

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

YOLCU UÇAKLARINDA ACİL DURUM
AYDINLATMA SİSTEMLERİNİN
TASARIMI VE DOĞRULANMASI

Hüseyin SARINÇ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Enerji Teknolojileri Anabilim Dalı

Enerji Teknolojileri Programı

Danışman

Doç. Dr. Nihan ALTINTAŞ

Şubat, 2025

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

YOLCU UÇAKLARINDA ACİL DURUM AYDINLATMA
SİSTEMLERİNİN TASARIMI VE DOĞRULANMASI

Hüseyin SARINÇ tarafından hazırlanan tez çalışması 28.02.2025 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Enerji Teknolojileri Anabilim Dalı, Enerji Teknolojileri Programı **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Doç. Dr. Nihan ALTINTAŞ
Yıldız Teknik Üniversitesi
Danışman

Jüri Üyeleri

Doç. Dr. Nihan ALTINTAŞ, Danışman
Yıldız Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Ali DURUSU, Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Metin ÖZTÜRK, Üye
İstanbul Esenyurt Üniversitesi

Danışmanım Doç. Dr. Nihan ALTINTAŞ sorumluluğunda tarafımca hazırlanan “Yolcu Uçaklarında Acil Durum Aydınlatma Sistemlerinin Tasarımı ve Doğrulanması” başlıklı çalışmada veri toplama ve veri kullanımında gerekli yasal izinleri aldığımı, diğer kaynaklardan aldığım bilgileri ana metin ve referanslarda eksiksiz gösterdiğimi, araştırma verilerine ve sonuçlarına ilişkin çarpıtma ve/veya sahtecilik yapmadığımı, çalışmam süresince bilimsel araştırma ve etik ilkelerine uygun davrandığımı beyan ederim. Beyanımın aksinin ispatı halinde her türlü yasal sonucu kabul ederim.

Hüseyin SARINÇ

İmza



Bu çalışma, “...Yıldız Teknik Üniversitesi Bilimsel Araştırma Proje Koordinatörlüğü’nün 1234A...” numaralı projesi ile desteklenmiştir.



Aileme
ve
eşime

TEŞEKKÜR

Tez çalışması boyunca tecrübesi ve bilgi birikimiyle bana her zaman yol gösteren, çalışmamın planlanmasında, araştırılmasında, yürütülmesinde ve oluşumunda ilgi ve desteğini esirgemeyen sayın hocam Doç. Dr. Nihan ALTINTAŞ’a çok teşekkür ederim

Zorlu ve yoğun tez sürecinde bana sabır, anlayış ve desteklerini esirgemeyen sevgili eşime ve çocuğuma sonsuz teşekkür eder, onlara en derin sevgilerimi sunarım.

Hüseyin SARINÇ

İÇİNDEKİLER

SİMGE LİSTESİ	ix
KISALTMA LİSTESİ	x
ŞEKİL LİSTESİ	xii
TABLO LİSTESİ	xiv
ÖZET	xv
ABSTRACT	xvii
1 GİRİŞ	1
2 LİTERATÜR	3
2.1 Literatür Özeti	3
2.2 Yolcu Uçaklarında Acil Durum İnişleri.....	5
3 UÇAK ELEKTRİK SİSTEMLERİ	8
3.1 Jeneratörler.....	9
3.2 Yardımcı Güç Ünitesi Jeneratörü.....	10
3.3 Yer Güç Ünitesi	11
3.4 Çarpan Hava Türbini.....	12
3.5 Batarya	13
3.5.1 Nikel-Kadmiyum.....	14
3.5.2 Lityum İyon.....	16
3.6 Güç Dönüştürücüler	18
3.7 Güç Dağıtım Üniteleri.....	20
4 UÇAK AYDINLATMA SİSTEMLERİ	21
4.1 Uçak İçi Aydınlatma Sistemleri.....	21
4.1.1 Kokpit Aydınlatması.....	22
4.1.2 Kabin Aydınlatması.....	23
4.1.3 Bireysel Aydınlatma.....	24
4.1.4 Lavabo Aydınlatması.....	25

4.2 Uçak Dışı Aydınlatma Sistemleri	25
4.2.1 Navigasyon Işıkları.....	26
4.2.2 Çarpışma Önleyici Işıklar.....	27
4.2.3 Taksi Işıkları.....	27
4.2.4 İniş Işıkları.....	27
4.2.5 Logo Işığı.....	27
4.2.6 Buzlanma Işıkları.....	28
5 YOLCU UÇAKLARINDA ACIL DURUM AYDINLATMA SİSTEMLERİ	
29	
5.1 Yolcu Uçaklarında Acil Durum Aydınlatma Sistemlerinin Gereksinimleri	31
5.1.1 FAR 25 Acil Durum Aydınlatma Gereksinimleri.....	32
5.1.2 Koltuk Sayısına göre Acil Durum Aydınlatma Sistemlerinin Gereksinimi.....	33
5.2 Acil Durum Aydınlatma Sisteminde Kullanılan Ekipmanlar	34
5.2.1 Çıkış İşareti.....	36
5.2.2 Çıkış Belirleyici İşareti.....	37
5.2.3 Acil Durum Tavan Işığı.....	38
5.2.4 Acil Durum Güç Kaynağı Ünitesi.....	38
5.2.5 Harici Acil Durum Aydınlatma Ekipmanları.....	43
5.3 Acil Durum Aydınlatma Sisteminde Kullanılan Kablolar	44
6 ACIL DURUM AYDINLATMA SİSTEMLERİNİN TASARIMI VE DOĞRULANMASI	48
6.1 Referans Uçak Modeli	50
6.2 Tasarım Kriterleri.....	52
6.3 Tasarım Kapsamında Kullanılan Ekipmanlar ve Özellikleri	53
6.4 FAR 25.812.(1) Enine Dikey Bölünme Gereksiniminin Tasarımı ve Doğrulanması	54
6.4.1 Enine Dikey Bölünme 1. Olasılık.....	63
6.4.2 Enine Dikey Bölünme 2. Olasılık.....	64
6.4.3 Enine Dikey Bölünme 3. Olasılık.....	66

6.4.4 Enine Dikey Bölünme 4. Olasılık.....	67
6.4.5 Enine Dikey Bölünme 5. Olasılık.....	69
6.5 FAR 25.812.(i) Batarya Kapasite Analizi Gereksiniminin Tasarımı ve Doğrulanması	72
6.5.1 Acil Durum Güç Kaynağı Çıkış Yükleri.....	74
6.5.2 Batarya Kapasite Hesaplaması ve Analizler.....	78
7 SONUÇ	81
KAYNAKÇA	83
A TEST VE HAVACILIK STANDARTLARI	86
TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR	96



SİMGE LİSTESİ

°C	Celsius
°F	Fahrenheit
A	Amper
Ah	Amper Saat
dk	Dakika
G	G kuvveti
Hz	Hertz
in	İnç
ms	Milisaniye
μLm	Mikro Lambert
V	Volt
W	Watt

KISALTMA LİSTESİ

AC	Alternatif Akım
ADA	Acil Durum Aydınlatma
ADB	Acil Durum Batarya
ADGKÜ	Acil Durum Güç Kaynağı Ünitesi
ADH	Acil Durum Harici Işığı
ADİ	Acil Durum Kapı İşaretleyici
ADKB	Acil Durum Kapı Belirleyici
ADT	Acil Durum Tavan Işıkları
ADY	Acil Durum Kapı Yönlendirici
AEA	Tamamen Elektrikli Uçak
APU	Yardımcı Güç Ünitesi
AWG	Amerikan Tel Ölçer
CO	Karbon Monoksit
CO ₂	Karbon Dioksit
DC	Doğru Akım
DoD	Deşarj Derinliği
EASA	Avrupa Birliđi Havacılık Emniyeti Ajansı
EPSU	Acil Durum Güç Besleme Ünitesi
FAA	Federal Havacılık İdaresi
FAR	Federal Havacılık Düzenlemeleri
GPU	Yer Güç Ünitesi
İGDÜ	İkinci Güç Dağıtım Ünitesi
KOH	Potasyum Hidroksit
LED	Işık Yayan Diyot
LFT	Lityum Demir Fosfat
Li ₂ O	Lityum Oksit
Li-ion	Lityum İyon
MEA	Daha Elektrikli Uçak

Ni-Cd	Nikel Kadmiyum
NiO	Nikel Oksit
P/N	Part Numarası
RAT	Çarpan Hava Türbini
SAS	İskandinav Hava Yolları Sistemi
SoC	Şarj Durumu
SoH	Sağlık Durumu
SSPC	Katı Hal Güç Kontrolörü
TRU	Trafo Doğrultucu Ünitesi



ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 2.1	Suya acil iniş yapan uçak	6
Şekil 3.1	Uçak genel elektrik mimarisi	9
Şekil 3.2	Uçaklarda kullanılan jeneratörler	10
Şekil 3.3	Yardımcı güç ünitesi (APU) jeneratörü.....	11
Şekil 3.4	Yer güç ünitesi (GPU).....	12
Şekil 3.5	Çarpan hava türbini (RAT).....	13
Şekil 3.6	Avionik Uçak bataryası (ASPİLSAN)	14
Şekil 3.7	Nikel Kadmiyum (Ni-Cd) batarya.....	16
Şekil 3.8	Lityum ion (Li-ion) batarya (TB17).....	18
Şekil 3.9	Dönüştürücü ekipman (Astronic)	19
Şekil 3.10	Güç dağıtım ünitesi (Ametek)	20
Şekil 4.1	Kokpit aydınlatma sistemi.....	23
Şekil 4.2	Kabin aydınlatması.....	24
Şekil 4.3	Bireysel aydınlatma (Collins Aerospace).....	25
Şekil 4.4	Uçak dış aydınlatma ışıkları	26
Şekil 4.5	Uçak iniş ışıkları.....	27
Şekil 5.1	Kabin acil durum ışıkları ve acil durum çıkış kapıları (Boeing-747).....	31
Şekil 5.2	Acil çıkış kapısı aydınlatması.....	34
Şekil 5.3	Uçaklarda bulunana acil durum ekipmanları (Boeing B737-700)	35
Şekil 5.4	Acil durum aydınlatma ekipmanları (Airbus)	36
Şekil 5.5	Çıkış işareti (collins aerospace).....	36
Şekil 5.6	Çıkış belirleyici işareti (Collins Aerospace)	37
Şekil 5.7	Acil durum aydınlatma güç kaynağı ünitesi.....	38
Şekil 5.8	Acil durum güç kaynağı devresi (Airbus)	40
Şekil 5.9	Acil durum aydınlatma ışık anahtarı (Bombardier Challenger 605).....	41
Şekil 5.10	Kabin acil durum ışıklandırma anahtarı (B737NG)	42
Şekil 5.11	Batarya SoC ve SoH grafiği	43
Şekil 5.12	Dış acil durum aydınlatma sistemleri (Bombardier Challenger 605)....	44
Şekil 5.13	Uçak içi kablolama rotaları	45

Şekil 6.1 Uçak gövde birleşim yerleri (A320/A319 Airbus).....	49
Şekil 6.2 Uçak üzerinde örnek dikey bölünme bölgeleri.....	50
Şekil 6.3 Bombardier Dash8-Q400 uçağı.....	51
Şekil 6.4 Uçak gövde bölümleri (Bombardier Dash8-Q400)	52
Şekil 6.5 Dash8-Q400 serisinin çıkış kapıları (Bombardier)	56
Şekil 6.6 Dash8-Q400 acil durum tahliye kapıları (Bombardier)	58
Şekil 6.7 ADA ekipmanlarının uçak üzerindeki konumları	59
Şekil 6.8 Enine bölünmeye bağlı ADA sistemi	60
Şekil 6.9 ADA ekipmanlarının beslenme diyagramı.....	61
Şekil 6.10 Enine dikey bölünme 1. olasılık.....	63
Şekil 6.11 Enine dikey bölünme 2. olasılık.....	65
Şekil 6.12 Enine dikey bölünme 3. olasılık.....	66
Şekil 6.13 Enine dikey bölünme 4. olasılık.....	68
Şekil 6.14 Enine dikey bölünme 5. olasılık.....	69
Şekil 6.15 Uçak üzerinde batarya konumları.....	73
Şekil 6.16 ADA güç kaynakları besleme diyagramı	74

TABLO LİSTESİ

Tablo 5.1	Kablo kesitine göre akım taşıma kapasitesi.....	47
Tablo 6.1	Tasarımda kullanılan ADA ekipmanları.....	53
Tablo 6.2	ADA ekipmanları batarya beslenme dağılımı	62
Tablo 6.3	Enine dikey bölünme 1. olasılık	64
Tablo 6.4	Enine dikey bölünme 2. olasılık	65
Tablo 6.5	Enine dikey bölünme 3. olasılık	67
Tablo 6.6	Enine dikey bölünme 4. olasılık	68
Tablo 6.7	Enine dikey bölünme 5. olasılık	70
Tablo 6.8	Enine dikey bölünme tüm olasılıklar	71
Tablo 6.9	Güç kaynağı-1 besleme çıkışları.....	75
Tablo 6.10	Güç kaynağı-2 besleme çıkışları.....	76
Tablo 6.11	Güç kaynağı-3 besleme çıkışları.....	77
Tablo 6.12	Güç kaynağı-4 besleme çıkışları.....	78

ÖZET

Yolcu Uçaklarında Acil Durum Aydınlatma Sistemlerinin Tasarımı ve Doğrulanması

Hüseyin SARİNÇ

Enerji Teknolojileri Anabilim Dalı

Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Doç. Dr. Nihan ALTINTAŞ

Havacılık sektöründeki teknolojik gelişmeler, uçak sistemlerinin emniyet faktörlerini sürekli olarak artırmaktadır. İnsan hataları ve sistemsel arızalar nedeniyle uçak kazaları, geçmişe kıyasla daha az olsa da halen meydana gelmektedir. Uçak kazaları gerçekleştiğinde, yolcuların ve mürettebatın güvenli bir şekilde tahliyesi, kazanın türüne bağlı olarak birçok faktöre dayanmaktadır. Kaza durumunda, yolcuların en yakın acil çıkışa güvenli ve hızlı bir şekilde ulaşabilmeleri amacıyla uçak içine yerleştirilen Acil Durum Aydınlatma sistemleri kritik bir rol oynamaktadır.

Uçaklardaki acil durum aydınlatma sistemleri, uçağın tüm elektrik sistemi (ana bataryalar dahil) devre dışı kaldığında, kendi acil durum bataryaları üzerinden çalışarak yolculara yol göstermelidir. Bu nedenle, uçak kazalarında tahliye sürecinin başarıyla tamamlanabilmesi için acil durum ışıklarının ve batarya sistemlerinin doğru bir şekilde tasarlanması ve yerleştirilmesi büyük önem arz etmektedir. Özellikle, yolcu uçaklarının kabin uzunluğu dikkate alındığında, acil

çıkış kapılarına erişimi sağlayacak doğru aydınlatma yerleşiminin yapılması gerekmektedir. Tez kapsamında, bir model uçak seçilerek, uçak üzerinde farklı senaryolar için tasarlanmış bir acil durum aydınlatma sistemi incelenmiştir. Yapılan tasarım ve doğrulama süreci sonucunda, tasarımın ilgili standartlar tarafından belirlenen gereksinimleri karşıladığı analiz ile kanıtlanmıştır. Uçağın kaza anında yapısal zayıflıklardan kaynaklanan bir durumla enine ikiye bölünmesi halinde, acil durum aydınlatma sistemi içerisinde yer alan ışıkların doğrudan zarar gören ışıklar hariç, aydınlatma sağlayamayan toplam aydınlatma ekipmanlarının sayısının %25 oranından daha az olması gerekmektedir. Tezin bir diğer önemli konusu, acil durum aydınlatma sistemlerini besleyen bataryaların, uçağın ana elektrik sisteminin devre dışı kalması durumunda otomatik olarak devreye girerek 10 dakikadan fazla süreyle acil durum ışıklarına enerji sağlamasıdır. Bu süre, tahliye işlemlerinin güvenli bir şekilde tamamlanabilmesi için gerekli olan asgari süreyi karşılamaktadır.

Anahtar Kelimeler: Uçak, acil durum aydınlatma sistemi, enine bölünme, batarya.

ABSTRACT

DESIGN AND VALIDATION OF EMERGENCY LIGHTING SYSTEMS IN PASSENGER AIRCRAFT

Hüseyin SARINÇ

Department of Energy Technologies

Master of Science Thesis

Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Nihan ALTINTAŞ

Technological advancements in the aviation sector continuously enhance the safety factors of aircraft systems. Although aircraft accidents have become less frequent compared to the past due to human errors and system failures, they still occur. In the event of an accident, the safe evacuation of passengers and crew depends on numerous factors, depending on the type of accident. Emergency Lighting systems, installed inside the aircraft to ensure that passengers can reach the nearest emergency exit safely and quickly, play a critical role.

The emergency lighting systems in aircraft must operate through their own emergency batteries when the entire aircraft electrical system (including the main batteries) fails, guiding passengers to safety. Therefore, for a successful evacuation process in the event of an aircraft accident, the proper design and placement of emergency lighting and battery systems are of great importance. Particularly considering the cabin length of passenger aircraft, an appropriate lighting layout must be established to ensure access to emergency exit doors. Within the scope of this thesis, a model aircraft was selected, and an emergency lighting system designed for different scenarios was examined. As a result of the design and

verification process, it was analytically demonstrated that the design meets the requirements set by relevant standards.

In the event of a structural failure that causes the aircraft to split transversely during an accident, the number of non-functioning lighting units, excluding those directly damaged, must not exceed 25% of the total emergency lighting equipment. Another critical aspect of this study is that the batteries powering the emergency lighting system must automatically activate when the aircraft's main electrical system fails, supplying energy to the emergency lights for more than 10 minutes. This duration meets the minimum time required to complete the evacuation process safely.

Keywords: Aircraft, emergency lighting system, tranverse separation, battery



1 GİRİŞ

Havacılık sektörü, yolcu ve mürettebatın güvenliğini en üst düzeye çıkarmak amacıyla sürekli olarak gelişen ileri teknolojilerle donatılmaktadır. Bu bağlamda, uçaklarda bulunan Acil Durum Aydınlatma (ADA) sistemleri, olası acil durum senaryolarında etkin bir şekilde kullanılan kritik güvenlik unsurları arasında yer almaktadır. ADA sistemlerinin, uçak içi acil tahliye ve müdahale süreçlerini kolaylaştırma amacıyla tasarlanması, havacılık endüstrisinde güvenlik standartlarının merkezi bir bileşeni olmuştur [1]. Yangın, kaza veya diğer acil durumlarda bu sistemler, yolcu ve mürettebatın uçağı hızlı ve güvenli bir şekilde terk etmelerine olanak tanıyarak önemli bir rol üstlenmektedir. Ayrıca gece uçuşları veya düşük ışık koşulları gibi zorlayıcı durumlarda, acil durum aydınlatma sistemleri, tahliye yollarını belirlemeye yardımcı olur ve yolcuların panik yaşamadan hareket etmelerini sağlamada kritik bir işlev görür.

Havacılık sektöründe yaşanan uçak kazaları, havacılığın karşılaştığı en ciddi sorunlar arasında yer almakta olup, bu trajik olaylar meydana geldiğinde acil durum aydınlatma ekipmanlarının önemini gözler önüne sermektedir. Gece veya kötü hava koşulları altında meydana gelen kazalarda, uçakta bulunan normal aydınlatma sistemleri çoğunlukla etkilenmekte ya da tamamen devre dışı kalabilmektedir. Bu tür durumlarda, acil durum aydınlatma ekipmanları devreye girerek kabin içi yolculara ve mürettebata aydınlatma sağlayarak tahliye sürecini hızlandırmaktadır. ADA sistemlerinin bulunmadığı senaryolarda, kazadan sonra meydana gelen yangın, duman veya karanlık koşullar, mürettebatın ve kurtarma ekiplerinin etkili bir şekilde müdahale etmesini büyük ölçüde zorlaştıracaktır. ADA sistemleri, bu kritik durumlarda uçağın içini aydınlatarak tahliye yollarını açık bir şekilde belirler ve yolcuların hızlı ve güvenli bir şekilde tahliye edilmesine olanak tanır. Ayrıca mürettebatın, acil durum ekipmanlarına erişimini ve gerekli müdahaleleri gerçekleştirmesini sağlayacak aydınlatmayı sağlar. Bu nedenle, acil durum

aydınlatma sistemleri, uçak kazalarının ardından meydana gelen karmaşık ve tehlikeli koşullarda hayati bir rol oynar; kurtarma operasyonlarının hızlanmasına ve kurtarılan hayatların sayısının artmasına katkıda bulunur. Havacılık güvenliği açısından kritik öneme sahip olan bu sistemler, gelecekteki acil durumlara müdahale kapasitemizi artırmak adına sürekli olarak geliştirilmektedir.

Bu tezin amacı, yolcu uçaklarında ADA sistemi tasarımı konusunda Federal Havacılık İdaresi (Federal Aviation Administration, FAA) ve Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı (European Union Aviation Safety Agency, EASA) gibi düzenleyiciler tarafından belirlenmiş olan gereksinimlere göre acil durum aydınlatma sisteminin model bir uçak üzerinde tasarımının yapılması ve doğrulanmasıdır. Bu amaca yönelik seçilen model uçak üzerinde acil durum aydınlatma sisteminin gereksinimleri, tasarımı ve doğrulama süreçleri ayrıntılı bir şekilde ele alınmış ve sunulmuştur.

2.1 Literatür Özeti

Uçaklarda bulunan Acil Durum Aydınlatma Sistemleri (ADA) ve bu sistemlerin çalışma prensiplerine ilişkin literatür incelendiğinde, konuya dair sınırlı sayıda detaylı çalışmanın mevcut olduğu görülmektedir. Ancak, yapılan çalışmalar, uçaklardaki acil durum sistemlerinin önemini vurgulamakta ve bu sistemlerin kritik bir role sahip olduğunu ortaya koymaktadır. Uçaklar, bir platform olarak ele alındığında, ADA sistemleri, olası bir acil durumda yolcu ve mürettebatın en kısa sürede güvenli şekilde tahliye edilmesini sağlamak amacıyla, uçak içinde bulunan diğer acil durum ekipmanları ile bütünleşmiş bir yapı oluşturuyor. Bu sistemler, tahliye anında yolcuların çıkış noktalarını hızlı bir şekilde bulmalarını sağlarken, mürettebatın da gerekli müdahaleleri zamanında yapabilmesine olanak sağlıyor. Dolayısıyla acil durum aydınlatma sistemleri, uçak içi güvenlik stratejilerinin vazgeçilmez bir parçası olarak kabul edilmektedir.

Uçaklarda kullanılan ADA sistemlerinin, ulusal ve uluslararası havacılık regülasyonları tarafından belirlenen birden fazla gereksinime uyum sağlaması gerekmektedir. Bu gereksinimler, ADA sistemlerinin çalışabilirliği, dayanıklılığı ve güvenilirliği ile ilgili kriterleri kapsamakta olup, uçuş güvenliği açısından kritik bir rol oynamaktadır. ADA sistemlerinin kabin ve diğer bölmelerde acil durumlarda hangi düzeyde aydınlatma sağlaması gerektiğine dair hem teorik hem de deneysel çalışmalar yürütülmüş ve farklı uçak modelleri üzerinde yapılan testlerle bu sistemlerin performansı değerlendirilmiştir [2] [3]. Bu çalışmalar, yolcu tahliyesinin etkinliği ve kabin içi yön bulma kabiliyetinin artırılması için acil durum aydınlatma sistemlerinin uygun aydınlatma seviyelerini sağlamasının hayati önem taşıdığını ortaya koymuştur. Özellikle, farklı acil durum senaryolarında ADA sistemlerinin ne derece hızlı ve etkili bir şekilde devreye girdiği, hangi bölümlerde ne kadar aydınlatma sağladığı ve bu sistemlerin genel güvenlik performansı, uluslararası standartlara uygunluk açısından detaylı olarak test edilmiştir. Bu

kapsamda yapılan çalışmalar, ADA sistemlerinin hem yolcuların hem de mürettebatın acil durumlarda uçağı güvenli bir şekilde tahliye etmesine olanak sağlayacak şekilde yapılandırılması gerektiğini göstermektedir [2] [3].

Uçaklarda kullanılan acil durum sistemleri ve ekipmanlarıyla ilgili yapılan çalışmalar, bu sistemlerin etkin bir şekilde çalışabilmesi için uçağın tüm sistemlerinin bütünleşmiş bir biçimde işlev göstermesinin kritik olduğunu ortaya koymaktadır. Acil durumlar sırasında yolcuların güvenli ve hızlı bir şekilde tahliyesine ilişkin yapılan akademik araştırmalar incelendiğinde, uçak kabininde yerleştirilen acil durum aydınlatma sistemlerinin mürettebat ve yolcuların tahliyesinde etkili olan temel parametrelerden biri olduğu görülmektedir. Bu bağlamda, acil durum aydınlatma sistemlerinin uygun bir şekilde entegre edilmesi, tahliye sürecinin hızlandırılması ve güvenliğinin artırılması açısından büyük önem taşımaktadır.

Uçaklarda meydana gelebilecek acil durumlar sırasında yolcuların uçağı en hızlı ve güvenli şekilde tahliye edilebilmesi amacıyla hem akademik düzeyde hem de uçak üzerinde gerçekleştirilen çeşitli testler yapılmaktadır. Bu testlerde tahliye sürecini etkileyen birçok önemli parametre tanımlanmıştır. Bu parametreler arasında uçakta bulunan yolcu sayısı, çıkış kapılarının sayısı ve konumu, yolcuları yönlendiren mürettebatın etkinliği, acil durum aydınlatma sistemlerinin işlevselliği gibi faktörler yer almaktadır. Tüm bu faktörler birlikte değerlendirildiğinde, tahliye sürecinin başarıyla gerçekleştirilmesi için sistemlerin uyumlu bir şekilde çalışmasının hayati önem taşıdığı görülmektedir [3].

ADA sistemlerinin uçağı entegre edilmesi sürecinde, ekipmanların izlenebilirliği ve fonksiyonelliği açısından bir kontrol mekanizmasının mevcut olması kritik önem taşımaktadır. Bu bağlamda, acil durum bataryalarının uçak güç sistemiyle olan arayüzü ön plana çıkmaktadır [4]. ADA sistemlerinin, olası bir kaza veya acil durum meydana geldiğinde otomatik olarak devreye girebilmesi için, bu özelliklere sahip bir yapıda tasarlanması gerekmektedir. Sistem hem otomatik hem de manuel olarak dışarıdan gelen komutlara bağlı şekilde çalışabilmelidir. Bu komutlar hem kokpitten hem de kabin ekibi tarafından gerçekleştirilebilir. Sistemin otomatik devreye girmesi en kritik parametrelerden biridir, çünkü uçakta bulunan ana elektrik kaynakları (jeneratörler ve bataryalar) devre dışı kaldığında, ADA

sistemlerinin bu enerji kesintisini algılayarak, acil durum aydınlatma ekipmanlarını beslemesi gerekmektedir.

Uçaklarda kullanılan ADA sisteminin ekipmanlarının enerji kaynağını ve çalışma prensiplerini anlamak için, öncelikle uçak elektrik güç sisteminin detaylı bir şekilde incelenmesi gerekmektedir. ADA sistemleri, uçak içerisinde yer alan en kritik yüklerden biri olarak kabul edilir; bu nedenle, ADA ekipmanlarının uçağın elektrik mimarisinden nasıl beslendiği, hangi arıza veya hata senaryolarında devreye girdiği ve bu sistemlerin devreye alınabilmesi için hangi alternatif yöntemlerin kullanılabileceği detaylı bir şekilde belirlenmelidir. ADA ekipmanlarının çalışması, birkaç hata veya arıza senaryosunun ardından gerçekleşebileceğinden, uçakta bulunan tüm yedekli elektrik güç mimarisinin güvenilir, dayanıklı ve belirlenmiş standartlara uygun olarak yapılandırılması büyük önem taşımaktadır. Bu yedekli yapının, acil durum senaryolarında ADA sistemlerinin kesintisiz ve güvenilir bir şekilde çalışmasını sağlamak için, sistemin her aşamasında dikkatle planlanmış ve test edilmiş olması gerekmektedir. Elektrik mimarisindeki bu yedeklilik, sadece yolcu güvenliğini artırmakla kalmaz, aynı zamanda uluslararası havacılık düzenlemelerine uyum açısından da kritik bir rol oynamaktadır [5].

2.2 Yolcu Uçaklarında Acil Durum İnişleri

Günümüz havacılık sisteminde uçak teknolojileri gelişmiş olsa bile uçaklar birden fazla duruma bağlı olarak Acil durum inişleri yapmak zorunda kalabilmektedir. Bu acil durum inişlerinin bir kısmı tamamen emniyetli bir şekilde uçağın yere indirilmesini sağlarken bazılarında uçak iniş sırasında ölümcül kazalara sebebiyet verecek şekilde inebilmektedir. Bu acil durum inişlerin sınıflandırılması aşağıda verildiği gibi yapılabilir. Suyu acil iniş yapan uçak görseli Şekil 2.1’de verilmiştir.



Şekil 2.1 Suya acil iniş yapan uçak [6]

- **Teknik Arızalar:** Motor arızaları, elektrik sistem sorunları, hidrolik sistem arızaları, yolcu kabinindeki acil durumlar (ör. yangın veya basınç kaybı)
- **Meteorolojik Koşullar:** Ani hava değişiklikleri, şiddetli türbülans, yıldırım tehlikesi
- **Yakıt Sorunları:** Yakıt sızıntıları, planlanan rota üzerinde beklenenden daha fazla yakıt tükenmesi
- **Sağlık Sorunları:** Yolcular veya mürettebat üyeleri arasında ani sağlık sorunları
- **Güvenlik Tehditleri:** Kaçırma girişimleri veya diğer güvenlik tehditler
- **Diğer Acil Durumlar:** Uçakta yangın sistem arızaları, aşırı titreşimler veya anormal sesler

Yukarıda verilen uçak acil inişleri meydana gelebilecek teknik, sağlık ya da güvenlik sorunlarından dolayı uçağın güvenli bir şekilde yere indirilmesini açıklamaktadır. Havacılık literatüründe bu inişler 3 farklı kategoride sınıflandırılmaktadır.

- **Zorunlu İniş (Forced Landing):** Zorunlu iniş, bir uçağın uçuşa devam edemeyecek durumda olması nedeniyle, hemen havaalanına veya başka bir yerde acil bir şekilde iniş yapması durumudur. Bu durum genellikle motor arızası gibi faktörlerden kaynaklanır ve pilotun uçağı derhal indirmekten başka bir seçeneği olmaz.

- **Tedbir Amaçlı İniş (Precautionary Landing):** Tedbir amaçlı iniş, uçuşa devam etmenin uygun olmadığı durumlarda planlanmış bir iniştir, bu iniş ya havaalanında ya da dışında gerçekleşebilir. Çeşitli koşullar, tedbir amaçlı bir inişi gerektirebilir; bunlar arasında hava koşullarının kötüleşmesi, kaybolma durumu, yakıtın azalması veya motor sorunlarının başlaması gibi durumlar bulunabilir. Bu durumlarda pilot, herkesin güvenliğini sağlamak amacıyla tedbir olarak bir iniş yapmayı tercih eder.
- **Suya İniş (Ditching):** Su üzerine zorunlu iniş anlamına gelir. Bu durum, uçuş sırasında su üzerinde bir acil durumun ortaya çıkması gibi zorunlu hallerde, pilotun uçağı bilinçli bir şekilde suyun yüzeyine indirmesi anlamına gelir. Bu manevra, hayatta kalma şansını artırmak için belirli prosedürleri ve hazırlıkları gerektirir.

3

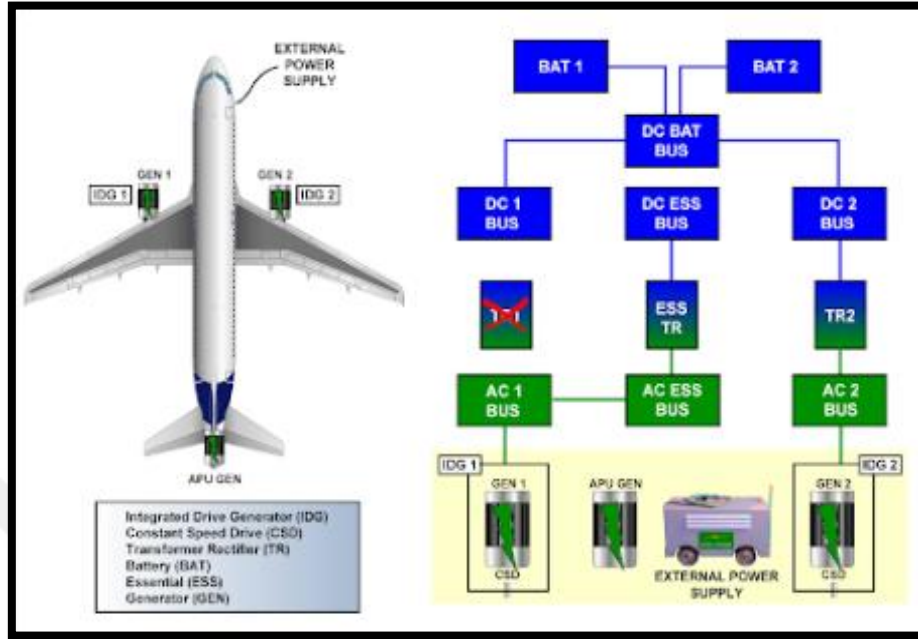
UÇAK ELEKTRİK SİSTEMLERİ

Uçaklarda bulunan acil durum aydınlatma sistemleri, normal operasyon koşullarında uçağın ana elektrik kaynaklarından beslendiğinden, uçak genel elektrik mimarisinin açıklanması, acil durum bataryalarının besleme kaynağının daha iyi anlaşılması açısından faydalı olacaktır. Uçaklardaki genel elektrik mimarisi, ana güç kaynakları, güç dağıtım sistemleri, yardımcı güç üniteleri (APU) ve aviyonik sistemler gibi unsurları içeren bütünleşmiş bir yapıya sahiptir. Bu kompleks sistem, uçağın güvenli ve kesintisiz bir şekilde elektrik enerjisi almasını sağlamakta, kritik sistemleri desteklemekte ve acil durumlarda güvenilir bir enerji kaynağı sunmaktadır. Uçaklarda, elektrik enerjisinin ana kaynaktan son kullanıcıya aktarılması jeneratörler, kontaktörler, baralar, dönüştürücüler, dağıtım üniteleri, sigortalar ve sigorta sistemleri gibi elektrik güç dağıtım ekipmanları aracılığıyla gerçekleştirilmektedir [7].

Jeneratörlerin arızalanması durumunda, kritik yükleri beslemek için bataryalar devreye girmektedir ve bu bataryalar da uçak elektrik sisteminin önemli bir parçasını oluşturmaktadır. Uçaklarda elektrik enerjisini sağlamak için farklı fonksiyonlara sahip çeşitli enerji kaynakları bulunmaktadır. Genel olarak uçaklarda kullanılan elektrik güç kaynakları jeneratörler, yardımcı güç üniteleri (APU), yer güç üniteleri (GPU), Ram Hava Türbini (RAT) ve bataryalar olarak sınıflandırılmaktadır.

Uçaklarda kullanılan gerilim seviyeleri, elektrik mimarisinde yer alan yüklere bağlı olarak değişiklik göstermekte olup, genellikle AC gerilim seviyeleri için 115 V AC / 400 Hz, DC gerilim seviyeleri için ise 28 V DC veya 270 V DC değerleri kullanılmaktadır. Bu gerilim seviyeleri, uçağın elektrik sistemindeki çeşitli bileşenlerin ihtiyaçlarını karşılamak ve enerji verimliliğini en üst düzeye çıkarmak amacıyla tercih edilmektedir. Uçaklardaki bu yedekli ve modüler elektrik güç sistemi, her türlü senaryoda güvenli ve sürdürülebilir elektrik beslemesini garanti

altına almak için tasarlanmıştır [8]. Şekil 3.1’de uçak genel elektrik mimarisi detaylı olarak verilmiştir.



Şekil 3.1 Uçak genel elektrik mimarisi [42]

3.1 Jeneratörler

Havacılıkta kullanılan elektrik enerjisinin üretiminde bataryalar yalnızca acil durumlar ve yedek enerji kaynağı olarak kullanılırken, birincil enerji kaynağı olarak Şekil 3.2’de bir örneği verilen jeneratörler kullanılmaktadır. Bu jeneratörler, uçakta bulunan turbofan, turboprop veya turbojet gibi motorlara entegre edilmiştir ve motorun mekanik enerjisini elektrik enerjisine dönüştürürler. Uçaklarda tipik olarak her bir motor için bir jeneratör bulunur ve ticari uçaklarda bu jeneratörler genellikle 115 V ve 400 Hz’lik üç fazlı alternatif gerilim (AC) üretirler. Büyük ticari uçaklar, iki ya da dört motorla donatıldığından, bu motorların her birine bağlı jeneratörlerle toplamda 2 veya 4 adet jeneratörle elektrik sistemi beslenir.

Jeneratörler uçakların elektrik mimarisine göre paralel çalışacak şekilde tasarlanmıştır. Örneğin, Boeing 787 gibi uçaklarda her bir motor jeneratörü paralel çalışabilecek yapıdadır, bu da herhangi bir jeneratör arızası durumunda diğer jeneratörlerin devreye girerek uçak yüklerinde kesinti olmadan kritik sistemlerin çalışmaya devam etmesini sağlar. Örneğin, uçaklarda hayati öneme sahip aviyonik sistemler, uçuş kontrol yüzeyleri ve kabin basınç sistemleri gibi öncelikli yükler,

jeneratörlerden herhangi birinde arıza yaşandığında otomatik olarak diğer jeneratörler üzerinden beslenir [10]. Bu sayede uçakta güvenli elektrik beslemesi sağlanmış olur ve elektrik sistemindeki güvenilirlik seviyesi artırılır.



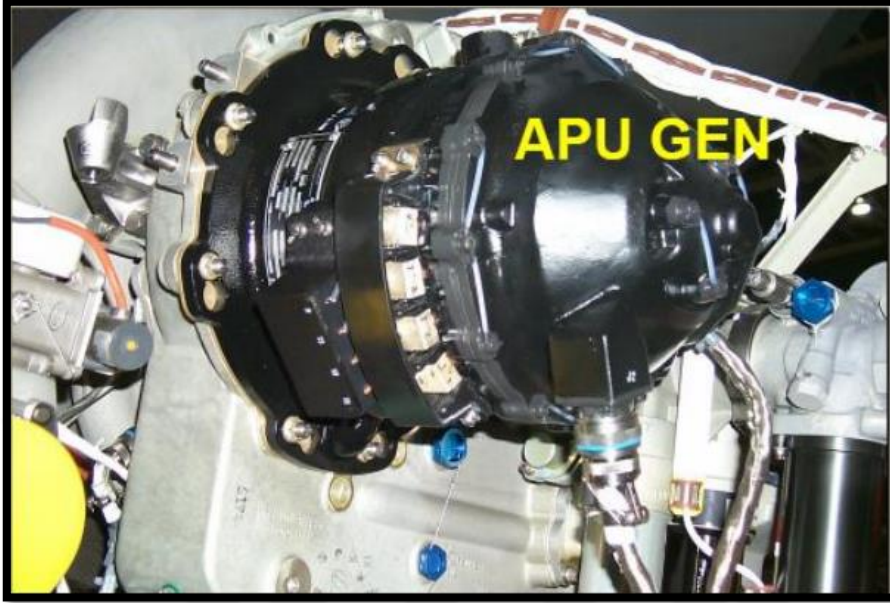
Şekil 3.2 Uçaklarda kullanılan jeneratörler [11]

3.2 Yardımcı Güç Ünitesi Jeneratörü

Günümüz modern uçaklarında, yer hizmetleri sırasında veya uçuş esnasında acil durumlar için kullanılan yardımcı bir güç ünitesi (Auxiliary Power Unit, APU) bulunmaktadır. Şekil 3.3'te bir örneği verilen APU, bağımsız bir yapıya sahip olup, uçağın bataryası ile çalıştırılır ve motorların çalışması için gerekli basınçlı hava, kabin havalandırma sistemine hava ve elektrik sistemine AC güç sağlar. APU jeneratörü, uçuş sırasında motor jeneratörlerinden birinin arıza yapması durumunda devreye girerek, arızalı jeneratörün yerine kullanılabilir. Ayrıca, uçağın kalkış (take off) veya tırmanış (climb) aşamalarında kabin havasının temini için de APU kullanılabilmektedir. Farklı uçak modellerine bağlı olarak, çeşitli APU motorları mevcuttur.

APU, gaz türbini esasına dayalı bir motordur ve herhangi bir itiş gücü üretmez. Bu nedenle, belirtilen işlevler dışında kullanım alanı bulunmamaktadır. APU'lar genellikle uçağın seyir sırasında değil, daha düşük irtifalarda veya yer operasyonları sırasında çalıştırılmaktadır. APU'nun sağladığı elektrik gücü ve basınçlı hava,

özellikle uçağın ana güç sistemlerine destek sağlama ve motorların çalıştırılması açısından kritik bir rol oynar. Bununla birlikte, APU'nun uçuş emniyetini ve kabin konforunu artıran bir unsur olduğu da göz önünde bulundurulmalıdır [12].



Şekil 3.3 Yardımcı güç ünitesi (APU) jeneratörü [9]

3.3 Yer Güç Ünitesi

Yer Güç Ünitesi (Ground Power Unit, GPU) olarak bilinen sistemler, uçakların yerde bulundukları süre boyunca elektrik ihtiyaçlarını karşılamak amacıyla kullanılmaktadır. GPU'lar, genellikle bir römorka monte edilmiş dizel motor ve jeneratörlerden oluşur ve apron üzerindeki uçaklara hareketli araçlar aracılığıyla ulaştırılmaktadır. Uçaklara yapılan bağlantı, kokpitin alt bölümünde bulunan özel bir kapak aracılığıyla sağlanır. GPU'nun temel amacı, uçak park halinde iken tüm elektrik ihtiyacını karşılamak, bu esnada yardımcı güç ünitesi (APU) ve ana motorların çalıştırılması için gerekli enerjiyi temin etmektir.

Uçaklarda kullanılan GPU ekipmanlarının kapasitesi ve çıkış gerilim seviyesi, kullanılan uçak modeline göre farklılık göstermektedir. GPU'lar genellikle 3 fazlı 115 V / 400 Hz AC veya 28 V DC çıkış gerilimleri üretirler. Bu gerilim seviyeleri, uçakların yerdeki operasyonları sırasında ihtiyaç duydukları çeşitli sistemlerin enerji gereksinimlerini karşılamak üzere tasarlanmıştır. Ayrıca GPU'lar, uçağın kendi enerji sistemlerini kullanmadan yerde uzun süre boyunca güvenli ve verimli

bir şekilde enerji sağlamaktadır [13]. Park pozisyonundaki bir uçağın GPU ile beslenmesine ait fotoğraf Şekil 3.4’te verilmiştir.



Şekil 3.4 Yer güç ünitesi (GPU) [14]

3.4 Çarpan Hava Türbini

Uçaklar acil bir duruma girdiğinde, gerekli elektrik enerjisini üreten yardımcı güç ünitelerinden biri de Şekil 3.5'te verilen Çarpan Hava Türbini (RAT) sistemidir. Normal operasyon koşullarında uçakların elektrik ihtiyacı, motorlar tarafından sağlanırken, motorların işlevini kaybettiği acil durumlarda RAT, temel seviyede bu işlevi yerine getirir. RAT, bir dinamo prensibiyle çalışmakta olup, elektrik jeneratörüne veya hidrolik pompaya bağlı olarak hava akımlarını kullanarak yel değirmeni gibi işlev görmektedir. Acil bir durum esnasında, RAT pilotlar tarafından manuel olarak devreye alınabildiği gibi, sistem kendi kendini otomatik olarak da devreye sokabilir.

RAT, uçuşun temel işlevlerini sağlayan sistemler için yeterli gücü üreterek uçağın güvenli operasyonlarını sürdürmesine olanak tanır. Genellikle uçağın gövdesine yerleştirilen RAT jeneratörü, yedek bir güç kaynağı olarak tasarlanmıştır ve uçak endüstrisinde güvenlik ve acil durum senaryolarına karşı önemli bir yedekleme sağlar. Bu sistem, uçakların acil durumlarda emniyetli bir şekilde operasyonlarına devam edebilmelerine yardımcı olan kritik bir tasarım bileşeni olarak kabul edilmektedir [15].



Şekil 3.5 Çarpan hava türbini (RAT) [16]

3.5 Batarya

Uçaklarda bataryalar, elektrik sistemlerinin çalışması ve acil durumlarda güç sağlamak açısından kritik bir rol oynamaktadır. Uçaklarda bulunan bataryalar, çeşitli görevleri yerine getirmek üzere tasarlanmıştır. Uçak park halindeyken veya motorlar kapalıyken, bataryalar temel elektrik enerjisi sağlayarak kokpitteki ekipmanların, aydınlatmanın, klima sistemlerinin ve diğer elektrikle çalışan sistemlerin sürekli çalışmasını sağlamakta ve bu durum hayati bir önem taşımaktadır.

Bataryalar, uçak motorlarını başlatmak için gerekli enerjiyi de temin eder. Motorlar genellikle ilk harekete geçirildiğinde dış bir güç kaynağına ihtiyaç duymaktadır; bu nedenle bataryalar, bu başlatma sürecine katkıda bulunur. Ana jeneratörlerin veya yardımcı güç ünitesi (APU) sisteminin arızalanması durumunda, bataryalar acil durumlar için temel güç kaynağı olarak devreye girmektedir.

Uçaklarda genellikle nikel-kadmiyum (Ni-Cd) veya lityum iyon (Li-ion) gibi batarya teknolojileri kullanılmaktadır. Bu batarya türleri hafif olmaları, yüksek enerji yoğunluğu sunmaları ve güvenilirlikleri nedeniyle tercih edilmektedir. Avionik sistemlerde kullanılan bir batarya örneği Şekil 3.6'da verilmiştir. Bataryaların güvenliği için düzenli bakım ve testlerin yapılması büyük önem

taşımaktadır çünkü hasar, kusur veya yanlış kullanım durumlarında bataryalar, duman, yangın veya tehlikeli gazların ortaya çıkmasına neden olabilmektedir.

Sonuç olarak, uçaklarda bataryalar, elektrik sistemlerinin güvenilirliğini artırmak ve acil durumlarda operasyonel esnekliği sağlamak açısından kritik bir rol oynamaktadır. Uçuş güvenliği için bataryaların düzenli bakımı, güvenlik standartlarına uygunluğu ve doğru kullanımı büyük önem arz etmektedir [17].



Şekil 3.6 Avionik Uçak bataryası (ASPİLSAN)

3.5.1 Nikel-Kadmiyum

Nikel-kadmiyum bataryalar, bir tür şarj edilebilir pil teknolojisidir ve genellikle kısaltma olarak Ni-Cd ile ifade edilir. Bu bataryalar, bir pozitif elektrot olarak nikel oksit (NiO) ve negatif elektrot olarak kadmiyum (Cd) kullanır. Elektrolit olarak ise genellikle potasyum hidroksit (KOH) çözeltisi kullanılır. Ni-Cd bataryaların temel özellikleri ve kullanım alanları:

- **Hafıza Etkisi:** Ni-Cd bataryalar, "hafıza etkisi" olarak adlandırılan bir fenomene sahiptir. Bu, bataryanın belirli bir kapasiteye kadar şarj edilip boşaltılması durumunda, bataryanın bu kapasitenin altındaki şarj/deşarj seviyelerinde kalma eğilimindedir. Bu, kullanıcıların bataryayı tamamen boşaltıp şarj etmelerini gerektirebilir

- **Düşük Özgül Enerji:** Ni-Cd bataryalar, birim ağırlık başına enerji depolama kapasitesi bakımından lityum iyon gibi daha modern batarya teknolojilerine kıyasla daha düşük bir özgül enerjiye sahiptir.
- **Çevre Dostluğu:** Kadmiyum içerdiği için çevresel etkileri ve geri dönüşümü konusunda bazı endişeleri beraberinde getirebilir. Bu nedenle, çevre dostu alternatiflerin tercih edilmesi eğilimindedir.
- **Dirençli ve Dayanıklı:** Ni-Cd bataryalar, genellikle şoklara ve titreşimlere karşı dayanıklıdır. Ayrıca geniş sıcaklık aralıklarında çalışabilirler.
- **Kullanım Alanları:** Taşınabilir Elektronik Cihazlar, Taşıma Araçları, Acil Aydınlatma Sistemleri, Endüstriyel Uygulamalar.
- **Uçaklarda Kullanımı:** Uçak motorları, özellikle türbinli motorlar, ilk çalıştırılma anında çok yüksek akım çeker. Bilindiği gibi bu ilk start işlemini batarya gerçekleştirir. Kurşun asitli bataryaların içerisinde oluşan tortudan dolayı iç dirençleri çok yüksektir. Motorun startı sırasında çekilen yüksek deşarj akımı sonucu çıkış gerilimi çok fazla düşer. Buna karşın nikel kadmiyum bataryaların iç dirençleri çok düşüktür. Motorun ilk çalıştırılma anında meydana gelen gerilim düşümü oldukça az gerçekleşir. Bu nedenle uçaklarda nikel kadmiyum tip bataryalar tercih edilir.

Ni-Cd bataryaların kullanımı zaman içinde azalmıştır ve çevre dostu alternatifler (örneğin, lityum iyon bataryalar) genellikle tercih edilmektedir. Çünkü bu modern batarya tipleri, daha yüksek enerji yoğunluğuna ve çevre dostu malzemelere sahiptir. Şekil 3.7’de uçaklarda kullanılan Ni-Cd batarya örneği verilmiştir.



Şekil 3.7 Nikel Kadmiyum (Ni-Cd) batarya [18]

3.5.2 Lityum İyon

Lityum-iyon (Li-ion) pil, enerji depolamak için lityum iyonlarının tersine çevrilebilir indirgemesi kullanan şarj edilebilir pil türüdür. Geleneksel lityum iyon pilinin anodu (negatif elektrodu) genelde Karbon'dan yapılan grafitir. Katot (pozitif elektrot) genellikle Metal Oksit'tir. Elektrolit genelde bir organik çözücü içindeki lityum tuzudur. Li-ion bataryaların kimyasal çalışma sistemi, bataryanın iki elektrodu arasında gerçekleşen lityum iyonlarının hareketi temel alır. Li-ion bataryalar genellikle üç ana bileşeni içerir: pozitif elektrot (katot), negatif elektrot (anot) ve elektrolit. Taşınabilir tüketici elektroniği ve elektrikli araçlarda en çok kullanılan pil türüdür. Ayrıca şebeke ölçeğinde enerji depolama ve askeri ve havacılık uygulamalarında önemli kullanımı vardır [19].

- **Yüksek Enerji Yoğunluğu:** Li-ion bataryalar, birim ağırlık başına yüksek enerji yoğunluğuna sahiptir. Bu özellik taşınabilir cihazların daha uzun süre şarj edilebilmesini sağlar.
- **Hafıza Etkisi Yok:** Li-ion bataryalar, hafıza etkisi olmaksızın geniş bir şarj/deşarj döngüsü sağlar. Bu özellik kullanıcıların bataryayı tamamen boşaltmadan şarj etmelerine olanak tanır.
- **Hafif ve Kompakt:** Diğer batarya türlerine kıyasla daha hafif ve genellikle daha kompakt olma eğilimindedirler, bu özellik taşınabilir cihazlar için avantaj sağlar.

- **Düşük Deşarj Oranı:** Li-ion bataryalar, depolama sırasında daha düşük bir kendiliğinden deşarj oranına sahiptir, yani şarj kaybı daha düşüktür.
- **Hızlı Şarj ve Deşarj:** Li-ion bataryalar, hızlı şarj ve deşarj yeteneklerine sahiptir. Bu durum kısa sürede enerji sağlamak için idealdir.
- **Kullanım Alanları:** Li-ion bataryalar, geniş bir kullanım alanına sahiptir. Mobil cihazlar, taşınabilir bilgisayarlar, elektrikli araçlar, havacılık sektörü, tıbbi cihazlar, güneş panelleri ve rüzgâr türbinleri gibi çeşitli sistemlerde yaygın olarak kullanılmaktadır.

Li-ion bataryaların uçaklarda kullanımı, çeşitli avantajlar ve güvenlik endişeleri ile birlikte gelişen teknolojilerle beraber kullanımı artmaktadır. Uçaklarda bu batarya tiplerinin kullanılmasının temel iki faktörü, hafif ve birim ağırlık başına yüksek enerji verimliliğinin olmasından dolayıdır. Şekil 3.8’de uçaklarda kullanılan Li-ion batarya görseli verilmiştir. Bunun yanında uçaklarda kullanılmasının bazı dezavantajlarda bulunmaktadır. Bunların da başında aşırı ısınma, yanma riski ve uçak içi kullanım kısıtlamaları gelmektedir. Ayrıca Li-ion bataryalar normal çalışma koşullarında genellikle zehirli gazlar üretmezler. Ancak, aşırı ısınma, kısa devre veya mekanik hasar gibi anormal durumlar söz konusu olduğunda, batarya zarar görebilir ve bu durumda belirli koşullarda potansiyel olarak tehlikeli gazlar ortaya çıkabilir. Bu gazlar arasında karbon dioksit (CO₂), karbon monoksit (CO), lityum oksit (Li₂O) bulunabilir.



Şekil 3.8 Lityum iyon (Li-ion) batarya (TB17)

3.6 Güç Dönüştürücüleri

Güç dönüştürücüleri, havacılıkta kullanılan elektrik sistemlerinde kritik bir rol oynayan cihazlardır. Güç dönüştürücüleri, uçakların farklı enerji gereksinimlerini karşılamak ve çeşitli elektrikli cihazlara uygun bir şekilde enerji vermek üzere tasarlanmışlardır.

Uçak içerisinde bulunan farklı güç dönüştürücü ekipmanları sayesinde, sistemler daha güvenli ve yedekli bir elektrik mimarisi oluşturma imkânı sunar. Uçaklarda bulunan tüm yükler, aynı gerilim ve akım modunda olmadığından, hacim olarak fazla yer kaplamayacak şekilde sistem mimarisine güç dönüştürücü ekipmanları eklenmektedir. Havacılıkta yaygın olarak kullanılan yüklerin çoğu 28 V DC gerilim ile çalışmaktadır. Bu nedenle, jeneratörlerin ürettiği AC gerilim, Trafo Doğrultucu

Ünitesi (TRU) ekipmanları aracılığıyla DC gerilim seviyesine dönüştürülmektedir [20]. Şekil 3.9’da örnek bir dönüştürücü ekipmanına ait görsel verilmiştir.



Şekil 3.9 Dönüştürücü ekipman (Astronic)

Havacılıkta kullanılan güç dönüştürücü ekipmanları genel olarak şu şekilde sıralanabilmektedir:

- **Frekans Dönüştürücüleri:** Uçak sistemlerinde kullanılan AC enerjinin frekansı genellikle 400 Hz olarak kullanılmakla birlikte bazı alt sistemlerde daha düşük frekanslar kullanılabilmektedir. Bu durumda, frekans dönüştürücüleri AC frekansını uygun frekans aralığında dönüştürüp alt sistemlere güç sağlamaktadır.
- **Gerilim Dönüştürücüleri:** Uçak içerisinde yer alan alt sistemler farklı gerilim kademeleri ile çalışabilmektedir. Gerilim dönüştürücüleri, bir sistemden diğerine uygun gerilim değerini sağlamak için kullanılır.
- **Transformatörler:** Transformatörler, AC gerilimi dönüştürmek için kullanılır. Özellikle yüksek gerilimli AC enerjiyi düşük gerilimli bir sisteme veya tam tersine dönüştürmek için transformatörler kullanılır.
- **Eviriciler:** DC enerjiyi AC enerjiye dönüştüren cihazlardır. Bu, özellikle aviyonik ekipmanlar gibi AC enerjiyle çalışan sistemlere güç sağlamak için önemlidir.

3.7 Güç Dağıtım Üniteleri

Uçaklarda bulunan güç dağıtım ekipmanları, uçak içerisinde farklı bölgelere yer alan yükleri ortak bir elektrik güç dağıtım ünitesi üzerinden beslemek, takip etmek ve korumak için kullanılmaktadır. Teknolojinin gelişmesiyle beraber, güç dağıtım sistemlerinde Katı Hal Güç Kontrolörü (Solid State Power Controller, SSPC) yapısındaki ekipmanlar öncelik kazanmış bulunmaktadır. Mevcut elektrik gücünü optimal ve verimli bir şekilde kullanabilmek için, izlenebilir güç dağıtım mekanizması ve otomatik yük yönetimi son zamanlarda ilgi uyandıran bir teknolojik gelişmedir. SSPC, ikinci güç dağıtım mimarisinde ana bileşenlerden biridir ve tasarlarken karmaşık doğası nedeniyle dikkat ve detay gerektirir. Elektrik ve elektronik teknolojilerinin hızlı gelişimi ve emisyonları azaltma eğilimi ile beraber Daha Elektrikli Uçak (More Electric Aircraft, MEA) ve Tamamen Elektrikli Uçak (All Electric Aircraft, AEA) kavramı modern güç dağıtım birimlerinin kullanılmasına yönlendirmektedir [21]. Uçaklarda bulunan güç dağıtım ünitesi üzerinden hem uçak kritik yükleri hem de aydınlatma ekipmanları beslenebilmektedir. Güç dağıtım ünitesi ekipmanlarının çıkışlarında bulunan kanal sayısı ve ilgili kanalların konfigüre edilebiliyor olması farklı profillerde yüklerin bağlanmasına olanak sağlamaktadır. Şekil 3.10'da örnek güç dağıtım ünitesine ait görsel verilmiştir.



Şekil 3.10 Güç dağıtım ünitesi (Ametek)

Uçaklarda bulunan aydınlatma sistemleri, güvenlik, görüş sağlama, iç aydınlatma, yönlendirme ve çalışan personelin ihtiyaç duyduğu belirleyici aydınlatma gibi çeşitli amaçlar için kullanılmaktadır. Yolcu uçaklarında bulunan aydınlatma sistemi uçak modeline ve uçak boyutuna bağlı olarak değişiklik göstermektedir.

Uçak içerisinde ve dışında bulunan aydınlatma ekipmanları, uçağın havada veya yerde bulunduğu süre boyunca, havacılık standartları gereği kabul edilmiş özel aydınlatma ekipmanları (FAA/EASA) ile aydınlatma sağlayabilmelidir. Uçaklarda kullanılan aydınlatma ekipmanları genel olarak üç ana kategori altında toplanmaktadır:

- 1. İç Aydınlatma (Interior Lights):** Uçak içindeki yolcuların ve mürettebatın rahatlıkla hareket edebilmesi ve gerekli hizmetleri alabilmesi için gereken aydınlatmadır.
- 2. Dış Aydınlatma (Exterior Lights):** Uçağın dış kısmında yer alan ve diğer hava taşıtları, yer hizmetleri ve kontrol kuleleri tarafından görünürlük sağlamak amacıyla kullanılan aydınlatma sistemleridir.
- 3. Acil Durum Aydınlatmaları (Emergency Lights):** Olası bir acil durumda, yolcuların güvenli bir şekilde tahliye edilebilmesi için kritik öneme sahip olan aydınlatma sistemleridir.

Bu kategoriler, uçakların güvenliği, operasyonel verimliliği ve yolcu konforu açısından önemli bir rol oynamaktadır. [22]

4.1 Uçak İçi Aydınlatma Sistemleri

Gelişen teknoloji ile, uçak içerisinde kullanılan aydınlatma ekipmanları Işık Yayan Diyot (LED) yapısına geçiş yapmaktadır. LED aydınlatma teknolojisi sayesinde, uçak içerisinde farklı konfigürasyonlarda ışıklandırma modelleri oluşturmak mümkün hale gelmektedir. Her havayolu şirketinin temel hedefi, en iyi yolcu

deneyimini sunmaktır. Günümüzde bu konuyla ilgili yapılan tartışmalar genellikle uçak içi internet bağlantısı, uçuş sırasında sunulan eğlence seçenekleri, eğlence sistemi teslimat yöntemleri ve koltuk tasarımı gibi unsurlar etrafında yoğunlaşmaktadır. Kabin içindeki aydınlatma, çoğu zaman bu listenin daha dışında yer almakta olup uygun olduğunda neredeyse fark edilmezken, kötü uygulamalarda rahatsız edici hale gelebilmektedir.

Aydınlatma tedarikçileri, aydınlatmanın kabin genelinde çekici ve uygun olmasının yanı sıra, bireysel kullanıcılar için de konforlu olmasını sağlamak amacıyla çeşitli adımlar atmaktadır. Bu tür ihtiyaçlardan dolayı, yeni aydınlatma ürünleri düzenli olarak piyasaya sürülmekte ve her biri hem performans hem de estetik açısından iyileştirmeler sunarak havayolu şirketlerinin finansal performansına katkıda bulunmayı hedeflemektedir. Uçak içi aydınlatmalar genel olarak şu şekilde sınıflandırılmaktadır;

1. **Kokpit Aydınlatması:** Pilotlarının ve mürettebatın çalışmasını kolaylaştıran, güvenli ve etkin bir aydınlatma sağlar.
2. **Kabin Aydınlatması:** Yolcuların konforunu artırmak amacıyla tasarlanmış, genel alan aydınlatmasıdır.
3. **Bireysel Aydınlatma:** Her yolcunun kendi koltuğunda kullanabileceği, bireysel ışık kaynaklarıdır.
4. **Lavabo Aydınlatması:** Uçakta bulunan tuvaletlerin aydınlatmasını sağlayarak, bu alanların kullanımını kolaylaştırır.

Bu temel sınıflamalar, uçak içi aydınlatmanın önemini ve çeşitli kullanım alanlarını ortaya koymaktadır.

4.1.1 Kokpit Aydınlatması

Kokpit aydınlatması, pilotların uçuş güvenliği ve performansını artırmak amacıyla tasarlanmış, hassas bir yapıya sahip sistemlerdir. Bu sistemler, özellikle gece uçuşları ve uzun süreli görevlerde pilotların konforunu ve odaklanmasını desteklemeyi hedeflemektedir. Şekil 4.1’de örnek bir kokpit aydınlatması verilmiştir. Kokpitte kullanılan aydınlatma sistemleri, havacılık standartları tarafından belirlenen aydınlık ölçümlerine uygun olarak tasarlanmakta ve pilotların görüş açısını koruyacak şekilde optimize edilmektedir.

Kokpit aydınlatma sistemleri, genel olarak aşağıdaki alt kategorilere ayrılmaktadır:

1. **Panel Aydınlatması:** Pilotların uçuş verilerini kolayca görebilmesi için kontrol panellerindeki göstergelerin aydınlatılmasını sağlar.
2. **Anahtar Aydınlatması:** Pilotların kontrol panelindeki anahtarları rahatlıkla kullanabilmeleri için aydınlatma sunar.
3. **Harita Aydınlatması:** Uçuş haritalarının okunabilirliğini artırmak amacıyla özel olarak tasarlanmış aydınlatma sistemidir.
4. **Kokpit Zemin Aydınlatması:** Kokpit zeminindeki aydınlatma, pilotların hareket kabiliyetini artırmak ve düşme riskini azaltmak amacıyla tasarlanmıştır.
5. **Ayarlanabilir Parlaklık Kontrolleri:** Pilotların, uçuş koşullarına ve kişisel tercihlerine göre aydınlatma seviyesini ayarlamalarına olanak tanır.

Bu aydınlatma sistemleri hem pilotların işlevselliğini artırmakta hem de uçuş güvenliğini sağlamada önemli bir rol oynamaktadır [23].



Şekil 4.1 Kokpit aydınlatma sistemi [24]

4.1.2 Kabin Aydınlatması

Kabin aydınlatması, yolculara konforlu bir deneyim sunmanın yanı sıra, uçuşun farklı aşamalarına ve yolcuların ihtiyaçlarına uygun bir şekilde tasarlanmaktadır. Kabin aydınlatma tasarımındaki ana zorluk, konforlu ve davetkar bir ortam yaratmaktır. Şekil 4.2’de örnek bir kabin aydınlatması verilmiştir. Aydınlatma, yolcuların güvenli bir şekilde okuma yapabilmeleri ve kabin içinde dolaşabilmeleri

için yeterince parlak olmalıdır, ancak rahatsızlık veya parlamaya neden olmayacak kadar fazla parlak olmamalıdır.

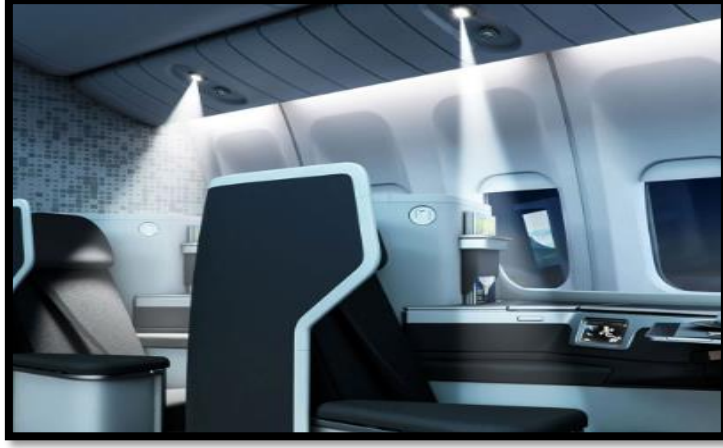


Şekil 4.2 Kabin aydınlatması [25]

Uçak içerisinde kabin tarafında kullanılan aydınlatma ışıkları farklı modellerden oluşmaktadır. Daha iyi bir konfor sunabilmek için uçak firmaları kabin içi aydınlatmaları yaparken yolcuların tercihlerini göz önünde bulundurmaktadır. Kabin ışıkları uçağın irtifa durumuna göre uçak kalkıştan itibaren farklı renklerde aydınlatma sağlanabilmektedir.

4.1.3 Bireysel Aydınlatma

Yolcuların bireysel ihtiyaçlarına yönelik olarak tasarlanan aydınlatmalardır. Koltuklara entegre edilen okuma lambaları, servis tepsilerindeki özel ışıklar ve kişisel ayarlanabilir aydınlatma seçenekleri gibi örnekleri içerir. Şekil 4.3’de bir bireysel aydınlatma örneğİ verilmiştir. Bu ışıklar özellikle gece uçuşlarında okuma yapma veya diğİer kişisel aktivitelerde kullanılır.



Şekil 4.3 Bireysel aydınlatma (Collins Aerospace)

4.1.4 Lavabo Aydınlatması

Lavabo alanlarında hijyenin korunması ve yolcuların bu alanları rahatça kullanabilmeleri için aydınlatma sağlar. Aynı zamanda acil durumlarda lavabo alanlarını bulmak için önemlidir.

4.2 Uçak Dışı Aydınlatma Sistemleri

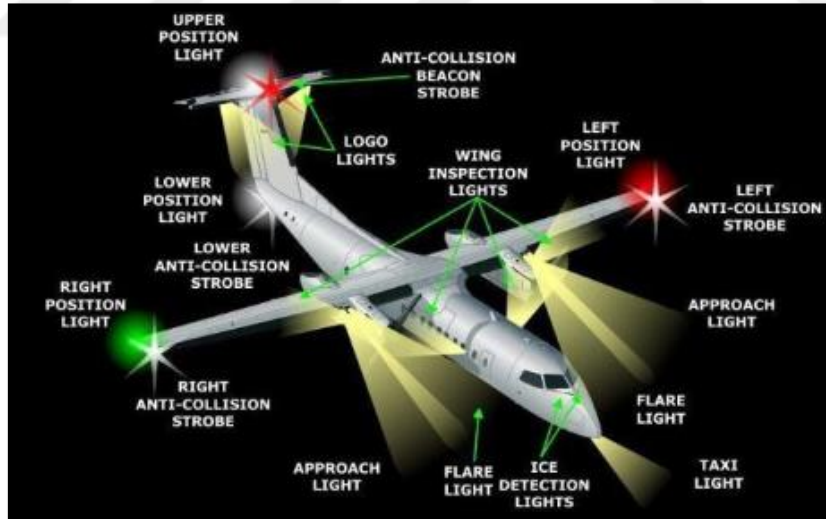
Uçaklar, güvenlik, navigasyon ve uçuş sırasında yerde görünürlüğü artırmak amacıyla çeşitli aydınlatma sistemlerini kullanmaktadır. Her bir hava taşıtının aydınlatma sistemi, tasarımında belirli faktörlere bağlı olarak değişiklik göstermektedir. Bu faktörler arasında aydınlatma sisteminin tipi, amacı, karmaşıklığı, boyutu ve uçuş rotası bulunmaktadır [26]. Şekil 4.4'te örnek bir uçak dış aydınlatması verilmiştir.

Uçaklardaki dış aydınlatmalar genel olarak üç ana amaca hizmet etmektedir:

1. **Uçak Görünürlüğü:** Uçağın diğer hava araçları ve yerdeki hizmet personeli tarafından fark edilmesini sağlamak amacıyla kullanılan ışık sistemleridir.
2. **Pilot Görünürlüğü:** Pilotların, uçağın dışını ve çevresini net bir şekilde görebilmelerine olanak tanıyan aydınlatma sistemleridir.
3. **Özel Amaçlı Işık Sistemleri:** Belirli görevler ve operasyonlar için tasarlanmış aydınlatma ekipmanlarıdır.

Uçaklarda bulunan dış aydınlatmalar, aşağıdaki şekilde sınıflandırılabilir:

1. **Navigasyon Işıkları (Position Light):** Uçağın yönünü ve durumunu göstermek amacıyla kullanılan ışık sistemleridir.
2. **Çarpışma Önleyici Işıklar (Anti-Collision Strobe Light):** Diğer hava araçlarının uçağı fark edebilmesi için belirli aralıklarla yanıp sönen ışıklardır.
3. **Taksi Işığı (Taxi Light):** Uçağın taksi esnasında güvenli bir şekilde hareket etmesine yardımcı olan aydınlatmalardır.
4. **İniş Işığı (Landing Light):** Uçağın iniş sırasında kullanılmak üzere tasarlanmış aydınlatma sistemleridir.
5. **Logo Işığı (Logo Light):** Uçağın kuyruk kısmında yer alan logoları göstermek için tasarlanmış aydınlatma sistemidir.
6. **Buzlanma Işıkları (Ice Detection Light):** Uçak yüzeylerindeki buz ve kar birikintilerinin fark edilmesini sağlamak amacıyla kullanılan özel aydınlatma sistemleridir.



Şekil 4.4 Uçak dış aydınlatma ışıkları [27]

4.2.1 Navigasyon Işıkları

Navigasyon (seyir) ışıkları sol/iskele kanadının ucunda kırmızı bir ışık, sağ/sancak kanat ucunda yeşil ışık ve uçağın kuyruğunda beyaz bir ışıktan oluşur. Navigasyon ışıkları, pilotun uçağı bindiğinde ilk açacağı ve son kapatacağı ışıktır. Navigasyon

ışıkları uçuş sırasında hiçbir zaman sönmez. Bu ışıklar uçakların hem yerde hem pistte birbirlerini görmelerini ve kulenin uçağı algılamasını sağlar.

4.2.2 Çarpışma Önleyici Işıklar

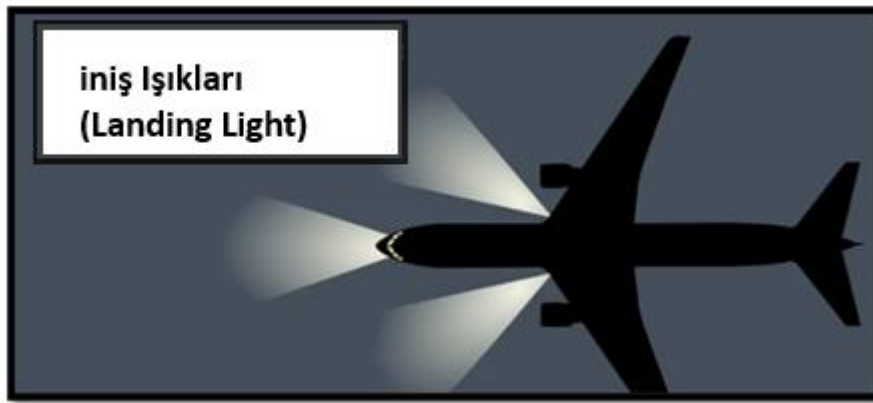
Strobe ışıkları genellikle kanat uçlarında ve uçağın kuyruğunda bulunur. Strobe ışıkları çarpışma önleyici ışıklar olarak bilinir. Bu ışıklar düzenli yanıp sönen beyaz ışıklardır. Bu ışıklar uçak kalkarken açılır ve piste inip taksi yoluna girince kapanır.

4.2.3 Taksi Işıkları

Bu ışık türü gece uçuşlarında kullanılmaktadır. Işıklar uçak kalkış için piste ilerlerken taksi yolunda açılır. Kalkış pistinin başına geldiğinde ise kapanmaktadır. İnişte ise pisti terk edip taksi yoluna geldiğinde açılır. Taksi ışıklarının yeri ve adedi uçak türüne göre değişiklik gösterir.

4.2.4 İniş Işıkları

Gece uçuşlarında kullanılmaktadır. İniş ışık türünün yeri ve adedi uçağın türüne göre farklılık gösterir. Pisti güçlü bir şekilde aydınlatmayı sağlar. Kalkış için pistin başına geldiğinde açılır ve genellikle 10.000ft (3,04800 km) irtifanın üzerinde kapatılır. İnişte ise taksi yoluna geldiğinde kapatılır. İniş ışıklarının açılma ve kapanma zamanları uçağın bulunduğu havayolu şirketlerine göre değişiklik gösterir. Şekil 4.5'te iniş ışıklarının görseli verilmiştir.



Şekil 4.5 Uçak iniş ışıkları [27]

4.2.5 Logo Işığı

Kuyruk ışığı yalnızca gece uçuşlarında kullanılmaktadır. Her uçakta bulunmayabilir. Elevatör ile kuyruk dikmesinin birleştiği yerin her iki tarafında birer adet bulunmaktadır. Amacı kuyruktaki şirket logosunu aydınlatmaktır.

4.2.6 Buzlanma Işıkları

Bu ılık türü uçaklarda kışın gece yolculuğunda kullanılır. Bu ılık türünün amacı kışın karlı havalarda, kanat yüzeylerindeki ve motor önlerindeki buzlanmaları fark edilebilir hale getirmektir. Bu amaç doğrultusunda gövdenin 2 yanına arka tarafa yönlendirilmiş şekilde konumlandırılır. Uçağın iniş ve kalkışından hemen önce açılır.



5

YOLCU UÇAKLARINDA ACİL DURUM AYDINLATMA SİSTEMLERİ

Uçaklarda bulunan Acil Durum Aydınlatma sistemleri uçuş güvenliğinin sağlanması ve olası acil durumlar sırasında yolcuların güvenli bir şekilde tahliye edilmesi açısından kritik bir öneme sahiptir. Bu sistemler, herhangi bir acil iniş veya kaza durumunda yolcuların ve mürettebatın hızla tahliye edilmesi için gerekli olan yönlendirme ve aydınlatmayı sağlar. Uçakların normal aydınlatma sistemlerinin devre dışı kaldığı durumlarda devreye giren bu sistemler, hayati önemdeki tahliye yollarını aydınlatarak yolcuların çıkış kapılarını hızlı ve güvenli bir şekilde bulmalarını kolaylaştırır. Aynı zamanda mürettebatın da acil durum müdahalelerini gerçekleştirebilmesi için gerekli olan görüşü sağlar [28].

- **Yolcu Güvenliği:** Acil durum aydınlatma sistemleri, acil bir durumda uçakta panik yaşanmadan hızlı bir tahliye yapılmasını sağlar. Yolculara çıkış yönünü ve tahliye yollarını belirgin hale getirir.
- **Mürettebatın Müdahale Yeteneği:** Mürettebatın acil durumda yolcuları yönlendirebilmesi ve güvenli bir şekilde tahliye operasyonlarını yönetebilmesi için yeterli ışık sağlar.
- **Görünürlük:** Duman, yangın ya da elektrik kesintisi gibi zorlu koşullarda acil çıkışların ve tahliye yollarının görünürlüğünü sağlar.
- **Yönlendirme:** Uçağın kabin içindeki zemin ve üst aydınlatmaları sayesinde yolcuların acil çıkış kapılarına ulaşabilmeleri için yönlendirme yapılır.

Acil durum aydınlatma ekipmanları, çeşitli acil durum senaryolarında devreye girmektedir;

- **Acil İniş:** Teknik arıza, motor arızası veya kabin basıncının düşmesi gibi durumlarda uçağın acil iniş yapması gerektiğinde acil durum aydınlatma

sistemleri devreye girer. Bu sistemler, acil çıkış kapıları ve tahliye yollarını aydınlatarak güvenli tahliyeyi sağlar.

- **Yangın:** Uçakta bir yangın çıktığında veya yangına bağlı duman oluştuğunda, normal aydınlatma sistemlerinin devre dışı kalması durumunda acil durum aydınlatma sistemi devreye girerek tahliye yollarını aydınlatır.
- **Kaza Sonrası Tahliye:** Uçak kazası durumunda acil tahliye gerektiğinde acil durum aydınlatma ekipmanları, yolcuların hızlı ve güvenli bir şekilde tahliye edilmesine yardımcı olmak için otomatik olarak devreye girer.
- **Basınç Kaybı:** Kabin basıncının düşmesi durumunda, tahliye işlemleri başlamadan önce acil aydınlatma devreye girerek yolcuların ve mürettebatın oksijen maskelerini bulmalarını ve tahliye çıkışlarına ulaşmalarını kolaylaştırır.
- **Elektrik Kesintisi:** Uçağın ana elektrik sisteminde bir kesinti yaşandığında, acil durum bataryalarına bağlı acil aydınlatma sistemi devreye girer. Bu sistem, kabin içindeki gerekli ışıklandırmayı sağlayarak yolcuların tahliyesini mümkün kılar.
- **Denize İniş:** Suyu acil iniş (ditching) durumunda acil durum aydınlatma ekipmanları, özellikle tahliye botlarına ulaşım yollarını ve çıkış kapılarını aydınlatarak yolcuların tahliyesini sağlar.

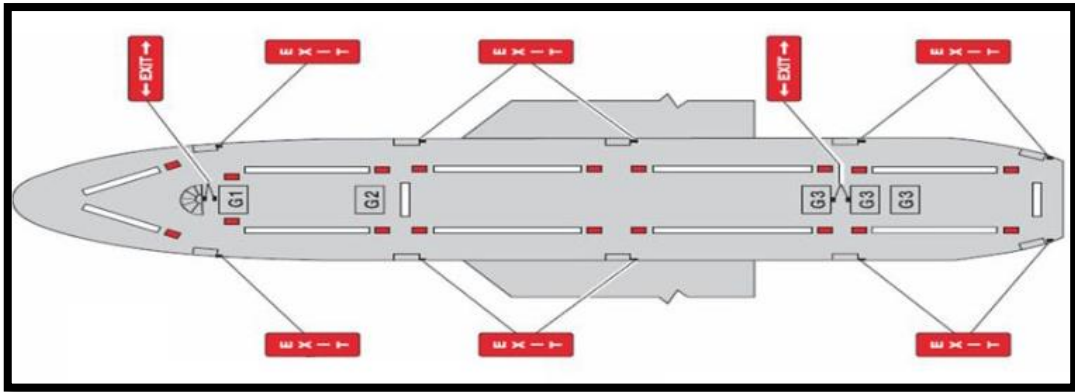
Acil Durum Aydınlatma Sistemlerinin Teknik Özellikleri aşağıdaki gibi sıralanabilir;

- **Yedek Enerji Kaynağı:** Acil durum aydınlatma sistemleri, uçak elektrik sisteminin devre dışı kalması durumunda acil bataryalardan enerji alarak çalışır. Bu sayede, ana güç kaynakları çalışmasa bile aydınlatma sistemi faal olur.
- **Otomatik ve Manuel Aktivasyon:** Acil durum aydınlatma sistemleri, otomatik olarak devreye girebildiği gibi kokpitten veya kabin personeli tarafından manuel olarak da etkinleştirilebilir.

- **Zemin Yönlendirme Işıkları:** Uçağın zeminine yerleştirilen yönlendirme ışıkları, acil çıkışlara giden en güvenli yolu işaret ederek tahliyeyi kolaylaştırır.

5.1 Yolcu Uçaklarında Acil Durum Aydınlatma Sistemlerinin Gereksinimleri

Uçaklarda acil durum aydınlatma sistemleri, uçakta meydana gelebilecek acil durumların, özellikle de bir tahliye durumunun düzenlenmesi ve yolcuların güvenli bir şekilde uçaktan çıkarılmasını sağlamak amacıyla kullanılır. Bu sistemler, uçak içindeki acil çıkışları ve tahliye yollarını belirlemeye yardımcı olur ve acil durumlarda yolculara rehberlik eder. Son yıllarda uçaklarda kullanılan teknolojik sistemlerin gelişmiş olmasına rağmen maalesef uçak kazaları sürekli olabilmektedir. Meydana gelen kazalarda asgari olarak yolcuların ve mürettebatın etkilenmesi için FAA ve EASA regülasyonları tarafından onaylanmış bir ADA sisteminin uçakta bulunması önem kazanmaktadır. Bu bölüm içerisinde uçakta bulunan ADA ekipmanları detaylı olarak verilecektir. Şekil 5.1’de örnek çıkış kapıları ve ışıkları verilmiştir.



Şekil 5.1 Kabin acil durum ışıkları ve acil durum çıkış kapıları (Boeing-747)

Acil iniş yapan bir uçakta herhangi bir elektrik arızasında yolcuların yangın dumanında, karanlıkta kendilerini uçağın dışına güvenli bir şekilde tahliye etmeleri için acil durum aydınlatma sistemleri bulunmaktadır. Yolcu uçaklarına yapılan ADA sistemlerinin tasarımı yapılırken FAA ve EASA içerisinde yer alan tüm gereksinimleri doğruluyor olması gerekmektedir. FAR 25.812.(c) ve FAR 25.812.(d) gibi gereksinimler kapsamında uçak içerisine yerleştirilen ADA

ekipmanlarının kabin içerisinde yer alan ilk ışıktan arka tarafa doğru son koltuğa kadar kolçak seviyesinde 101,6 mm aralıklarla alınan ölçümlerin en az 0,05 foot-candle olması gerekmektedir.

FAA tarafından belirlenmiş olan gereksinimlere göre uçak içerisine bir aydınlatma sistemi kurulması gerekmektedir. Bu aydınlatma sisteminin elektrik güç kaynağı ile olan ara yüzü, ADA sisteminin kontrol mekanizması, ADA ekipmanlarının uçak üzerinde yerleştirileceği alanlar ve uçak içerisinde/dışında kullanılması gereken ADA sisteminin ışıklarının karakteristikleri FAA tarafından onaylanmış bir sistem olarak tasarlanması gerekmektedir. FAA referans dokümanında acil durum aydınlatma ekipmanları ve sistem tasarım gereksinimleri 25.811 ve 25.812 bölümlerin altında verilmektedir.

5.1.1 FAR 25 Acil Durum Aydınlatma Gereksinimleri

Hava araçlarında acil durum aydınlatma sistemlerinin tasarımı FAA ve EASA tarafından onaylanan ekipmanlar ve sistem mimarileri kullanılmaktadır. Bu gereksinimlerin detaylı olarak hepsinin anlatıldığı dokümanlar FAA ve EASA sitelerinde güncel versiyonları bulunmaktadır. Havacılık sisteminin kuralları katı olduğundan dolayı standart dışında verilen sistem mimarileri ilgili projede atanan sertifikasyon ekipleri tarafından kabul görmesi zor olacaktır. Yolcu uçaklarında acil durum aydınlatma sistemlerinin konumlandırılması ve bu sistemlerde kullanılan acil durum güç kaynaklarının sahip olması gereken özellikler, aşağıda belirtilen gereksinimler çerçevesinde ayrıntılı olarak ele alınmıştır.

***FAA 25.812.(i):** Bütün acil durum aydınlatma ünitelerinin enerji kaynağı, acil iniş sonrasında kritik ortam koşullarında en az 10 dakika boyunca gerekli aydınlatma düzeyini sağlayacak şekilde tasarlanmalıdır.

***FAA 25.812.(I):** Acil durum aydınlatma sistemi, acil iniş sırasında gövdenin herhangi bir yerinde enine dikey ayrılmasından sonra aşağıdakileri sağlayacak şekilde tasarlanmalıdır.

- Kaza anında kırılımdan dolayı doğrudan zarar gören ışıklar hariç, bu bölümün gerektirdiği tüm elektrikle aydınlatılan acil durum ışıklarının %25'inden daha fazla çalışmayan aydınlatma ekipmanının olmaması gerekmektedir.

- 25.811(d)(2) uyarınca gerekli olan elektrikle aydınlatılan her çıkış işareti, ayrılmadan doğrudan zarar görenler hariç, 25.811(d)(2) uyarınca gerekli olan elektrikle aydınlatılan her çıkış işareti, ayrılmadan doğrudan zarar görenler hariç, çalışır durumda olmalıdır.
- Ayrılma nedeniyle doğrudan hasar görenler hariç, uçağın her iki tarafı için gerekli olan en az bir dış acil durum ışığı çalışır durumda olmalıdır.

5.1.2 Koltuk Sayısına göre Acil Durum Aydınlatma Sistemlerinin Gereksinimi

Uçak içerisinde bulunan koltuk sayısına göre, uçak içerisine yerleştirilmesi gereken acil durum aydınlatma sisteminin gereksinimlerini belirlenmektedir. Çünkü uçak içerisinde bulunan koltuk sayısına göre acil çıkış kap sayısı değişmektedir. Bu durum uçak içerisine yerleştirilecek ADA sisteminin acil durumda tahliyenin hızlı yapılabilmesi için uygun şekilde tasarlanması gerekir.

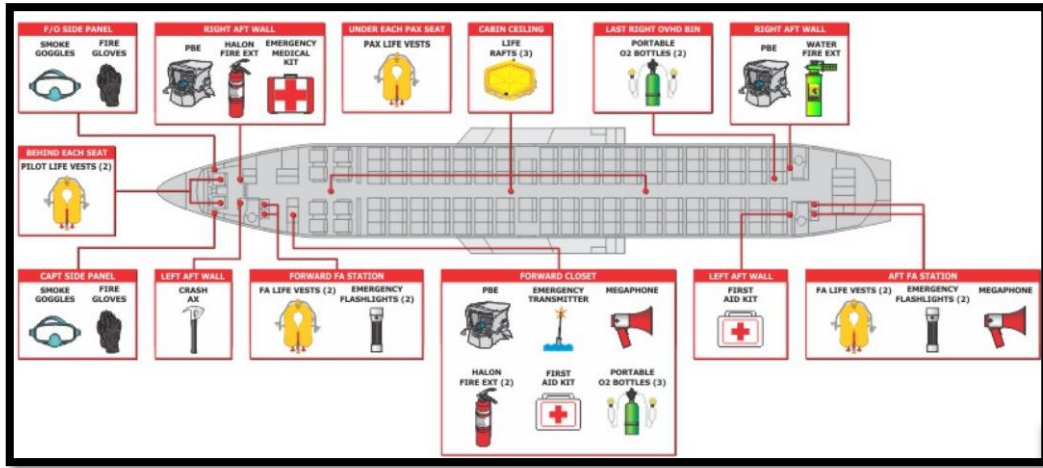
- Koltuk Sayısı 9 ve daha az olan uçaklar için Acil Durum Işıklarına gerek yoktur ama bu uçaklarda gece uçuşu yapılırken tavanda bulunan Genel Aydınlatmalar (Dome Lights) acil durum tahliyesi için uçak bataryası kapalı durumda olsa bile çalışabilmelidir.
- Koltuk sayısı 9 ve üzeri olan uçaklarda ana koridordaki acil çıkışlara kadar olan yolları aydınlatacak ışıklar, Acil çıkış alanlardaki iç aydınlatmalar, Kırmızı Harflerle yazılmış “EXIT” çıkış yazısı veya arka planı ışıklandırılmış “EXIT” yazısı olmalıdır.
- Koltuk sayısı 19 ve üzeri olan uçaklar için 9 koltuk tipi uçaklarda verilen gereksinimlere ek olarak, koridor tabanından minimum 1,2 m (yaklaşık 4 feet) yükseklikte bulunması gereken acil kaçış yolu ışıklandırması, zeminde bulunan acil çıkış lambaları normalde yeşil veya beyaz ok şeklinde aydınlatılmalı ama bu ışıklar acil çıkış kapısının yanında kırmızı renge dönmelidir. Şekil 5.2 içerisinde örnek bir çıkış ışığı gösterilmiştir.



Şekil 5.2 Acil çıkış kapısı aydınlatması [29]

5.2 Acil Durum Aydınlatma Sisteminde Kullanılan Ekipmanlar

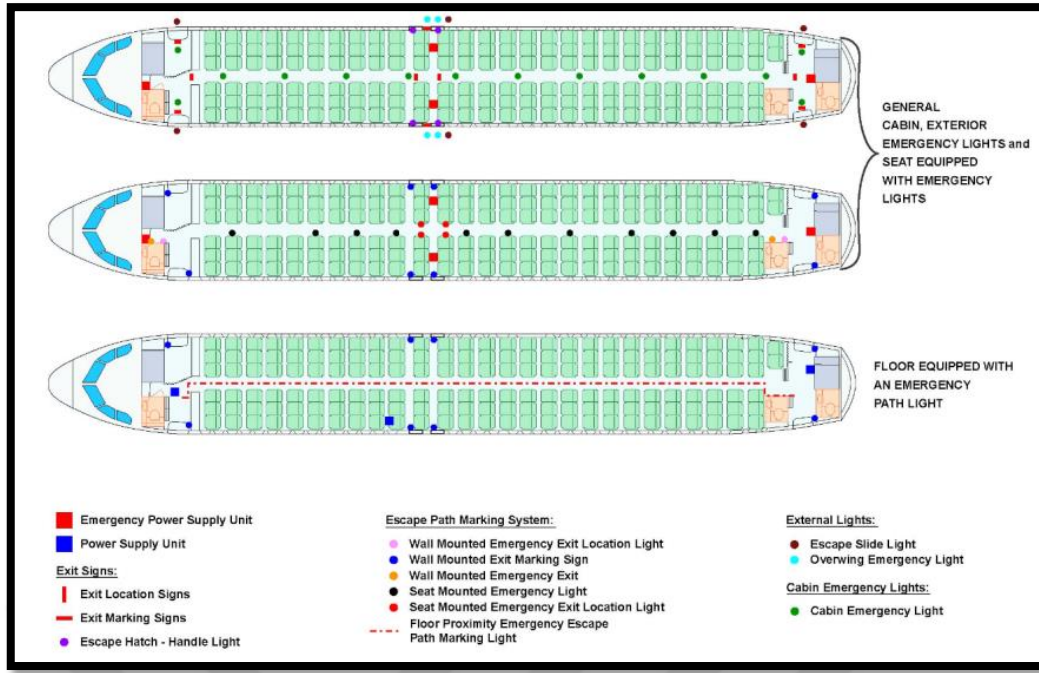
Uçaklarda bulunan acil durum ekipmanları, yolcu ve mürettebatın güvenliğini sağlamak ve olası acil durumlarla başa çıkabilmek amacıyla tasarlanmıştır. Bu ekipmanlar havacılık düzenlemelerine ve güvenlik standartlarına uygun olarak belirlenir. Uçaklarda bulunan acil durum aydınlatma ekipmanları genel olarak Can yelekleri, Oksijen Maskeleri, Acil çıkış işaretleri, Acil durum ikaz ve anons sistemleri, Acil durum ekipman depoları, Yangın söndürme ekipmanları, ilk yardım kitleri, acil durum el fenerleri ve acil çıkış kaydırakları olarak sınıflandırılabilir. Bu ekipmanlar, uçakta herhangi bir acil durumda mürettebatın ve yolcuların güvenli bir şekilde tahliye olmalarına ve gerekirse ilk yardım alabilmelerine yardımcı olmak için tasarlanmıştır. Şekil 5.3'te uçaklarda bulunan acil durum ekipmanları gösterilmiştir.



Şekil 5.3 Uçaklarda bulunana acil durum ekipmanları (Boeing B737-700)

Bu bölümde uçakta bulunan acil durum aydınlatma ekipmanları tanıtılacak ve ADA ekipmanların sahip olması gereken karakteristikleri, ADA ekipmanların beslenmesi için gereken kontrol ara yüzü, ADA sistemlerinin güç kaynakları ve bu ekipmanların uçak üzerinde yerleşimlerinin sertifikasyon gereksinimleri incelenecektir.

Uçaklarda bulunan ADA sistemi uçak modellerine göre değişkenlik göstermekle beraber genelde Çıkış İşareti (Exit Sign), Çıkış belirleyici işaret (Exit Locater Sign), Acil Durum Güç Kaynağı Ünitesi (Emergency Power Supply Unit-EPSU), Harici Acil Durum Işıkları (External Emergency Lights), Acil Durum Kaçış yolu ışıkları (Emergency Escape path lights), Yan duvar ışıkları (Sidewall Ligts), Zemin Işıkları (Floor Lights), Merdiven Alanı Işıkları (Stair Area Lights) olarak isimlendirilmektedir. Şekil 5.4'te örnek bir uçak üzerinde yer alan ADA ekipmanları ve konumları verilmiştir.



Şekil 5.4 Acil durum aydınlatma ekipmanları (Airbus)

5.2.1 Çıkış İşareti

Uçaklardaki çıkış işaretleri, acil durumlarda yolcu güvenliğini sağlamak için kritik bir rol oynar. Bu çıkış işaretlerinin uçağın içerisinde nereye konumlandırılacağı ve ışığın üzerinde bulunan yazının boyutları, renkleri ve aydınlık gücünün ne kadar olması gerektiği FAA ve EASA standartlarında belirlenmiş olan gereksinimlere uygun tasarımının yapılmış olması gerekir.



Şekil 5.5 Çıkış işareti (Collins aerospace)

FAA standartında Çıkış İşaretinin özellikleri aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır;

“Her bir yolcu acil çıkış işareti, 25.811(d)(3) başlığı tarafından istenen belirli standartlara uymalıdır. İşaret, en az 11/2 in yüksekliğinde kırmızı harflere sahip

olmalıdır ve bu harfler dışında kalan beyaz bir zemin üzerine yerleştirilmelidir. Zeminin alanı en az 21 in² olmalıdır. Bu işaretler ya içsel olarak elektrikle aydınlatılmalı ya da doğal ışıktan beslenip karanlık durumda kendiliğinden aydınlatma sağlamalıdır. Bu işaretlerin başlangıç parlaklığı en az 400 µLm olmalıdır.” Şekil 5.5’de verildiği gibi iki tane acil çıkış kapısı yan yana olduğunda iki kapıyı gösterecek şekilde de kullanılabilir.

5.2.2 Çıkış Belirleyici İşareti

Uçaklardaki çıkış belirleyici işaretler, yolcuları en yakın acil çıkışlara yönlendirmekte kritik bir işlevi yerine getirir. Bu işaretler, düşük ışıklı veya acil durumlar sırasında görünürlüğü artırmak ve net yönlendirmeler sağlamak amacıyla tasarlanmıştır.



Şekil 5.6 Çıkış belirleyici işareti (Collins Aerospace)

FAA standartında çıkış belirleyici işaretinin özelliklerini aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır;

Her bir yolcu acil çıkış belirleyici işareti, 25.811(d)(1) tarafından gereken ve her bir yolcu acil çıkış işaretleme işareti, 25.811(d)(2) tarafından gereken işaretleme, en az 11/2 in yüksekliğinde kırmızı harflere sahip olmalıdır. Aydınlatılmış beyaz bir zemin üzerinde en az 21 in² kare alanı olmalıdır ve harfler hariç tutulmalıdır. Aydınlatılmış zemin-harf kontrastı en az 10:1 olmalıdır. Harf yüksekliği ile çizgi genişliği oranı en fazla 7:1 ve en az 6:1 olmamalıdır. Bu işaretler, en az 25 foot-lambert arka plan parlaklığına sahip ve yüksekten alçak arka plan kontrastı 3:1'den

büyük olmamak üzere içsel olarak elektrikle aydınlatılmalıdır. Şekil 5.6'da çıkış kapısına yönlendiren örnek bir aydınlatma ekipmanı verilmiştir.

5.2.3 Acil Durum Tavan Işığı

Uçaklarda acil durum aydınlatma sistemleri, uçuş güvenliğini sağlamak ve yolcuların acil durumlarda tahliyesini kolaylaştırmak amacıyla kritik bir role sahiptir. Bu sistemler arasında yer alan acil durum tavan ışıkları, kabin boyunca yolculara görsel bir rehberlik sağlayarak acil çıkışlara yönlendirmeye yardımcı olur. FAA ve EASA gibi havacılık otoriteleri, uçakların acil durum aydınlatma sistemlerine yönelik sıkı gereksinimler belirlemiştir. Bu bağlamda, FAR 25.812 gibi düzenlemeler, acil durum aydınlatmasının etkinliğini, yerleşimini ve performansını detaylandırmaktadır.

5.2.4 Acil Durum Güç Kaynağı Ünitesi

Uçaklardaki acil durum bataryaları, acil durum aydınlatma sistemleri gibi kritik uçak içi ekipmanların güç sağlamak üzere tasarlanan özel batarya sistemleridir. Bu bataryalar, uçağın ana güç kaynaklarından bağımsız olarak çalışabilmelidir. Uçaklarda kullanılan acil durum bataryaları genellikle lityum-iyon, nikel-kadmiyum veya kurşun-asit gibi özel uçak bataryası teknolojilerini içerir. Bu batarya türleri, hafif, güvenilir ve yüksek enerji yoğunluğuna sahip olmalıdır. Şekil 5.7'de ADA güç kaynağı modülü ve bataryası verilmiştir.



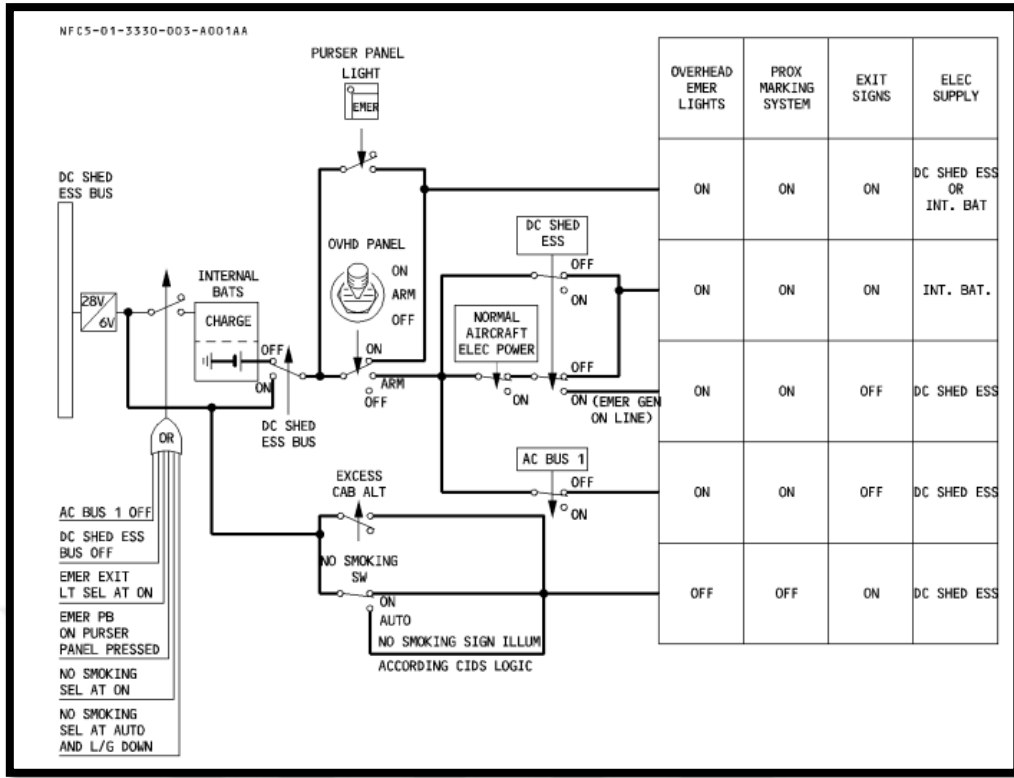
Şekil 5.7 Acil durum aydınlatma güç kaynağı ünitesi [30]

Uçaklarda bulunan acil durum aydınlatma güç kaynakları FAA standardında belirlenmiş olan “Acil iniş sonrasındaki kritik ortam koşullarında en az 10 dk boyunca gereken aydınlatma düzeyini sağlamalıdır.” (FAA 25.812.(i)). Uçağa yerleştirilecek bataryanın yukarıda verilen gereksinimi sağlaması için hem az yer kaplayan hem de hafif olan ve enerji yoğunluğu yüksek olan bir ekipmanın seçilmesi gerekmektedir.

5.2.4.1 Acil Durum Aydınlatma Güç Kaynağı Ünitesinin Devresi

Uçaklarda kullanılan acil durum aydınlatma güç kaynakları en temelinde içerisinde bir batarya ve dönüştürücü ekipmanları olan bir güç dağıtım ünitesi olarak tanımlanabilir. Ünitenin içerisinde bulunan batarya sayesinde uçak elektrik sisteminde arıza ya da kesinti olduğu durumda bu batarya sayesinde acil durum aydınlatma ekipmanları beslenebilmektedir. Bu üniteler genel olarak girişinde 28 V DC gerilim seviyesinde enerji alarak kendi içerisinde bulunan güç elektroniği elemanları ile bu gerilim seviyesini batarya için 6 V DC gerilim seviyesine düşürmektedir [31].

Uçak elektrik mimarisi tasarlanırken en kritik yükler ve acil durum aydınlatma yükleri en öncelikli baraya bağlanır. Uçak baralarında herhangi birinde arıza olduğunda, en öncelikli bara sürekli olarak enerjilendirilmeye çalışılacak şekilde yedekli bir elektrik mimarisi tasarlanmaktadır çünkü uçuş kritik yükler bu baradan beslendiği için jeneratör arızasında yedek jeneratörlerden ya da uçak bataryasından kritik bara sürekli olarak enerjilendirilmeye çalışılmaktadır. Aynı şekilde Acil durum bataryaları uçak ana baralarından en öncelikli olan baraya bağlanmaktadır. Bu ünite içerisinde bulunan devre elemanları hem ekipmanın çıkış tarafını hem de giriş tarafında olabilecek arızalara karşı korunacak bir yapıda tasarlanmaktadır. Şekil 5.8’de güç kaynağı modülünün uçak ile olan ara yüzü gösterilmiştir.



Şekil 5.8 Acil durum güç kaynağı devresi (Airbus)

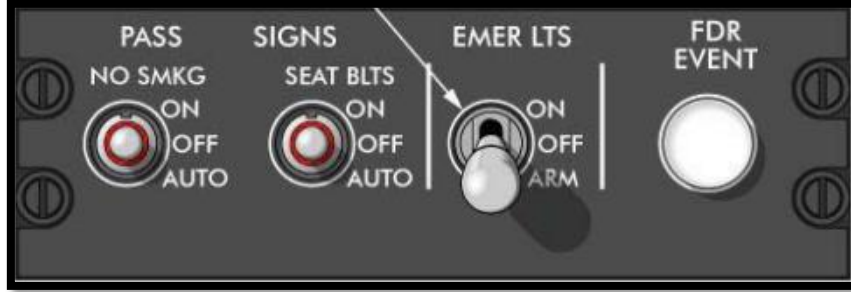
5.2.4.2 Acil Durum Güç Kaynağı Ünitesinin Çalışma Prensibi

Uçaklarda bulunan acil durum güç ünitesinin çalışma prensibi uçak içerisinde herhangi bir acil durum meydana geldiğinde otomatik olarak devreye girebilecek şekilde tasarlanmaktadır. Bu ünite harici olarak bir sinyal üzerinden elektrik sisteminin sürekli izlemektedir. Bu sinyal ara yüzü ile sürekli uçağın enerji sistemi takip edilerek ana elektrik kaynağı gittiğinde acil durum bataryalarını hemen devreye almaktadır. Bu ünitenin kontrol mekanizması kokpitte, genelde baş üstü panelde yer alan 3 pozisyonlu bir anahtar üzerinden kontrol edilmektedir. Şekil 5.9'da görseli verilen anahtar ON, OFF ve ARM pozisyonlarında kullanılmaktadır.

OFF: "KAPALI" pozisyonunda, acil durum aydınlatma sistemi devre dışı bırakılmıştır. Acil ışıklar etkin değildir ve sistem bekleme modunda kalır.

ON: Anahtarı "AÇIK" pozisyonuna getirmek, acil ışıkların manuel olarak etkinleştirildiği anlamına gelir. Bu ayar, güç kesilmesine dayalı otomatik etkinleştirmeyi atlar ve acil ışıkların hemen açılmasını sağlar.

ARM: Anahtarı "ARM" pozisyonuna getirmek, acil aydınlatma sistemini etkinleştirmeye hazır hale getirir. Bu durumda, sistem uçağın güç kaynaklarını izler ve bir güç kesilmesi algılandığında acil ışıkları otomatik olarak etkinleştirir.



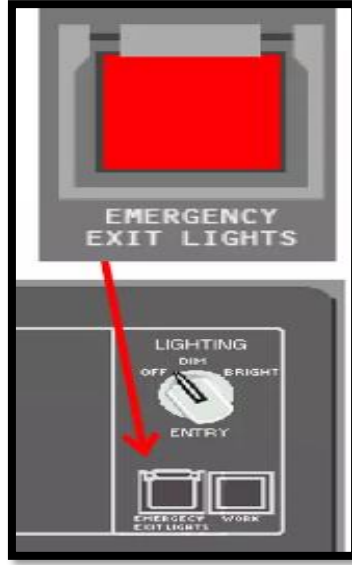
Şekil 5.9 Acil durum aydınlatma ışık anahtarı (Bombardier Challenger 605)

Uçakta bulunan emniyet şartlarından dolayı bu anahtar ON ve ARM pozisyonlarına alındığında ya dijital ekranda bir uyarı yazısı verir ya da anahtarın yanında bulunan LED ışık yanar. Bu güvenlik önlemi sayesinde uçak kalkmadan anahtarın doğru pozisyonunda tutulması sağlanmaktadır.

Kokpitte bulunan 3 pozisyonlu anahtar haricinde acil durum aydınlatma ünitesini devreye almak için çoğu uçakta kabin tarafında, kabin personeli için konulmuş, bir adet 2 pozisyonlu bir acil durum anahtarı da bulunmaktadır. Bu anahtar kokpite bulunan acil durum anahtarının bozulması ya da kokpitte oluşabilecek herhangi bir sorun durumunda pilotların kokpitte bulunan acil durum anahtarının pozisyonunu değiştirememesi olasılığına karşı kabin tarafına yerleştirilmiş bir ekipmandır. Özetle, bu gereklilik, acil aydınlatma sisteminde ikincil bir kontrol olanağı sağlayarak, uçuş mürettebatı ve kabin mürettebatının acil durum ışıklarını bağımsız bir şekilde etkinleştirebilmesini sağlar. Bu, kritik durumlarda tahliye prosedürlerinin genel güvenliğini ve verimliliğini artırır. Bu anahtar ON ve NORM olarak iki pozisyonludur. Şekil 5.10'da uçak kabini içerisinde yer alan yedek anahtara ait görsel verilmiştir.

ON: Kokpitte bulunan anahtarın pozisyonundan bağımsız olarak tüm acil durum ışıklarını yakar.

NORM: Herhangi bir ışık yanmaz.



Şekil 5.10 Kabin acil durum ışıklandırma anahtarı (B737NG)

Uçakların kullanım kılavuzları incelendiğinde, bu anahtarlardan kokpitte bulunan ARM pozisyonunda, kabinde bulunan NORM pozisyonuna alacak şekilde uçuş planlanmalıdır. Bu pozisyonlarda uçakta bulunan elektrik arızasında ya da elektrik kesildiğinde acil durum ışıkları yanması planlanmaktadır.

5.2.4.3 Acil Durum Güç Kaynağı Ünitesinin Koruma Sistemi

Bu üniteye bulunan batarya ve devre elemanlarının korunması için ekipmanın giriş ve çıkışlarına koruyucu devre elemanları konulmaktadır. Çıkış tarafında genelde kısa devre arızalarına karşı cam sigortalar ile koruma sağlanılmaktadır. Giriş tarafında ise diyotlar, giriş hatlarını ve giriş gerilim barasını aşırı voltaj piklerine karşı korumaktadır. Giriş gerilim hattında ayrıca ters batarya koruması bulunmaktadır.

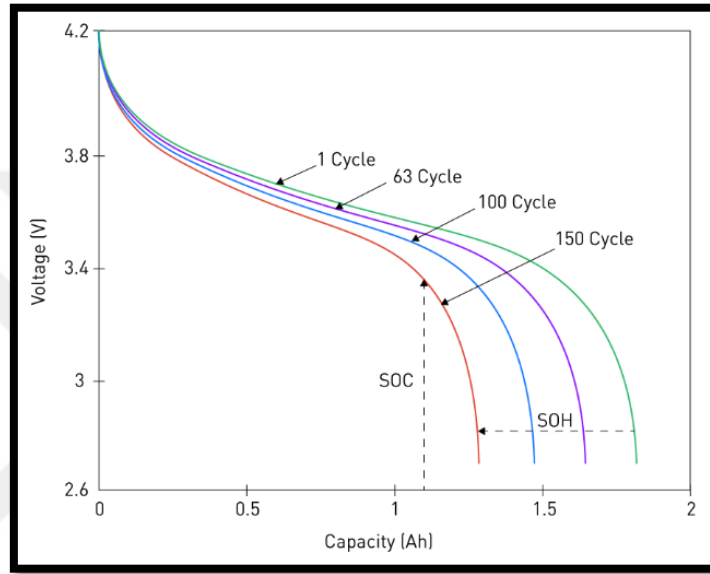
5.2.4.4 Acil Durum Güç Kaynağı Ünitesinin Batarya Bilgileri

Acil durum aydınlatması için uçakta kullanılan bataryalar, sadece bu görev amacıyla uçakta kullanılabilir. Bundan dolayı bu bataryaların özel olarak seçilmesi gerekmektedir, çünkü bu bataryalar belki tüm yaşam döngüsü boyunca bir kere bile kullanılmayacaktır. Bataryalar acil bir durum meydana geldiğinde devreye girmesi beklenildiği için bataryaların sürekli olarak izlenebiliyor olması gerekmektedir. Bataryadan izlenecek temel parametreler sağlık durumu (State of Health, SoH) ve şarj durumu (State of Charge, SoC) takip edilmelidir. SoC ve SoH, şarj edilebilir pillerin dünyasında, bataryanın performansını ve ömrünü belirlemede

son derece önemli olan iki kritik faktördür. Şekil 5.11’de bir bataryaya ait SoH ve SoC grafiği verilmiştir.

SoC: Bataryada hâlâ ne kadar şarj olduğunu gösterir. Bataryanın mevcut kapasitesini maksimum kapasitesine oranlayarak hesaplar.

SoH: Bataryanın genel sağlığı hakkında bilgi verir. Bataryanın mevcut kapasitesi ile bataryanın ilk kullanıldığı başlangıç kapasitesi arasındaki karşılaştırmayı temsil eder.



Şekil 5.11 Batarya SoC ve SoH grafiği [32]

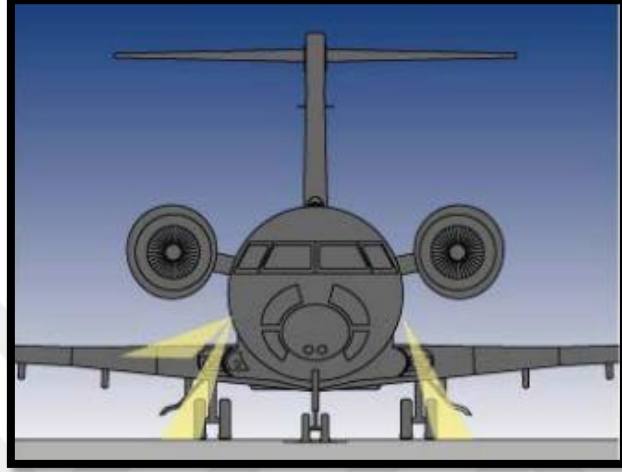
Batarya şarj sırasında bataryanın yüzey sıcaklığı düşükse, batarya içindeki kimyasal reaksiyon aşırı termal enerji üretebilir ve bu durum termal kaçağa yol açabilir. Bu nedenle, düşük batarya sıcaklıklarında şarj akımı ve şarj gerilimi azaltılmalıdır. Eğer sıcaklık çok düşerse, sistem hiçbir şekilde şarj izin vermeyecektir. Batarya şarj sırasında batarya yüzey sıcaklığı normal bir sıcaklık değerinin üzerine çıkarsa, batarya gerilimi yükseldikçe elektrolit ile kimyasal bir reaksiyon gerçekleşir. Eğer batarya sıcaklığı çok fazla yükselirse termal kaçak durumu meydana gelebilir ve batarya patlayabilir [33].

5.2.5 Harici Acil Durum Aydınlatma Ekipmanları

Uçaklarda iç tarafta bulunan ADA ekipmanlarının yanında, uçağın dış tarafında da acil durum ışıkları bulunmaktadır. Bu ışıklar sayesinde uçak acil iniş yaptığı durumlarda, uçakta bulunan yolcuların ve mürettebatın uçağın acil çıkış kapısından

çıkarken dış tarafta güvenli bir şekilde tahliyenin yapılmasını sağlamaktadır. Bu ışıklar uçaklarda genelde acil çıkış kapılarının çevresinde yer almaktadır.

Uçak modeline ve tasarımına göre farklılık göstermekle beraber genelde acil çıkış kapılarının yan taraflarında yer almaktadır. Şekil 5.12’de acil durum dış ışıkların aydınlattığı bölgeler gösterilmiştir.



Şekil 5.12 Dış acil durum aydınlatma sistemleri (Bombardier Challenger 605)

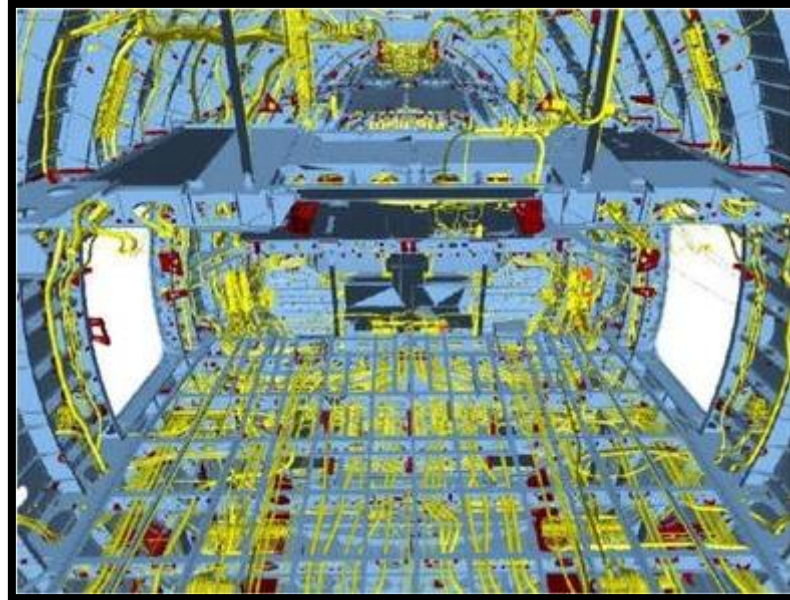
Uçak dışarısında bulunan ADA ekipmanlarının kontrolü de kokpitte bulunan acil durum anahtarı üzerinden sağlanmaktadır. Kokpitte bulunan bu anahtar ile hem uçak içerisinde hem de uçak dışarısında bulunan acil durum aydınlatma ekipmanları devreye alınabilmektedir.

5.3 Acil Durum Aydınlatma Sisteminde Kullanılan Kablolar

Uçaklarda bulunan ADA sistemlerinin, FAA ve EASA standartları çerçevesinde belirtilen gereksinimlere uygun olarak çalışabilmesi için, güç ve sinyal iletimini

sağlayan kabloların, gerekli fonksiyonları eksiksiz bir şekilde yerine getirmesi esastır. Bu kabloların sahip olması gereken temel özellikler şu şekildedir:

- Uçaklarda kullanılan kablolar, yüksek sıcaklık ve yangın koşullarına karşı dirençli olmalıdır. Bu kablolar, ateşe maruz kaldıklarında yanmaz ya da yanma süreçlerini kontrol altında tutacak şekilde tasarlanmıştır [34].
- Kabloların yalıtım malzemeleri, genellikle özel olarak tasarlanmış ve test edilmiş olup, yüksek sıcaklık, kimyasal etkenler ve mekanik streslere dayanıklı olmalıdır.
- Güç kablolarının uçağın farklı bölgeleri arasında esnek bir şekilde hareket edebilmesi ve bükülmelere karşı dayanıklı olması gerekmektedir. Bu, uçağın farklı bölümleri arasında sürekli ve güvenilir bir elektrik bağlantısının sağlanması açısından kritik öneme sahiptir.
- Elektromanyetik girişim (Electromagnetic interference, EMI) ve Radyo frekansı etkisi (Radio frequency interference, RFI) gibi dış kaynaklı elektriksel girişimlerin önlenmesi amacıyla bu kablolar genellikle korumalı olarak üretilmektedir.



Şekil 5.13 Uçak içi kablolama rotaları [35]

ADA aydınlatma sisteminin tasarımı kapsamında, güç kabloları, enerji kaynağı ile aydınlatma elemanları arasında enerji aktarımını sağlamaktadır. Bu kabloların uçak içinde rotalaması sırasında, kablolar genellikle kablo demetleri aracılığıyla düzenlenmekte ve belirli güzergâhlardan geçirilerek konumlandırılmaktadır. Şekil 5.13'te uçak içindeki kablo demetlerinin rotalanması gösterilmiştir.

Kabloların bu şekilde demetler hâlinde rotalanması, hem fiziksel düzenin korunmasını hem de elektromanyetik girişimlerin azaltılmasını sağlamaktadır. Ancak, bu süreçte dikkate alınması gereken önemli bir faktör, kablolarda oluşabilecek ısı etkileridir. Kablolar, elektrik akımı taşıdıkça iç direnci nedeniyle bir miktar ısınma eğilimindedir. Bu ısı, özellikle uzun mesafelerde ve demetler hâlinde toplanmış kablolarda daha belirgin hâle gelir. Isı artışı, kabloların iletkenlik özelliklerini olumsuz etkileyerek gerilim düşümüne yol açmaktadır. Gerilim düşümü, sistemin performansını doğrudan etkileyebilir ve ADA aydınlatma sistemi gibi kritik sistemlerde, ışıkların beklenen güç seviyesinde çalışmasını engelleyebilir. Bu nedenle, kabloların rotalaması esnasında gerilim düşümü hesaplarının yapılması, sıcaklık yönetimi ve yeterli soğutmanın sağlanması tasarım açısından büyük önem arz etmektedir. Tablo 5.1'de AC 43.13 standardına göre havacılıkta kullanılan kabloların direnci ve akım taşıma kapasitesi verilmiştir.

Tablo 5.1 Kablo kesitine göre akım taşıma kapasitesi

Kablo Kesiti (AWG)	Akım Taşıma Kapasitesi (A)	Direnç (Ω)
24	4	0,03
22	5	0,016
20	7	0,01
18	9	0,006
16	11	0,005
14	14	0,003
12	19	0,002
10	26	0,0012
8	57	0,0007
6	76	0,0004

Bölüm 4.1.3'te belirtilen ADA sistemi güç kaynağının çıkış gerilimi, 6 ± 1 V DC olarak tanımlanmıştır. AC 43.13 dokümanına göre, 14 V DC ve altındaki gerilim seviyelerinde kullanılan güç kabloları için maksimum 0,5 V gerilim düşümüne izin verilmektedir. Bu bağlamda, ADA sistemlerinde kablolar için en kötü senaryo dikkate alınarak 0,5 V gerilim düşümü esas alınmış ve bu doğrultuda ışıkların girişinde kabul edilebilir minimum gerilim seviyesi 5,5 V DC olarak belirlenmiştir. Tasarım, bu gerilim seviyesinin sağlanmasını temin edecek şekilde yapılmıştır.

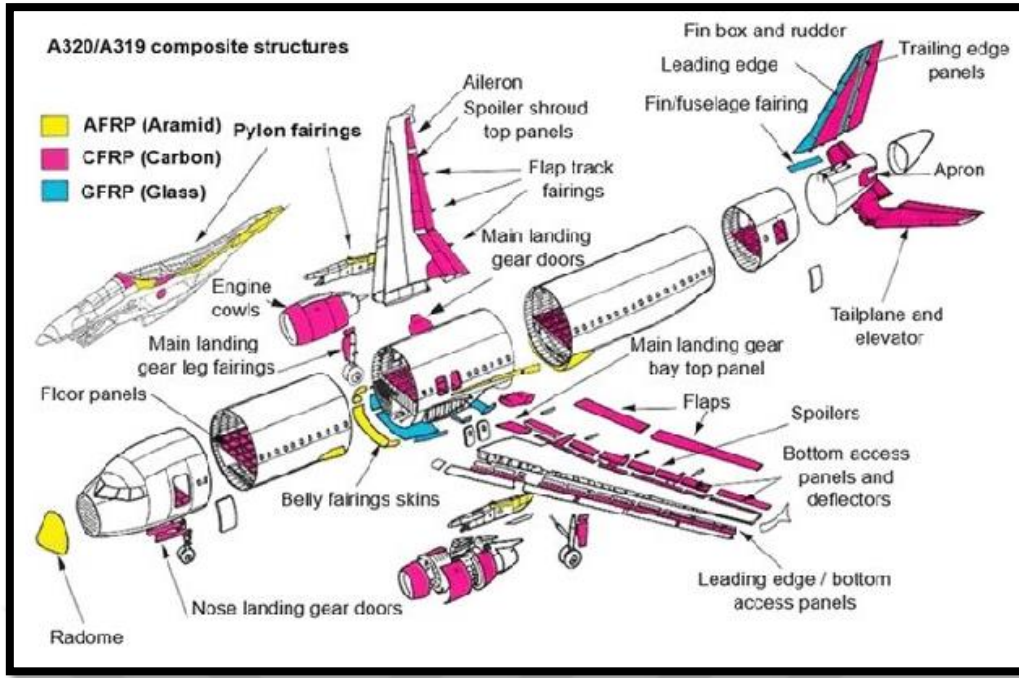
6

ACİL DURUM AYDINLATMA SİSTEMLERİNİN TASARIMI VE DOĞRULANMASI

Tez kapsamında, FAR 25.812.(l) gereksinimi altında acil durum aydınlatma sistemlerinin değerlendirilmesi yapılırken, uçak kazası veya kırılma durumlarında olası yapısal kırılma noktalarının belirlenmesi ve bu noktalardan kaynaklanabilecek risklerin göz önünde bulundurulması önemlidir. Bu değerlendirme sürecinde, uçağın yapısal sisteminin kaza/çakılma durumlarında meydana gelebilecek kırılma noktalarına göre acil durum aydınlatma sistemlerinin etkinliği ve dayanıklılığı ilgili gereksinimi sağlama açısından önemli olacaktır.

Uçaklarda kullanılan yapısal parçaların üretiminde boyut ve üretim makinelerinin ölçekleri dikkate alınarak belirli bir boyuta göre üretildiği göz önünde bulundurulmaktadır. Bir uçağın ana gövdesi, farklı yerlerden birleştirilen yapısal parçaların bir araya getirilmesiyle oluşturulur. Bu çalışmada, uçak gövdesinde meydana gelebilecek kaza durumlarında, seçilen malzemenin dayanıklılığı ve parçaların birleştirilmesiyle ilgili tasarım çalışmalarının, olası etkileri belirleyeceği üzerinde durulmaktadır. Uçak yapısal parçalarının herhangi bir kaza anında ilgili çarpmaya yapısal parçanın vereceği etki veya absorbe edeceği enerjiye göre belli yerlerde kırılmalar olabilmektedir [36]. Şekil 6.1’de Airbus firmasının A320/A319 model uçaklarının yapısal parçalarının birleşme noktaları gösterilmiştir.

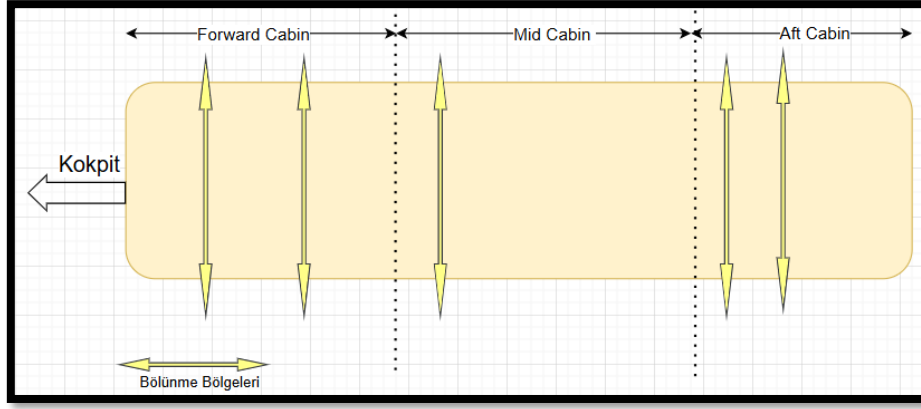
FAA gereksinimlerinin doğrulanması amacıyla, 30 yolcu kapasiteli, iki turbofan motorlu bölgesel yolcu uçağı üzerinde dikey düşüş testi gerçekleştirilmiştir. Bu test, "Shorts 3-30 Airplane Vertical Drop Test" başlığı altında, 10 m yüksekten gerçekleştirilen dikey düşüş ile uçağın çeşitli bölümlerinin kaza anında göstereceği tepkilerin ölçülmesini amaçlamaktadır.



Şekil 6.1 Uçak gövde birleşim yerleri (A320/A319 Airbus).

Test sonuçları değerlendirildiğinde, uçak gövdesinin 90 G'lık ivmeye 15 ms süre boyunca maruz kaldığı belirlenmiş ve bu çarpma sonucunda gövdede küçük düzeyde ezilmeler gözlemlenmiştir. Uçaklarda kullanılan malzemelerin, özellikle gövde kısmında yüksek mukavemet sağlamak amacıyla dayanıklı yapıldığı görülmektedir; dolayısıyla, bu bölge çarpma durumunda en az hasar gören alanlardan biri olmaktadır. Yapısal analizler sonucu, uçak gövdesinde ayrılma riski taşıyan bölgelerin, ana yapıların birleşim noktalarında yoğunlaştığı tespit edilmiştir [37].

Tez kapsamında değerlendirilecek olan uçak gövde kırılımları, dikey olan kırılımlar dikkate alınacaktır.



Şekil 6.2 Uçak üzerinde örnek dikey bölünme bölgeleri

Yukarıda verilen şekilde örnek olarak gösterildiği gibi uçakta meydana gelebilecek olan bir kaza kırılım durumunda uçak üzerinde bölgesel olarak dikey kırılımlar referans alınarak ADA tasarım çalışması yapılmaktadır. Uçak üzerinde oluşabilecek yapısal kırılımlar için referans bölgeler seçilirken, ilgili uçağın yapısal olarak dayanıklılık açısından en zayıf olan noktalar referans kabul edilip analiz yapılmaktadır. Uçak modeline bağlı olarak yapısal olarak zayıf noktaların belirlenmesi veya gövde parçalarının birleştiği noktaların referans alınarak tasarım yapılması gerekmektedir. Şekil 6.2’de uçak üzerindeki örnek enine dikey bölünme kısımları gösterilmiştir.

6.1 Referans Uçak Modeli

Şekil 6.3’te, tez kapsamında referans alınan Bombardier Dash8-Q400 uçağının fotoğrafı verilmiştir. ADA sistemi analiz çalışması bu uçak modeli üzerinden gerçekleştirilecektir.



Şekil 6.3 Bombardier Dash8-Q400 uçağı

Dash 8-Q400, Bombardier Aerospace tarafından üretilen ve çeşitli ortakların katkılarıyla geliştirilen bir yüksek kanatlı uçaktır. Bu uçak, iki adet 5071 şaft beygir gücündeki PW 150A turboprop motorla çalışır. Her motor altı bıçaklı bir pervaneyi döndürür. Dash 8, iki pilotlu, enstrüman uçuşuna uygun ve Scandinavian Airlines System (SAS) versiyonlarında maksimum 25.000 fit irtifaya kadar uçuş onayı olan bir nakliye kategorisi uçağıdır.

SAS versiyonlarında, uçak 58 ila 72 yolcu ve iki kabin görevlisi yanı sıra pilot, yardımcı pilot ve uçuş gözlemcisini taşıyabilir. SAS versiyonunda maksimum kalkış ağırlığı:

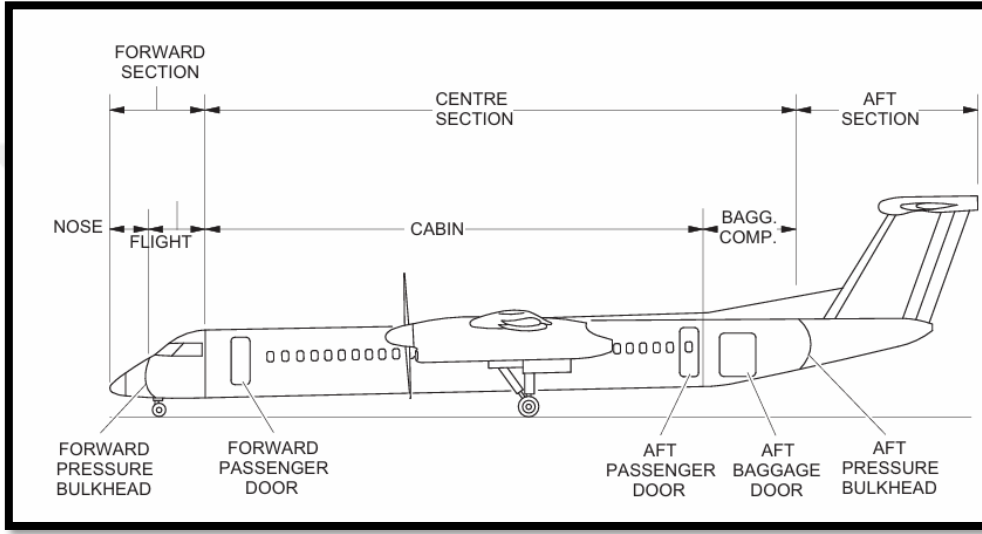
- 27987 kg (Temel Brüt Ağırlık)
- 28998 kg (Orta Brüt Ağırlık)
- 29257 kg (Yüksek Brüt Ağırlık)

Şekil 6.4'ten de görüldüğü gibi Bombardier Dash8-Q400'ün gövdesi üç ana bölümden oluşur:

- Ön
- Orta
- Arka

Ön bölüm, çoğu kontrol, enstrüman ve göstergelerin bulunduğu uçuş güvertesini içerir. Devre kesici panelleri, uçuş güvertesinin arka perdesinde ve pilot ile yardımcı pilot koltuklarının arkasında yer alır.

Gövdenin sağ ön kısmında bir ön bagaj bölmesi ve arka basınç perdesinin önünde bir arka bagaj bölmesi bulunur. Her iki bagaj kapısı dışa doğru açılır ve sadece dışarıdan açılabilir. Yolcu bölmesi kapıları ve bir tip II/III çıkış kapısı hem içeriden hem de dışarıdan açılabilir [38].



Şekil 6.4 Uçak gövde bölümleri (Bombardier Dash8-Q400)

Tez kapsamında ilgili uçak modelinin seçilmiş olmasının sebeplerinden bazıları aşağıda verilmiştir;

- FAA ve EASA tarafından uçak modelinin sertifikaya edilmiş olması
- Uçak modelinin ADA sistemlerinin tüm ekipmanlarını içermesi
- Boyut olarak geniş yolcu uçak modeli olması

6.2 Tasarım Kriterleri

ADA sistemlerinin yolcu uçaklarında tasarımı yapılırken, birden fazla tasarım parametresi dikkate alınmaktadır. Tasarım parametrelerinin belirlenmesinde temel amaç acil durumlarda yolcu ve mürettebatın en hızlı şekilde doğru acil çıkış kapısına yönlendirmesini sağlamaktır. Uçakta meydana gelebilecek acil iniş kaza

durumlarında uçakta enine dikey bölünme noktaları belirlenirken aşağıdaki parametreler girdi olarak kullanılmaktadır.

- Uçağın yapısal olarak ana parçaların birleştiği noktalar
- Uçak kanatlarının dışında kalan bölmeler
- Kokpit ile kabin bölmelerinin birleştiği noktalar
- Bataryaların olduğu konumlara yakın bölmeler

Tez kapsamında enine dikey bölünme noktaları belirlenirken, yukarıdaki maddeler dikkate alınmıştır. Ayrıca analiz sürecinde "Shorts 3-30 Airplane Vertical Drop Test" çalışması kapsamında uçak gövdesi üzerinde yapılan yapısal test çalışmaları enine dikey bölünme noktalarının belirlenmesinde, yukarıda verilen maddelere ek olarak girdi sağlamıştır.

6.3 Tasarım Kapsamında Kullanılan Ekipmanlar ve Özellikleri

Tasarım kapsamında, ADA sisteminde kullanılan ekipmanların güç tüketimleri, giriş gerilim değerleri ve üretici bilgileri Tablo 6.1’de ayrıntılı olarak verilmiştir. İlgili ADA ekipmanları, havacılık standartlarına uyum sağlayacak şekilde tasarlanmış ve üretilmiş bileşenlerden oluşmaktadır.

Tablo 6.1 Tasarımda kullanılan ADA ekipmanları

Ekipman	Part Numarası	Gerilim Aralığı	Güç Tüketimi	Üretici
Çıkış İşaret Işıkları	0204110 (ADİ) 0204112 (ADKB)	5.5-8.2 V DC	2.10-4 W	Luminator
Çıkış Belirleyici Işığı	0204349	5.5-8.2 V DC	2.10-4 W	Luminator

Acil Durum Tavan Işığı	500050	5.5-8.2 V DC	1,35-2 W	TEKOM
Acil Durum Güç Kaynağı Ünitesi	3301-31	18 V DC ile 32,5 V DC	1,7 W	Diehl Aerospace GmbH
Acil Durum Harici Işığı	2LA455200-02	5,5-8,2 V DC	10 W	Goodrich Lighting Sytems

6.4 FAR 25.812.(I) Enine Dikey Bölünme Gereksiniminin Tasarımı ve Doğrulanması

FAA ve EASA gibi havacılıkta öncü regülatörler, küresel uçuş güvenliğini sağlamak ve havacılık endüstrisinin standartlarını belirlemek açısından kritik öneme sahiptir. Bu kurumlar, uçak tasarımı, üretimi, bakım ve operasyon süreçlerinde uyulması gereken katı güvenlik kurallarını ve sertifikasyon gereksinimlerini belirler. FAR 25.812.(I) gereksinimi, bu kapsamda uçakların acil durumlarda tahliye edilebilirliği ile ilgili önemli bir güvenlik standardıdır.

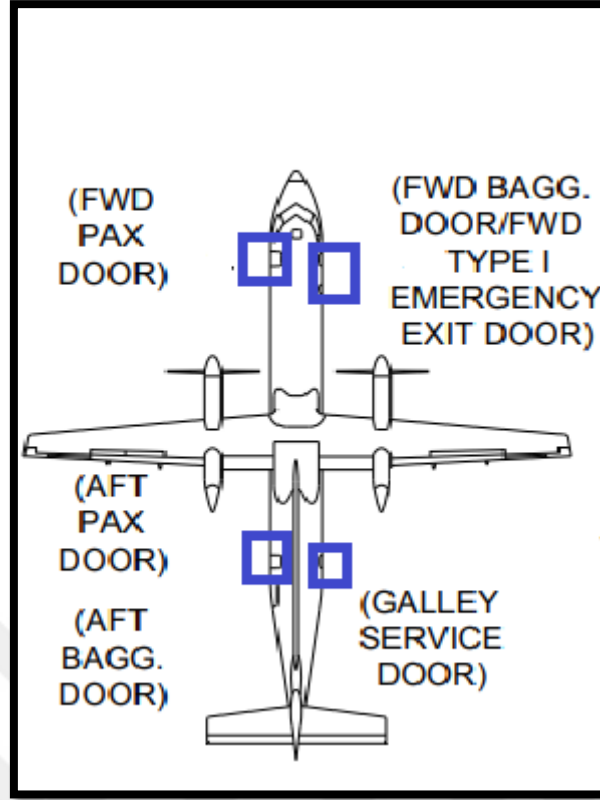
FAR 25.812.(I) maddesi, uçak kabinlerinde acil durum aydınlatma sistemlerinin güvenilirliğini düzenler ve minimum aydınlatma seviyelerinin korunmasını zorunlu kılar. Bu gereksinim, yolcuların ve mürettebatın acil bir durumda uçağı hızla ve güvenli bir şekilde tahliye edebilmelerini sağlamak için hayati öneme sahiptir. Bu tür spesifik düzenlemeler, uçakların uluslararası güvenlik standartlarına uygun olarak sertifikalandırılmasını sağlar ve böylece FAA ve EASA tarafından onaylanan uçaklar, küresel pazarda kabul görerek operasyonel izinlerini alır. Sonuç olarak, FAR 25.812.(I) gibi detaylı güvenlik gereksinimleri hem uçuş güvenliğini artırır hem de havacılık endüstrisinde güvenliğin en üst düzeyde tutulmasını sağlar.

Acil durum aydınlatma sistemlerinin tasarımı sırasında, FAR 25.812.(I) maddesinde belirtilen başlıklar ve gereksinimler detaylı olarak incelenmelidir. Regülatörler tarafından belirlenen bu gereksinim, acil bir durumda mürettebatın ve

yolcuların uçaktan güvenli bir şekilde tahliye edilmesini sağlamak için aydınlatma ekipmanlarının varlığını ve işlevselliğini zorunlu kılmaktadır. Ancak, ADA sistemlerinin uçak içerisinde nasıl tasarlanması gerektiğine dair spesifik tasarım yönlendirmeleri açıkça verilmemiştir. Bu tez kapsamında yapılan çalışmada da aslında bu konu üzerinden yola çıkılarak referans bir uçak modeli üzerinde bulunan ADA sistemlerinin nasıl tasarlandığı detaylarıyla birlikte ele alınacaktır.

Uçak üzerinde yer alan ADA sistemleri yolcuları ve mürettebatın acil durumda tahliyesinin yapılabilmesini sağlamak için uçak üzerinde bulunan kapılar referans alınarak tasarım yapılmıştır.

Şekil 6.5'te gösterildiği gibi uçak üzerinde acil durumda yolcu tahliyesi için kullanılan 4 farklı kapı mevcuttur. Bu kapılar sırasıyla Ön yolcu kapısı, Arka yolcu kapısı, Acil durum yolcu kapısı ve Servis kapısı olarak 4 farklı çıkış tahliyede kullanılmaktadır. ADA sistemleri genel olarak bu 4 kapı üzerinden yolcuları tahliye etmek için kullanıldığından dolayı, kapıların etrafında veya yanlarında yer almaktadır. Bu kapıları aydınlatan ya da gösteren işaretler beraber Acil durumlarda güç kaynağı olarak kullanılan bataryalarda bu kapıların yakınındaki bölgelerde yer almaktadır çünkü acil durum ışıkları bu bataryaların sağladığı aydınlatma gücü ile ışık vermektedir.



Şekil 6.5 Dash8-Q400 serisinin çıkış kapıları (Bombardier)

Tasarım kapsamında uçak üzerine yerleştirilen ADA ekipmanlarının uçak içerisindeki konumuna göre açıklama ve numaralandırma bilgileri verilmiştir;

Uçağın Kabin Ön Bölgesi

- Acil Durum Batarya-1 (ADB-1)
- Acil Durum Tavan Işığı-1 (ADT-1)
- Acil Durum Batarya-2 (ADB-2)
- Acil Durum Kapı Yönlendirici Işığı (ADY-1)

Ön Yolcu Kapısı

- Acil Durum Kapı Belirleyici Işığı (ADKB-1)
- Acil Durum Kapı İşaretleyici Işığı (ADİ-1)
- Acil Durum Harici Işığı (ADH-1)

Ön Acil Durum Kapısı

- Acil Durum Kapı Yönlendirici Işığı (ADY-2)
- Acil Durum Kapı İşaretleyici Işığı (ADİ-2)
- Acil Durum Kapı Belirleyici Işığı (ADKB-2)
- Acil Durum Harici Işığı (ADH-2)

Uçağın Kabin Orta bölgesi

- Acil Durum Tavan Işığı-2 (ADT-2)
- Acil Durum Tavan Işığı-3 (ADT-3)
- Acil Durum Tavan Işığı-4 (ADT-4)
- Acil Durum Tavan Işığı-5 (ADT-5)
- Acil Durum Tavan Işığı-6 (ADT-6)

Uçağın Kabin Arka bölgesi

- Acil Durum Batarya-3 (ADB-3)
- Acil Durum Batarya-4 (ADB-4)
- Acil Durum Kapı Yönlendirici Işığı (ADY-3)
- Acil Durum Kapı Yönlendirici Işığı (ADY-4)
- Acil Durum Tavan Işığı-7 (ADT-7)

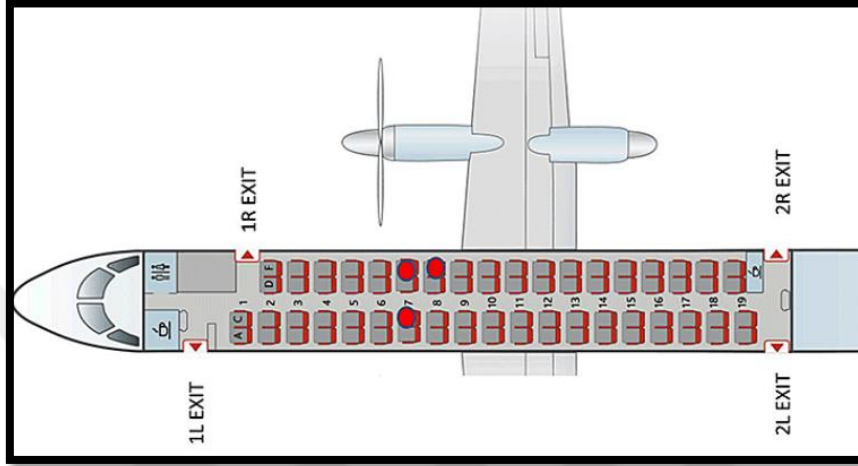
Arka Yolcu Kapısı

- Acil Durum Kapı İşaretleyici Işığı (ADİ-3)
- Acil Durum Kapı Belirleyici Işığı (ADKB-3)
- Acil Durum Harici Işığı (ADH-3)

Servis Kapısı

- Acil Durum Kapı İşaretleyici Işığı (ADİ-4)
- Acil Durum Kapı Belirleyici Işığı (ADKB-4)
- Acil Durum Harici Işığı (ADH-4)

Uçak üzerinde bulunan acil durum tahliye kapıları Şekil 6.6’da verilmiştir. ADA aydınlatma ekipmanlarından Kapı Yönlendirici, Kapı İşaretleyici ve Kapı Belirleyici ışıklar bu 4 adet kapının yakınında bulunması gerekmektedir çünkü acil durumda özellikle uçak içerisinde meydana gelebilecek herhangi bir duman durumunda ortamın görünürlüğün azaldığı bir senaryoda kapıyı gösteren ışıkların doğru bir şekilde yolcuları en yakın olan kapıya yönlendirmesi gerekmektedir.



Şekil 6.6 Dash8-Q400 acil durum tahliye kapıları (Bombardier)

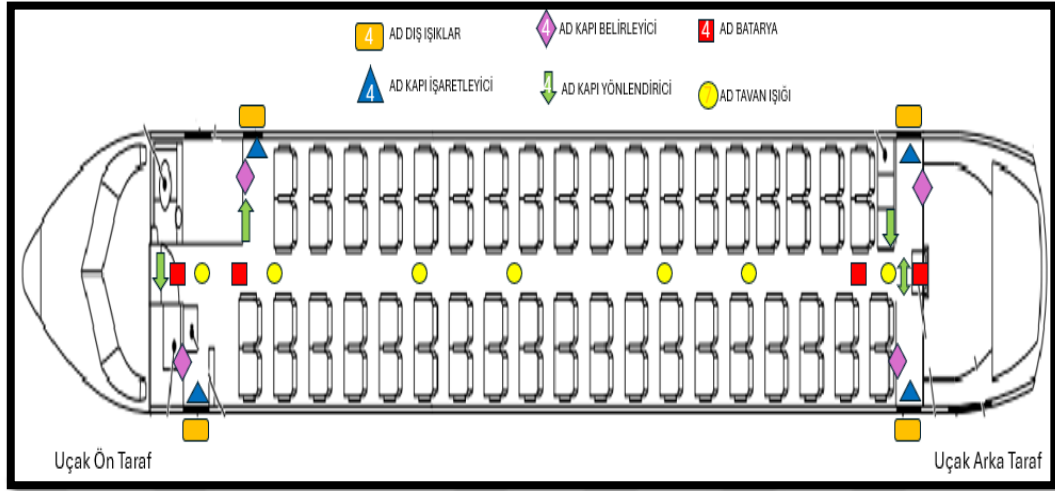
Bombardier Dash8-Q400 uçak modelinde yer alan ADA ekipmanlarının sayısı, çeşidi ve uçak üzerindeki konumları Şekil 6.7’de verilmiştir.

Uçak üzerinde acil durum kapıları dikkate alınarak tasarımı gerçekleştirilen ADA ekipmanları şunlardır;

- 4 Adet Acil Durum Güç Kaynağı
- 4 Adet Acil Durum Kapı Yönlendirici Işığı
- 4 Adet Acil Durum Kapı İşaretleyici Işığı
- 4 Adet Acil Durum Kapı Belirleyici Işığı
- 7 Adet Acil Durum Kabin Tavan Işığı
- 4 Adet Acil Durum Harici Işığı

Şekil 6.7’de verilen uçak modelinde görüldüğü üzere merkez bölme içerisinde bulunan kabin bölgesinde uçak içi ADA sistemleri yer almaktadır. ADA sistemi ekipmanlarının yerleşimi uçak konfigürasyonuna veya uçakta bulunan çıkış kapısına göre değişmektedir. Acil tahliye durumunda uçakta bulunan çıkış

kapılarının görünebilmesi için ilgili ADA sisteminin FAA ve EAS standartlarına uygun olarak yerleşiminin yapılmış olması gerekmektedir.



Şekil 6.7 ADA ekipmanlarının uçak üzerindeki konumları

Enine dikey bölünme gereksinimi kapsamında 25.812.(I) içerisinde verilen 3 madde göz önünde bulundurularak analiz yapılmalıdır. Uçak içerisinde herhangi bir kırılım olduğu durumda ışık için analiz yapılırken ışığın fiziksel olarak herhangi bir zarar görmediği ve güç sağlayan kaynağın düzgün çalıştığı durumda ışığın aydınlatma sağlayamaması durumu göz önünde bulundurularak analiz yapılmalıdır. Bu durum şu şekilde de açıklanabilir, ışık ve güç sağlayan kaynak, kırılım sırasında doğrudan herhangi bir zarar görmediği durumda ilgili ışığın güç kablosunun zarar görmesi durumu ışığın aydınlatma sağlayamamasını gösterecektir ve analiz kapsamında bu olasılık oranın bir parçası olacaktır.

İlgili üç maddenin detaylı açıklaması aşağıda verilmiştir.

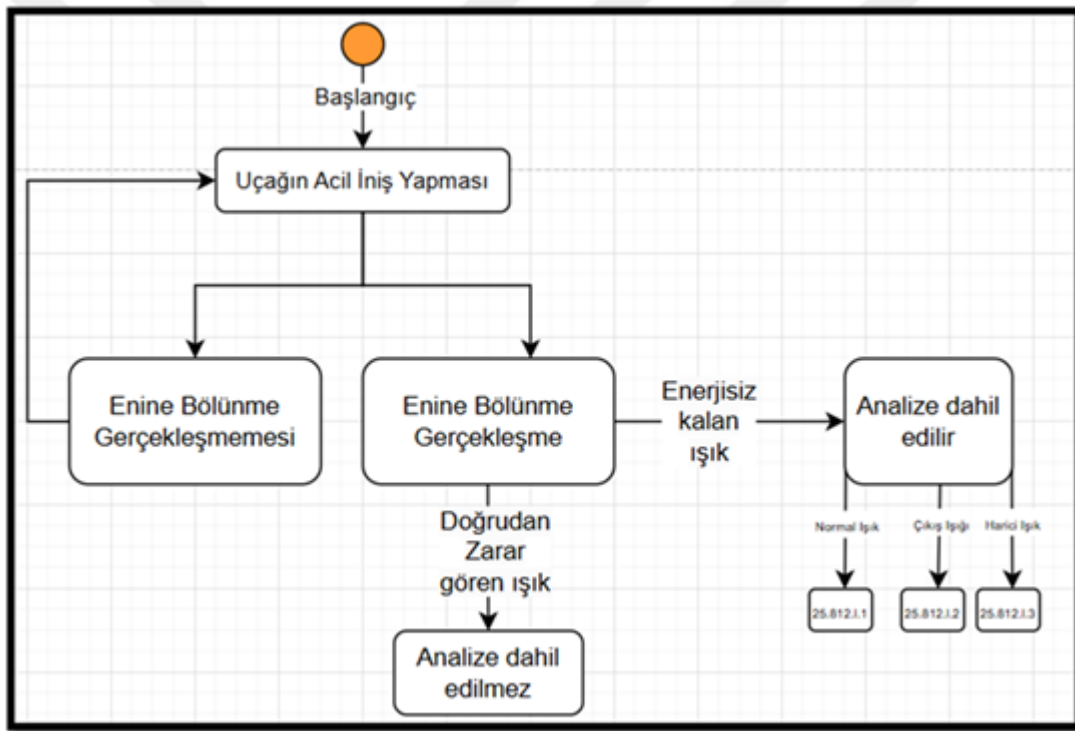
25.812.(I).1: Uçağın enine dikey bölünmesi sırasında acil durum ışık sayısının hesaplanması yapılırken, hesaplama girdi olacak parametreler hepsi detaylı verilmelidir.

- Kırılım sırasında doğrudan hasar gören ışık veya ışıklar analize dâhil edilmemektedir.
- 25.812.(I) Maddesi kapsamında verilmiş olan %25 değeri için hesaplama yapılırken FAR 25 ek 25-88 içerisinde bahsedildiği üzere analiz yapılırken

aydınlatma sağlamayan ışıkların sayısı bütün acil durum ışıkların sayısına bölünerek oran yapılmalıdır.

25.812.(I).2: Uçak içerisinde yer alan ADA ekipmanlarından Kapı Yönlendirici (4 adet), Kapı İşaretleyici (4 adet) ve Kapı Belirleyici (4 adet) ışıkları herhangi bir dikey kırılım durumunda doğrudan zarar görmek dışında çalışır durumda olması gerekmektedir.

25.812.(I).3: Herhangi bir kırılım durumunda uçağın dışında bulunan Harici ADA (4 adet) ekipmanlarından doğrudan hasara uğrayanlar hariç uçağın iki tarafında en azından bir adet ışık aydınlatıyor olması gerekmektedir.



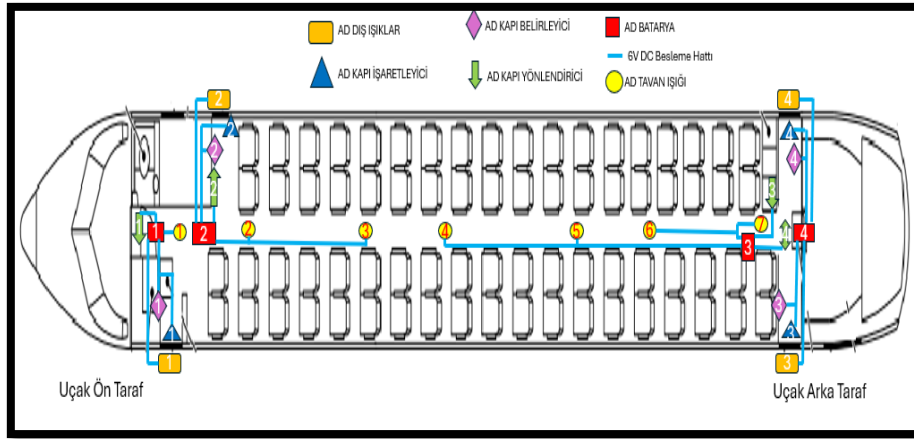
Şekil 6.8 Enine bölünmeye bağlı ADA sistemi akış grafiği

Şekil 6.8’de, FAR 25.812(1) kapsamında gerçekleştirilen analizde kullanılan algoritma verilmiştir. Bu analizde temel varsayım, uçağın acil iniş yapması durumunda enine dikey bölünmenin meydana gelmiş olmasıdır. Bu senaryoda, acil durum aydınlatma sistemine ait ışıkların analize dahil edilme olasılığı, görselde gösterildiği üzere, doğrudan fiziksel hasar alma veya enerji kaybına uğrama durumlarına göre değerlendirilmektedir.

ADA ışık kaynağı enerji kaybına uğradığında, analize dahil edilerek ilgili gereksinim maddesi çerçevesinde değerlendirilir. Enerjisiz kalan her bir ışık kaynağı, FAR 25.812(l) gereklilikleri doğrultusunda ilgili maddeye uygun olarak incelenir. Ancak, enine dikey bölünme sonucunda ADA sistemine ait ışık kaynaklarının doğrudan fiziksel hasar görmesi durumunda, bu ışıklar analize dahil edilmez.

Öte yandan, uçak acil iniş gerçekleştirdiğinde enine dikey bölünmenin meydana gelmemesi durumunda, Şekil 6.8’de gösterildiği gibi analiz döngüsü başlangıç noktasına geri dönecek şekilde yeniden değerlendirilir.

Yukarıda verilen FAR25 acil durum aydınlatma gereksinimleri dikkate alınarak, uçak içi aydınlatma ekipmanlarının beslenme diyagramlarının uçak üzerindeki dikey görünümü Şekil 6.9’da verilmiştir. Uçakta meydana gelebilecek enine dikey bölünme analizleri kapsamında uçakta bulunan ADA ekipmanlarının doğrudan ya da beslenmesinin gitmesi sonucu aydınlatma sağlayamayacak ekipmanların sayısı ilgili enine dikey bölünmenin gerçekleştiği noktalara bağlı olarak hesaplanması gerekmektedir. ADA ekipmanlarının beslenme diyagramlarına göre oluşturulan ADA ekipmanlarının güç kaynakları Tablo 6.2’de verilmiştir.



Şekil 6.9 ADA ekipmanlarının beslenme diyagramı

Tablo 6.2’de güç kaynakları ve ADA ekipmanları 25.812.(l) gereksinimi kapsamında yapılması gereken analiz sonuçlarına göre ilgili besleme dağılım akışını göstermektedir. Burada ekipmanların aydınlatma gücü beslemesini sağlayan bataryalar uçak üzerinde 4 farklı konumda yer aldığından dolayı herhangi bir ADA ekipmanının beslenmesi analiz edilirken hem 25.812.(l) gereksinimi hem de ilgili

ekipman için çekilecek beslenme kablosunda oluşacak gerilim düşümü ve yapısal olarak ilgili bölgeye kablo çekilebilirliği göz önünde bulunarak analizler yapılmaktadır.

Tablo 6.2 ADA ekipmanları batarya beslenme dağılımı

Acil Durum Aydınlatma Güç Kaynağı	Beslenen Ekipman	Toplam (adet)
Acil Durum Batarya-1 (ADB-1)	• Acil Durum Kapı İşaretleyici Işığı-1 (ADİ-1) • Acil Durum Kapı Belirleyici Işığı-1 (ADKB-1) • Acil Durum Kapı Yönlendirici Işığı-1 (ADY-1) • Acil Durum Harici Işığı-1 (ADH-1) • Acil Durum Tavan Işığı-1 (ADT-1)	5
Acil Durum Batarya-2 (ADB-2)	• Acil Durum Kapı İşaretleyici Işığı-2 (ADİ-2) • Acil Durum Kapı Belirleyici Işığı-2 (ADKB-2) • Acil Durum Kapı Yönlendirici Işığı-2 (ADY-2) • Acil Durum Harici Işığı-2 (ADH-2) • Acil Durum Tavan Işığı-2 (ADT-2) • Acil Durum Tavan Işığı-3 (ADT-3)	6
Acil Durum Batarya-3 (ADB-3)	• Acil Durum Kapı Yönlendirici Işığı-3 (ADY-3) • Acil Durum Kapı Yönlendirici Işığı-4 (ADY-4)	6

Bu kırılım meydana geldiğinde doğrudan hasar gören ve güç kablosu zarar gördüğü için aydınlatma sağlayamayacak ekipmanların listesi Tablo 6.3'te verilmiştir.

Tablo 6.3 Enine dikey bölünme 1. olasılık

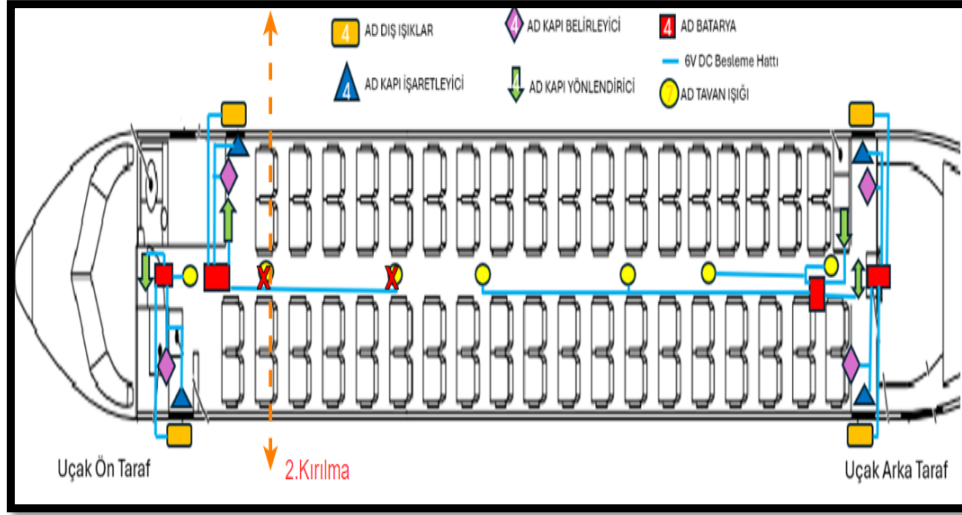
Ekipman	Doğrudan Hasar Gören Işıklar	1.Kırılımdan Dolayı Enerjisiz Kalan Işıklar
Harici ADA Ekipmanları	1 (ADH-1)	-
Kapı ADA Işıkları	1 (ADİ-1)	-
Kabin Tavan Işıkları	1 (ADT-1)	-

Tablo 6.3'ten görüldüğü üzere 1.kırılım noktasında uçakta enine dikey kırılım olduğunda, ilgili bölgede bulunan ADA ekipmanlarından doğrudan zarar gören 3 adet ışık bulunmaktadır. Bu kırılımdan dolayı doğrudan hasar gören ışıklar ADH-1, ADİ-1 ve ADT-1 ışıklarıdır. Bu kırılım gerçekleştiğinde güç kablosu kaybından dolayı enerjisiz kalan herhangi bir ışık bulunmamaktadır.

FAR25.812.(l) (1,2,3) gereksinimleri kapsamında doğrudan hasar gören ışıklar, aydınlatılma sağlaması gereken minimum %25 orana dâhil edilmediğinden dolayı bu kırılım kapsamında herhangi bir ışık sayısı oran hesabı yapılmamaktadır.

6.4.2 Enine Dikey Bölünme 2. Olasılık

Uçakta meydana gelebilecek 2. Kırılım için referans alınan model Şekil 6.11'de verilmiştir. Bu kırılım kabin yolcu bölgesinde bulunan ADA ekipmanları üzerinde etkisi mevcuttur.



Şekil 6.11 Enine dikey bölünme 2. olasılık

Bu kırılım meydana geldiğinde doğrudan hasar gören ve güç kablosu zarar gördüğü için aydınlatma sağlayamayacak ekipmanların listesi Tablo 6.4'te verilmiştir.

Tablo 6.4 Enine dikey bölünme 2. olasılık

Ekipman	Doğrudan Hasar Gören Işıklar	2.Kırılımdan Dolayı Enerjisiz Kalan Işıklar
Harici ADA Ekipmanları	-	-
Kapı ADA Işıkları	-	-
Kabin Tavan Işıkları	1 (ADT-1)	1 (ADT-2)

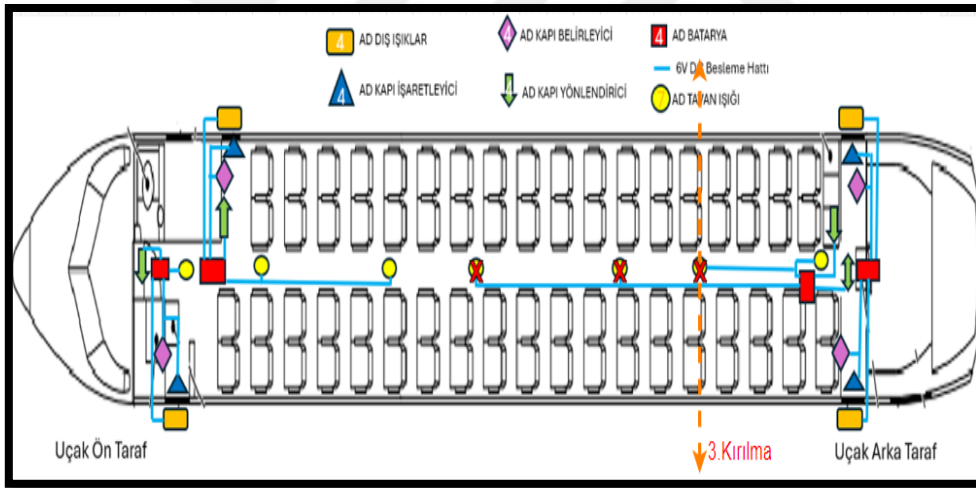
Tablo 6.4'te, 2.kırılım noktasında uçakta enine dikey kırılım olduğunda, ilgili bölgede bulunan ADA ekipmanlarından doğrudan zarar gören 2 adet ışık bulunmaktadır. Bu kırılımdan dolayı doğrudan hasar gören ışık ADT-1 ışığıdır. Bu

kırılım gerçekleştiğinde güç kablosu kaybindan dolayı enerjisiz kalan ışık ADT-2 ışığıdır.

FAR25.812.(l) (1,2,3) gereksinimleri kapsamında doğrudan hasar gören ışıklar, aydınlatılma sağlaması gereken minimum %25 orana dâhil edilmediğinden, bu kırılım kapsamında güç kablosu kaybindan dolayı ADT-2 ekipmanı için oran yapılması gerekmektedir. Toplam ADA ekipmanı sayısı 23 olduğundan dolayı 1/23 oranından %4,3 oranında aydınlatma ekipmanı enerjisiz kalacaktır.

6.4.3 Enine Dikey Bölünme 3. Olasılık

Uçakta meydana gelebilecek 3. Kırılım için referans alınan model Şekil 6.11’de verilmiştir. Bu kırılım kabin bölgesine yakın bulunan ADA ekipmanları üzerinde etkilidir.



Şekil 6.12 Enine dikey bölünme 3. Olasılık

Bu kırılım meydana geldiğinde doğrudan hasar gören ve güç kablosu zarar gördüğü için aydınlatma sağlayamayacak ekipmanların listesi Tablo 6.5’te verilmiştir.

Tablo 6.5 incelendiğinde 3.kırılım noktasında uçakta enine dikey kırılım olduğunda, ilgili bölgede bulunan ADA ekipmanlarından doğrudan zarar gören 3 adet ışık bulunmaktadır. Bu kırılımdan dolayı doğrudan hasar gören ışık ADT-6 ışığıdır. Bu kırılım gerçekleştiğinde güç kablosu kaybindan dolayı enerjisiz kalan ışık ADT-4 ve ADT-5 ışığıdır.

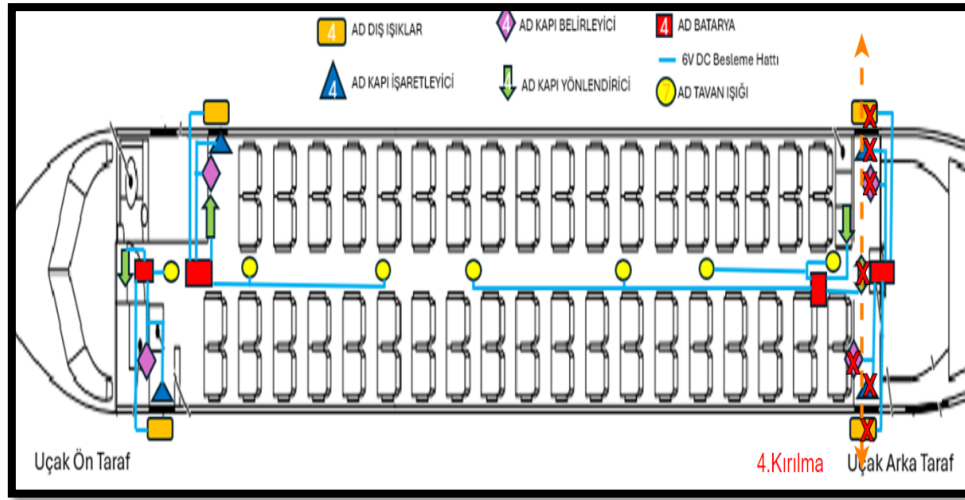
Tablo 6.5 Enine dikey bölünme 3. olasılık

Ekipman	Doğrudan Hasar Gören Işıklar	3.Kırılımdan Dolayı Enerjisiz Kalan Işıklar
Harici ADA Ekipmanları	-	-
Kapı ADA Işıkları	-	-
Kabin Tavan Işıkları	1 (ADT-6)	1 (ADT-4) 1 (ADT-5)

FAR25.812.(l) (1,2,3) gereksinimleri kapsamında doğrudan hasar gören ışıklar, aydınlatılma sağlaması gereken minimum %25 orana dâhil edilmediğinden dolayı bu kırılım kapsamında güç kablosu kaybından dolayı ADT-2 ekipmanı için oran yapılması gerekmektedir. Toplam ADA ekipmanı sayısı 23 olduğundan dolayı 2/23 oranından %8,6 oranında aydınlatma ekipmanı enerjisiz kalacaktır.

6.4.4 Enine Dikey Bölünme 4. Olasılık

Uçakta meydana gelebilecek 4. Kırılım için referans alınan model Şekil 6.12’te verilmiştir. Bu kırılım kabin bölgesine yakın bulunan ADA ekipmanları üzerinde etkilidir.



Şekil 6.13 Enine dikey bölünme 4. olasılık

Bu kırılım meydana geldiğinde doğrudan hasar gören ve güç kablosu zarar gördüğü için aydınlatma sağlayamayacak ekipmanların listesi Tablo 6.6’da verilmiştir.

Tablo 6.6 Enine dikey bölünme 4. olasılık

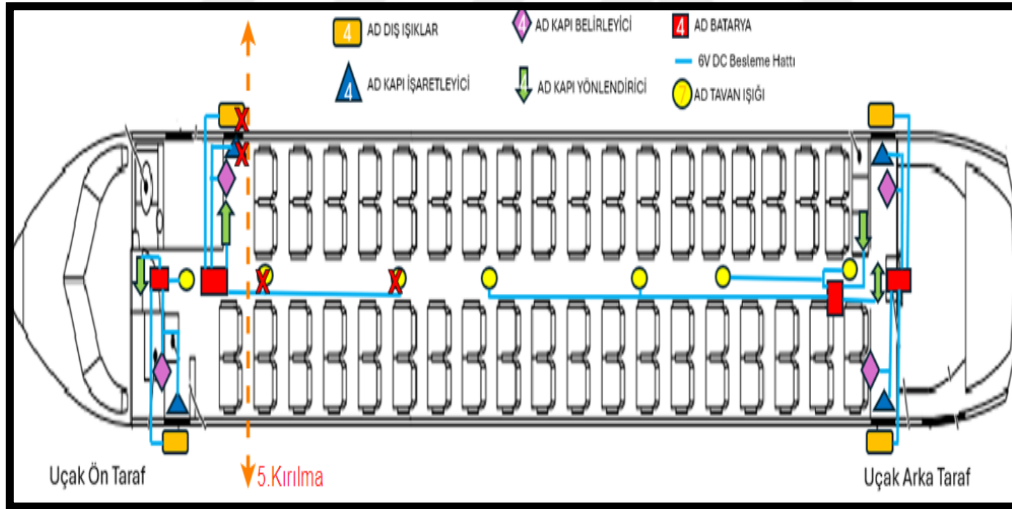
Ekipman	Doğrudan Hasar Gören Işıklar	4.Kırılımdan Dolayı Enerjisiz Kalan Işıklar
Harici ADA Ekipmanları	ADH-3, ADH-4	-
Kapı ADA Işıkları	ADY-4, ADI-3, ADI-4 ADKB-3, ADKB-4	-
Kabin Tavan Işıkları	-	-

Tablo 6.6 incelendiğinde 4.kırılma noktasında uçakta enine dikey kırılma olduğunda, ilgili bölgede bulunan ADA ekipmanlarından doğrudan zarar gören 7 adet ışık bulunmaktadır. Bu kırılmadan dolayı ADY-4, ADH-3, ADH-4, ADİ-3, ADİ-4, ADKB-3, ADKB-4 ışıkları doğrudan hasar görür. Bu kırılma gerçekleştiğinde güç kablosu kaybından dolayı enerjisiz kalan ışık bulunmamaktadır.

FAR25.812.(l) (1,2,3) gereksinimleri kapsamında doğrudan hasar gören ışıklar, aydınlatılma sağlaması gereken minimum %25 orana dâhil edilmediğinden dolayı bu kırılma kapsamında herhangi bir ışık sayısı oran hesabı yapılmamaktadır.

6.4.5 Enine Dikey Bölünme 5. Olasılık

Uçakta meydana gelebilecek 5. Kırılma için referans alınan model Şekil 6.13'te verilmiştir. Bu kırılma kabin bölgesine yakın bulunan ADA ekipmanları üzerinde etkilidir.



Şekil 6.14 Enine dikey bölünme 5. olasılık

Bu kırılma meydana geldiğinde doğrudan hasar gören ve güç kablosu zarar gördüğü için aydınlatma sağlayamayacak ekipmanların listesi Tablo 6.7'de verilmiştir.

Tablo 6.7 Enine dikey bölünme 5. olasılık

Ekipman	Doğrudan Hasar Gören Işıklar	5.Kırılımdan Dolayı Enerjisiz Kalan Işıklar
Harici ADA Ekipmanları	ADH-2	-
Kapı ADA Işıkları	ADİ-2	-
Kabin Tavan Işıkları	-	ADT-2, ADT-3

Tablo 6.7 incelendiğinde 5.kırılım noktasında uçakta enine dikey kırılım olduğunda, ilgili bölgede bulunan ADA ekipmanlarından doğrudan zarar gören 2 adet ışık bulunmaktadır. Bu kırılımdan dolayı ADH-2 ve ADİ-2 doğrudan hasar görür. Bu kırılım gerçekleştiğinde güç kablosu kaybından dolayı enerjisiz kalan ışıklar ADT-2 ve ADT-3 ışıklarıdır.

FAR25.812.(l) (1,2,3) gereksinimleri kapsamında doğrudan hasar gören ışıklar, aydınlatılma sağlaması gereken minimum %25 orana dâhil edilmediğinden dolayı bu kırılım kapsamında güç kablosu kaybından dolayı ADT-2 ve ADT-3 ekipmanı için oran yapılması gerekmektedir. Toplam ADA ekipmanı sayısı 23 olduğundan dolayı 2/23 oranından %8,6 oranında aydınlatma ekipmanı enerjisiz kalacaktır.

Uçakta meydana gelebilecek acil durum senaryolarında, uçak gövdesinin enine eksende dikey bir bölünmeye uğraması durumunda, acil durum aydınlatma sistemlerinde oluşabilecek kırılım noktaları ve bu kırılım noktalarının ADA aydınlatma ekipmanlarına etkileri ayrıntılı olarak incelenmiştir. Tablo 6.8’de, her bir kırılım için ilgili aydınlatma ekipmanlarının etkilenen oranları detaylı bir şekilde verilmiştir.

Tablo 6.8 Enine dikey bölünme tüm olasılıklar

Kırılım	Doğrudan Hasar Gören Işık Sayısı	Kırılımdan Dolayı Enerjisiz Kalan Işık Sayısı	Toplam Işık Sayısı	FAR 25.812.(I) Oranı (%25)
1.Kırılım Noktası	3	-	3	%0
2.Kırılım Noktası	1	1	2	%4,3
3.Kırılım Noktası	1	2	3	%8,6
4.Kırılım Noktası	7	-	7	%0
5.Kırılım Noktası	2	2	4	%8,6

FAR25.812.(I) (1) kapsamında Tablo 6.8’de, her bir kırılım noktası için doğrudan etkilenen ve kırılım sonucunda enerjisiz kalan acil durum aydınlatma sistemine ait ışık sayıları gösterilmektedir. Bu tabloda yer alan kırılım senaryolarında, FAR 25.812 gereksinimleri doğrultusunda incelenen ADA aydınlatma ekipmanlarının oranları değerlendirilmiştir. Özellikle en fazla ADA ekipmanının etkilendiği 4. kırılım noktasında, doğrudan etkilenen ışık sayısı 7 adet olarak tespit edilmiştir. Ancak, FAR 25.812.(I) kapsamında, doğrudan zarar gören ışıklar bu oran hesaplamasına dâhil edilmemektedir.

Kırılım 3 ve 4 noktaları incelendiğinde, uçahta oluşabilecek bir kırılımda sırasıyla 1 ve 2 adet ışık doğrudan zarar görmüş olup, her iki kırılımda da 2 adet ışık enerjisiz

kalmıştır. Bu durum, toplamda %8,6 oranında bir aydınlatma kaybına neden olmaktadır. 3. ve 4. kırılımlar için hesaplanan %8,6 oranı, FAR 25.812.(l) kapsamında belirtilen %25 oranının altında kaldığından, tasarımın bu gereksinimi karşılayacak şekilde yapıldığı görülmektedir.

FAR25.812.(l) (2) kapsamında Tablo 6.8 incelendiğinde, 5 farklı enine dikey bölünme durumunda doğrudan zarar görenler hariç çıkış ışıklarının enerjisiz kalmadığı görülmektedir.

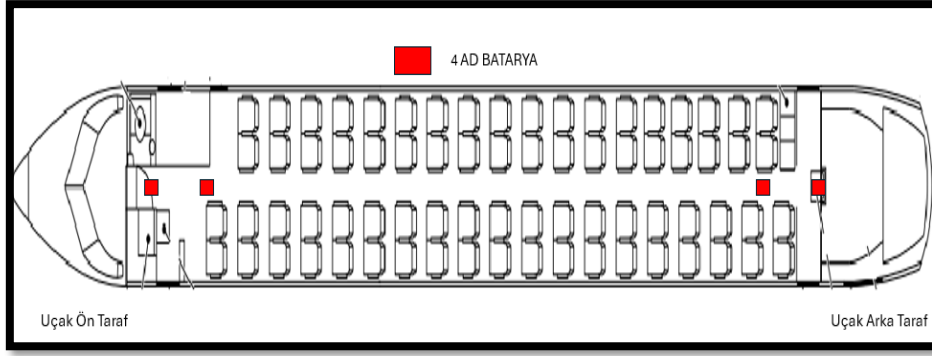
FAR25.812.(l) (3) kapsamında Tablo 6.8 incelendiğinde, 5 farklı enine dikey bölünme durumunda doğrudan zarar görenler hariç uçak dışında yer alan 4 adet harici ışık ekipmanlarının en az 1 tanesi aydınlatma sağlayacak şekilde tasarım yapıldığı görülmektedir.

6.5 FAR 25.812.(i) Batarya Kapasite Analizi Gereksiniminin Tasarımı ve Doğrulanması

FAR 25.812.(i) gereksinimi doğrultusunda, uçakta bulunan ADA sistemlerinin güç kaynakları, uçağın ana enerji kaynağında bir arıza meydana gelmesi durumunda otomatik olarak devreye girmeli ve ADA sistemlerine en az 10 dakika boyunca enerji sağlamalıdır. Bu süre, yolcu ve mürettebatın güvenli tahliyesi için gerekli olan asgari süreyi karşılamaktadır.

Havacılıkta ADA sistemlerine elektrik enerjisi sağlayan güç kaynaklarının hem batarya hem de kontrol devresi içermesi gerekmektedir. Uçak ana elektrik sisteminde bir kesinti meydana geldiğinde, güç kaynağı bu elektrik arızasını tespit etmeli ve bataryalar aracılığıyla ADA ışıklarının beslenmesini sağlamalıdır. Kullanılan güç ekipmanlarının detayları, Bölüm 6.2’de ayrıntılı olarak açıklanmıştır.

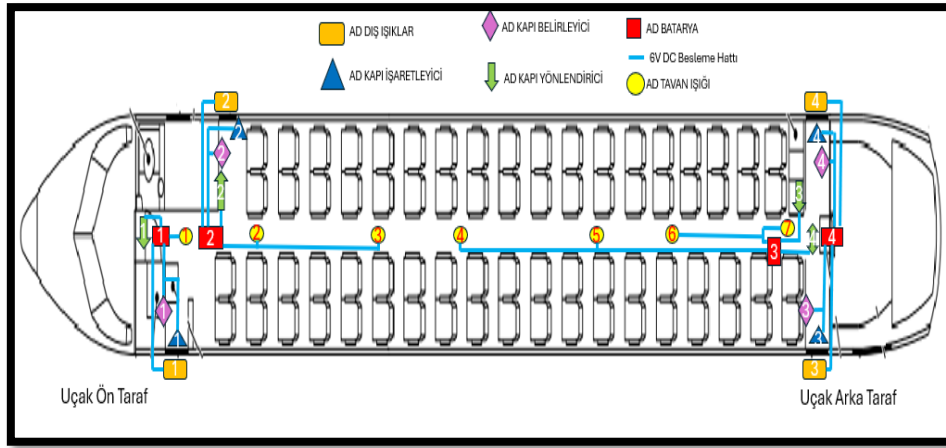
Uçaklarda kullanılan batarya tipleri ile bunların detaylı avantaj ve dezavantaj karşılaştırmaları, Bölüm 3.5’de detaylı olarak ele alınmıştır. Uçakta yer alan dört adet güç kaynağının (batarya) uçak üzerindeki konumları ise Şekil 6.15’te gösterilmiştir.



Şekil 6.15 Uçak üzerinde batarya konumları

Uçak üzerinde bataryaların yerleşim yerlerinin belirlenmesi aşamasında, hem FAR 25.812.(l) gereksinimlerinin dikkate alınması hem de bataryaların besleyeceği ADA sistemlerine olan mesafelerin göz önünde bulundurulması gerekmektedir. ADA ekipmanlarının yerleşimi sonrasında, güç kaynağına olan uzaklık, kablolarda gerilim düşümü oluşmasına ve uzun mesafelerde besleme durumunda kablo demetleri içerisinde bulunan kabloların taşıyabileceği akım kapasitesinin azalmasına neden olmaktadır. Özellikle uzun kablolarda meydana gelen gerilim düşümü, elektrik enerjisinin verimli bir şekilde iletilmesini olumsuz etkiler ve bu durum, kritik acil durum sistemlerinin etkinliğini azaltabilir. Ayrıca, kabloların demet içerisinde olması termal birikim ve elektromanyetik girişim risklerini artırarak, akım taşıma kapasitesini daha da sınırlandırabilir. Bu nedenle, kablo kesitlerinin doğru seçilmesi, kablo demetlerinin termal yönetiminin optimize edilmesi ve gerilim düşümünü minimuma indirecek yerleşim planları kritik öneme sahiptir [39].

FAR 25.812.(i) kapsamında uçak üzerine yerleşimi tamamlanmış ADA güç kaynaklarının, uçağın ana elektrik sisteminin devre dışı kalması durumunda besleyeceği ekipmanların uçak üzerindeki beslenme diyagramı Şekil 6.16'da gösterilmiştir.



Şekil 6.16 ADA güç kaynakları besleme diyagramı

Uçakta bulunan ADA sistemlerinin devreye girmesi durumunda, aydınlatma sağlayan ışıkların en az 10 dakika boyunca beslenmesi gerekmektedir. Tasarım kapsamında kullanılan ADA güç kaynağının çalışma prensibi ve iç devresine ait detaylı özellikler tezin 5.2.4 bölümünde açıklanmaktadır. Uçakta bulunan ADA ışıklarının çekeceği toplam güç, ADA güç kaynakları üzerinden sağlanacağından, her bir ışık ekipmanının 6 V DC gerilimde çekeceği akım değerleri belirlenmeli ve toplam çekilen akıma göre güç kaynağının kapasite analizi yapılmalıdır. Uçakta bulunan 4 adet ADA güç kaynağının beslediği ekipmanlar için süre bazında kapasitelerinin belirlenmesi gerekmektedir.

6.5.1 Acil Durum Güç Kaynağı Çıkış Yükleri

Tez kapsamında seçilmiş olan ADA aydınlatma güç kaynaklarının dört adet çıkış beslemesi bulunmaktadır. Bataryanın bulunduğu bölgede farklı lokasyonlarda ve farklı tiplerde bulunan ADA ışıklarını beslemek için güç kaynağında birden fazla çıkış bulunmaktadır. Güç kaynağında bulunan her bir çıkış beslemesi herhangi bir arıza durumunda içeride bulunan sigortalar üzerinden koruma sağlanmaktadır. Güç kaynağının çıkışlarında bulunan kısa devre sigortalarının oranına göre ilgili çıkıştan verilecek besleme kapasite analizi yapılmalıdır. Güç kaynaklarında bulunan 4 adet çıkış için detaylı analiz aşağıda yapılmıştır.

6.5.1.1 Acil Durum Güç Kaynağı-1

Tablo 6.9 Güç kaynağı-1 besleme çıkışları

Güç Kaynağı Çıkışları	Işıklar	Güç Tüketimi (W)	Çekilen Akım (A)
1. Çıkış	ADH-1	10	1,81
2. Çıkış	ADKB-1	4	0,72
	ADİ-1	4	0,72
3. Çıkış	ADT-1	2	0,36
4.Çıkış	ADY-1	4	0,72
TOPLAM YÜK			4,33

Batarya-1 çıkışında bulunan acil durum ışıkları, birinci yolcu kapısının etrafında konumlandırılan ışıklardan oluşmaktadır. Beslediği ışık çeşidi bakımından en az ışık sayısına sahip olan bataryadır. Bataryadan çekilen toplam akım değeri ise 4,33 A olarak hesaplanmıştır.

6.5.1.2 Acil Durum Güç Kaynağı-2

Tablo 6.10 Güç kaynağı-2 besleme çıkışları

Güç Kaynağı Çıkışları	Işıklar	Güç Tüketimi (W)	Çekilen Akım (A)
1. Çıkış	ADH-2	10	1,81
2. Çıkış	ADKB-2	4	0,72
	ADİ-2	4	0,72
3. Çıkış	ADT-2	2	0,36
	ADT-3	2	0,36
4.Çıkış	ADY-1	4	0,72
TOPLAM YÜK			4,69

Batarya-2 çıkışında bulunan acil durum ışıkları, acil durum kapısının etrafında konumlanan ışıklardan oluşmaktadır. Hem acil durum kabin tavan ışığı hem de acil durum çıkış kapısı etrafında bulunan ışıklar Batarya-2'den beslenmektedir. Bataryadan çekilen toplam akım değeri ise 4,69 A olarak hesaplanmıştır.

6.5.1.3 Acil Durum Güç Kaynağı-3

Tablo 6.11 Güç kaynağı-3 besleme çıkışları

Güç Kaynağı Çıkışları	Işıklar	Güç Tüketimi (W)	Çekilen Akım (A)
1. Çıkış	ADT-4	2	0,36
	ADT-5	2	0,36
2. Çıkış	ADT-6	2	0,36
	ADT-7	2	0,36
3. Çıkış	ADKB-3	4	0,72
4.Çıkış	ADKB-4	4	0,72
TOPLAM YÜK			2,88

Batarya-3 çıkışında bulunan acil durum ışıkları, kabin bölgesinde yer alan tavan ışıkları ile uçağın arka tarafında konumlanan kapı yönlendirici ışıklardan oluşmaktadır. Bu batarya, akım değeri açısından en az yük çekilen batarya olarak dikkat çekmektedir. Bataryadan çekilen toplam akım değeri ise 2,88 A olarak hesaplanmıştır.

6.5.1.4 Acil Durum Güç Kaynağı-4

Tablo 6.12 Güç kaynağı-4 besleme çıkışları

Güç Kaynağı Çıkışları	Işıklar	Güç Tüketimi (W)	Çekilen Akım (A)
1. Çıkış	ADKB-3	4	0,72
	ADİ-3	4	0,72
2. Çıkış	ADKB-4	4	0,72
	ADİ-4	4	0,72
3. Çıkış	ADH-3	10	1,81
4.Çıkış	ADH-4	10	1,81
TOPLAM YÜK			6,5

Batarya-4 çıkışında bulunan acil durum ışıkları, ikinci yolcu kapısı ve servis kapısının etrafında konumlanan ışıklardan oluşmaktadır. Kapı etrafındaki ışıklar ve harici ışıklar Batarya-4'ten beslenmektedir. Bataryadan çekilen toplam akım değeri ise 6,5 A olarak hesaplanmıştır.

6.5.2 Batarya Kapasite Hesaplaması ve Analizler

Referans alınan batarya modeli, 6 V DC nominal çıkış gerilimi ve 1,7 Ah kapasiteye sahip olup, elektrokimyasal yapısı nedeniyle sürekli bir kendiliğinden deşarj eğilimindedir.

Batarya SOH, bataryanın kapasitesinin ve performansının, yeni durumuna kıyasla zamanla ne kadar korunduğunu gösteren önemli bir parametredir. Batarya sağlığını olumsuz etkileyen temel faktörler; bataryada kullanılan elektrokimyasal hücre tipi, deşarj sırasında çekilen akımın büyüklüğü (yük profili), şarj-deşarj çevrimlerinin

sayısı ve derinliği (Depth of Discharge- DoD), sıcaklık koşulları ve depolama süresidir. Bu faktörler, bataryanın iç direncinde artışa ve kimyasal bozulmaya neden olarak kapasite kaybına, gerilim dengesizliğine ve genel performans düşüşüne yol açar. Sonuç olarak, bataryanın kullanım ömrü boyunca SOH oranı azalır ve bu durum, bataryanın güvenilirliğini ve kullanılabilirliğini kısıtlayabilir [40].

Bataryanın SoH durumu göz önünde bulundurularak, tez kapsamında seçilen bataryanın %80 kapasitede olduğu kötü senaryo üzerinden kapasite analizi gerçekleştirilmektedir [41].

Batarya Kapasitesi: 1.7 Ah

Analiz Batarya Kapasite Oranı: 1,36 Ah (1.17 Ah için %80 değeri)

Batarya Deşarj olma süresi: 81,6 Adk (1,36 A x 60 dk)

Bataryalardan beslenen toplam yükler;

Batarya-1: 4,33 A

Batarya-2: 4,69 A

Batarya-3: 2,88 A

Batarya-4: 6,5 A

Çekilen akıma bağlı olarak bataryaların sağlayabileceği güç süreleri, bataryanın analiz kapasite süresinin akıma bölünmesi ile elde edilir.

Batarya-1: 81,6 A-dk / 4,33 A=18,8 dk

Batarya-2: 81,6 A-dk / 4,69 A=17,39 dk

Batarya-3: 81,6 A-dk / 2,88 A=28,33 dk

Batarya-4: 81,6 A-dk / 6,5 A=12,55 dk

Referans alınan Ni-Cd batarya için, çekilen yük miktarı arttıkça bataryanın sağladığı enerji süresi azalmaktadır. Ancak bu azalma, lineer bir orantı ile sürekli artan bir eğilim göstermemektedir. Bataryanın iç direncindeki ısınma, elektrokimyasal süreçlerin zamanla performans kaybına uğraması ve iç direnç kaynaklı gerilim düşüşleri gibi faktörler, bataryanın enerji sağlama süresini yalnızca çekilen yük miktarına bağlı olmaktan çıkararak daha karmaşık bir dinamik oluşturur.

Yapılan analizler çerçevesinde, uçakta kullanılan bataryaların %80 SoH kapasite durumuna göre kapasite analizi gerçekleştirilmiştir. Her bir bataryanın üzerine binen yükler göz önünde bulundurulduğunda, özellikle en fazla yük altında bulunan Batarya-4'ün devreye girmesi durumunda, 1,7 Ah'lık nominal kapasitesinin %80 oranındaki durumu (1,36 Ah) dikkate alınarak hesaplama yapılmıştır. Çekilen yük miktarının 6,5 A olduğu hesaplandığında, Batarya-4'ün minimum 12,55 dk süreyle kesintisiz enerji sağlayabileceği hesaplanmıştır. Bu süre, FAR 25.812.(i) gereksinimi olan minimum 10 dakikalık süreyi karşılamakta olup, analiz sonuçları uçakta bulunan dört bataryanın da aynı gereksinimi sağladığını ve acil durum senaryolarında yeterli enerji sürekliliğini temin ettiğini göstermektedir.

Enine dikey bölünme (FAR 25.812(l)) ve batarya analiz (FAR 25.812.(i)) gereksinimleri doğrulama açısından uçakta bulunan farklı acil durum ekipmanları ile doğrulanmaktadır. Birinci gereksinimde yapısal olarak uçakta medyana gelebilecek bir enine dikey bölünme durumunda doğrudan hasar gören ışıklar dışında kalan ışıkların oranı ile ilgilenirken, ikinci gereksinim kapsamında uçakta herhangi bir kırılım durumu olmadığı senaryoda bataryaların kendi özel çıkışlarından ışıkları beslerken kaç dakika boyunca enerji sağladığı ile ilgilenmektedir.

7 SONUÇ

Havacılık sektöründe, uçak içerisinde bulunan acil durum ekipmanları ve sistemleri, olası acil durum senaryolarında uçakta yer alan kişilerin güvenli bir şekilde tahliye edilmesinde kritik bir rol oynamaktadır. Özellikle, tüm yolcu uçaklarında standart olarak bulunan ADA sistemleri, bu süreçte hayati önem taşımaktadır. ADA sistemlerinin tasarımı ve içerisindeki ekipmanların, FAA ve EASA gibi regülatörler tarafından belirlenen gereksinimlere uygun olması gerekmektedir. Uçakta bulunan tüm sistemlerin uyum sürecinin tamamlanmasının ardından sertifikasyon süreci gerçekleştirilmektedir.

Tez kapsamında, FAR 25.812 maddeleri çerçevesinde örnek bir uçak modeli üzerinde acil durum aydınlatma sisteminin tasarımı esnasında dikkat edilmesi gereken kriterler ile bu tasarımların uçak platform seviyesinde olası etkileri, detaylı analizlerle ortaya konmuştur. Literatürde acil durum aydınlatma sistemleri ile ilgili derinlemesine bilginin bulunmaması tezin özgün yönünü oluşturmaktadır. Birçok havacılık tasarım verisi ülke veya şirketler tarafından gizlilik gerekçesiyle saklanmaktadır.

Enine dikey bölünme kapsamında yapılan analizlerde, enine dikey bölünme noktaları incelenmiş ve uçağın belirlenmiş bölgelerinde acil iniş durumunda fiziksel olarak ayrılma olasılığı göz önünde bulundurulmuştur. Uçakta meydana gelebilecek enine bir ayrılma noktasına göre, uçak içerisinde aydınlatma sağlaması gereken acil durum ışıkları için farklı kırılım noktaları açısından analiz gerçekleştirilmiştir. Bu kırılım noktalarına göre, regülatörler tarafından belirlenmiş olan aydınlatma sağlaması gereken ışık sayısının üstünde bir değerde kalındığı gözlemlenmiştir.

Tez kapsamında doğrulanması gerçekleştirilen ikinci gereksinim olan batarya kapasite analizi için, batarya ömür döngüsü göz önünde bulundurulmuş ve tam

yüklenmede bataryanın ne kadar süre boyunca güç sağlayabileceği hesaplanmıştır. Bu analiz sonucunda, regülatörler tarafından belirlenmiş olan sürenin üstünde bir değerde bataryanın çıkış verebildiği gözlemlenmiştir.

Acil durum aydınlatma sistemlerinde kullanılan bataryaların enerji yoğunluğu, çevresel dayanıklılığı ve ömrü konusunda yenilikçi teknolojiler araştırılabilir. Özellikle lityum-ion ve solid-state bataryaların bu sistemlere entegrasyonu incelenebilir. Uçağı birleştiren yapısal parçaların detaylı modelleme ve simülasyonları gerçekleştirilebilir. Bu çalışmalarla ile acil iniş durumu sırasında uçakta meydana gelebilecek kırılım noktalarının detaylı bir şekilde belirlenerek uçak içerisine yerleştirilecek ışıkların konumlarının daha optimum bir şekilde belirlenmesine olanak sağlayacaktır.

KAYNAKÇA

-
- [1] Federal Aviation Administration (2003).
 - [2] Xuan Jiang, (2022) Study on ground Evacuation test method of civil aircraft emergency lighting, *Advances in Engineering Technology Research* (pp. 314-316).
 - [3] Yugang Zhang, Zhaohui Yang and Zhongchao Sun, (2019, February) A dynamic estimation method for aircraft emergency evacuation based on cellular automata. *Advances in Mechanical Engineering* (pp. 2-6).
 - [4] Ashkan barzkar and Mona ghassemi (2020. September), Electric Power Systems in More and All Electric Aircraft. *IEEE Access* (pp. 169315-169321)
 - [5] European Union Aviation Safety Agency (2018).
 - [6] Wikipedia contributors. (n.d.). US Airways'in 1549 sefer sayılı uçuşu. Wikipedia. https://tr.wikipedia.org/wiki/US_Airways%27in_1549_sefer_say%C4%B1%C4%B1_u%C3%A7u%C5%9Fu
 - [7] Bulent Sarlioglu and Casey T. Morris. (2015. May) More Electric Aircraft: Review, Challenges, and Opportunities for Commercial Transport Aircraft. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*.
 - [8] Majid T. Fard, Jiang Biao He, Hao Huang and Yue Cao. (2022, August) Aircraft Distributed Electric Propulsion Technologies—A Review. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*. (Volume: 8, Issue: 4)
 - [9] Uçak Elektriksel Güç Üniteleri (2011). TC. Milli Eğitim Bakanlığı
 - [10] Christian Brecher, Stephan Neus, Marcus Gärtner, Hans-Martin Eckel, Maik Hoppert, Barry James, Chris Gerada, Michele Degano, Mohammad Reza Ilkhani, Mauro Di Nardo. (2023. April). Design of an aircraft generator with radial force control. *Open Research Europe*
 - [11] https://www.wikiwand.com/en/articles/Constant_speed_drive
 - [12] Xiaolei Liu Liansheng Liu, Datong Liu, Lulu Wang, Xiyuan Peng. (2022, March) A Hybrid Method of Remaining Useful Life Prediction for Aircraft Auxiliary Power Unit. *IEEE Sensors Journal*. (Volume: 20, Issue: 14)
 - [13] Jamna A., Jayarama Pradeep, Jamuna V. (2021, May) Comparative analysis of voltage controllers for a single stage AC-AC converter for Aircraft Ground power unit application. *Materialstoday proceedings*. Volume 45, Part 2, Pages 2381-2390
 - [14] <https://www.mototok.com/blog/ground-power-units-facts-you-need-to-know-before-buying>
 - [15] Magedi Moh M. Saad, Sofian Mohd, Mohd Fadhli Zulkafli, Nor Afzanizam Samiran and Djamal Hissein Didane. (2021, November). Simulation Study

- on the Performance of a Modified Ram Air Turbine (RAT) for Power Generation in Aircrafts. Academic Journal. (Vol 6, Issue 11, p1)
- [16] <https://mcdonnell-douglasdc-10hayranlarna.blogspot.com/2013/09/rat-ram-air-turbine-adg-air-driven.html>
 - [17] Mohd Tariq, Ali I. Maswood, Chandana Jayampathi Gajanayake, Amit Kumar Gupta. (2017, June) Aircraft batteries: current trend towards more electric aircraft. IET Electrical Systems in Transportation.(pp. 1443-1446)
 - [18] <https://www.airline-suppliers.com/supplier-press-release/saft-a-historic-aviation-battery-manufacturer-and-a-subsiidiary-of-the-total-group/>
 - [19] Tavish Pattanayak and Dimitri Mavris. (2024, December) Battery Technology in Aviation: Current State and Future Prospects.
 - [20] Nikolay Kuznetsov, Sergey Volskiy, D. A. Sorokin, M. V. Yuldashev, Renat Yuldashev. (2021, September). AC/DC converter for aircraft power supply system. PCIM Asia 2021; International Exhibition and Conference for Power Electronics, Intelligent Motion, Renewable Energy and Energy Management. (pp. 1-4)
 - [21] Devinda A. Molligoda, Pradip Chatterjee, Chandana J. Gajanayake, Amit Kumar Gupta, K. J. Tseng. (2016, December). Review of design and challenges of DC SSPC in More Electric Aircraft. IEEE 2nd Annual Southern Power Electronics Conference (SPEC)
 - [22] Sun Qin, (2022, October). Safety Assessment of Civil Aircraft Lighting System. IEEE 2nd International Conference on Data Science and Computer Application (ICDSCA). (pp. 832-833)
 - [23] Yi Zeng. (2022) Design and evaluation methodology for cockpit lighting system in civil transport aircraft. AHFE International.
 - [24] <https://majesticsoftware.com/forums/discussion/423/new-cockpit-lighting>
 - [25] Good Design Award contributors. (n.d.). Aircraft cockpit lighting. <https://www.g-mark.org/en/gallery/winners/9dd3fd59-803d-11ed-af7e-0242ac130002?companies=06c779cb-b559-496f-9914-8ad77be32ce4>
 - [26] Qunmin YAN. (2016). A design and simulation study of airborne external lights system. Internation Journal of Simulation. (pp. 1.1-1.2)
 - [27] <https://aerosavvy.com/airplane-lights/>
 - [28] Hongyuan Song. (2022). Technical analysis on airworthiness compliance of lighting components for civil aircraft emergency evacuation slides. International Conference on Aerospace and Control Engineering.(pp. 1-4)
 - [29] <https://sassofia.com/blog/aircraft-door-emergency-exit-types-and-role-considerations/>
 - [30] <https://www.aeroexpo.online/prod/bruce-aerospace-inc/product-171642-48333.html>
 - [31] Peter Kurzweil and Wolfgang Scheuerpflug.(2020, January) State-of-Charge Monitoring and Battery Diagnosis of NiCd Cells Using Impedance Spectroscopy.(pp. 1-3)

- [32] <https://www.monolithicpower.com/en/learning/resources/the-importance-of-state-of-charge-and-state-of-health-in-battery-management-systems>
- [33] Guidance on Testing and Installation of Rechargeable Lithium Battery and Battery Systems on Aircraft. (2015, October). Federal Aviation Administration Advice Circular AC 20-184.
- [34] AC_43.13-1B_W-CHG1 Acceptable Methods, Techniques, And Practices Aircraft Inspection And Repair (1998)
- [35] <https://stratosphere-technologies.com/stratosphere-s-a-awarded-with-safe-wiring-project-for-the-development-of-the-next-generation-of-health-monitoring-of-aerospace-wiring-systems/>
- [36] M. Guidaa, F. Marulo Partial. (2014). Modeling of aircraft fuselage during an emergency crash landing. *Procedia Engineering* (pp. 27-31)
- [37] Allan Abramowitz Philip A. Ingraham Robert McGuire. (1999, November) Vertical Drop Test of a Shorts 3-30 Airplane. Federal Aviation Administration. (pp. 1-10).
- [38] Dash8-Q400 Airport Planning Manual-Bombardier
- [39] B. W. Jones and J. A. Scott (2013, February). Short-Time Current Ratings for Aircraft Wire and Cable. *Electrical Engineering* (Volume: 65, Issue: 12, December 1946).
- [40] Davut Koçyiğit ve Umut Engin Ayten. (2023, June). Batarya Yönetim Sistemleri İçin Yeni Bir Hücre Dengeleme Sistemi Tasarımı. *Yüksek Lisans Tezi* (pp. 21-24).
- [41] MIL-E-7016F, Electric Load and Power Source Capacity, Analysis of Aircraft (1976).
- [42] www.aviationknowledge.in/2021/12/electrical-power-system-presentation-of.html

A

TEST VE HAVACILIK STANDARTLARI

1- Vertical Drop Test of a Shorts 3-30 Airplane

EXECUTIVE SUMMARY

A Short Brothers PLC, Model SD 3-30, airplane was subjected to a vertical impact drop test at the Federal Aviation Administration (FAA) William J. Hughes Technical Center, Atlantic City International Airport, New Jersey. The objective of the test was to determine the impact response of the fuselage, seat tracks, seats, and anthropomorphic test dummies on a high-wing, commuter type airplane. The test was conducted to simulate the vertical velocity component of a severe, but survivable, crash impact. A final impact velocity of 30 feet per second was therefore selected. The airplane was configured in a typical maximum gross weight flight condition, including seats, simulated occupants, fuel, and cargo. The data collected in this test will supplement the existing certification basis for improved seat and restraint systems for commuter category airplanes as defined in Title 14 of the Code of Federal Regulations (CFR) Part 23 (19,000 pounds gross weight limit).

The Shorts 3-30 is a twin turboprop, 30-passenger regional transport airplane. It is 58 feet long and has a wing span of 75 feet. The total test weight of the airplane was 21,210 pounds. The internal seating arrangement consisted of pilot and copilot seats, eight rows of standard passenger seats, and two nonstandard seats mounted in the aisle. Twenty-one of the 28 seats were occupied by mannequins; the remaining seven seats were occupied by instrumented anthropomorphic test dummies.

The Shorts 3-30 fuel system is unique insofar as the two fuel tanks are located on top of the fuselage as opposed to the more conventional location in the wings. A more detailed analysis of the potential for fuel spillage was therefore done due to the increased possibility of injury to the passengers with this fuel system configuration. During the drop test, a massive amount of simulated fuel spilled into the passenger compartment.

The stiff structure of the airplane allowed for only small amounts of airframe crushing. As a result, the fuselage experienced high $G_{\max}$ levels of approximately 90 g's with an impact pulse duration of 15 ms. The stiff structure also prevented fuselage crushing which allowed the airplane to maintain a protective shell.

The seat tracks remained attached to the fuselage. However, 23 of the 26 passenger seats experienced structural failure. The crew seats were undamaged. The occupants experienced G_{peak} levels in the range of 31-67 g's with a pulse duration of 21-59 ms as measured in the pelvic region. This may be considered a severe impact which would have resulted in moderate to severe injuries to the occupants.

All exits remained operable after the impact. Nine of 23 external windows and 13 of 23 internal windows shattered.

The overhead fuel tanks broke loose from their mountings and large quantities of simulated fuel spilled onto the occupants.

INTRODUCTION

This report presents the results of a vertical impact test conducted at the Federal Aviation Administration (FAA) William J. Hughes Technical Center, Atlantic City International Airport, New Jersey. The objective of this test was to determine the impact response of the fuselage, seat tracks, seats, and anthropomorphic test dummies on a high-wing airplane. This test was conducted to simulate the vertical velocity component of a severe, but survivable, crash impact. This test entailed dropping a Short Brothers PLC, Model SD 3-30, a 30-passenger regional transport airplane, from a height of 14 feet, which would result in an impact velocity of 30 feet per second. The airplane was configured to simulate a typical flight condition, including seats, simulated occupants, simulated fuel, and cargo. The data collected in this test will supplement the existing basis for improved seat and restraint systems for commuter category airplanes as defined in title 14 of the Code of Federal Regulations (CFR) part 23. The Shorts 3-30 airplane weighs more than 12,500 pounds and therefore is certified to Federal Aviation Regulation (FAR) Part 25 although it has been primarily operated as regional transport in a commuter role.

BACKGROUND

This vertical impact test is one of a series of fuselage section and full-scale airplane tests conducted in support of the FAA's ongoing Airplane Safety Research Plan [1]. The FAA has proposed seat dynamic performance standards for 14 CFR Part 23 commuter category airplanes. Those standards were established empirically using the results of prior airplane crash impact test programs. In the development of those standards it was noted that the full-scale airplane impact test database did not include airplanes representative in size of commuter category airplanes. To provide data for those size airplanes, the FAA initiated a full-scale vertical impact test program of 14 CFR Part 23 commuter category airplanes [2, 3]. The tests were structured to assess the impact response characteristics of airframe structures and seats and the potential for occupant impact injury.

DESCRIPTION OF TEST FACILITY AND TEST ARTICLE

TEST FACILITY.

The drop test facility, shown in figure 1, is comprised of two 57-foot vertical steel towers connected at the top by a horizontal platform. An electrically powered winch, mounted on the platform, is used to raise or lower the airplane and is controlled from the base of one of the tower legs. Attached to the winch is a reeved hoisting cable which is used to raise the airplane. A sheave block assembly hanging from the free end of the reeved cable is attached to a solenoid operated release hook. The airplane is connected to the release hook by a cable/turnbuckle assembly with hooks bolted to the fuselage section at four locations. Located below the winch cable assembly and between the tower legs is a 15- by 36-foot wooden platform which rests upon steel I-beams and is supported by 12 load cells.

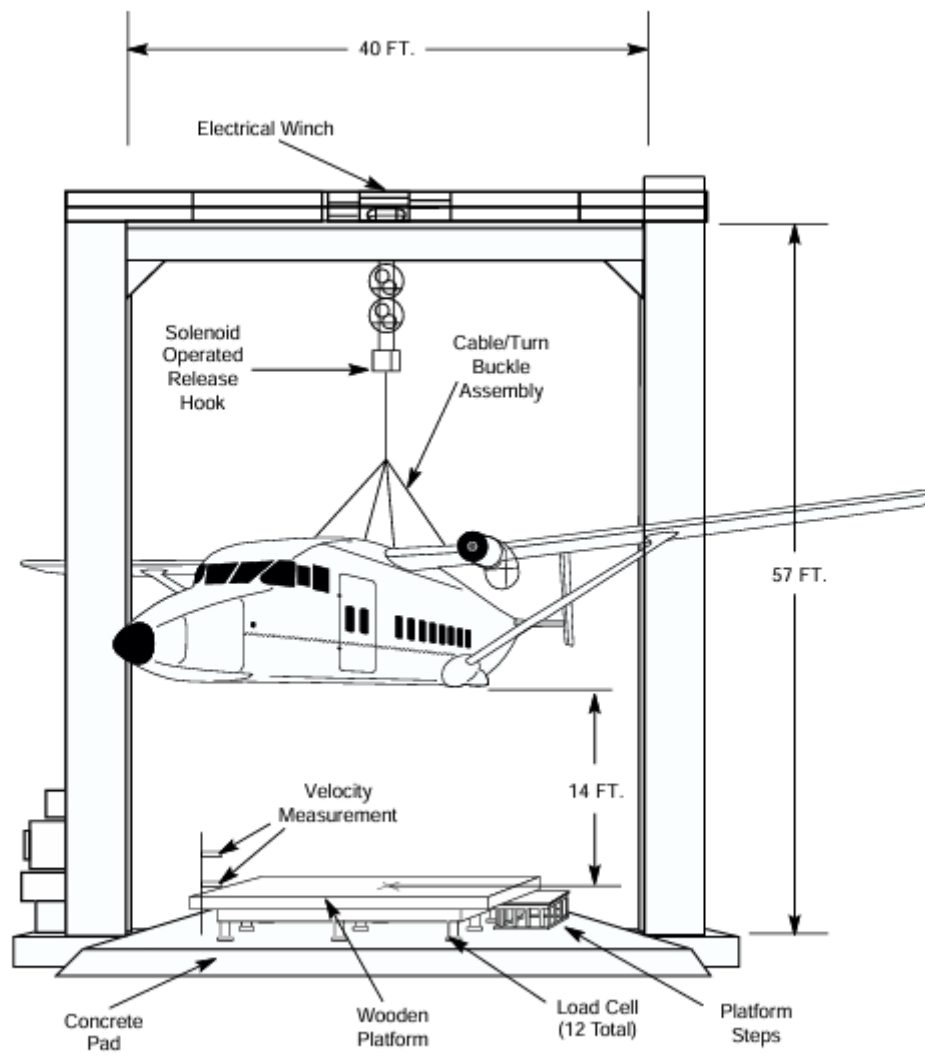


FIGURE 1. DYNAMIC DROP TEST FACILITY

2- Federal Aviation Administration (2003) FAR 25.812

Federal Aviation Administration, DOT

§25.812

(3) A sign on each bulkhead or divider that prevents fore and aft vision along the passenger cabin to indicate emergency exits beyond and obscured by the bulkhead or divider, except that if this is not possible the sign may be placed at another appropriate location.

(e) The location of the operating handle and instructions for opening exits from the inside of the airplane must be shown in the following manner:

(1) Each passenger emergency exit must have, on or near the exit, a marking that is readable from a distance of 30 inches.

(2) Each Type A, Type B, Type C or Type I passenger emergency exit operating handle must—

(i) Be self-illuminated with an initial brightness of at least 160 microlamberts; or

(ii) Be conspicuously located and well illuminated by the emergency lighting even in conditions of occupant crowding at the exit.

(3) [Reserved]

(4) Each Type A, Type B, Type C, Type I, or Type II passenger emergency exit with a locking mechanism released by rotary motion of the handle must be marked—

(i) With a red arrow, with a shaft at least three-fourths of an inch wide and a head twice the width of the shaft, extending along at least 70 degrees of arc at a radius approximately equal to three-fourths of the handle length.

(ii) So that the centerline of the exit handle is within ± 1 inch of the projected point of the arrow when the handle has reached full travel and has released the locking mechanism, and

(iii) With the word "open" in red letters 1 inch high, placed horizontally near the head of the arrow.

(f) Each emergency exit that is required to be openable from the outside, and its means of opening, must be marked on the outside of the airplane. In addition, the following apply:

(1) The outside marking for each passenger emergency exit in the side of the fuselage must include a 2-inch colored band outlining the exit.

(2) Each outside marking including the band, must have color contrast to be readily distinguishable from the surrounding fuselage surface. The contrast must be such that if the reflectance of

the darker color is 15 percent or less, the reflectance of the lighter color must be at least 45 percent. "Reflectance" is the ratio of the luminous flux reflected by a body to the luminous flux it receives. When the reflectance of the darker color is greater than 15 percent, at least a 30-percent difference between its reflectance and the reflectance of the lighter color must be provided.

(3) In the case of exits other than those in the side of the fuselage, such as ventral or tailcone exits, the external means of opening, including instructions if applicable, must be conspicuously marked in red, or bright chrome yellow if the background color is such that red is inconspicuous. When the opening means is located on only one side of the fuselage, a conspicuous marking to that effect must be provided on the other side.

(g) Each sign required by paragraph (d) of this section may use the word "exit" in its legend in place of the term "emergency exit".

[Amdt. 25-15, 32 FR 13264, Sept. 20, 1967, as amended by Amdt. 25-32, 37 FR 3970, Feb. 24, 1972; Amdt. 25-46, 43 FR 50597, Oct. 30, 1978; 43 FR 52495, Nov. 13, 1978; Amdt. 25-79, 58 FR 45229, Aug. 26, 1993; Amdt. 25-88, 61 FR 57958, Nov. 8, 1996]

§25.812 Emergency lighting.

(a) An emergency lighting system, independent of the main lighting system, must be installed. However, the sources of general cabin illumination may be common to both the emergency and the main lighting systems if the power supply to the emergency lighting system is independent of the power supply to the main lighting system. The emergency lighting system must include:

(1) Illuminated emergency exit marking and locating signs, sources of general cabin illumination, interior lighting in emergency exit areas, and floor proximity escape path marking.

(2) Exterior emergency lighting.

(b) Emergency exit signs—

(1) For airplanes that have a passenger seating configuration, excluding pilot seats, of 10 seats or more must meet the following requirements:

(i) Each passenger emergency exit locator sign required by §25.811(d)(1) and

each passenger emergency exit marking sign required by § 25.811(d)(2) must have red letters at least 1½ inches high on an illuminated white background, and must have an area of at least 21 square inches excluding the letters. The lighted background-to-letter contrast must be at least 10:1. The letter height to stroke-width ratio may not be more than 7:1 nor less than 6:1. These signs must be internally electrically illuminated with a background brightness of at least 25 foot-lamberts and a high-to-low background contrast no greater than 3:1.

(ii) Each passenger emergency exit sign required by § 25.811(d)(3) must have red letters at least 1½ inches high on a white background having an area of at least 21 square inches excluding the letters. These signs must be internally electrically illuminated or self-illuminated by other than electrical means and must have an initial brightness of at least 400 microlamberts. The colors may be reversed in the case of a sign that is self-illuminated by other than electrical means.

(2) For airplanes that have a passenger seating configuration, excluding pilot seats, of nine seats or less, that are required by § 25.811(d)(1), (2), and (3) must have red letters at least 1 inch high on a white background at least 2 inches high. These signs may be internally electrically illuminated, or self-illuminated by other than electrical means, with an initial brightness of at least 160 microlamberts. The colors may be reversed in the case of a sign that is self-illuminated by other than electrical means.

(c) General illumination in the passenger cabin must be provided so that when measured along the centerline of main passenger aisle(s), and cross aisle(s) between main aisles, at seat arm-rest height and at 40-inch intervals, the average illumination is not less than 0.05 foot-candle and the illumination at each 40-inch interval is not less than 0.01 foot-candle. A main passenger aisle(s) is considered to extend along the fuselage from the most forward passenger emergency exit or cabin occupant seat, whichever is farther forward, to the most rearward passenger emergency exit or cabin occupant seat, whichever is farther aft.

(d) The floor of the passageway leading to each floor-level passenger emergency exit, between the main aisles and the exit openings, must be provided with illumination that is not less than 0.02 foot-candle measured along a line that is within 6 inches of and parallel to the floor and is centered on the passenger evacuation path.

(e) Floor proximity emergency escape path marking must provide emergency evacuation guidance for passengers when all sources of illumination more than 4 feet above the cabin aisle floor are totally obscured. In the dark of the night, the floor proximity emergency escape path marking must enable each passenger to—

(1) After leaving the passenger seat, visually identify the emergency escape path along the cabin aisle floor to the first exits or pair of exits forward and aft of the seat; and

(2) Readily identify each exit from the emergency escape path by reference only to markings and visual features not more than 4 feet above the cabin floor.

(f) Except for subsystems provided in accordance with paragraph (h) of this section that serve no more than one assist means, are independent of the airplane's main emergency lighting system, and are automatically activated when the assist means is erected, the emergency lighting system must be designed as follows.

(1) The lights must be operable manually from the flight crew station and from a point in the passenger compartment that is readily accessible to a normal flight attendant seat.

(2) There must be a flight crew warning light which illuminates when power is on in the airplane and the emergency lighting control device is not armed.

(3) The cockpit control device must have an "on," "off," and "armed" position so that when armed in the cockpit or turned on at either the cockpit or flight attendant station the lights will either light or remain lighted upon interruption (except an interruption caused by a transverse vertical separation of the fuselage during crash landing) of the airplane's normal electric power. There must be a means to safeguard against inadvertent operation of

the control device from the "armed" or "on" positions.

(g) Exterior emergency lighting must be provided as follows:

(1) At each overwing emergency exit the illumination must be—

(i) Not less than 0.03 foot-candle (measured normal to the direction of the incident light) on a 2-square-foot area where an evacuee is likely to make his first step outside the cabin;

(ii) Not less than 0.05 foot-candle (measured normal to the direction of the incident light) for a minimum width of 42 inches for a Type A overwing emergency exit and two feet for all other overwing emergency exits along the 30 percent of the slip-resistant portion of the escape route required in § 25.810(c) that is farthest from the exit; and

(iii) Not less than 0.03 foot-candle on the ground surface with the landing gear extended (measured normal to the direction of the incident light) where an evacuee using the established escape route would normally make first contact with the ground.

(2) At each non-overwing emergency exit not required by § 25.810(a) to have descent assist means the illumination must be not less than 0.03 foot-candle (measured normal to the direction of the incident light) on the ground surface with the landing gear extended where an evacuee is likely to make first contact with the ground outside the cabin.

(h) The means required in §§ 25.810(a)(1) and (d) to assist the occupants in descending to the ground must be illuminated so that the erected assist means is visible from the airplane.

(1) If the assist means is illuminated by exterior emergency lighting, it must provide illumination of not less than 0.03 foot-candle (measured normal to the direction of the incident light) at the ground end of the erected assist means where an evacuee using the established escape route would normally make first contact with the ground, with the airplane in each of the attitudes corresponding to the collapse of one or more legs of the landing gear.

(2) If the emergency lighting subsystem illuminating the assist means serves no other assist means, is independent of the airplane's main emer-

gency lighting system, and is automatically activated when the assist means is erected, the lighting provisions—

(i) May not be adversely affected by stowage; and

(ii) Must provide illumination of not less than 0.03 foot-candle (measured normal to the direction of incident light) at the ground and of the erected assist means where an evacuee would normally make first contact with the ground, with the airplane in each of the attitudes corresponding to the collapse of one or more legs of the landing gear.

(i) The energy supply to each emergency lighting unit must provide the required level of illumination for at least 10 minutes at the critical ambient conditions after emergency landing.

(j) If storage batteries are used as the energy supply for the emergency lighting system, they may be recharged from the airplane's main electric power system: *Provided*, That, the charging circuit is designed to preclude inadvertent battery discharge into charging circuit faults.

(k) Components of the emergency lighting system, including batteries, wiring relays, lamps, and switches must be capable of normal operation after having been subjected to the inertia forces listed in § 25.561(b).

(l) The emergency lighting system must be designed so that after any single transverse vertical separation of the fuselage during crash landing—

(1) Not more than 25 percent of all electrically illuminated emergency lights required by this section are rendered inoperative, in addition to the lights that are directly damaged by the separation;

(2) Each electrically illuminated exit sign required under § 25.811(d)(2) remains operative exclusive of those that are directly damaged by the separation; and

(3) At least one required exterior emergency light for each side of the airplane remains operative exclusive of

those that are directly damaged by the separation.

[Amdt. 25-15, 32 FR 13265, Sept. 20, 1967, as amended by Amdt. 25-28, 36 FR 16899, Aug. 26, 1971; Amdt. 25-32, 37 FR 3971, Feb. 24, 1972; Amdt. 25-46, 43 FR 50597, Oct. 30, 1978; Amdt. 25-58, 49 FR 43186, Oct. 26, 1984; Amdt. 25-88, 61 FR 57958, Nov. 8, 1996; Amdt. 25-116, 69 FR 62788, Oct. 27, 2004; Amdt. 25-128, 74 FR 25645, May 29, 2009]

§ 25.813 Emergency exit access.

Each required emergency exit must be accessible to the passengers and located where it will afford an effective means of evacuation. Emergency exit distribution must be as uniform as practical, taking passenger distribution into account; however, the size and location of exits on both sides of the cabin need not be symmetrical. If only one floor level exit per side is prescribed, and the airplane does not have a tailcone or ventral emergency exit, the floor level exit must be in the rearward part of the passenger compartment, unless another location affords a more effective means of passenger evacuation. Where more than one floor level exit per side is prescribed, at least one floor level exit per side must be located near each end of the cabin, except that this provision does not apply to combination cargo/passenger configurations. In addition—

(a) There must be a passageway leading from the nearest main aisle to each Type A, Type B, Type C, Type I, or Type II emergency exit and between individual passenger areas. Each passageway leading to a Type A or Type B exit must be unobstructed and at least 36 inches wide. Passageways between individual passenger areas and those leading to Type I, Type II, or Type C emergency exits must be unobstructed and at least 20 inches wide. Unless there are two or more main aisles, each Type A or B exit must be located so that there is passenger flow along the main aisle to that exit from both the forward and aft directions. If two or more main aisles are provided, there must be unobstructed cross-aisles at least 20 inches wide between main aisles. There must be—

(1) A cross-aisle which leads directly to each passageway between the near-

est main aisle and a Type A or B exit; and

(2) A cross-aisle which leads to the immediate vicinity of each passageway between the nearest main aisle and a Type I, Type II, or Type III exit; except that when two Type III exits are located within three passenger rows of each other, a single cross-aisle may be used if it leads to the vicinity between the passageways from the nearest main aisle to each exit.

(b) Adequate space to allow crewmember(s) to assist in the evacuation of passengers must be provided as follows:

(1) Each assist space must be a rectangle on the floor, of sufficient size to enable a crewmember, standing erect, to effectively assist evacuees. The assist space must not reduce the unobstructed width of the passageway below that required for the exit.

(2) For each Type A or B exit, assist space must be provided at each side of the exit regardless of whether an assist means is required by § 25.810(a).

(3) For each Type C, I or II exit installed in an airplane with seating for more than 80 passengers, an assist space must be provided at one side of the passageway regardless of whether an assist means is required by § 25.810(a).

(4) For each Type C, I or II exit, an assist space must be provided at one side of the passageway if an assist means is required by § 25.810(a).

(5) For any tailcone exit that qualifies for 25 additional passenger seats under the provisions of § 25.807(g)(9)(ii), an assist space must be provided, if an assist means is required by § 25.810(a).

(6) There must be a handle, or handles, at each assist space, located to enable the crewmember to steady himself or herself:

(i) While manually activating the assist means (where applicable) and,

(ii) While assisting passengers during an evacuation.

(c) The following must be provided for each Type III or Type IV exit—(1) There must be access from the nearest aisle to each exit. In addition, for each Type III exit in an airplane that has a passenger seating configuration of 60 or more—

CS-25 BOOK 1

CS 25.812 Emergency lighting (See AMC 25.812)

(a) An emergency lighting system, independent of the main lighting system, must be installed. However, the sources of general cabin illumination may be common to both the emergency and the main lighting systems if the power supply to the emergency lighting system is independent of the power supply to the main lighting system. The emergency lighting system must include-

- (1) Illuminated emergency exit marking and locating signs, sources of general cabin illumination, interior lighting in emergency exit areas, and floor proximity escape path marking.
- (2) Exterior emergency lighting.

(b) Emergency exit signs -

(1) For aeroplanes that have a passenger-seating configuration, excluding pilot seats, of 10 seats or more must meet the following requirements:

(i) Each passenger emergency exit locator sign required by CS 25.811(d)(1) and each passenger emergency exit marking sign required by CS 25.811(d)(2) must have red letters on an illuminated white background or a universal symbol, of adequate size (See AMC 25.812(b)(1)). These signs must be internally electrically illuminated with a background brightness of at least 86 candela/m² (25 foot lamberts) and a high-to-low background contrast no greater than 3:1.

(ii) Each passenger emergency exit sign required by CS 25.811(d)(3) must have red letters on a white background or a universal symbol, of adequate size (See AMC 25.812(b)(1)). These signs must be internally electrically illuminated or self-illuminated by other than electrical means and must have an initial brightness of at least 1.27 candela/m² (400 microlamberts). The colours may be reversed in the case of a sign that is self-illuminated by other than electrical means.

(2) For aeroplanes that have a passenger seating configuration, excluding pilot seats, of 9 seats or less, each sign required by CS 25.811(d)(1), (2), and (3) must have red letters on a white background or a universal symbol, of adequate size (See AMC 25.812(b)(2)). These signs may be internally electrically illuminated, or self-illuminated by other than electrical means, with an initial brightness of at least 0.51 candela/m² (160 microlamberts). The colours

may be reversed in the case of a sign that is self-illuminated by other than electrical means.

(c) General illumination in the passenger cabin must be provided so that when measured along the centreline of main passenger aisle(s), and cross aisle(s) between main aisles, at seat armrest height and at 1.02 m (40-inch) intervals, the average illumination is not less than 0.5 lux (0.05 foot candle) and the illumination at each 1.02 m (40-inch) interval is not less than 0.1 lux (0.01 foot candle). A main passenger aisle(s) is considered to extend along the fuselage from the most forward passenger emergency exit or cabin occupant seat, whichever is farther forward, to the most rearward passenger emergency exit or cabin occupant seat, whichever is farther aft.

(d) The floor of the passageway leading to each floor-level passenger emergency exit, between the main aisles and the exit openings, must be provided with illumination that is not less than 0.2 lux (0.02 foot candle) measured along a line that is within 15 cm (6 inches) of and parallel to the floor and is centred on the passenger evacuation path.

(e) Floor proximity emergency escape path marking must provide emergency evacuation guidance for passengers when all sources of illumination more than 1.2 m (4 ft) above the cabin aisle floor are totally obscured. In the dark of the night, the floor proximity emergency escape path marking must enable each passenger to -

(1) After leaving the passenger seat, visually identify the emergency escape path along the cabin aisle floor to the first exits or pair of exits forward and aft of the seat; and

(2) Readily identify each exit from the emergency escape path by reference only to markings and visual features not more than 1.2 m (4 ft) above the cabin floor (See AMC 25.812(e)(2)).

(f) Except for sub-systems provided in accordance with sub-paragraph (h) of this paragraph that serve no more than one assist means, are independent of the aeroplane's main emergency lighting system, and are automatically activated when the assist means is erected, the emergency lighting system must be designed as follows:

(1) The lights must be operable manually from the flight crew station and from a point in the passenger compartment that is readily accessible to a normal cabin crewmember seat.

(2) There must be a flight crew warning light, which illuminates when power is on in the

Amendment 3

CS-25 BOOK 1

aeroplane and the emergency lighting control device is not armed.

(3) The cockpit control device must have an 'on', 'off' and 'armed' position so that when armed in the cockpit or turned on at either the cockpit or cabin crew member station the lights will either light or remain lighted upon interruption (except an interruption caused by a transverse vertical separation of the fuselage during crash landing) of the aeroplane's normal electric power. There must be a means to safeguard against inadvertent operation of the control device from the 'armed' or 'on' positions.

(g) Exterior emergency lighting must be provided as follows:

(1) At each overwing emergency exit the illumination must be –

(i) Not less than 0.3 lux (0.03 foot candle) (measured normal to the direction of the incident light) on a 0.186 m² (two-square-foot) area where an evacuee is likely to make his first step outside the cabin;

(ii) Not less than 0.5 lux (0.05 foot candle) (measured normal to the direction of the incident light) along the 30% of the slip-resistant portion of the escape route required in CS 25.810(c) that is farthest from the exit for the minimum required width of the escape route; and

(iii) Not less than 0.3 lux (0.03 foot candle) on the ground surface with the landing gear extended (measured normal to the direction of the incident light) where an evacuee using the established escape route would normally make first contact with the ground.

(2) At each non-overwing emergency exit not required by CS 25.809 (f) to have descent assist means the illumination must be not less than 0.3 lux (0.03 foot candle) (measured normal to the direction of the incident light) on the ground surface with the landing gear extended where an evacuee is likely to make his first contact with the ground outside the cabin.

(h) The means required in CS 25.810 (a) (1) and (d) to assist the occupants in descending to the ground must be illuminated so that the erected assist means is visible from the aeroplane. In addition –

(1) If the assist means is illuminated by exterior emergency lighting, it must provide

illumination of not less than 0.3 lux (0.03 foot candle) (measured normal to the direction of the incident light) at the ground end of the erected assist means where an evacuee using the established escape route would normally make first contact with the ground, with the aeroplane in each of the attitudes corresponding to the collapse of one or more legs of the landing gear.

(2) If the emergency lighting sub-system illuminating the assist means serves no other assist means, is independent of the aeroplane's main emergency lighting system, and is automatically activated when the assist means is erected, the lighting provisions –

(i) May not be adversely affected by stowage; and

(ii) Must provide illumination of not less than 0.3 lux (0.03 foot candle) (measured normal to the direction of the incident light) at the ground end of the erected assist means where an evacuee would normally make first contact with the ground, with the aeroplane in each of the attitudes corresponding to the collapse of one or more legs of the landing gear.

(i) The energy supply to each emergency lighting unit must provide the required level of illumination for at least 10 minutes at the critical ambient conditions after emergency landing.

(j) If storage batteries are used as the energy supply for the emergency lighting system, they may be recharged from the aeroplane's main electric power system: *Provided*, that the charging circuit is designed to preclude inadvertent battery discharge into charging circuit faults.

(k) Components of the emergency lighting system, including batteries, wiring relays, lamps, and switches must be capable of normal operation after having been subjected to the inertia forces listed in CS 25.561 (b).

(l) The emergency lighting system must be designed so that after any single transverse vertical separation of the fuselage during crash landing –

(1) Not more than 25% of all electrically illuminated emergency lights required by this paragraph are rendered inoperative, in addition to the lights that are directly damaged by the separation;

(2) Each electrically illuminated exit sign required under CS 25.811 (d) (2) remains operative exclusive of those that are directly damaged by the separation; and

Amendment 3

1-D-27

CS-25 BOOK 1

(3) At least one required exterior emergency light for each side of the aeroplane remains operative exclusive of those that are directly damaged by the separation.

[Amdt. No.:25/3]

CS 25.813 Emergency exit access (See AMC to 25.807 and 25.813)

Each required emergency exit must be accessible to the passengers and located where it will afford an effective means of evacuation. Emergency exit distribution must be as uniform as practical, taking passenger distribution into account; however, the size and location of exits on both sides of the cabin need not be symmetrical. If only one floor level exit per side is prescribed, and the aeroplane does not have a tail cone or ventral emergency exit, the floor level exit must be in the rearward part of the passenger compartment, unless another location affords a more effective means of passenger evacuation. Where more than one floor level exit per side is prescribed, at least one floor level exit per side must be located near each end of the cabin, except that this provision does not apply to combination cargo/passenger configuration. In addition –

(a) There must be a passageway leading from each main aisle to each Type I, Type II, or Type A emergency exit and between individual passenger areas. If two or more main aisles are provided, there must be a cross aisle leading directly to each passageway between the exit and the nearest main aisle. Each passageway leading to a Type A exit must be unobstructed and at least 91 cm (36 inches) wide. Other passageways and cross aisles must be unobstructed and at least 51 cm (20 inches) wide. Unless there are two or more main aisles, each Type A exit must be located so that there is passenger flow along the main aisle to that exit from both the forward and aft directions.

(b) Adequate space to allow crew-member(s) to assist in the evacuation of passengers must be provided as follows:

(1) The assist space must not reduce the unobstructed width of the passageway below that required for the exit.

(2) For each Type A exit, assist space must be provided at each side of the exit regardless of whether the exit is covered by CS 25.810(a).

(3) For any other type exit that is covered by CS 25.810(a), space must at least be provided at one side of the passageway.

(c) There must be access from each aisle to each Type III or Type IV exit, and –

(1) For aeroplanes that have a passenger seating configuration, excluding pilot's seats, of 20 or more, the projected opening of the exit provided may not be obstructed and there must be no interference in opening the exit by seats, berths, or other protrusions (including seatbacks in any position) for a distance from that exit not less than the width of the narrowest passenger seat installed on the aeroplane.

(2) For aeroplanes that have a passenger seating configuration, excluding pilot's seats, of 19 or less, there may be minor obstructions in this region, if there are compensating factors to maintain the effectiveness of the exit.

(d) If it is necessary to pass through a passageway between passenger compartments to reach any required emergency exit from any seat in the passenger cabin, the passageway must be unobstructed. However, curtains may be used if they allow free entry through the passageway.

(e) No door may be installed in any partition between passenger compartments.

(f) If it is necessary to pass through a doorway separating the passenger cabin from other areas to reach any required emergency exit from any passenger seat, the door must have a means to latch it in open position. The latching means must be able to withstand the loads imposed upon it when the door is subjected to the ultimate inertia forces, relative to the surrounding structure, listed in CS 25.561 (b).

CS 25.815 Width of aisle (See AMC 25.815)

The passenger aisle width at any point between seats must equal or exceed the values in the following table:

Passenger seating capacity	Minimum passenger aisle width (cm (inches))	
	Less than 64 cm (25 inches) from floor	64 cm (25 inches) and more from floor
10 or less	30 (12)*	38 (15)
11 to 19	30 (12)	51 (20)
20 or more	38 (15)	51 (20)

Amendment 3

TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR

Konferans Bildirileri

1. Hüseyin SARINÇ, Nihan ALTINTAŞ, ‘Yolcu Uçaklarında Acil Durum Aydınlatma Sistemlerinin Tasarımı ve Doğrulanması’, 14. Uluslararası Mühendislik, Mimarlık ve Tasarım Kongresi, Aralık 28-29, 2024, Türkiye.

