
GAZİ ÜNİVERSİTESİ
Gazi
1926

HAVA ARAÇLARINDAKİ AKTÜATÖRLERİN MATRİS KONVERTÖR İLE DENETİMİ

Tolga AYDIN

YÜKSEK LİSANS TEZİ
ELEKTRİK ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

ARALIK 2023

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmasında yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Tolga AYDIN
13/12/2023

HAVA ARAÇLARINDAKİ AKTÜATÖRLERİN MATRİS KONVERTÖR İLE DENETİMİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Tolga AYDIN

GAZİ ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Aralık 2023

ÖZET

Bir hava aracında elektrik gücü, aracın uçuş cihazlarında, aktüatörlerde, aydınlatma sistemlerinde, ısıtma sistemlerinde ve yolcu hizmetlerinde kullanılmaktadır. Elektrik enerjisi AC generatörler tarafından sağlanır. Modern hava aracı sistemlerinde elektrikli cihazlar, farklı voltaj ve frekans gereksinimlerine sahip farklı güç tiplerine de ihtiyaç duyarlar. Bu ihtiyaç, elektrikli cihazları beslemek üzere geliştirilen AC'den AC'ye anahtarlamalı güç dönüşüm sistemlerinin önemini artırmıştır. Hava araçlarının uçuş kontrol yüzeylerinin kontrolü aktüatörler ile sağlanmaktadır. Hava araçlarının güvenli bir şekilde hareket etmesi ve pilotların bu araçlara tam hakimiyet sağlaması bakımından uçuş kontrol yüzeylerinin doğru bir şekilde kullanılması çok önemlidir. Hava araçlarında bu aktüatörlerin kontrolü için matris konverter kullanımı çeşitli avantajlar sağlamaktadır. Matris konverterler diğer konverterlere göre sinüzoidal giriş akımı, kontrol edilebilir giriş güç katsayısı, az sayıda enerji depo eden eleman gerektirmesi ve iki yönlü enerji akışını sağlaması bakımından üstün özelliklere sahiptir. Bu çalışmada, PMSM motorların açık döngü kontrolünü sağlamak amacıyla Matlab/Simulink ortamında matris konvertör uzay vektör modülasyonu modellenmiştir. Ayrıca, RL yük altında matris konvertörün karakteristikleri de araştırılmıştır. RL yükler, uçak aktüatörlerinin gerçek kullanım senaryolarında sıkça karşılaşılan yük koşullarıdır. Matris konvertörün RL yük altında nasıl tepki verdiği ve performansının nasıl etkilendiği Matlab/Simulink ortamında incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar, tasarlanan matris konvertörün RL yük altında da istikrarlı bir şekilde çalıştığını ve kullanılan PMSM motorun matris konvertör ile kapalı döngü hız kontrolünü sağladığını göstermiştir.

Bilim Kodu	:	90522
Anahtar Kelimeler	:	Uçak aktüatörleri, PMSM motor, Matris Konvertör, Space Vektör Modülasyonu
Sayfa Adedi	:	71
Danışman	:	Doç. Dr. Ali SAYGIN

CONTROL OF ACTUATORS IN AIRCRAFT WITH MATRIX CONVERTER

(M. Sc. Thesis)

Tolga AYDIN

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

December 2023

ABSTRACT

In an aircraft, electrical power is used in the aircraft's flight devices, actuators, lighting systems, heating systems and passenger services. The electrical energy is provided by AC generators. Electrical devices in modern aircraft systems also require different types of power with different voltage and frequency requirements. This requirement has increased the importance of AC to AC switched power conversion systems developed to feed electrical devices. The control of the flight control surfaces of the aircraft is provided by actuators. It is very important to use flight control surfaces correctly in order for the aircraft to move safely and for the pilots to have full control of these vehicles. The use of matrix converter for the control of these actuators in aircraft provides various advantages. Advantages of matrix converters over classical frequency converters are sinusoidal input current, controllable input power factor and minimum energy storage element is required and it allows two-way energy flow. In this study, matrix converter space vector modulation is modelled in Matlab/Simulink environment to provide open loop control of PMSM motors. In addition, the characteristics of the matrix converter under RL load are also investigated. RL loads are load conditions frequently encountered in real use scenarios of aircraft actuators. How the matrix converter responds under RL load and how its performance is affected have been studied in Matlab/Simulink environment. The obtained results showed that the designed matrix converter works stably under RL load and the PMSM motor used provides close loop speed control with the matrix converter.

Science Code	:	90522
Key Words	:	Aircraft actuators, PMSM motor, Matrix Converter, Space Vector Modulation
Page Number	:	71
Supervisor	:	Assoc. Prof. Dr. Ali SAYGIN

TEŞEKKÜR

Bana bu tez konusunu veren, tez çalışmalarım boyunca rehberlik eden, yardımını esirgemeyen, tecrübelerinden faydalandığım ve karşılaştığım zorlukların aşılmasında zaman fark etmeksizin hep yanımda olan tez danışmanı hocam, Sayın Doç. Dr. Ali SAYGIN' a saygı ve şükranlarımı sunmayı bir borç bilirim.

Tezin son aşamalarındaki görüş ve önerileriyle katkıda bulunan Sayın Doç. Dr. Naki GÜLER hocama teşekkür ederim.

Yüksek Lisans eğitimim boyunca verdikleri destekten ötürü, görev yaptığım TUSAŞ bünyesindeki amirlerime ve çalışma arkadaşlarıma teşekkür ederim.

Benzetim çalışmalarında karşılaştığım sorunların çözümünde yardımlarını esirgemeyen arkadaşım Çağdaş GÜZENGE'ye teşekkür ederim.

Son olarak her zaman yanımda olan anneme ve babama teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET iv

ABSTRACT v

TEŞEKKÜR vi

İÇİNDEKİLER vii

ÇİZELGELERİN LİSTESİ ix

ŞEKİLLERİN LİSTESİ x

SİMGELER VE KISALTMALAR xiii

1. GİRİŞ 1

2. UÇUŞ KONTROL YÜZEYLERİ VE AKTÜATÖRLER 7

2.1. Uçuş Kontrol Yüzeyleri 7

2.2. Aktüatörler 9

2.2.1. Aktüatör tipleri 9

3. MATRİS KONVERTER 13

3.1. Matris Konverterin Yapısı 13

3.2. Matris Konverterde Anahtarlama Kombinasyonları 15

3.3. Uzay Vektör Dönüşümü 16

3.4. Matris Konverterin Anahtarlama Kombinasyonlarının Vektörel Analizi 17

3.5. Uzay Vektör Darbe Genişlik Modülasyonu 23

3.5.1. Gerilim beslemeli eviricinin çıkış hat gerilimlerinin uzay vektör modülasyonu 25

3.5.2. Gerilim beslemeli doğrultucunun giriş hat akımlarının uzay vektör modülasyonu 28

3.5.3. Yarıiletken anahtarların iletim süreleri 30

4. BENZETİM ÇALIŞMALARI 39

4.1. Matris Konvertör Matlab/Simulink Modeli 39

Sayfa

4.2. Endüktif (RL) Yüke Ait Benzetim Çalışmaları 53

4.2.1. Giriş 50 Hz Çıkış 50 Hz benzetim çalışmaları 54

4.2.2. Giriş 400 Hz Çıkış 50 Hz benzetim çalışmaları 55

4.3. AC Aktüatör Benzetim Çalışmaları 57

4.3.1. Motor hız kontrolüne ait simülasyon sonuçları 60

5. SONUÇ VE ÖNERİLER 65

KAYNAKLAR 67

ÖZGEÇMİŞ 71

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge **Sayfa**

Çizelge 3.1. Anahtarlama kombinasyonları ile gerilim ve akımların vektörel ilişkileri. 24

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil **Sayfa**

Şekil 2.1. Uçak eksenleri ve bu eksenler etrafındaki hareketler 7

Şekil 2.2. Uçuş kontrol yüzeyleri..... 9

Şekil 3.1. Matris konverterin yapısı..... 14

Şekil 3.2. İki yönlü akım geçişini sağlayan anahtar yapısı..... 14

Şekil 3.3. Tek yönlü anahtar kullanarak iki yönlü akım geçiş devresi a) Diyot yerleştirilmiş anahtar, b) Ortak kollektörlü iki yönlü anahtar (common collector), c) Ortakemiterli iki yönlü anahtar (common emiter)..... 15

Şekil 3.4. Konverter giriş akımları uzay vektörü..... 16

Şekil 3.5. Konverter anahtarlarının matrisel şekilde gösterimi..... 18

Şekil 3.6. Gerilim beslemeli inverter (VSI) ve gerilim beslemeli doğrultucu (VSR)' nin matris konverterde gösterilişi..... 25

Şekil 3.7. Gerilim beslemeli inverterin çıkışındaki yükü besleme şeması (Çizelge 3.1, +1)..... 26

Şekil 3.8. Gerilim beslemeli inverterin çıkışındaki yükü besleme şeması (Çizelge 3.1, +4)..... 27

Şekil 3.9. Konverterde anahtarlama kombinasyonlarındaki çıkış gerilimlerinin uzay vektöründeki gösterilişi..... 28

Şekil 3.10. Gerilim beslemeli doğrultucuda giriş hat akımlarının analizi (Çizelge 3.1, +1)..... 29

Şekil 3.11. Uygun anahtarlama kombinasyonlarındaki giriş akımlarının uzay vektöründeki gösterilişi..... 30

Şekil 3.12. Çıkış hat gerilimlerinin uzay vektörünün anahtarlama kombinasyonlarına göre ilişkisi..... 31

Şekil 3.13. Çıkış hat gerilimleri uzay vektörünün I. bölgedeki bileşenleri..... 32

Şekil 3.14. Giriş hat akımlarının anahtarlama kombinasyonlarına bağlı olarak uzay vektöründeki gösterimi 35

Şekil 3.15. Giriş hat akımları uzay vektörünün I. bölgedeki bileşenleri..... 36

Şekil 4.1. Tüm sistem matlab/simulink modeli 39

Şekil.4.2. Uzay vektör modülasyon blok diyagramı..... 40

Şekil **Sayfa**

Şekil 4.3. Matris konverter güç devresinin iç yapısı 41

Şekil 4.4. İki yönlü anahtar yapısı 42

Şekil 4.5. 3 faz düzleminden alfa beta düzlemine dönüşüm(clarke) ve bileşke fazörün oluşturulması 42

Şekil 4.6. 3 faz düzleminden 90 derece faz farklı 2 faz düzleme dönüşüm (alfa-beta) .. 43

Şekil 4.7. 3 faz düzlemin uzay vektöründeki bileşke fazör ve faz açısı 43

Şekil 4.8. Anahtarlama Sektörleri Bloğu 44

Şekil 4.9. Anahtarlama Sektörleri Bloğu iç yapısı 44

Şekil 4.10. Matris Konvertördeki Yarı iletken anahtarların çalışma sırası ve PWM süresinin bulunmasını sağlayan matlab bloğu 45

Şekil 4.11. Matris Konvertördeki Yarı iletken anahtarların çalışma sırası ve PWM süresinin bulunmasını sağlayan matlab bloğu iç yapısı 45

Şekil 4.12. Matematiksel hesaplama Fonksyon blogu 46

Şekil 4.13. Akım ve gerilim sektörlerindeki anahtarlama sıralamasını hesaplayan simulink bloğu 50

Şekil 4.14. Akım ve gerilim sektörlerindeki anahtarlama sıralamasını hesaplayan simulink bloğu iç yapısı 50

Şekil 4.15. Uzay vektör modülasyon anahtarlama genel blok şeması 51

Şekil 4.16. Uzay vektör modülasyon anahtarlama genel blok iç yapı şeması 52

Şekil 4.17. 3 giriş 1 çıkış fazı için anahtarlama kombinasyonaları 52

Şekil 4.18. Anahtarlama kombinasyonu iç yapısı 53

Şekil 4.19. RL yük parametreleri 54

Şekil 4.20. Giriş 1 faz gerilimi, matris konvertör 1 faz gerilimi ve 3 faz gerilimleri 55

Şekil 4.21. Çıkış akımı ve giriş gerilimi 55

Şekil 4.22. Giriş 400 Hz Çıkış 50 Hz için giriş 1 faz gerilimi, matris konvertör 1 faz gerilimi ve 3 faz gerilimleri 56

Şekil 4.23. Giriş 400 Hz Çıkış 50 Hz için çıkış akımı ve giriş gerilimi 56

Şekil 4.24. Matris Konvertör çıkış akımı THD analizi 57

Şekil 4.36. Aktüatör motorunun (PMSM) matris konvertöre bağlantı şeması 58

Şekil **Sayfa**

Şekil 4.37. PI denetleyici 58

Şekil 4.38. PMSM motora ait Matlab parametre bilgileri 59

Şekil 4.39. İstenen hız, gerçek hız ve buna bağlı PI hata değeri..... 61

Şekil 4.40. 700 devir/dk ve 300 devir/dk motorun gerçek dönme hızı ve anahtarlama gerilimleri..... 61

Şekil 4.41. PMSM faz akımları..... 62

Şekil 4.42. İstenen hız, gerçek hız ve buna bağlı PI hata değeri..... 63

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	**Açıklamalar**
hz	Hertz

Kısaltmalar	**Açıklamalar**
AC	Alternatif Akım
DC	Doğru Akım
DMC	Doğrudan Matris Konverter
IGBT	Insulated Gate Bipolar Transistor
PMSM	Sürekli Mıknatıslı Senkron Motor
SVM	Uzay Vektör Modülasyonu
SV-PWM	Uzay Vektör Darbe Genişlik Modülasyon
VSI	Gerilim Beslemeli İnverter
VSR	Gerilim Beslemeli Doğrultucu

1. GİRİŞ

Bir hava aracında elektrik gücü, aracın uçuş cihazlarında, aktüatörlerde, aydınlatma sistemlerinde, ısıtma sistemlerinde ve yolcu hizmetlerinde kullanılmaktadır. Bu sebeple elektrik enerjisiyle çalışan uçuş cihazlarının kritik rolü, elektrik enerjisi üretiminin ve dağıtımının oldukça güvenilir olmasını gerektirmektedir. Elektrik enerjisi AC generatörler tarafından sağlanır (Areerak, Wu, Bozhko, Asher ve Thomas, 2011; Sun, Chen ve Karimi, 2008). Hava araçlarının enerji kaynakları, değişken frekanslı AC voltajlarını sağlayan bir dizi değişken hızlı generatörlerdir. Bu araçlarda elektrik enerjisiyle çalışan cihazlara sabit frekanslı bir dahili güç şebekesi aracılığıyla enerji verilir. Bu nedenle, bir uçağın dahili güç şebekesine enerji vermek için, değişken frekanslı AC voltajların sabit frekanslı AC voltaja dönüştürülmesi gerekir. Modern hava aracı sistemlerinde elektrikli cihazlar, farklı voltaj ve frekans gereksinimlerine sahip farklı güç tiplerine de ihtiyaç duyarlar. Bu ihtiyaç, elektrikli cihazları beslemek üzere geliştirilen AC'den AC'ye anahtarlamalı güç dönüşüm sistemlerinin önemini artırmıştır (Kobravi, 2012; Kobravi, Iravani ve Kojori, 2012).

Hava araçlarının uçuş kontrol yüzeylerinin kontrolü aktüatörler ile sağlanmaktadır. Hava araçlarının güvenli bir şekilde hareket etmesi ve pilotların bu araçlara tam hakimiyet sağlaması bakımından uçuş kontrol yüzeylerinin doğru bir şekilde kullanılması çok önemlidir. Uçuş kontrol yüzeyleri, uçağın yönünü ve hareketini kontrol etmek için kullanılan bileşenlerdir. Bu yüzeylerin hareketini sağlayan aktüatörler, uçağın uçuş performansını ve güvenliğini sağlamak bakımından kritik öneme sahiptir. Bu aktüatörlerin kontrolü için geleneksel olarak, karmaşık, pahalı ve bakımı zor olan hidrolik veya pnömatik sistemler kullanılmaktadır. Ayrıca, hidrolik sistemlerde sızıntı ve arıza riski de bulunmaktadır. Bu gibi risklerin doğurabileceği sonuçlar hava araçlarındaki kablaj tasarımında zorluklara yol açmaktadır. Öte yandan bu sistemlerde oluşabilecek bir sızıntı veya arızada o konumda bulunan kablo demetlerinin zamanla zarar görebilme tehlikesi vardır. Bu riskleri azaltmak amacıyla kullanılan elektriksel aktüatörler, hidrolik ve pnömatik sistemlere kıyasla daha hafif, daha verimli ve daha güvenilirdirler. Ayrıca, elektriksel aktüatörlerin kontrolü daha kolaydır ve daha az bakım gerektirirler. Bu nedenle, uçuş kontrol yüzeylerinde elektriksel aktüatörlerin kullanımı, uçağın performansını arttırır ve bakım maliyetlerini düşürür. Hava araçlarında bu aktüatörlerin kontrolü için matris konverter kullanımı çeşitli avantajlar sağlamaktadır. Matris konverterler diğer konverterlere göre sinüzoidal giriş akımı, kontrol edilebilir giriş güç katsayısı, az sayıda

enerji depo eden eleman gerektirmesi ve iki yönlü enerji akışını sağlaması bakımından üstün özelliklere sahiptir (Coşkun, Saygın ve Dursun, 2008). Ayrıca elektrolitik kondansatörlerin bulunmaması, güç yoğunluğunu artırma potansiyeli, boyutun küçülmesi, ağırlığın azaltılması ve iyi giriş gücü kalitesi elde edilmesi gibi faktörler, havacılık uygulamaları için önemlidir (Wheeler, Rodriguez, Clare, Empringham ve Weinstein, 2002; Zhang, Dan, Empringham, De Lillo ve Wheeler, 2018). Bu nedenle matris konverterler Havacılık ve Uzay Endüstrisi için çekici bir topolojidir. Ancak, havacılık uygulamaları için AC'den AC'ye güç dönüşümü sağlayan matris konverterleri tasarlamanın en büyük zorluğu, dönüştürücünün hacmini ve ağırlığını en aza indirmektir. Bu parametreler, dönüştürücünün anahtarlama frekansı artırılarak en aza indirilir (Kobravi, Iravani ve Kojori, 2012).

Matris konverter topolojisi ilk olarak, Gyugi ve Pelly tarafından 1976 yılında önerilmiştir. Onlar çalışmalarında, çift yönlü anahtarlar kullanarak saykıl konvertörlerde sınırsız bir çıkış frekansı elde etmişlerdir. Ancak giriş akımı ve çıkış gerilimindeki yüksek değerli harmonikler, büyük bir dezavantaj oluşturmuştur (Gyugi ve Pelly, 1976). Bu problem, Venturini tarafından, kontrol edilebilir bir giriş yer değiştirme faktörü, sınırsız çıkış frekansı, sinüzoidal giriş akımları ve çıkış gerilimleri sağlayan bir kontrol algoritması ile çözülmeye çalışılmıştır (Venturini, 1980). Ancak, bu algoritmanın bir dezavantajı, çıkış geriliminin giriş gerilimine oranının en fazla %50 olabilmesidir. Venturini ve Alesina, yeni bir kontrol algoritması geliştirerek, çıkış gerilimi ile giriş gerilimi arasındaki gerilim oranını %86,67'ye yükseltmişlerdir. Bu algoritmanın temel dayanağı, çıkış gerilimine, giriş ve çıkışın üçüncü harmonik bileşenlerinin eklenmesidir. Böylece, giriş güç faktörü tam olarak kontrol edilebilir hale gelmiş ve giriş gerilimleri üzerindeki dengesizlikler ortadan kaldırılmıştır. Yaptıkları çalışmada, dönüştürücünün güç devresini çift yönlü güç anahtarlarından oluşan bir matris olarak literatüre sunarak "matris konverter" adını literatüre kazandırmışlardır. Böylece matris dönüştürücülerin asıl gelişimi Venturini ve Alesina'nın 1980 yılında yayınlanan bu çalışmaları ile başlamıştır (Venturini ve Alesina, 1980).

Matris konverterler, alternatif akımı doğrudan alternatif akıma dönüştüren bir tür konvertördür. Bu konvertörler, doğrudan bir AC kaynağına bağlanabilen ve matris şeklinde düzenlenmiş 9 adet çift yönlü anahtar kullanarak çıkış yükünün gereksinimlerine göre farklı frekans ve genliklerde sinyaller üretir. Bu anahtarlar, çıkış ünitesine bağlanacak

yükün türüne ve ihtiyacına göre farklı anahtarlama teknikleri kullanılarak kontrol edilir. Matris konverterler, çeşitli güç elektroniği elemanları kullanılarak tasarlanabilir ve kullanılan yarıiletken yapılarına göre sınıflandırılabilir. Birinci yapıda, çıkıştaki her faz için 6'lı klasik IGBT (Insulated Gate Bipolar Transistor) modülleri kullanılır. Her bir modül, bir fazın beslemesini sağlar ve nötr noktasını oluşturur. Ooi ve Kazerani, bu yapıdaki bağlantıya uygun anahtarlama yöntemleri ve harmoniklerin giderilmesi amacıyla Venturini anahtarlama yöntemini kullanarak, pasif R-L yük ve motor hız kontrolü üzerine çalışmışlardır. Öteki yapıda ise, matris konverterde kullanılan yarıiletkenler tek veya ikili güç modülü şeklinde kullanılabilmektedir. Yarıiletkenlerin korunması ve soğutulması daha kolay olduğu için, farklı bağlantı yapıları tercih edilebilmektedir (Kazerani ve Ooi, 1993; Ooi ve Kazerani, 1998).

Matris konverterlerde, yarıiletkenlerin iletime veya kesime götürülmesinde kullanılan farklı anahtarlama yöntemleri vardır ve bu yöntemler genellikle Ölçekli, Min-Mid-Max (MMM), Venturini ve Uzay Vektör Modülasyon anahtarlama algoritmaları olmak üzere dört başlık altında incelenir (Coşkun, Saygın ve Dursun, 2008).

Hava araçlarında matris konverter uygulamalarıyla ilgili literatürde çalışmalar bulunmaktadır. Bu çalışmalar özetlenecek olursa;

De Lillo ve arkadaşları "A 20 KW matrix converter drive system for an electro-mechanical aircraft (EMA) actuator" isimli çalışmalarında 20 kW'lık bir matris konverter sürücülü elektromekanik aktüatör sisteminin tasarımı ve yapımı üzerine çalışmışlardır. Bu çalışmada matris konverter teknolojilerinin tipik bir uçak uygulamasının hem güç kalitesi hem de sürüş performansı bakımından ihtiyaçları karşılama potansiyeline sahip olduğu gösterilmiştir (de Lillo, Empringham, Wheeler, Clare ve Bradley, 2005).

Wheeler ve arkadaşları "An electro-hydrostatic aircraft actuator using a matrix converter permanent magnet motor drive" isimli çalışmalarında bir elektro-hidrostatik uçak aktüatörü için matris konverter sabit mıknatıslı motor sürücüsünün tasarımını, yapımını ve çalışmasını göstermişlerdir. Bu çalışmada konverter, sabit mıknatıs makinesinin kapalı döngü vektör kontrolüne sahip bir 35Amp Matris Konverter modülü kullanılarak oluşturulmuştur. Kalıcı mıknatıs makinesi daha sonra aktüatörü hareket ettiren bir pompayı çalıştırmıştır (Wheeler ve diğerleri, 2004).

Neacsu ve arkadaşları “Design of direct matrix converter for modern civil aircraft systems based on MEA concept” isimli çalışmalarında doğrudan SVM (Space Vector Modulation) kontrol stratejisini, Matlab-Simulink ortamı kullanarak gerçekleştirmiş ve yük akımının (dört adımda elde edilen) güvenli komütasyonunu (çift yönlü anahtarlar arasında) deneylerle doğrulamışlardır (Neacşu, Marut ve Stanciu, 2015).

Kordonis ve Hikihara’ın “Direct matrix converter space vector modulation and dynamical model analysis towards steady state operation” isimli çalışmasında Uzay Vektör Modülasyonlu (SVM) bir Simulink modeli üzerinden doğrudan matris konverter incelenmiş ve sonuçlar aynı dönüştürücünün Venturini modülasyonlu dinamik modeli ile karşılaştırılmıştır. Yazarlar, konverter çalışmalarının geliştirilmesi için deneysel çalışmaların yanı sıra simülasyon tekniklerinin de iyileştirilmesini önermişlerdir (Kordonis ve Hikihara, 2014).

Aten ve arkadaşları “Dynamic performance of a matrix converter driven electro-mechanical actuator for an aircraft rudder” isimli çalışmalarında bir sivil uçak dümeni için bir matris konverter sürücülü dinamik elektromekanik aktüatör modeli geliştirmiştir. Geliştirilen model, dinamik sistem yanıtına odaklanmakta ve yüksek frekanslı harmonikleri ihmal etmektedir (Aten ve diğerleri, 2004).

Xiao ve arkadaşları “Improved modulation of two-stage matrix converter for EMA in aircraft applications” isimli çalışmalarında, hava aracı Elektro Mekanik Aktüatör (EMA) sistemindeki uygulamalar için İki Aşamalı Matris Konverterinin (TSMC) geliştirilmiş bir modülasyon stratejisini vermişlerdir. Bu çalışmada, komütasyon sayısını azaltmak ve dolayısıyla daha fazla anahtarlama kaybı yaşamadan PWM frekansını %50 artırmak için 4-zamanlı komütasyonlu PWM model önerilmiştir (Xiao, Wang ve Wheeler, 2011).

Empringham ve arkadaşları “Matrix converter protection for more electric aircraft applications” isimli çalışmalarında matris konverterler için mevcut koruma yöntemlerini ele almışlar ve koruma yöntemlerinin uygunluğunu göstermek amacıyla iki hedef Matris konverter sürücü sistemi kullanmışlardır (Empringham, de Lillo, Wheeler ve Clare, 2006).

Large ve arkadaşları “Matrix converter solution for aircraft starting” isimli çalışmalarında hava araçlarını çalıştırma (başlatma) sistemleri için matris konverter çözümü önermişlerdir.

Geleneksel çalıştırma (başlatma) sistemlerine göre matris konverterler daha küçük hacimli ve daha hafif bir alternatif sunarlar. Bu çalışmada, çıkış dalga biçimi kalitesi, geçici yanıt ve besleme akımı harmonikleri için zorlayıcı gereksinimlerle belirli bir askeri uygulamayı karşılamak üzere bir matris konverter geliştirilmiştir. Güç yoğunluğunun bir kazanç sağlayacağı uygulamalar için geleneksel sistemlere göre matris konverterin uygun olduğu gösterilmiştir (Large ve diğerleri, 2003).

Kobravi "Modulation and control of matrix converter for aerospace application" isimli doktora tezinde havacılık uygulaması için matris konverter modülasyonu ve kontrolünü ele almıştır. Bu tezde, uçağın dahili güç şebekesine enerji vermek amacıyla bir matris konverter geliştirilmiştir. Önerilen MOSFET tabanlı Matris Dönüştürücünün, modülasyon stratejisinin ve kontrol tasarım metodolojisinin performansını doğrulamak için çeşitli simülasyon ve deneysel sonuçlar sunulmuştur. Deneysel sonuçlar, bir uçakta bulunan çalışma koşulları altında elde edilmiş ve önerilen Matris Dönüştürücünün aşırı çalışma koşulları altında bir uçakta güvenilir bir güç dönüşümü sağladığı gösterilmiştir (Kobravi, 2012).

Matris konverter kontrolüyle ilgili (Huber ve Borojevic, 1995) ilk uygulamasından bu yana, uzay vektör modülasyonu (SVM), üç fazlı doğrudan matris konverter (DMC) kontrolünde giderek daha fazla kullanılmaktadır (Wang, Lin, She ve Feng, 2012; Schafmeister ve Kolar, 2012; Nguyen ve Lee, 2012). Son yıllarda, birçok çalışma DMC'lerde SVM uygulamasını geliştirmeye ve yaygınlaştırmaya odaklanmıştır (Wang, Lin, She ve Feng, 2012; Cárdenas, Peña, Wheeler ve Clare, 2011; Kwak, 2012; She, Lin, He, Yue ve An, 2012).

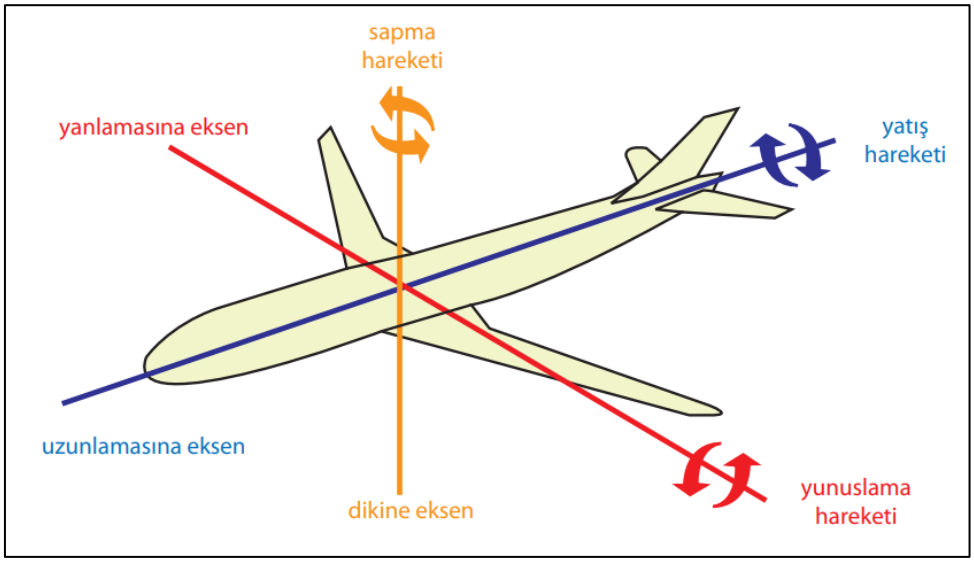
Literatür incelendiğinde matris konvertörün endüstriyel uygulamalarında yaygın olduğu görülmektedir. Diğer taraftan havacılık ve avionik sistemlerde matris konvertör uygulamaları literatürde yeni yer almaktadır. Zamanla insansız hava araçları, yolcu uçakları, savaş uçakları ve uzay çalışmalarında matris konvertörün kullanımının yaygınlaşacağı öngörülmektedir. Topolojisinin zorluğu ve bu alanda henüz yeteri kadar bilim adamının yetişmemiş olması güncel kısıtlar olarak görülmektedir. Fakat ileride bu sıkıntıların aşılacağı beklenmektedir.

Bu tez çalışmasında, hava araçlarında (İHA, SİHA, yolcu uçakları, savaş uçakları,vb.) kullanılan elektrikli aktüatörlerin kontrolü matris konvertör ile yapılması amaçlanmıştır. Bu kapsamda matris konvertörün uzay vektör modülasyon yöntemi ile elektrikli aktüatörün hız ve konum kontrolünü matlab/simulink yazılımda benzetim çalışmalarının yapılması öngörülmüştür. Bunun için birinci bölümde literatür taraması, ikinci bölümde uçuş kontrol sistemleri ve aktüatör yapıları, üçüncü bölümde matris konvertör topolojisi, dördüncü bölümde benzetim çalışmaları, son bölümde ise elde edilen sonuç verilmiştir.

2. UÇUŞ KONTROL YÜZEYLERİ VE AKTÜATÖRLER

2.1. Uçuş Kontrol Yüzeyleri

Uçuş kontrol yüzeyleri, uçağın uçuş durumunu ayarlamak ve kontrol etmek için kullanılan aerodinamik yüzeylerdir. Bu yüzeyler sayesinde uçak hareket eksenleri etrafında manevra yapabilir, dengeli ve stabil bir uçuş gerçekleştirebilir, taşıma kuvvetini artırabilir ve frenleme işlemlerini gerçekleştirebilir. Uçuş kontrol yüzeyleri ayrıca, uçakta meydana gelebilecek ani hava hareketlerine veya diğer faktörlere karşı uçakta oluşabilecek herhangi bir tehlikeli durumu kontrol etmek için de kullanılır. Bu yüzeylerin doğru kullanımı, uçağın güvenli bir şekilde uçmasını sağlar ve pilotların uçaklarına tam hakimiyet sağlamasına yardımcı olur. Bu yönleri ile uçakların uçuş kontrol yüzeyleri kritik öneme sahiptir. Bu yüzeylerin her biri, uçağın hareketini farklı şekillerde kontrol eder. Uçağın hareketleri, uzunlamasına eksen (boyuna eksen), yanlamasına eksen (enine eksen, yanal eksen) ve dikine eksen (düşey eksen, normal eksen) olmak üzere 3 temel aerodinamik eksen etrafında tanımlanmaktadır. Bu eksenler ve eksenler etrafındaki hareketler Şekil 2.1' de gösterilmektedir. Buna göre uzunlamasına eksen, uçağın burun kısmından kuyruk kısmına doğru uzanan eksendir. Yanlamasına eksen, uçağın kanat açıklığı boyunca uzanan ve uzunlamasına eksene dik olan eksendir. Dikine eksen ise bu iki eksenin oluşturduğu düzleme dik olan eksendir. Bu eksen uçak gövdesinin üst kısmından gövdenin altına doğru uzanır.



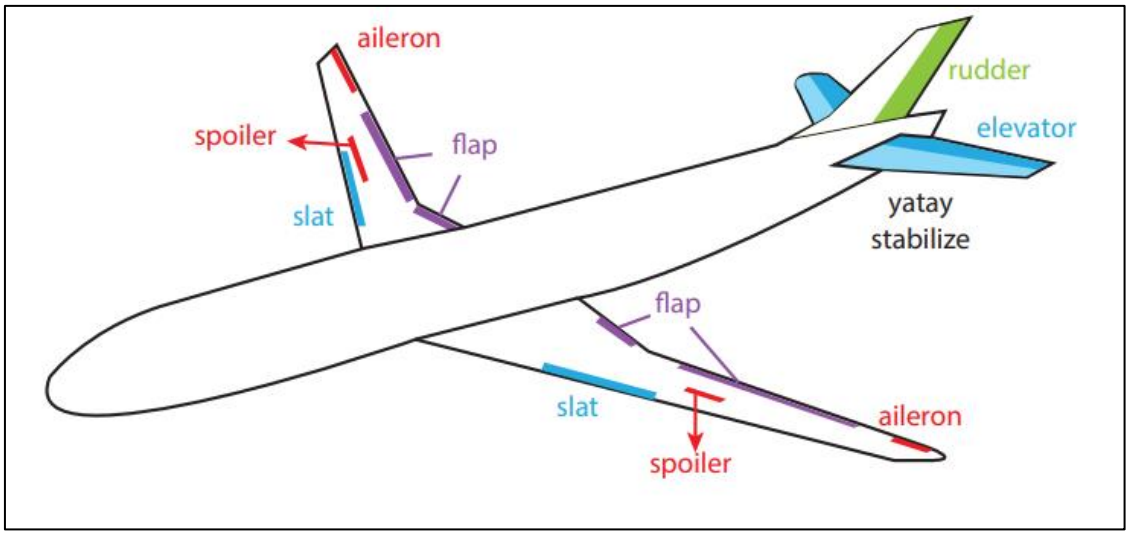
Şekil 2.1. Uçak eksenleri ve bu eksenler etrafındaki hareketler (Kahvecioğlu, 2018)

Uçuş kontrol yüzeylerini;

- Birincil uçuş kontrol yüzeyleri
- İkincil uçuş kontrol yüzeyleri
- Yardımcı uçuş kontrol yüzeyleri

olmak üzere üç grupta gösterebiliriz.

1. Birincil uçuş kontrol yüzeyleri: Bu yüzeyler, uçağın temel hareketlerini kontrol etmek için kullanılır (Aten, ve diğerleri, 2004).
- Aileronlar: Kanatların arka kenarlarındaki hareketli yüzeylerdir. Yatay eksende uçağın yönünü değiştirmek için kullanılır.
- Elevator: Kuyruk yüzeyinde bulunan hareketli yüzeydir. Dikey eksende uçağın yüksekliğini değiştirmek için kullanılır.
- Rudder: Kuyruk yüzeyinde bulunan hareketli yüzeydir. Yaw ekseni etrafında uçağın burnunu sağa veya sola döndürmek için kullanılır.
2. İkincil uçuş kontrol yüzeyleri: Bu yüzeyler, uçağın hareketlerini daha hassas bir şekilde kontrol etmek için kullanılır.
- Flaplar: Kanatların arka kenarında bulunan hareketli yüzeylerdir. Kalkış ve iniş sırasında kanat yüzey alanını arttırarak uçağın daha az hıza ihtiyaç duymasını sağlar. Aynı zamanda yavaş hava koşullarında uçağın havada kalışını da sağlar.
- Spoilerlar: Kanatların üst yüzeyinde bulunan hareketli yüzeylerdir. Uçağın hızını azaltmak için kullanılır. Ayrıca uçağın yönünü değiştirmek için de kullanılabilir.
- Slatlar: Kanatların ön kenarında bulunan hareketli yüzeylerdir. Kalkış ve iniş sırasında kanat yüzey alanını arttırarak uçağın daha az hıza ihtiyaç duymasını sağlar. Aynı zamanda uçağın havalanma sırasında daha iyi taşıma kuvveti oluşturmasına yardımcı olur.
3. Yardımcı uçuş kontrol yüzeyleri: Bu yüzeyler, uçağın stabilitesini artırmak ve kontrol etmek için kullanılır.
- Stabilatör: Kuyruk yüzeyinde bulunan sabit bir yüzeydir. Elevatörün hareketlerine karşıt yönde hareket ederek uçağın stabilitesini artırır.
- Kanatçıklar: Kanatların alt yüzeyinde bulunan küçük sabit yüzeylerdir. Uçağın stabilitesini artırmak için kullanılırlar.



Şekil 2.2. Uçuş kontrol yüzeyleri (Kahvecioğlu, 2018)

2.2. Aktüatörler

Bir aktüatör, elektronik bir kontrol sisteminin bilgi işleme kısmını teknik veya teknik olmayan bir işlemle bağlayan fonksiyonel bir elemandır. Aktüatörler, enerjinin, kütle veya hacmin akışını kontrol etmek için kullanılabilirler. Bir aktüatörün çıkış niceliği, genellikle enerji veya güçtür. Aktüatör kontrolü genellikle çok düşük elektrik gücü kullanılarak gerçekleştirilebilir.

2.2.1. Aktüatör tipleri

Havacılıkta, aktüatörler uçuş kontrol sistemlerini ve diğer uçak sistemlerini hareket ettirmek ve kontrol etmek için kullanılır. Havacılıkta kullanılan aktüatörler, genellikle yüksek performans, hassasiyet ve güvenilirlik gerektiren zorlu koşullara uyum sağlamak için özel olarak tasarlanmıştır. Havacılıkta kullanılan aktüatör tiplerini aşağıdaki gibi sıralayabiliriz.

<u>Elektrikli aktüatörler</u>

Elektrikli aktüatörler, elektrik motoru ile mekanik hareket üreten aktüatörlerdir. Elektrikli aktüatörler, elektromekanik veya elektrohidrolik aktüatörler gibi farklı türleri içerebilir. Elektrikli aktüatörler, kontrol edilmesi gereken sürecin doğasına, işlem parametrelerine,

uygulama gereksinimlerine ve diğer faktörlere bağlı olarak çeşitli boyutlarda, kuvvetlerde ve hızlarda tasarlanabilir (Wheeler ve diğerleri, 2004).

Elektrikli aktüatörler, özellikle enerji verimliliği, çevre dostu ve kullanım kolaylığı gibi avantajları nedeniyle endüstriyel ve ticari uygulamalarda giderek daha fazla kullanılmaktadır. Bu aktüatörler, genellikle ağır yüklerin veya makine parçalarının kontrolü, doğru konumlandırma, hassas hareket, otomatikleştirme ve uzaktan kontrol gibi uygulamalarda kullanılır.

Havacılık endüstrisinde, elektrikli aktüatörler, uçak kumanda yüzeyleri, iniş takımları, flaplar, spoilerlar, direksiyon sistemleri, çekiş kontrol sistemleri ve diğer uygulamalarda yaygın olarak kullanılır. Elektrikli aktüatörler, hidrolik veya pnömatik sistemlere kıyasla daha hafif, daha verimli ve daha güvenilir olabilirler. Ayrıca, elektrikli aktüatörler, bakım gerektirmeyen veya düşük bakım gerektiren uzun ömürlü bileşenlerdir ve bazı durumlarda hidrolik veya pnömatik sistemlerin kullanımını ortadan kaldırarak sistemlerin basitleştirilmesine ve maliyet tasarrufuna yardımcı olabilirler.

Hidrolik aktüatörler

Hidrolik aktüatörler, bir sıvı basıncını mekanik harekete dönüştüren aktüatörlerdir. Genellikle sıvı olarak hidrolik yağı kullanılır. Hidrolik aktüatörler, hidrolik sistemlerle birlikte çalışarak, yüksek kuvvetlerin kontrol edilmesinde yaygın olarak kullanılır.

Hidrolik aktüatörler, elektrohidrolik veya elektromekanik aktüatörler gibi diğer aktüatör türlerine kıyasla yüksek kuvvetler üretebilirler. Bu nedenle, hidrolik aktüatörler genellikle büyük makinelerin, ağır yüklerin veya yüksek kuvvet gerektiren uygulamaların kontrolünde kullanılır (Salleh, Rahmat, Othman ve Danapalasingam, 2015).

Havacılık endüstrisinde, hidrolik aktüatörler, uçak kumanda yüzeyleri, iniş takımları, flaplar, spoilerlar, direksiyon sistemleri, çekiş kontrol sistemleri ve diğer uygulamalarda yaygın olarak kullanılır. Hidrolik aktüatörler, yüksek kuvvetler üretebilirler, uzun ömürlüdürler ve güvenilirdirler. Ancak, hidrolik aktüatörler, elektromekanik veya elektrohidrolik aktüatörlere kıyasla daha ağır ve karmaşıktır ve hidrolik sistemlerin düzenli bakım gerektirmesi nedeniyle bakım maliyetleri yüksek olabilir.

Pnömatik aktüatörler

Pnömatik aktüatörler, basınçlı havanın mekanik harekete dönüştürüldüğü aktüatörlerdir. Pnömatik aktüatörler, hidrolik veya elektrikli aktüatörler gibi diğer aktüatör türleriyle karşılaştırıldığında daha basit ve ucuz bir çözümdür. Ayrıca pnömatik aktüatör, eşdeğer bir elektromekanik aktüatöre göre daha düşük bir özgül ağırlığa ve daha yüksek bir güç oranına (tork-kare/atalet oranı) sahiptir (Hazem, Noor, Bashi ve Marhaban, 2009).

Pnömatik aktüatörler, havanın doğal olarak sıkıştırılabilir bir gaz olması nedeniyle daha küçük kuvvetler üretirler. Bu nedenle, pnömatik aktüatörler, orta kuvvetlerin kontrol edilmesinde yaygın olarak kullanılır. Örneğin, pnömatik aktüatörler, valflerin kontrol edilmesi veya hava silindirlerinin hareket ettirilmesi gibi işlemlerde kullanılabilir.

Havacılık endüstrisinde, pnömatik aktüatörler, uçak kumanda yüzeyleri, iniş takımları, flaplar, spoilerlar ve diğer uygulamalarda kullanılır. Pnömatik aktüatörler, hafif, güvenilir ve maliyeti düşük olduğu için tercih edilebilir. Ancak, pnömatik aktüatörler, hidrolik veya elektrikli aktüatörlere kıyasla daha düşük kuvvetler üretirler ve bazı durumlarda yüksek bakım gerektirebilirler. Ayrıca, havacılık endüstrisinde bazı uygulamalarda havanın sıcaklık, nem ve diğer faktörlerden etkilenmesi nedeniyle pnömatik aktüatörlerin performansı olumsuz etkilenebilir.

Elektro-hidrolik aktüatörler

Elektro-hidrolik aktüatörler, elektrik sinyalleri yoluyla hidrolik hareketleri kontrol eden aktüatörlerdir. Bu tip aktüatörler, elektromekanik aktüatörlerin sağladığı hassasiyet ve hızlı tepki zamanı özellikleri ile hidrolik aktüatörlerin güç ve dayanıklılık özelliklerini birleştirirler.

Elektro-hidrolik aktüatörler, genellikle boru hattı, valf, hidrolik silindir, hidrolik motor ve hidrolik pompa gibi bir dizi hidrolik bileşenden oluşurlar. Elektrik sinyali, bir kontrol ünitesi tarafından değerlendirilir ve ardından bir hidrolik pompa devreye girer. Pompa, hidrolik yağı valfler aracılığıyla hidrolik silindir veya motorlara yönlendirir. Bu sayede hidrolik silindirler veya motorlar, elektrik sinyallerine yanıt vererek istenen hareketi gerçekleştirir.

Elektro-hidrolik aktüatörler, havacılık endüstrisinde sıklıkla kullanılan bir aktüatör tipidir. Özellikle uçak iniş takımlarında, spoiler ve flap sistemlerinde, kumanda yüzeylerinde, fren sistemlerinde, direksiyon sistemlerinde ve diğer kontrol sistemlerinde kullanılırlar.

Piezoelektrik aktüatörler

Piezoelektrik aktüatörler, piezoelektrik materyallerin özelliklerini kullanarak mekanik hareket üreten aktüatörlerdir. Piezoelektrik malzemeler, bir elektrik alan uygulandığında mekanik bir stres oluşturur veya mekanik bir stres uygulandığında bir elektrik alan üretirler.

Piezoelektrik aktüatörler, genellikle seramik veya kristal malzemelerinden yapılmıştır. Bu malzemeler, uygun şekilde kesildiğinde, bir elektrik alan uygulandığında çok küçük hareketler yapabilirler. Piezoelektrik aktüatörler, yüksek hassasiyet, hızlı tepki süresi ve düşük güç tüketimi özellikleri nedeniyle özellikle hassas pozisyonlama ve kontrol uygulamalarında kullanılırlar.

Havacılık endüstrisinde, piezoelektrik aktüatörler, uçak kanatları, kumanda yüzeyleri ve jet motoru kontrolü gibi birçok uygulamada kullanılır. Piezoelektrik aktüatörlerin bir diğer avantajı, elektromanyetik etkilerden etkilenmeyen ve yüksek sıcaklıklara dayanabilen yapısıdır. Ancak, düşük güç üretimi nedeniyle, genellikle küçük hareketler için kullanılırlar ve yüksek kuvvetler için hidrolik veya elektro-mekanik aktüatörlere tercih edilirler.

Havacılıkta kullanılan aktüatörler, uçakların uçuş güvenliğini sağlamak için son derece önemlidir. Bu nedenle, havacılıkta kullanılan aktüatörlerin tasarımı, kalitesi ve güvenilirliği çok önemlidir. Havacılık endüstrisi, aktüatörlerin geliştirilmesi, test edilmesi ve onaylanması için sıkı düzenlemeler ve standartlar uygular.

3. MATRİS KONVERTER

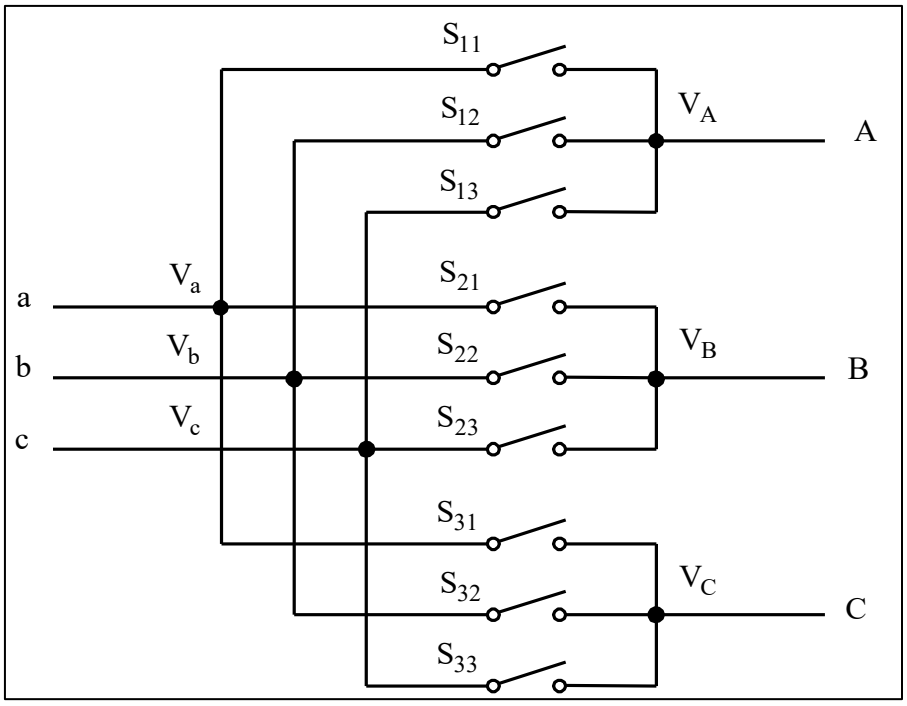
Matris konverter, 3 fazlı AC sinyalini doğrultma yapmadan, girişindeki sinusoidal sinyali, geliştirilen anahtarlama yöntemi ile frekansı ve genliği değiştirilebilen çıkış sinyali üreten ac-ac konverterdir. Üç faz giriş ve üç faz çıkışı olan bir matris konverterde, matris şeklinde dizilmiş dokuz adet çift yönlü yarıiletken anahtar bulunmaktadır.

Matris konvertere ait yarıiletkenlerin anahtarlaması sırasında Venturini ve Uzay Vektör (Space Vector-SV) kontrol algoritmalarının kullanımı literatürde daha yaygındır. Venturini kontrol algoritması, dengesiz yüklerin beslenmesinde kullanımı uygun değildir. Uzay vektör modülasyon ise dengesiz yüklerde çalışabilmektedir.

Uzay Vektör modülasyonun matris konverterde uygulaması cok karmaşıktır. Giriş faz akımları ve çıkış faz gerilimlerinin anahtarlama kombinasyonuna göre uzay vektörlerinin oluşturulması gerekmektedir. Bu işlem için klasik 6 basamaklı Gerilim Beslemeli Evirici (Voltage Source Inverter)'nin Uzay Vektör Darbe Genişlik Modülasyon (Space Vector Pulse Width Modulation) tekniği ile denetlenmesi yönteminin bilinmesi gerekmektedir. Ayrıca Gerilim Beslemeli Doğrultucu (Voltage Source Rectifier)' nun Uzay Vektör Darbe Genişlik Modülasyon (SV-PWM) tekniği ile denetlenmesi yönteminin de bilinmesi gerekmektedir. Her iki yöntemin bileşkesi matris konverterdir.

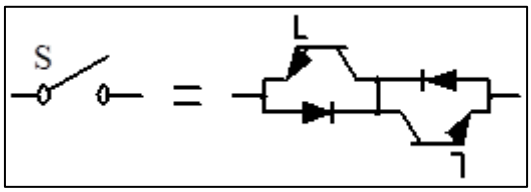
3.1. Matris Konverterin Yapısı

Matris konverterler üç fazlı sistemlerde kullanılmaktadır. Şekil 3.1'de üç faz giriş ve üç faz çıkışı olan matris konverterin yapısı verilmiştir. Konverterde her grupta 3 adet iki yönlü (bidirectional) yarıiletken anahtar bulunmak üzere toplam 9 adet iki yönlü yarıiletken anahtardan oluşmaktadır. Şekil 3.1' de görüleceği üzere giriş hatları a,b ve c ile isimlendirilirken, çıkış hatları ise A,B ve C ile isimlendirilmiştir.



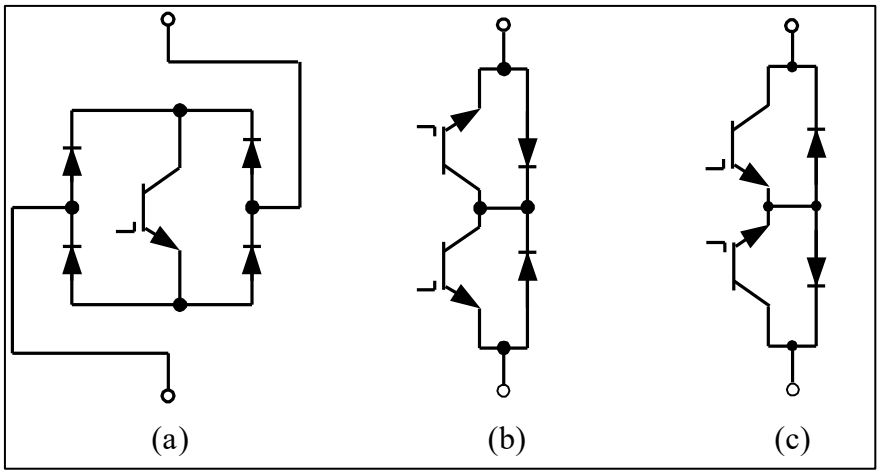
Şekil 3.1. Matris konverterin yapısı

İki yönlü yarıiletken anahtardan geçen akım ve gerilimin sünisoidal olduğu düşünüldüğünde hem pozitif alternansta hemde negatif alternansta akım kontrol edilebilir, gerilim ise bloklanabilir. İki yönlü akım geçişi için yarıiletkenlerin yerleştirimine ait devre Şekil 3.2' de verilmiştir.



Şekil 3.2. İki yönlü akım geçişini sağlayan anahtar yapısı

Matris konverterde iki yönlü akım geçişini sağlayan anhtarlarda değişik bağlantı durumları olmaktadır. Şekil 3.2' de ortak kollektörlü bağlantı gösterilmiştir. Tek yönlü yarıiletkenler ortak emiterli olarak da bağlanabilir. Çift yönde akım geçişi için iki adet yarıiletken anahtar kullanılması zorunlu değildir. Diyot yerleştirilmiş tek yarıiletken anahtardan oluşan yapılarda kullanılabilir. Belirtilen iki yönlü akım geçişini sağlayan anahtar durumları Şekil 3.3' te verilmiştir.



Şekil 3.3. Tek yönlü anahtar kullanarak iki yönlü akım geçiş devresi a) Diyot yerleştirilmiş anahtar, b) Ortak kollektörlü iki yönlü anahtar (common collector), c) Ortakemiterli iki yönlü anahtar (common emiter)

Tek yönlü anahtarlar kullanarak iki yönlü akım geçiş devreleri Şekil 3.3' te verilmiştir. Şekil 3.3a' da diyot yerleştirilmiş yapı gözükmektedir. Şekil 3.3b ve Şekil 3.3c' de ise iki ayrı tek yönlü yarıiletken anahtar bulunmaktadır. Diyot yerleştirilmiş iki yönlü anahtarda bir adet yarıiletken anahtar kullanılması yeterlidir. Yarıiletkeni iletime alacak sürücü devre bir adet olacaktır. Ortak kollektörlü veya ortak emiterli iki yönlü anahtarda ise iki adet tek yönlü yarıiletken anahtar ve sürücüleri gereklidir. Bu durum maliyeti artırmaktadır. Analizleri yapıldığında, diyot yerleştirilmiş iki yönlü anahtarda, her iletim anında iki adet diyot ve bir adet yarıiletken anahtarın çalıştırılması gerekmektedir. Bu durum anahtarlama ve iletim kayıplarını artıracaktır. Ortak emiterli veya kollektörlü yapıda ise her iletimde, bir adet yarıiletken anahtar ve bir adet diyot çalıştırılacaktır. Bu durumda kayıplar daha az olacak ve sistemin verimliliği artacaktır.

3.2. Matris Konverterde Anahtarlama Kombinasyonları

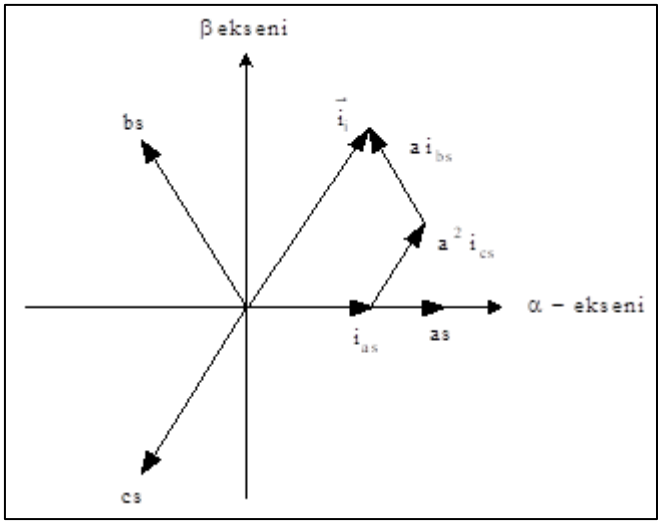
Matris konverterde anahtarlama durumuna bağlı olarak çalışma süresi içerisinde her çıkış fazı her giriş fazı ile bağlanmaktadır. Bu anahtarların devreye girmesinde 512 adet bağlantı kombinasyonu oluşmaktadır. Konverterde güvenli anahtarlama durumlarını sağlamak amacıyla her anahtarlama anında iki önemli kuralın dikkate alınması gerekir.

- İki farklı giriş hattı aynı çıkış hattına eşzamanlı olarak bağlanmamalıdır.
- Çıkış hatlarından herhangi biri anahtarlama süresince açık bırakılmamalıdır.

Konverterin beslenmesi gerilim kaynağı kullanılarak yapıldığı için giriş fazları kısa devre edilmemeli ve yükün endüktif olduğu dikkate alınarak akımın sürekliliği sağlanmalıdır. Çıkış akımının sünisoidal kalmasının sağlanması için konverter çıkışındaki yükün giriş fazlarından doğru şekilde beslenmesi zorunludur. Yukarıda verilen temel kurallar uygulandığında 27 değişik bağlantı kombinasyonu oluşturulmaktadır. 6 adet anahtarlama kombinasyonunda her çıkış fazı farklı giriş fazları ile direkt olarak bağlanmaktadır. Konverter çıkışında, giriş gerilimine benzer aynı genlik ve frekansa sahip döner gerilim vektörü oluşur ve dönüş yönü de anahtarlama sırasına bağlı olur. Anahtarlama kombinasyonlarından 18 tanesinde de değişik genlikte ve frekansta aktif gerilim vektörü oluşur. Çıkış geriliminin genliği seçilen girişlere ait fazlar arası gerilimin değerine bağlıdır. Çıkış fazlararası gerilim vektörü, giriş fazlar arası gerilim vektörüne bağlı değildir ve durağandır. Son 3 anahtarlama kombinasyonunda ise sıfır vektörleri oluşur. Bütün çıkış fazları aynı giriş fazına bağlanmıştır. 27 değişik anahtarlama kombinasyonundaki giriş ve çıkış gerilimlerinin uzay vektöründeki yerleri için dönüşüm yapılması gerekir.

3.3. Uzay Vektör Dönüşümü

Üç fazlı dengeli sistemlere ait değişkenler 90^o faz farklı iki faz düzlemine taşınabilir. İki faz düzlemi Uzay Vektörü (space vector)' olarak isimlendirilir. Uzay vektöründe faz değişkenlerinden bir tanesi üç faz değişkenlerinden bir tanesinin eksenine bindirilir. Şekil 3.4'te, konverterdeki giriş akımlarını dengeli varsayarak 3 fazlı bir sistemdeki faz akımlarının ve uzay vektöründeki faz akımlarının vektörel gösterimi verilmektedir.



Şekil 3.4. Konverter giriş akımları uzay vektörü

Şekil 3.4'te gösterilen giriş hat akımlarının uzay vektöründeki ifadesi yazılırken, sinüsoidal kararlı durum analizindeki aynı değerini elde etmek için dönüşüm katsayısı kullanılır. Bu katsayı giriş gerilim vektörü için de geçerlidir. Aynı şekilde konverter çıkış gerilim ve akım vektörlerinde de aynı katsayı kullanılır. Yukarıda belirtilen amaç için dönüşüm katsayısı "2/3" seçilmiştir. Konverter giriş faz akımlarının uzay vektöründeki ifadesi yazılacak olursa,

$$\vec{i}_i = \frac{2}{3}\left(i_{as} + a\, i_{bs} + a^2\, i_{cs}\right) \tag{3.1}$$

dir. Eş. 3.1' de a ve a^2 birim vektörleri ifade etmektedir. Birim vektörlerinin ifadesi aşağıdaki gibi tanımlanır,

$$\begin{aligned} a &= e^{j\frac{2\pi}{3}} = -\frac{1}{2} + j\frac{\sqrt{3}}{2} \\ a^2 &= e^{-j\frac{2\pi}{3}} = -\frac{1}{2} - j\frac{\sqrt{3}}{2} \end{aligned} \tag{3.2}$$

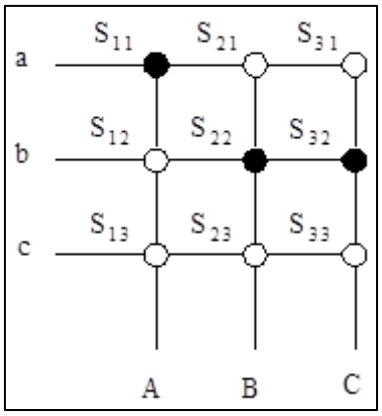
Eş. 3.2 kullanılarak konverterde fazlar arası giriş gerilimlerini uzay vektöründeki ifadesi,

$$\vec{v}_i = \frac{2}{3}\left(v_{ab} + a\, v_{bc} + a^2\, v_{ca}\right) \tag{3.3}$$

dir.

3.4. Matris Konverterin Anahtarlama Kombinasyonlarının Vektörel Analizi

Matris konverterdeki anahtarların yapısı 3x3 şeklinde dizilmiş matrise benzetilebilir. Her giriş fazı her çıkış fazı ile bağlanabilir. Anahtarlama kombinasyonlarındaki şartların sağlanması durumunda giriş fazları uygun çıkış fazları ile bağlanabilir. Bu durum Şekil 3.5' te verilmiştir.



Şekil 3.5. Konverter anahtarlarının matrisel şekilde gösterimi

Konverterde kullanılan ve çift yönlü akım geçişine izin veren anahtarlar, çıkış ve giriş fazının indisleri kullanılarak isimlendirilir. S_{23}; ikinci çıkış fazıyla üçüncü giriş fazını birleştiren çift yönlü anahtarı temsil eder. Çıkış fazlarının hangi giriş fazlarıyla birleştirildiği kendi indisleri kullanılarak isimlendirilir. Şekil 3.5 incelendiğinde çıkış fazları için "abb" bağlantısı yapılmıştır. Bu durumda çıkış fazları "A,B,C" giriş fazları "a,b,b" ile bağlanmıştır. Her anahtarlama kombinasyonunda da aynı işlem yapılır. Matris konverterde kullanılan 27 değişik anahtarlama kombinasyonuna ait durum Çizelge 3.1' de verilmiş olup anahtarlama durumları gruplandırılmıştır.

Her anahtarlama esnasında giriş ve çıkış hat gerilimlerinin uzay vektöründe ifadesi ve gerçek eksenle yaptığı açı yazılacak olursa,

$$\vec{v}_i = \frac{2}{3}\left(v_{ab} + a\,v_{bc} + a^2\,v_{ca}\right) = V_i\,e^{j\alpha_i}$$
$$\vec{v}_o = \frac{2}{3}\left(v_{AB} + a\,v_{BC} + a^2\,v_{CA}\right) = V_o\,e^{j\alpha_o} \qquad (3.4)$$

dir. Eş. 3.4' de α_i ve α_0, sırasıyla giriş hat ve çıkış hat gerilimlerinin uzay vektöründeki faz açılarını temsil eder. Aynı şekilde konverter giriş ve çıkış hat akımları da uzay vektöründe tanımlanabilir,

$$\vec{i}_i = \frac{2}{3}\left(i_{as} + a\, i_{bs} + a^2\, i_{cs}\right) = I_i\, e^{j\beta_i}$$
$$\vec{i}_o = \frac{2}{3}\left(i_{An} + a\, i_{Bn} + a^2\, i_{Cn}\right) = I_o\, e^{j\beta_o} \qquad (3.5)$$

Eş. 3.5' te β_i ve β_0 sırasıyla giriş hat akımlarının ve çıkış faz akımlarının uzay vektöründeki faz açılarını temsil eder.

Çizelge 3.1' de I. grupta verilen anahtarlama kombinasyonlarında, çıkış gerilim vektörünün faz açısı (α_o), giriş gerilim vektörünün faz açısına (α_i) bağlıdır. Bunun için, Çizelge 3.1' de 1' nolu anahtarlama durumunu analiz etmek için giriş ve çıkış fazlararası gerilim vektörleri bulunur. Giriş faz gerilimlerinden fazlararası giriş gerilim değerleri bulunur. Giriş faz gerilimleri aşağıdaki gibi ifade edilebilir,

$$v_{as} = V_{im}\cos(\omega_i t)$$
$$v_{bs} = V_{im}\cos\left(\omega_i t - \frac{2\pi}{3}\right) \qquad (3.6)$$
$$v_{cs} = V_{im}\cos\left(\omega_i t + \frac{2\pi}{3}\right)$$

Aynı şekilde çıkış faz gerilimleri de ifade edilecek olursa,

$$v_{An} = V_{om}\cos(\omega_o t)$$
$$v_{Bn} = V_{om}\cos\left(\omega_o t - \frac{2\pi}{3}\right) \qquad (3.7)$$
$$v_{Cn} = V_{om}\cos\left(\omega_o t + \frac{2\pi}{3}\right)$$

dir. Konverter girişindeki fazlararası gerilimler Eş. 3.6 kullanılarak bulunabilir,

$$
\begin{aligned}
v_{ab} &= v_{as} - v_{bs} \\
&= \sqrt{3}\, V_{im} \cos\left(\omega_i\, t + \frac{\pi}{6}\right) \\
v_{bc} &= v_{bs} - v_{cs} \\
&= \sqrt{3}\, V_{im} \cos\left(\omega_i\, t - \frac{\pi}{2}\right) \\
v_{ca} &= v_{cs} - v_{as} \\
&= \sqrt{3}\, V_{im} \cos\left(\omega_i\, t + \frac{5\pi}{6}\right)
\end{aligned}
\tag{3.8}
$$

Konverterin girişindeki fazlar arası gerilimlerin uzay vektörü Eş. 3.8 ve Eş. 3.4 kullanılarak bulunabilir,

$$
\vec{v}_i = \sqrt{3}\, V_{im}\, e^{j\left(\omega_i t + \frac{\pi}{6}\right)} \tag{3.9}
$$

olur. Yukarıdaki eşitlikten fazlar arası giriş gerilimlerinin uzay vektörünün faz açısı,

$$
\alpha_i = \omega_i\, t + \frac{\pi}{6} \tag{3.10}
$$

olmaktadır. Aynı şekilde konverterin çıkışındaki fazlar arası gerilimlerin uzay vektörü ifadesi bulunur. Konverter çıkış fazları olan A,B,C uçları, konverter giriş fazlarına aynı sıralama ile bağlanmış olup anahtarlamada “abc” ismini alır. Konverter çıkışındaki fazlararası gerilimleri bulmak için giriş fazları kullanılabilir. Bu durumda konverter çıkışındaki fazlar arası gerilimler ifade edilecek olursa,

$$
\begin{aligned}
v_{AB} &= v_{as} - v_{bs} \\
&= \sqrt{3}\, V_{im} \cos\left(\omega_i\, t + \frac{\pi}{6}\right) \\
v_{BC} &= v_{bs} - v_{cs} \\
&= \sqrt{3}\, V_{im} \cos\left(\omega_i\, t - \frac{\pi}{2}\right) \\
v_{CA} &= v_{cs} - v_{as} \\
&= \sqrt{3}\, V_{im} \cos\left(\omega_i\, t + \frac{5\pi}{6}\right)
\end{aligned}
\tag{3.11}
$$

olmaktadır. Eş. 3.11 kullanılarak konverterin çıkışındaki fazlararası gerilimlerin uzay vektöründeki ifadesi,

$$
\begin{aligned}
\vec{v}_o &= \frac{2}{3}\left[v_{AB} + a\, v_{BC} + a^2\, v_{CA}\right] \\
&= \sqrt{3}\, V_{im}\, e^{j\left(\omega_i t + \frac{\pi}{6}\right)}
\end{aligned}
\tag{3.12}
$$

dir. Yukarıdaki eşitlikten konverterin fazlararası çıkış gerilimlerinin uzay vektörünün faz açısı,

$$
\alpha_o = \omega_i\, t + \frac{\pi}{6} \tag{3.13}
$$

dir. Eş. 3.10 ve Eş. 3.13'ten aşağıdaki eşitlik yazılabilir,

$$
\alpha_o = \alpha_i = \omega_i\, t + \frac{\pi}{6} \tag{3.14}
$$

olmaktadır. Yukarıdaki eşitlikte çıkış gerilim vektörünün faz açısı giriş gerilim vektörünün faz açısına eşittir. Aynı zamanda çıkış gerilim vektörünün faz açısı giriş gerilim vektörünün faz açısına bağlıdır. Çizelge 3.1' de I. bölgede 2 ile ifade edilen anahtarlama modunda bu durum daha da belirgindir. Belirtilen anhtarlama modunda "acb" bağlantısı yapılmış olup çıkış fazları A,B,C giriş fazları a,c,b ile bağlanmıştır. Çıkışa ait fazlararası

gerilimin uzay vektöründe ifadesini bulmak için çıkış fazlararası gerilimlerin yeni değerleri bulunacak olursa,

$$\begin{aligned} v_{AB} &= v_{as} - v_{cs} \\ &= \sqrt{3}\, V_{im} \cos\left(\omega_i\, t - \frac{\pi}{6}\right) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} v_{BC} &= v_{cs} - v_{bs} \\ &= \sqrt{3}\, V_{im} \cos\left(\omega_i\, t + \frac{\pi}{2}\right) \end{aligned} \tag{3.15}$$

$$\begin{aligned} v_{CA} &= v_{bs} - v_{as} \\ &= \sqrt{3}\, V_{im} \cos\left(\omega_i\, t - \frac{5\pi}{6}\right) \end{aligned}$$

Eş. 3.4 ve Eş. 3.15 kullanılarak fazlararası çıkış gerilimlerinin uzay vektördeki ifadesi aşağıdaki gibi tanımlanır,

$$\vec{v}_o = -\sqrt{3}\, V_{im}\, e^{-j\left(\omega_i t - \frac{7\pi}{6}\right)} \tag{3.16}$$

Eş. 3.16’ dan çıkış gerilim vektörünün faz açısı aşağıdaki gibi yazılabilir,

$$\alpha_o = -\left(\omega_i\, t - \frac{7\pi}{6}\right) \tag{3.17}$$

Giriş gerilim vektörünün faz açısı Eş. 3.10’ da tanımlanmıştır. Eş. 3.17 ve Eş. 3.10 kullanılarak giriş ve çıkış gerilim vektörlerinin faz açıları arasındaki ilişki bulunabilir. Bu durum tanımlanacak olursa,

$$\alpha_o = -\alpha_i + \frac{4\pi}{3} \tag{3.18}$$

dır. Çıkış gerilim vektörünün faz açısı giriş gerilim vektörünün faz açısına bağlıdır. Bu durum akım vektörlerinde de oluşmaktadır. Giriş akım vektörünün faz açısı çıkış akım vektörünün faz açısına bağlıdır. Uzay vektör modülasyon (SVM) tekniğinde bu

anahtarlama durumları kullanılışlı değildir. Çizelge 3.1'de I. bölgede verilen anahtarlama kombinasyonları konverter uygulamalarında kullanılmamaktadır.

Çizelge 3.1'de II. bölgede verilen 18 adet anahtarlama kombinasyonunda, çıkış gerilim uzay vektörünün faz açısı, giriş gerilim uzay vektörünün faz açısına bağlı değildir. Benzer şekilde, giriş akım uzay vektörünün faz açısı da çıkış akım uzay vektörünün faz açısından bağımsızdır. Gerilim vektörünün bulunduğu konuma göre II. grup anahtarlamaları kendi aralarında tekrar gruplandırılmıştır.

Çizelge 3.1' de son grupta ise sıfır gerilim vektörleri oluşmaktadır. Çıkış fazları aynı giriş fazına bağlanmıştır.

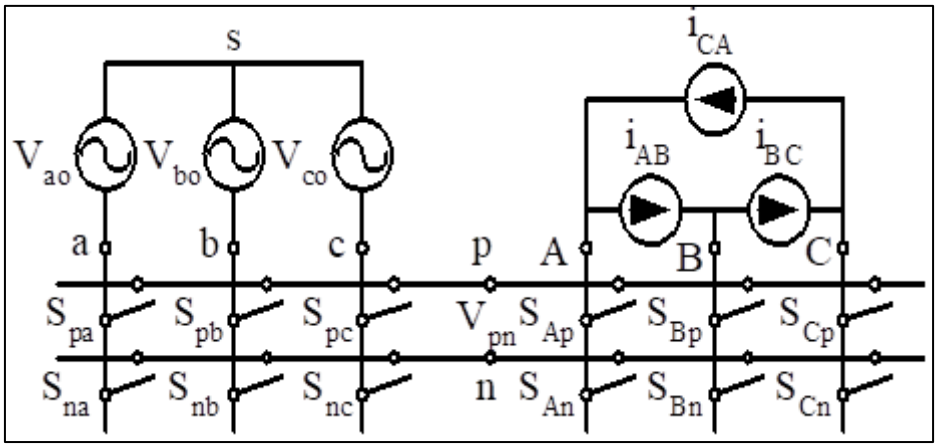
3.5. Uzay Vektör Darbe Genişlik Modülasyonu

Matris konverterin yapısı iki kısımdan oluşmaktadır. Konverterin çıkışını gerilim beslemeli inverter (Voltage Source Inverter-VSI) girişini ise gerilim beslemeli doğrultucu (Voltage Source Rectifier-VSR) olarak kabul edip anahtarlama kombinasyonlarını iki kısım içinde düşünmek gerekmektedir.

Çizelge 3.1. Anahtarlama kombinasyonları ile gerilim ve akımların vektörel ilişkileri

Grup	#	Ad	A	B	C	v_{AB}	v_{BC}	v_{CA}	i_a	i_b	i_c	V_o	α_o	I_i	β_i
I	1	-	a	b	c	v_{ab}	v_{bc}	v_{ca}	i_A	i_B	i_C	v_i	α_i	i_o	β_o
	2	-	a	c	b	$-v_{ca}$	$-v_{bc}$	$-v_{ab}$	i_A	i_C	i_B	$-v_i$	$-\alpha_i+4\pi/3$	i_o	$-\beta_o$
	3	-	b	a	c	$-v_{ab}$	$-v_{ca}$	$-v_{bc}$	i_B	i_A	i_C	$-v_i$	$-\alpha_i$	i_o	$-\beta_o+2\pi/3$
	4	-	b	c	a	v_{bc}	v_{ca}	v_{ab}	i_C	i_A	i_B	v_i	$\alpha_i+4\pi/3$	i_o	$\beta_o+2\pi/3$
	5	-	c	a	b	v_{ca}	v_{ab}	v_{bc}	i_B	i_C	i_A	v_i	$\alpha_i+2\pi/3$	i_o	$\beta_o+4\pi/3$
	6	-	c	b	a	$-v_{bc}$	$-v_{ab}$	$-v_{ca}$	i_C	i_B	i_A	$-v_i$	$-\alpha_i+2\pi/3$	i_o	$-\beta_o+4\pi/3$
IIa	7	+1	a	b	b	v_{ab}	0	$-v_{ab}$	i_A	$-i_A$	0	$2/\sqrt{3}v_{ab}$	$\pi/6$	$2/\sqrt{3}\ i_A$	$-\pi/6$
	8	-1	b	a	a	$-v_{ab}$	0	v_{ab}	$-i_A$	i_A	0	$-2/\sqrt{3}v_{ab}$	$\pi/6$	$-2/\sqrt{3}\ i_A$	$-\pi/6$
	9	+2	b	c	c	v_{bc}	0	$-v_{bc}$	0	i_A	$-i_A$	$2/\sqrt{3}\ v_{bc}$	$\pi/6$	$2/\sqrt{3}\ i_A$	$\pi/2$
	10	-2	c	b	b	$-v_{bc}$	0	v_{bc}	0	$-i_A$	i_A	$-2/\sqrt{3}v_{bc}$	$\pi/6$	$-2/\sqrt{3}\ i_A$	$\pi/2$
	11	+3	c	a	a	v_{ca}	0	$-v_{ca}$	$-i_A$	0	i_A	$2/\sqrt{3}\ v_{ca}$	$\pi/6$	$2/\sqrt{3}\ i_A$	$7\pi/6$
	12	-3	a	c	c	$-v_{ca}$	0	v_{ca}	i_A	0	$-i_A$	$-2/\sqrt{3}v_{ca}$	$\pi/6$	$-2/\sqrt{3}\ i_A$	$7\pi/6$
IIb	13	+4	b	a	b	$-v_{ab}$	v_{ab}	0	i_B	$-i_B$	0	$2/\sqrt{3}\ v_{ab}$	$5\pi/6$	$2/\sqrt{3}\ i_B$	$-\pi/6$
	14	-4	a	b	a	v_{ab}	$-v_{ab}$	0	$-i_B$	i_B	0	$-2/\sqrt{3}v_{ab}$	$5\pi/6$	$-2/\sqrt{3}\ i_B$	$-\pi/6$
	15	+5	c	b	c	$-v_{bc}$	v_{bc}	0	0	i_B	$-i_B$	$2/\sqrt{3}\ v_{bc}$	$5\pi/6$	$2/\sqrt{3}\ i_B$	$\pi/2$
	16	-5	b	c	b	v_{bc}	$-v_{bc}$	0	0	$-i_B$	i_B	$-2/\sqrt{3}v_{bc}$	$5\pi/6$	$-2/\sqrt{3}\ i_B$	$\pi/2$
	17	+6	a	c	a	$-v_{ca}$	v_{ca}	0	$-i_B$	0	i_B	$2/\sqrt{3}v_{ca}$	$5\pi/6$	$2/\sqrt{3}\ i_B$	$7\pi/6$
	18	-6	c	a	c	v_{ca}	$-v_{ca}$	0	i_B	0	$-i_B$	$-2/\sqrt{3}v_{ca}$	$5\pi/6$	$-2/\sqrt{3}\ i_B$	$7\pi/6$
IIc	19	+7	b	b	a	0	$-v_{ab}$	v_{ab}	i_C	$-i_C$	0	$2/\sqrt{3}\ v_{ab}$	$3\pi/2$	$2/\sqrt{3}\ i_C$	$-\pi/6$
	20	-7	a	a	b	0	v_{ab}	$-v_{ab}$	$-i_C$	i_C	0	$-2/\sqrt{3}v_{ab}$	$3\pi/2$	$-2/\sqrt{3}\ i_C$	$-\pi/6$
	21	+8	c	c	b	0	$-v_{bc}$	v_{bc}	0	i_C	$-i_C$	$2/\sqrt{3}v_{bc}$	$3\pi/2$	$2/\sqrt{3}\ i_C$	$\pi/2$
	22	-8	b	b	c	0	v_{bc}	$-v_{bc}$	0	$-i_C$	i_C	$-2/\sqrt{3}v_{bc}$	$3\pi/2$	$-2/\sqrt{3}\ i_C$	$\pi/2$
	23	+9	a	a	c	0	$-v_{ca}$	v_{ca}	$-i_C$	0	i_C	$2/\sqrt{3}v_{ca}$	$3\pi/2$	$2/\sqrt{3}\ i_C$	$7\pi/6$
	24	-9	c	c	a	0	v_{ca}	$-v_{ca}$	i_C	0	$-i_C$	$-2/\sqrt{3}v_{ca}$	$3\pi/2$	$-2/\sqrt{3}\ i_C$	$7\pi/6$
III	25	0	a	a	a	0	0	0	0	0	0	0	-	0	-
	26	0	b	b	b	0	0	0	0	0	0	0	-	0	-
	27	0	c	c	c	0	0	0	0	0	0	0	-	0	-

Matris konverterin girişinin şebekeden beslendiği baz alınarak çıkış geriliminin genliği ve frekansı değişiklikler arz etmektedir. VSI ve VSR' nin matris konverterde gösterilişi Şekil 3.6' da verilmiştir. Matris konverterin uzay vektör modülasyonunuda çalışabilmesi için klasik gerilim beslemeli evirici ve gerilim beslemeli doğrultucuya ait anahtarlama uzay vektörlerinin çıkarılması gerekmektedir.

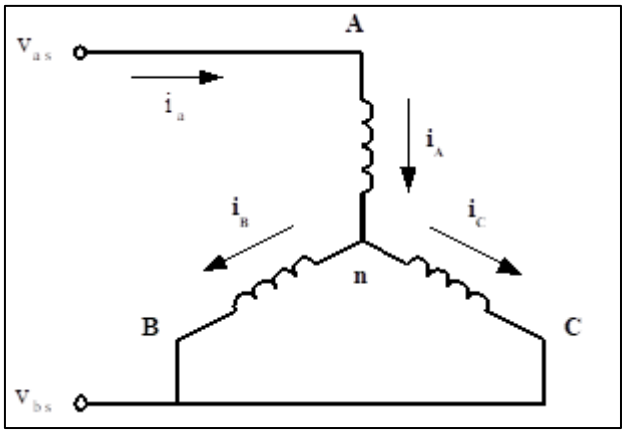


Şekil 3.6. Gerilim beslemeli inverter (VSI) ve gerilim beslemeli doğrultucu (VSR)' nin matris konverterde gösterilişi

3.5.1. Gerilim beslemeli eviricinin çıkış hat gerilimlerinin uzay vektör modülasyonu

Çizelge 3.1' de verilen anahtarlama kombinasyonlarında II. bölgedeki her anahtarlama modu Şekil 3.6' da verilen devrede uygulanır. Şekil 3.6' da gerilim beslemeli inverter DC kaynaktan beslendiği kabul edilmiştir ($v_{pn} = V_{dc}$). İnverterin p-n noktalarını besleyen giriş kaynağına bağlı anahtarlar değişik kombinasyonlarda anahtarlanabilmektedir. Burada dikkat edilmesi gereken husus giriş fazlarının üçüde aynı anda iletimde olmamalıdır. Sadece iki adet giriş faz gerilimi p-n noktalarını beslemelidir. Çizelge 3.1' de II. bölgede besleme gerilimlerine göre anahtarlama kombinasyonları 3 grup altında toplanmıştır.

Matris konverterde girişteki iki faza ait yarıiletken elemanlar iletime geçirilerek çıkıştaki yükü anahtarlama süresince beslemektedir. Bu durum yukarıda belirtilen p-n noktalarındaki DC gerilimin sağlanması olarak kabul edilebilir. Matris konverterde Çizelge 3.1' de verilen II. bölgedeki her anahtarlama durumu için çıkış geriliminin uzay vektörü elde edilebilir. Çizelge 3.1' deki +1 ile isimlendirilen anahtarlama durumu için analiz yapılacak olursa, çıkış fazlarının giriş fazları ile "abb" isimlendirmesi şeklinde bağlandığı kabul edilir. Bu duruma göre konverter faz bağlantıları Şekil 3.7' de verilmiştir.



Şekil 3.7. Gerilim beslemeli inverterin çıkışındaki yükü besleme şeması (Çizelge 3.1, **+1**)

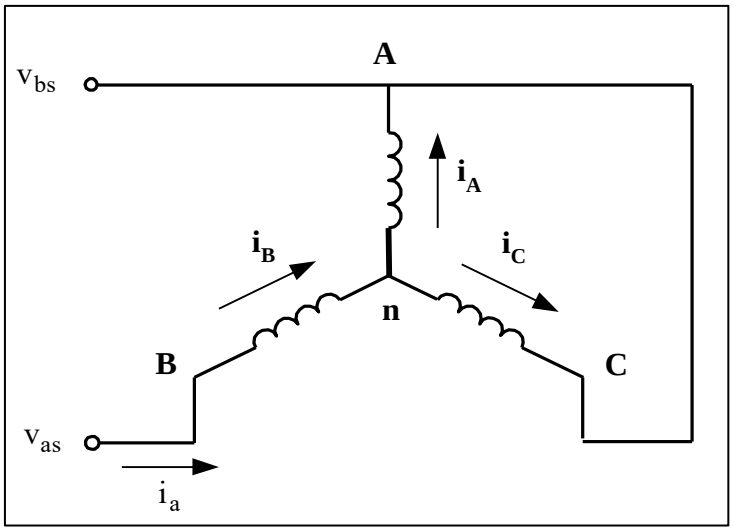
Konverter çıkışındaki fazlar arası gerilimin uzay vektördeki ifadesi bulunması için önce fazlar arası gerilimin değeri bulunmalıdır. Şekil 3.7' deki bağlantı için hat gerilimlerinin ifadesi aşağıdaki gibidir.

$$\begin{aligned} v_{AB} &= v_{ab} \\ v_{BC} &= 0 \\ v_{CA} &= -V_{ab} \end{aligned} \tag{3.19}$$

Eş. 3.19 ve Eş. 3.4 kullanılarak konverter çıkışındaki fazlar arası gerilimlerinin uzay vektöründeki ifadesi yazılacak olursa,

$$\vec{v}_o = \frac{2}{\sqrt{3}} V_{ab}\, e^{j\left(\frac{\pi}{6}\right)} \tag{3.20}$$

olmaktadır. Çizelge 3.1' de +4 ile isimlendirilen anahtarlama durumu için gerilim beslemeli inverter çıkış şeması Şekil 3.8' de verilmiştir. Anahtarlama kombinasyonunda "bab" olarak isimlendirilmiş olup çıkış fazlarının sırayla giriş fazlarına bağlantısını göstermektedir.



Şekil 3.8. Gerilim beslemeli inverterin çıkışındaki yükü besleme şeması (Çizelge 3.1, +4)

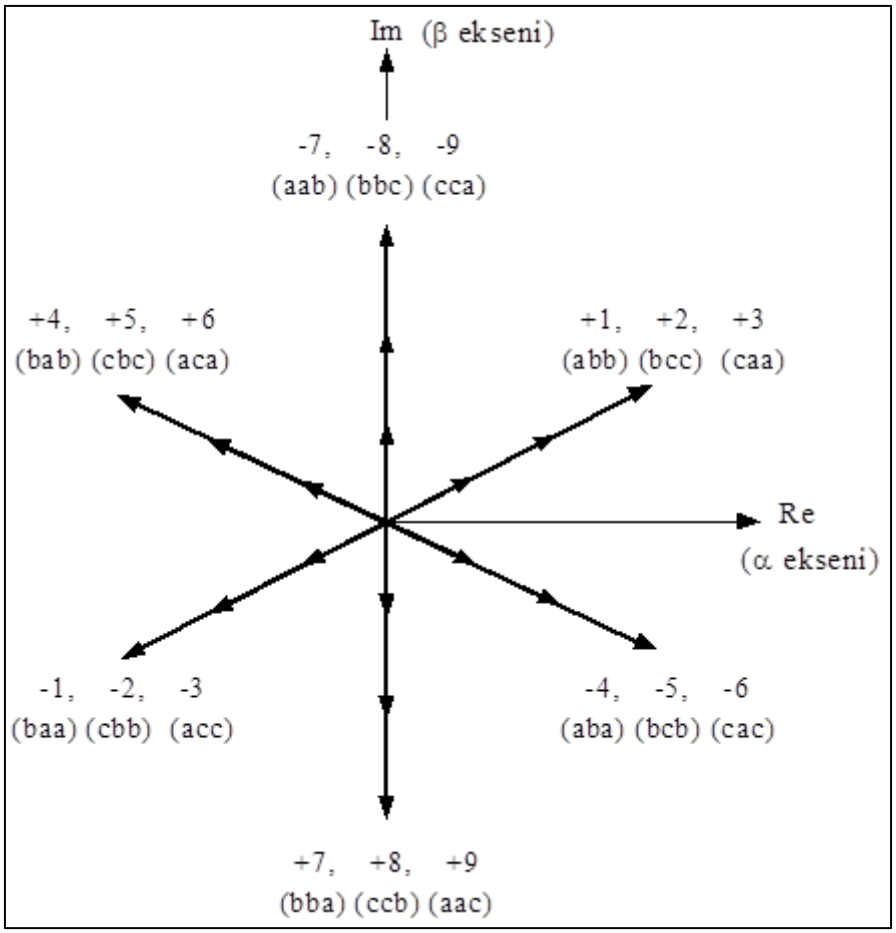
Konverter çıkışındaki fazların giriş fazları ile olan ilişkisi kullanılarak çıkış hat gerilimleri ifade edilecek olursa,

$$\begin{aligned} v_{AB} &= -v_{ab} \\ v_{BC} &= v_{ab} \\ v_{CA} &= 0 \end{aligned} \tag{3.21}$$

Belirtilen anahtarlama konumu için çıkış hat veya fazlararası gerilimlerin uzay vektörü ifadesi aşağıdaki gibi yazılabilir. Bunun için Eş. 3.4 ve Eş. 3.21' den faydalanılır,

$$\vec{v}_o = \frac{2}{\sqrt{3}} V_{ab}\, e^{j\left(\frac{5\pi}{6}\right)} \tag{3.22}$$

Çizelge 3.1' de II. bölgedeki anahtarlama kombinasyonlarında elde edilen çıkış geriliminin uzay vektöründeki değerleri Şekil 3.9' daki gibidir.



Şekil 3.9. Konverterde anahtarlama kombinasyonlarındaki çıkış gerilimlerinin uzay vektöründeki gösterilişi

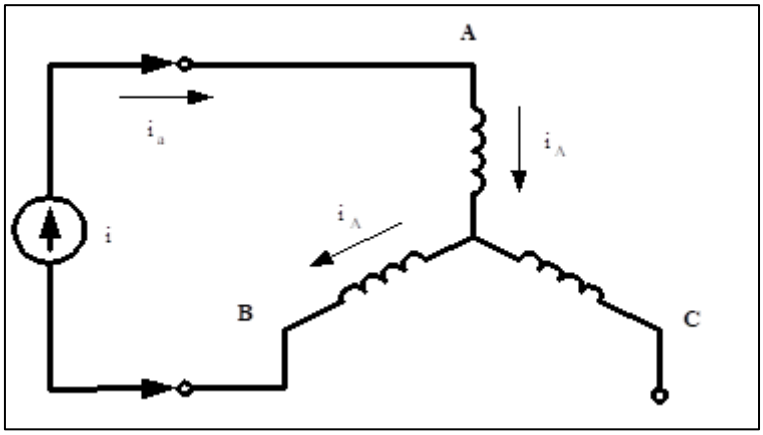
Şekil 3.9' da görüldüğü üzere Çizelge 3.1' de II gruptaki anahtarlama kombinasyonların da gerilimlerin uzay vektöründeki doğrultuları π / 3 derecelik faz farkı ile yer almaktadır.

3.5.2. Gerilim beslemeli doğrultucunun giriş hat akımlarının uzay vektör modülasyonu

Şekil 3.6'da gerilim beslemeli doğrultucunun çıkışındaki yükün çalışması için p-n noktalarının beslemesinin DC akım kaynağından yapıldığı kabul edilir. DC olarak p-n noktalarından akım geçişini sağlamak için konverterdeki yarıiletkenlerin doğru anahtarlanması gerekir. Bunun için matris konverterin giriş hat akımlarının uzay vektörünün her anahtarlama durumu için çıkarılması gerekir. Konverterin girişindeki hat akımların uzay vektörünün faz açısı ile yük hat akımlarının uzay vektörünün faz açıları her anahtarlama durumunda farklı olacaktır. Çizelge 3.1' de II. bölgedeki her anahtarlama

kombinasyonunda da giriş ve çıkış hat akımlarının uzay vektörünün faz açıları birbirlerinden bağımsızdır.

Çizelge 3.1' de II. bölgede +1 ile ifade edilen anahtarlama durumu için giriş hat akımlarının uzay vektöründeki değeri bulunacak olursa;



Şekil 3.10. Gerilim beslemeli doğrultucuda giriş hat akımlarının analizi (Çizelge 3.1, +1)

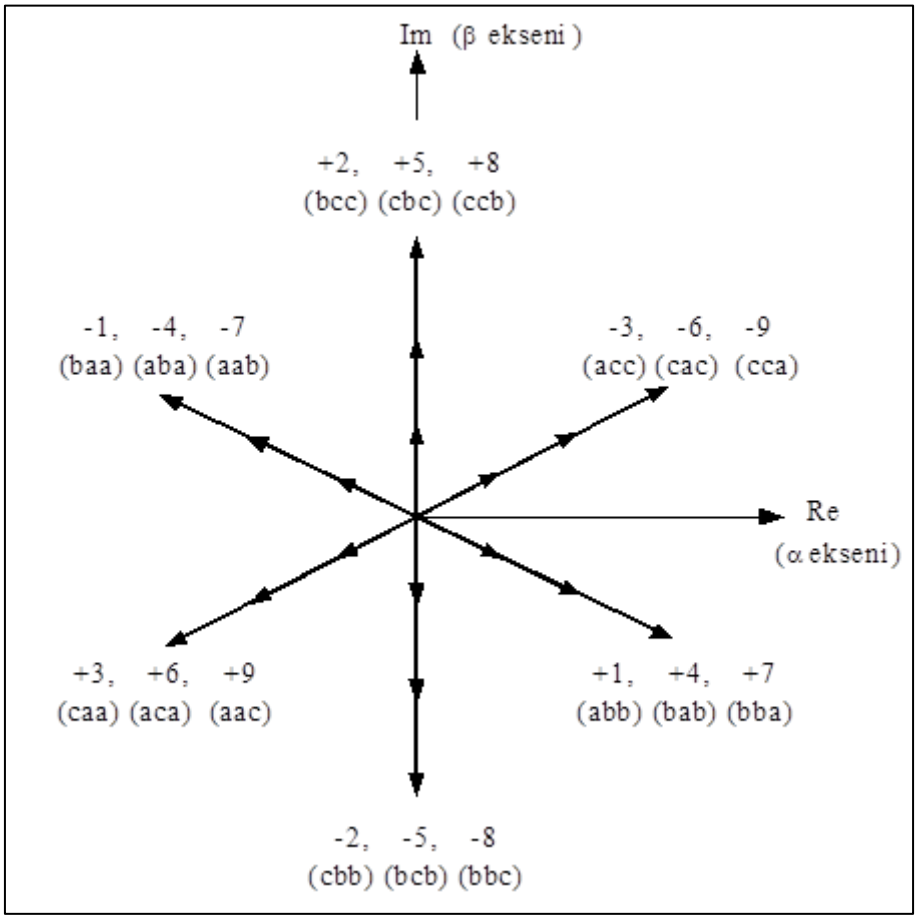
$$\begin{aligned} i_a &= i_A \\ i_b &= -i_A \\ i_c &= 0 \end{aligned} \tag{3.23}$$

olmaktadır. Belirtilen durum matris konverter de giriş ve çıkış hat akımlarının sürekliliği için önem arz etmektedir. Giriş hat akımlarının uzay vektöründeki ifadesi aşağıdaki gibi olacaktır,

$$\begin{aligned} \vec{i}_i &= \frac{2}{3}\left[i_a + a\, i_b + a^2\, i_c \right] \\ &= \frac{2}{3}\left[i_A + \left(-\frac{1}{2} + J\frac{\sqrt{3}}{2} \right)\left(-i_A \right) \right] \\ &= \frac{2}{3} i_A\, e^{-j\frac{\pi}{6}} \end{aligned} \tag{3.24}$$

Giriş hat akımlarının uzay vektörüne aktarılmasıyla iki bileşen elde edilir. Bu giriş hat akımları arasında 120^0 faz farkı bulunur ve bu akımlar 90^0 faz farkı olan uzay vektör düzlemlerine aktarılmıştır.

Çizelge 3.1' de II. bölgedeki tüm anahtarlamalar için giriş akımlarının uzay vektörüne aktarılması durumunda faz açısı oluşmaktadır. Belirtilen anahtarlamalar da elde edilen gerilim beslemeli doğrultucunun uzay vektörleri Şekil 3.11' de verilmiştir.



Şekil 3.11. Uygun anahtarlama kombinasyonlarındaki giriş akımlarının uzay vektöründeki gösterilişi

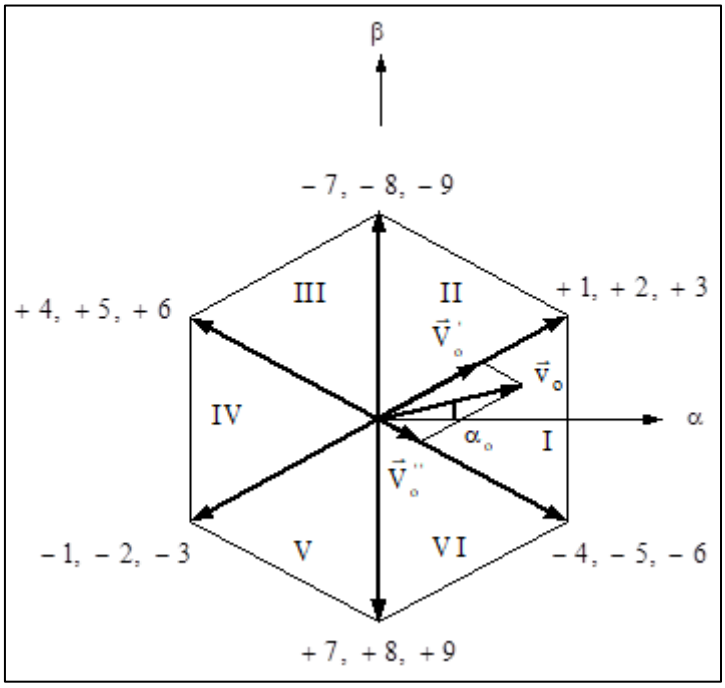
3.5.3. Yarıiletken anahtarların iletim süreleri

Uzay vektör modülasyon tekniğinde konverterde giriş güç katsayısını 1' e yakın değerde tutmak mümkündür. Bu işlem için giriş hat gerilimleri ile çıkış hat gerilimlerinin uzay vektörleri arasındaki faz açısının bilinmesi gerekmektedir. Giriş güç katsayısının tek

değerde olması için giriş hat akımlarının uzay vektörü ile giriş faz gerilimlerinin uzay vektörü aynı doğrultuda olmalıdır ve aralarında faz farkı bulunmamalıdır.

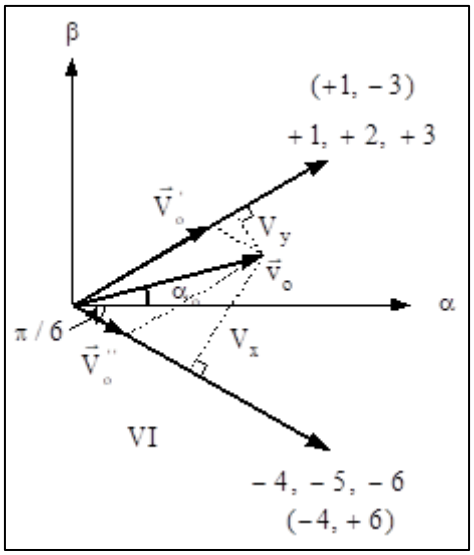
Matris konverterin şebekeden beslendiği durumda, girişteki 50 Hz'lik sinyal ve çıkışta elde edilmek istenen 20 Hz'lik sinyalin periyotları farklı olacaktır. Giriş akımlarının 50 Hz'lik sinyale sahip olduğu varsayıldığında, Şekil 3.11'deki hat akımlarının uzay vektörü altıgen içindeki dönüşü, her 20 ms'de bir tamamlanacaktır.

Matris konverterin çıkışından 20 Hz' lik bir sinüsoidal sinyal elde edildiği baz alındığında Şekil 3.10' da gösterilen çıkış hat gerilimlerinin uzay vektörü, altıgen vektörün içerisindeki periyodu 50 ms olacaktır. Şekil 3.12'de görüldüğü gibi çıkış hat gerilimlerinin uzay vektörü, ($\vec{V}_0'$ ve $\vec{V}_0''$) vektörlerinin bileşkesidir.



Şekil 3.12. Çıkış hat gerilimlerinin uzay vektörünün anahtarlama kombinasyonlarına göre ilişkisi

Uzay vektör darbe genişlik modülasyon yönteminde, anahtarların iletim süreleri ve sıraları çıkış hat gerilimleri vektörünün konumuna bağlıdır. Gerilim vektörü I. bölgedeyken, anahtar elemanlarının iletim süreleri, Şekil 3.13'ten kullanılarak bulunabilir.



Şekil 3.13. Çıkış hat gerilimleri uzay vektörünün I. bölgedeki bileşenleri

Şekil 3.13'te anahtarlama kombinasyonlarında oluşan uzay vektörlerinin yerleri verilmektedir. Her iki vektör de gerçek eksene $\pi/6$ değerinde uzaktadır. Bu durumda aşağıdaki eşitlikler yazılabilir,

$$V_x = |\vec{v}_o| \sin\left(\alpha_o + \frac{\pi}{6}\right) \tag{3.25}$$

$$\left|\vec{V}_o'\right| = \frac{V_x}{\cos 30} = \frac{2}{\sqrt{3}} |\vec{v}_o| \sin\left(\alpha_o + \frac{\pi}{6}\right) \tag{3.26}$$

$$V_y = |\vec{v}_o| \sin\left(\frac{\pi}{6} - \alpha_o\right) \tag{3.27}$$

$$\left|\vec{V}_o''\right| = \frac{V_y}{\cos 30} = \frac{2}{\sqrt{3}} |\vec{v}_o| \sin\left(\frac{\pi}{6} - \alpha_o\right) \tag{3.28}$$

sistemin dengeli bir kaynaktan beslendiği düşünüldüğünde fazlararası gerilim eşitliklikleri aşağıda ki gibi ifade edilebilir.

$$v_{ab} = \left|\vec{V}_i\right| \cos\left(\alpha_i\right)$$

$$v_{bc} = \left|\vec{V}_i\right| \cos\left(\alpha_i - \frac{2\pi}{3}\right) \tag{3.29}$$

$$v_{ca} = \left|\vec{V}_i\right| \cos\left(\alpha_i - \frac{4\pi}{3}\right)$$

İletime geçecek yarıiletkenlerin tespit edilmesi için anahtarlama modülasyonunda I. bölge kombinasyonları göz önüne alınır. Devreye girecek anahtarlama elemanlarını, giriş hat akımları vektörü ve çıkış hat gerilim vektörleri belirler. Her anahtarlama elmanının ne kadar iletimde olacağı her iki vektörün aldığı değerle bulunur. Her iki vektörün de ortak anahtarlama kombinasyonları baz alınır. Şekil 3.13' de giriş hat akımları vektöründe I. bölgede olduğu kabul edilerek iletime geçecek anahtarlar verilmiştir. Çıkış hat gerilimlerinin uzay vektörü, anahtarlama kombinasyonlarına bağlı olarak iki farklı gerilim vektörünün bileşkesinden oluşur. Her gerilim vektörü iki ayrı ters simetrik anahtarlama kombinasyonundan meydana gelir. Gerilim vektörleri kullanılarak aşağıdaki eşitlikler yazılabilir,

$$\delta_1^+ \frac{2}{\sqrt{3}} v_{ab} - \delta_3^- \frac{2}{\sqrt{3}} v_{ca} = \left|V_o'\right| = \frac{2}{\sqrt{3}} \left|\vec{v}_o\right| \sin\left(\alpha_o + \frac{\pi}{6}\right) \tag{3.30}$$

Yukarıda, δ_1^+; Çizelge 3.1' de **+1** olarak isimlendirilen anahtarlamanın iletim süresini gösterir. Aynı şekilde δ_3^- ise **–3** olarak isimlendirilmiş anahtarlama konumundaki yarıiletkenlerin iletim sürelerini gösterir. Eş. 3.29 ve Eş. 3.30 kullanılarak aşağıdaki eşitlik yazılabilir,

$$\delta_1^+ \cos\alpha_i - \delta_3^- \cos\left(\alpha_i - \frac{4\pi}{3}\right) = \frac{\left|\vec{v}_o\right|}{\left|\vec{v}_i\right|} \sin\left(\alpha_o + \frac{\pi}{6}\right) \tag{3.31}$$

Hat gerilimleri vektörününün diğer bileşkesini oluşturan anahtarlama kombinasyonları için aşağıdaki eşitlikler yazılabilir,

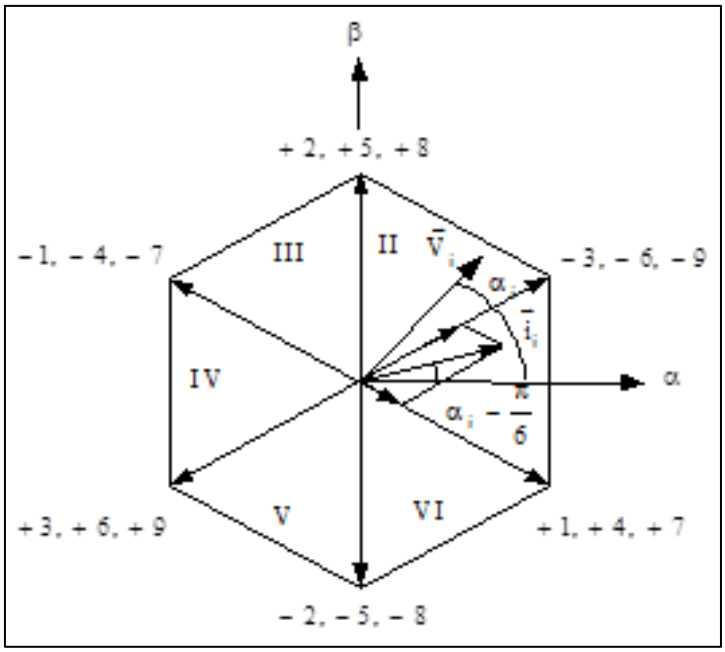
$$\delta_4^- \frac{2}{\sqrt{3}} v_{ab} - \delta_6^+ \frac{2}{\sqrt{3}} v_{ca} = \left|V_o''\right| = \frac{2}{\sqrt{3}} \left|\vec{v}_o\right| \sin\left(\frac{\pi}{6} - \alpha_o\right) \tag{3.32}$$

Eş. 3.29 ve Eş. 3.32 kullanılarak aşağıdaki eşitlik yazılabilir,

$$\delta_4^- \cos\alpha_i - \delta_6^+ \cos\left(\alpha_i - \frac{4\pi}{3}\right) = \frac{\left|\vec{v}_o\right|}{\left|\vec{v}_i\right|} \sin\left(\frac{\pi}{6} - \alpha_o\right) \tag{3.33}$$

Yarıiletken elemanların iletim sırası ve süresinin uzay vektör darbe genişlik modülayon yönteminde bulunması için hem çıkış hat gerilimleri vektöründen hemde giriş akımları uzay vektöründen faydalanılır. Eş. 3.25' ten Eş. 3.33' e kadarki kısım çıkış hat gerilimleri uzay vektörünün Şekil 3.12' de gösterilen I. bölgede olması durumuna ait çözümüdür.

Yarıiletkenlerin anahtarlanması için giriş hat akımlarının uzay vektörünündeki yerinin de bilinmesi gerekir. Bunun için her anahtarlama kombinasyonundaki akım vektörünün değeri birim vektörler kullanılarak bulunur. Çizelge 3.1' deki her anahtarlama kombinasyonunda oluşan giriş hat akımları uzay vektörleri Şekil 3.14' de gösterilmektedir. Şekil 3.14'den hat gerilimlerinin uzay vektörü ve faz gerilimlerin uzay vektörü arasında dengeli sistem olduğu düşünüldüğünde 30^o faz farkı olduğu görülmektedir. Faz gerilimlerinin uzay vektörüyle hat akımlarının uzay vektörü üst üste binmektedir. Böylece konverterdeki giriş güç katsayısı 1 olur. Giriş güç katsayısını değiştirmek için faz gerilimlerinin uzay vektörü ve hat akımlarının uzay vektörü arasında değişik faz farklarının oluşturulması gerekir. Şekil 3.14'de giriş güç katsayısı 1 alınarak giriş hat gerilimleri uzay vektörünün faz açısının $0 \le \alpha_i \le \pi/3$ olduğu durumda uzay vektörleri gösterilmiştir.

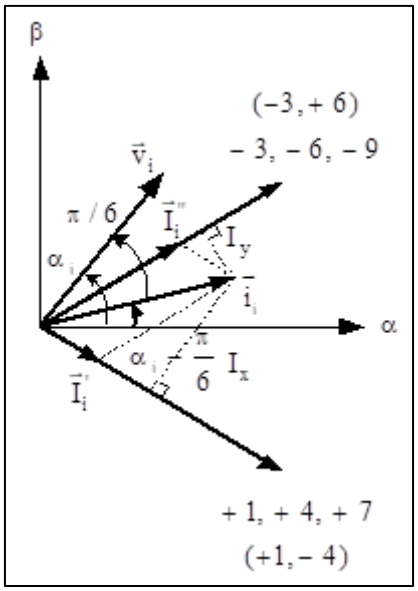


Şekil 3.14. Giriş hat akımlarının anahtarlama kombinasyonlarına bağlı olarak uzay vektöründeki gösterimi

Giriş hat akımları vektörünün Şekil 3.14' de gösterildiği gibi I. bölgede olduğu baz alındığında iletime geçirilecek yarıiletken elemanların sırasının ve süresinin hesaplanması için çıkış hat gerilimlerinin uzay vektöründe hangi bölgede olduğuna bakılır. Hem giriş akımlarına ait vektörün hemde çıkış hat gerilimleri vekötrünün I. bölgede olduğu baz alınarak gerilim vektörüne aşit çözüm yukarıda verilmiştir. Aynı şekilde çıkış hat akımları vektörü içinde çözümün yapılması gerekir. Akım vektörünün I. bölgede olması durumunda anahtarlama elemanlarının iletim sürelerini bulmak için Şekil 3.15' den yararlanılır.

Şekil 3.15 anahtarlama kombinasyonlarında oluşan uzay vektörlerinin yerlerini göstermektedir. Her iki vektör de gerçek eksene $\pi/6$ değerinde uzaktadır. Bu durumda Akım vektörünün 1. bölgede olduğu durumda aşağıdaki eşitlikler yazılabilir,

$$I_x = \left|\vec{i}_i\right| \sin\left(\frac{\pi}{6} - \left(\alpha_i - \frac{\pi}{6}\right)\right) \tag{3.34}$$



Şekil 3.15. Giriş hat akımları uzay vektörünün I. bölgedeki bileşenleri

$$\left|\vec{I}_i'\right| = \frac{I_x}{\cos 30} = \frac{2}{\sqrt{3}}\left|\vec{i}_i\right|\sin\left(\frac{\pi}{6} - \left(\alpha_i - \frac{\pi}{6}\right)\right) \tag{3.35}$$

$$I_y = \left|\vec{i}_i\right|\sin\left(\frac{\pi}{6} + \left(\alpha_i - \frac{\pi}{6}\right)\right) \tag{3.36}$$

$$\left|\vec{I}_i''\right| = \frac{I_y}{\cos 30} = \frac{2}{\sqrt{3}}\left|\vec{i}_i\right|\sin\left(\frac{\pi}{6} + \left(\alpha_i - \frac{\pi}{6}\right)\right) \tag{3.37}$$

olmaktadır. Her vektör, iki ters simetrik anahtarlama sonucunda elde edilen akımların vektörlerinin bileşkesidir. Bu durum, anahtarlama elemanları için aşağıdaki gibi ifade edilebilir,

$$\delta_1^+ \frac{2}{\sqrt{3}} i_A = \left|\vec{I}_i'\right| = \frac{2}{\sqrt{3}}\left|\vec{i}_i\right|\sin\left(\frac{\pi}{6} - \left(\alpha_i - \frac{\pi}{6}\right)\right) \tag{3.38}$$

$$\delta_3^- \frac{2}{\sqrt{3}} i_A = \left|\vec{I}_i''\right| = \frac{2}{\sqrt{3}}\left|\vec{i}_i\right|\sin\left(\frac{\pi}{6} + \left(\alpha_i - \frac{\pi}{6}\right)\right) \tag{3.39}$$

Eş. 3.38 ve Eş. 3.39 yeniden düzenlenirse aşağıdaki gibi yazılabilir,

$$\delta_1^+ \; i_A = \left| \vec{i}_i \right| \sin\left(\frac{\pi}{3} - \alpha_i\right) \tag{3.40}$$

$$\delta_3^- \, i_A = \left| \vec{i}_i \right| \sin \alpha_i \tag{3.41}$$

Yukarıdaki Eş. 3.40 ve Eş. 3.41 kullanılarak yarıiletken anahtarların iletim sürelerine ait ifade yazılacak olursa,

$$\delta_1^+ \sin \alpha_i \; = \; \delta_3^- \; \sin\left(\frac{\pi}{3} - \alpha_i\right) \tag{3.42}$$

dir. Eş. 3.42 incelendiğinde yarıiletkenlerin anahtarlama süresi giriş hat gerilimleri vektörünün faz açısına bağlıdır. Aynı şekilde giriş hat akımları vektörünü oluşturan diğer ters simetrik anahtarlama durumuna ait ifadelerde aşağıdaki şekildedir,

$$-\delta_4^- \frac{2}{\sqrt{3}} i_B = \left|\vec{I}_i'\right| = \frac{2}{\sqrt{3}} \left| \vec{i}_i \right| \sin\left(\frac{\pi}{6} - \left(\alpha_i - \frac{\pi}{6}\right)\right) \tag{3.43}$$

$$-\delta_6^+ \frac{2}{\sqrt{3}} i_B = \left|\vec{I}_i''\right| = \frac{2}{\sqrt{3}} \left| \vec{i}_i \right| \sin\left(\frac{\pi}{6} + \left(\alpha_i - \frac{\pi}{6}\right)\right) \tag{3.44}$$

Eş. 3.43 ve Eş. 3.44 kullanılarak iletim süreleri arasındaki ilişki ifade edilecek olursa,

$$\delta_4^- \sin \alpha_i \; = \; \delta_6^+ \; \sin\left(\frac{\pi}{3} - \alpha_i\right) \tag{3.45}$$

dir. Matris konverterin çıkışında, istenen frekans ve gerilimin genliğini elde etmek için her anahtarlama kombinasyonuna ait elemanların iletim süresinin bulunması gerekir.

Eş. 3.31 ve Eş. 3.42 ile Eş. 3.33 ve Eş. 3.45 kullanılarak yarıiletken anahtarlara ait iletim süreleri bulunur. Bu süreler, akım ve gerilim vektörlerinin altıgen içerisinde I. bölgede olmaları durumunu içerir.

$$\delta_1^+ = \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{|\vec{v}_o|}{|\vec{v}_i|} \sin\left(\alpha_o + \frac{\pi}{6}\right) \sin\left(\frac{\pi}{3} - \alpha_i\right)$$

$$\delta_3^- = \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{|\vec{v}_o|}{|\vec{v}_i|} \sin\left(\alpha_o + \frac{\pi}{6}\right) \sin \alpha_i$$

$$\delta_4^- = \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{|\vec{v}_o|}{|\vec{v}_i|} \sin\left(\frac{\pi}{6} - \alpha_o\right) \sin\left(\frac{\pi}{3} - \alpha_i\right) \qquad (3.46)$$

$$\delta_6^+ = \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{|\vec{v}_o|}{|\vec{v}_i|} \sin\left(\frac{\pi}{6} - \alpha_o\right) \sin \alpha_i$$

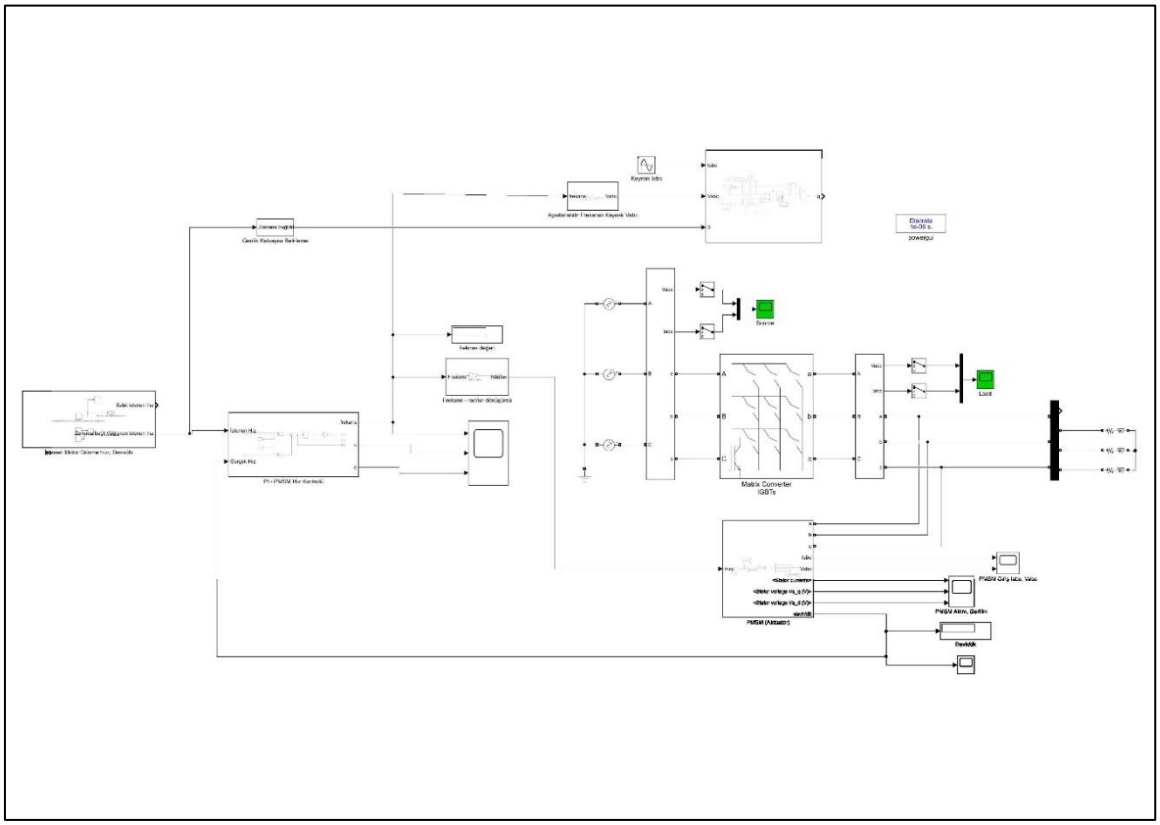
Yukarıdaki çözümler, çıkış hat gerilimleri uzay vektörünün $-\pi/6 \leq \alpha_o \leq \pi/6$ ve giriş hat gerilimleri uzay vektörünün $0 \leq \alpha_i \leq \pi/3$ olması durumuna aittir. Verilen çözümün diğer faz açısı değerleri içinde çözülmesi gerekmektedir. Birinci bölge çözümleri EK' ler kısmında verilmiştir. Eş. 3.46' da görüleceği üzere Çizelge 3.1' de ifade edilen **+1**, **-3**, **-4** ve **+6** anahtarlama kombinasyonlarına ait iki yönlü yarıiletken anahtarların iletim sürelerini ve sırasını göstermektedir. Yukarıda bulunan anahtarlama süreleri toplamı bir örnekleme periyodu süresini geçmemelidir. Aksi takdirde aşma modunda iletime girecektir. İletim sürelerinin toplamı aşağıdaki şartı sağlamalıdır.

$$\delta_1^+ + \delta_3^- + \delta_4^- + \delta_6^+ \leq 1 \qquad (3.47)$$

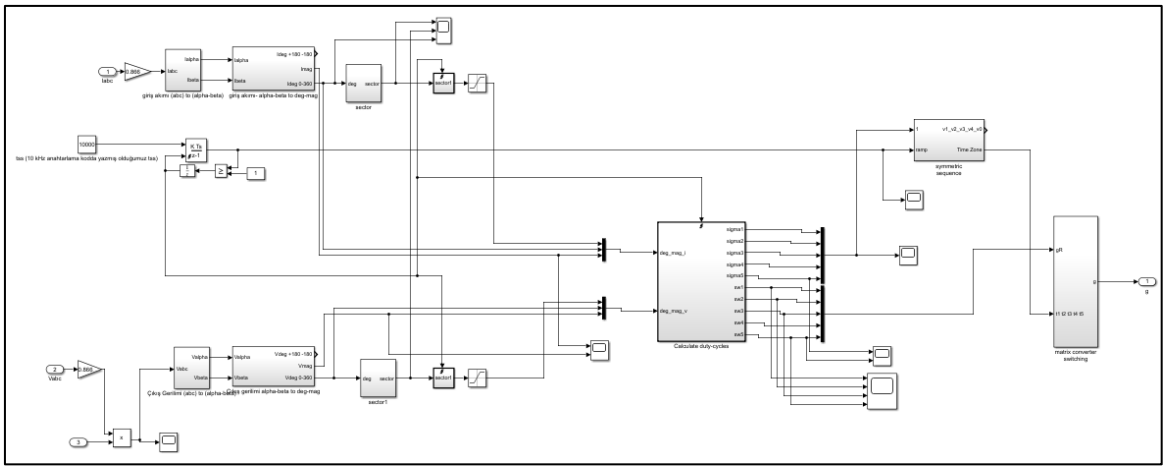
4. BENZETİM ÇALIŞMALARI

4.1. Matris Konvertör Matlab/Simulink Modeli

Genlik ve frekans bakımından modülasyon algoritmasının müsaade ettiği sınırlar içerisinde kalmak koşuluyla, RL yükü ve PMSM yi besleyen Matris Konverterin Matlab/Simulink modeli şekil 4.1 de verilmiştir. “Matris Konverter” isimli blok yapının içeriği ise, bölüm 3 de anlatılan Uzay Vektör modülasyon algoritması ve denklemleri çerçevesinde oluşturulmuştur. Bu bloğun iç yapısı Şekil 4.2’ de görülmektedir.

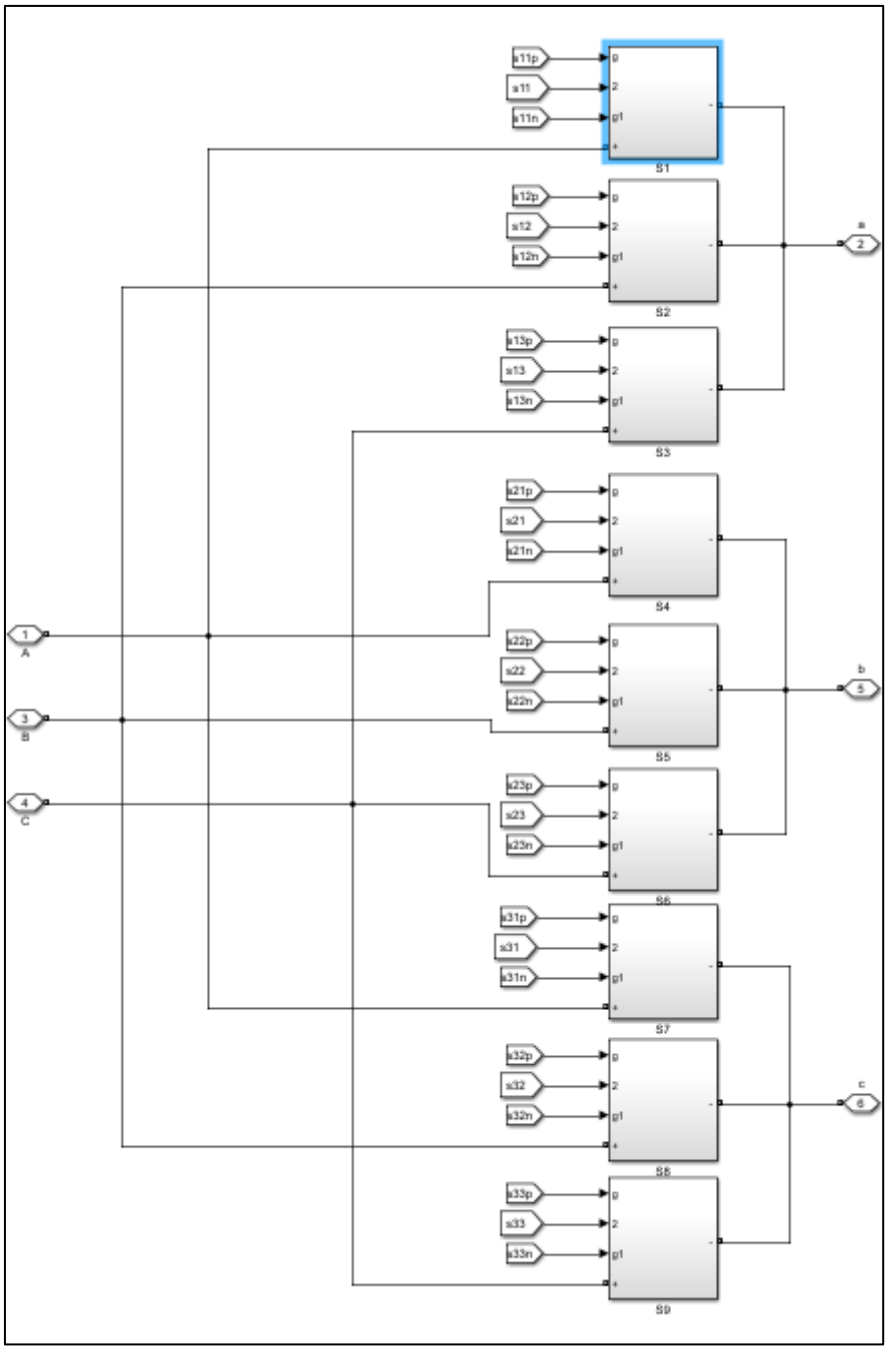


Şekil 4.1. Tüm sistem matlab/simulink modeli

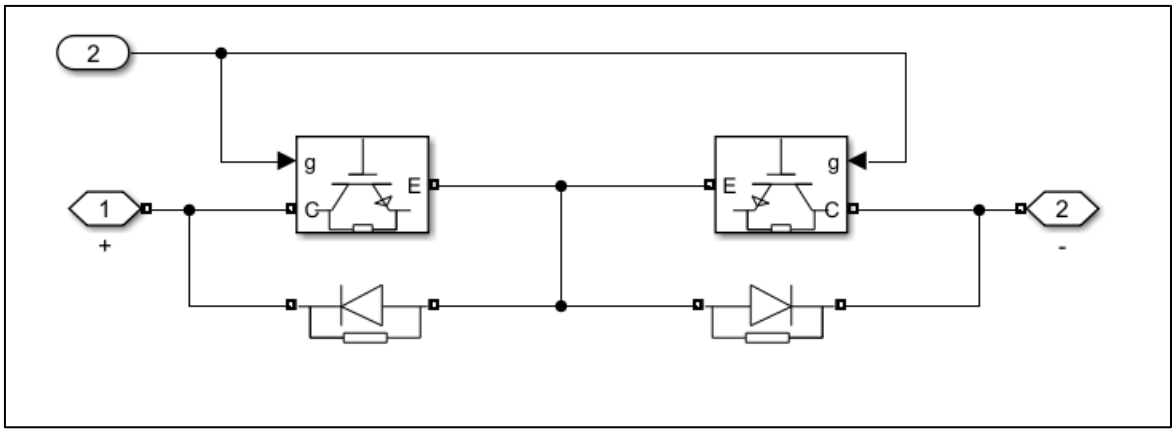


Şekil 4.2. Uzay vektör modülasyon blok diyagramı

Matrix konverter IGBTs bloğunun içinde çift yönlü anahtar yapısı IGBT kullanılarak modellenmiştir. A-B-C giriş, a-b-c çıkış fazlarını ifade etmektedir. S1-S9 a kadar olan 9 çift yönlü anahtar yapısı blokların içinde oluşturulmuştur. Şekil 4.3 de giriş ve çıkış fazlarının modeli ve Şekil 4.4 de blok içindeki 9 çift yönlü anahtar yapısı görülmektedir.

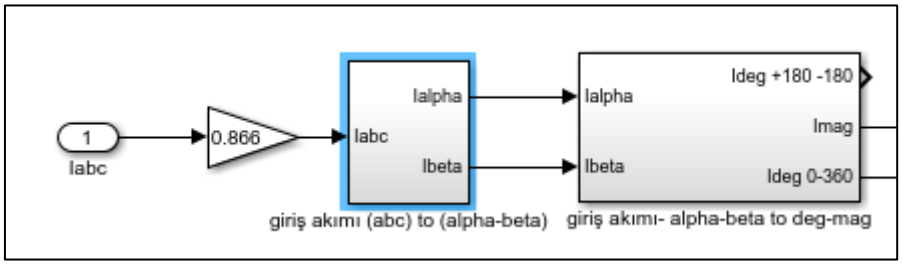


Şekil 4.3. Matris konverter güç devresinin iç yapısı



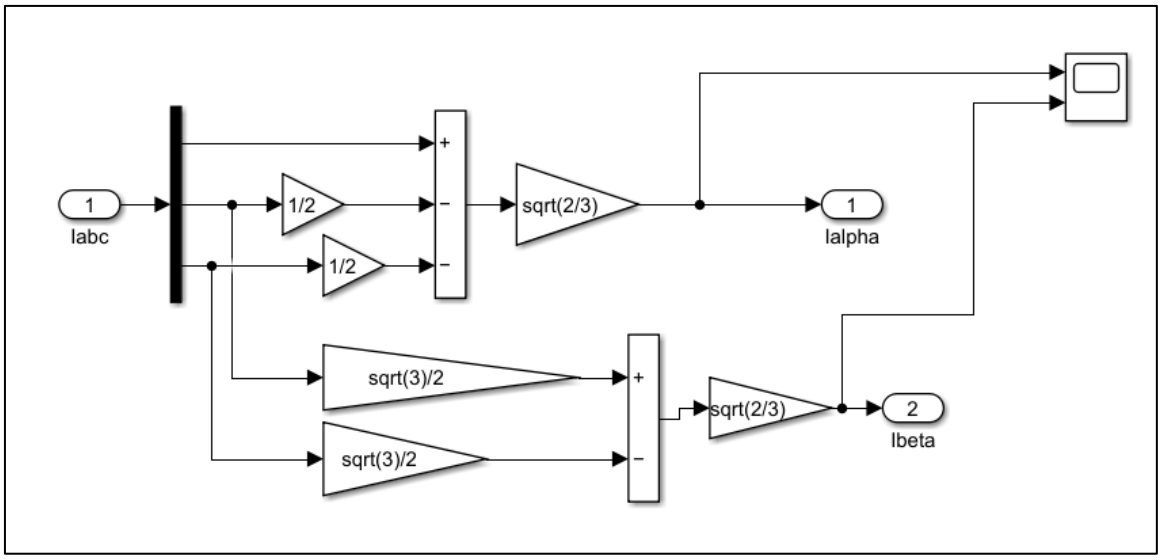
Şekil 4.4. İki yönlü anahtar yapısı

Matris konvetörde giriş akımları ve çıkış gerilimleri için Clarke dönüşümleri kullanılmaktadır. Şekil 4.5'te giriş akımları için Clarke dönüşüm ve vektör parametrelerinin hesaplanmasına ait blok diagram verilmiştir.



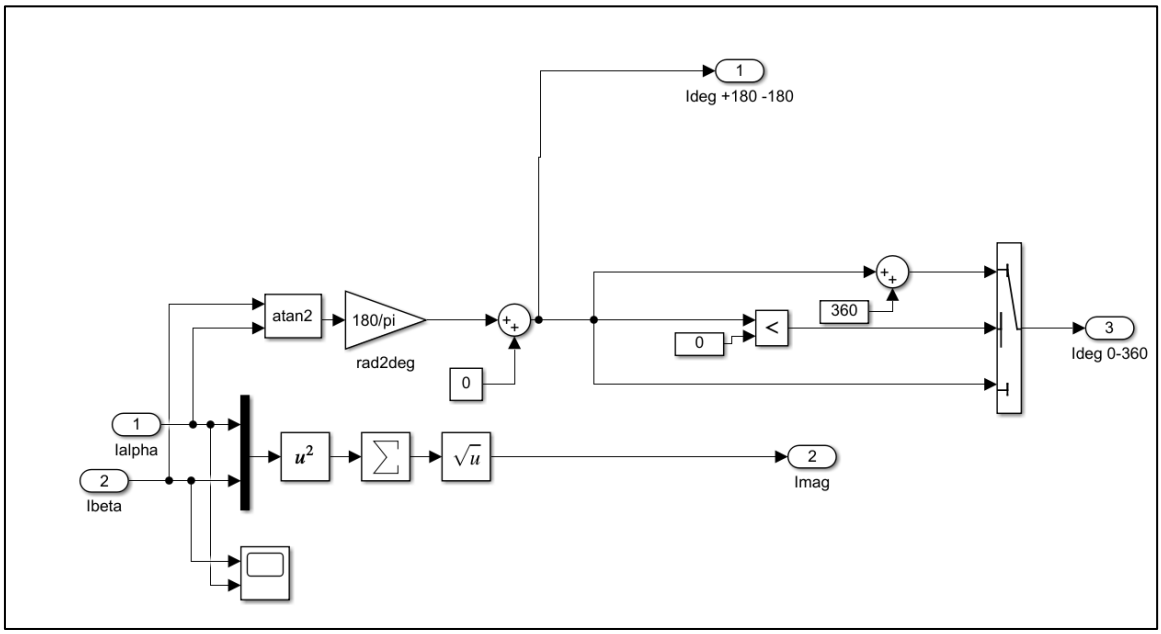
Şekil 4.5. 3 faz düzleminden alfa beta düzlemine dönüşüm(clarke) ve bileşke fazörün oluşturulması

3 faza ait akım ve gerilim bilgileri 2 faz düzlemine (alfa-beta) aktarılırken Clarke dönüşüm denklemleri kullanılmaktadır. Giriş akımlarını (Iabc) Alfa-Beta düzlemine aktarımı şekil 4.6 da verilmiştir. Hesaplanan değerler bileşke uzay fazörü ve faz açısını bulmak için bir sonraki matlab bloğuna aktarılır.



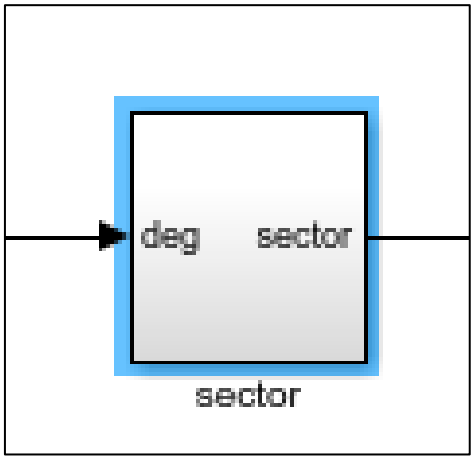
Şekil 4.6. 3 faz düzleminden 90 derece faz farklı 2 faz düzleme dönüşüm (alfa-beta)

Imag giriş akımımlarının (Iabc) uzay fazöründeki vektörel büyüklüğünü ifade etmektedir ve Ideg ise giriş akımlarının uzay vektörünün faz açısını ifade etmektedir. Giriş akımın frekansına bağlı olarak bir periyot süresi 0-360 derece aralığında tamamlanmaktadır. Uzay vektör modülasyonunda giriş akımları 6 bölgede tanımlanırken bu faz açısından faydalanılır. Giriş akım vektörünün büyüklüğü ise Simulink in ileleyen formlarında anhatarlama süresinin hesaplanmasında kullanılmaktadır. Şekil 4.7 de verilen Ideg çıkışı bir sonraki matlab bloğunda anahtarlama sekörlerinin hesaplanmasında kullanılmaktadır.

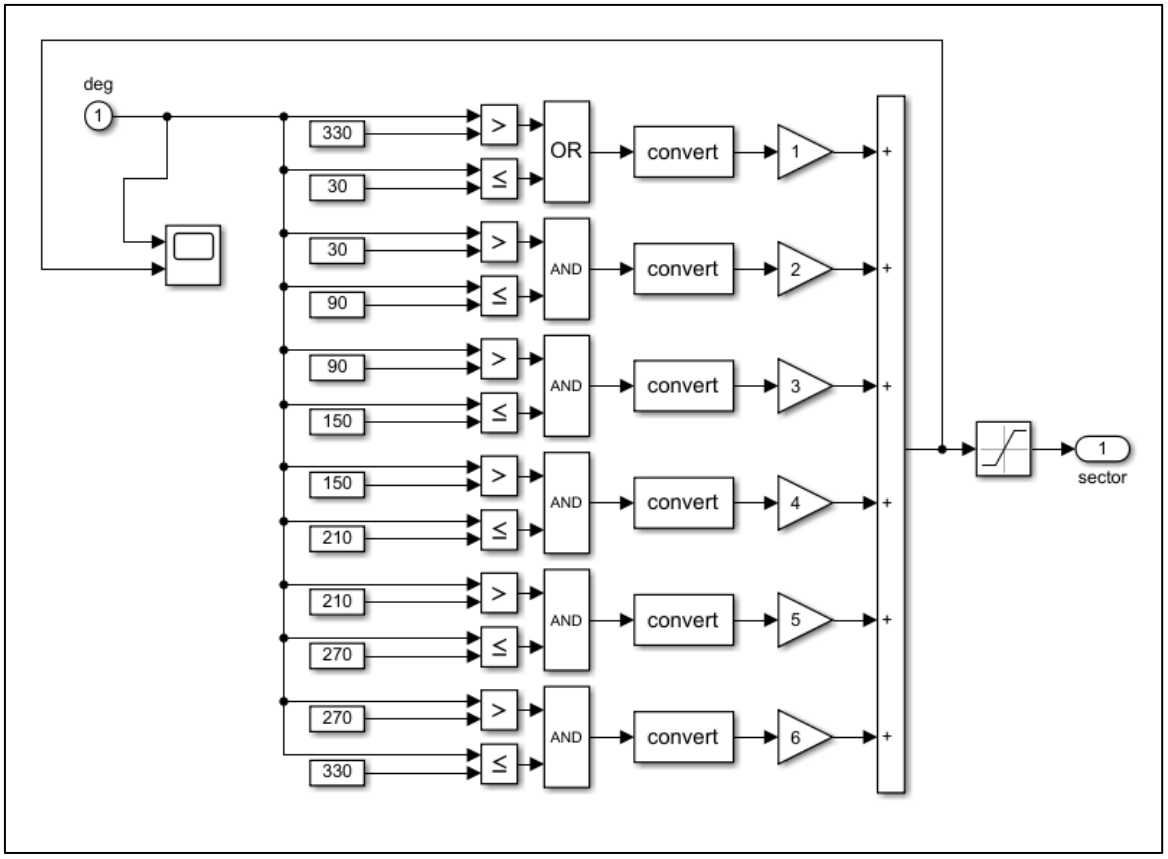


Şekil 4.7. 3 faz düzlemin uzay vektöründeki bileşke fazör ve faz açısı

Matris konvertörde giriş akımları uzay vektörü ve çıkış gerilimleri uzay vektörü iç içe kullanıolmaktadır. Şekil 4.8 ve şekil 4.9 da giriş akımları uzay vektöründe anahtarlama için sektör hesaplamasının yapıldığı simulink modeli verilmiştir. Giriş faz akımları uzay vektöründe 330 derece ile 30 derece arası 1. Sektörü oluşturmaktadır. Sektör seçiminde giriş akımlarının uzay vektöründeki faz açısına göre 6 sektörde tanımlanmaktadır.

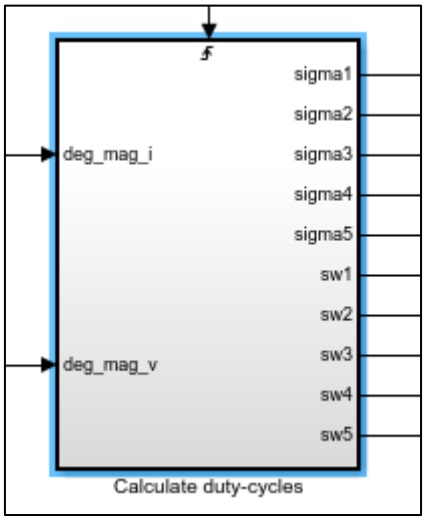


Şekil 4.8. Anahtarlama Sektörleri Bloğu

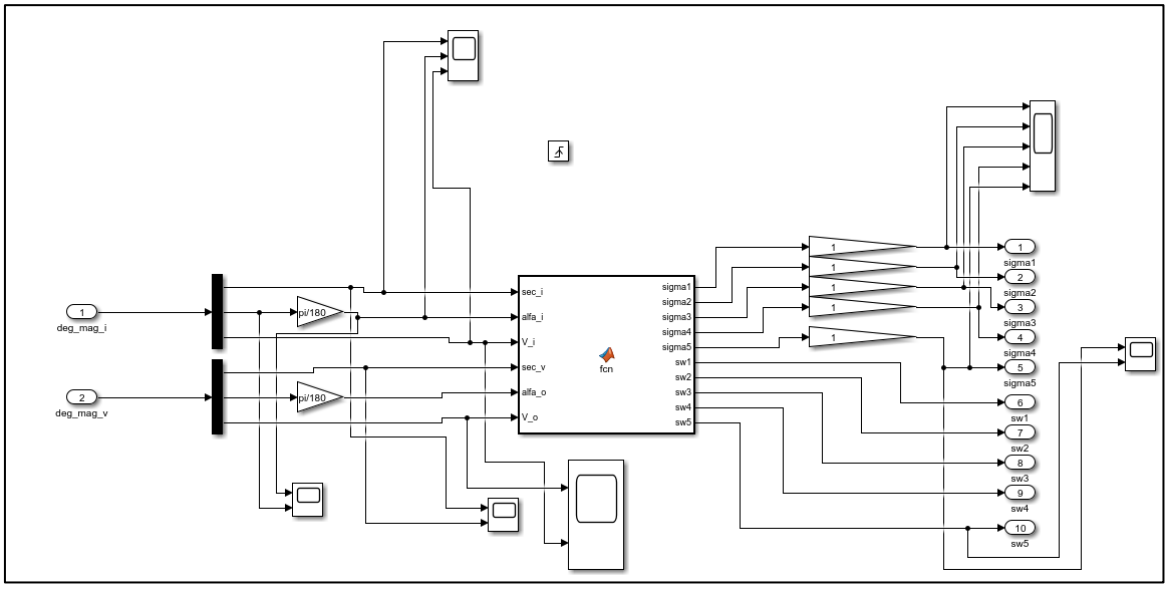


Şekil 4.9. Anahtarlama Sektörleri Bloğu iç yapısı

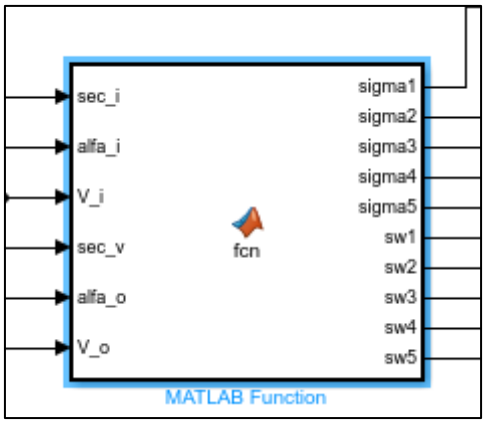
Matris Konvertörde giriş akımları ve çıkış gerilimleri uzay vektörleri birleştirilerek anahtarlama kombinasyonları oluşturulur. 720 anahtarlama kombinasyonu oluşmakta olup Çizelge 3.1 de kullanılabilir anahtarlama kombinasyonları verilmiştir. Anahtarlama kombinasyonları ve anahtarlar için iiletim süresi hesaplanırken giriş akımları tarafında Imag, Ideg ve Isektör bilgisi ile çıkış gerilimleri tarafında Vmag, Vdeg ve Vsektör bilgileri kullanılmaktadır. Şekil 4.10 da matris konvertörün kalbini oluşturan simulink bloğu verilmiştir. Şekil 4.11 de ise iç yapısı ve fonskyon bloğu verilmiştir.



Şekil 4.10. Matris Konvertördeki Yarı iletken anahtarların çalışma sırası ve PWM süresinin bulunmasını sağlayan matlab bloğu



Şekil 4.11. Matris Konvertördeki Yarı iletken anahtarların çalışma sırası ve PWM süresinin bulunmasını sağlayan matlab bloğu iç yapısı



Şekil 4.12. Matematiksel hesaplama Fonksyon blogu

Giriş akımları vektörğnün 1. Sektörde ve çıkış gerilimleri uzay vektörünün 1-6 Sektörlerine ait anahtarlama sıralaması ve iletim süresi (PWM) hesaplmalarının matlab fonksyon bloğundaki kodları aşağıda verilmiştir. Bu hesaplamalar giriş akımları vektörünün her sektör değişiminde çıkış gerilimlerinin 6 sektörü kapsayacak şekilde tekrar yazılması gerekir. Literatürde bu anahtarlama kombinasyonu 720 adet olasılık oluşturduğu yer almaktadır.

Akım 1. Sektör- Gerilim 1-6 sektörler için kod bloğu;

```
function [sigma1,sigma2,sigma3,sigma4,sigma5, sw1,sw2,sw3,sw4,sw5] =
fcn(sec_i,alfa_i,V_i,sec_v,alfa_o,V_o)

k=(2/sqrt(3))*(V_o/V_i);
%tss= 0.00001; % space vektör PWM de anahtarlama periyot süresi (sigma1+sigma2+sigma3+sigma4
toplam süresi)
%s1+ ilk say″ anahtar″, ikinci say″ + yada - oldugunu belirtecek 1 ise + , 2 ise -

if(sec_i==1)&& (sec_v==1)
a1= abs((k*sin(alfa_o+pi/6)*sin(pi/3-alfa_i)));
sw1= 11;
a2= abs((k*sin(alfa_o+pi/6)*sin(alfa_i)));
sw2= 32;
a3= abs((k*sin(-alfa_o+pi/6)*sin(pi/3-alfa_i)));
sw3= 42;
a4= abs((k*sin(-alfa_o+pi/6)*sin(alfa_i)));
sw4= 61; %aca olduğu için sıfır vektörünü aaa ile yaptık

sw5= 10; % 10= aaa, 20=bbb, 30=ccc sıfır vektörü demek

sigma1=a1 ;
sigma2=a2 ;
sigma3=a3 ;
sigma4=a4 ;
```

```
if(a1+a2+a3+a4)<= 1
sigma5= 1- (a1+a2+a3+a4);

else

sigma1=a1/(a1+a2+a3+a4)-0.005 ;
sigma2=a2/(a1+a2+a3+a4)-0.005 ;
sigma3=a3/(a1+a2+a3+a4)-0.005 ;
sigma4=a4/(a1+a2+a3+a4)-0.005 ;
sigma5=0.02 ;

end
elseif(sec_i==1)&& (sec_v==2)
a1= abs(k*sin(alfa_o-pi/6)*sin(pi/3-alfa_i));
sw1= 72;
a2= abs(k*sin(alfa_o-pi/6)*sin(alfa_i));
sw2= 91;
a3= abs(k*sin(pi/2-alfa_o)*sin(pi/3-alfa_i));
sw3= 11;
a4= abs(k*sin(pi/2-alfa_o)*sin(alfa_i));
sw4= 32; %acc
sw5=30;

sigma1=a1 ;
sigma2=a2 ;
sigma3=a3 ;
sigma4=a4 ;
if(a1+a2+a3+a4)<=1
sigma5= 1- (a1+a2+a3+a4);

else

sigma1=a1 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
sigma2=a2 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
sigma3=a3 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
sigma4=a4 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
sigma5=0.02 ;

end

elseif(sec_i==1)&& (sec_v==3)
a1= abs(k*sin(alfa_o-pi/2)*sin(pi/3-alfa_i));
sw1= 41;
a2= abs(k*sin(alfa_o-pi/2)*sin(alfa_i));
sw2= 62;
a3= abs(k*sin(5*pi/6-alfa_o)*sin(pi/3-alfa_i));
sw3= 72;
a4= abs(k*sin(5*pi/6-alfa_o)*sin(alfa_i));
sw4= 91; %aac
sw5=10;

sigma1=a1 ;
sigma2=a2 ;
sigma3=a3 ;
sigma4=a4 ;
if(a1+a2+a3+a4)<=1
```

```
sigma5= 1- (a1+a2+a3+a4);
else%(a1+a2+a3+a4)> 1

sigma1=a1 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
sigma2=a2 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
sigma3=a3 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
sigma4=a4 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
sigma5=0.02 ;

end
elseif(sec_i==1)&& (sec_v==4)
a1= abs(k*sin(alfa_o-5*pi/6)*sin(pi/3-alfa_i));
sw1= 12;
a2= abs(k*sin(alfa_o-5*pi/6)*sin(alfa_i));
      sw2= 31;
      a3= abs(k*sin(7*pi/6-alfa_o)*sin(pi/3-alfa_i));
      sw3= 41;
      a4= abs(k*sin(7*pi/6-alfa_o)*sin(alfa_i));
      sw4= 62; %cac
      sw5=30;

      sigma1=a1 ;
      sigma2=a2 ;
      sigma3=a3 ;
      sigma4=a4 ;
      if(a1+a2+a3+a4)<=1
         sigma5= 1- (a1+a2+a3+a4);

      else%(a1+a2+a3+a4)> 1

         sigma1=a1 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
         sigma2=a2 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
         sigma3=a3 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
         sigma4=a4 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
         sigma5=0.02 ;

      end

   elseif(sec_i==1)&& (sec_v==5)


      a1= abs(k*sin(alfa_o-7*pi/6)*sin(pi/3-alfa_i));
      sw1= 71;
      a2= abs(k*sin(alfa_o-7*pi/6)*sin(alfa_i));
      sw2= 92;
      a3= abs(k*sin(3*pi/2-alfa_o)*sin(pi/3-alfa_i));
      sw3= 12;
      a4= abs(k*sin(3*pi/2-alfa_o)*sin(alfa_i));
      sw4= 31;   %caa
      sw5=10; % aaa=10 bbb=20 ccc=30

      sigma1=a1 ;
      sigma2=a2 ;
      sigma3=a3 ;
      sigma4=a4 ;
      if(a1+a2+a3+a4)<=1
```

```
        sigma5= 1- (a1+a2+a3+a4);

    else%(a1+a2+a3+a4)> 1

        sigma1=a1 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
        sigma2=a2 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
        sigma3=a3 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
        sigma4=a4 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
        sigma5=0.02 ;

    end

elseif(sec_i==1)&& (sec_v==6)


    a1= abs(k*sin(alfa_o-3*pi/2)*sin(pi/3-alfa_i));
    sw1= 42;
    a2= abs(k*sin(alfa_o-3*pi/2)*sin(alfa_i));
    sw2= 61;
    a3= abs(k*sin(11*pi/6-alfa_o)*sin(pi/3-alfa_i));
    sw3= 71;
    a4= abs(k*sin(11*pi/6-alfa_o)*sin(alfa_i));
    sw4= 92; %cca
    sw5=30; % aaa=10 bbb=20 ccc=30

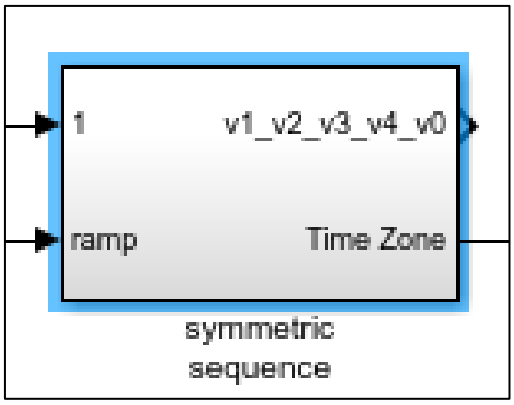

    sigma1=a1 ;
    sigma2=a2 ;
    sigma3=a3 ;
    sigma4=a4 ;
    if(a1+a2+a3+a4)<=1
        sigma5= 1- (a1+a2+a3+a4);

    else%(a1+a2+a3+a4)> 1

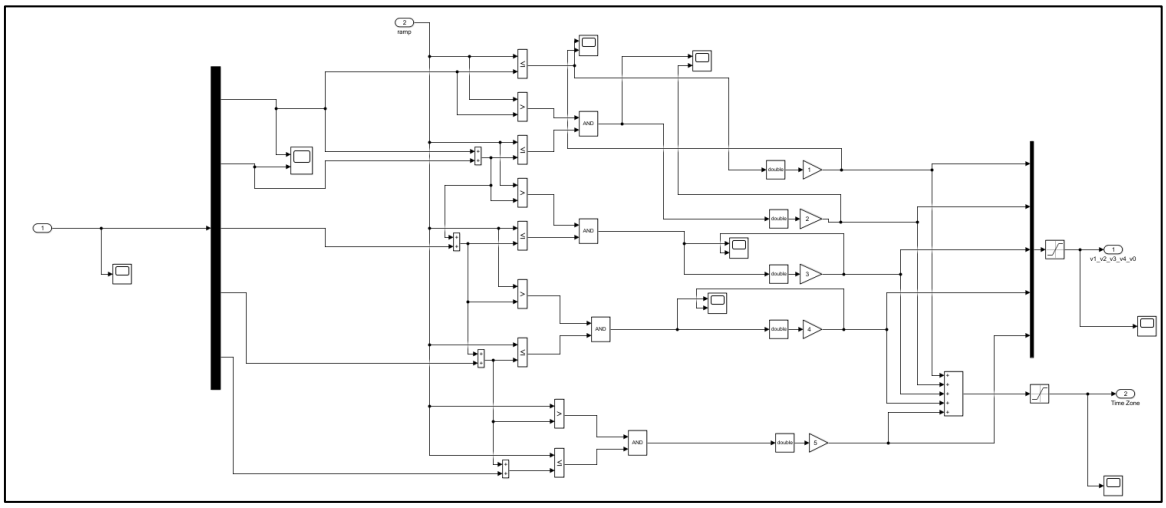
        sigma1=a1 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
        sigma2=a2 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
        sigma3=a3 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
        sigma4=a4 /(a1+a2+a3+a4)-0.005;
        sigma5=0.02 ;

    end
```

Matris konvertörde anahtarlama frekansına bağlı olarak anahtarlama periyot süresi ortaya çıkar yapılan bu tez çalışmasında anahtarlama frekansı 10kHz, anahtarlama periyodu ise 100µs olacak şekilde yarı iletken anahtarların çalıştırılması benzetim çalışmalarında referans alınmıştır. 100 µs lik anahtarlama periyodu 2 akım, 2 gerilim ve sıfır vektöründe anahtarlama gerçekleştirmektedir. Şekil 4.13 ve Şekil 4.14 te 100µs lik anahtarlama periyodunda çalıştırılacak anahtar sıralaması oluşturulmaktadır.

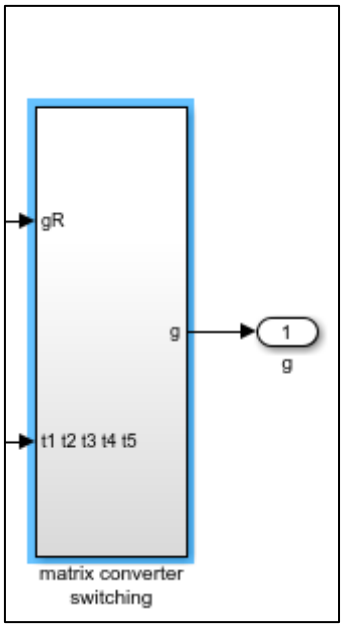


Şekil 4.13. Akım ve gerilim sektörlerindeki anahtarlama sıralamasını hesaplayan simulink bloğu



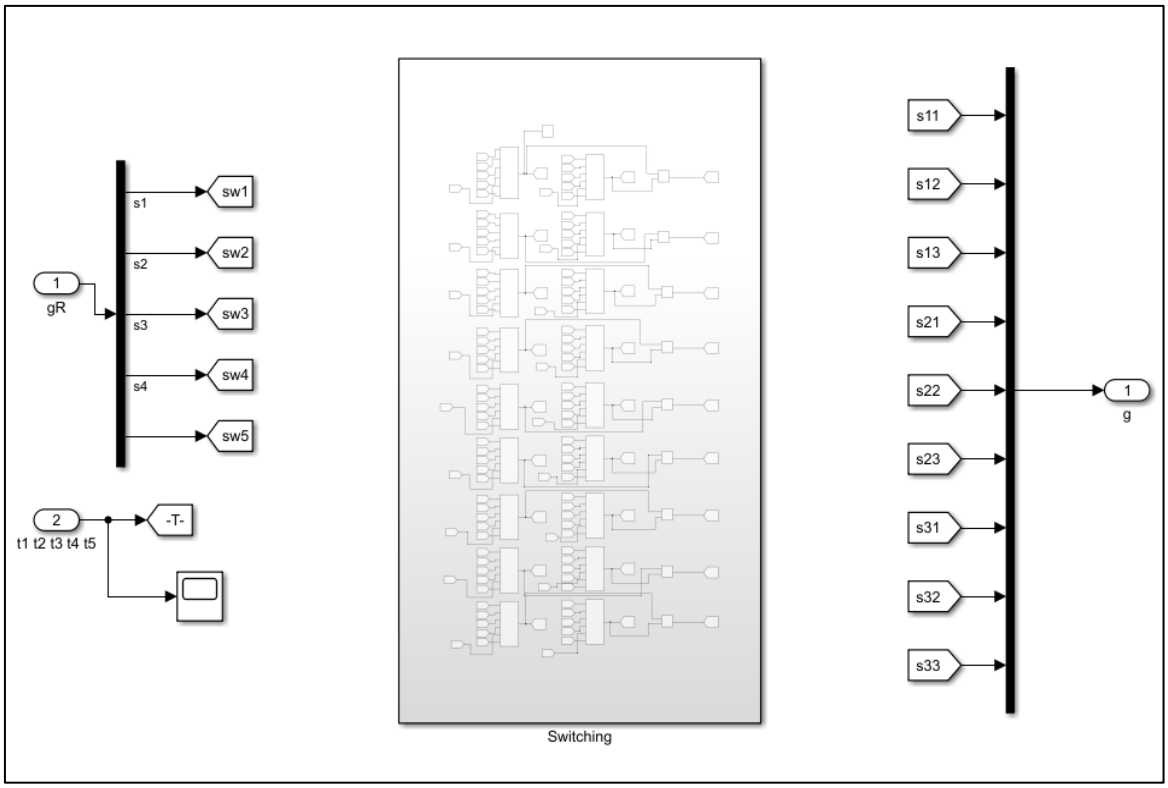
Şekil 4.14. Akım ve gerilim sektörlerindeki anahtarlama sıralamasını hesaplayan simulink bloğu iç yapısı

Uzay vektör darbe genişlik modülasyonu (SV-PWM) tekniği ile matris konvertördeki yarı iletken anahtarların iletim ve kesime götürülmesi sağlanmıştır. Şekil 4.15 te uzay vektör modülasyon yarı iletkenlerin gate ucuna gerek duyulan anahtarlama sinyallerini üretilmesini sağlayan genel blok şeması verilmiştir.

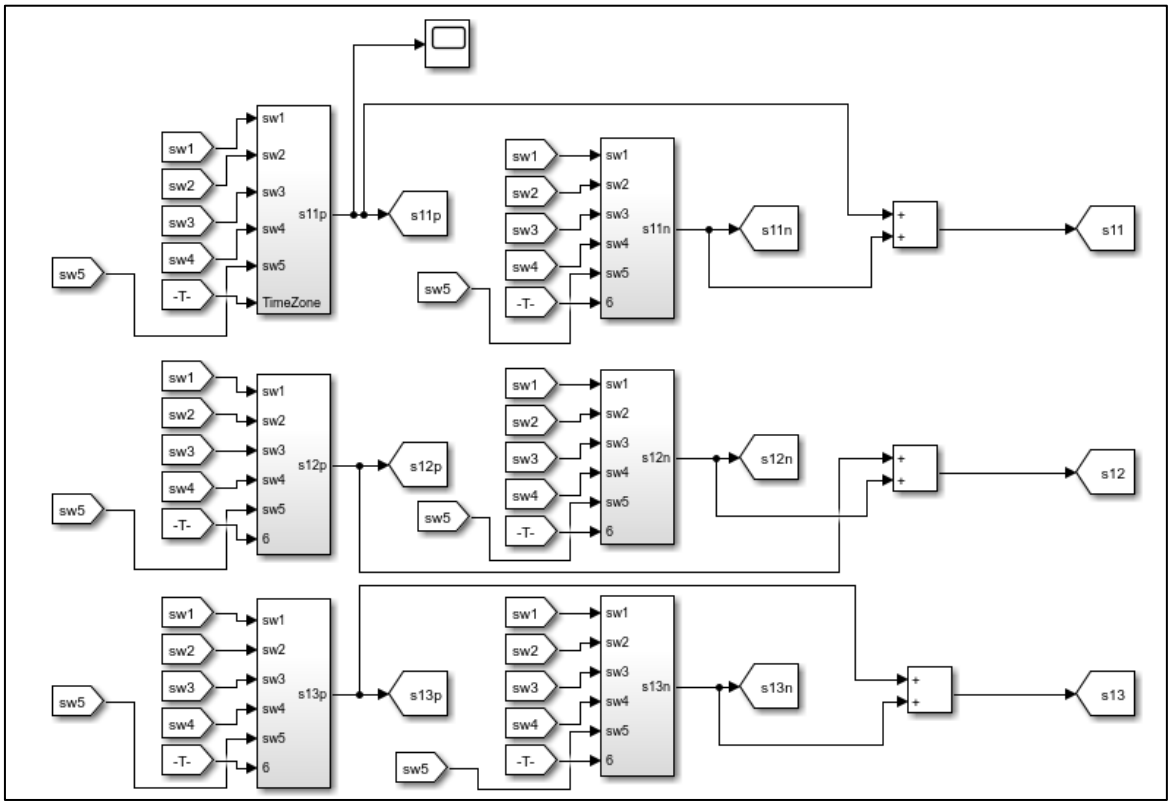


Şekil 4.15. Uzay vektör modülasyon anahtarlama genel blok şeması

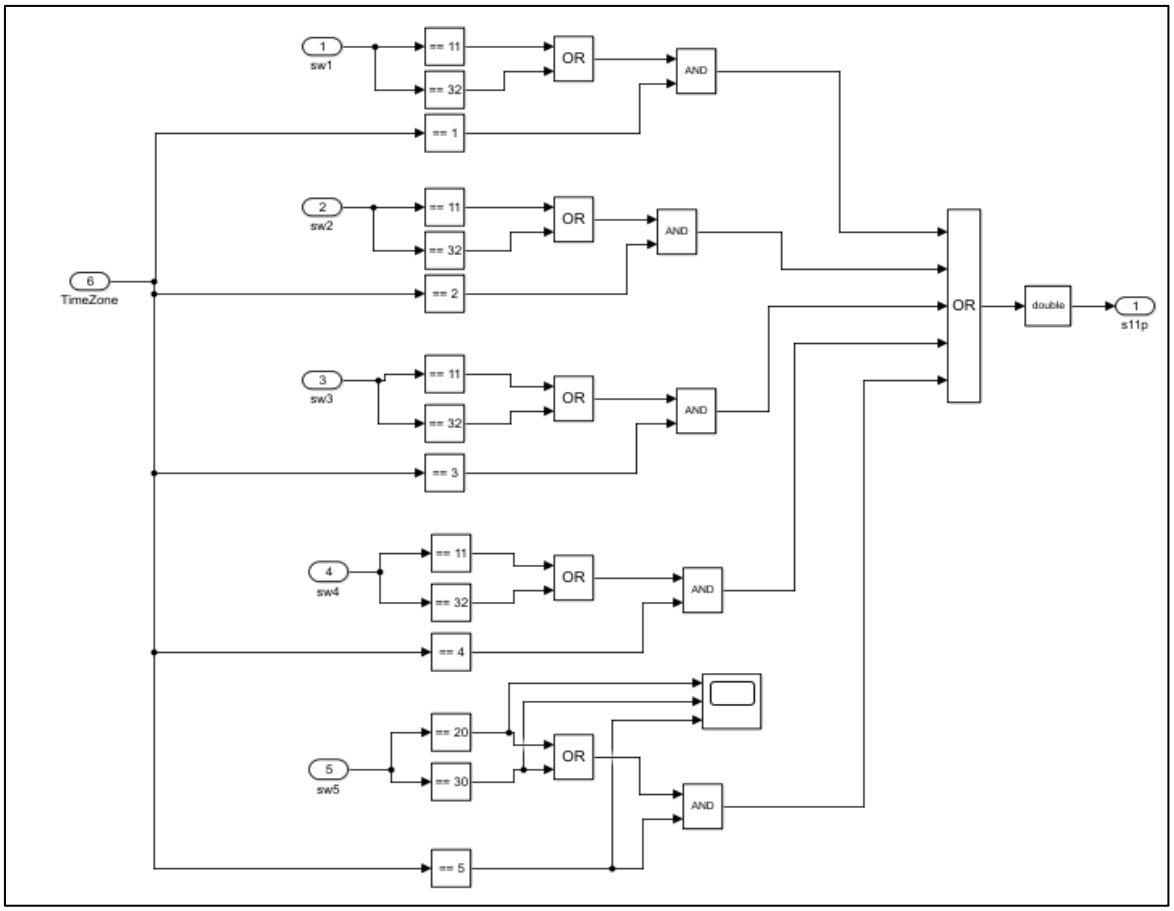
Uzay vektör modülasyon tekniğinin matris konvertörde çalıştırılması için bir anahtarlama periyodunda 5 anahtarlama süresi hesaplanmaktadır hesaplanan anahtarlama sürelerinden 2 tanesi giriş akım vektörlerinden diğer 2 tanesi ise çıkış gerilim vektörlerinden sağlanmaktadır. Sonuncu anahtarlama süresi ise sıfır geçiş vektöründen sağlanmaktadır. Bu hesaplanan 5 zaman değeri kullanılarak 18 yarı iletken anahtarın çalıştırılması pozitif ve negatif alternansta sağlanmaktadır. Her bir çıkış fazı 3 giriş fazından da örnekleme yaparak istenilen çıkış fazını oluşturmaktadır. Anahtarlama periyodu sonunda sıfır geçiş vektörü kullanılarak anahtarların kesime götürülüp bir sonraki anahtarlama periyoduna hazırlanmaktadır. 5 anahtarlama süresinin toplamı bir anahtarlama periyod süresini oluşturmaktadır. Her anahtarlama süresi içerisinde farklı anahtarlama kombinasyonları oluşmaktadır. Şekil 4.16, Sekil 4.17 ve Sekil 4.18 de anahtarlama süreleri ile anahtarlama kombinasyonlarının entegre edilmesine ait blok şeması verilmiştir. Bu iki kombinasyon sonucunda anahtarlanacak 9 adet iki yönlü (toplam 18 adet anahtar) yarı iletken anahtarların iletim ve kesimleri sağlanır. Güç modülündeki IGBT lerin gate ini tetikleyecek sinyaller üretilir.



Şekil 4.16. Uzay vektör modülasyon anahtarlama genel blok iç yapı şeması



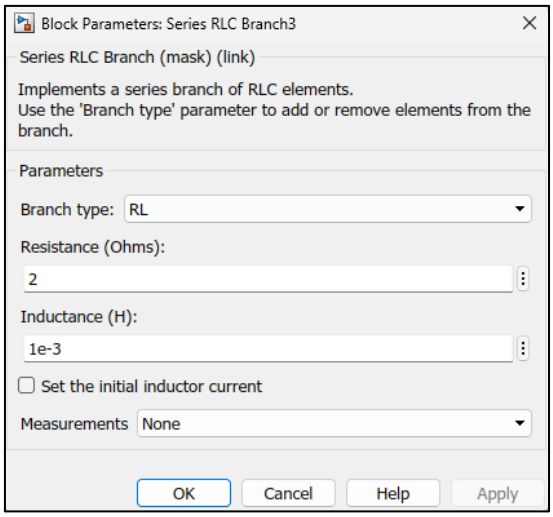
Şekil 4.17. 3 giriş 1 çıkış fazı için anahtarlama kombinasyonaları



Şekil 4.18. Anahtarlama kombinasyonu iç yapısı

4.2. Endüktif (RL) Yüke Ait Benzetim Çalışmaları

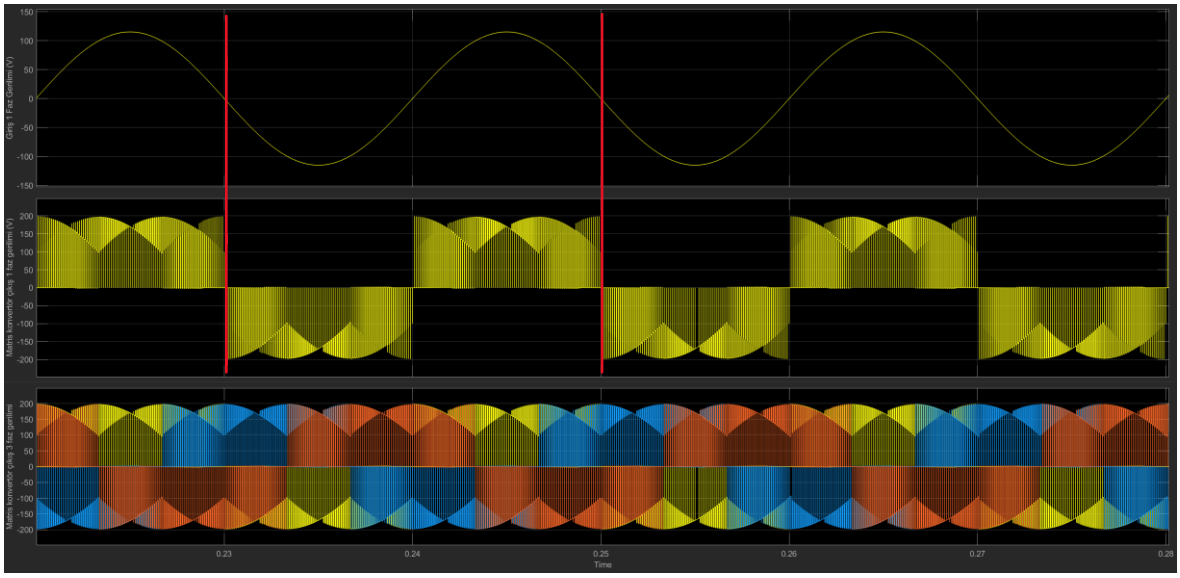
Matris konvertörün matlab/simulink modeli genel olarak bir önceki başlıkta oluşturulmuştur. Konvertör çıkışında yük olarak önce Endüktif yük seçilmiştir. Buradaki amaç gerilim ve akım arasında faz farkının oluştuğunun ve konvertörün yükü besleyebildiğini analiz etmektir. Uçaklarda kullanılan aktüatörün de endüktif bir yük olduğu referans alınarak farklı giriş ve çıkış frekansları için benzetim çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Bu tez çalışmasında, uçaklarda kullanılan genaratörlerin 400 Hz ve çevresindeki frekanslarda değişkenlik gösteren frekansta 3 faz gerilim üretmesi referans alınarak aktüatörün ihtiyaç duyduğu 50Hz frekansa sahip frekans dönüşümü sağlanmıştır. Matris konvertörde farklı giriş frekansları kullanılarak çıkış frekansı olarak önce 50 Hz sabit çıkış elde edilmiştir. Böylelikle RL yükte elde edilen kazanım aktüatörün motor kontrolü sağlanmıştır. PMSM kullanılan bir aktüatör referans alınarak benzetim çalışmalarının son adımında motor hız kontrolü sağlanmıştır.



Şekil 4.19. RL yük parametreleri

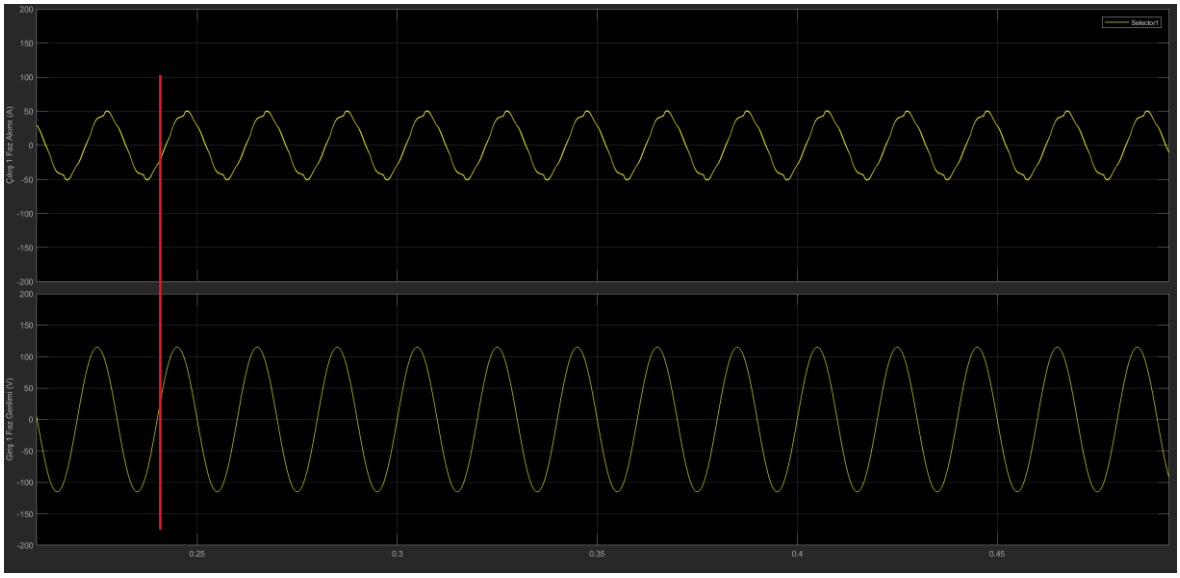
4.2.1. Giriş 50 Hz Çıkış 50 Hz benzetim çalışmaları

Benzetim çalışmasında ilk örnekleme matris konvertör giriş gerilim kaynağının 3 faz, V_{faz}=115 V, $V_{faz\text{-}faz}$= √3x100= 199.2 V ve f= 50 Hz lik bir alternatör olduğu kabul edilmiştir. Frekans 50 Hz olması sebebi ile periyot süresi T=20ms dir. Matris konvertör çıkışında ise simetrik RL yük bağlanmıştır. RL parametreleri Şekil 4.19 da verilmiştir. Konvertör çıkış frekansı yine 50 Hz alınmıştır. Benzer şekilde periyot süresi 20ms dir. Şekil 4.20 de bu parametrik bilgiler grafik üzerinde bulunmaktadır. Şekil 4.20 de Giriş 1 faz gerilimi, matris konvertör 1 faz gerilimi ve 3 faz gerilimleri sırası ile gösterilmiştir.



Şekil 4.20. Giriş 1 faz gerilimi, matris konvertör 1 faz gerilimi ve 3 faz gerilimleri

Şekil 4.21 de Çıkış akımı ve giriş gerilim 1 faz sinüs dalgası verilmiştir. Giriş ve çıkış Frekansın 50 hz olduğu gözlenmektedir.

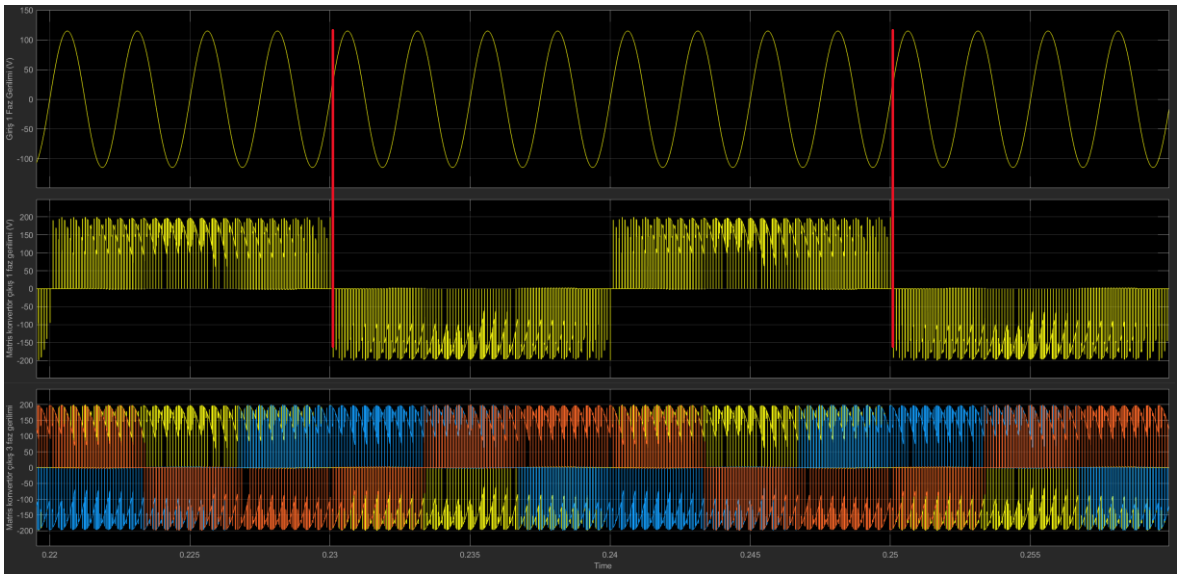


Şekil 4.21. Çıkış akımı ve giriş gerilimi

4.2.2. Giriş 400 Hz Çıkış 50 Hz benzetim çalışmaları

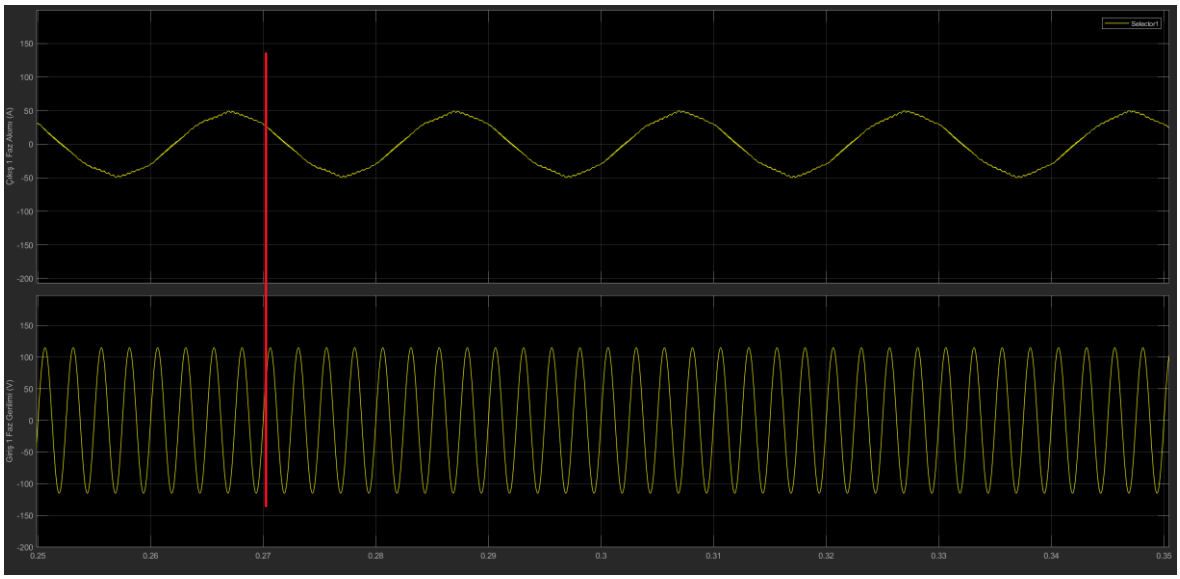
Benzetim çalışmasında matris konvertör giriş gerilim kaynağının 3 faz, V_{faz}=115 V, $V_{faz\text{-}faz}$= √3x100= 199.2 V ve f= 400 Hz lik bir alternatör olduğu kabul edilmiştir. Frekans 400 Hz olması sebebi ile periyot süresi T= 2.5 ms dir. Bu fark şekil 4.22'de de görülmektedir.

Konvertör çıkış frekansı yine 50 Hz alınmıştır. Benzer şekilde periyot süresi 20 ms dir. Şekil 4.22'den görüldüğü üzere, giriş gerilimi 400 Hz olsa dahi, çıkış geriliminin frekansı 50 Hz üretilmiştir.



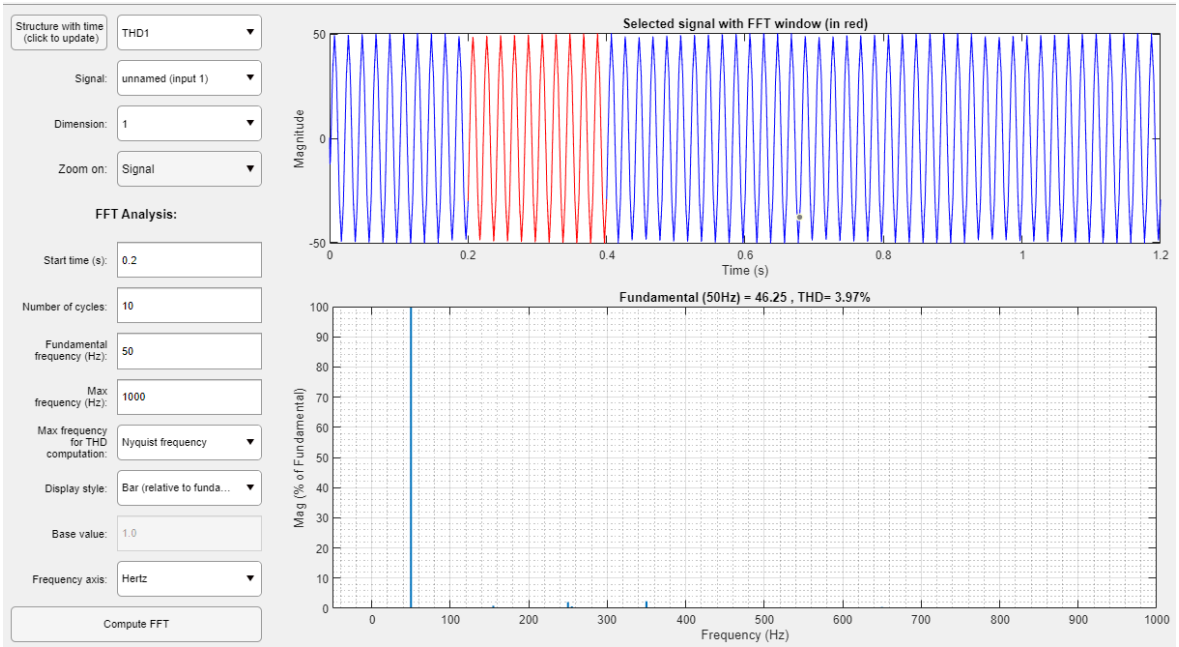
Şekil 4.22. Giriş 400 Hz Çıkış 50 Hz için giriş 1 faz gerilimi, matris konvertör 1 faz gerilimi ve 3 faz gerilimleri

Şekil 4.23 de Çıkış akımı ve giriş gerilim 1 faz sinüs dalgası verilmiştir. Giriş 400 Hz ve çıkış Frekansın 50 Hz olduğu gözlenmektedir.



Şekil 4.23. Giriş 400 Hz Çıkış 50 Hz için çıkış akımı ve giriş gerilimi

Akım sinyaline ait THD sonucu Şekil 4.24'te verilmiştir. THD sonucundan görüldüğü üzere, bozulma %3,97 seviyesinde olup IEEE 519-2022 standartlarında belirtilen %8 limitinin oldukça altındadır.



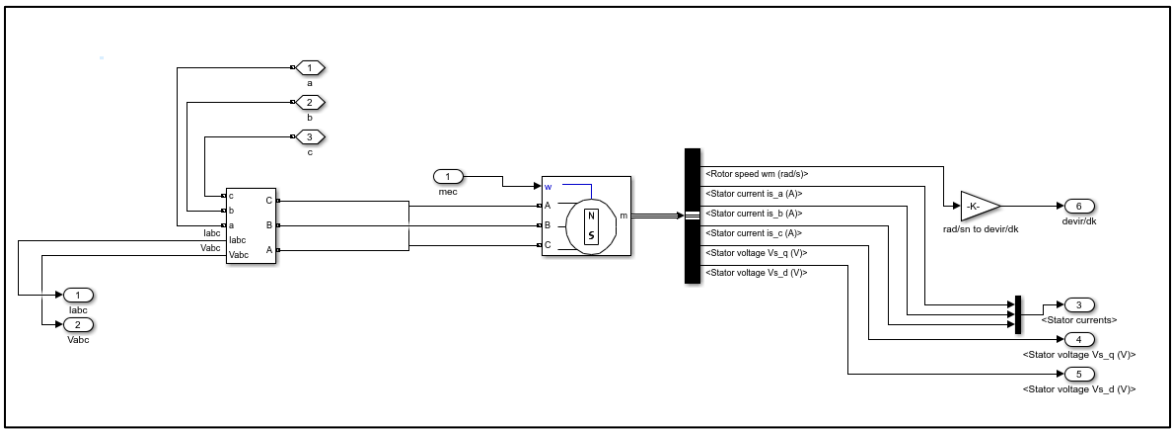
Şekil 4.24. Matris Konvertör çıkış akımı THD analizi

4.3. AC Aktüatör Benzetim Çalışmaları

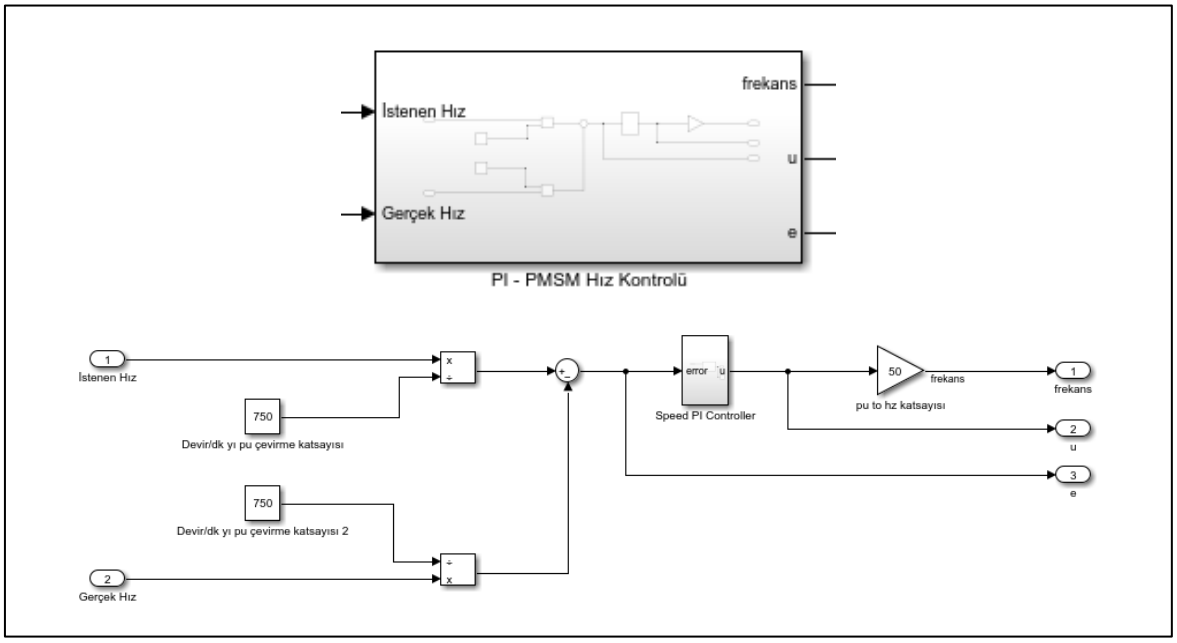
Uçak elektro-mekanik ve elektro-hidrolik sistemlerinde farklı çalışma tiplerinde aktüatörler kullanılmaktadır. Flaplerde bulunan aktüatörlerde pozisyon kontrolü yapılmaktadır. İniş takımı veya kargo kapağı gibi kısımlarda kullanılan aktüatörlerde ise sürekli çalışma olmakta ve hız kontrolü istenmektedir. Aktüatörün hareketi mekanik sistem limit anahtarına dayanınca durmaktadır. Hareket yön değişikliğinde ise motorda faz sırasının yer değiştirilmesi ile elde edilmektedir. Bu çalışmada uçak kargo kapağının açılıp kapanmasını sağlayan aktüatörün modellenmesi gerçekleştirilmiştir. Sistemin çalışması için motorun dönüş sağlaması ve belli bir hızda sürekli dönmesi ana isterdir. Benzetim çalışmaları farklı motor hızları elde etmek için matris konvertör ve PI denetleyici aracılığı ile frekans değiştirerek kapalı döngü kontrol sağlanmıştır.

Matris konvertör çıkışının 3 faz alternatif akım (AC) olması sebebi ile aktüatör benzetim çalışmaları için matlabda PMSM motorun çalıştırılması tercih edilmiştir. Bu benzetim

çalışmaları sırasında istenen motor hızı için PI denetleyici ile elde edildiği incelenmiştir. Uçaktaki alternatör referans alındığı için giriş 400 Hz, istenen hızı karşılayacak çıkış frekansları üretilmiştir. Uçaklardaki alternatörler 115V olması sebebi ile matris konvertör çıkışı 0.866 katı çıkış verebilmektedir. Aktüatörlede kullanılan PMSM motorun bu çalışma gerilimine göre tasarlanması gerekmektedir. Benzetim çalışmalarında bu performanslar yakalanmaya çalışılmıştır. Benzetim çalışmasında kullanılan motor devre şeması şekil 4.36 da verilmiştir. Hız kontrolü için gerekli olan çıkış frekansını sağlayabilmek için kullanılan PI denetleyici de 4.37 de verilmiştir.

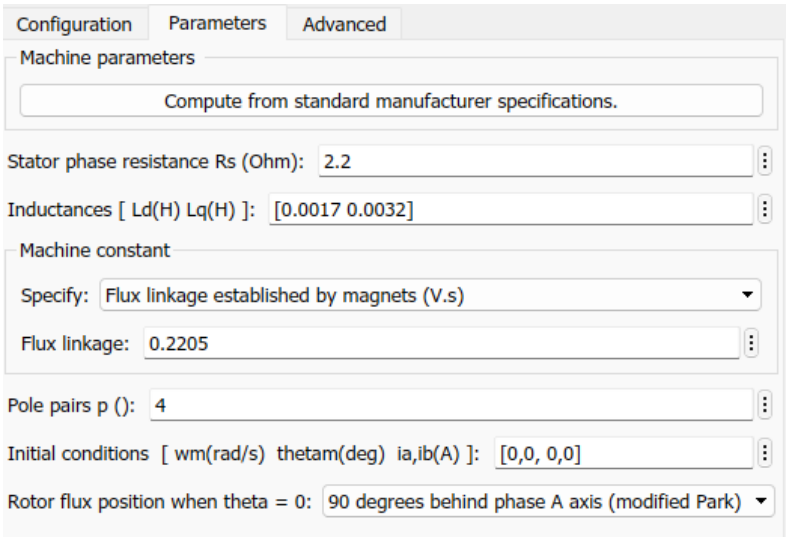


Şekil 4.36. Aktüatör motorunun (PMSM) matris konvertöre bağlantı şeması



Şekil 4.37. PI denetleyici

PMSM motora ait Matlab parametre bilgileri şekil 4.38 de verilmiştir. Bu bilgiler Matlab araçlarında yer alan değerlerdir.



Şekil 4.38. PMSM motora ait Matlab parametre bilgileri

PI denetleyicisi (Proportional-Integral Controller), bir kontrol sisteminde kullanılan bir geri besleme kontrol algoritmasıdır. PI denetleyicisi, hatayı (error) değerlendirerek bir kontrol sinyali üretir. İki temel terimi içerir: P (Proportional) ve I (Integral).

Proportional (P- Oransal): Bu terim, hatanın doğru orantılı bir şekilde kontrol sinyali üretmesini sağlar. Yani, hatanın büyüklüğüne bağlı olarak çıkış sinyali artar veya azalır. P terimi, anlık hata değerinin çarpanıdır.

$$u(t)=K_p \cdot e(t)$$

Burada:

- $u(t)$, kontrol sinyali (çıkış),
- K_p, P terimi çarpanı,
- $e(t)$, hata (referans değeri ile ölçüm değeri arasındaki fark) olarak ifade edilir.

Integral (I - Integral): Bu terim, zaman içindeki toplam hatayı kontrol sinyaline ekleyerek sistem stabilitesini arttırır. Bu, sistemdeki küçük, sürekli hataların zaman içinde düzeltilmesine yardımcı olur.

$$u(t)=K_p \cdot e(t)+K_i \cdot \int e(t)dt$$

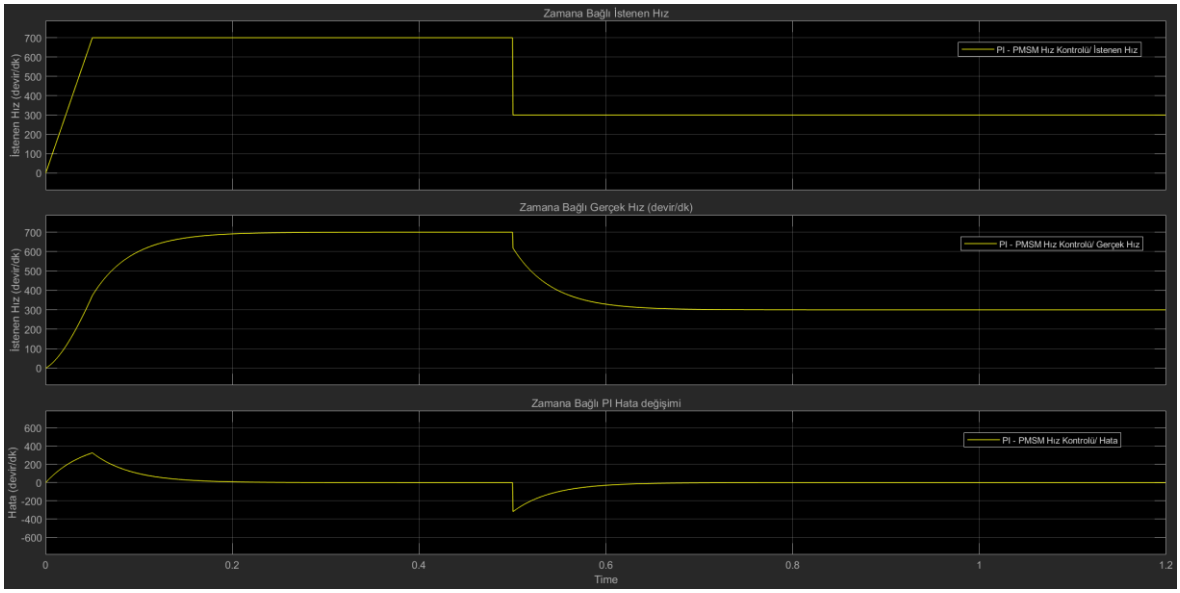
Burada:

- K_i, I terimi çarpanı,
- $\int e(t)dt$, hata integralini temsil eder.

Genel olarak, P terimi anlık hataya tepki gösterirken, I terimi geçmişte birikmiş hatalara tepki gösterir. Bu iki terimin kombinasyonu, PI denetleyicisinin bir sistemi istenilen değere getirme ve sistemde oluşan hataları düzeltme yeteneğini sağlar. Bu tür bir kontrol, sistem stabilitesini artırabilir ve hızlı bir şekilde istenilen değerlere ulaşılmasını sağlayabilir. Bu tez çalışmasında Kp= 0.25, Ki= 30 olarak belirlenmiştir.

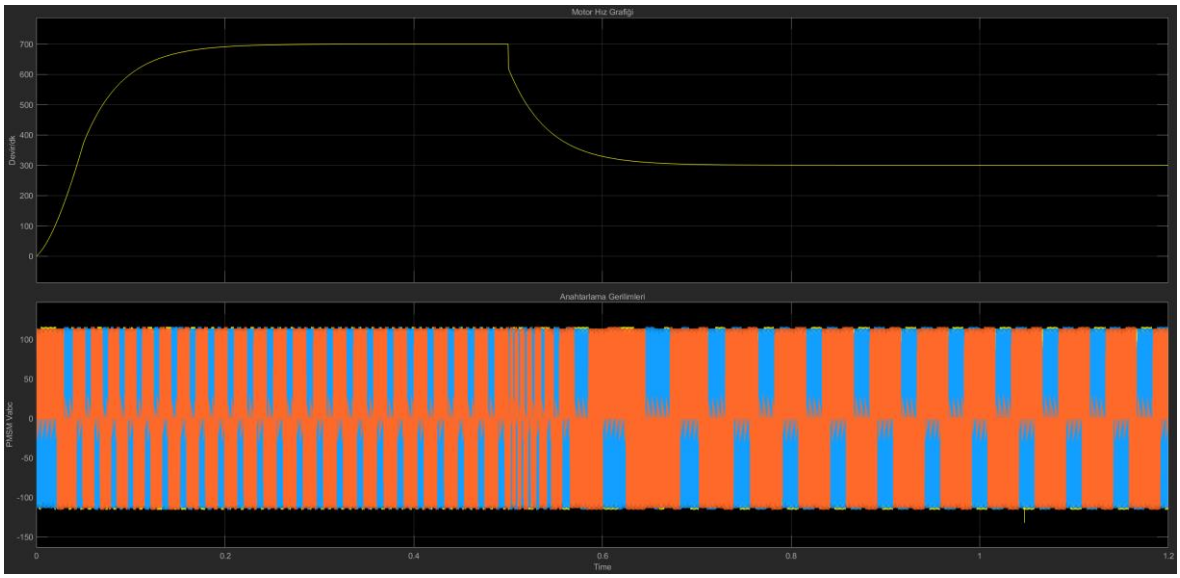
4.3.1. Motor hız kontrolüne ait simülasyon sonuçları

Aktüatör PMSM motorun istenen dönme hızları PI denetleyiciye istenen hız değeri zamana göre değişen şekilde girilmiştir. İstenen hız, gerçek hız ve buna bağlı PI hata değeri şekil 4.39 da yer almaktadır. Bu grafikte görüleceği üzere önce motorumuzun 700 devir/dk dönmesi istenmiştir. Bu değer PI denetleyicinin girişine verilmiştir. Ardından motorumuzun 300 devir/ dk ya düşmesini ve bu hızda sabit bir şekilde dönmesi istenmiştir. Burada hedeflenen motorun hızını istediğimiz değere yavaşlatabilmeyi ve o sabit hızda dönmesini sağlamaktır. İstenen hız değerine ulaştığında hatanın 0 da sabitlendiği şekilde gözlemlenmiştir.



Şekil 4.39. İstenen hız, gerçek hız ve buna bağlı PI hata değeri

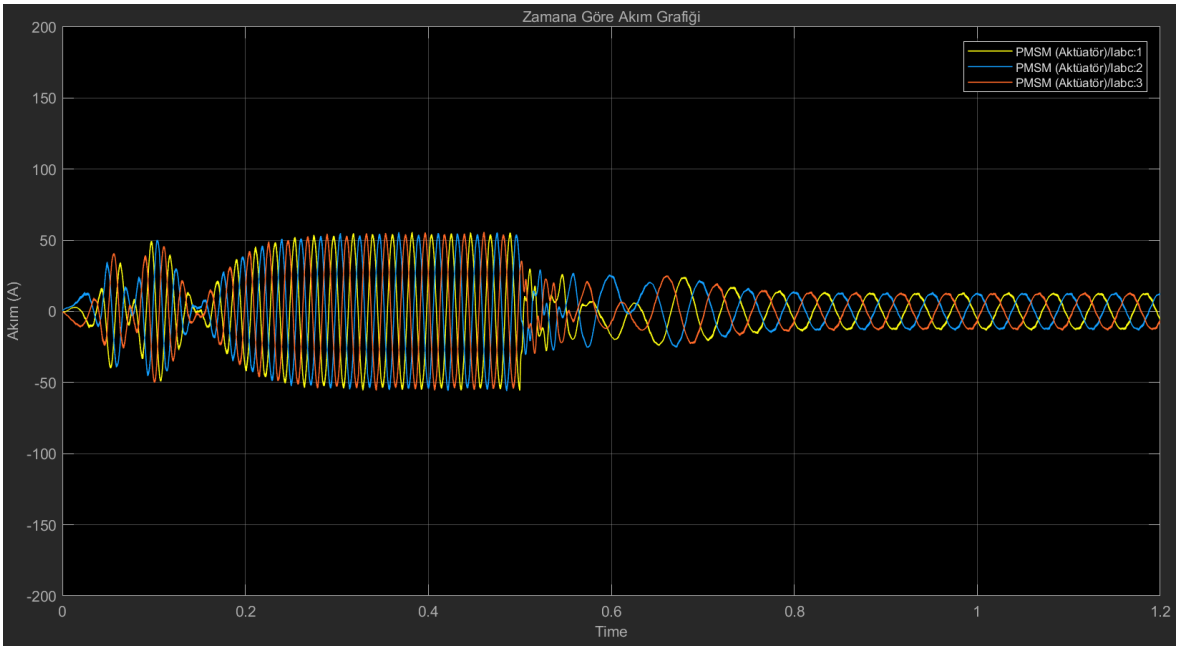
Şekil 4.40 da motorun gerçek dönme hızı ve anahtarlama gerilimleri verilmiştir. Motor 700 devir/dk hızda dönerken anahtarlama bölgeleri dar aralıklıdır motor 300 devire indiği durumda anahtarlama periyodu uzamaktadır.



Şekil 4.40. 700 devir/dk ve 300 devir/dk motorun gerçek dönme hızı ve anahtarlama gerilimleri

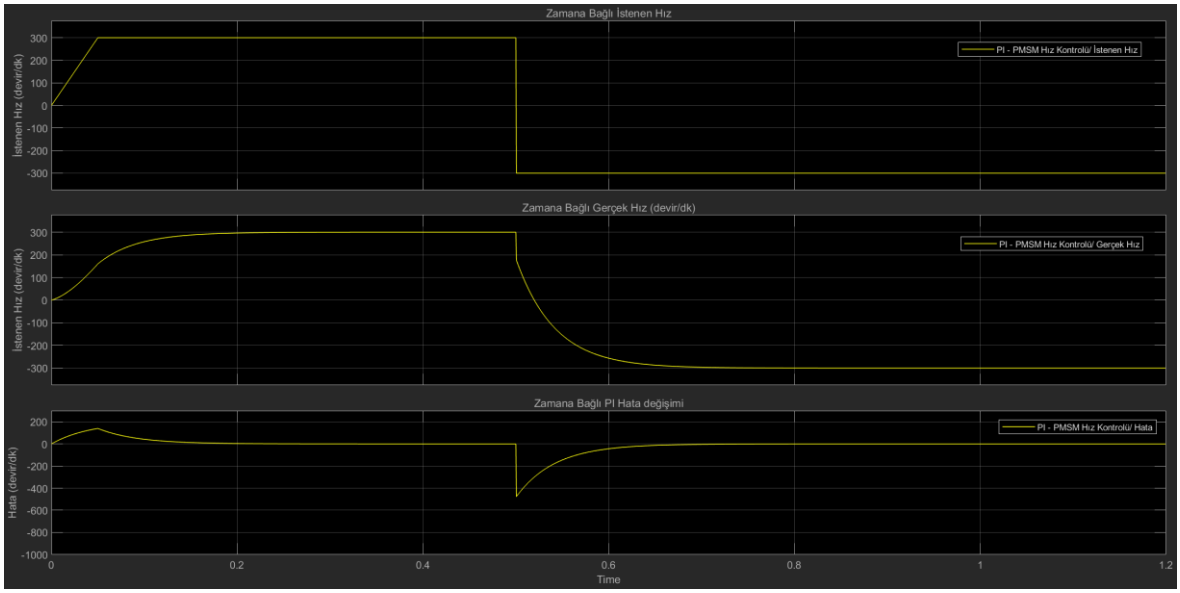
Şekil 4.41 de görüleceği üzere PMSM faz akımları, Motorun istenen hızlarda dönenebilmesi için elde edilen akımdaki ve frekansındaki değişiklikler görülmektedir. Motorun 700 devirde dönebilmesi için 46,67 Hz'e sabitlenmiştir. 300 devirde dönebilmesi

için ise 13,33 Hz'e PI denetleyici sayesinde sabitlenmiştir. Akımdaki değişim şekil 4.41 de görülmektedir.



Şekil 4.41. PMSM faz akımları

Şekil 4.42 ve şekil 4.43 de örnek bir iniş takımı aktüatörünün çalışma prensibi ele alınmıştır. Bu çalışmada motorun yön değiştirmesi incelenmiştir. Önce 300 devir/dk dönüş sağlanmış belirli bir süre sabit hızda döndükten sonra -300 devir/dk ters yönde dönüşü gerçekleştirilmiştir. Böylece iniş takımlarının açılıp kapanmasını sağlayan durum simüle edilmiştir. Devir yönü değişikliği faz sırası değiştirilerek yapılmıştır. Şekil 4.42 de istenen hız önce 300 devir/dk sonra -300 devir/dk istenmiştir. Bu şekilde elde edilen gerçek hız ve hata değerleri de gözlenmektedir. Grafik incelendiğinde başarılı bir şekilde istenen hız değerine motor hızının sabitlendiği görülmektedir.



Şekil 4.42. İstenen hız, gerçek hız ve buna bağlı PI hata değeri

Şekil 4.43 de motorun gerçek dönme hızı ve anahtarlama gerilimleri verilmiştir. Motor 300 devir/dk hızda dönerken ve ters yönde -300 devir/dk dönerken ki anahtarlama bölgeleri geçiş süresinde önce daralmış sonrasında tekrardan aynı seviyeye geldiği görülmektedir.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tezde, uçak aktüatörlerinde kullanılan PMSM (Sürekli Mıknatıslı Senkron Motor) için uzay vektör modülasyon (UVM) yöntemi ile tasarlanan matris konvertörün kapalı döngü kontrolü gerçekleştirildi.

Benzetim çalışmalarında ilk aşamada RL yük kullanılarak matris konvertörün çalışması sağlanmıştır. Bu kapsamda uçak alternatöründeki 115 V AC 400 Hz bilgileri matris konvertör girişine uygulanmış olup, sonraki aşamada değişken frekanslı alternatör kullanılabileceği de öngörülerek 400Hz den farklı frekanslarda giriş frekansı seçilmiştir ve çıkışta 50 Hz, 32.5Hz ve 25 Hz değerleri elde edilmiştir. Bunun sonucunda tasarlan sistemin aktüatör motoru olarak kullanılan PMSM motorunun hız kontrolü yapabilmek için gerekli olan verileri elde edebildiğimiz gözlendi.

Tez kapsamında, UVM yöntemi kullanılarak tasarlanan matris konvertör ve PI denetleyeci, uçak aktüatörlerinde kullanılan PMSM motorunun kapalı döngü kontrolü için uygulandı. Simülasyonlar aracılığıyla, Alternatif Akım (AC) Permanan Manyetik Senkron Motor (PMSM) kullanılarak Proportional-Integral (PI) denetleyici ile hız kontrolü başarıyla gerçekleştirilmiştir. Tezin başlangıcında belirlenen hedefler doğrultusunda, motorun 700 devir/dakika, 300 devir/dakika ve 100 devir/dakika hızlarda istenilen performansı sergilemesi sağlanmıştır. Matris konvertörün girişinde 400 Hz olup çıkışında motor isterleri olan hızı elde edebilmek için gerekli frekansları ürettiği gözlemlenmiştir.

Çalışma sayesinde uçakta kargo kapısının açılmasını veya kapanmasını sağlayan aktüatörün hız kontrolü matris konvertör UVM sayesinde çalıştırılabildiği bu çalışma ile başarılmıştır.

Elde edilen çalışma sonuçları ile gelecekte bu alanda çalışma yapacak araştırmacılar için uçakta kullanılan iniş takımları, flapler (uçuş kontrol yüzeyleri) ve diğer haraketli yüzeyler ve bölümlerde kullanılan aktüatörlerde poziyon kontrolü ve tork kontrolü çalışmaları önerilir.

KAYNAKLAR

Areerak, K., Wu, T., Bozhko, S., Asher, G. M. and Thomas, D. (2011). Aircraft power system stability study including effect of voltage control and actuators dynamic. *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on,* 47(4), 2574-2589.

Aten, M., Whitley, C., Towers, G., Wheeler, P., Clare, J. and Bradley, K. (2004). *Dynamic performance of a matrix converter driven electro-mechanical actuator for an aircraft rudder*. Second International Conference on Power Electronics, Machines and Drives (PEMD 2004), Edinburgh, 326-331.

Cárdenas, R., Peña, R., Wheeler, P. and Clare, J. (2011). Experimental validation of a space-vector-modulation algorithm for four-leg matrix converters. *IEEE Transactions on Industrial Electronics,* 58(4), 1282–1293.

Coşkun, İ., Saygın, A. and Dursun, M. (2008). Matris konverter uygulaması. *Politeknik Dergisi,* 11(3), 193-198.

de Lillo, L., Empringham, L., Wheeler, P., Clare, J. and Bradley, K. (2005, August). *A 20 KW matrix converter drive system for an electro-mechanical aircraft (EMA) actuator.* European Conference on Power Electronics and Applications. Dresden, 12-22.

Empringham, L., de Lillo, L., Wheeler, P. and Clare, J. (2006, November). *Matrix converter protection for more electric aircraft applications*. IECON 2006 - 32nd Annual Conference on IEEE Industrial Electronics, Paris, 2564-2568

Gyugi, L. and Pelly, B. (1976). *Static power frequency changers: Theory, performance and applications.* New York: John Wiley, 22-28.

Huber, L. and Borojevic, D. (1995). Space vector modulated three-phase to three-phase matrix converter with input power factor correction. *IEEE Transactions on Industry Applications,* 31(6), s. 234–1246.

Kazerani, M. and Ooi, B. (1993). *Direct AC-AC matrix converter based on three-phase voltage-source converter modules.* Industrial Electronics, Control, and Instrumentation, Proceedings of the IECON '93, Maui, 812-817.

Kobravi, K. (2012). *Modulation and control of matrix converter for aerospace application.* Thesis of Doctor of Philosophy, University of Toronto, Canada, 85-92.

Kobravi, K., Iravani, R. and Kojori, H. (2012). *A review and implementation of Matrix-Converter for aerospace application.* Energy Conversion Congress and Exposition (ECCE). Raleigh, 185-192.

Kordonis, A. and Hikihara, T. (2014). *Direct matrix converter space vector modulation and dynamical model analysis towards steady state operation.* International Conference on Information Science, Electronics and Electrical Engineering, Sapporo, 1629-1632.

Kwak, S. (2012). Four-leg based fault-tolerant matrix converter schemes based on switching function and space vector methods. *IEEE Transactions on Industrial Electronics,* 59(1), 235–243.

Large, S., Green, A., Mason, S., Bhatia, S., Clare, J., Zanchetta, P. and Wheeler, P. (2003). *Matrix converter solution for aircraft starting*. IEE Seminar on Matrix Converters, London, 5/1-5/18

Neacşu, M. G., Marut, F. and Stanciu, V. (2015). Design of direct matrix converter for modern civil aircraft systems based on MEA Concept. *Electrotehnică, Electronică, Automatică (EEA),* 63(4), 25-35.

Nguyen, T. and Lee, H. (2012). Modulation strategies to reduce commonmode voltage for indirect matrix converters. *IEEE Transactions on Industrial Electronics,* 59(1), 129-140.

Ooi, B. and Kazerani, M. (1998). Voltage-source matrix converter as a controller in flexible AC transmission systems. *Power Delivery, IEEE Transactions,* 13(1), 247–253.

Schafmeister, F. and Kolar, J. (2012). Novel hybrid modulation schemes significantly extending the reactive power control range of all matrix converter topologies with low computational effort. *IEEE Transactions on Industrial Electronics,* 59(1), 194-210.

She, H., Lin, H., He, B., Yue, L. and An, X. (2012). Implementation of voltagebased commutation in space-vector-modulated matrix converter. *IEEE Transactions on Industrial Electronics,* 59(1), 154-166.

Sun, J., Chen, M. and Karimi, K. (2008). Aircraft power system harmonics involving single-phase pfc converters. *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions ,* 44(1), s. 217-226.

Venturini, M. (1980). *New sine wave in, sine wave out conversion technique eliminates reactive elements.* Proceedings of Powercon 7, San Diego, 303-308.

Venturini, M. and Alesina, A. (1980). *The generalized transformer: A new bidirectional sinusoidal waveform frequency converter with continuously adjustable input power factor.* Proc. IEEE PESC'80, Brighton, 242-252.

Wang, X., Lin, H., She, H. and Feng, B. (2012). A research on space vector modulation strategy for matrix converter under abnormal input-voltage conditions. *IEEE Transactions on Industrial Electronics,* 59(1), 93-104.

Wheeler, P. W., Rodriguez, J., Clare, J. C., Empringham, L. and Weinstein, A. (2002). Matrix converters: A technology review. *IEEE Transactions on Industrial Electronics,* 49(2), 276-288.

Wheeler, P., Clare, J., Apap, M., Empringham, L., de Lillo, L., Bradley, K. andTowers, G. (2004). *An electro-hydrostatic aircraft actuator using a matrix converter permanent magnet motor drive.* Second International Conference on Power Electronics, Machines and Drives, Edinburgh, 464-468.

Xiao, K., Wang, L. and Wheeler, P. (2011). *Improved modulation of two-stage matrix converter for EMA in aircraft applications.* 14th European Conference on Power Electronics and Applications. Birmingham, 202-208.

Zhang, J., Dan, H., Empringham, L., De Lillo, L. and Wheeler, P. (2018). Matrix converter open-circuit fault behavior analysis and diagnosis with a model predictive control strategy. *IEEE Journal of Emergıng and Selected Topıcs in Power Electronıcs,* 6(4), 22-28.



Gazili olmak ayrıcalıktır