

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**STANDART DOĞRU AKIM-DOĞRU AKIM DÖNÜŞTÜRÜCÜNÜN AVİYONİK
UYGULAMALAR İÇİN UYGUN HALE GETİRİLMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Seyfettin ÖKSÜZ

Elektronik ve Haberleşme Mühendisliği Anabilim Dalı

Elektronik Mühendisliği Programı

Eylül 2019

**STANDART DOĞRU AKIM-DOĞRU AKIM DÖNÜŞTÜRÜCÜNÜN AVİYONİK
UYGULAMALAR İÇİN UYGUN HALE GETİRİLMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Seyfettin ÖKSÜZ
(504161221)**

Elektronik ve Haberleşme Mühendisliği Anabilim Dalı

Elektronik Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Doç. Dr. Metin YAZGI

Eylül 2019

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 504161221 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Seyfettin ÖKSÜZ, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "STANDART DOĞRU AKIM-DOĞRU AKIM DÖNÜŞTÜRÜCÜNÜN AVİYONİK UYGULAMALAR İÇİN UYGUN HALE GETİRİLMESİ" başlıklı tezini aşağıdaki imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Doç. Dr. Metin YAZGI**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Dr. Mustafa Berke YELTEN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Yasin ÖZÇELEP
İstanbul Üniversitesi

.....

Teslim Tarihi : **Haziran 2019**
Savunma Tarihi : **Eylül 2019**





Aileme, değerli hocalarıma ve arkadaşlarıma...



ÖNSÖZ

Öncelikle beni bu süreçte destekleyen aileme, arkadaşlarıma, meslektaşlarıma teşekkür ediyorum. Bana desteğini esirgemeyen ve beni anlayışla karşılayan tez danışmanım Metin Yazgıya, tez konumun oluşması ve gelişmesinde destek aldığım Türk Hava Yolları Teknik ailesine ayrıca teşekkür ediyorum.

Eylül 2019

Seyfettin ÖKSÜZ
Elektronik ve Haberleşme Mühendisi





İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR.....	xi
SEMBOLLER	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xv
ŞEKİL LİSTESİ.....	xvii
ÖZET	xix
SUMMARY	xxi
1. GİRİŞ.....	1
1.1 Çalışmanın Amacı ve Yöntemi	2
2. TEMEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	3
2.1 Temel Sivil Havacılık Bilgileri	3
2.2 Aviyonik Sistemler	5
2.3 Çevresel Faktörler Standardı DO-160G	5
2.3.1 Aviyonik sistem gereksinimleri	7
2.3.2 Sıcaklık ve irtifa.....	8
2.3.3 Sıcaklık değişimi	11
2.3.4 Nem	12
2.3.5 Güç girişi	13
2.3.5.1 Güç girişi kategorileri	14
2.3.5.2 Güç girişi gereksinimleri	14
2.3.6 Gerilim atması	19
2.3.7 Yıldırım kaynaklı geçici etkiler.....	19
2.4 Güç Elektroniği	22
2.4.1 Güç elektroniği esasları	22
2.4.2 DC-DC dönüştürücüler.....	23
3. AVİYONİK GÜÇ SİSTEMLERİ VE DC-DC DÖNÜŞTÜRÜCÜLER	27
3.1 Hava Aracı Güç Sistemleri	27
3.2 DC Güç Sistemleri	29
3.3 Aviyonik DC-DC Dönüştürücüler	30
3.3.1 Kullanılan ek yapılar	32
3.3.2 Çalışma gerilimleri	35
3.3.3 Kullanım alanının belirlenmesi	35
4. UYGULAMA ÖRNEĞİ.....	39
4.1 DC-DC Dönüştürücünün Aviyonik Standartlara Uygun Hale Getirilmesi	39
4.1.1 Kullanılan yapılar ve görevleri	40
4.1.2 Gereksinim testlerinin uygulanması	45

4.2 Tasarım Sistematiğinin oluşturulması	53
4.2.1 Çevresel koşullara uygun eleman seçimi.....	54
4.2.2 Yapıların modifikasyonu.....	55
5. BULGULAR VE TARTIŞMALAR.....	57
6. SONUÇLAR.....	61
KAYNAKLAR.....	63



KISALTMALAR

EASA	: European Union Aviation Safety Agency
FAA	: Federal Aviation Administration
RTCA	: Radio Technical Commission for Aeronautics
EUROCAE	: European Organisation for Civil Aviation Equipment
DO	: Document
DC	: Direct current
AC	: Alternating current
ICAN	: International Commission for Air Navigation
ICAO	: International Civil Aviation Organization
IDG	: Integrated Drive Generator
APU	: Auxiliary Power Unit
PICAO	: Provisional International Civil Aviation Organization
D	: Diyot
Hz	: Hertz
CRJ	: Canadair Regional Jet



SEMBOLLER

C	: Dokunun kapasitansı
V	: Gerilim
I	: Akım
t	: Zaman
XC	: Kapasitif reaktans
XL	: Endüktif reaktans
N_p	: Birincil sarım sayısı
N_s	: İkincil sarım sayısı
ms	: Milisaniye
F	: Farad
kw	: Kilowatt
W	: Watt



ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 2.1: DO-160 bölümleri [1].....	6
Çizelge 2.2: Sıcaklık testlerinde kullanılan örnek tablo [1].	9
Çizelge 2.3: Sıcaklık testlerinde kullanılan örnek tablo [1].	10
Çizelge 2.4: Normal çalışma gerilimi testinde kullanılan tablo [1].....	15
Çizelge 2.5: Anormal çalışma testlerinde kullanılan tablo [1].	17
Çizelge 2.6: Test gerilimleri ve komponent seviyeleri [2]	21
Çizelge 3.1: Canadair Regional Jet 100/200'ün DC hatları [3].	30
Çizelge 3.2: Başlıca EHHD006A0B özellikleri.	34
Çizelge 4.1: Bazı gereksinimler ve kategorileri.	39
Çizelge 4.2: Dönüştürücü girişi akım gerilim değerleri	46



ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 2.1 : İlk Motorlu Uçak Wright Flyer (1903).....	3
Şekil 2.2 : İlk Yerli üretim Türk Yolcu Uçağı NuD-38 (1944).....	4
Şekil 2.3 : Sıcaklık testinde kullanılacak sıcaklık grafiğı	11
Şekil 2.4 : Taşma gerilimi testleri test düzeneğı	16
Şekil 2.5 : Komponentin maruz kalabileceğı anormal taşma gerilimi örneğı.....	18
Şekil 2.6 : Gerilim atması testinde kullanılan dalga yapısı.....	20
Şekil 2.7 : Gerilim atması testinde kullanılan test düzeneğı.....	20
Şekil 2.8 : Dalga formu 3.....	21
Şekil 2.9 : Dalga formu 4.....	22
Şekil 2.10 : Dalga formu 5A.....	22
Şekil 2.11 : Çapraz (flyback) dönüştürücü yapısı.....	24
Şekil 2.12 : Çapraz dönüştürücü devre elemanları akım gerilim işaretleri.....	25
Şekil 2.13 : İleri dönüştürücü yapısı ve akım gerilim işaretleri.....	26
Şekil 2.14 : it-çek (push-pull) dönüştürücü yapısı.....	26
Şekil 2.15 : Tam Köprü dönüştürücü yapısı [10].....	26
Şekil 3.1 : A320'ye ait basit güç diyagramı [4].	28
Şekil 3.2 : Boeing 777 motoru iç kısmı	29
Şekil 3.3 : Canadair Regional Jet 100/200 Elektriksel gösterimi [3].	31
Şekil 3.4 : Canadair Regional Jet 100/200 DC Hattı Şeması [3].	31
Şekil 3.5 : İzolasyonlu anahtarlamalı DC-DC dönüştürücü EHHD006A0B.....	33
Şekil 3.6 : Kullanılan ek yapılar diyagramı.	34
Şekil 3.7 : Airbus A320 kokpiti [5].	36
Şekil 3.8 : Uçak mutfağı.	36
Şekil 3.9 : A320 kabini [5].....	37
Şekil 4.1 : Örnek basitleştirilmiş devre.....	40
Şekil 4.2 : Dönüştürücü modeli.	40
Şekil 4.3 : Aktif akım sınırlayıcı yapı.....	41
Şekil 4.4 : Pasif akım sınırlayıcı yapı.	42
Şekil 4.5 : 100 mF'lık ek güç kapasitesi.....	43
Şekil 4.6 : 105 mF'lık kapasite bloğı.	43
Şekil 4.7 : 33V çalışma voltajlı TVS diyot.	44
Şekil 4.8 : Yüksek frekans filtresi.....	44
Şekil 4.9 : Yüksek ve orta frekans filtresi.....	45
Şekil 4.10 : Ortak mod filtresi.....	45
Şekil 4.11 : Güç kesildiğinde dönüştürücü girişi gerilimi.	46
Şekil 4.12 : Güç verme anı akım grafiğı.	47
Şekil 4.13 : Normal taşma gerilimi ve dönüştürücü girişi gerilimi.....	47

Şekil 4.14	: Normal alçak taşma gerilimi ve dönüştürücü girişi gerilimi.	48
Şekil 4.15	: A kategori için anormal taşma gerilimi ve dönüştürücü girişi gerilimi.....	49
Şekil 4.16	: B kategori için anormal taşma gerilimi ve dönüştürücü girişi gerilimi.....	49
Şekil 4.17	: Motor çalışma düşük gerilim durumu hat ve dönüştürücü giriş gerilimi.....	50
Şekil 4.18	: Kısa süreli düşük gerilim durumu hat ve dönüştürücü giriş gerilimi.	50
Şekil 4.19	: Gerilim atmasına durumu hat ve dönüştürücü giriş gerilimi.	51
Şekil 4.20	: Kategori A için gerilim atmasına örnekleme sinyali.	51
Şekil 4.21	: Dalga formu 3 verildiğinde hat ve dönüştürücü giriş gerilimi.	52
Şekil 4.22	: Dalga formu 3 verildiğinde hat gerilimi ve TVS akımı.....	52
Şekil 4.23	: Dalga formu 4 verildiğinde hat ve dönüştürücü giriş gerilimi.	53
Şekil 4.24	: Dalga formu 4 verildiğinde hat gerilimi ve TVS akımı.....	53
Şekil 4.25	: Dalga formu 5A verildiğinde hat ve dönüştürücü giriş gerilimi.....	54
Şekil 4.26	: Dalga formu 5A verildiğinde hat gerilimi ve TVS akımı.....	54
Şekil 5.1	: MTC serisi aviyonik DC-DC dönüştürücü.	58
Şekil 5.2	: Vicor Power DCM3414V50M13C2C01 nolu DC-DC dönüştürücü..	59

STANDART DOĞRU AKIM-DOĞRU AKIM DÖNÜŞTÜRÜCÜNÜN AVİYONİK UYGULAMALAR İÇİN UYGUN HALE GETİRİLMESİ

ÖZET

Hava ulaşımı günümüzde en güvenli ulaşım türlerinden biri olmuştur. Hava ulaşımı başlangıç yıllarından bugüne güvenlik ve konfor alanında büyük bir gelişme kat etmiştir. Hava ulaşımının başlangıç yıllarında kazaların şiddetinin çok büyük olması önlem alınmasını zorunlu kılmıştır. Kaza şiddetini azaltma yönünde bir çalışma yapılması zor olduğu için kaza olasılığına düşürecek çalışmalara odaklandı. Bu kapsamda meydana gelen her kazağın kök nedeni incelenmiş ve bu nedenleri engelleyecek çözümler üretilmiştir. Kök nedenler insan ve donanım kaynaklı olarak ikiye ayrılmıştır. İnsan kaynaklı hataları azaltmak için çalışma sınırlamaları getirilmiştir.

Donanım bazlı hataları azaltmak için hataya sebep olan etkiler incelenmiş, tekrarlanmaması için gereken özellikler belirlenmiştir. Bu yöntem sistematik bir şekilde her donanım için uygulanmış ve bu özellikler belli standartlar altında toplanmıştır. Günümüzde sivil havacılıkta kullanılan her Yapı belli standartlara uyumlu olmak zorundadır, malzemedan son ürüne kadar her şey denetim altındadır. Denetim ve standartlara uygunluk hava ulaşımını en güvenli ulaşım türlerinden biri haline getirmiştir.

Sıkı Denetim maliyetlerin artmasına üreticilerin azalmasına yol açmış bu tekelleşmeyi meydana getirmiştir. Bu durum üreticilerin fiyatları istedikleri gibi belirleyebilmesine yol açmış, yeni aviyonik ürün tasarımlarında maliyeti arttırmıştır.

Bu tez çalışmasında standartlar incelenmiş ve standartlara uygun olmayan bir yapıyı uyumlu hale getirmek için bir tasarım yapılmış ve Tasarımın sistematik hale getirilmesi amaçlanmıştır. Çalışmada doğru akım kullanan komponentlerin çoğunda bulunan DC-DC dönüştürücüler ele alınmış standart uygulamalarda kullanılan bir dönüştürücünün aviyonik komponentlerde kullanılabilmesi amaçlanmıştır. Öncelikle aviyonik komponentlerin uyması gereken standartlar belirlenmiş, bunlar incelenmiş, standartlara nasıl uygun hale getirileceği tasarlanmıştır. Daha sonra bu standartlara farklı koşullarda da nasıl uygun hale getirileceği belirlenmiş ve bir yöntem oluşturulmuştur.

Standartlarda uyulması gereken çevresel ve elektriksel gereksinimleri vardır. Yöntem dahilinde devre elemanlarının çevresel gereksinimleri karşılayacak şekilde seçilmesi incelenmiş, elektriksel gereksinimleri karşılamak için farklı yapılar tasarlanmıştır.

Çalışmanın sonunda bu yöntem ile aviyonik sektörde kullanılan bir dönüştürücüye bağlı kalmadan aviyonik komponent tasarımı yapılabilecektir. Bu yöntem ile yerli üretim de desteklenmiş olacaktır.



THESIS TITLE HERE
SECOND LINE IF NECESSARY
THIRD LINE IF NECESSARY, FIT TITLE IN THREE LINES

SUMMARY

Aviation is very important technology. It is a new technology that changed the world. For many years people use land and water for transportation and living. Within the invention of aircrafts people life changed dramatically. Ways that takes days took just hours. Far lands became close and now it is most important way of transportation.

It has emerged and became widespread after other modes of transportation. According to road transport, the accident rate is very low, but the mortality rate is high. This success in the airline has been made possible by the lessons learned from years of experience.

Civil aviation was not so safe when it first started, there is a big drop in accident rates compared to the old times.

If there is a pilot error, the root cause of this error is found. If the problem arises from working conditions, the working conditions are rearranged. Nowadays, there are strict rules that volatile personnel have to follow, for example, they cannot fly above their monthly weekly and daily maximum flight times.

If there is a problem from hardware, it is determined which equipment is causing problems and what needs to be done to avoid problems. The solution is applied to aircraft that are in use and will be newly manufactured.

Over the years, the equipment has been developed in this way, and the current crash rate has been considerably reduced and specific standards have been set for each piece of equipment. To modify and manufacture such equipment, manufacturers must have certain standards and certificates. Aircraft manufacturers in the world complete the airplanes with the components from the manufacturers that meet these standards. The difficulty of obtaining a certificate and manufacturing in accordance with the standards limited the number of producers. Existing manufacturers can also sell their produced components at prices far above their value.

In this study, a cost-reducing technique has been introduced for domestic enterprises and certificate producers and it is aimed to support domestic production. In the study, DC-DC converters used in most of the direct current components are aimed to be used in the avionics components used in the standard applications. First of all, the standards that the avionics components have to comply with are determined, these are examined and how they are adapted to the standards. Then, it is determined how to adapt these standards in different conditions and a method has been established.

Electronic systems used in air vehicles are called avionics systems. The avionics systems were initially made up of aircraft status indicators and then began to vary in these systems with the restructuring of the aircraft for different tasks. At the beginning, it was added to the digital systems, which were later used only in avionic systems

consisting of sensitive analog circuits. Today, Analog and Digital are used together. In addition, avionics can be found in different systems of the aircraft. Aircraft systems are not only classified as avionics mechanics, but each system has its own rules. Some electronic elements in different systems are not directly incorporated into avionics systems but are still subject to avionics rules.

All materials used in air vehicles can be used in a standard frame. Many standards have been created and used for this purpose.

RTCA-DO standards are various standards for the provision of flight safety issued by the Radio Technical Commission for Aeronautics. The DO-160 standards are published to determine the design and test conditions of the avionics equipment. It was first published in 1975 and later revised and received its name from today's DO-160G. It is a worldwide accepted standard. Aircraft manufacturers (airbus, boeing) require compliance with a certain standard for materials to be fitted on the aircraft. The DO160G for avionic equipment is a generally accepted standard, and the equipment to be used in aircraft is required to comply with these standards.

If the DC-DC converter used does not undergo these tests, the companies producing in-flight components should re-test the component as a whole and obtain a certificate when using it. Taking a pre-tested transducer reduces the risk of problems that may arise later.

The certification process is a costly process. It also takes time. The companies that produce domestic converters and those who have the ability to test these tests in their own structures can reduce the cost. The company, which can produce airplane components, is already forced to pass the component. It is beneficial for both parties to have confidence and cooperation.

Aviation is a high-gain, high-tech area. In this field, development and industry will have a major contribution to the country's economy. Countries that produce aviation technology also have authority in transportation. Everything depends on the rules and the producers have a great influence on the formation of these rules. Today, civil aviation and military aviation are very important. In the future, its importance will increase exponentially.

Given the current conditions, entering the aviation industry is costly and involves a high risk. Reducing this risk and contributing a little to the sector is possible by providing new techniques and solutions.

Avionics equipment used in aircraft has always increased in years. Airplanes are becoming more and more technological. This sector still has a great return and is open to development. In recent years, the air vehicles in different structures contain an even higher proportion of avionics.

In this thesis, the standards were examined and a design was made in order to harmonize a structure that does not conform to the standards and the aim was to make the systematic. In this study, DC-DC converters in most of the components using direct current are considered and it is aimed to use a converter used in avionic components in standard applications. Firstly, the standards that avionics components should comply with were determined and examined, and how to make them conform to the standards were designed. Then, it was determined how to comply with these standards under different conditions and a method was established.

The standards have environmental and electrical requirements that must be observed. In this method, the selection of circuit elements to meet the environmental requirements was examined and different structures were designed to meet the electrical requirements.

At the end of this study, avionics component design can be done with this method without being connected to a converter used in avionics sector. With this method, domestic production will be supported.





1. GİRİŞ

1871 yılında Wright kardeşler tarihte ilk defa motorlu uçak uçurmuşlar ve havacılıkta yeni bir çağ başlatmışlardır. Öncelikle girişimci mucitlerin çabasıyla ilerlemiş daha sonra dünya savaşları sırasında hava araçlarının önemi anlaşılmış ve gelişimi hızlanmıştır. Savaştan sonra havacılık kısa süre içinde popülerleşmiş, yayılmış ve kullanım alanı artmıştır. Hava araçları da geçmişten bugüne büyük değişimler geçirmiştir. Hava araçları teknoloji olarak çoğunlukla mekanik sistemlerden oluşmakta iken gelişen teknoloji ile birlikte yerini daha çok elektronik sistemlere bırakmaya başlamıştır.

Havacılıkta kullanılan elektronik sistemlere aviyonik sistemler denir. Aviyonik “aviation” ve “electronic” kelimelerinin birleşiminden türetilmiştir. Aviyonik sistemlerin tercih edilmesinin temel sebepleri; aviyonik komponentlerin mekanik muadillerine göre daha hafif olması, daha az yer kaplaması, kontrolünün daha kolay olması gibi etmenler sıralanabilir. Günümüzde sivil havacılıkta kullanılan uçakların sistemlerinin büyük bir kısmı aviyonik elemanlar oluşturur. Aviyonik elemanların standart elektronik muadillerinden ayıran birtakım özellikleri ve uyması gereken standartları vardır.

Sivil taşımada uyulması zorunlu bu kurallar uçak tipi ve elemanın kullanım yerine göre farklılık gösterebilir. Kurallar dünya sivil havacılık organizasyonu tarafından belirlenir. Ayrıca otoriteler kendi hava sahalarında uçuş yapacak uçaklar için ek önlemler talep edebilir. Başlıca otoriteler Avrupa Havacılık Emniyeti Ajansı (EASA) ve Federal Havacılık Kurulu (FAA) olarak sayılabilir. Otoritelerin talep ettikleri otoritelerden bağımsız uçuş emniyeti için oluşturulmuş dünyaca kabul gören bazı standartlar vardır. RTCA'nın (Radio Technical Commission for Aeronautics) ve EUROCAE'nin (European Organisation for Civil Aviation Equipment) oluşturduğu standartlar en yaygın kullanılan standartlardandır RTCA FAA, EUROCAE ise EASA ile işbirliği içindedir. Ayrıca RTCA ve EUROCAE standartları birbiri ile genellikle uyumludur. RTCA'nın DO-160 (çevresel etmenler) standardı da bunlardan biridir.

Bu standartlar dışında üretici yeni standart belirleyip otoritelere sunulabilir, otoriteler kabul ederse oluşturulan standartın geçerliliği olur. Sivil havacılıkta kullanılan aviyonik veya mekanik tüm komponentler bu standartlara uymak zorundadır ve bu sebeple sadece sertifikalı üretim merkezlerinden çıkmış ürünler sivil havacılıkta kullanılabilir. Sertifikasyon işlemi maliyetli bir işlem olduğu için bu firmalar sayılıdır. Bu da ürün çeşitliliğini ve rekabeti azaltır. Sonuç olarak da olağan dışı yüksek fiyatlar görülebilir. Bu durumdan yola çıkarak daha endüstride kullanılan ürünlerin sivil havacılıkta kullanılacak hale getirilmesinin yüksek fayda sağlayabileceği anlaşılmıştır.

1.1 Çalışmanın Amacı ve Yöntemi

Bu tez çalışmasında standart kullanım için üretilen bir DC-DC dönüştürücüyü uçak içinde kullanabilmek için gerekli olan yapıların analizi, tasarımı ve yöntemi ele alınmıştır, bu yöntemleri kullanarak maliyeti yüksek olan hazır aviyonik DC- DC dönüştürücülerin muadili olarak yerli üretim DC- DC dönüştürücülerin kullanılması amaçlanmıştır. Bu yöntemle düşük maliyetle yüksek maliyetli ürünün yerine geçecek aviyonik tasarımlar yapılabilir.

Sivil havacılık standardı olan 28 volttan yükseltme ve indirgeme ele alınacak ve 5-50 volt arası gerilimleri destekleyecek şekilde yöntem kullanılabilir. Yönetim uçağa eklenecek yeni aviyonik ürünlerin tasarlanmasında veya var olan aviyonik komponentlerin DC-DC dönüştürücü ihtiyacı için ucuz ve yerli bir çözüm olarak kullanılabilir. Bu çözümle beraber yapılan çalışmalar hız kazanacak ve yeni girişimlerin ortaya çıkması sağlanacaktır.

Bu kapsamda öncelikle uçağın DC hattı analiz edilecek sonrasında uyulması gereken standartlar listelenecek ve hangi ek özellikler istendiği ve bunları sağlamak için gerekli olan tasarımlar çıkarılacak son olarak da bu tasarımları farklı değerlere de uyarlayabilmek için genel geçer bir yöntem çıkarılmaya çalışılacaktır. Bu kapsamda örnek bir çalışma da yapılacaktır. Örnek çalışmada hava aracının modifikasyona uygun olan birimlerinden uçak mutfağında kullanılan komponentlerdeki DC-DC dönüştürücünün tasarımı yer verilecektir.

2. TEMEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

2.1 Temel Sivil Havacılık Bilgileri

Uçmak insanların hep ilgisini çeken bir konu olmuştur. Önceleri sadece efsanelerde anlatılırken 9. yüzyılda ilk planörün yapılması ile gerçeklik kazanmaya başlamıştır. Uzun yıllar farklı tasarımlar kullanılarak planör tipi araçlar yardımıyla uçulmuştur, daha sonra 18 yüzyılda sıcak hava balonları kullanılarak uçuşlar gerçekleştirilmiştir. Kullanılan ilk balonlarda yön belirlenemiyordu, hava akımları ile sürüklenerek ilerliyordu daha sonra bu tasarım geliştirilerek zeplinler tasarlandı. Zeplinler 1. ve 2. Dünya Savaşı'nda aktif olarak kullanıldı daha sonra planörlerin gelişimine devam edildi.

İçten yanmalı motorların kullanılması Zeplin ve uçak çalışmalarına hız kazandırdı. Sonra tek motorlu uçak denemeleri başladı, bu denemelerden Wright Kardeşler başarılı oldu. Dünyada ilk kez sürdürülebilir, kontrol edilebilir ve motorlu uçuşu gerçekleştirdi [6]. Şekil 2.1'de görülen uçak bu uçaktır.



Şekil 2.1 : İlk Motorlu Uçak Wright Flyer (1903).

Uçaklar büyük bir hızla gelişime devam etti 1. Dünya Savaşı'nda gözlem amacıyla kullanılan uçaklar 2. Dünya Savaşı'nda çok uçaklar geniş bir alanda kullanıldı. Savaşın etkisiyle çok hızlı gelişme sergilendi. 2. Dünya Savaşı sonunda Almanya ve İngiltere kendi Jet motorlarını geliştirdiler.

Jet motorlarının gelişmesi birçok farklı tipteki uçağın da tasarlanmasına yardımcı oldu. Uçakların yük kapasitesi ve hızları büyük oranda gelişme gösterdi. Savaş sonrasında savaşta kullanılan uçaklar ile insan ve eşya taşımacılığı yapıldı ve sivil havacılık bu şekilde başlamış oldu.

Havacılığın yaygınlaşması ülkeler arası bir standart belirlenmesini de gerektiriyordu. Bu sebeple çeşitli konferanslar yapıldı bunların ilki ICAN 1903 yılında Berlin'de 8 ülkenin katılımıyla gerçekleşti daha sonra 1906 yılında tekrar Berlin'de 27 ülkenin katılımıyla gerçekleşti, bunların üçüncüsü Londra'da 1912 yılında gerçekleşti ve Londra'daki konferansta uçakları hangi radyo sinyali aralıklarını kullanacağı belirlendi. ICAN 1945 yılına kadar varlığını sürdürdü daha sonra Chicago Convention on International Civil Aviation 1944'te Chicago'da gerçekleştirildi 52 ülkenin katılımı ile Provisional International Civil Aviation Organization kuruldu. PICAQ, 2 yıl sonra görevini ICAO (International Civil Aviation Organization) olarak bilinen organizasyonuna devretti. Günümüzde ICAO dünya üzerindeki 193 ülkenin 192'sinin üye olduğu bir organizasyondur. Ülkeler Ayrıca sivil havacılık için kendi otoritelerini oluşturur. Amerika'da FAA ve Avrupa'da ise EASA havacılık otoriteleri sınırları içindeki havacılık kurallarını düzenler. Türkiye'de bu işi Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü yapar. Ayrıca Türkiye'de 1936 yılında uçak fabrikası kurulmuş ve yolcu uçağı üretimi olmuştur. Şekil 2.2'de bu fabrikadan çıkan ilk yerli üretim yolcu uçağı bulunmaktadır. [7-9]



Şekil 2.2 : İlk Yerli üretim Türk Yolcu Uçağı NuD-38 (1944).

2.2 Aviyonik Sistemler

Hava araçlarında kullanılan elektronik sistemlere aviyonik sistemler denir. Aviyonik sistemler önceleri uçağın durum göstergelerinden oluşmaktaydı. Sonra uçakların farklı görevler için yeniden yapılandırılması ile birlikte bu sistemlerde çeşitlilik göstermeye başladı. Başlarda sadece hassas analog devrelerden oluşan aviyonik sistemlere sonradan dijital sistemlere de eklendi. Günümüzde analog ve dijital beraber kullanılmaktadır. Ayrıca uçağın farklı sistemlerinde aviyonik öğelerine rastlanabilir. Uçaklardaki sistemler sadece aviyonik mekanik olarak sınıflandırılmaz her sistemin kendi kuralları vardır. Farklı sistemlerdeki bazı elektronik öğeler direkt aviyonik sistemler içine dahil edilmez fakat yine de aviyonik kurallarına tabidir. Örneğin mekanik sistemlerin birçoğunda aviyonik sensörler kullanılır.

Aviyonik komponentlerin büyük bölümü kokpitte ve kokpitin altında bulunan Aviyonik birimindedir. Bazı aviyonik sistemler uçağın kontrolü, uçak takibi, hava ve yer iletişimi, navigasyon, meteoroloji kontrolü ve çarpışma önleyici sistemler olarak sıralanabilir.

2.3 Çevresel Faktörler Standardı DO-160G

Hava araçlarında kullanılan tüm malzemeler bir standart çerçevesinde kullanılabilir. Bu amaçla birçok standart oluşturulmuş ve kullanılmaktadır.

RTCA-DO (DOcuments) standartları Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA) Tarafından yayınlanmış uçuş emniyetinin sağlanması için çeşitli standartları içeren dokümanlardır. DO-160 standartları ise aviyonik ekipmanların tasarımını ve test koşullarını belirlemek için yayınlanmıştır. İlk olarak 1975'de yayınlanmış sonradan revizyonlara uğramıştır ve günümüzde DO-160G versiyonu kullanılmaktadır. Dünyaca kabul gören bir standarttır. Uçak üreticileri (Airbus, Boeing) uçağa takılacak malzemeler için belli bir standarta uygunluğu şart koşar. Aviyonik ekipmanlar için DO-160G genel kabul görmüş bir standarttır, uçaklarda kullanılacak ekipmanların da bu standartlara uygun olması istenir.

DO-160G çizelge 2.1'deki bölümlerden oluşur.

Çizelge 2.1 : DO-160 bölümleri [1].

	İngilizce	Türkçe
Section 1	Purpose and Applicability	Bölüm 1 Amaç ve Uygulanabilirlik
Section 2	Definitions of Terms - General	Bölüm 2 Terimlerin Tanımları - Genel
Section 3	Conditions of Tests	Bölüm 3 Testlerin Koşulları
Section 4	Temperature and Altitude	Bölüm 4 Sıcaklık ve İrtifa
Section 5	Temperature Variation	Bölüm 5 Sıcaklık Değişimi
Section 6	Humidity	Bölüm 6 Nem Oranı
Section 7	Operational Shocks and Crash Safety	Bölüm 7 Operasyonel Şok ve Kaza Emniyeti
Section 8	Vibration	Bölüm 8 Titreşim
Section 9	Explosion Proofness	Bölüm 9 Patlama İzolasyonu
Section 10	Waterproofness	Bölüm 10 Su Geçirmezlik
Section 11	Fluids Susceptibility	Bölüm 11 Sıvı Duyarlılığı
Section 12	Sand and Dust	Bölüm 12 Kum ve Toz
Section 13	Fungus Resistance	Bölüm 13 Mantar Direnci
Section 14	Salt Spray	Bölüm 14 Tuz Spreyi
Section 15	Magnetic Effect	Bölüm 15 Manyetik Etki
Section 16	Power Input	Bölüm 16 Güç Girişi
Section 17	Voltage Spike	Bölüm 17 Gerilim Atması
Section 18	Audio Frequency Conducted Susceptibility	Bölüm 18 Ses Frekansı ve İletim Duyarlılığı
Section 19	Induced Signal Susceptibility	Bölüm 19 Uyarılmış Sinyal Duyarlılığı
Section 20	Radio Frequency Susceptibility	Bölüm 20 Radyo Frekans Duyarlılığı
Section 21	Emission of Radio Frequency Energy	Bölüm 21 Radyo Frekans Enerji Emisyonu
Section 22	Lightning Induced Transient Susceptibility	Bölüm 22 Yıldırım Kaynaklı Geçici Etkiler
Section 23	Lightning Direct Effects	Bölüm 23 Yıldırımın Doğrudan Etkileri
Section 24	Icing	Bölüm 24 Buzlanma
Section 25	Electrostatic Discharge	Bölüm 25 Elektrostatik Deşarj
Section 26	Fire, Flammability	Bölüm 26 Yangın, Yanıcılık

Toplamda 26 bölüm vardır. Her aviyonik ekipmanın her koşulu sağlaması beklenmez ekipmanın uçaktaki konumunu görevine göre farklı isterler istenebilir örnek olarak su geçirmezlik standardı sadece suyla temas edebilecek yerlerde bulunan komponentler için uygulanır.

Hangi komponentin hangi standartlara uyulması gerektiği bellidir fakat yeni görev alacak bir komponent için hangi standartlara uyulması gerektiğini mühendisler karar verirler ve standartları güncellenir. Orijinali DO-160 olan belge G revizyonuna kadar güncellenmiştir.

Her bölümün içinde alt bölümler vardır. Bu alt bölümlerde komponentler ayrıca kategorize edilir. Örneğin güç girişimlerinde 5 kategori bulunmaktadır kategorileri hangi komponentlerin girdiği belirtilmiştir farklı kategorideki komponentler için farklı testler farklı isterler uygulanır.

Bu bölümler havacılıkta yaşanan problemler esas alınarak oluşturulmuş, belirli ölçüde kategorize edilmiş ve uygun testlere karar verilmiştir. Uçuş emniyetinin sağlanması açısından komponentin bu standartlara uyması önemlidir [1].

2.3.1 Aviyonik sistem gereksinimleri

Hava araçlarındaki tüm elektronik komponentler aviyonik olarak adlandırılır fakat hepsi aviyonik sistem altında kategorileştirilemez. Örneğin kabin içindeki ışıklandırma kabin sistemi dahilindedir fakat içinde aviyonik ögeler barındırır. Sistem ve alt bölgesi birlikte değerlendirilmelidir. Farklı görevlerdeki aviyonik komponentler için farklı bölümlerdeki standartlar da uygulanır. Örneğin kontrol için kullanılan veya yazılım içeren aviyonik elemanlarda bulunması gereken ek standartlar mevcuttur. Bu çalışmada sadece DC-DC dönüştürücüler ele alındığı için DC-DC dönüştürücü kullanan sistemlerin ortak olarak uyması gereken bölümler hakkında detaylı bilgi verilmiş ve çözüm sunulmuştur. Bunun yanında kullanılan başka standartlar da mevcuttur, standartlar büyük oranda benzerlik gösterir genelde birbiriyle uyumludur ve uyumlu olması da beklenir.

Yapılan çalışma kapsamında DO-160 gereksinimlerinden aviyonik komponentleri ilgilendiren kısımlar incelenecek aviyonik komponent devre tasarımı doğrudan

ilgilendiren kısımlar detaylı ele alınacaktır. Bu incelemede yapılan uygulamayı kapsayacak konulara değinilecek, tüm belge ele alınmayacaktır.

2.3.2 Sıcaklık ve irtifa

DO-160 bölüm 4'de sıcaklık ve irtifa ile alakalı gereksinimleri ve yapılması gereken testler belirtilmiştir. Gereksinimlerinin belirlenmesi için öncelikle komponentin hangi kategoride olduğuna karar vermek gerekir. Bunun kolay belirlenebilmesi için de sıcaklık ve irtifa ile alakalı adet tablolar paylaşılmıştır.

Kategoriler hava aracı tipleri, komponentlerin nerede bulunduğu ve genelde hangi çevresel faktörler de çalıştığı baz alınarak oluşturulmuştur fakat tüm sıcaklık ve irtifa kombinasyonlarını kapsamamaktadır. Kategoriler küçük farklarla birbirinden ayrılır. Komponentin bulunduğu konum, çalışma basıncı ve sıcaklığına kategorinin belirlenmesinde ana etmenlerdir.

DO-160 belgesinde komponentin hangi kategoriye hangi durumlarda dahil olduğuna dair detaylı bilgi bulunmaktadır. Sıcaklık ve irtifa bilgisi hava araçlarında çok değişkenlik gösterebilen bir olgu olduğu için birçok kategoriye ayrılmıştır. Bu kategoriler daha sonra komponente yapılması gereken testlerde yönlendirici olacaktır.

Kategori A1'e dahil olan komponentler sıcaklık kontrolü bulunan ve basıncı ortalama deniz seviyesine göre 15000 feet yükseklikteki basınç değerinin altına inmeyecek şekilde basınçlandırılmış bölümde çalışan komponentleri kapsar. Ayrıca bu kategoriye sıcaklığı kontrol edilen ve 15000 feetin altında uçan hava araçlarındaki komponentler de dahildir. Şeklinde açıklamalar belgede yer alır. Komponentin kategorisi belli olduktan sonra uygun tasarım yapılır. Tabloda 2.2'de diğer kategorilerin isterleri verilmiştir.

Bu bölümü anlamlandırmak için gerekli olan bazı tanımlamalar aşağıdaki gibidir. En düşük çalışma değeri komponentin normal çalışmasında karşılaşıcağı en düşük sıcaklığa karşılık gelir. En yüksek çalışma değeri komponentin normal çalışmasında karşılaşıcağı en yüksek sıcaklığa karşılık gelir.

Kısa süreli çalışma değeri komponentin çalışmasında kısa süreli ve geçici olarak karşılaşılabileceği sıcaklığa karşılık gelir.

Çizelge 2.2 : Sıcaklık testlerinde kullanılan örnek tablo [1].

Kategoriler	Sıcaklık Kontrol Durumu	Çalışma Ortamı İrtifa Değeri
A1	Sıcaklık kontrolü var	15000 feet ve altı
A2	Sıcaklıkta kısmi kontrol var	15000 feet ve altı
A3	Sıcaklık Kontrol seviyesi düşük	15000 feet ve altı
A4	Var, üretici belirler.	15000 feet ve altı
B1	Sıcaklık kontrolü var	Maksimum 25000 feet
B2	Sıcaklık kontrolü yok	Maksimum 25000 feet
B3	Güç santrali bölümünde çalışan	Maksimum 25000 feet
B4	Sıcaklık isterleri üreticiye bağlı	Maksimum 25000 feet
C1	Sıcaklık kontrolü var	Maksimum 35000 feet
C2	Sıcaklık kontrolü yok	Maksimum 35000 feet
C3	Güç santrali bölümünde çalışan	Maksimum 35000 feet
C4	Sıcaklık isterleri üreticiye bağlı	Maksimum 35000 feet
D1	Sıcaklık kontrolü var	Maksimum 50000 feet
D2	Sıcaklık kontrolü yok	Maksimum 50000 feet
D3	Güç santrali bölümünde çalışan	Maksimum 50000 feet
E1	Sıcaklık kontrolü yok	Maksimum 70000 feet
E2	Güç santrali bölümünde çalışan	Maksimum 70000 feet
F1	Sıcaklık kontrolü var	Maksimum 55000 feet
F2	Sıcaklık kontrolü yok	Maksimum 55000 feet
F3	Güç santrali bölümünde çalışan	Maksimum 55000 feet

Yer durumunda çalışma değeri komponentin hava aracı yerdeyken mevsimsel koşullara veya depolama koşullarına bağlı olarak karşılaşılabileceği değere karşılık gelir. Komponent belirtilen sıcaklık değerinde çalışmasa dahi bu sıcaklıklarda zarar görmemelidir.

Soğutma olmadan çalışma şartı belirli kritik komponentler içindir. Bu özelliğe sahip komponentler soğutma veya ısıtma sistemlerinde arıza durumunda dahi belirli bir süre için çalışabilmelidir.

Belgede ayrıca sıcaklık ve irtifa ile alakalı testler ve hangi kategorinin hangi teste tabi tutacağına da yer verilmiştir.

DO-160 gereksinimlerinin karşılanıp karşılanmadığını test etmek için hangi testlerin ne şekilde yapılacağına da yer verilmiştir. Bu testler hava araçlarının maruz kalabileceği uç koşullar düşünülerek hazırlanmıştır. Komponentin bu testlerdeki başarısı kalitesini gösterir. Testlerde başarısız olan komponentler revizyona uğrar ve başarılı olması sağlanır. Komponentin kategorisine göre test koşulları değişebilir veya bazı testler yapılmayabilir.

Sıcaklık ve irtifa testleri; DO-160'ın dördüncü bölümünde sıcaklık ve irtifaya bağlı testlere de yer verilmiştir. Bu testler hava aracındaki koşullara komponentin dayanıklı olduğunun belgelenmesi için gereklidir. Testler temelde ikiye ayrılır. Sıcaklık testleri ve irtifa, düşük basınç, yüksek basınç testleri.

Sıcaklık testleri beş adettir. İlki yer durumunda düşük sıcaklık ve kısa süreli düşük sıcaklıkta çalışma testidir. Bu test hava aracı yerde iken (hangar vs) düşük sıcaklıklara dayanımını ve kısa süre için düşük sıcaklıkta çalışabilmesini ölçer.

Test şu şekilde yapılır;

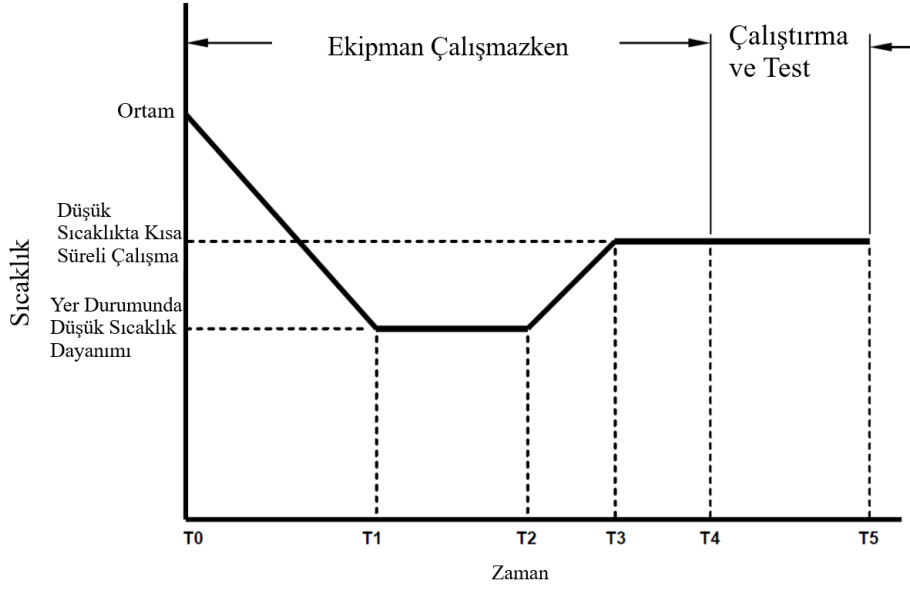
Önce test edilecek komponent tablo 2.3'deki tablodan kategorisine eş gelen değer bulunur. Bu sıcaklık değerinde komponent çalışmayan şekilde 3 saat boyunca sabit tutulur. Daha sonra komponent çalışmaz durumdayken sıcaklığı tablo 2.3'de belirtilen kısa süreli düşük çalışma sıcaklığına saniyede 2 santigrat derece arttırılarak yükseltilir. İstenilen sıcaklığa geldiğinde komponent 30 dakika daha sabit sıcaklıkta tutulur veya komponentin iç sıcaklığı da hedeflenen sıcaklığa ulaşmaya kadar tutulur. Sonraki evrede komponent çalıştırılır ve test ortamına bırakılır. Test ortamının sıcaklığı tablo 2.3 de kısa süreli çalışma değerlerinde olmalıdır. Komponent minimum 30 dakika boyunca çalıştırılır ve komponentin çalışma profili kontrol edilir. Test profili şekil 2.3 de verilmiştir. Şekil 2.3'de kullanılan grafik belge içinde verilen grafikdir. Testlerin daha kolay anlaşılabilmesi için gereklidir [1].

Tablo 2.3'deki değerlerde bu test için kategorilere göre sıcaklık değerinin değişimi gösterilmiştir. DO-160'da çizelge ile yapılan tüm testlerin hangi kategorilerde hangi koşullar kullanılması gerektiği belirtilmiştir. Bu testlerin arasındaki farkın anlaşılması açısından önemli bir kolaylıktır.

Çizelge 2.3 : Sıcaklık testlerinde kullanılan örnek tablo [1].

Kategoriler	A(1,2,3,4)	B(1,2,3,4)	C(1,2,3,4)	D(1,2,3)	E(1,2)	F(1,2,3)
Düşük sıcaklık dayanımı	-15,-15	-20,-45	-20,-55	-20,-55	-55,-55	-20,-55
Kısa süre için düşük sıcaklıkta çalışma	15,-15	45,—	55,—	55		55
	-40,-40	-40,-45	—,—	-40,-55	-55,-55	-40,-55
	40,—	-40,-45	—,—	55		55

Testlerin kolay anlaşılabilirliği açısından doküman zaman zaman açıklayıcı grafiklere yer vermiştir. Şekil 2.3'de bu grafiklerden biridir. Bu grafikler anlatılan testin daha



Şekil 2.3 : Sıcaklık testinde kullanılacak sıcaklık grafiği

kolay anlaşılabilir hale gelmesini sağlar ve testin daha geniş açıdan görülmesinde yardımcı olur.

2.3.3 Sıcaklık değişimi

DO-160 bölüm 5'de sıcaklık değişimi ile alakalı gereksinimleri ve yapılması gereken testler belirtilmiştir. Bölümün amacı komponentin en yüksek ve en düşük çalışma sıcaklığı arasındaki sıcaklıklarda performans karakteristiğini çıkarabilmektir. Kategorilere göre farklı testlere tabi tutulur.

Kategori A hava aracının iç veya dış tarafında bulunan ve sıcaklık farkı minimum dakikada 10 santigrat derece olabilen komponentleri kapsar.

Kategori B hava aracının iç tarafında sıcaklık kontrolsüz veya kısmi kontrollü kısmında bulunan ve sıcaklık farkı minimum dakikada 5 santigrat derece olabilen komponentleri kapsar.

Kategori C hava aracının iç tarafında sıcaklık kontrollü kısmında bulunan ve sıcaklık farkı minimum dakikada 2 santigrat derece olabilen komponentleri kapsar.

Kategori S1 hava aracının iç veya dış tarafında bulunan sıcaklık farkı dakikada 10 santigrat dereceden büyük olabilen komponentleri kapsar. Komponentin kalite formunda bu durum belirtilmelidir.

Kategori S2 hava aracının iç veya dış tarafında bulunan sıcaklık farkı dakikada 10 santigrat dereceden büyük olabilen fakat değişim değeri bilinmeyen komponentleri kapsar [1].

Hava araçlarındaki sıcaklık değişimine genel olarak bakıldığı zaman aracın dış yüzeyinde bulunan komponentler yüksek değişim aralığına sahipken iç kesiminde bulunanlar dar değişim aralığına ve yavaş değişimlere sahiptir. Bu sebeple komponentlerin karakteristikleri de farklı olmalıdır. Bu yapıların özel testleri vardır. Bu testleri geçen komponentler uçakta kullanılabilir.

DO-160'da ayrıca sıcaklık değişimi ile alakalı testler hangi kategorinin hangi teste tabi tutacağına yer verilmiştir. Testlerde gereksinimlerdeki sıcaklık değişiminde komponentin durumu gözlenir, normal işlevini yerine getirebilen komponentler testten geçebilir. Aviyonik komponent tasarımında seçilen elemanların sıcaklığa göre değişimleri dikkate alınmalıdır. Komponentin dahil olduğu kategoriye göre eleman seçimi yapılmalıdır. Eğer elemanın karakteristiği sıcaklık değişimine karşı hassas ise elemanın sıcaklığını sabit tutmak veya bu durumu nötralize etmek için önlemler alınmalıdır.

2.3.4 Nem

Nem kısmı DO-160'ın 6. bölümünde ele alınmıştır, komponentin nem karşısında ne kadar dayanıklı olduğunun belirlenmesi için gereklidir. Nem komponentlerin korozyona uğramasına sebep olabilir ve karakteristik yapısında değişimlere de yol açabilir. Bu bölüm nemden dolayı oluşan bu etkilerin sınırlandırılması için gereklidir. Yüksek nem veya nemin soğurulması mekanik, elektriksel, kimyasal ve termal yapılarda değişimlere yol açabilir. Aviyonik ekipmanda nemin karakteristik değişikliğe neden olabileceği elemanlar olmamasına dikkat edilmelidir, olması durumunda önlem alınmalıdır. Genellikle nem gereksinimleri çevresel elemanlar içindir; aviyonik ekipmanın mekanik koruması, sabitleyici vidalar gibi.

Nem bölümü farklı tipten malzemeler için farklılık gösterir;

Kategori A standart Nem Durumu: Hava araçlarının çevresel şartları kontrol edilen ortamlarında bulunan nem değeri fazla değişikliğe uğramayan bölümlerde çalışacak komponentler bu kategoridedir.

Kategori B Değişken Nem durumu: Hava araçlarının çevresel şartları kontrol edilmeyen ortamlarında bulunan nem değeri yüksek değişikliğe uğramayan bölümlerde çalışacak komponentler bu kategoridedir.

Kategori C Ekstrem Nem Durumu: Zaman zaman belirlenen ölçülerin dışındaki nem miktarını aşacak şekildeki dış hava ile direk kontak kuran komponentler bu kategoridedir.

Nem buhar ile temas halinde olan veya uçağın dış yüzeyinde bulunan komponentler için hayati öneme sahiptir. Nemin korozyon etkisi standartlara uymayan komponentler kullanılması halinde çok ciddi sonuçlara neden olabilir. Bu sorunların olmaması için kategori uygun şekilde belirlenmeli ve belirtilen testleri geçmelidir.

Aviyonik komponentler için kritik olan fakat tasarımı doğrudan ilgilendirmeyen mekanik gereksinimler nem de bunlardan biridir, diğer mekanik gereksinimlerden bazıları DO-160 bölüm 7 operasyonel darbeler ve kaza emniyeti, bölüm 8 titreşim, bölüm 10 su geçirmezlik bölümleridir. Bu bölümlerde de komponentin kategorisine karar verildikten sonra belirtilen testler yapılır. Komponent bu testlerden geçebilecek şekilde üretilmelidir [1].

2.3.5 Güç girişi

Güç girişi kısmı DO-160'ın 16. bölümünde ele alınmıştır. Bu bölümde elektrikle çalışan ekipmanlar görevine ve yapısına göre kategorize edilir ve güç girişlerinde bu kategoriler göz önünde bulundurularak bazı özelliklerin bulunması istenir. Bu durum hava araçlarında karada kullanılan elektrik kadar temiz bir sinyalin olmamasından kaynaklanır. Havada yaşanan türbülanslar, sarsılmalar, yıldırımlar kimi zaman küçük güç kayıplarına veya dalgalanmalara sebep olabilir. Bu dalgalanmalar Hem DC hat hem de AC hat üzerinde meydana gelir. Bölümde bu etkileri en aza indirmek için konulan gereksinimler açıklanacaktır. Bu önlemler dengesiz sinyalin aviyonik ekipmana zarar vermemesi ve ekipmanın düzgün çalışabilmesi için geliştirilmiştir. Uygulama örneği DC hat üzerinden çalıştığı için bölümde DC ile çalışan komponentlerin uyması gereken gereksinimler ele alınacaktır. Uçaklarda DC gerilimi genelde 14 V, 28 V ve 270 V'dur. Gereksinim ve testler de bu gerilim değeri ile uyumludur [1].

2.3.5.1 Güç girişi kategorileri

DC komponentler dört kategoriye ayrılır. Bu kategoriler A, B, D ve Z'dir DC komponentlerde bazı testler komponente özeldir ve tüm komponentler bu süreçten geçmez. Bunlar; doğru akım dalgalanma testleri ve dc ani akım testleridir.

Kategori A komponentler; Hava aracındaki DC gücün sabit veya değişken frekanslı bir AC sisteminden sağlanan birincil güçten üretildiği uçağın elektrik sistemlerinde kullanılması amaçlanan 28 V dc ekipmanı belirtir. Kategori A bir DC ekipmanı, dc hat üzerinde yüzen bir bataryaya sahip olabilir.

Kategori B komponentler; Gücü motor kaynaklı alternatör / doğrultucu veya dc jeneratör tarafından sağlanan 14 V ya da 28 V gerilimle çalışan komponent kategori B kapsamındadır. Ayrıca bu kategoride olan tüm komponentlerin beslemesinde yüksek kapasiteli DC bir batarya da bağlı olmalıdır.

Kategori D komponentler; Hava aracındaki DC gücün sabit veya değişken frekanslı bir AC sisteminden sağlanan birincil güçten üretildiği uçağın elektrik sistemlerinde kullanılması amaçlanan 270 V dc ekipmanı belirtir.

Kategori Z komponentler; bu standartlara uyumlu olan ve diğer tüm hava aracı elektrik sistemlerinde kullanılacak 28 V dc ile çalışan ekipman, Kategori Z olarak tanımlanır. Kategori Z, Kategori A veya Kategori B yerine kullanılabilir olmalıdır. Yani kullanım şartları esnek olmalıdır. Örneğin; Değişken hızlı jeneratörlerden beslenen, DC kaynağında bir bataryası olmayan, koruyucu donanımı aküyü DC hattan ayırabilecek sisteme sahip olan, batarya kapasitesi, dc jeneratörlerin kapasitesine kıyasla düşüktür olan sistemlerde dahi kullanılabilir.

Bu kategoriler komponentlere uygulanacak testleri ve gereksinimleri belirler. Uygulama 28 V ile çalışacağı için kategori D incelenmeyecektir. Ayrıca kategori Z üst düzey komponentler de uygulandığı için fazla detaya inilmeyecektir. Uygulama kategori A ve kategori B ile uyumlu olacak şekilde tasarlanacaktır [1].

2.3.5.2 Güç girişi gereksinimleri

Elektriksel güç girişi parametreleri gereksinimler ile sınırlandırılmıştır. Komponentin kategorisi gereksinimleri belirlemede rol oynar.

Testler normal ve anormal durumları için ayrı ayrı düzenlenmiştir. Testler aşağıda koşullara uyumlu olarak yapılmalıdır. Geçerli ekipman performans standartlarında aksi belirtilmediği sürece tüm ekipman testleri sırasında şasi, topraklanmış toprakla aynı dc potansiyelde olmalıdır. Bu test standardında listelenen tüm test limitleri, negatif topraklama sistemine göredir. Tüm 14V ve 28 V dc ekipman testleri için geri negatif uç, tüm ekipman testleri sırasında topraklama ile aynı dc potansiyelinde olmalıdır.

DC hatta çalışma gerilimleri belirlenmiştir. Bu gerilimler kategori A, kategori B ve kategori Z ekipmanlar için geçerlidir. Bahsedilen tüm 28V voltaj değerleri, 14 V dc ekipman için ikiye bölünmelidir. Çalışma gerilimleri ile alakalı birçok gereksinim vardır, bu gereksinimleri sırasıyla değinilecektir.

Ortalama gerilim değerlerinin parametre değeri belirlenmiştir. Bunlar tablo 2.4'de belirtildiği şekilde olmalıdır. Normal çalışma durumundaki gerilimler ise kategori A ekipmanda 28 V, kategori B ekipmanda 28 V ve ya 14 V, kategori Z ekipmanda 28V'dur

Çizelge 2.4 : Normal çalışma gerilimi testinde kullanılan tablo [1].

Ekipman Terminallerinde Gerilim	28 V
Maksimum	30,3 V
Minimum	22.0 V
Acil Durum Çalışması	18 V

Komponentlerin çalışma gerilimi gereksinimlerini karşılamış olmaları uygulanan teste başarılı olup olmadıklarına bağlıdır. Test komponentin terminal geriliminde, tabloda verilen minimum, maksimum ve acil durum çalışma gerilimindeki uygun şekilde çalışıp çalışmadığı kontrol edilerek yapılır. Otuz dakika periyotlarla bu gerilimlerin uygulanması gereklidir.

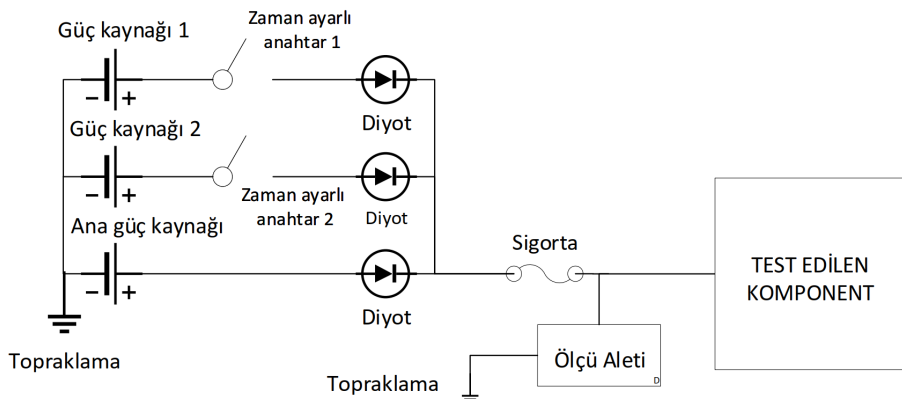
Dalgalanma gerilimi değeri de gereksinimlerde belirtilmiştir. Dalgalanma gerilimi kararlı durumda sistemin döngüsel gerilim değişiminin ortalamasıdır. 28 V dc şebekede, komponent terminallerindeki gerilim 22 V veya üstünde ise tepeden tepeye maksimum dalgalanma gerilimi 4 V, altında ise 2 V'dur. Bu durum dikkate alınarak tasarım yapılmalıdır.

Hava araçlarında ani güç kesilmeleri olabilir. Olumsuz durumların engellenmesi için anlık güç kesintilerine karşı da komponentlerde bir koruma olması gereklidir. Bu

durumlara karşı konulmuş gereksinimler kategorilere göre değişiklik gösterir. Kategori A için güç kesintisi durumunda 200 ms'ye kadar, Kategori B'de 50 ms'ye kadar ve kategori Z durumunda ise 1 saniyeye kadar gücün gitmemesi gerekmektedir. Tasarım buna göre yapılmalıdır. Gereksinimin karşılanması basit bir test ile belirlenir. Bu test tüm dc ekipmanlarına uygulanmalıdır. Komponent optimum çalışma geriliminde çalışırken güç minimum beş defa kesilir. Güç tekrar kesilmeden önce sistemin stabil hale gelmesi beklenir. Kesim süresi komponentin kategorisine göre 50 ms, 200 ms veya 1 s olmalıdır. Bu kesintiler sırasında ve sonrasında komponentin performansı izlenir. Çalışmasını gerçekleştirebiliyorsa testi geçer.

Normal taşma gerilimine karşı da gereksinimler bulunmaktadır. Kontrollü kararlı durumdaki ani gerilim değişikliklerine normal taşma gerilimi denir. Yük anahtarlama ve regülatör tarafındaki normal sistem operasyonlarının neden olduğu rahatsızlıklara cevaben elektriksel sisteminin doğal düzenlemesinden kaynaklanır. Komponentler teste tabi tutulur ve geçmeleri halinde gereksinim karşılanmış sayılır. A ve B kategori için öncelikle ekipman terminallerinde 28 V DC voltajla beş dakika çalıştırılır, sonra voltajı 5 ms boyunca 47 V DC'ye yükseltilir, daha sonra voltaj 30 ms için 40 V DC'ye düşürülür. Son olarak 28 V değerinde 5 saniye boyunca tutulur. Bu işlem üç kez tekrarlanır [1].

Benzer işlem düşük gerilim değerleri için de yapılır. A ve B kategori için gerilim 17 V dc değerine 30 ms boyunca düşürülür. Sonra 28 V değerinde 5 saniye tutulur. Gerilim yükseltme işlemi 1 ms süresince yapılmalıdır. Bu testi geçen komponent normal taşma gerilimine dayanıklı kabul edilir. Şekil 2.4'de örnek test düzeneği verilmiştir. Ana güç kaynağı hep aktiftir, sırasıyla birinci ve ikinci güç kaynakları belirtilen sürelerde anahtarlar vasıtası ile hatta bağlanır. İkisi aynı anda bağlanmaz.



Şekil 2.4 : Taşma gerilimi testleri test düzeneği

Motorun çalışma anındaki hatta düşük gerilim bulunabilir. Bu durumuna karşı dayanım için özel gereksinimler vardır. 28 V kategori B ekipman için bu gereksinim aranır. Motor çalışma anında hattaki gerilim 10 V ve 20.5 V arasında 35 s boyunca değişiklik gösterebilir. Ekipmanın bu durumda koşullar altında dayanım göstermesi beklenir. Bu gereksinim testinde ekipmanın giriş gerilimi 10 V'a indirilir ve 35 saniye boyunca saniyede 0.30 V yükseltilir sonra da ekipmana normal giriş gerilimi verilir. Süreç sonunda komponentin çalışmasında farklılık oluşmamalıdır.

Komponentin bazı durumlarda anormal çalışma gerilimlerinde çalışması gerekebilir. Anormal çalışma koşulları kategorilendirilmiş ve bu durumlar için özel gereksinimler tanımlanmıştır. Çalışma gerilim değerleri anormal çalışma durumunda farklı değerler alabilir. Bu gerilim değerleri tablo 2.5'de belirtilmiştir.

Çizelge 2.5 : Anormal çalışma testlerinde kullanılan tablo [1].

Ekipman Terminallerinde Gerilim	28 V
Maksimum	32,2 V
Minimum	20,5
Acil Durum Çalışması	18 V

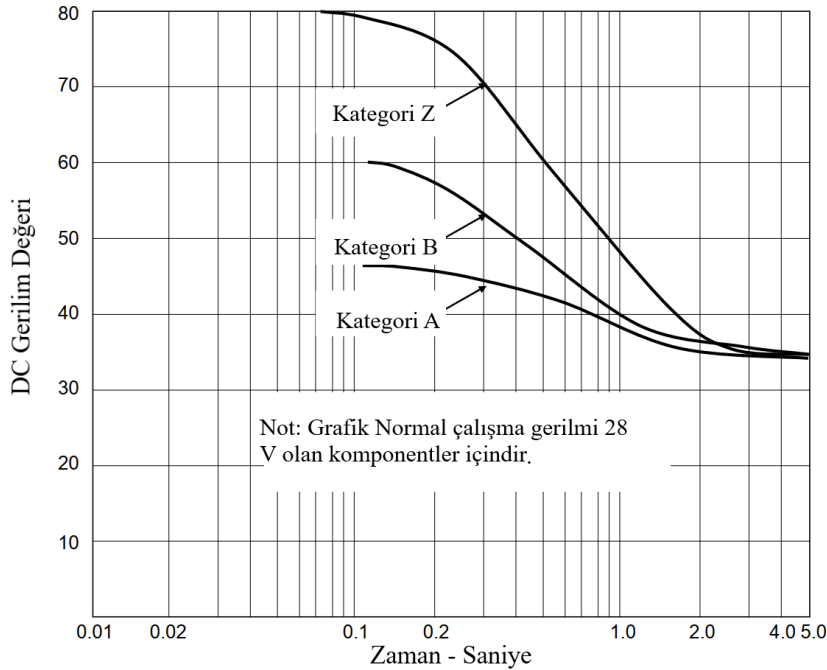
Gereksinimin karşılanmış sayılabilmesi için ekipmanın en az beş dakika maksimum gerilim değerinde çalıştırılıp sonra normal gerilim değerine düşürülüp çalışmasının izlenmesi, daha sonra da en az bir dakika boyunca minimum gerilim değeri verilip normal gerilim değerine çıkarılıp çalışmasını izlenmesi gereklidir. Eğer ekipmanın çalışmasında herhangi bir kritik durum oluşmaz ise ekipman bu gereksinimi yerine getirmiş sayılır.

B kategorideki ekipman için ek olarak düşük gerilim durumundaki çalışması da bir gereksinimdir. B kategorisindeki ekipmandan gücü geçici bir süre gittikten sonra tekrar geldiğinde düzgün çalışması beklenir. Gereksinimin karşılanması için ekipman en az bir dakika boyunca normal çalıştırılır, sonra bir dakika boyunca da minimum gerilimde çalıştırılır daha sonra giriş gerilimi sıfıra düşürülür ve en az on dakika boyunca bu durumda bekletilir. Son olarak normal çalışma geriliminde çalıştırılır, ilk ve son durumdaki çalışması izlenir. Bu karşılaştırmada soruna rastlanmamalıdır ve düzgün şekilde çalışmaya devam edebilmelidir.

Anlık düşük gerilimde çalışma durumu da karşılanması gereken gereksinimler arasındadır. Komponentler düşük gerilim durumunda hasara uğramamalıdır.

Düşük gerilim değeri 12 V'dur. Ekipman 12 V'da yedi saniye çalıştırdıktan sonra normal çalışma gerilim değerine çıkartılır ve çalışma parametreleri normal çalışma parametreleri ile karşılaştırılır. Düşük gerilimde çalışma komponente zarar vermemelidir.

Anormal taşma gerilimine karşı da gereksinimler bulunmaktadır. Anormal taşma elektrik güç kaynağı sisteminin içsel düzenlemesinden, hata giderme işlemlerinden veya regülatör tarafından düzeltici eylemden kaynaklanan kontrollü kararlı durum seviyesindeki ani gerilim dalgalanmaları olarak tanımlanabilir. Normal taşma gerilimine göre daha şiddetlidir. Test normal taşma gerilimi testine benzerdir. Kategori A için öncelikle ekipman terminallerinde 28 V dc gerilim ile çalıştırılır, sonra gerilimi 100 ms süresince gerilim 46.2 V DC'ye yükseltilir, daha sonra gerilim 1 s içinde 37.8 V DC'ye düşürülür. Son olarak 28 V değerinde 10 saniye boyunca tutulur. Bu işlem üç kez tekrarlanır. Kategori B için öncelikle ekipman terminallerinde 28 V dc gerilim ile çalıştırılır, sonra gerilimi 100 ms süresince gerilim 60 V DC'ye yükseltilir, daha sonra gerilim 1 s içinde 40 V DC'ye düşürülür. Son olarak gerilim 28 V değerinde 10 saniye boyunca tutulur. Bu işlem üç kez tekrarlanır. Şekilde 2.5'de gerilim değişikliğinin zamana göre grafiği verilmiştir.



Şekil 2.5 : Komponentin maruz kalabileceği anormal taşma gerilimi örneği

Ani akım durumları için de gereksinimler belirlenmiştir. Normal çalışma gerilimi aniden verildiği anda ani akım yükselmesinin de sınırlandırılması gerekmektedir. İlk

3.0 milisaniye için maksimum denge durum akımının maksimum 9 katı, 500 ms'ye kadar denge durum akımının maksimum 4 katı ve daha sonra 2 saniyeye kadar denge durum akımının maksimum 2 katı sonrasında da denge akımı görülmelidir.

2.3.6 Gerilim atması

Gerilim atması kısmı DO-160'ın 17. bölümünde ele alınmıştır. Gereksinimin amacı ani gerilim yükselmelerini güç uçları üzerindeki etkilerine dayanmasını sağlamaktır. Sinyal AC veya DC fark etmeksizin komponent bu gerilim yükselmelerine karşı korunabilmelidir.

Bu önlemler aviyonik komponentlerde gerilim yükselmesi yüzünden oluşabilecek olan kalıcı hasarı, bileşen arızasını, ekipmanın hassasiyetinin azalmasını ve performans düşümünü engellemeye yöneliktir.

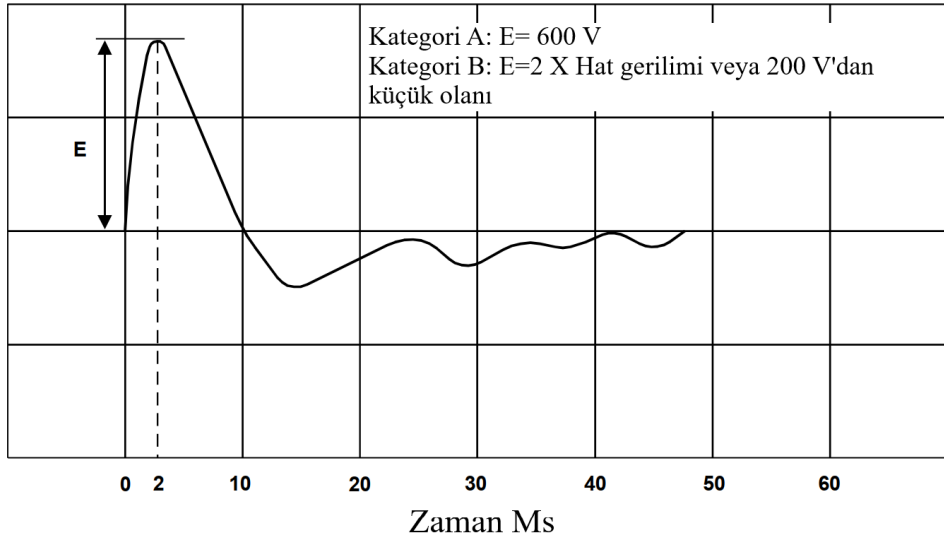
İki kategoride incelenir, kategori A gerilim atmalarına karşı yüksek derecede koruma gerektiren komponentler için, kategori B gerilim atmalarına karşı daha düşük derecede koruma gerektiren komponentler için kullanılır.

Komponentlerin testinde gerilim atma dalga formu bir jeneratör ile gerçekleşir. Komponent kategorisine göre bu dalga formunun gerilimi değişir. Şekil 2.3'de dalga formunun yapısı ve kategorilere göre değişimi verilmiştir. Şekilde verilen gerilim değerleri jeneratörün açık devre gerilimidir. Ayrıca jeneratörde 50 ohmluk kaynak direnci de mevcuttur. Şekil 2.6'de testlerde kullanılan dalga yapısı verilmiştir. Jeneratör açık devre iken bu dalga yapısı görülebilmelidir. Şekil 2.7'de testlerde kullanılan test düzeneği verilmiştir. Komponente normal çalışma gerilimi uygulanırken test yapılır

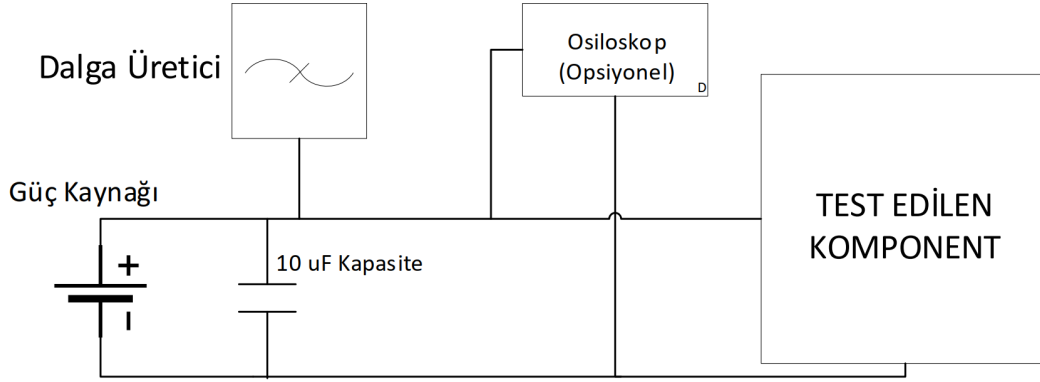
2.3.7 Yıldırım kaynaklı geçici etkiler

Yıldırım kaynaklı geçici etkiler kısmı DO-160'ın 17. bölümünde ele alınmıştır. Bu bölüm yıldırımın dolaylı etkilerini en aza indirmek için karşılanması gereken gereksinimlerden ve yapılması gereken testlerden bahseder.

Bu bölümde yerine getirilmesi istenen gereksinimler küçük devrelerden büyük kablo ağlarına kadar yıldırımın etkileyebileceği tüm birimleri içine alır. Bu sebeple oldukça detaylı açıklanmış ve farklı özellikteki birimler için farklı gereksinimler ortaya



Şekil 2.6 : Gerilim atması testinde kullanılan dalga yapısı



Şekil 2.7 : Gerilim atması testinde kullanılan test düzeneği

koymuştur. Yapılan uygulama sadece devre içerdiği için bölümde sadece devrenin isterleri açıklanacaktır [10].

Komponentlerin testlerinde gerçek yıldırımdan yararlanılamadığı için dalga formu adı verilen yapay sinyaller oluşturulmuştur. Beş adet dalga formu bulunmaktadır komponentin yerine ve önemine göre setlerde kullanılan dalga formları değişiklik gösterir. Bazı dalga formları sadece kabloları üzerinde kullanılır, bu bölümde devreler üzerinde kullanılan dalga formları açıklanacaktır.

Devreler üzerinde pin enjeksiyonu testleri yapılır bu testlerde devredeki pinlere ilgili kategoriye uygun olacak şekilde dalga formları gönderilir .

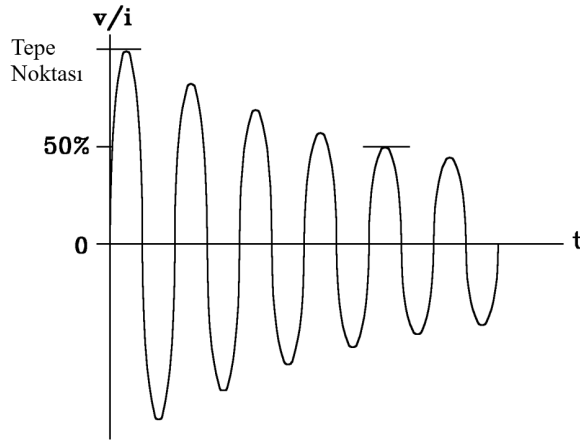
Toplamda altı adet dalga formu vardır fakat Pin enjeksiyon testlerinde üç tanesi kullanılır.Pin enjeksiyon testinde 2 kategori bulunmaktadır, A ve B. Kategori A induksiyon yoluyla etkilenen komponentler içindir; pencereler veya diğer açıklardan

giren elektromanyetik dalgalar yoluyla oluşabilecek etkilere karşı korumayı test eder. Kategori B hem indüksiyon hem de elektriksel iletim yoluyla karşılaşabilecek etkilere karşı korumayı test eder. Testlerde kategori A için dalga formu 3 ve 4, kategori B için dalga formu 3 ve 5A uygulanır. Ayrıca her kategoride beş farklı test seviyesi vardır.

Kategoriler uygulanacak dalga formlarını, seviyeler ise dalga formunun şiddetini belirtir. Seviyeler komponentin bulunma yerine ve önemine göre değişiklik gösterir. Tablo 2.6'de seviyelerine göre dalga formu özellikleri belirtilmiştir. Tabloda Voc değeri açık devre gerilimini Isc değeri ise kısa devre akımını temsil eder.

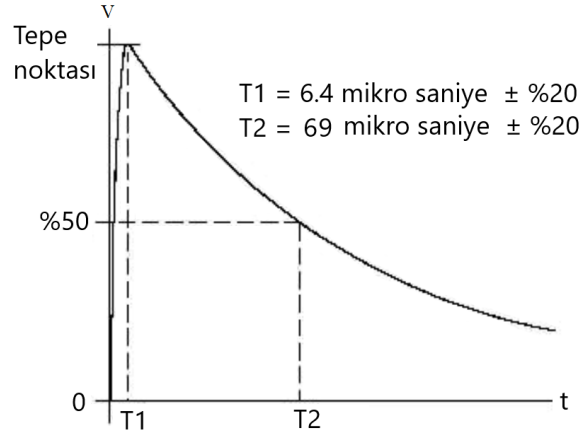
Çizelge 2.6 : Test gerilimleri ve komponent seviyeleri [2] .

Seviye	Çevresel koruma durumu	Dalga formu 3	Dalga formu 4	Dalga formu 5A
		Voc/Isc	Voc/Isc	Voc/Isc
1	İyi korunan	100/4	50/10	50/50
2	Kısmen korunan	250/10	125/25	125/125
3	Kısmen açıkta	600/24	300/60	300/300
4	Korunmayan	1500/60	750/150	750/750
5	Şiddeti etkilere açık	3200/128	1600/320	1600/1600
Kaynak Direnci		25	5	1

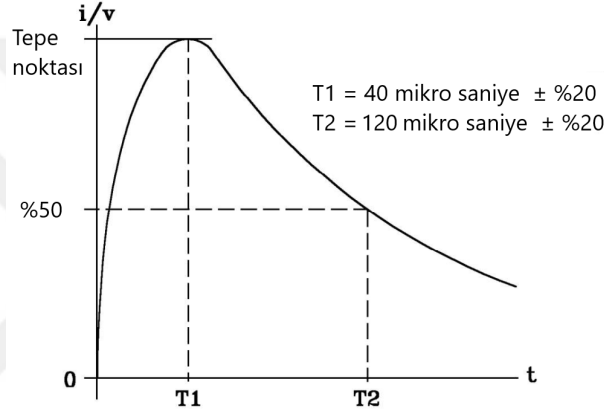


Şekil 2.8 : Dalga formu 3

Komponentin kullanılacağı yere göre kategorisi ve seviyesi belirlenir. Daha sonra Tablo 2.6'de belirtilen gerilim akım seviyelerine göre şekil 2.8'de, 2.9'de ve 2.10'de belirtilen uygun dalga formları oluşturup komponent test edilir. Hava araçları seferi süresince birçok yıldırım çarpması vakası geçirir. Komponentin seviyesi her etki göz önüne alınarak tespit edilmelidir. Yanlış seviyelendiren komponentin hava aracı için etkisi çok kritik olabilir.



Şekil 2.9 : Dalga formu 4



Şekil 2.10 : Dalga formu 5A

2.4 Güç Elektroniği

2.4.1 Güç elektroniği esasları

Güç elektroniği gücün bileşenleri olan akım ve gerilimin değerini veya yapısını değiştirmek için kullanılır. Alternatif akımı doğru akıma, doğru akımı alternatif akıma çevirerek güç işaretinin yapısı değiştirilebilir. Alternatif akım alternatif akım ve doğru akım doğru akım arasındaki değişim ise işaretin akım veya gerilimini değiştirmek için kullanılır. Bu geçişler farklı komponentlerin farklı güç gereksinimleri olduğu için gereklidir. Alternatif akımla çalışan bir kamyonet doğru akım ile çalışamaz, 5 volt ile çalışabilen kamera 20 voltla düzgün çalışamaz. Güç sistemleri gücü operatör arasında optimize etmek ve en uygun koşulları sağlayabilmek için gereklidir [11].

Temelde dört farklı uygulamayı kapsar bunlar; AC-DC dönüştürücüler, AC-AC dönüştürücüler, DC-DC dönüştürücüler, DC-AC dönüştürücülerdir. Maddenin yapısı ve elektronik ve mekanik sistemlerin doğası gereği farklı koşullar farklı dönüştürmeleri

gerektirir. Evlerimiz gelen ve üretilen elektrik alternatif akımdır ve bu işaretin sinyali, gücü taşınma ve üretimi açısından çok yüksek değerlerdedir. Evlerde kullanılabilmesi için AC-AC dönüştürücüler kullanılarak uygun değerlere indirgenir. Transistorlar, mosfetler, mikroçipler gibi kontrol mekanizması sağlayan elemanların çok büyük bir kısmı da doğru akım ile çalışır. Çoğu elektronik alet şebekeden aldığı enerjiyi doğru akıma çevirerek kullanabilir. Bunun için de AC-DC dönüştürücüler kullanılır. Farkı yapıdaki elektronik aletler farklı çalışma gerilimlerine sahiptirler. Bunun nedeni bazılarının çok hassas olması, yüksek değerlere maruz kaldığında operasyonunu sürdürememesinden kaynaklanır. Kompleks elektronik aygıtlarda çalışma gerilimi birbirinden farklı birimler bulunabilir. Tasarım kolaylığı ve enerji verimliliği açısından en yaygın kullanılan gerilim aygıtın ana hattına verilir ve farklı çalışma gerilimine sahip birimler için DC-DC dönüştürücülerden yararlanır. Üretilen elektriğin büyük bir kısmı alternatif akım şeklinde üretilir. Şebekenin olmadığı durumlarda veya doğru akım sağlayan üretim tesislerinde alternatif akım DC-AC dönüştürücüler kullanılarak sağlanır.

Güç elektroniği tüm uygulamalarıyla hayati öneme sahiptir. Çalışmalar genelde verimi artırma üzerine yapılır. Uzun vadede yüzde bir verim artışı bile çok yüksek öneme sahiptir.

2.4.2 DC-DC dönüştürücüler

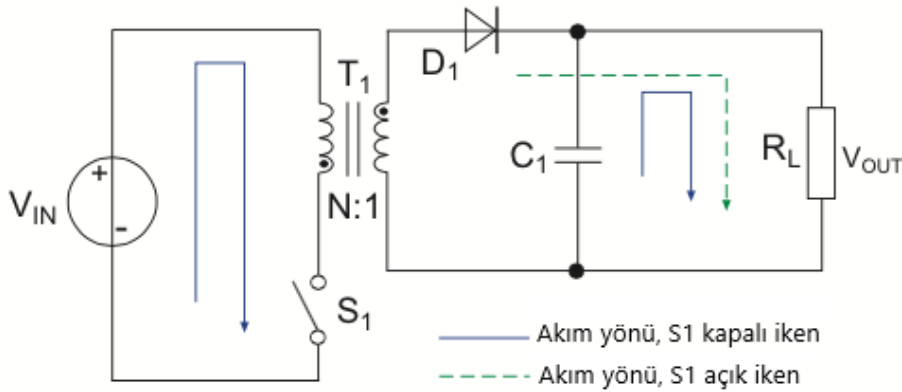
Tüm elektronik elemanlar aynı gerilim değeri ile çalışamaz, her elemanın optimum çalışma aralıkları vardır ve çalışabilecekleri gerilim değerleri sınırlıdır. Bu durumda devreye DC-DC dönüştürücüler girer. Gerilimi yükseltebilirler veya indirebilirler. Fazla akım isteyen elemanlar için de dönüştürücüler kullanılır. Güç kaynağının gücü genelde sabittir. Düşük gerilimde yüksek akım isteyen eleman için dönüştürücü gerilimi düşürürken akımı artırır, dezavantajı dönüştürücünün kayıplı çalışmasıdır.

DC-DC dönüştürücüler yapısı ve kullanım yeri açısından çeşitlilik gösterir

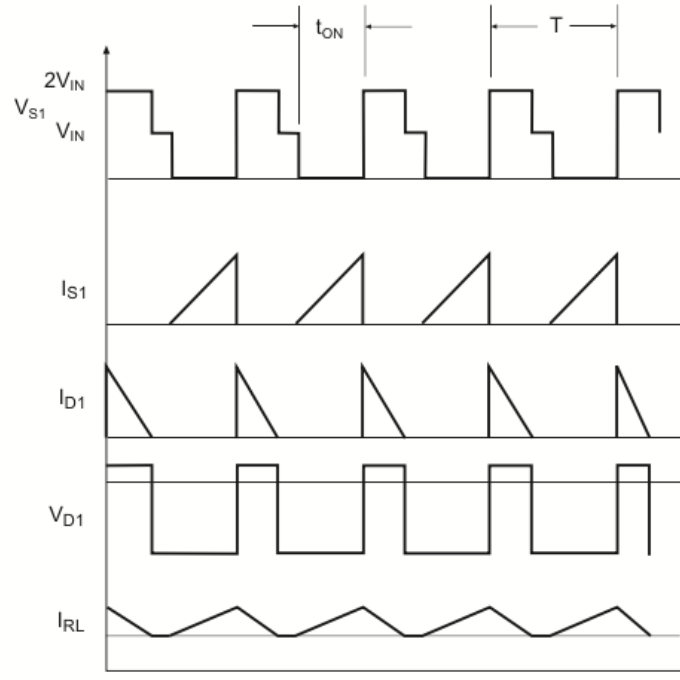
Temelde iki kısımda gruplandırılabilir. Lineer doğrultucular ve anahtarlamalı doğrultucular. Lineer doğrultucular transformera ihtiyaç duymayan doğrultuculardır. Doğru akım devre elemanlarında depolanıp tutularak değeri değiştirilir. Aynı zamanda izolasyonsuz doğrultucular da denir. Lineer doğrultucular tasarımına göre gerilimi arttırabilir, azaltabilir veya hem arttırıp hem azaltabilecek şekilde çalışabilir.

Anahtarlama doğru tucularda ise bir sinyal üretici ve transformatör gerekir. Çalışma mantığı AC-DC dönüştürücülerin mantığına benzer şekildedir. İstenilen değere göre sinyalin genliği ayarlanabilir. Bu dönüştürücü genellikle gerilim düşürmek için kullanılır. Kullanılan tasarımların kendi içlerinde avantajları, dezavantajları vardır. Bazıları; ileri (forward) dönüştürücü, yarım köprü (half bridge) dönüştürücü, tam köprü (full bridge) dönüştürücü ve çapraz (flyback) dönüştürücü olarak sayılabilir. Anahtarlama dönüştürücülerin en büyük özelliği galvanik izolasyon sağlayabilmeleridir. İzolasyona sahip dönüştürücülerin birkaçının yapısı incelenmiştir.

Çapraz (flyback) dönüştürücüler bu yapılar içinde yaygın olarak kullanılan bir yapıdır. Şekil 2.11’de temel devre yapısı verilmiştir. V_{IN} giriş gerilimini, T_1 trafosu, N trafo sarım oranını, S_1 anahtarı D_1 diyotu C_1 kapasiteyi, R_L yükü, V_{OUT} çıkış gerilimini ifade eder. Devre tamamlanmış durumdayken ilk sarım üzerinden geçen akım trafo çekirdeğinde enerji depolar ve devre açıldığında enerji ikinci sarıma aktarılır. Özel tasarımı sayesinde dönüştürme işlemi gerçekleştirir Transformatör üzerindeki görülen noktalar kutuplama yönünü ifade eder bu özel kutuplanma ve diyot sayesinde enerji ilk sarımda depolanabilmektedir. Devre kesildiği zaman depolanan enerji ikinci kısma aktarılır ve dönüşüm gerçekleşmiş olur. Enerji aktarılmayan sürede kapasite gereken enerjiyi sağlar. Şekil 2.12’de ideal durumda devre elemanları akım gerilim işaretleri verilmiştir, diyot gerilimi ve akımı, yük akımı, kaynak akımı belirtilmiştir. ton kapalı anahtar aksi ise anahtar açık durumu ifade eder.



Şekil 2.11 : Çapraz (flyback) dönüştürücü yapısı.

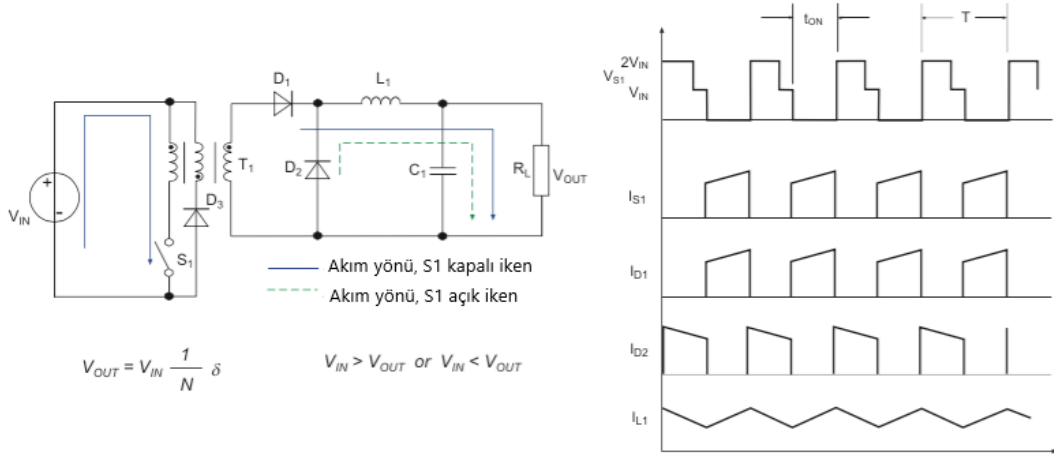


Şekil 2.12 : Çapraz dönüştürücü devre elemanları akım gerilim işaretleri.

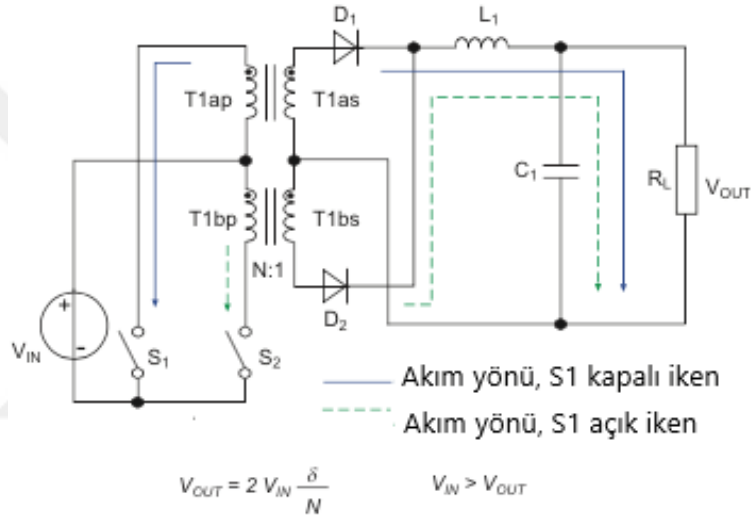
İleri (forward) dönüştürücü de yaygın kullanılan izolasyonlu dönüştürücüler arasındadır çapraz dönüştürücünün yapısıyla benzerlik gösterse de çalışma fonksiyonu tamamen farklıdır. Giriş geriliminin dönüştürülmüş çıkış gerilimine oranı sarım sayısı ile alakalıdır şekilde örnek devre ve dalga şekli gösterilmiştir. Çapraz dönüştürücüden farklı olarak ileri dönüştürücü enerji ilk sarımdan ikinci sarıma sürekli olarak aktarılır çapraz dönüştürücüdeki gibi depolama olmaz depolamadan dolayı güç kaybı olmaz, sürekli enerji aktarımı olması maksimum akımı azaltır dolayısıyla yüksek akımdan kaynaklı kayıp da azalır. Bu sebeple ileri dönüştürücünün verimi çapraz dönüştürücüden yüksektir. Fakat eleman sayısının fazla olması ve daha karmaşık yapısı maliyeti artırır. Şekil 2.12’de devre elemanları akım gerilim işaretleri verilmiştir [12].

Yarım köprü (half bridge) dönüştürücü, tam köprü (full bridge) dönüştürücü, it-çek (push-pull) dönüştürücü yapıları da Şekil 2.14 ve Şekil 2.15’de gösterilmiştir. Bu topolojiler dışında kullanılan farklı topolojiler de mevcuttur. Anahtarlamalı dönüştürücülerin en büyük özelliği galvanik izolasyon sağlayabilmeleridir [13].

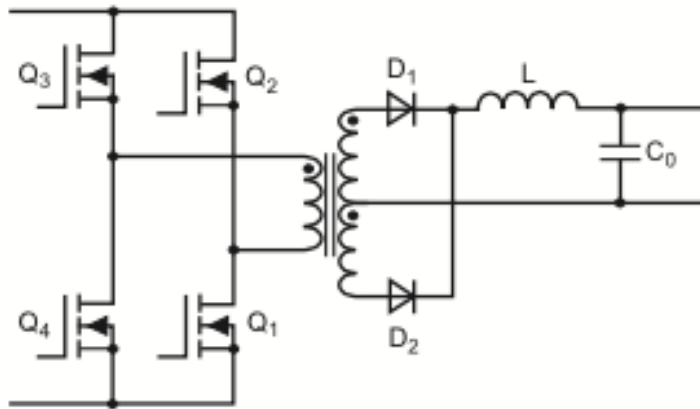
Çalışmada özellikle izolasyonlu DC-DC dönüştürücüler üzerinde durulmuştur. Bu tip dönüştürücüler aviyonik kurallar gereği hava araçlarında kullanılmaya uygunluk



Şekil 2.13 : İleri dönüştürücü yapısı ve akım gerilim işaretleri.



Şekil 2.14 : İt-çek (push-pull) dönüştürücü yapısı.



Şekil 2.15 : Tam Köprü dönüştürücü yapısı[10].

gösterir. Dönüştürücü kullanımında uygulamanın özellikleri hangi tip dönüştürücü için avantajlı ise o tip dönüştürücüden yararlanılmalıdır.

3. AVİYONİK GÜÇ SİSTEMLERİ VE DC-DC DÖNÜŞTÜRÜCÜLER

Aviyonik güç sistemleri evlerde kullandığımız sistemden daha farklı özellikler gösterir. Uçaklarda standart olarak Alternatif akım 3 fazda çalışır nominal değeri 115 volt 400 Hz frekanstadır.

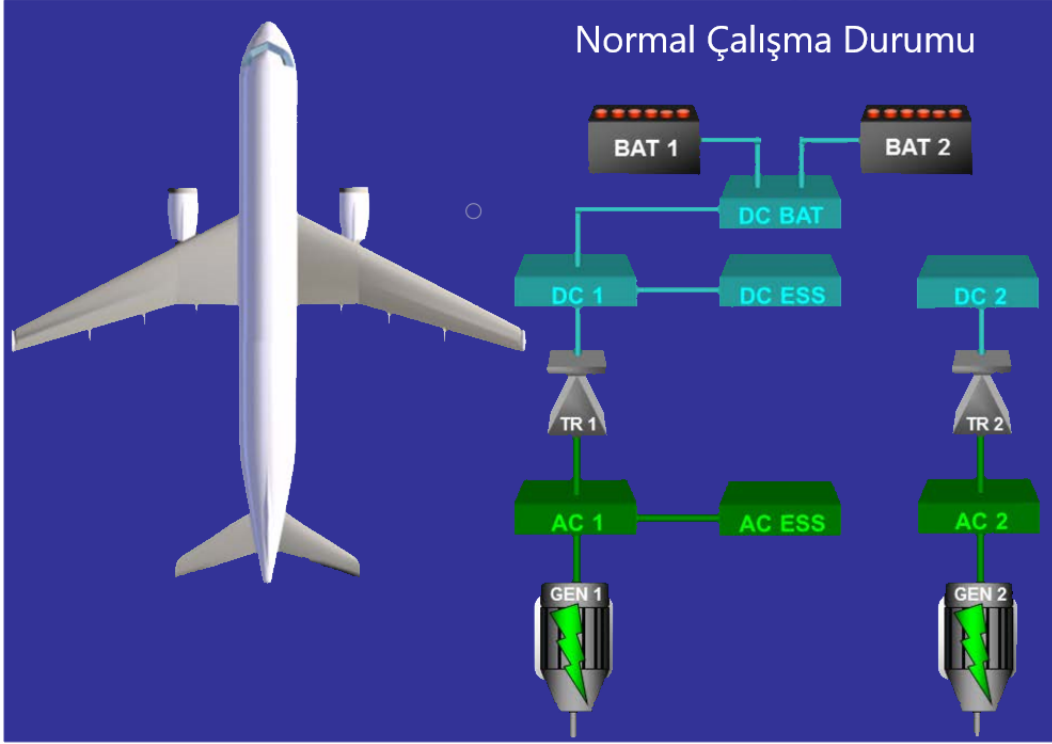
400 hz kullanılmasının nedeni transformatörlerin metal çekirdeğinin yüksek frekanslarda daha küçük olmasından dolayıdır bu sayede ağırlıkta ve hacim de azalır. Ayrıca 400 Hzlik alternatif akımı doğru akıma dönüştürmek için daha küçük komponentler kullanılır. 115 volt ve 400 Hz avantajları sebebiyle sivil havacılıkta standart olmuştur [14] .

Hava araçlarının tipine ve çeşidine göre güç sistemleri değişiklik gösterebilir. Bu sebeple örnek araç olarak dünyada yaygın olarak kullanılan Airbus A320'nin güç aviyonik güç sistemi incelenecektir. Dar gövdeli uçaklarda güç sistemi çoğunlukla benzerdir.

3.1 Hava Aracı Güç Sistemleri

A320'de ana elektrik üretimi Uçağın kanatlarında bulunan jet motorları sayesinde gerçekleşir fakat direk motorlardan elektrik üretmez. 115 volt ve 400 Hz değerini uçakta sabittir yani motorun hızından bağımsız olarak üretilmesi gerekir. Bu sebeple motor IDG (Integrated Drive Generator) adı verilen ek bir donanıma bağlıdır. IDG orijinalde iki ayrı donanımın birleşmesinden oluşmuştur. İlki şaft dönüş hızının dolayısıyla üretilecek elektriğin frekansının sabit tutulması için gerekli olan sabit hız sürücüsü diğeri ise mekanik jeneratördür. Bu iki yapının tek bir yapı olarak birleştirilmesi ile entegre sürüş jeneratörü (IDG) oluşturulmuştur. Bu donanım motordan aldığı mekanik gücü içerisindeki dişliler yardımı ile sabit frekansta tutar. Sabit frekansla elektrik üretebilir.

Uçak motorları çalışırken tüm güç motorlardan sağlanır.A320'de tek motor 90 kw'a kadar güç üretebilir. Motorların çalıştırılmadığı durumlarda (bakım, motorların

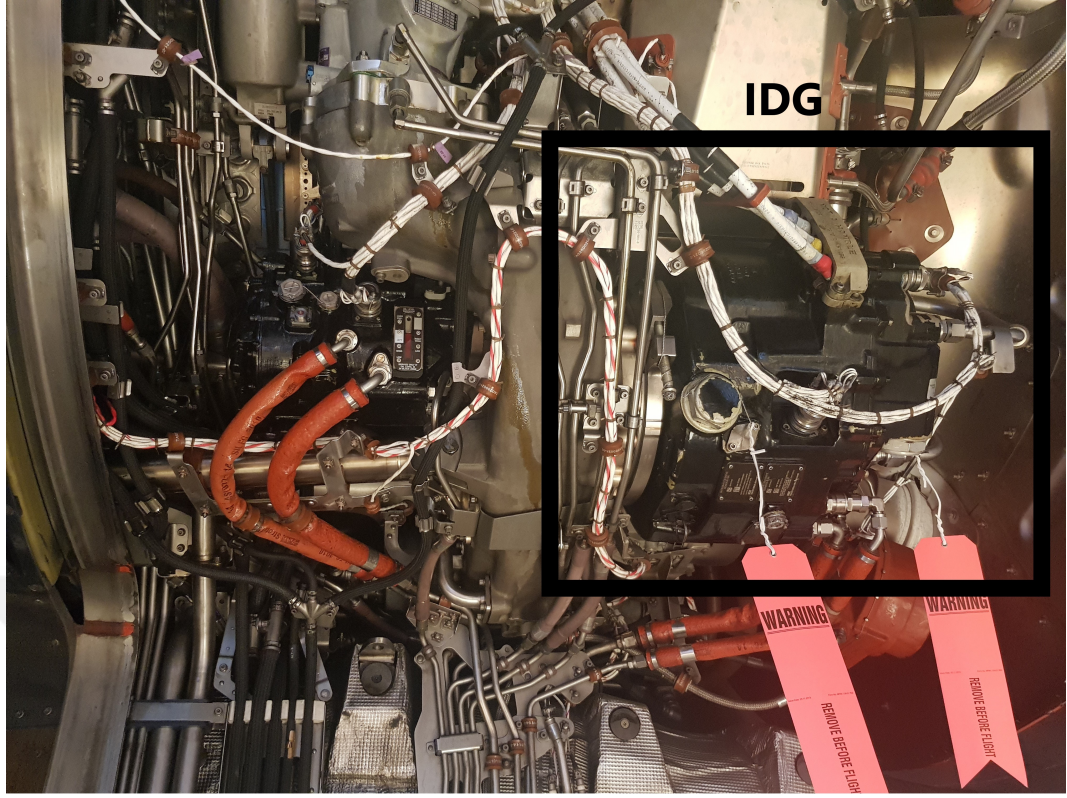


Şekil 3.1 : A320'ye ait basit güç diyagramı [4].

bozulma durumu, başlangıç durumu vb.) yardımcı güç ünitesi (APU) adı verilen ve uçağın kuyruk tarafında bulunan jeneratörden veya bataryalardan güç sağlanır. Acil durumlarda acil durum jeneratörü de devreye girer, ancak ürettiği enerji motorlara göre oldukça düşüktü [14].r.

Şekil 3.1'de A320'lerde kullanılan ana elektrik diyagramına yer verilmiştir. Normal durumda uçağın çalışması gösterilmiştir. Bat bataryaları GEN ise motordaki jeneratörü temsil eder. TR(transformer rectifier) ise AC-DC dönüştürücüdür. Uçaklarda güç sistemi ekstra yedeklidir normal kullanımda uçaktaki 2 motorda bulunan IDG güç sağlar. Güç AC hatta gönderilir Buradan da transformatör dönüştürücü ile DC'e dönüşü Normalde uçağın standart çalışması için tek motordan gelen güç yeterlidir. Bir motorun arıza yapması durumunda diğer motor çalışma kapasitesini artırır ve güç kaybı olmaz. İki motorun arıza yapma durumunda güç APU ve bataryalardan sağlanır batarya direkt olarak DC hatta bağlıdır ve statik dönüştürücü yardımıyla AC güç sağlayabilir. Bu durumda sadece kritik önemi olan sistemlere güç verilir.

Ek olarak motorlara bağlı güç hattı dışında ek bir güç hattı daha vardır bu güç hattı da gerekli durumlarda bağlantıyı sağlar.



Şekil 3.2 : Boeing 777 motoru iç kısmı

Şekil 3.2’de motorun iç kısmı verilmiştir IDG de motorun alt tarafında görülmektedir. Uçak motorları oldukça kompleks bir yapıdadır uçakta üretilen tüm güç bu noktalardan uçağa yayılır Uçakta kullanılan gücün büyük kısmını uçak motorundaki IDG üretir.

3.2 DC Güç Sistemleri

Uçaklarda alternatif akımı da doğru akımı da kullanan sistemler bulunur. Enerji üretimi alternatif akım ile sağlandığı için AC-DC dönüştürücü kullanılarak uçağın ana doğru akım hattına enerji verilir. Uçaklarda standart olarak 28 voltluk ana DC hattı vardır. DC enerjinin geneli uçağın ön tarafında bulunan aviyonik birimde kullanılır. Doğru akım uçuş bilgisayarlarından sensörler, ışıklardan antenlere kadar uçakta geniş bir kullanım alanına sahiptir. Çok sayıda komponent doğru akım kullanır ve kullanılan farklı gerilim değerlerini sağlamak için uçakta birçok DC-DC dönüştürücü bulunur.

Ana doğru akım hattı bataryalara bağlıdır olası bir enerji dalgalanmasında kritik sistemlerin etkilenmemesi için güç sürekliliği de bu şekilde sağlanmış olur. Batarya her zaman bağlantılıdır.

Uçaklarda kullanılan güç sistemleri arasındaki farklılığı göstermesi açısından Canada Regional Jet 100/200'ün de DC güç sistemleri incelenecektir. Airbus A320'den farklı yapıdadır. Genellikle Güç sistemleri arasındaki farklar motor sayısı ve üretici ile alakalıdır.

Çizelge 3.1 : Canadair Regional Jet 100/200'ün DC hatları [3].

DC BUSSES	DC Hatları
DC BUS 1	DC Hattı 1
DC BUS 2	DC Hattı 2
DC ESSENTIAL BUS	Temel DC Hattı
DC SERVICE BUS	DC Servis Hattı
LEFT AND RIGHT BATTERY BUS	Sağ ve Sol Batarya Hattı
DC EMERGENCY BUS	Acil Durum DC Hattı
DC UTILITY BUS 1	Yardımcı DC Hattı 1
DC UTILITY BUS 2	Yardımcı DC Hattı 2
MAIN BATTERY DIRECT BUS	Doğrudan Ana Batarya Hattı
APU BATTERY DIRECT BUS	Doğrudan APU Batarya Hattı

Çizelge 3.1'de görüldüğü üzere CRJ 200'ün DC hatları A320 ile benzerlik gösterse de farkları da mevcuttur. Hava aracının büyüklüğü ve yapısı bunda büyük rol oynar. Şekil 3.3'de konum olarak güç kaynaklarının ve güç konektörlerinin yerine yer verilmiştir.

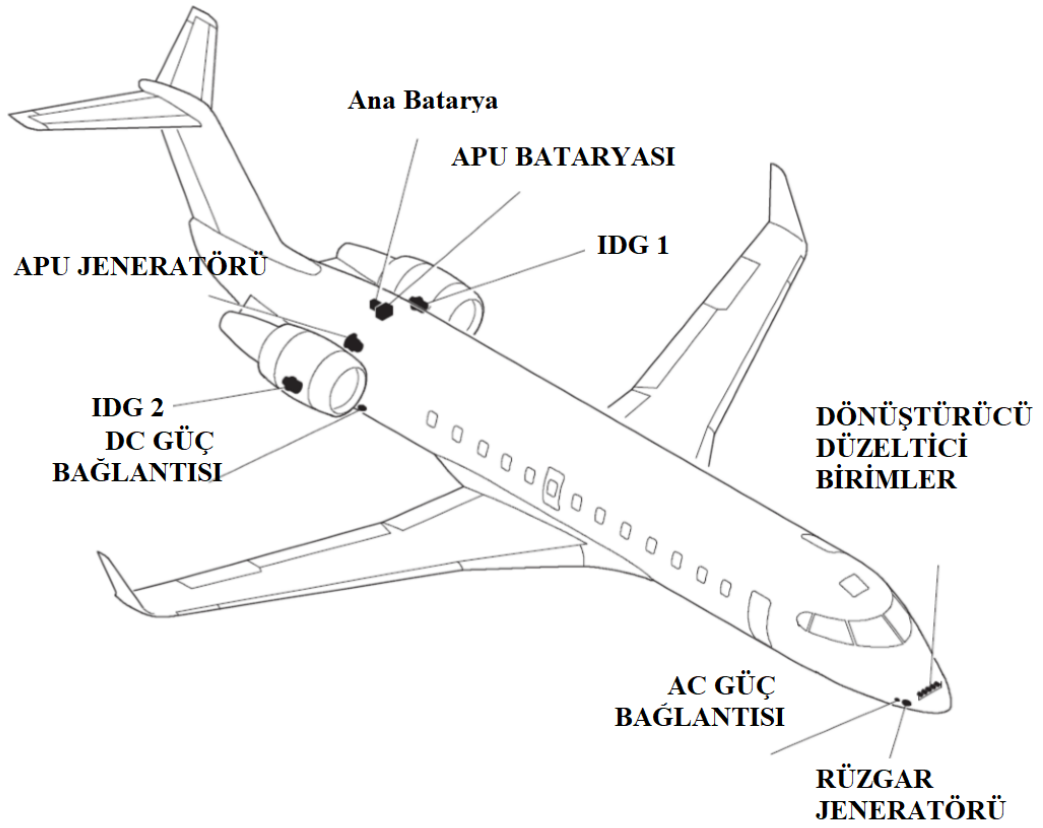
3.3 Aviyonik DC-DC Dönüştürücüler

Aviyonik DC-DC dönüştürücüler uçaktaki komponentlerin çalışma gerilimlerine bağlı olarak çeşitlilik gösterir. Ana doğru akım hattı 28 voltur bunun dışında 12 V ve 5 V da yaygın olarak kullanılır. Şekil 3.4'de uçak içi DC hattının yapısı incelenebilir.

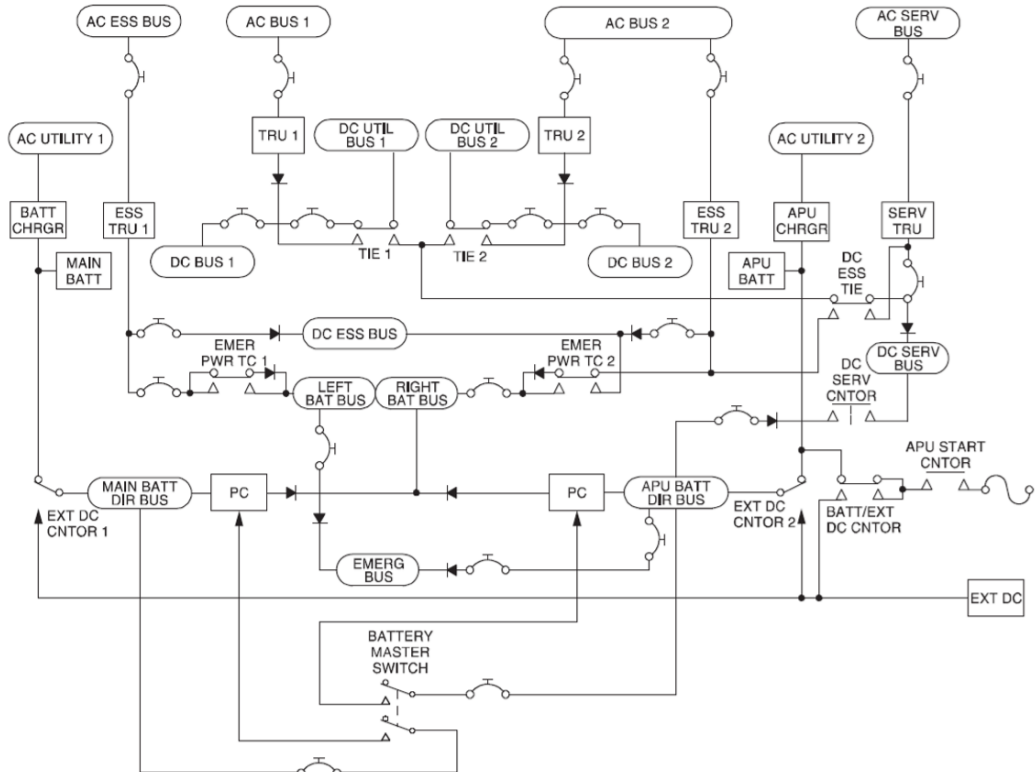
Aviyonik DC dönüştürücülerin uyması gereken bazı standartlar vardır. Bu standartların belirlenmesi için ilgili komponentin hangi bölüme ve hangi kategoriye girdiğini tespit edilmesi gerekmektedir. Bölüm 2'de bu standartlardan bahsedilmiştir.

Standartlara göre aviyonik DC-DC dönüştürücülerde bulunması gereken bazı özellikler; galvanik izolasyonu olması, güç kesintisi durumunda 200 ms daha çalışmasını sürdürebilmesi, statik elektrik koruması olması, gürültü koruması olması, manyetik koruması olması, sıcaklığa ve sıcaklık değişimlerine dayanıklı olması, yıldırım çarpmasının etkilerini sönmülendirici yapıda olması olarak özetlenebilir.

Hava araçlarında kullanılan her bir ekipmanın belli özellikleri sağlaması gereklidir. Ayrıca bu ekipmanların üretimi de sertifikalı tesislerde yapılabilir. Bu durumdan



Şekil 3.3 : Canadair Regional Jet 100/200 Elektriksel gösterimi [3].



Şekil 3.4 : Canadair Regional Jet 100/200 DC Hattı Şeması [3].

dolayısı hava araçlarına parça üreten şirketlerin sayısı azdır ve satış bedelleri yüksektir. Uçak bakım şirketleri yaptıkları iş dolayısıyla birtakım sertifikalara sahiplerdir, bu sertifikalardan bazıları uçağa modifikasyon yapabilmelerini de sağlar. Tezde sunulan çalışma ile bu modifikasyonların ve uçak parçası üreten şirketlerin maliyetini azaltmak hedeflenmektedir. Bu amaçla uçakta birçok sayıda bulunan ve çoğu elektronik komponentte yer alan DC-DC dönüştürücüler seçilmiştir. Uçaklarda aviyonik ekipmanlar için ana doğru akım hattı 28 voltur ve bunun dışında bir gerilim hattı genelde bulunmaz. Doğru akımla çalışan mekanik bazı komponentler (iniş takımları hidroliği gibi) de vardır bu sebeple 270 Volt DC hattı da bulunmaktadır. Uçağa yeni bir aviyonik komponent eklenmek istediğinde ürünün standartlara uygun olması gerekir. Eğer 28 volt dışında bir gerilim ile çalışıyorsa yine bu standartlara uygun bir dönüştürücü kullanılması gerekir dönüştürücüler standart ve testlerden geçmiş oldukları için maliyetleri yüksektir. Bu da ürün maliyetini artırır. Bu dönüştürücülerin üreticileri bellidir ve kullanılmak istenirse ithal edilmelidir [15].

Aviyonik ekipmanlar için istenilen standartlar bellidir. Bu standartlara uyması için bazı ek yapılar eklenerek normal bir DC-DC dönüştürücü çok daha az maliyetle aviyonik DC-DC dönüştürücünün muadili olabilir. Ülkemizde sertifikalı kuruluşlar bu testleri uygulayabilir ve geçerliliği belgelenebilir. Bu yöntemle yerli aviyonik tasarımların maliyeti azalacaktır. Dezavantajı sadece ek yapılardan dolayı devrenin alanındaki artış olacaktır. Bu kapsamda izolasyonlu bir DC-DC dönüştürücü bu ek yapılar kullanılarak hava araçlarında kullanıma uygun hale getirilecektir. Uygulamanın kullanım alanını arttırmak için giriş gerilim aralığı geniş bir dönüştürücü seçilmiştir. Seçilen dönüştürücünün aynı gerilim aralığında farklı çıkış gerilimi veren modelleri bulunmaktadır.

3.3.1 Kullanılan ek yapılar

DC-DC dönüştürücünün aviyonikte kullanılabilmesi için öncelikle izolasyonlu olması gerekmektedir. İzolasyon bir transformer aracılığıyla sağlanır ve dönüştürme anahtarlama kullanılarak yapılır. Bu dönüştürücü için ABB'nin Hammerhead serisi DC-DC dönüştürücülerinden yararlanılacaktır. Seri 18-75 V gerilim aralığında çalışabilmektedir 5 V, 12 V, 3.3 V ve 8 V gerilimlerinde çıkış verebilen ve çeşitli çıkış güçlerine sahip dönüştürücüler mevcuttur. Bu serinin seçilme nedeni öncelikle



Şekil 3.5 : İzolasyonlu anahtarlama DC-DC dönüştürücü EHHD006A0B.

dönüştürücünün çeşitli korumalara sahip olması ve veriminin yüksek olmasından dolayıdır. Ayrıca dönüştürücüye özel tasarım yapıldıktan sonra serideki diğer dönüştürücülere de tasarıma küçük değişiklikler yaparak bu tasarımı uygulamak mümkün olacaktır. Serideki dönüştürücüler aviyonik DC-DC dönüştürücü olarak kullanılan sertifikalı dönüştürücüler ile benzer özelliklere de sahiptir. Uygulama için serideki EHHD006A0B dönüştürücü seçilmiştir.

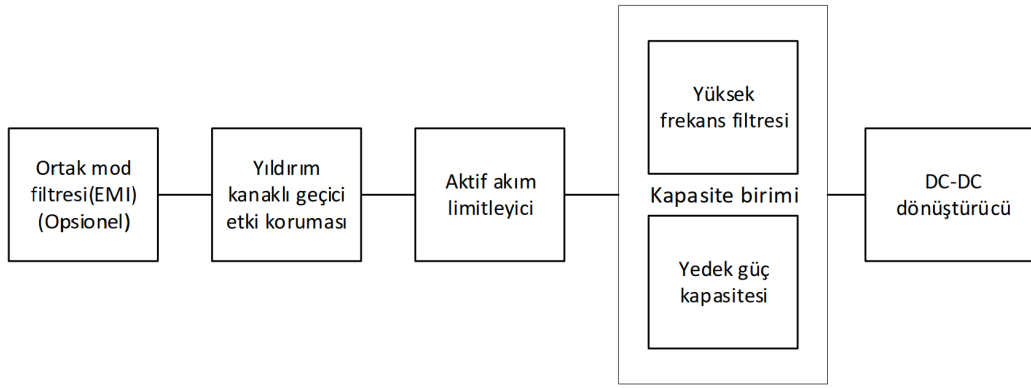
Seçilen dönüştürücünün kendi koruma özellikleri standartlara uymak için gerekli olan testleri geçemez. Bu sebeple bu testleri geçebilmesi için ek yapılar ile desteklenmelidir, dönüştürücünün kendi sahip olduğu özellikler kullanılacak ek yapıları tasarımını kolaylaştırır. Dönüştürücü seçiminde bu özellikler büyük rol oynamıştır.

İzolasyonlu DC-DC dönüştürücüler tasarımın merkezine konularak komponent ek yapılar sayesinde aviyonik ekipman haline getirilebilir.

Şekil 3.6'deki diyagramda görüldüğü üzere ekipmanı aviyonik kurallara uygun hale getirmek için ek yapılar gerekir. Bu ek yapılar DO-160 standardına uyumluluk için gereklidir.

Çizelge 3.2 : Başlıca EHHD006A0B özellikleri.

Giriş gerilimi	18-75 V
Çıkış gerilimi	11.64-12.36 V
Çıkış akımı	6 A
Çıkış gücü	72W
Çalışma sıcaklığı	-45, 85 C
Verimi	% 90 - % 92.5
Çalışma irtifası	4000 m
İzolasyon gerilimi	2250 V
Ek özellikleri	yüksek-alçak gerilim koruması yüksek sıcaklık koruması



Şekil 3.6 : Kullanılan ek yapılar diyagramı.

28 volt DC hattından sonra ilk çalıştırma durumunda kapasitelerin dolması ve akım değerinin yükselmesi sebebiyle komponentin, akım yollarının zarar görmemesi için aktif akım limitleyici konmalıdır. Daha sonra DO-160 standartlarına uygunluk için yıldırım koruması sağlayan ek yapıya ihtiyaç vardır.

Dönüştürücünün daha sağlıklı çalışması için de gürültü filtresi dönüştürücü girişinden önce ek yapı olarak bulunmalıdır. Hava aracı havada ürettiği enerjiyi kullanır ve tam bir topraklama sistemi yoktur, gövdesinde bulunan statik kanallarlar hava ile topraklama sağlar. Bu durum türbülans ve benzeri sebepler ile gerilim dalgalanmasına neden olur. Güç hattındaki gürültü normalden fazladır ve hassas yapılar için kullanılmadan önce filtrelenmelidir. Süresiz voltaj sönümleyici de DO-160 gereksinimleri için gereklidir. Ani gerilim yükselmelerinde komponentin zarar görmemesini sağlar. 200 ms'lik edek güç kapasitesi de DO-160'da belirtilen bir gereksinimdir. Acil durumlarda DC güç hattı devreden çıkarsa veya kısa süreli güç kayıplarında sistemin olağan çalışabilmesi için komponenti destekler.

Ek yapılar farklı gerilim değerleri için farklı yapıya sahip olabilir.

3.3.2 Çalışma gerilimleri

Uçaklarda standart DC hat gerilimi 28 voltur. Bunun dışında 12 volt ve 5 volt gerilime de sıkça rastlanır. Komponente göre çeşitlilik gösterir. Bazı kabin içi aydınlatma lambaları 6 volt ile çalışır. Bazı aviyonik elemanlar 26 volt ile çalışır. Bataryaların nominal voltaj değeri 24 voltur. Genelde komponentler standartlara uyum için 22-30.3 volt arasında çalışabilecek şekilde tasarlanır. Kritik komponentler üst düzey standartlara uyumlu olmalıdır ve standartlara göre 20.5-32.5 V gerilim aralığında çalışabilmesi gerekmektedir. Acil durum komponentlerinin ise 18 voltta dahi çalışabilmesi gerekmektedir. Çalışmadan kritik komponentlerin de yararlanabilmesi için giriş gerilim aralığı 20.5-32.5 V gerilim aralığını kapsayacak şekilde tasarım yapılmıştır. Özel durumlarda bu hattaki gerilim aralığı artabileceği için daha geniş aralıkta çalışabilmesi avantaj sağlar. Bu sebeple dönüştürücü 18-75 volt arasında çalışabilecek şekilde seçilmiştir.

3.3.3 Kullanım alanının belirlenmesi

Bu yöntemle tasarlanan DC-DC dönüştürücüler kritik uygulamalarda ve özel şartlarda çalışabilen komponentler için uygun değildir, bu tip komponentlerin gereksinimleri yüksektir ve özel tasarım gerektirir. Uçak üreticileri bu komponentleri sadece belirli üreticilerden alırlar. Tasarım faydalı olabilmesi için orta ve orta üstü komponentler de kullanılabilir. Bu tasarım yerli firmalar tarafından da kullanılabilir, bazı firmalar uçak içi komponentleri müdahale yetkisine sahiptir, sınırlı geliştirmeleri yapabilirler. Uçağın kritik ekipmanlarına müdahale edilmesini uçak üreticileri izin vermez. Kritik olmayan elemanlarda kullanılabilir. Bunlara örnek olarak kabin ışıklandırması, kabin içi eğlence sistemi, okuma ışığı, bilgi ekranları, uçak mutfak ekipmanları gibi örnekler verilebilir.

Şekil 3.7'de A320'nin kokpiti verilmiştir. Kokpitte kullanılan aviyonik komponentler en üst kategoride yer alır. Ayrıca kokpitte her şey yedeklidir. Uçak üreticileri haricinde firmalar kokpite müdahale edemezler.

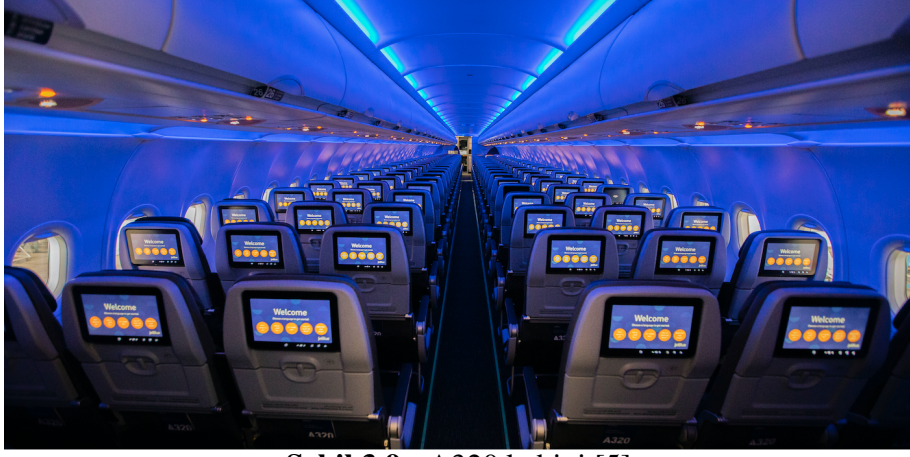
Şekil 3.8'de uçak mutfağına yer verilmiştir. Uçak mutfağında yer alan fırın, su ısıtıcı gibi ekipmanlar aviyonik ögeler içerir. Bu komponentler genelde sadece AC güç girişi bulunur. Devre elemanlarının da çalışabilmesi için gerilim AC-DC dönüştürücü



Şekil 3.7 : Airbus A320 kokpiti [5].



Şekil 3.8 : Uçak mutfağı.



Şekil 3.9 : A320 kabini [5]

yardımı ile DC gerilme çevrilir. Daha sonra devre içinde mikroçip ve benzeri farklı gerilim isteyen elemanların çalışması içinde DC-DC dönüştürücüden geçer.

Kabin de birçok aviyonik komponente sahiptir. Hava aracının işlevi açısından kritik bir konumda olmadığı için kabin içi değişiklikler yapmak mümkündür. Eğlence sistemleri, lambalar bunlara örnektir. Uygulamada tasarlanacak olan yapı kabin komponentlerinde rahatlıkla kullanılabilir.



4. UYGULAMA ÖRNEĞİ

4.1 DC-DC Dönüştürücünün Aviyonik Standartlara Uygun Hale Getirilmesi

Uygulamada DC gerilim ile çalışan tüm komponentlerde bulunması gereken DC-DC dönüştürücünün aviyonik standartlara uygun hale getirilmesinin çalışması yapılacaktır. Çalışma kapsamında orta ve orta üstü seviyede standart gereksinimlerine uygunluk sağlanacaktır. Bunun temel sebebi kritik komponentler için uçak üreticilerinin belirli ve tekelleşmiş üreticilerinin olmasıdır. Bu kritik komponentler de herhangi bir değişiklik sağlanamayacağı için yüksek standartlara göre tasarım yapmak gerekli değildir. Orta ve orta üstü standartları uygunluk sağlandığında hava aracındaki kritik olmayan aviyonik komponentlerin birçoğunu da kapsamış olur. Bu komponentlerin tasarımı sektördeki birçok tedarikçi için zorlu bir engeldir.

Uygulama bu tip aviyonik komponentlerin güç katının tasarımını kolaylaştıracak ve ürün maliyetini düşürecektir.

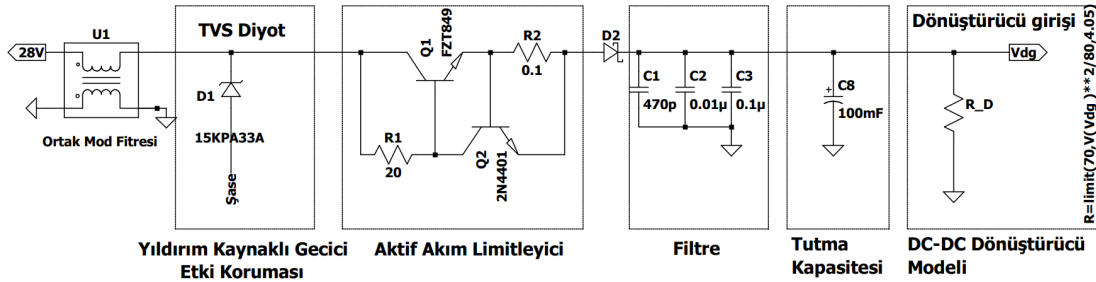
Uygulama için öncelikle gerekli olan gereksinimler belirlenmiştir bunların belirlenmesinde tezin ikinci bölümünde açıklanan DO-160 belgesinden yararlanılmıştır. Bölümlere göre çıkarılan gereksinimleri ve hangi kategoriye ait olduklarını tablo 4.2'de belirtilmiştir.

Çizelge 4.1 : Bazı gereksinimler ve kategorileri.

Gereksinim Adı	Kategori A	Kategori B
Normal çalışma gerilimi	28 V	28 V
Normal çalışma gerilimi aralığı	22 V - 30.3 V	22 V - 30.3 V
Güç kesintisi koruması	200 ms	50 ms
Anormal çalışma gerilimi aralığı	20.5 V - 32.2 V	20.5 V - 32.2 V
Düşük gerilim koşulları	-	0 V'da bekleme
Anlık gerilim düşmesi	12 V'da bekletme	12 V'da bekletme
Anormal taşma gerilimi	46.2 V 100 ms - 37.8 V	60 V 100 ms - 40 V
Gerilim atması gerilimi	600 V	Hat geriliminin 2 katı
Yıldırım kaynaklı geçici etkiler	Dalga formu 3 ve 4	Dalga formu 3 ve 5A

Tabloda görüleceği üzere kategoriler gereksinimleri değiştirebilir. Çalışmada iki kategoriye kapsayacak şekilde tasarım yapılmıştır. Bunun temel nedeni uygulamanın kullanılabilmesi için ürün çeşitliliğini arttırmaktır.

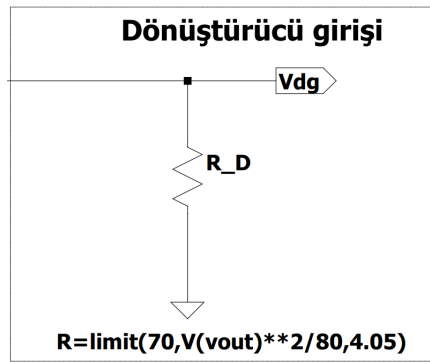
Bu gereksinimleri sağlamak için devrede farklı yapılardan yararlanılmıştır. Bu yapılar tasarlanırken tüm gereksinim bir bütün olarak ele almak gerekir. Tasarlanan yapının diğer yapıları olumsuz şekilde etkilememesi gerekir.



Şekil 4.1 : Örnek basitleştirilmiş devre.

Şekil 4.1’de görülen devre bu gereksinimleri karşılayacak şekilde tasarlanmıştır. Nerede hangi yapının hangi amaçla kullanıldığı belirtilmiştir. Bu yapıları işlevlerine göre incelenmelidir.

4.1.1 Kullanılan yapılar ve görevleri



Şekil 4.2 : Dönüştürücü modeli.

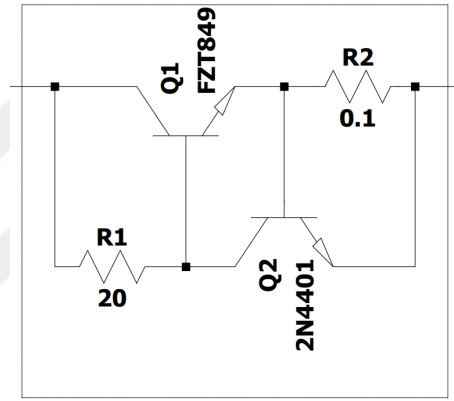
Şekil 4.2’de görülen DC-DC dönüştürücü gücü sabit olan bir direnç ile modellenmiştir. Bunun nedeni dönüştürücü davranışının da bu şekilde olmasından kaynaklıdır. Yapılan modelin tutarlı olması için direncin değeri DC-DC dönüştürücünün çalışma gerilimine uyuyacak şekilde limitlemiştir. Uygulamada kullanılan DC-DC dönüştürücünün giriş gücü 80 watttır. Devrede 4.1, 4.2 ve 4.3 numaralı denklemlerden yararlanılarak R_D direnci güç kontrolü bir dirence dönüştürülmüştür. Gerilim azaldıkça akımın artması için direnci değil küçüktür aksi durumda artar. Direncin maksimum ve

minimum değerleri dönüştürücünün en düşük ve en yüksek giriş akımları saplanarak belirlenmiştir.

$$W = V \times I \quad (4.1)$$

$$I = \frac{V}{R} \quad (4.2)$$

$$R = \frac{V^2}{W} \quad (4.3)$$



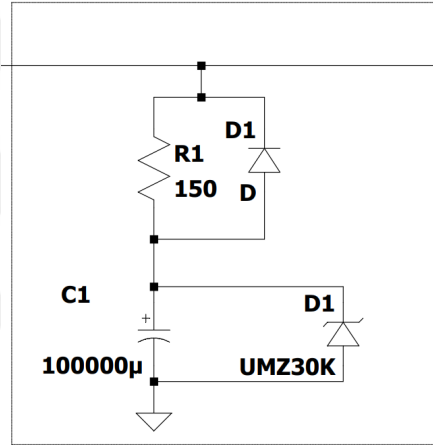
Şekil 4.3 : Aktif akım sınırlayıcı yapı.

Şekil 4.3'de görülen aktif aşırı akım sınırlayıcı yapı başlangıç anında oluşan ani yüksek akımın devreye zarar vermesini önlemek için tasarlanmıştır. Başlangıç anında devredeki boş kapasiteler kısa devre gibi davranır ve yüksek akım çekmeye çalışır. Yüksek akım kapasitelere ve diğer devre elemanlarına zarar verebilir. Akımı sınırlandırmak devrede sadece direnç kullanmak verimsiz olacaktır, ayrıca giriş gerilimini de düşürecektir.

Yapı iki transistor ve iki direnç ile oluşturulmuştur. Standart çalışma durumunda transistorlar den biri aktif bölgede diğeri kesimde çalışır. Çalışma mantığı oldukça basittir; R2 direnci asıl akımı sınırlayan dirençtir, bu direnç üzerine düşen gerilim aynı zamanda ikinci transistorun baz emetör gerilimi olur. Bu değer transistorun VBE'sinden küçük olduğu zaman Q2 transistoru kesimde çalışır, yani bu değer direnç değeri için bir eşik değeridir. Direnç buna göre seçilir, yüksek akım geldiğinde direnç gerilimi VBE eşik değerini aşar Q2 transistoru de çalışmaya başlar Q2 transistoru kolektör akımı Q1 transistorunun bazından akım çeker baz akımı beta ile

çarpıldığından akım artışı sınırlı olur fazla artamaz. R1 direnci akımın iki transistor arasında hangi oranda paylaşılacağını belirler. Ayrıca hattan geçen akım miktarı üzerinde de etkisi vardır. R1 direnci R2 direncine göre daha büyük seçilmelidir, nedeni Q2 transistörü açıldığında transistor üzerinden geçen Akım miktarını sınırlandırmaktır. Aksi durumda akım bilindiği gibi limitlendirilemez. Q1 transistöründen geçemeyen akım Q2 transistöründen geçer ek olarak bunu sınırlandırmak için transistörün Q2 transistörünün betası daha küçük seçilir.

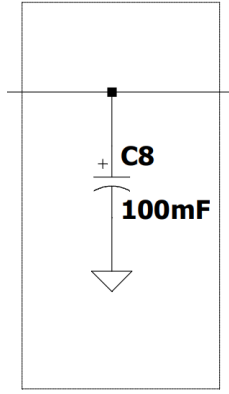
Tasarım yaparken dikkat edilmesi gereken iki önemli nokta vardır. Bunlar Q1 transistörünün ve R2 direncinin güç değerleridir, bu değerler diğer testler de göz önüne alınarak büyük seçilmelidir.



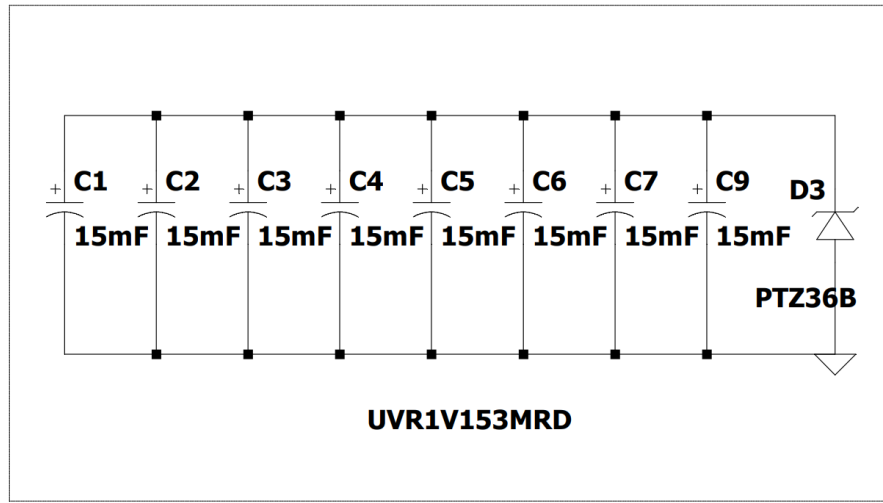
Şekil 4.4 : Pasif akım sınırlayıcı yapısı.

Ani akımı en büyük nedeni büyük boş kapasitelerdir. Aktif akım limitleyici yerine tutma kapasitesinin önüne şekil 4.4'de görülen yapı konulduğu takdirde ani akım değeri düşecektir. Bu yapının avantajı hatta gerilim düşümüne sebep olmamasıdır. Dezavantajı ise diyottan dolayı oluşan yerlim farkı yüzünden güç dalgalanması durumunda kapasitenin anında etki edememesidir. Ek olarak bu yapı sadece kapasiteyi korur, hatta öngörülme bir nedenden dolayı akım yükselmesi durumunda devreyi koruyamaz.

Şekil 4.5'de güç kaybı durumunda 200 ms çalışma şartının karşılanabilmesi için tasarlanan tutma kapasitesi yapısı gösterilmiştir. Yapı tasarlanırken kapasite denklemlerinden yararlanılmıştır. Dönüştürücünün gücü 72 watt verimi ise yüzde 90'dır. Bu da 80 wattlık bir güç harcadığı anlamına gelir. Dönüştürücünün 80 watt



Şekil 4.5 : 100 mF'lık ek güç kapasitesi.

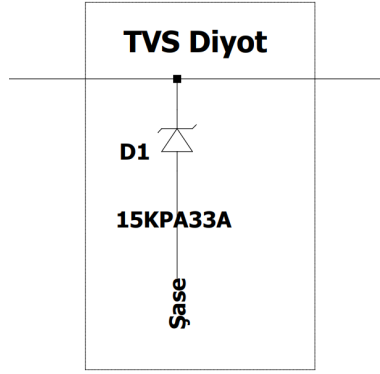


Şekil 4.6 : 105 mF'lık kapasite bloğu.

ile çalıştığını göz önüne aldığımızda kapasite değerinin en az 90 mF olması gerekir. Kapasitelerin toleransını hesaba katarsak 100 mF kapasite yeterli olacaktır.

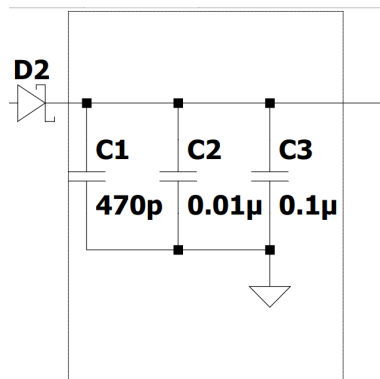
Şekil 4.6'de bu ihtiyacı karşılamak için seçilmiş kapasiteler yer almaktadır. Bu şekilde birden fazla kapasite kullanmak maliyet, stabilite ve yedeklilik bakımından avantajlıdır. Bu kapasitelerin gerilim değeri 35 volt seçilmiştir. Bunun nedeni diğer gereksinim testlerinde yüksek gerilim değerine maruz kalılabileceği içindir. Bunun üstüne çıkabilecek gerilimler için 36 volt değerinde bir zener diyot da kapasitelere paralel bağlanmıştır. Yapıda zener diyot şart değildir, kapasite gerilimleri yüksek değerlerde seçildiği takdirde kullanılmayabilir. Kapasite uzun süre gerilim değerinin üzerinde bir gerilime ve maruz kalırsa bozulabilir. Seçim bu durum göz önüne alınarak yapılmalıdır.

Şekil 4.7'de anlık yüksek gerilimler için koruma sağları TVS diyotu verilmiştir. Gereksinimleri sağlamak için devrenin yıldırım kaynaklı geçici etkilerinden de

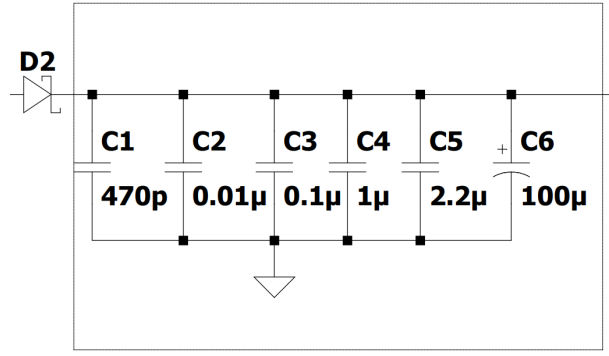


Şekil 4.7 : 33V çalışma voltajlı TVS diyot.

korunuyor olması gerekir. Şekildeki yapı bu etkileri gidermek için oluşturulmuştur. Yapı TVS diyotlardan oluşur. TVS diyotlar anlık yüksek gerilimler için koruma sağlarlar TVS seçerken önemli noktalar çalışma gerilimleri, güç değerleri çalışırken üzerinde tutulan potansiyel fark değeri olarak özetlenebilir. TVS diyotlar çalışma geriliminin üzerindeki değerlerde aktif olur ve bir nevi kısa devre oluşturur. Yıldırım kaynaklı geçici etkilerden dolayı oluşan yüksek güçlü dalga formları bu diyotlar üzerinden güçlerini boşaltırlar ve devreye zarar veremezler. TVS diyotlar sadece kısa süreli güç dalgalanmaları için tasarlanmıştır uzun süren yüksek gerilimlerde yüksek ısıdan dolayı bozulabilirler. Bu sebeple diğer yüksek gerilim içeren etkilerden zarar görmemesi için diyotun çalışma geriliminin mümkün olduğu kadar yüksek tutulması gerekir. Bu sınırlamayı çalışırken üzerinde tutulan Potansiyel fark değeri belirler. Bu değer dönüştürücünün çalışma gerilimleri dahilinde olmalıdır. Şekil 4.7’de görüldüğü gibi TVS direkt şaseye bağlıdır. Dalganın devrenin topraklamasını etkilememesi için fazla güç şase üzerinden hava aracının metal aksamalarına aktarılacak ve topraklanacaktır.

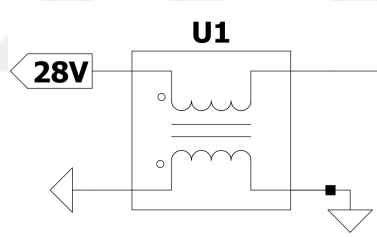


Şekil 4.8 : Yüksek frekans filtresi.



Şekil 4.9 : Yüksek ve orta frekans filtresi.

Şekil 4.8 ve 4.8’de verilen filtre devresi yüksek frekanslı işaretlerin sönmülendirilmesi için tasarlanmıştır. Hatta istenmeyen yüksek frekansta gürültü bulunabilir bunların devreye zarar vermemesi için sönmülendirilmesi gerekir. Şekil 4.8’deki filtre yüksek frekanslı işaretleri için, şekil 4.9’deki filtre yüksek ve orta frekanslı işaretleri kaplayacak şekilde tasarlanmıştır. Ayrıca anahtarlamalı dönüştürücüler anahtarlama yaptıkları için kendileri de gürültü kaynağıdır. Giriş gürültüsü ne kadar az olursa çıkıştaki işaretli o kadar düzgün olur.



Şekil 4.10 : Ortak mod filtresi.

Şekil 4.10’de verilen Ortak mod gürültü filtresi verilmiştir. Ortak mod gürültüsü tüm hatlara aynı yönde etki eden gürültüyü ifade eder. Bu etki normal filtreleme ile giderilemez onun için ortak mod filtresi kullanmak gerekir. Ortak mod gürültüsünün çevreye zarar vermemesi için filtre devrenin girişinde konulmalıdır. Filtre seçiminde testlerde karşılaşılabilecek maksimum akım gerilim değerlerine dikkat edilmelidir. Ortak mod gürültüsünün az etkili olduğu yerlerde filtre kullanılmayabilir.

4.1.2 Gereksinim testlerinin uygulanması

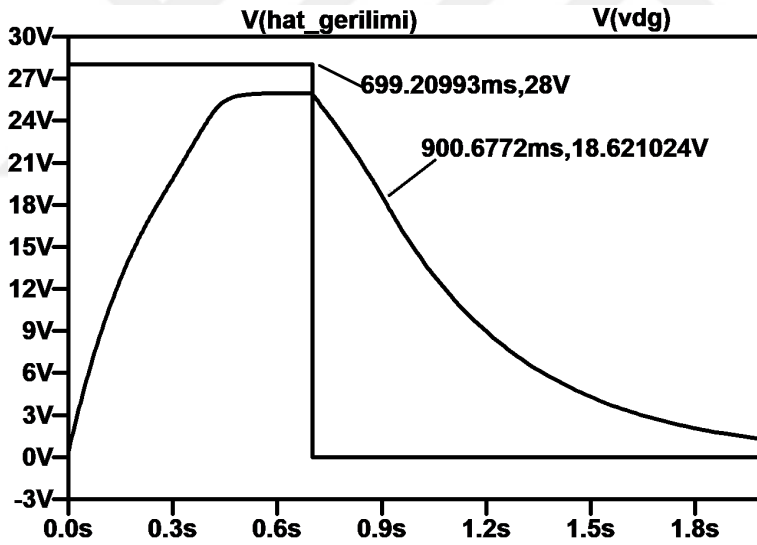
Devreyi bir bütün olarak incelemek için bölüm ikide bahsedilen gereksinimleri karşılayıp karşılamadığını kontrol etmek gerekir. Bu gereksinimleri karşılayıp karşılamadığı ilgili testler yapılarak kontrol edilmelidir.

Tablo normal çalışma durumu gerilim aralıklarında devrenin akım gerilim grafiği gösterilmiştir.

Çizelge 4.2 : Dönüştürücü girişi akım gerilim değerleri

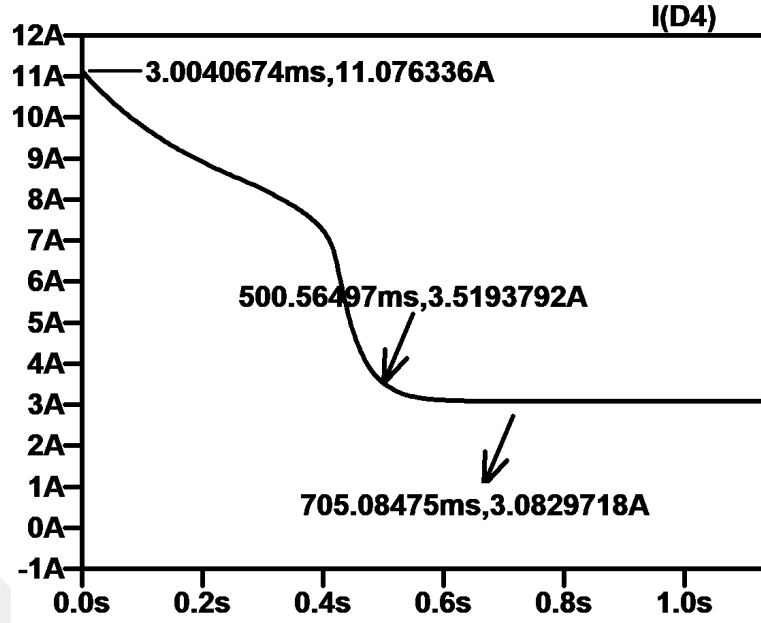
Hat gerilimi	Dönüştürücü giriş Gerilimi	Dönüştürücü giriş akımı
28	25.9631 V	3.0813 A
22	19.6424 V	4.07282 A
30.3	28.3463	2.82225 A
20.5 V	18.0227 V	4.43885 A
32.2 V	30.3046 V	2.63987 A

Tablo 4.2’de normal ve anormal çalışma gerilim testlerinin sonucu verilmiştir. Testte tablo 2.4 ve tablo 2.5’de belirtilen minimum ve maksimum değerler devreye verilerek çalışması kontrol edilmiştir. Simülasyonda herhangi bir soruna rastlanmamıştır. Gerilim ve akım değerleri çalışma aralığı dahilindedir ve giriş gücü değeri korunmaktadır.



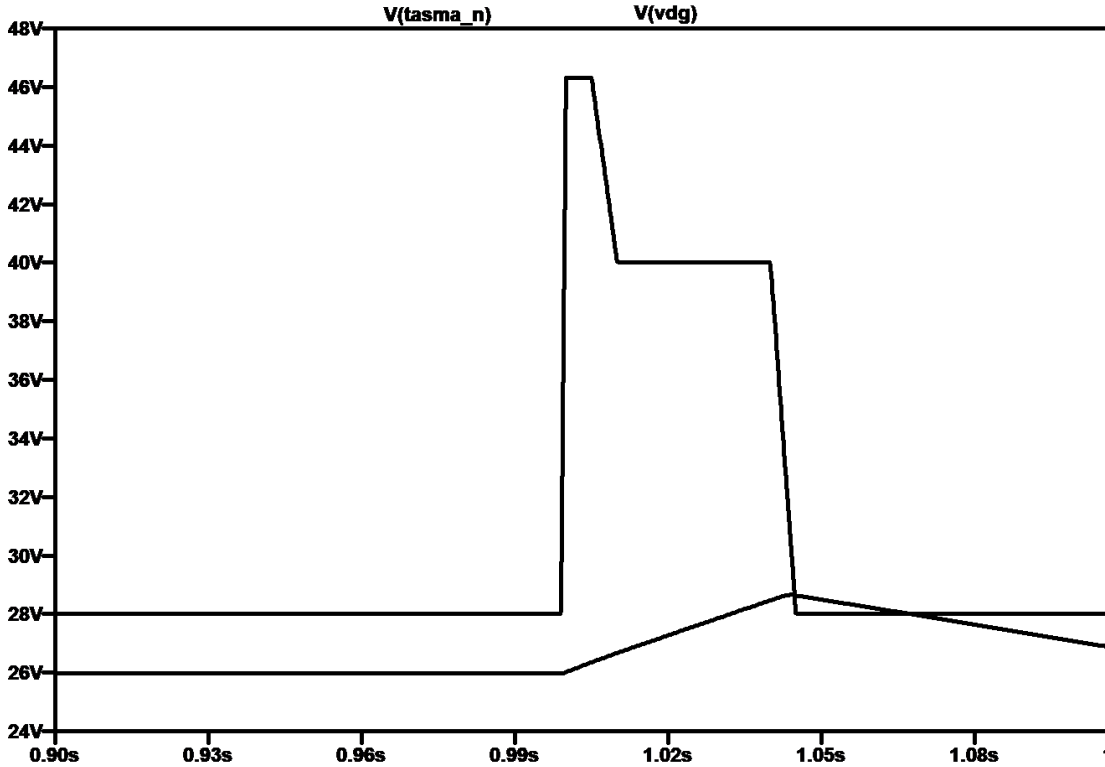
Şekil 4.11 : Güç kesildiğinde dönüştürücü girişi gerilimi.

Bölüm 2 bahsedilen gereksinimlerden bir diğeri de anlık güç kesintilerine karşı devreye korumaktır gereksinim güç kesintisi durumunda devrenin 200 milisaniye daha çalışabilmesini şart koşar. Şekil 4.11’de devrenin gücü kesildiğinde dönüştürücünün girişindeki gerilim değeri verilmiştir. Devreye 28 V’luk bir kare dalga uygulanmış, giriş gerilimi 0 V olduğunda çıkıdaki gerilim incelenmiştir. Görüldüğü üzere 200 milisaniye çalışmayı gerçekleştirebilmektedir. 28 V’tan 18 V’a düşüş 200 msden uzun sürmüştür.

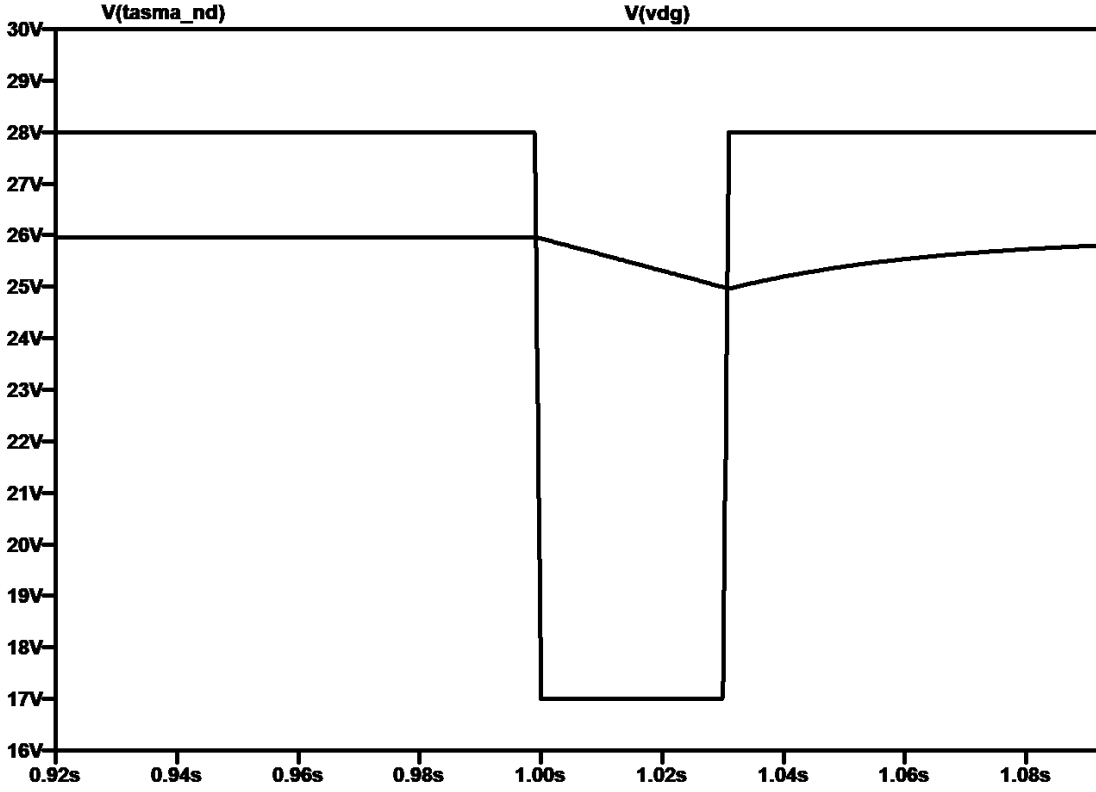


Şekil 4.12 : Güç verme anı akım grafiği.

Şekil 4.12’de güç verme anı akım grafiği verilmiştir. Gereksinimlerde istenen 3 ms vs 500 ms akım değerleri işaretlenmiştir. Yaklaşık 700 ms’de normal akım değerlerini ulaşmıştır. Görüldüğü üzere 3 m’de normal çalışma akımının 9 katından az 500 saniye 4 katından az değerlere ulaşmıştır. Anlaşılacağı gibi değerler gereksinimler için yeterli seviyededir.



Şekil 4.13 : Normal taşma gerilimi ve dönüştürücü girişi gerilimi.

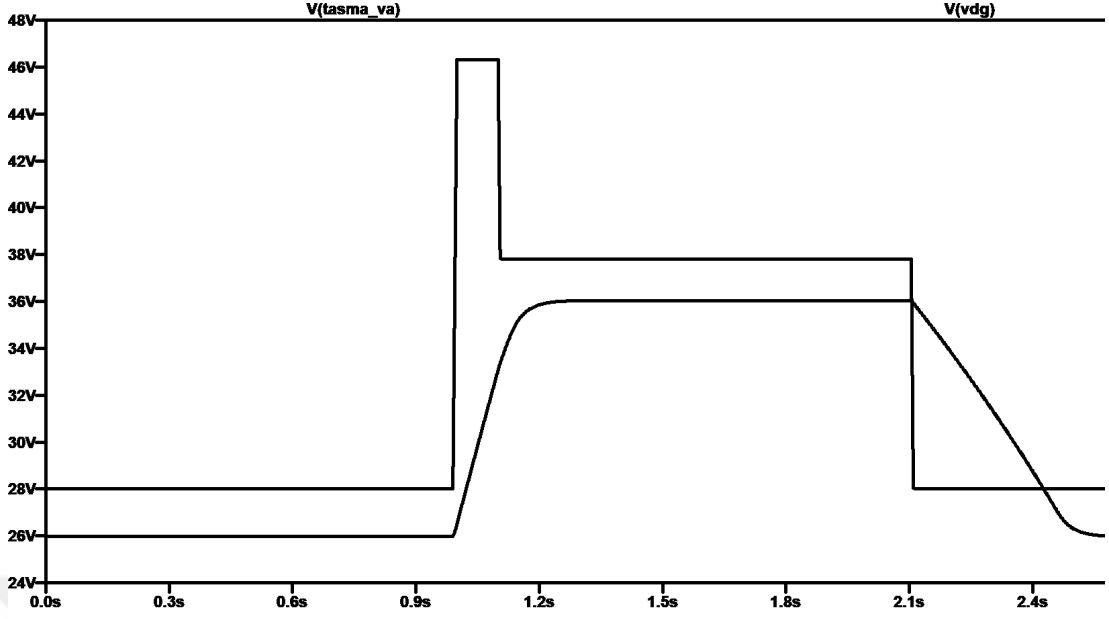


Şekil 4.14 : Normal alçak taşma gerilimi ve dönüştürücü girişi gerilimi.

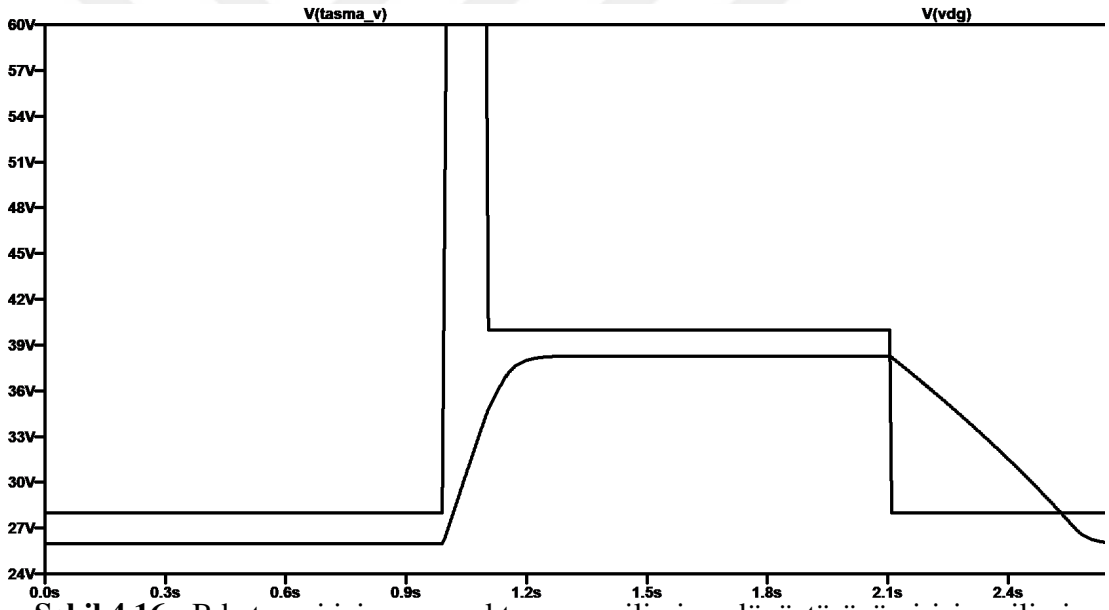
Şekil 4.13'de normal taşma gerilimi testi uygulanırken devrenin giriş ve çıkış gerilim değerleri verilmiştir. Çıkıştaki büyük kapasiteye çıkış geriliminin yükselmesini engellemiştir. Şekil 4.14'de normal alçak taşma gerilimi testi uygulanırken devrenin giriş ve çıkış gerilim değerleri verilmiştir. Çıkıştaki büyük kapasiteye çıkış geriliminin düşmesini engellemiştir. Bu değerler dönüştürücünün düzgün çalışabilmesi için yeterlidir.

Şekil 4.15'de ve şekil 4.16'de A ve B kategori için anormal taşma gerilimi testi uygulanırken devrenin giriş ve çıkış gerilim değerleri verilmiştir. Yüksek gerilim değerlerinin dönüştürücüyü etkilemesinin nedeni TVS diyotun çalışmasından kaynaklıdır. Fakat bu tip diyotlar kısa süreli gerilim yükselmeleri için tasarlanmıştır, bu işlem için uygun güçte olup olmadığı kontrol edilmelidir. Gerekirse daha güçlü bir diyot veya girişe bir güç direnci konulmalıdır. Bu değerler dönüştürücünün düzgün çalışabilmesi için yeterlidir.

Motor çalışma durumunda maruz kalılabilecek düşük gerilim değerlerini testi için bölüm 2 bahsedilen şekil 4.17'deki sinyal devrenin girişine verilmiştir. Dönüştürücünün girişinde 18 volt görüldüğü zaman dönüştürücü çalışmaya başlar. Devrenin düşük gerilimlerdeki dayanımını ölçer.



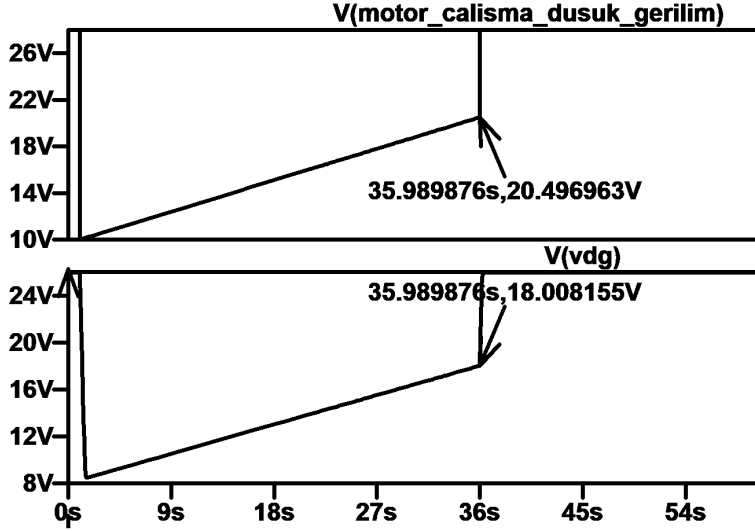
Şekil 4.15 : A kategori için anormal taşma gerilimi ve dönüştürücü girişi gerilimi.



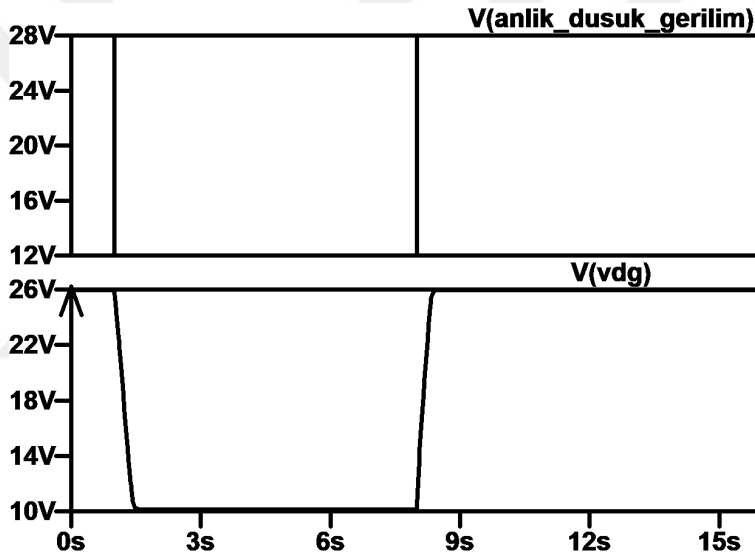
Şekil 4.16 : B kategori için anormal taşma gerilimi ve dönüştürücü girişi gerilimi.

Düşük gerilim koşullarında maruz kalan devrenin de düzgün bir şekilde çalışabilmesi beklenir. Bu kapsamda devreye bir dakika boyunca normal minimum gerilimde çalıştırılır, sonra on dakika boyunca 0 V gerilim uygulanır. Normal gerilme tekrar geldiğinde devrenin çalışması beklenir. Bu test olası bir arıza durumunun simülasyonudur. Devrenin minimum gerilimdeki dayanımını ölçer.

Kısa süreli düşük gerilim koşullarında maruz kalan devrenin de düzgün bir şekilde çalışabilmesi beklenir bu gereksinimi yerine getirmek için şekil 4.17'deki işaret devrenin girişine uygulanmıştır. Devrenin kısa süreli gerim düşümünde davranışını ölçer.



Şekil 4.17 : Motor çalışma düşük gerilim durumu hat ve dönüştürücü giriş gerilimi.

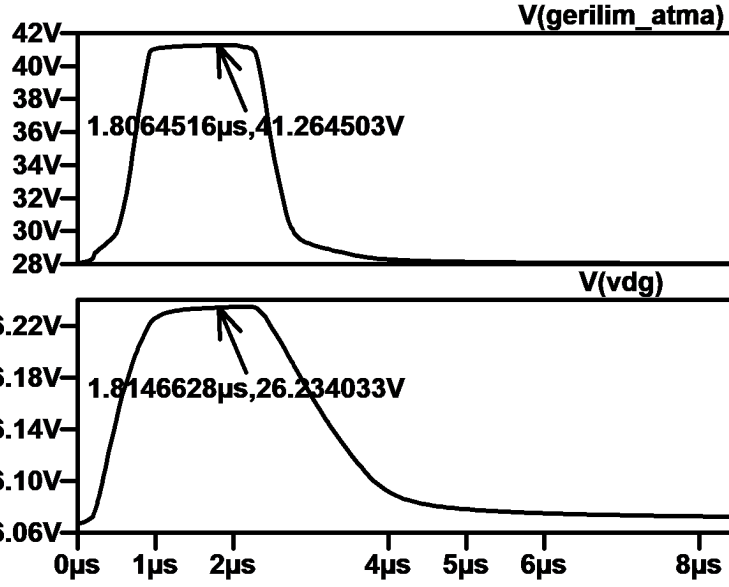


Şekil 4.18 : Kısa süreli düşük gerilim durumu hat ve dönüştürücü giriş gerilimi.

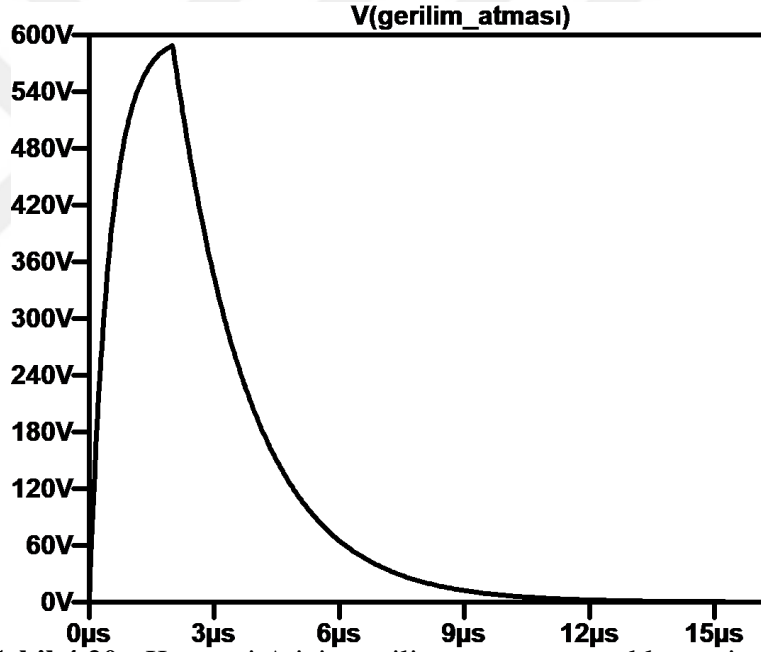
Gerilim atmasına karşı koruma gereksinimini karşılayıp karşılamadığını test etmek için bölüm 2’de belirtilen Şekil 4.20’deki sinyal 50 ohmluk kaynak direnci kullanılarak uygulanmıştır. Şekil 4.19’de verilen giriş işareti dönüştürücünün girişindeki gerilim akım grafikleri bu testi geçtiğini göstermektedir. A kategorisi testinde geçildiği için B kategorisi test edilmemiştir.

Yıldırım kaynaklı geçici etkiler konusu DO-160 uyumlu devre tasarlanmanın en zor konularından biridir. Bölüm 2’de anlatılan dalga formları tablo 2.6’de seviye 3’ü karşılayacak şekilde girişe uygulanmış ve dönüştürücünün girişine zarar vermeyecek şekilde aktarılıp aktarılmadığı test edilmiştir.

Şekil 4.21, 4.23 ve 4.25’de dalga formunun hattaki işareti ve çıkış gerilim değerleri verilmiştir. Şekil 4.22, 4.24 ve 4.26’de dalga formunun hattaki işareti ve TVS



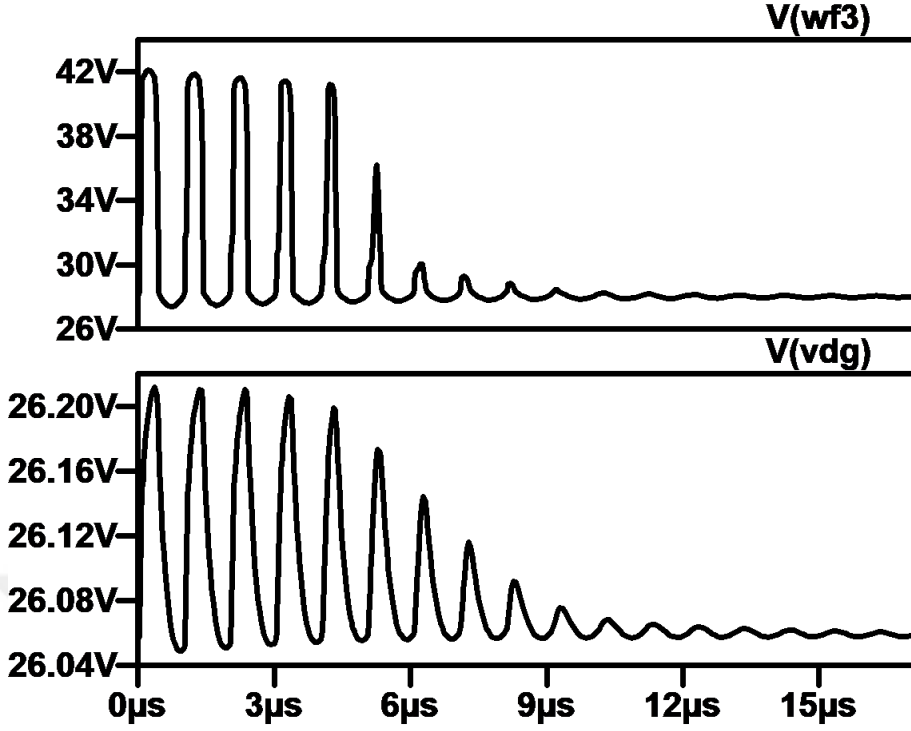
Şekil 4.19 : Gerilim atmasına durumu hat ve dönüştürücü giriş gerilimi.



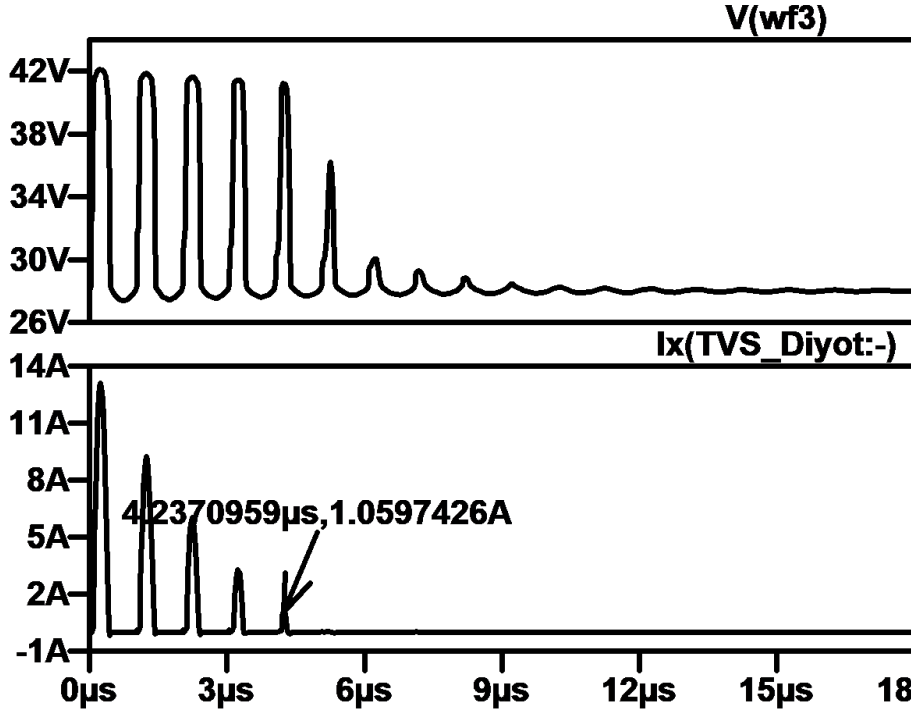
Şekil 4.20 : Kategori A için gerilim atmasına örnekleme sinali.

diyotların akım grafiği verilmiştir. Görüldüğü üzere diyotlar dalga formuna karşı devreyi korumuştur. Şekilde Görüldüğü üzere dönüştürücü devresinin girişinde herhangi bir olumsuz duruma rastlanmamıştır. Dönüştürücü olağan çalışmasına devam edebilecektir.

Bu Testere ek olarak devrede kullanılan elemanlar aviyonik komponentin kullanacağı çevresel faktörleri uyumlu olmalıdır. DO-160 gereksinimlerinde belirtilen çalışma sıcaklığı çalışma irtifası çarpışmaya dayanıklılık gibi devrenin yapısında ve çalışmasında etkileyebilecek gereksinimleri karşılayacak şekilde seçilmelidir.

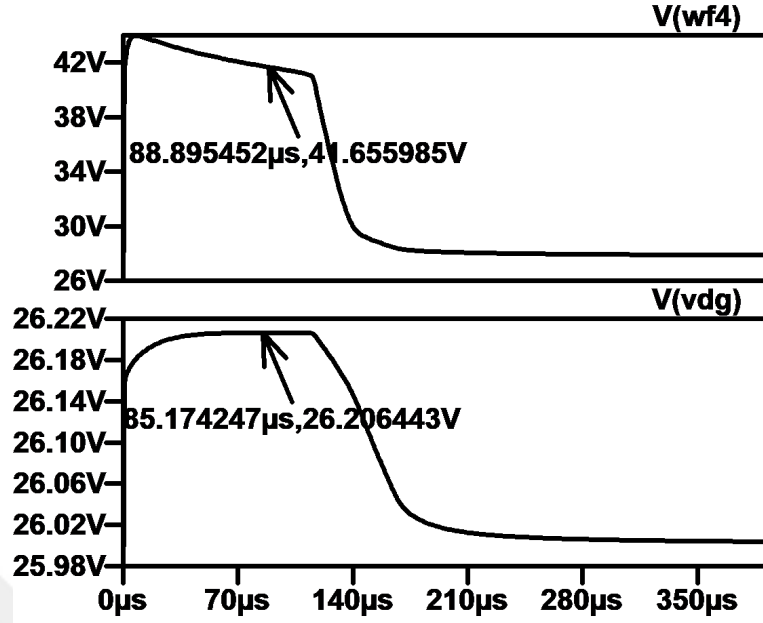


Şekil 4.21 : Dalga formu 3 verildiğinde hat ve dönüştürücü giriş gerilimi.

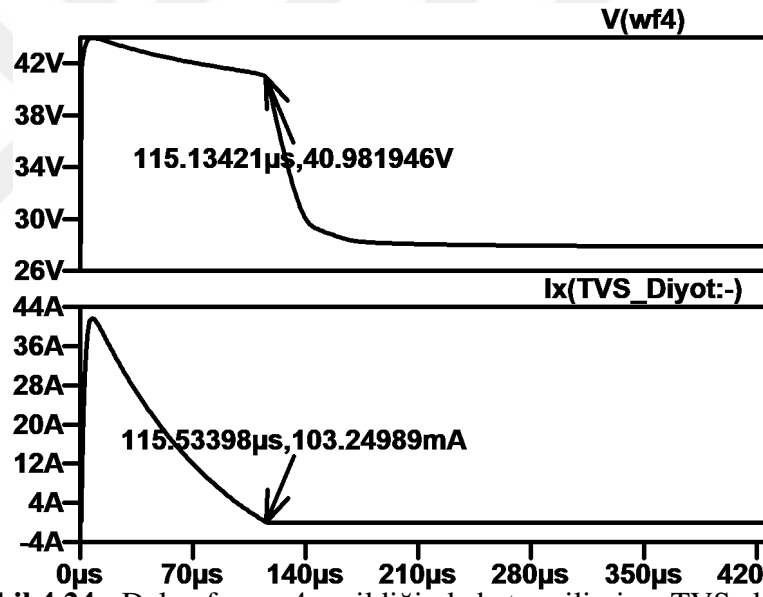


Şekil 4.22 : Dalga formu 3 verildiğinde hat gerilimi ve TVS akımı.

Testlerden anlaşıldığı üzere tasarlanan devre DO-160 gereksinimlerini sağlamaktadır. Bu tasarım kullanılarak uçağa eklenmek istenen aviyonik komponentlerin DC-DC dönüştürücü maliyetleri düşecek ve bu kısmın tasarımı oldukça kolaylaşacaktır.



Şekil 4.23 : Dalga formu 4 verildiğinde hat ve dönüştürücü giriş gerilimi.

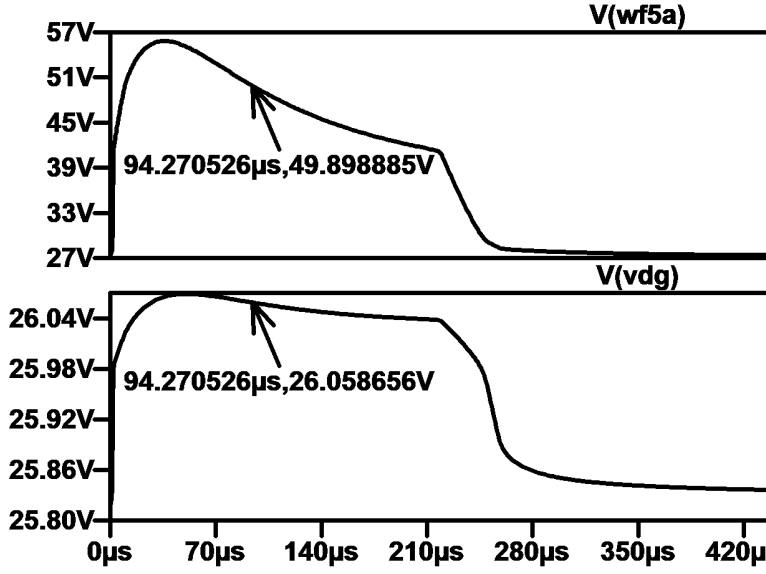


Şekil 4.24 : Dalga formu 4 verildiğinde hat gerilimi ve TVS akımı.

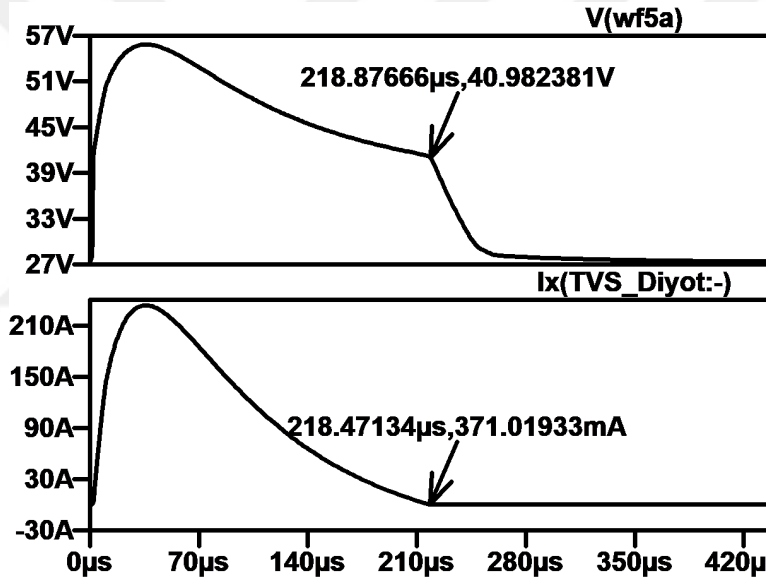
Tasarım sadece çok kritik ve özel durumlarda çalışması gereken komponentler için oluşturulmuş kategorileri sağlamaz.

4.2 Tasarım Sistematığının oluşturulması

Uygulama örneğinde belli bir DC-DC dönüştürücü için tasarım yapılmıştır. Farklı dönüştürücülerin de bu çalışmadan yararlanabilmesi mümkündür. Tasarımda küçük değişiklikler yapılarak onlarda uygun hale getirilebilir.



Şekil 4.25 : Dalga formu 5A verildiğinde hat ve dönüştürücü giriş gerilimi.



Şekil 4.26 : Dalga formu 5A verildiğinde hat gerilimi ve TVS akımı

Bunun mümkün olabilmesi için öncelikle dönüştürücünün sahip olması gereken belli başlı özellikler bulunmaktadır bu özelliklere sahip dönüştürücüler benzer yapılar kullanılarak aviyonik standartlara uyumlu hale getirilebilir.

4.2.1 Çevresel koşullara uygun eleman seçimi

çevresel koşul gereksinimleri komponentin fiziksel özelliklerini belirleyen gereksinimlerdir. hava araçlarında birçok farklı ortam bulunduğu için gereksinim birçok farklı kategori kombinasyonlarından meydana gelebilir. Elektronik elemanlar da çevresel koşullardan etkilenebileceği için öncelikle tasarım yapılacak komponentin çevresel koşul gereksinimlerinin belli olması gerekmektedir. Bu gereksinimler arasında

maksimum minimum çalışma sıcaklığı, çalışma basıncı, sıcaklık değişimine karşı tepkisi, çalışma nem değeri, titreşime karşı dayanım, su geçirmezlik, yanmazlık gibi özelliklere dikkat etmek gerekir. Öncelikle bu özelliklerin sınırları belirlenmeli tasarımda kullanılacak elemanlar Buna göre seçilmelidir.

4.2.2 Yapıların modifikasyonu

Farklı bir dönüştürücü için bu Yapı kullanılmak istendiğinde seçilecek dönüştürücünün ilk olarak galvanik izolasyonlu olması gerekmektedir. Bu koşul En kötü durum şartları için ek bir önlem oluşturur.

Daha sonra giriş gerilim aralığının geniş olmasına dikkat edilmelidir. hava araçlarında giriş geriliminde değişiklikler olabileceği için mümkün olduğunca geniş olmasın da fayda vardır. Giriş gerilim aralığı 18-75 Volt aralığından daha dar bir dönüştürücü kullanmak ek önlemler gerektirebilir ve bazı gereksinim şartlarının karşılanamamasına neden olabilir. Örnek olarak minimum çalışma gerilimi 18 volttan yüksek bir dönüştürücü seçilirse anormal çalışma koşulları şartını yerine getiremez fakat diğer şartları yerine getirebilir. Anormal koşullarda çalışması gerekmeyen bir komponent için minimum çalışma gerilimi daha yüksek olan bir dönüştürücü de yetecektir.

Daha güçlü bir dönüştürücü kullanılması durumunda ise tutma kapasitesinin de aynı oranda artırılması gerekmektedir. Ayrıca akım limitleyici devrede de daha yüksek akım geçirebilmesi için ayarlama yapılmalıdır.

Maksimum çalışma gerilimi daha düşük bir dönüştürücü kullanılmak istenirse TVS diyotların çalışma durumundaki potansiyel farkı daha küçük olan diyotlarla değiştirilmesi gerekir.



5. BULGULAR VE TARTIŞMALAR

Standart DC-DC dönüştürücülerde uygun ek yapılar kullanılarak DO-160 gereksinimlerinin karşılanabileceği anlaşılmıştır. Belli koşullar sağlandığında tezde anlatılan yapı kullanılarak kolaylıkla tasarım yapılabilir. Farklı tasarımlar için tecrübe tasarlanan yapılar ürünleri ayrılmıştır edildiği takdirde yapı farklı şekilde tasarlanabilir. Bu işlemde yeni tasarımını devreyi ne şekilde etkileyeceği göz önünde bulundurulmalıdır.

Farklı ihtiyaçları kapsayabilmesi açısından uygulamada giriş özellikleri benzer fakat çıkış gerilimleri farklı birçok ürünü bulunan bir aileden DC-DC dönüştürücü seçilmiştir.

Bu yöntem ile sertifikası ve kabiliyeti bulunanlar için aviyonik ekipman üretmek daha avantajlı olacaktır fakat kabiliyeti olmayan üreticiler için bu sertifikaları sağlamak yüksek bir maliyet gerektirir. Ek olarak dünya pazarında yerini almış şirketler yeni bir üretici çıkması ihtimali olduğunda fiyat düşürme politikası ile bu girişimleri engellemeye çalışabilir. Riskli bir yatırımdır.

Önerilen yapı genel bir çözüm olduğu için yerli üreticinin aşması gereken sorunlardan birini giderebilir. Çözüm ek alan gerektirdiğinden alan bakımından kritik yerlerde uygulanamaz. Şekil 5.1'de XP Power şirketinin ürettiği aviyonik DC-DC çevirici serisi gösterilmiştir. İzolasyonlu, titreşim testi, manyetik testler gibi birtakım testlerden geçmişler ve standartlara uygunluk sertifikası almışlardır. Bu sertifikalar askeri uygulamalar için istenen MIL-STD 461, DEF-STAN 59-411 MIL-STD 1275 ve DEF-STAN 61-5 standartlarına uygunluk sertifikalarıdır. Sivil uygulamalar için istenilen standartlar askeri standartlar ile benzerlik gösterir fakat daha katıdır. Askeri sertifikalara sahip DC-DC dönüştürücü bile bazı ek yapılar olmadan sivil hava araçlarında kullanılamaz.

Bu ve bunun gibi birçok şirket dünyada faaliyet göstermektedir. Bu üreticiler sertifikaları kendi kabiliyetlerinde test yaparak veya test merkezlerine göndererek sertifika için başvurabilirler. Bazı şirketler bu dönüştürücüleri kritik olan veya

kritik olmayan uygulamalarda kullanılacak şekilde iki kategoride üretir. Kritik uygulamalarda kullanılması önerilen çeviricinin hassasiyeti, dayanımı daha yüksektir fakat maliyeti ve satış ücreti de o oranda artar.

Kullanılan DC-DC dönüştürücü bu testlerden geçmiş olsa da olmasa da uçak içi komponent üreten firmalar bu çeviriciyi uygulamasında kullandığı zaman komponentin bütün olarak tekrar test etmeli ve sertifika almalıdır. Önceden testi yapılmış dönüştürücü almak sonradan doğabilecek problem riskini azaltır. Sertifikasyon işlemi maliyetli bir işlemdir. Aynı zamanda da zaman alır. Yerli üretimi yapılan dönüştürücü üreten firmalar bu test kabiliyetlerine sahipler ise kendi bünyelerinde bu testleri yaparak maliyeti düşürebilirler. Uçak içi komponent üretebilen şirket zaten komponentin bu testlerden geçirmek zorundadır. Burada bir güven ve iş birliği olması iki taraf için de faydalı bir durumdur.

Tabi ki dünyaya satış yapılabilmesi için bu firmaların gelecek dönemde sertifikasyonları sağlaması da gereklidir.



Şekil 5.1 : MTC serisi aviyonik DC-DC dönüştürücü.

Kompakt şekilde satılan DC-DC dönüştürücüler için dışındaki mahfaza da önemlidir. Bu mahfazanın tasarımı başlı başına bir mühendislik dalıdır. Bu tasarıma sahip dönüştürücüler elektromanyetik olarak çevresine güvenli sınırlar içinde etki edecek şekilde tasarlanmıştır. Her duruma uygun dönüştürücü üretmek ciddi bir çalışma ve mühendislik gerektirir. Bu şekilde tasarlanmayan dönüştürücüler beraberimde kullanılan uygulamanın tasarımı da dikkate alınarak elektromanyetik gereksinimlere uygun tasarlanmalıdır. Bu da sabit bir tasarımı kullanmayı olanaksız kılar.

Şekildeki DC-DC dönüştürücü birçok üreticinin aviyonik komponentler için tercih ettiği bir firmaya aittir. Özellikleri uygulamada kullanılmak için seçilen dönüştürücü ile benzerlik gösterir. Ek olarak elektromanyetik girişim ve ani gelim yükselmelerine karşı koruması vardır. Ücret olarak yaklaşık 10 kat daha pahalıdır fakat bu ek güzellikler kompakt bir biçimde sağlanması için üreticiler tarafından tercih edilmektedir.



Şekil 5.2 : Vicor Power DCM3414V50M13C2C01 nolu DC-DC dönüştürücü..

Kullanılan izolasyonlu dönüştürücülere devre içinde farklı gerilim değerleri ile çalışan elemanlar için izolasyonsuz dönüştürücüler kullanılmaktadır. Bu tip dönüştürücüler ancak izolasyonlu dönüştürücülerden geçen gerilim ile bağlantıda olabilir. Hava aracı ile direk bağlantılı olmadıkları için testler ayrıca uygulanmaz tüm devre bir bütün olarak test edilir.



6. SONUÇLAR

Çalışmada hava araçlarında kullanılan komponentler için uygulanan önemli standartlardan birinin bir kısmı incelenmiş ve normal bir DC-DC dönüştürücünün bu standartlarda uyumlu çalışabilmesi için gerekli tasarım yapılmıştır. Standartlar detaylı bir şekilde incelendikten sonra hedef komponentler için gereksinimler çıkartılmış bu gereksinimlerin tümünü karşılayacak yapılar oluşturulmuştur. Bu aviyonik komponent tasarımının çok küçük bir parçası olsa da DC-DC dönüştürücüler yaygın olarak kullanıldığı için oldukça önemlidir. Çalışma DC-DC dönüştürücü kullanan aviyonik komponentler için alternatif bir çözüm ve bir yol gösterici olarak kullanılabilir.

Ayrıca çalışmada sivil havacılıkta kullanılan standartlara değinilmiş ve sivil hava araçlarında kullanılan sistemler incelenmiştir. Bu incelemeler sonucunda sivil havacılıkta emniyetin önemi görülmüştür. Her gereksinim olası negatif bir durumdan korunma için gereklidir ve ihmal edilemez.

Havacılık yüksek gelir getiren, yüksek teknoloji içeren bir alandır. Bu alanda gelişmenin, sanayi olmanın ülke ekonomisine büyük katkısı olacaktır. Havacılık teknoloji üreten ülkeler ulaşımda otoriteyi de elinde bulundurur. Her şey kurallara bağlıdır ve bu kuralların oluşumunda da üreticilerin etkisi büyüktür. Günümüzde sivil havacılık ve askeri havacılık çok önemlidir. Gelecekte önemi katlanarak artacaktır.

Şu anki şartlar göz önüne alındığında havacılık sektörüne girmek maliyetlidir ve büyük risk içerir. Bu riski azaltmak ve sektöre girişe az da olsa katkı sağlamak yeni teknikler ve çözümler sağlayarak mümkün olur.

Uçaklarda kullanılan aviyonik ekipmanlar yıllar içinde hep artış göstermiştir. Uçaklar her geçen gün daha teknolojik hale gelmektedir. Bu sektörün hala getirisi büyüktür ve gelişime açıktır. Son yıllarda ortaya çıkan farklı yapılardaki hava araçlarında daha da yüksek oranda aviyonik ekipman içermektedir.

Bu yapının kullanılmasının belirli şartlar dışında dezavantajı yoktur. Aviyonik ekipman üretme yetkisine sahip yerli üretici için ve bu sektöre girecek girişimler

için önemli bir maliyet düşürücü etkisi olacaktır. Gelecek çalışmalarda tasarım daha da geliştirilerek modüler hale getirilebilir. Tasarımın her koşuldaki gereksinimleri kapsamaması mümkün olmadığı için yaygın kullanılan komponentlere uygun şekilde birimler modüler olarak tasarlanıp komponentlerin tasarım ve üretim aşamasında kolaylık sağlanabilir.



KAYNAKLAR

- [1] **RTCA** (2010). *DO-160G Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment*, RTCA.
- [2] **Nasa** (2009). Lightning Pin Injection Testing on MOSFETS.
- [3] **Url-1**, <https://www.scribd.com/doc/92081948/Bombardier-CRJ-200-Electrical>, alındığı tarih: 13.09.2019.
- [4] **Url-2**, <http://easamodul10.blogspot.com/2015/11/airbus-a320-series-electrical-system.html>, alındığı tarih: 13.09.2019.
- [5] **Url-3**, <https://www.airbus.com/aircraft/passenger-aircraft/cockpits.html>, alındığı tarih: 13.09.2019.
- [6] **History of aviation** , https://en.wikipedia.org/wiki/History_of_aviation, alındığı tarih: 13.09.13.09.2019.
- [7] **Url-4**, <http://web.shgm.gov.tr/en/kurumsal/1-history>, alındığı tarih: 13.09.2019.
- [8] **Url-5**, <https://www.icao.int/secretariat/TechnicalCooperation/Pages/history.aspx>, alındığı tarih: 13.09.2019.
- [9] **Civil aviation** , https://en.wikipedia.org/wiki/Civil_aviation, alındığı tarih: 13.09.2019.
- [10] **Mickael Brison, Mohamed Bensetti, R.d.L.** (2017). Optimised PLC power transfer on avionic DC Power Lines: Coupling circuit and lightning protection., *2017 IEEE International Symposium on Power Line Communications and its Applications (ISPLC)*, 1–6.
- [11] **Subrahmanyam, V.** (1997). A Course on Power Electronics.
- [12] **Url-6**, https://www.digikey.com/webexport/supplierontent/Infineon_448/mkt/coolMOS/SingleXTRForward.pdf?redirected=1, alındığı tarih: 13.09.2019.
- [13] **DC to DC converter**, https://en.wikipedia.org/wiki/DC-to-DC_converter, alındığı tarih: 13.09.2019.
- [14] **Madonna, V., Giangrande, P. ve Galea, M.** (2018). Electrical Power Generation in Aircraft: Review, Challenges, and Opportunities, *4*, 646–659.

- [15] **Schallert, C.** (2016). Integrated safety and reliability analysis methods for aircraft system development using multi-domain object-oriented models, *Doktora Tezi*, Technical University Of Berlin, Berlin, GE.



PHOTO

ÖZGEÇMİŞ

Seyfettin ÖKSÜZ:

10.06.1994 Adana:

seyfettinoksuz@gmail.com:

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans:** 2016, İstanbul Teknik Üniversitesi, Elektrik-Elektronik Fakültesi, Elektronik ve Haberleşme Mühendisliği
- **Y. Lisans:** 2019, İstanbul Teknik Üniversitesi, Elektronik ve Haberleşme Mühendisliği Anabilim Dalı , Elektronik Mühendisliği Yüksek Lisans Programı.

MESLEKİ DENEYİMLER VE ÖDÜLLER:

- 2018 - Türk Hava Yolları Teknik A.Ş