].

Yıldırım, başlangıçta uçağın bir noktasına çarpar ve başka bir noktasından çıkar. Eş potansiyel çizgilerin birbirine en yakın olduğu ve eğrilik yarıçapının küçük olduğu yerlerde, örneğin radom, kanat, kuyruk ve uçaktaki anten gibi bölgelerde yüksek elektrik alan şiddetleri meydana gelir [10]. Yıldırım çarpmasının en olası olduğu bölgelere ek yıldırıma karşı koruma gereklidir. Bu nedenle, bir uçağın yıldırım çarpma bölgelerinin anlaşılması, daha iyi bir yıldırım koruma sistemi tasarlanmasına olanak tanır.

Society of Automotive Engineers (SAE) International standardı SAE ARP 5414B-2018-Aircraft Lightning Zoning (Uçak Yıldırım Çarpma Bölgeleri) standardı [11], uçaktaki yıldırım çarpma bölgelerinin belirlenmesinde kullanılır. Standartta

belirtilen yıldırım bölgelerine göre yıldırımın uçak üzerinde olası giriş ve çıkış noktaları tahmin edilebilmektedir.

Yıldırım akımının oluşturduğu elektromanyetik alan, uçak aviyonik sistemleri ve elektronik kontrol birimleri üzerinde dolaylı etkilere neden olabilmektedir. Bu dolaylı etkiler elektromanyetik girişim, elektriksel aşırı gerilimler, aviyonik sistemlerde arızalar ve sensör ölçümlerinde hatalar olabilmektedir. Bu nedenle elektromanyetik (EM) alan dağılımını inceleyerek buna uygun bir HA tasarımı gerçekleştirilmesi uçuş güvenliği ve güvenilirliği için önemli bir konudur.

Bu çalışmada, uçak üzerindeki yıldırım akımını simüle etmek, elektromanyetik alan dağılımını incelemek ve yıldırımın dolaylı etkilerine bağlı olarak uçak içerisindeki kablolarda indüklenerek gerilim seviyelerini analiz etmek için sonlu elemanlar yöntemi kullanılmıştır. Yıldırım akımının izlediği farklı yollara ve uçağın gövde malzemesine bağlı olarak akım yoğunluğu, elektromanyetik akı yoğunluğu ve kablolar üzerinde indüklenen gerilim seviyeleri üzerindeki değişimler Ansys-Maxwell programı ile incelenmiştir.

## 2. HAVA ARAÇLARI ÜZERİNDE YILDIRIMIN ETKİLERİ

*İstatistiksel veriler:* Uçakta radom, kanat uçları, motor kapakları, düşey ve yatay dengeleyiciler yıldırım çarpma olasılığının yüksek olduğu kısımlardır. Bu kısımlara ait yıldırım çarpma istatistikleri Tablo 1'de verilmiştir [12].

**Tablo 1:** Uçak bölgeleri yıldırım isabet oranları [12].

Uçak Bölgesi	Yıldırımın İsabet Etme Oranı (%)
Kanat Uçları	59
Yatay Dengeleyiciler	15
Radom	12
Düşey Dengeleyiciler	8
Kuyruk	4
Motor	2

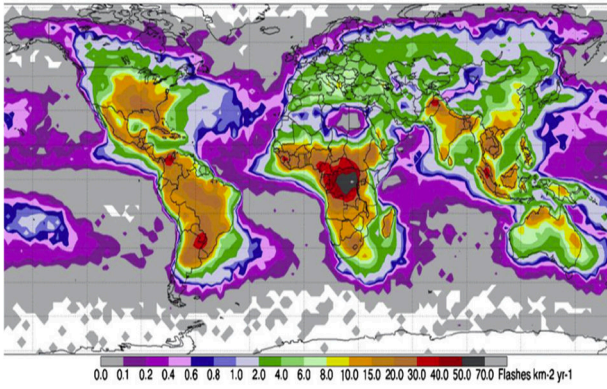
Pistonlu uçaklar, turbo jet ve turbo prop uçaklara göre daha düşük irtifalarda (10000-15000 feet) seyretmektedir. Bu nedenle daha fazla yıldırım çarpmasına maruz kalmaktadır.

Tablo 2’de ABD ticari uçaklarının maruz kaldıkları yıldırım çarpma sayıları ve bölümleri gösterilmektedir [13].

**Tablo 2:** Motor tipine bağlı yıldırım istatistikleri [13].

		Piston	Turboprop	Jet	Tümü
Newman (1950-1961)	Çarpma	808	109	41	958
	Saat	2000000	415000	427000	2842000
Perry (1959-1974)	Çarpma	-	280	480	760
	Saat	-	876000	1314000	2190000
Toplam	Çarpma	808	389	521	1718
	Saat	2000000	1291000	1741000	5032000
	Ortalama	2475	3320	3340	2930

Bir yılda kilometre kare başına düşen yıldırım çarpma sayıları Şekil 1’de gösterilmiştir [14].



**Şekil 1:** Küresel yıldırım çarpma oranları / km<sup>2</sup>.yıl [14].

*Yıldırımın etkileri:* Yıldırımın etkileri doğrudan ve dolaylı olarak ikiye ayrılmaktadır.

*Yıldırımın doğrudan etkileri:* Doğrudan etki, uçağın bir yıldırım kanalıyla temas kurduğu durumlarda meydana gelir. Yıldırım kanalı ile uçak arasındaki bağlantı sonucu aşağıdaki durumlar gerçekleşebilir:

- Bağlanma noktalarında erime ve yanmalar,
- Sıcaklık artışı,
- Manyetik kuvvet etkileri
- Akustik şok dalgası
- Bağlantı ve atlama noktalarında ark oluşumu
- Yakıt tankı içindeki buharın alev alması

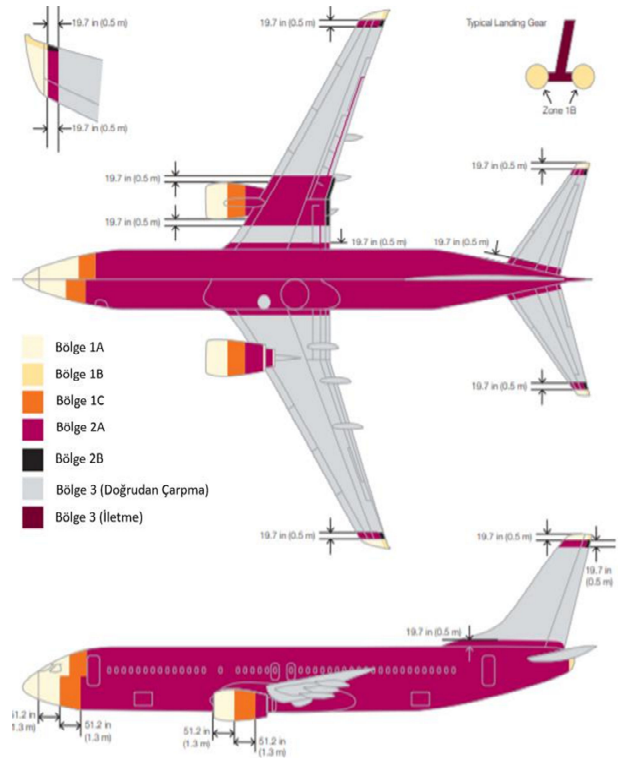
*Yıldırımın dolaylı etkileri:* Yıldırım akımının uçak gövdesi üzerinde akışı, uçak elektronik devre ve sistemlerinde geçici dalgalanmalar oluşturur. Bu durumda aşağıdaki durumlar gerçekleşebilir:

- Hatalı sensör ölçümleri,
- Hatalı ölçümlere bağlı otopilotun doğru çalışmaması,

- Aviyonik sistemlerde güç kesintileri,
- Aşırı gerilim koruma elemanlarında yıpranma,

*Yıldırım ortamı:* Etkin bir yıldırım koruma tasarımı için yıldırım ortamının bilinmesi ve buna göre bir tasarım yapılması gerekmektedir.

*Yıldırım bölgeleri:* Tasarımcıların yıldırımın uçak üzerinde olası çarpma noktalarının, süpürülmüş çarpma etkilerinin farkında olarak tasarım yapmaları etkin bir koruma için önemlidir. Uçak elektrik alan yoğunlukları üzerine yapılan çalışmalar ile yıldırım bölgeleri çıkarılmıştır. SAE ARP5414 ile tipik bir uçak için yıldırım bölgeleri belirtilmektedir. Uçak yıldırım bölgeleri Şekil 2’de gösterilmektedir [15].



**Şekil 2:** Uçak yıldırım bölgeleri [15].

Yıldırım bölgelerinin tanımları Tablo 3’de verilmektedir.

**Tablo 3:** Yıldırım Bölge Tanımları [16].

Yıldırım Bölgesi	Tanım
1A	İlk geri dönüş çarpması bölgesi
1B	Uzun tutunmalı ilk geri dönüş çarpması bölgesi
1C	İlk geri dönüş çarpması için geçiş bölgesi
2A	Süpürülmüş çarpma bölgesi
2B	Uzun flaş tutunmalı süpürülmüş çarpma bölgesi
3	1A, 1B, 1C, 2A, 2B bölgeleri içinde olmayan ve yıldırım kanalı ile buluşması olası olmayan bölgeler

Yıldırımın uçağa ilk tutunma ihtimalinin yüksek olduğu radom, düşey dengeleyici ve kanat ucu kısımları Bölge 1 olarak belirtilir. Tasarım ve analiz çalışmalarında Bölge 1 ile ifade edilen kısımlar için bu çalışmada da olduğu gibi yıldırım akımı A bileşeni dikkate alınır.

Bölge 2 ile ifade edilen bölgeler yıldırım tehdidi açısından daha az risk bulunmaktadır. Uçak Bölge 2 tanımlamasında yer alan kısımların analiz ve tasarım çalışmaları için yıldırım akımı D bileşeni dikkate alınmaktadır. Yıldırım çarpma olasılığının yüksek olduğu bölgeler arasında bulunan kısımlar Bölge 3 olarak ifade edilmektedir. Bu bölgelere yıldırım çarpma olasılığı düşük olmakla birlikte yüksek akımların bu bölgelerden geçme olasılığı yüksektir [16].

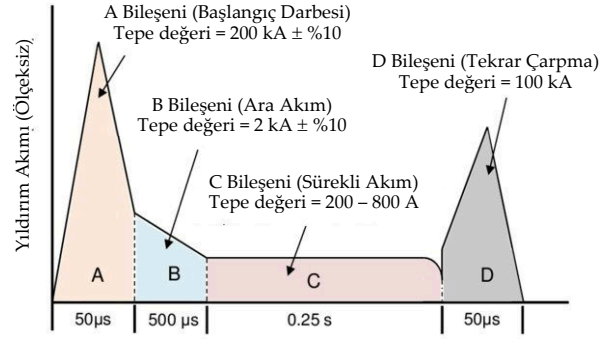
### 3. METODOLOJİ

*Yıldırım akımı uyarması:* Uçak – yıldırım etkileşimini incelemek amacıyla 3 boyutlu elektromanyetik alan analiz modeli oluşturuldu ve analiz edildi. Yıldırım akımı olarak 200 kA tepe değere ve yaklaşık 6,4 µs cephe süresine, yaklaşık 50 µs sırt yarı değer süresine sahip, çift üstel biçimde, başlangıç akım darbesini temsil eden yıldırım akımı A bileşeni kullanılmıştır (Şekil 3) [17].

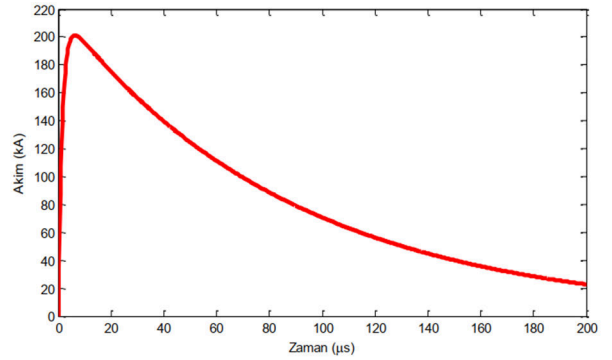
Çalışmada kullanılan yıldırım akımı A bileşeni denklemi (1) ile verilmiştir (SAE ARP5412B-2013) [14].

$$I(t) = I_0(e^{-at} - e^{-bt}) \quad (1)$$

denklemden  $I_0 = 218819 \text{ A}$ ,  $a = 11345 \text{ s}^{-1}$ ,  $b = 647265 \text{ s}^{-1}$  alınmıştır. Şekil 4'te bu parametrelere sahip yıldırım akımı A bileşeni gösterilmiştir.

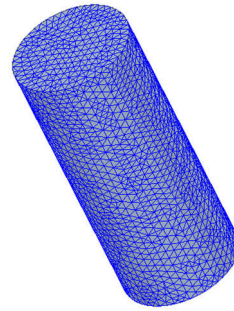


**Şekil 3:** MIL-STD-464'te verilen yıldırım akımı bileşenleri [17].



**Şekil 4:** Yıldırım akımı A bileşeni.

*Uçak modeli:* Yıldırım akımının HA'ya giriş ve çıkış noktaları, radom, kanat ve kuyruk bölgelerine tanımlanan alüminyum silindirler üzerinden tanımlanmıştır. Akım giriş – çıkışı için tanımlanan silindirlerin kesit alanı 8,4 m<sup>2</sup> olarak belirlenmiştir. Kullanılan alüminyum silindirlerin sonlu elemanlar ağ yapısı Şekil 5'de gösterilmiştir.



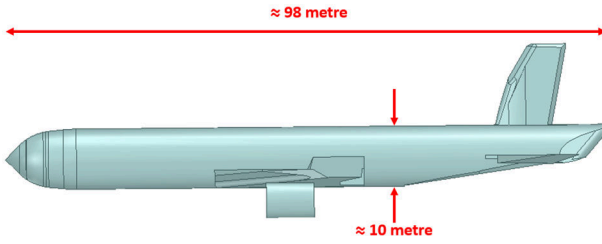
**Şekil 5:** Akım giriş-çıkışında kullanılan alüminyum silindirler için sonlu elemanlar ağ yapısı.

Simülasyon çalışmasında tipik bir ticari uçak modeli kullanılmıştır. Kullanılan uçak modelinin kanat açıklığı 64 metre, uzunluğu 98 metre, kuyruk açıklığı 34 metre ve yüksekliği 10 metredir.

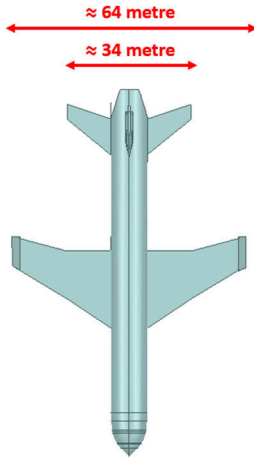
Özellikleri belirtilen uçak modeli hazır olarak temin edilerek Ansys Maxwell programına aktarılmıştır.

Çalışma kapsamında model üzerindeki gerekli düzenlemeler Ansys Maxwell programında yapılmıştır. Çalışmada kullanılan uçak modeli Şekil 6 ve Şekil 7’de gösterilmektedir.

Çalışma kapsamında yapılacak simülasyonda alüminyum ve titanyum gövde tarafından sağlanan koruma değerlendirilecektir. Bu nedenle HA gövde malzemesi alüminyum ve titanyum olarak ayrı ayrı tanımlanmıştır.



Şekil 6: Kullanılan HA modeli ve ölçüleri – yandan görünüş.



Şekil 7: Kullanılan uçak modeli ve ölçüleri – üstten görünüş.

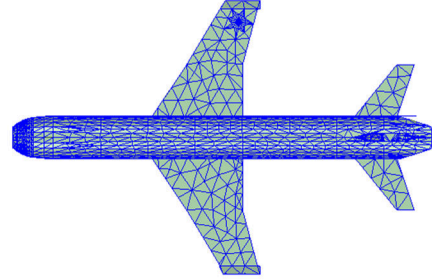
Kullanılan alüminyum ve titanyum malzemelerinin bazı özellikleri Tablo 4’te verilmiştir.

Tablo 4: Alüminyum ve titanyumun elektriksel parametreleri.

Malzeme	Bağıl Manyetik Geçirgenlik	İletkenlik (Siemens/m)
Alüminyum	1.000021	38000000
Titanyum	1.00018	1820000

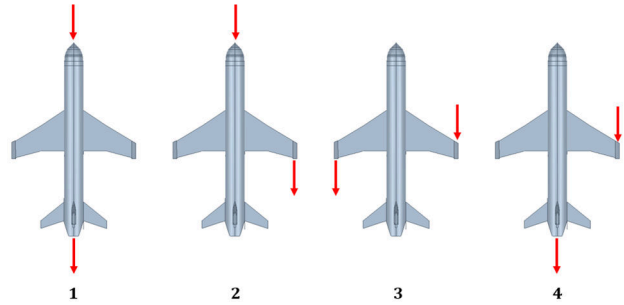
Uçak modelinin sonlu elemanlar ağ yapısı Şekil 8’de gösterilmiştir.

Yıldırımın dolaylı etkilerini incelemek amacıyla uçak içerisinde tanımlanan kablolar, ekransız, tek damarlı, alüminyum iletkenli kablolardır. Tanımlanan kabloların çapı 3,7 mm’dir.



Şekil 8: Uçak modeli için sonlu elemanlar ağı.

Simülasyon senaryoları: Yıldırımın farklı bölgelerden çarpma senaryolarında uçak üzerindeki değişimi incelemek amacıyla Şekil 9’da gösterilen dört farklı ana test senaryosu ile çalışılmıştır.



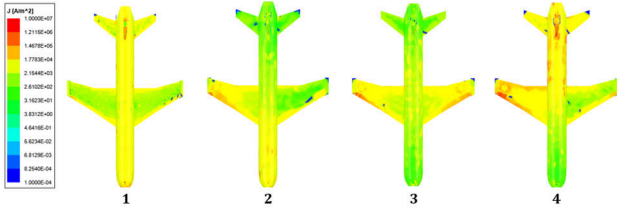
Şekil 9: Simülasyon senaryoları.

Şekil 9’da gösterilen 1 numaralı test senaryosunda yıldırım darbesinin radom bölgesinden girişi ve kuyruk bölgesinden çıkışı göz önüne alınmaktadır. 2 numaralı senaryoda yıldırımın uçağa radom bölgesinden girişi ve sağ kanat ucundan çıkışı göz önüne alınmaktadır. 3 numaralı senaryoda yıldırımın sağ kanat ucundan girişi ve sol kanat ucundan çıkışı göz önüne alınmaktadır. 4 numaralı senaryoda ise yıldırımın sağ kanat ucundan girişi ve kuyruk bölgesinden çıkışı göz önüne alınmaktadır. Bu çalışmada Şekil 9’da gösterilen dört farklı simülasyon senaryosu alüminyum gövdeli uçak ve titanyum gövdeli uçak için ayrı ayrı incelenmektedir. Modelleme ve Analizler

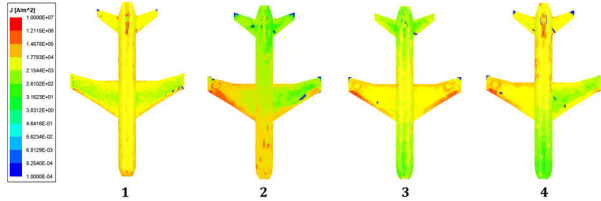
#### 4. MODELLEME VE ANALİZLER

Farklı test senaryoları için uçak yüzeyindeki akım yoğunluğu dağılımları, Şekil 10 ve Şekil 11’de gösterilmiştir.



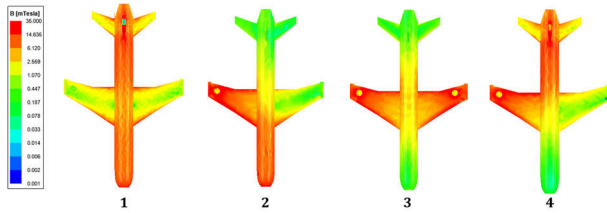


Şekil 10: Alüminyum uçağa akım yoğunluğu dağılımları.

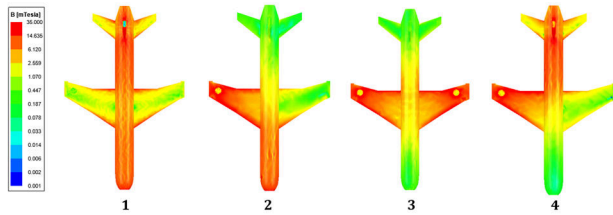


Şekil 11: Titanyum uçağa akım yoğunluğu dağılımları.

Farklı test senaryoları için uçak yüzeyindeki manyetik akı yoğunluğu dağılımları Şekil 12 ve Şekil 13'de gösterilmiştir.



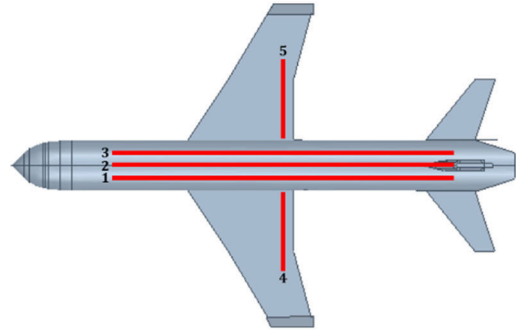
Şekil 12: Alüminyum uçak yüzeyindeki manyetik akı yoğunluğu dağılımları.



Şekil 13: Titanyum uçak yüzeyindeki manyetik akı yoğunluğu dağılımları.

Şekil 12 ve Şekil 13 incelendiğinde yıldırımın giriş ve çıkış noktaları arasında bir akım yolu oluşturduğu gözlenmektedir. Bu yol boyunca akım yoğunluğu ile doğru orantılı olarak manyetik akı yoğunluğunda benzer şekilde değişim olduğu değerlendirilmektedir. Manyetik akı yoğunluğuna bağlı olarak bu bölgelerde dolaylı etkilerin fazla olacağı değerlendirilmektedir. Dolaylı etkileri incelemek amacıyla uçak içerisinde Şekil 14'te

gösterildiği üzere beş farklı 22 awg kesitli, ekransız, alüminyum kablo eklenmiştir.



Şekil 14: Uçak içerisindeki kablo yerleşimleri ve numaralandırmaları.

Uçak içerisinde bulunan kablolar üzerinde indüklenen maksimum gerilim seviyeleri Tablo 5'de verilmiştir. Tüm simülasyon senaryoları için kablolar üzerinde indüklenen gerilim seviyeleri incelendiğinde, yıldırımın dolaylı etkilerinden en az 2 numaralı kablounun etkilendiği değerlendirilmektedir. Bunun sebebi, kablounun uçağın ortasından gitmesi ve yıldırım akım yolu ile arasındaki mesafenin daha fazla olmasıdır. Bu sonuç ile yıldırıma karşı etkin bir koruma tasarımında kablo yerleşimlerinin kritik öneme sahip olduğu değerlendirilmektedir.

Tablo 5: Uçak içindeki kablolarda indüklenen maksimum gerilim seviyeleri.

Test Senaryosu	Radom	Radom	Sancak	Sancak	
	Kuyruk	Sancak	İskele	Kuyruk	
	(1)	(2)	(3)	(4)	
Gerilim (mV)					
Alüminyum Gövde	Kablo-1	52,8	81,2	35	14,7
	Kablo-2	9,6	37,2	10,7	3,6
	Kablo-3	257	14,3	11,8	69
	Kablo-4	8,3	88	1354	224
	Kablo-5	37	391	260	1316
Titanyum Gövde	Kablo-1	85,8	104	31	49,7
	Kablo-2	31,2	50,7	12	26,4
	Kablo-3	218,3	29,8	24,4	140
	Kablo-4	8,3	141	1422	240
	Kablo-5	37	583	267	1147

Alüminyum ve titanyum gövdeli hava araçları için kablolar üzerinde indüklenen gerilim seviyeleri incelendiğinde genellikle titanyum gövdeli uçakta yıldırımın dolaylı etkilerinin daha fazla olduğu gözlemlenmiştir. Bunun temel nedeni olarak titanyumun, alüminyuma karşı iletkenliğinin daha düşük ve bağl manyetik geçirgenliğinin daha yüksek olduğu değerlendirilmektedir.

Yıldırım akımının kanat bölgesinden giriş veya çıkış yaptığı senaryolarda kanatlarda bulunan 4 ve 5 numaralı kablolar üzerinde indüklenen gerilim seviyelerinin artmakta olduğu gözlemlenmiştir. Yıldırım akımının radom ve kuyruk bölgesinden giriş-çıkış yaptığı senaryolarda ise uçak gövdesinde bulunan 1, 2 ve 3 numaralı kablolar üzerinde indüklenen gerilim seviyelerinin yükseldiği gözlemlenmiştir. Yıldırımın dolaylı etkilerinin yıldırım akımının yüzeyde kullandığı yola bağlı olarak etki bölgesinin de değişebileceği değerlendirilmiştir.

## 5. SONUÇLAR

Bu çalışmada, uçakların başlıca yıldırım çarpma noktaları incelenmiş ve farklı yıldırım yolları altında uçağın elektromanyetik alan dağılımı, gerçek uçak boyutlarında, üç boyutlu bir elektromanyetik simülasyon modeli kullanılarak hesaplanmıştır. Elde edilen temel sonuçlar aşağıdaki gibidir:

- Yıldırımın "giriş" ve "çıkış" noktaları genellikle burun bölgesi, kanat bölgesi ve kuyruk kısmında yoğunlaşmaktadır. Bu noktalar, çeşitli yıldırım yollarının oluşmasına olanak tanıyacak şekilde birleşebilir.
- Manyetik alan dağılımı, yıldırım yolu ile güçlü bir ilişkiye sahiptir. Manyetik alan yoğunluğu genellikle yıldırım yoluna yakın bölgelerde yüksek değerlere ulaşır ve "giriş" ile "çıkış" noktalarında maksimum seviyeye çıkar.
- Uçağın iç kısmında elektromanyetik alan dağılımı homojen değildir. Yıldırım yoluna yakın bölgelerde geçici elektromanyetik alan şiddeti en yüksek seviyeye ulaşırken, diğer bölgelerde bu şiddet katlarca azalır ve hatta neredeyse sifira düşer.
- Uçak malzemesine göre uçak içerisinde yıldırımın dolaylı etkilerine karşı dayanım değişebilmektedir. İletkenliği düşük, manyetik geçirgenliği yüksek malzemeler kullandıkça yıldırımın dolaylı etkilerinden daha fazla etkilenilmektedir.

Yıldırım akımının aktığı yüzeye olan mesafenin artması ile yıldırımın dolaylı etkileri azalmaktadır. Bu nedenle yıldırıma karşı etkin bir koruma için aviyonik ve kablolama yerleşim çalışmalarında bu

durumun göz önünde bulundurulması gerekmektedir.

**Yazarların Katkıları:** Orçun Sayaner, içerik çalışmalarının yapılmasında ve makalenin yazılmasında; Özcan Kalenderli, konunun, içeriğinin belirlenmesi, makalenin kontrolü, yayına hazırlanmasında katkılarda bulunmuştur

**Teşekkür:** Yazarlar, çalışmaların yapılabilmesi için gereken zamanın tanınması nedeniyle BAYKAR firmasına teşekkür ederler.

**Çıkar Çatışmaları:** Yazarlar, sunulan çalışmada herhangi bir kurum veya kişi ile çıkar çatışması olmadığını belirtmektedir.

## 6. KAYNAKLAR

- [1] S. İnce, "Yıldırımın Uçaklara Etkileri ve Korunma Yöntemleri", Yüksek Lisans Tezi, İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü, 2003.
- [2] E. J. Rupke, "What happens when lightning strikes an airplane?", *Scientific American Newsletters*, August 14, 2006.
- [3] S. Memiş, "Sonlu Elemanlar Yöntemi ile Uçaklara Yıldırım Çarpmasının Etkilerinin İncelenmesi", Yüksek Lisans Tezi, İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü, 2019.
- [4] S. Memis, Ö. Kalenderli, Ö. Altay, "Investigation of electromagnetic effect of lightning on aircraft by finite element method", *International Symposium on Sustainable Aviation (ISSA) 2021*, Bangkok, Thailand, 25–27 November 2021.
- [5] B. M. Yıldız, "Uçak Kablolardaki Elektriksel ve Isıl Zorlanmaların İncelenmesi", Yüksek Lisans Tezi, İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü, 2021.
- [6] B. M. Yıldız, Ö. Kalenderli, Ö. Altay, "Multi-physical analysis of the effect of cable layout, distance between cables and ambient temperature on cable current carrying capacity in air vehicle wiring with finite element method", *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, vol. 38, no. 4, pp. 2147-2154, 2023.
- [7] F. Akbulut, Ö. Kalenderli, "Analysis of precipitation static condition (P-Static) and static discharger wicks for aircraft", *Turkish Journal of Engineering Research and Education (Türk Mühendislik Araştırma ve Eğitimi Dergisi)*, vol. 2, no. 1, pp. 36-42, 2023.

- [8] M. Apr`a, M. D'Amore, K. Gigliotti, M. S. Sarto, V. Volpi, "Lightning indirect effect certification of a transport aircraft by numerical simulation". IEEE, Trans. on Electromagnetic Compatibility, vol. 50, no. 3, pp. 513-523, 2008.
- [9] N. I. Petrov, A. Haddad, G. N. Petrova, H. Griffiths, R. T. Waters, "Study of Effects of Lightning Strikes to an Aircraft", Recent Advances in Aircraft Technology, Intech Open, 2012.
- [10] E. Rupke, "Lightning Direct Effects Handbook", Lightning Technologies Inc., Pittsfield, 2002.
- [11] SAE ARP 5414B: Aircraft Lightning Zoning, 2018.
- [12] P. Lalande, A. Bondiou-Clergerie, & P. Laroche, P., "Computations of the initial discharge initiation zones on aircraft or helicopter"(No. 1999-01-2371). SAE Technical Paper, 1999.
- [13] F. A. Fisher, J. A. Plumer & R. A. Perala, "Aircraft Lightning Protection Handbook (No. DOT/FAA/CT-89/22)", 1989.
- [14] D. J. Cecil, D. E. Buechler, R. J. Blakeslee, "Gridded lightning climatology from TRMM-LIS and OTD: Dataset description". Atmospheric Research, vol. 135, pp. 404-414, 2014.
- [15] G. Sweers, B. Birch, & J. Gokcen, "Lightning strikes: protection, inspection, and repair", Aero Magazine, vol. 4, pp. 19-28, 2012.
- [16] E. C. Kışeci, E. Salamcı, "Uçak - yıldırım etkileşimi". Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi, ss. 177-18, 2020
- [17] MIL-STD-464 Military Standard: Electromagnetic Environmental Effects, Requirements for Systems, 1997.
- [18] SAE ARP5412B Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms, 2013.