



Control of a five-phase permanent magnet synchronous starter generator for more electric aircraft

Eyyüp Öksüztepe*^{ID}, Murat Yapan^{ID}

Department of Avionics, School of Civil Aviation, Firat University, 23119, Elazığ, Türkiye

Highlights:

- Process control of starter generator for more electric aircraft
- Field oriented control of five phase permanent magnet synchronous machine as starter generator
- Implementation of five phase space vector pulse wide modulation for starter generator

Keywords:

- More electric aircraft
- Permanent magnet machine
- Multi phase systems
- Starter generator
- Five phase space vector pulse wide modulation

Article Info:

Research Article

Received: 27.12.2022

Accepted: 20.10.2023

DOI:

10.17341/gazimmfd.1225247

Acknowledgement:

This work was supported by TUBITAK project 1001 121E370.

Correspondence:

Author: Eyyüp Öksüztepe
e-mail:
eoksuztepe@firat.edu.tr
phone: +90 533 242 0384

Graphical/Tabular Abstract

In recent years, the use of electrical energy in transportation vehicles has become increasingly widespread due to the need for power autonomy and high efficiency systems, the increase in environmental pollution caused by greenhouse gas emissions and the decrease in fossil fuels. In the aviation industry, the new generation of aircraft, in which electrical energy is used more widely and defined as more electric aircraft, attracts great attention in the world. The starter and generator, which are two separate systems in conventional aircraft, are combined in new generation aircraft and the starter-generator (SG) system is obtained. In Figure A, the block diagram of the starter and generator system in conventional aircraft, the block diagram of the SG system in the new generation aircraft, and the power system and control diagram of the SG system are given.

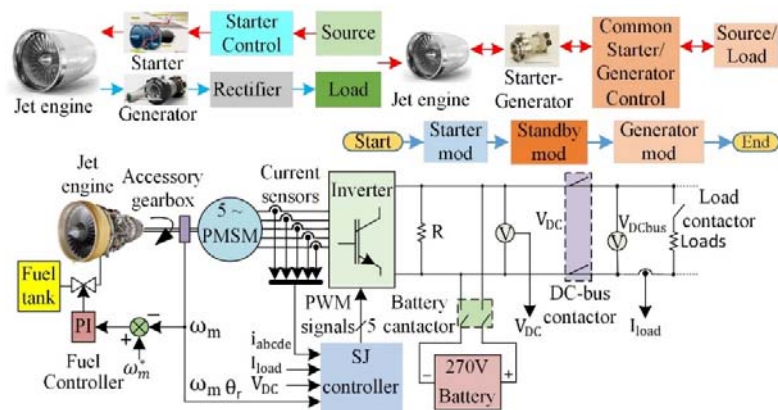


Figure A. Compared conventional aircraft starter and generator system with new generation aircraft SG system and power system and control diagram of the SG system.

Purpose: In this study, it is aimed to perform process control together in the start mode, transition mode and generator mode of the SG system, which includes a 5-phase Permanent Magnet Synchronous Machine (PMSM).

Theory and Methods: In the SG system of more electric aircraft, 5-phase PMSM is used due to its advantages such as high fault tolerance, low torque ripples, less noise, minimal stress on power switches and lower stator current per phase. The process control of the whole SG system, including the jet engine, has been controlled by considering three operating modes as starter mode, transition mode and generator mode in Matlab/Simscape Toolbox. 5-phase PMSM is controlled by five-phase space vector PWM using the field oriented control method in both starter mode and generator mode.

Results: While the maximum steady-state voltage fluctuation in the 270V high voltage DC power system is requested to be $\pm 6V$ in the MIL-STD-704F standard, the simulation results have been shown that the voltage fluctuation at maximum load in the proposed system is $\pm 1V$. According to the same standard, the transient fall time from 350V to 270V is requested to be 0.02s and from 200V to 270V rise time to be 0.03s, while the recommended method is 0.017s and 0.015s, respectively.

Conclusion: The proposed starter generator system meets the requirements of the 270V DC output voltage in transient and steady regime, which is included in the aircraft electrical power system standard MIL-STD-704F. The proposed process management and 5-phase PMSM can be successfully used in the SG system of more electric aircraft as a High Voltage DC power system.



Elektrik gücünün daha yaygın kullanıldığı uçaklar için beş fazlı sabit mıknatıslı senkron starter generatörün kontrolü

Eyyüp Öksüztepe*^{ID}, Murat Yapan^{ID}

Fırat Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu, Havacılık Elektrik ve Elektronik Bölümü, 23119, Elazığ, Türkiye

Ö N E Ç I K A N L A R

- MEA için starter generatörün süreç kontrolü
- Beş fazlı sabit mıknatıslı senkron makinenin starter generatör olarak alan yönlendirmeli kontrolü
- Beş fazlı uzay vektör darbe geniş modülasyonunun starter generatör için uygulanması

Makale Bilgileri

Araştırma Makalesi

Geliş: 27.12.2022

Kabul: 20.10.2023

DOI:

10.17341/gazimmfd.1225247

Anahtar Kelimeler:

Sabit mıknatıslı senkron makina,
çok fazlı sistemler,
starter generatör,
uzay vektör PWM, MEA

ÖZ

Geleneksel uçaklarda kullanılan, yapısı karmaşık, ağır, sürekli bakım gerektiren starter ve generatör olarak iki farklı sistem yerine, tek bir sürücü ile kontrol edilen, starter generatör (SG) sistemi, çevre dostu *More Electric Aircraft* olarak isimlendirilen uçaklarda kullanılmaya başlanmıştır. Bu çalışmada, beş fazlı Sabit Mıknatıslı Senkron Makine (SMSM), üç fazlılara göre hata toleransı ve enerji yoğunluğu yüksek, aynı güç için ağırlığı ve hacmi düşük olması nedeniyle SG olarak kullanılmıştır. Beş faz uzay vektör PWM ile kontrol edilen SG sürücüsü, tüm süreci yöneten SG kontrol birimi ve uçak jet motoru, birlikte Matlab /Simscape Tollbox'da modellenmiştir. Tüm uçak SG sistemi, Starter Modu, Geçiş Modu ve Generatör Modu olmak üzere üç çalışma modunda kontrolü gerçekleştirilmiştir. Önerilen sistemde, AA güç sistemine göre, daha avantajlı 270V yüksek gerilim DA güç sistemi uçakta kullanılmıştır. Hava aracı elektrik güç sistemi standardı MIL-STD-704F göre, 270V yüksek gerilim DC güç sistemi için, maksimum sürekli rejim gerilim dalgalanması $\pm 6V$ olması istenirken, önerilen sistem ile gerilim dalgalanması $\pm 1V$ 'de edilmiştir. Aynı standarda göre geçici rejim 350V'dan 270V düşme zamanı 0,02s ve 200V'dan 270V yükselme zamanı 0,03s olması istenirken, önerilen yöntemde bu zamanlar sırasıyla 0,017s ve 0,015s'dir. Simülasyon sonuçları, önerilen SG sisteminin, hava aracı elektrik güç sistemi olarak kullanılabilirliğini göstermiştir.

Control of a five-phase permanent magnet synchronous starter generator for more electric aircraft

H I G H L I G H T S

- Process control of starter generator for more electric aircraft
- Field oriented control of five phase permanent magnet synchronous machine as starter generator
- Implementation of five phase space vector pulse wide modulation for starter generator

Article Info

Research Article

Received: 27.12.2022

Accepted: 20.10.2023

DOI:

10.17341/gazimmfd.1225247

Keywords:

Permanent magnet machine,
multi-phase systems,
starter generator,
space vector PWM,
MEA

ABSTRACT

The starter generator (SG) system, which is controlled by a single driver, has started to be used in the more environmentally friendly aircraft called More Electric Aircraft, instead of two different systems as starter and generator, which are complex, heavy, and require continuous maintenance, used in traditional aircraft. In this study, a five-phase Permanent Magnet Synchronous Machine (SMSM) was used as SG due to its fault tolerance and higher energy density compared to three-phase, and low weight and volume for the same power. The SG driver controlled by five phase space vector PWM, the SG controller that manages the whole process, and the aircraft jet engine are modelled in Matlab / Simscape Tollbox. The entire aircraft SG system was controlled in three operating modes: Starter Mode, Transition Mode and Generator Mode. In the proposed system, a more advantageous 270V high voltage DC power system is used compared to the AC power system in aircraft. According to the aircraft electrical power system standard MIL-STD-704F, for the 270V high voltage DC power system, the maximum steady-state voltage fluctuation is $\pm 6V$, while the voltage fluctuation is $\pm 1V$ with the proposed system. According to the same standard, the transient fall time from 350V to 270V is requested to be 0.02s and from 200V to 270V rise time to be 0.03s, while in the proposed method these times are 0.017s and 0.015s, respectively. The simulation results showed that the proposed SG system can be used as an aircraft electrical power system.

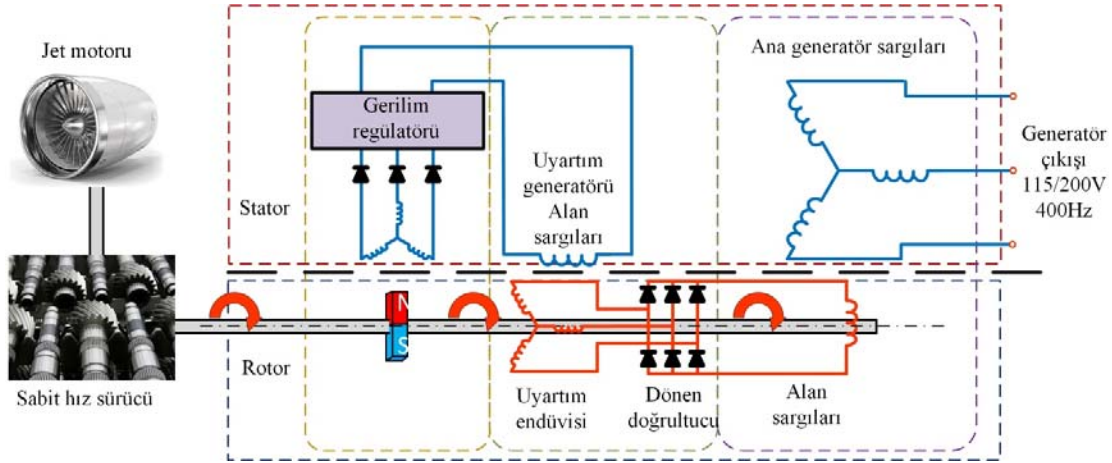
1. Giriş (Introduction)

Son yıllarda kara, deniz ve hava araçlarında elektrik enerjisinin kullanımına olan ilgi, petrol kaynaklarının azalması, yakıt maliyetlerinin yükselmesi ve fosil yakıtların çevreye verdiği zararlardan dolayı artmaktadır. Avrupa Birliği Komisyonu havacılık araştırmaları politika raporunda (Flightpath 2050) 2050 yılına kadar CO2 emisyonunun %75, NOX emisyonunun %90 ve gürültünün %65 oranında azaltılması amaçlanmaktadır [1]. Geleneksel uçaklarda yakıt tüketimi sonucu üretilen güç, birincil güç ve ikincil güç olmak üzere iki gruba ayrılır. Birincil güç jet motoru tarafından uçağın uçuşu için gerekli olan itkinin oluşmasını sağlarken, ikincil güç mekanik güç, hidrolik güç, pnömatik güç ve elektrik gücünü kapsayan yardımcı güç sistemleridir [2]. Bu yardımcı güç sistemleri iniş takımı, frenleme, uçuş kontrolü, klima, basınçlandırma, buzlanmayı önleme, aviyonik vb. yerleşik sistemlerde kullanılır [3]. Yardımcı güç sistemlerinde kullanılan pnömatik, hidrolik ve mekanik güç sistemlerinde karmaşık güç dağıtım sistemi, düşük enerji dönüşüm verimliliği, düşük güvenilirlik ve bakım zorluğu gibi sorunlarla karşılaşılır.

Günümüz geleneksel uçaklarda jet motorun çalıştırılması için, tüm içten yanmalı motorlarda olduğu gibi, ek bir başlatıcı(starter) sistemine ihtiyaç duyulur. Uçağın ana motorlarının çalıştırılabilmesi için öncelikle, kuyruk kısmında bulunan ve itki üretmeyen bir jet motorundan oluşan Yardımcı Güç Ünitesi (*Auxiliary Power Unit*)'nin başlatılması gerekir. Önce paralel sonra seri bağlanabilen iki batarya tarafından beslenen bir DA motoru tarafından Yardımcı Güç Ünitesi çalıştırılır. Yardımcı Güç Ünitesi'ne bağlı hava kompresöründen elde edilen basınçlı havayla çalışan ve *aksuar dişli kutusuna* bağlı hava starteri, uçak ana motorlarının çalışmasını sağlar. Jet motoru çalıştıktan sonra yine *aksuar dişli kutusuna* bağlı generatör tarafından uçaktaki tüm yükler için gerekli elektrik gücü üretilir. Uçak elektrik güç sisteminde alternatif akım(AA) güç sistemi, geleneksel uçaklar için en yaygın olarak kullanılan mimaridir. Uçak elektrik güç sistemi, Alçak Gerilim DA (*Low Voltage DC*) güç sistemi, Yüksek Gerilim DA (*High Voltage DC*) güç sistemi, Sabit Hız Sabit Frekans (*Constant Speed Constant Frequency*) AA güç sistemi, Değişken Hız Sabit Frekans (*Variable Speed Constant Frequency*) AA güç sistemi ve Değişken Hız Değişken Frekans (*Variable Speed Variable Frequency*) AA güç sistemi olmak üzere beş grupta sınıflandırılabilir. Geleneksel uçaklarda yaygın olarak kullanılan Sabit Hız Sabit Frekans AA güç üretimini sağlayan ve üç aşamalı generatör olarak isimlendirilen elektrik güç üretim sisteminin yapısı Şekil 1'de verilmiştir. Bu sistem sabit mıknatıslı senkron generatör, fırça-kolektör düzeneği olmayan dönen doğrultuculu DA generatörü ve ana

senkron generatör olmak üzere üç elektrik makinasından oluşmaktadır. Ana senkron generatörün çıkışında, hat gerilimi 200V, faz gerilimi 115V 400Hz AA güç elde edilmektedir. Jet motorundan alınan değişken hızlı mekanik güç, dönüştürme oranı değiştirilebilen ve Sabit Hız Sürücüsü (*Constant Speed Driver*) olarak isimlendirilen dişli sistemler tarafından sabit hızlı mekanik güce dönüştürülmektedir. Çok kutuplu sabit mıknatıslı senkron generatörden üretilen AA elektrik gücü, doğrultularak DA generatörün alan sargılarına bir gerilim regülatörü tarafından uygulanır. DA generatörün endüvisinde üretilen AA gerilim, dönen doğrultucu tarafından doğrultulur ve ana generatörün alan sargılarına uygulanır. Ana generatör sabit hızla döndüğünden, çıkış gerilimi 400Hz frekansında olup değişmez. Generatörün çıkış gerilimi, generatör kontrol birimi tarafından DA generatörünün uyartım akımı gerilim regülatörü ile değiştirilerek, hat geriliminin 200V sabit olacak şekilde, ayarlanır. Uçağın elektrik güç sistemlerinde meydana gelen bir arıza durumunda, generatör kontrol birimi generatörün güç üretimini durduracak fonksiyona sahiptir.

Günümüzde yaygın olarak kullanılan bu elektrik güç üretim sisteminden vazgeçilmemesi, hata toleransının ve güvenilirliğinin yüksek olmasından kaynaklanmaktadır. Ancak aynı mil üzerinde üç makinanın bulunması, ağır ve karmaşık yapıya olması bu sistemin en büyük dezavantajlarıdır. Ayrıca Sabit Hız Sabit Frekans AA güç sistemine sahip bu sistem, Sabit Hız Sürücüsü nedeniyle, jet motorlarının başlatılmasında kullanılamamaktadır. Yeni nesil yolcu uçaklarında ise elektrik enerjisinin daha çok kullanılmasına yönelik büyük bir eğilim vardır. Bu eğilim elektrik enerjisinin daha yaygın kullanıldığı ve *More Electric Aircraft (MEA)* olarak isimlendirilen uçaklar üzerine yoğunlaştığı görülmektedir. MEA kavramı hidrolik, pnömatik ve mekanik güç aktarım sistemleri tarafından tahrik edilen uçak alt sistemlerini çalıştırmak için elektrik gücünün daha yaygın kullanılmasına dayanmaktadır [4]. MEA ile uçak ağırlığının azaltılması, verimli enerji yönetimi, yüksek güvenilirlik, bakım kolaylığı, düşük işletme maliyetleri ve düşük çevresel etki gibi avantajlar sağlanmaktadır [5]. MEA kavramı özellikle yolcu uçaklarında, kontrol yüzeylerinin elektromekanik sistemlerle değil servo motorlarla sağlanması, kabin içi iklimlendirme sisteminin tamamen elektrikli olması, uçağın ana motorlarının başlatılmasının hava yerine elektrik motoru ile sağlanması, uçağın taksi modunda elektrik motorlarıyla hareketinin sağlanması gibi birçok konuyu kapsamaktadır. MEA kavramı, günümüz şartlarında lityum iyon batarya enerji yoğunluğunun, uçak yakıt enerji yoğunluğuna göre düşük olmasından dolayı, tamamen elektrikli uçakların ekonomik olmamasından gündeme gelmiştir. MEA kavramında temel düşünce,



Şekil 1. Geleneksel üç aşamalı AA güç üretim sistemi (Traditional three-stage AC power generation system)

ekonomik olmamasından dolayı tamamen elektrikli uçakların geliştirilmesi yerine elektrik enerjisinin daha yaygın kullanıldığı uçakların geliştirilmesiyle, ağırlığın, yakıt tüketiminin ve çevreye verilen zararın azaltılmasıdır. MEA uygulamalarında, mekanik veya elektromekanik sistemler yerine kullanılan elektrikli sistemlerinde meydana gelen arızalar karşısında, hava aracının uçuşuna devam edebilmesinin nasıl sağlanacağı ve artan elektrik enerji ihtiyacının ekonomik olarak nasıl karşılanacağı iki önemli problem olmuştur. MEA'larla birlikte hava araçlarında elektrik güç üretimine olan ihtiyaç da artmıştır. Yeni nesil bu uçaklarda elektrik güç üretimi, geleneksel üç aşamalı generatör sistemi yerine, hem jet motorunun başlatılması için gerekli olan mekanik enerjiyi sağlayacak hem de jet motorundan aldığı mekanik enerjiyi elektrik enerjisine dönüştürecek SG sistemini kullanmak büyük avantaj sağlamaktadır. Böylece SG sistemi elektrik enerjisinin daha yaygın kullanıldığı uçaklar için kilit bir teknoloji olmuştur. MEA'da SG, starter modunda jet motorunu çalıştırmak için gerekli mekanik enerjiyi sağlarken, generatör modunda jet motorundan aldığı mekanik enerjiyi, aynı güç elektronik sürücüsüyle, elektrik enerjisine dönüştürür. SG ile uçak üzerindeki sistemlerin ağırlığı azaltılmış ve aksesuar dişli kutusunun yapısı basitleştirilmiş olur. Günümüzde SG'nin kullanıldığı Boeing'in 787 Dreamliner'ı ve Airbus'in A380'i MEA kavramının benimsendiği başarılı örneklerdir [6]. Boeing 787'de iki ana jet motorunun her birinde iki adet 250 kVA'lık olmak üzere, toplam dört adet Değişken Hız Değişken Frekans AA güç sistemine sahip SG kullanılmıştır [7]. Değişken Hız Sabit Frekans AA güç üretim sisteminde bulunan Sabit Hız Sürücüsü, Değişken Hız Değişken Frekans AA güç üretim sistemi ile ortadan kaldırılarak, SG sisteminin bu uçakta kullanılması sağlanmıştır. Değişken Hız Değişken Frekans AA güç üretim sistemi, Değişken Hız Sabit Frekans AA güç üretim sistemine göre daha basittir ve elektronik güç dönüştürücüsü ortadan kaldırılmıştır. Bu uçaklarda SG'nin kullanılmasıyla Yardımcı Güç Ünitesi tasarımı, yalnızca shaft gücü üreten bir makina olacak şekilde, basitleştirilmiştir. Ayrıca iklimlendirme, buz sökme sistemi gibi çevresel kontrol sistemini besleyen motor sıcak havasının taşınmasını sağlayan kanallar, ayarlama valfleri ve sıcak hava soğutucularının ortadan kaldırılması yoluyla doğrudan ağırlık tasarrufu sağlanmıştır. Üstelik jet motorundan elde edilen bu sıcak havanın soğutulmasındaki enerji kaybı ve sıcak hava valfinin kısmi açılmasından kaynaklı kayıplar da ortadan kaldırılmıştır. Ancak elektrik gücünün daha yaygın olarak kullanıldığı bu uçaklarda kablo ağırlığı önemli oranda artmıştır.

Değişken hızlı sistemlerde, sabit frekanslı AA üretimi iki yöntemle yapılır. Birinci yöntemde değişken genlik ve frekanslı AA güç, önce DA gücüne daha sonra da DA/AA dönüştürücü ile istenen genlik ve frekansta AA güce dönüştürülür. İkinci yöntemde ise Matris veya Saykıl dönüştürücüler kullanılır. Böylece değişken genlik ve frekanstaki AA güç, doğrudan istenen genlik ve frekansta AA güce dönüştürülür [8]. Ancak bu dönüştürücüler, karmaşıklığı ve herhangi bir arıza durumunda tüm gücün yitirilmesi gibi nedenlerle beklenen ilgiyi görememiştir. Ayrıca uçaklarda kullanılan fırınlar, kanat buz koruma sistemleri, ısıtıcılar gibi omik yüklerde, gerilim frekansının önemi olmadığından, Değişken Hız-Değişken Frekans güç sistemleri ön plana çıkmıştır. Dolayısıyla bu yükler, herhangi bir dönüştürücüye ihtiyaç olmadan değişken frekanslı AA ile doğrudan beslenebilmektedir. Ancak birden fazla generatör bulduran hava araçlarında generatörlerin dengeli bir şekilde yükü paylaşması, bu sistemler ile mümkün olmamaktadır. AA generatörlerin paralel bağlanabilmesi için genlik, frekans ve fazların aynı olması gerekliliği, bu güç sistemlerinde sağlanamamaktadır. Genel olarak güç kalitesi, reaktif güç kontrolü, iletim kayıpları gibi problemler, AA güç sistemlerinin zayıf yönleridir. Buna karşın hava araçlarında DA güç kullanımı, AA güç kullanımına göre avantajlar sağlamaktadır. Hava araçlarında düşük gerilimli DA güç sistemlerinin kullanılması, iletken kesitinin ve ağırlığın artmasına neden olmaktadır. Ancak yüksek gerilim DA güç sistemleri ile bu kayıplar minimize edilebilmektedir.

Hava araçlarında yüksek gerilim DA güç kullanımı yüksek güvenilirlik, yüksek verimlilik, düşük güç dağılımı, generatörlerin paralel bağlanmasındaki kolaylık ve kesintisiz güç geçişi gibi nedenlerle tercih edilmektedir [9]. Geleneksel üç aşamalı AA güç sistemi yerine, yüksek gerilim DA kullanan bir elektrik makinası kullanılabilir. MEA uçaklar için kilit rol oynayan bu sistem, hem jet motorunun başlatılmasını hem de yüksek gerilim DA üretilmesini tek bir sürücü ile sağlamaktadır.

Literatür incelendiğinde hava araçlarında kullanılan starter generatörler ile ilgili birçok çalışmanın bulunduğu görülmektedir. Ye vd. jet motoruna bütünleştirilmiş geleneksel fırçalı DA motoruna dayalı SG modeli üzerinde çalışmışlardır [10]. Bu çalışmada SG'nin DA motor stator sargısı, dağıtılmış sargı ile değiştirilmiştir. Starter modunda, makina stator sargısı alan sargısı olarak kullanılmış ve komütasyon DA motorlarındaki gibi fırçalar ile sağlanmıştır. Bu şekilde, makina bir DA motoru ve uyartımlı senkron generatörü olarak çalıştırılmıştır. Önerilen bu çalışma ilginç olmasına karşın, fırça ve bilezik düzeneğinin bakım gereksinimi ve kullanılan sistemin karmaşıklığı sistemin dezavantajları olarak öne çıkmaktadır. İndüksiyon makinaları basit yapıları nedeniyle uçak SG sistemlerinde kullanımı söz konusudur. Shaotang Chen vd. dört kutuplu üç fazlı SG uygulamaları için kayış tahrikli indüksiyon makinası kullanmanın fizibilitesini gösteren bir çalışma yapmışlardır [11]. Ancak indüksiyon makinalarının verimlerinin ve güç yoğunluklarının düşük olması, uçak SG sistemlerinde kullanımını sınırlandırmaktadır. Yüksek sıcaklıklarda çalışabilme kapasitesi nedeni ile Anahtarlamalı Relüktans Makinalar uçak SG sisteminde yaygın olarak kullanılmaktadır. Ferreira vd. SG olarak üç fazlı anahtarlamalı relüktans makine tasarlamış, kontrolünü gerçekleştirmiş ve başarılı sonuçlar almışlardır [12]. Zhao vd. tarafından insansız hava araçları için dört fazlı jet motoruna entegre edilmiş anahtarlamalı relüktans SG sistemi tasarımı ve testi yapılmıştır [13]. Yapılan tasarımda makinanın boyutları, kalkış momentinin ve çalışma hız aralığının artırılması için optimize edilmiştir. Sun vd. Turbo shaft motorların 350°C den yüksek sıcaklık ortamında çalışacak üç fazlı anahtarlamalı relüktans SG tasarlamış ve farklı sıcaklıklarda moment kontrol yöntemlerini karşılaştırmışlardır [14]. Ardından, yüksek sıcaklıkta Doğrudan Anlık Moment Kontrol (*Direct Instantaneous Torque Control*) yöntemi ile starter aşaması moment dalgalanmalarını azaltmışlardır. Anahtarlamalı relüktans makinalar yüksek sıcaklıklarda çalışabilme yeteneğine sahip olmasına rağmen, verimlerinin ve güç yoğunluklarının düşük, moment dalgalanmalarının yüksek olması nedeniyle uçak SG sistemlerinde çok tercih edilen makina tipi değildir. Sabit mıknatıslı senkron makinalar (SMSM'ler), yüksek performans, hızlı dinamik yanıt, yüksek güç yoğunluğu ve yüksek verimlilikleri nedeniyle hava araçlarının güç sistemleri için önemli bir seçenektir. Elektrikli araçlardan uzay sanayine kadar pek çok alanda sabit mıknatıslı makinalar kullanılmaktadır. Uyarıtım için mıknatısların kullanılmasıyla kayıplar azalmakta ve sistemin verimi artmaktadır [15]. Yüksek verimlilik, düşük hacim ve ağırlık, yüksek moment, sağlam yapı, yüksek enerji yoğunluğu ve yüksek güvenilirlik sunmalarından dolayı SMSM'ler, elektrikli çekiş ve elektrikli araç tahrikleri, yenilenebilir enerji kaynakları, ev aletleri gibi tahrik sistemlerinde geniş bir kullanım alanı bulmuştur [16-17]. SMSM, rotor alan sargıları yerine, hava aralığı manyetik alanını üretmek için, rotoruna yerleştirilen mıknatısları kullanan bir makinedir [18-19]. Literatürde MEA için diğer makina tiplerine nazaran üstünlükleri nedeniyle SG olarak SMSM'ler önerilmektedir [20]. Yeoh vd. MEA için Sabit Mıknatıslı Makina tabanlı SG sisteminin kontrol stratejisi tasarımı için simülasyon çalışmaları yapmışlardır [21]. Bu çalışmada önerilen SG üç fazlı olup, generatör modda 270V DA elde etmek için vektör kontrol yerine kontrollü bir doğrultucu kullanılmıştır. Yeoh vd. 2017 de Model Öngörülü Kontrol stratejisini kullanarak Matlab/Simulink'de üç faz Yüzeysel Montajlı Sabit Mıknatıslı Makina kullanan SG sistemini modellemişlerdir [22]. Yapılan bu çalışmada

sadece akım kontrolörlerinde model öngörülü kontrol yöntemi uygulanmış ve makina üç faz akımlardaki dalgalanmaların azaltılması sağlanmıştır. Balachandran vd. bir uçak motoru için 95-kW'lık üç fazlı sabit mıknatıslı SG'nin güç dönüştürücünün tasarımı, imalatını ve testini gerçekleştirmişlerdir [23]. Bu çalışmada üç fazlı, çift kanallı, toplu sargılı bir SMSM SG olarak önerilmiş ve generatör modda 270V DA üretilmiştir. Ancak bu çalışmada SG starter moddaki performansı incelenmemiştir ve yüksek gerilim DA güç sisteminin yanı sıra uçakta halen AA güç sistemi de kullanılmaktadır. Bozhko vd. Nottingham Üniversitesi bünyesinde Temiz Gökyüzü Ortak Teknoloji Girişiminin (Clean Sky Joint Technology Initiative) bir faaliyeti olarak üç fazlı uçak SG sisteminin geliştirilmesi üzerine bir çalışma yapmışlardır [24]. Geliştirilen SG sisteminde SMSM'nin güç yoğunluğu 16 kW/kg ve güç elektroniği dönüştürücüsü güç yoğunluğu ise 4 kW/kg değerine ulaşmıştır. Güç yoğunluğu, geleneksel üç aşamalı SG ile karşılaştırıldığında çok daha yüksektir. Bu çalışmada da üç fazlı SMSM kullanılmış olup, geliştirilen SG geleneksel üç aşamalı generatör sisteminden %20 daha hafif ve %10 daha verimli olması amaçlanmıştır. Ancak hata toleransının yükseltilmesi için dağıtılmış sargının, yedek sargı olarak kullanımı benimsenmiştir. Herhangi bir nedenle hava aracı güç sistemlerinde oluşan arızalara rağmen uçuşun sürekliliğinin sağlanması, özellikle yolcu uçaklarında, son derece önemlidir. Hata toleransı yüksek sistemler uçuşun sürekliliğini sağlayan sistemler olup, SG seçiminde de hata toleransının yüksek olduğu makineler ön plana çıkmaktadır. Guo vd. tarafından yüksek hata toleranslı çift-üç fazlı Sabit Mıknatıs Destekli Senkron Relüktans SG (*Permanent Magnet assisted Synchronous Reluctance Starter Generator*) hava araçları için önerilmiştir [25]. Bu çalışmada yüksek elektromanyetik performansa ve kısa devre hata toleransı yeteneğine sahip SG'nin tasarım yöntemi önerilmiş ve boyut parametre seçimi verilmiştir. Bu çalışmanın sonucu olarak yüksek verimlilik (%94), yüksek güç yoğunluğu (3,1 kW/kg) ve kısa devre arıza toleransına sahip 40 kW/24 000 d/dk SG'nin prototipi üretilmiştir.

MEA'nın bir parçası olan SG için yapılan çalışmaların daha çok üç fazlı SMSM'ler üzerine yoğunlaştığı görülmektedir. Oysa üç fazlı SG'lere göre çok fazlı SG'ler, aynı güç için daha küçük boyut ve daha hafif olmaları havacılık sektöründe büyük avantaj sağlamaktadır. Ancak uçak SG sistemlerinde faz sayısının artması, güç elektronik sürücüsünde ve kontrolünde karmaşığın artmasına neden olmaktadır. Bu nedenle beş fazlı SG'ler, uçak güç sistemleri için optimum çözüm olarak görülmektedir. Beş fazlı SG'lerin elektrik enerjisinin daha yaygın kullanıldığı yeni nesil uçaklarda tercih edilmesinin en büyük avantajlarından biri de hata toleransının yüksek olmasıdır. Beş fazlı SG'lerle, bir faz açık devre, iki faz açık devre, sargı içi kısa devre gibi arızalar, yazılımla gerçekleştirilen kontrol yönteminin değiştirilmesi yoluyla sistem çalışmasını sürdürmektedir. Beş fazlı SG'lerin bir başka üstünlüğü ise moment dalgalanma frekansının artırılması ve generatör modda gerilim dalgalanmalarının azaltılmasıdır. Üç fazlı bir SG'de moment dalgalanma frekansı temel frekansın 6 katı iken beş fazlı SG'de moment dalgalanma frekansı temel frekansın 10 katıdır [26]. Bu durum, askeri ve sivil hava araçları için elektrik güç üretim gereksinimlerini tanımlayan MIL-STD-704F standardına uyum açısından beş fazlı SG'yi üç fazlı SG'ye göre avantajlı konuma getirmektedir. Çünkü MIL-STD-704F standardına göre, hava aracı 270V DA güç sisteminde kalıcı durum gerilim dalgalanmalarının maksimum $\pm 6V$ olması, geçici rejimde 0.02 saniyede 350V dan 280V'a düşmesi ve 0.03 saniyede 200V'dan 250V'a çıkması istenmektedir [27]. Özellikle elektrik güç üretim sistemi geçici rejiminde bu standardın yakalanması, ancak beş fazlı SG'nin kontrolünde vektör kontrol yönteminin kullanılmasıyla sağlanabilir. Beş fazlı SMSM'lerin kullanıldığı havacılık uygulamalarından, Kuang vd. tamamen elektrikli hava araçları için beş fazlı SMSM'yi uçak itkisinin üretilmesi için kullanmış ve sonuçları vermişlerdir [28]. Ancak bu çalışmada kullanılan SMSM sadece pervanenin döndürülmesi amacıyla motor olarak çalıştırılmış, generatör olarak

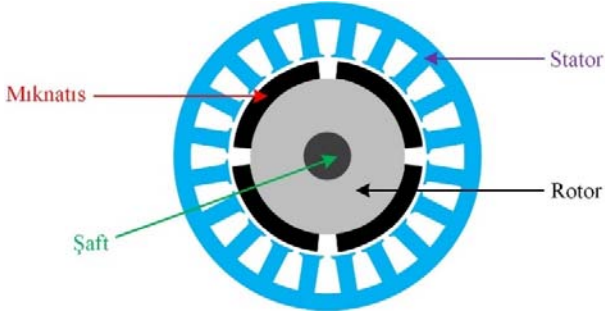
çalıştırılmamıştır. Benzer şekilde Wu vd. beş fazlı SMSM'ye entegre edilmiş modüler motor sürücüsünü tasarımı ve analizini gerçekleştirip, hata toleransı yeteneğini incelemişlerdir [29]. Bu çalışmada da önerilen sürücü SG için düşünülmüştür. Chen vd. hava araçları için SG olarak beş fazlı SMSM önermiş, hata toleransının artırılması için makina tasarımı üzerinde çalışmışlardır [30]. Ancak tasarlanan SG'nin sonlu elemanlar analizi sonuçları verilmiş, SG'nin kontrolü ele alınmamıştır. Zheng vd. hava araçlarında SG olarak kullanılması için açık uçlu (Open-winding) beş fazlı SMSM önermişlerdir [31]. Taşıyıcı tabanlı sinüzoidal PWM tekniği kullanarak çift inverter ile SMSM sadece generatör modda çalıştırılmış ve starter modundaki makine performansı incelenmemiştir.

Literatür incelendiğinde, beş fazlı SMSM'nin hem jet motorunu başlatmak, hem de uçak yerleşik yüklerini beslemek amacıyla kullanıldığı, uçak SG'si çalışma sürecinin analizini içeren ve MIL-STD-704F standardına uyum açısından performans değerlendirilmesinin yapıldığı çalışmalara literatürde rastlanmamıştır. Bu çalışmada tüm uçak SG sistemi, Matlab/Simscape Toolbox'da elektriksel model kullanılarak modellenmiş ve sonuçlar elde edilmiştir. Yapılan çalışmada, taşıyıcı tabanlı sinüzoidal PWM tekniğine nazaran sabit anahtarlama frekansına sahip beş faz uzay vektör PWM tekniği kullanılmıştır. SG önce 270V gerilime sahip bir batarya kullanılarak motor modda, çalışarak jet motorunu hızlandırmış, jet motoru çalıştıktan sonra generatör mod hızına çıktıktan sonra beş fazlı SG generatör modda çalışarak uçak yerleşik yüklerini 270V DA ile beslemiştir. Bu çalışmada hem AC güç sistemlerine göre çok daha avantajlı 270V yüksek voltaj DC güç sisteminin avantajlarından, hem de beş fazlı SMSM'nin avantajlarından faydalanılmıştır. Elde edilen sonuçlar MIL-STD-704F standardına uyum açısından değerlendirilmiş ve önerilen sistemin performansının yeni nesil uçaklarda kullanılabileceği gösterilmiştir.

Bu çalışma altı bölümden oluşmaktadır. Birinci bölümde giriş, ikinci bölümde beş fazlı SMSM'nin matematiksel modeli, üçüncü bölümde uçak SG sistemi, dördüncü bölümde beş fazlı SMSM'nin kontrol yöntemi ve beş faz uzay vektör darbe genişlik modülasyon tekniği, beşinci bölümde beş faz SMSM'nin benzetim Sonuçları ve performans analizi, altıncı bölümde sonuçlar ve öneriler verilmiştir.

2. Beş Fazlı SMSM'nin Matematiksel Modeli (Mathematical Model of Five-Phase SMSM)

SMSM'ler yüksek performansları ve daha hızlı dinamik yanıt, yüksek güç yoğunluğu, yüksek verimlilik ve yüksek hata toleransı gibi avantajları nedeniyle SG olarak tercih edilir. Beş fazlı SMSM, düşük moment dalgalanmaları, daha fazla hata toleransı, daha az gürültü, güç anahtarları üzerinde minimum stres ve faz başına daha düşük stator akımı gibi avantajları nedeniyle büyük ilgi görmektedir. Ancak, SMSM'nin performansı çeşitli kontrol stratejilerine bağlıdır. Literatürde skaler kontrol, doğrudan moment kontrolü ve alan yönlendirmeli kontrol stratejileri çok fazlı makinalarda uygulamakta ve test edilmektedir [32]. Şekil 2'de yüzey mıknatıslı bir SMSM'nin kesit görünüşü ve mıknatısların rotor yüzeyine yerleştirilmesi görülmektedir. Beş fazlı SMSM, çok fazlı inverterler tarafından beslenir. Beş fazlı inverteri kontrol etmek için Taşıyıcı Tabanlı Darbe Genişlik Modülasyonu ve Uzay Vektör Darbe Genişlik Modülasyonu (UVDGM) gibi teknikler vardır. Ancak, dijital uygulama kolaylığı ve daha yüksek DA-Bara gerilimi kullanımı nedeniyle UVDGM daha popülerdir [33]. Bu çalışmada SG sisteminde kullanılan SMSM'yi sürmek için alan yönlendirmeli kontrol yöntemi, beş faz UVDGM ile uygulanmıştır.

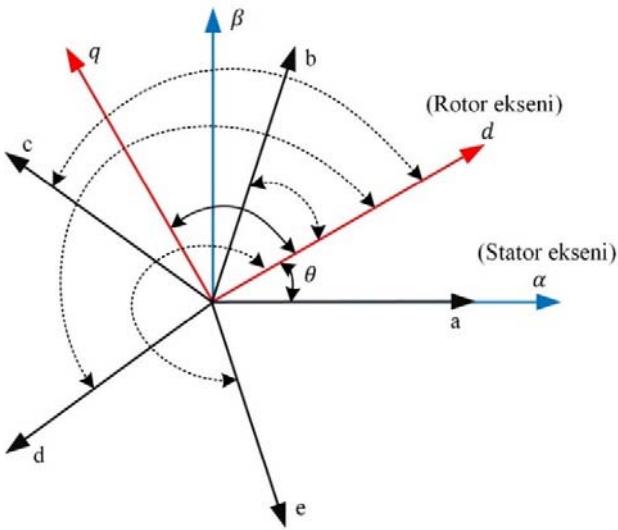


Şekil 2. Sabit mıknatıslı senkron makine (Permanent magnet synchronous machine).

Beş fazlı SMSM'nin faz akım, gerilim, akı bileşenlerinin doğru akım makinaları gibi kontrol edilebilmesi için d-q eksen düzleminde ifade edilmesi gerekir. Şekil 3'de abcde düzlemi, α - β düzlemi ve d-q düzlemi verilmiştir. İlk olarak abcde düzlemi bileşenleri CLARK dönüşümü olarak da bilinen α - β stator referans düzlemine dönüştürülür. Daha sonra α - β eksen bileşenleri PARK dönüşümü olarak bilinen d-q rotor referans düzlemine dönüştürülür.

Beş fazlı SMSM'nin d-q referans düzlemi $\omega = d\theta/dt$ hızında dönerken α - β ve abcde düzlemleri sabit kalır. Rotorun elektriksel konumu θ olup, abcde'den d-q'ya genel dönüşüm için matematiksel ilişki Eş. 1'de verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} Y_d \\ Y_q \\ Y_x \\ Y_y \\ Y_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & \cos(\theta - \frac{2\pi}{5}) & \cos(\theta - \frac{4\pi}{5}) & \cos(\theta - \frac{6\pi}{5}) & \cos(\theta - \frac{8\pi}{5}) \\ \sin\theta & \sin(\theta - \frac{2\pi}{5}) & \sin(\theta - \frac{4\pi}{5}) & \sin(\theta - \frac{6\pi}{5}) & \sin(\theta - \frac{8\pi}{5}) \\ \cos 3\theta & \cos 3(\theta - \frac{2\pi}{5}) & \cos 3(\theta - \frac{4\pi}{5}) & \cos 3(\theta - \frac{6\pi}{5}) & \cos 3(\theta - \frac{8\pi}{5}) \\ \sin 3\theta & \sin 3(\theta - \frac{2\pi}{5}) & \sin 3(\theta - \frac{4\pi}{5}) & \sin 3(\theta - \frac{6\pi}{5}) & \sin 3(\theta - \frac{8\pi}{5}) \\ 0.5 & 0.5 & 0.5 & 0.5 & 0.5 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y_a \\ Y_b \\ Y_c \\ Y_d \\ Y_e \end{bmatrix} \quad (1)$$



Şekil 3. Beş fazlı sistem için abcde'den α - β iki faz stator referans düzlemine dönüşümü ve α - β 'dan d-q rotor referans düzlemine dönüşümü (Frame transformation from phase (abcde) to α - β and frame transformation of α - β to d-q for a five-phase system)

Beş fazlı SMSM'nin matematiksel modeli, d-q-x-y dönen referans düzleminde sunulmuştur [34- 35].

$$V_d = R_s I_d + L_d \frac{dI_d}{dt} - \omega_r L_q I_q \quad (2)$$

$$V_q = R_s I_q + L_q \frac{dI_q}{dt} + \omega_r L_d I_d + \omega_r \Phi_f \quad (3)$$

Eş. 2 ve Eş. 3'de q ve d eksenindeki birinci harmonik V_q ve V_d gerilim denklemleri verilmiştir. Burada I_d ve I_q , d ve q eksenindeki stator akımlarıdır. L_d ve L_q , d ve q eksenindeki indüktanslardır. R_s , stator sargılarının direncidir. ω_r , rotorun elektriksel hızını ve Φ_f , stator sargılarından geçen mıknatıs akısını ifade etmektedir.

$$V_x = R_s I_x + L_{ls} \frac{dI_x}{dt} \quad (4)$$

$$V_y = R_s I_y + L_{ls} \frac{dI_y}{dt} \quad (5)$$

$$V_o = R_s I_o + L_{ls} \frac{dI_o}{dt} \quad (6)$$

Eş. 4, Eş. 5 ve Eş. 6'da x-y eksenindeki üçüncü harmonik V_x , V_y ve sıfır bileşen gerilim denklemleri sırasıyla verilmiştir. Burada I_x ve I_y x ve y eksenindeki stator akımlarıdır. L_{ls} kaçak endüktanstır.

Mekanik moment ve elektromanyetik moment denklemleri sırasıyla Eş. 7 ve Eş. 8'de verilmiştir.

$$T_m = J \frac{d\omega_m}{dt} + B\omega_m + T_l \quad (7)$$

$$T_e = \frac{5}{2} P (\Phi_f I_q - (L_d - L_q) I_d I_q) \quad (8)$$

Burada J rotor ataletini, P çift kutup sayısını, T_l yük momentini ve B sürtünme katsayısını, ω_m rotorun mekanik hızını ifade etmektedir.

$$\omega_r = \frac{d\theta_r}{dt} \quad (9)$$

$$\omega_r = P\omega_m \quad (10)$$

Eş. 9 ve Eş. 10 rotorun elektriksel dönüş hızı formüllerini vermektedir. Burada θ_r , rotorun elektriksel dönüş açısını göstermektedir.

3. Uçak Starter-Generatör Sistemi (Aircraft Starter-Generator System)

Bir SG'den istenen temel gereksinim, rölanti hızının yaklaşık %45'ine kadar jet motorunu hızlandıracak momenti sağlayacak şekilde starter olarak çalışması, jet motoru başlayıp rölanti devrine ulaştıktan sonra ise generatör olarak çalışıp yüksek hızlarda sabit elektrik gücünü üretebilmesidir. Şekil 4'de SG'nin jet motorunu başlatma sürecinde hız-zaman ve moment-hız değişimi verilmiştir.

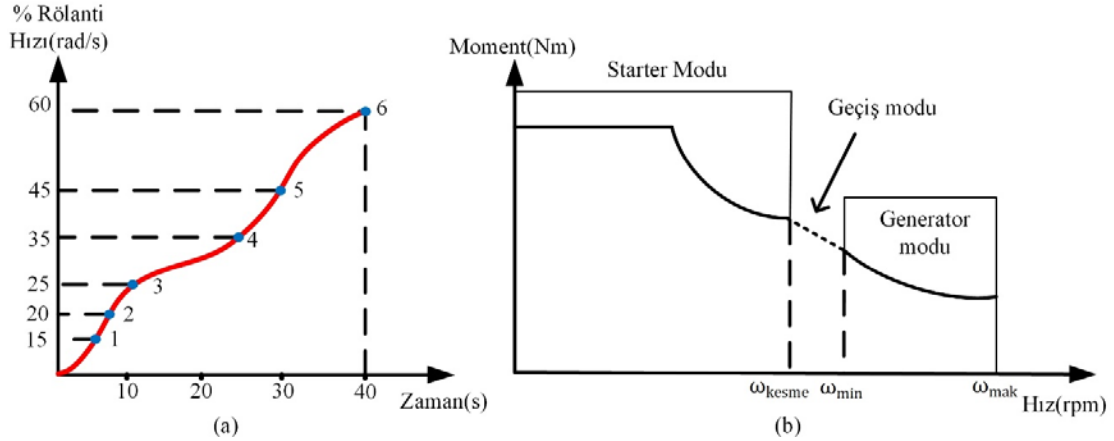
Şekil 4a'da jet motorunun ateşleme sisteminin aktif edildiği hız '1' ile, jet motoruna yakıtın gönderildiği hız '2' ile, ateşlemenin yapıldığı hız '3' ile, jet motorunun kendi kendine çalışabileceği hız '4' ile, starterin devreden çıkarıldığı hız '5' ile ve jet motorunun rölanti hızı '6' ile gösterilmektedir. Şekil 4b'de, starter modu sırasında SG jet motorunun çalışmasını sağlayacak ω_{kesme} hızına ulaşmaya kadar mekanik gücü sağlamak için motor olarak çalışır. Jet motoru minimum elektrik güç üretim hızı ω_{min} 'e ulaştığında, SG uçakta bulunan elektriksel yüklere güç sağlamak için generatör modunda

çalıştırılır. ω_{mak} , SG'nin çıkabileceği en yüksek hızı göstermektedir. SG kontrol birimi, ölçülen veya çeşitli tahmin algoritmaları ile belirlenen mil hızını kullanarak çalışma modunu otomatik olarak seçer. Şekil 5'de SMSM'nin SG olarak kullanıldığı güç sistemi blok diyagramı verilmiştir. Jet motoru çalıştırılırken önce DA-Bara kontaktörü açık, batarya kontaktörü kapalı konuma getirilir. Böylece jet motorunu başlatmak için beş fazlı SMSM, motor modunda çalışabileceği 270V DA gerilimini bataryadan alır. SMSM, aksesuar dişli kutusu ile kendisine bağlı olan jet motorunu hızlandırırken Şekil 4a'da verilen süreç de işlemeye başlar. Jet motoru rölanti hızının %45'ine ulaşıncaya kadar kendi kendini sürdürecektir ve yakıtla moment üretmeye başlar. Jet motorunun moment üretmesiyle SMSM'nin hızı bağlı yük momentini jet motoru tarafından karşılanmaya başlanır. Bu durumda beş fazlı SMSM starter görevini tamamlamış olduğundan, batarya kontaktörü açılarak SMSM sürücüsünün DA besleme gerilimi kesilir. Jet motoru kendi ürettiği momentle sistemi rölanti devrine çıkarıncaya kadar, SMSM devre dışı olarak kalmaya devam eder. SG hızı rölanti devrine ulaşıncaya kadar beş fazlı SMSM generatör modunda çalıştırılmaya başlanır ve generatör sürücü çıkışı DA 270V'a ayarlanır. DA-Bara gerilimine eşit bir gerilim üretildikten sonra DA-Bara kontaktörü kapatılarak SG tarafından üretilen DA güç, uçak elektrik güç sistemine verilir. Yük anahtarları ile DA-Barasına bağlanan her bir yük, SMSM'nin ters yönde moment üretmesine neden olur ve SG sisteminin devir sayısı düşmeye başlar. SG sisteminin devir sayısı, otomatik gaz kontrol birimi tarafından kontrol edilen jet motorunun yakıt gaz kelebeği ile belirli bir değerde sabit tutulur.

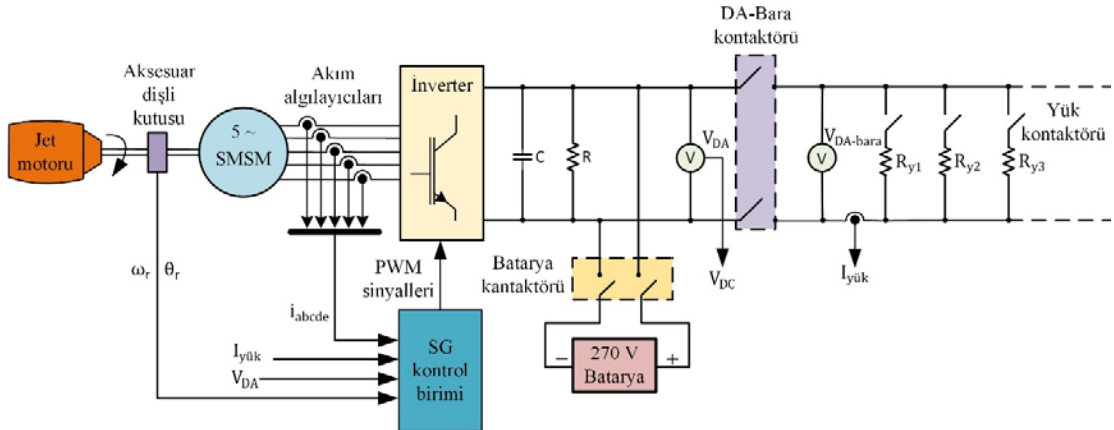
4. SG Kontrol Sistemi (SG Control System)

4.1. Beş fazlı SMSM'nin Vektör Kontrolü (Vector Control of Five-phase SMSM)

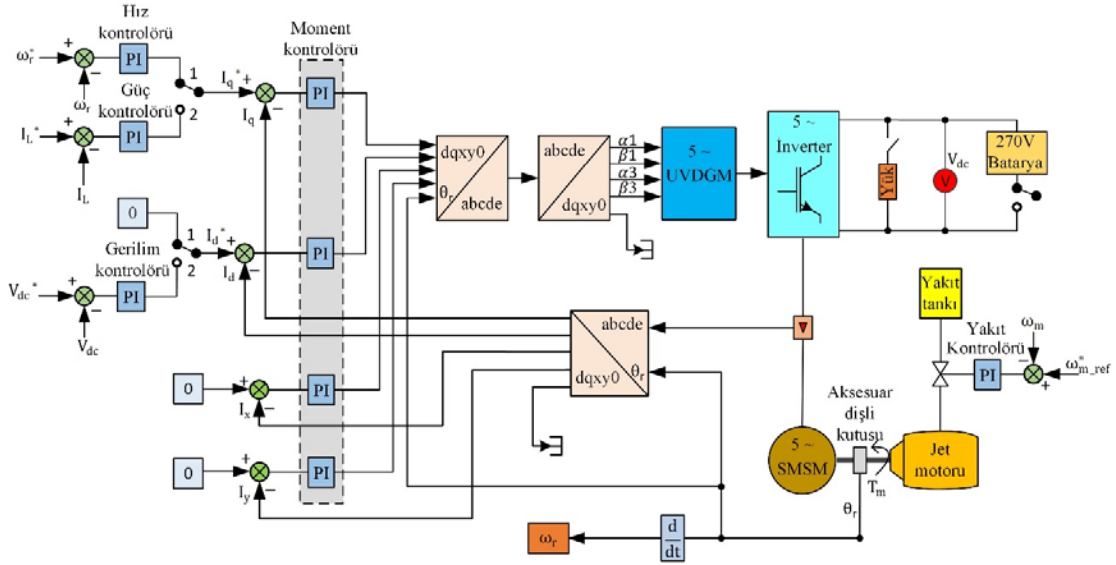
SG'nin kontrol şeması Şekil 6'da verilmiştir. Jet motorunun başlatılması ve elektrik güç üretim süreci, starter modu, geçiş modu ve generatör modu olmak üzere üç aşamada incelenir. Üzeri * içeren terimler, üç mod için referans değerleri temsil eder. Starter çalışması sırasında mod anahtarı (1) konumundadır. Beş fazlı SMSM'nin ölçülen rotor hızı ile referans hız arasındaki hata, hız kontrolü tarafından referans momente dönüştürülür. Eğer SMSM istenen hız DA-Bara gerilimi ile çıkamıyorsa alan zayıflatması yapılarak zıt emk azaltılır. Eğer beş faz SMSM istenen referansa çıkabiliyorsa, minimum akımda maksimum moment elde etmek için i_d akımı sıfırda kontrol edilir. Beş faz SMSM'de üçüncü harmonik akımları ihmal edilemeyecek kadar büyüktür ve bu harmonik akımlarını sıfır yapmak için i_x ve i_y akımları da sıfırda tutulur. Ölçülen faz akımları ve rotor konumu kullanılarak beş faz Park-Clarke dönüştürücüler tarafından beş faz SMSM'nin i_d , i_q , i_x , i_y ve i_0 gerçek değerleri hesaplanır. Referans akım değerleri ile SMSM'nin gerçek akım değerleri karşılaştırılarak elde edilen hatalar moment kontrolüne girilir. Moment kontrolörlerinin çıkışı beş faz UVDGM tekniği ile kontrol sinyallerinin üretildiği rotor referans düzlemindeki gerilimlerdir. SMSM, jet motorunu rölanti devrinin %45'ine kadar hızlandırdıktan sonra batarya devre dışı bırakılır. Bu durumda SG sistemi geçiş moduna girmiştir. Geçiş modu boyunca jet motoru, sistemi rölanti



Şekil 4. (a) jet motorunun başlatma sürecinde hız değişimi (Speed change during the start-up process of jet engine), (b) SG'nin Moment-Hız karakteristiği (Toque-Speed characteristic of SG)



Şekil 5. SMSM tabanlı SG güç sistemi şeması (SMSM based SG power system diagram)



Şekil 6. Beş Faz SG için kontrol şeması (Control scheme for 5 Phase SG)

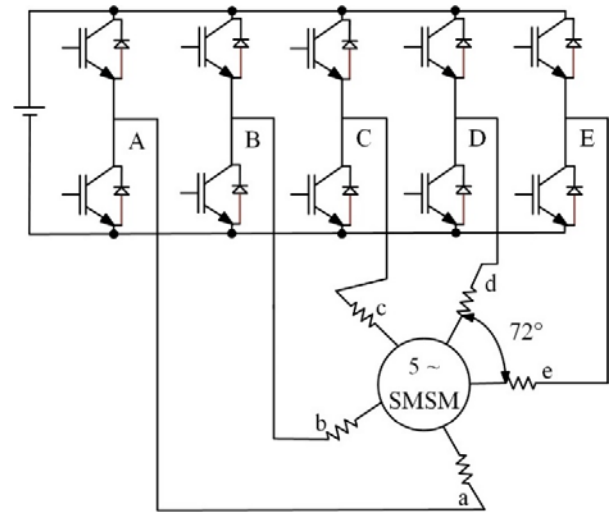
hızına ulaşmaya kadar hızlandırır. Bu esnada beş fazlı SMSM bir kontaktör ile DA-Bara'sından da ayrılır. Gaz kontrol birimi, sistem hızının rölanlı hızına kadar çıkması için gerekli jet motoru momenti üretecek kontrolü gerçekleştirir. SG sistemi rölanlı hızına ulaşınca geçiş modu bitip generatör modu başlar. Generatör modunda öncelikle gerilim kontrolörü ve moment kontrolörlerinin integrallerinin çıkışları sıfırlanır, sonra SG kontrol birimi tarafından mod anahtarı '2' konumuna alınır. Referans V_{DA} gerilimi ve ölçülen V_{DA} gerilimi arasındaki hata kullanılarak gerilim kontrolü tarafından i_d referans akım değeri belirlenir. Eğer generatör modda beş faz SMSM'nin hızı 270V V_{DA} geriliminden fazla ise i_d referans değeri negatif yapılarak alan zayıflatması uygulanır. Generatör çıkışı 270V'dan küçükse güç kontrolü tarafından üretilen güç artırılarak gerilim artırılır. Bu nedenle hem gerilim kontrolörünün çıkışı hem de güç kontrolörünün çıkışı negatif değerler üretecek şekilde sınırlanır. Ayrıca i_d^* ve i_q^* referans değerlerinin vektörel toplamları sürücü maksimum akımını geçmeyecek şekilde sınırlanmaktadır. Generatör modunda, starter modundaki hız kontrolörünün yerini güç kontrolörü alır. DA-Bara gerilimi 270V olduğundan ve bir uçtaki yükler önceden bilindiğinden toplam yük akımı tahmin edilebilir. Güç kontrolörü, generatör çalışma modu için I_q^* referans değerini üretmek için referans yük akımı I_L^* ile gerçek yük akımı I_L 'yi karşılaştırır. Referans ve ölçülen i_d , i_q , i_x , i_y akımları arasındaki hatayı kullanan moment kontrolörü referans gerilimleri üretir. Referans gerilimler, kullanan beş faz UVDGM tekniği ile kontrol sinyalleri elde edilir. Kontrol sinyalleri invertere girilerek SMSM generatör modda kontrol edilir. Generatör modda jet motorunun gaz kelebeği, referans mekanik hız ile ölçülen hız arasındaki hatayı giriş alan PI kontrolörü tarafından sürekli kontrol edilir.

4.2. Beş Faz Uzay Vektör Darbe Genişlik Modülasyonu (Five Phase Space Vector Pulse Width Modulation)

Beş faz UVDGM, inverterin girişine verilen DA akım ile çıkışta beş faz AA gerilim elde etmek için kontrol sinyallerinin üretildiği bir anahtarlama stratejisidir. UVDGM, sayısal uygulama kolaylığı ve sinüzoidal PWM yöntemine kıyasla daha etkin DA-Bara gerilimi nedeniyle yaygın olarak kullanılmaktadır [35].

Yüksek güçlü uygulamalarda kullanılan beş fazlı sürücüleri beslemek için yaygın olarak beş fazlı Gerilim Kaynaklı İnverter (GKİ) 1990

kullanılır. Beş fazlı bir SMSM'nin kontrol edilmesi, SMSM'ye uygun uzay vektörlerin inverter tarafından uygulaması ile sağlanır. Beş fazlı SMSM'nin inverter devre topolojisi Şekil 7'de gösterilmiştir. Çok fazlı sürücü sistemlerinde, GKİ çıkışında düşük dereceli gerilim harmonikleri, sadece stator kaçak empedansı ile sınırlanılan büyük stator akım harmonikleri oluşturmaktadır. Bu nedenle, çok fazlı GKİ çıkışının mümkün olduğunca sinüzoidal yakın tutulması oldukça önemlidir. Öte yandan, konsantr sarıgırlarla tasarlanmış beş fazlı makinaların moment üretimini arttırmak için üçüncü harmonik stator akım enjeksiyonu kullanılır. Beş fazlı bir SMSM'nin hem temel hem de üçüncü stator akım harmoniğinin kontrol edilmesi, özel bir Darbe Genişlik Modülasyonu tekniğinin uygulanması ile mümkündür [17]. Beş fazlı motor konfigürasyonunda üçüncü harmonik akımının oluşturduğu manyetik alan, esas manyetik alan ile etkileşime girerek elektromanyetik momenti artırabilir ya da kayıplara neden olabilir. Beş fazlı SMSM sarğı endüktansları, dirençleri ve miktansı akısı gibi parametreler sabit olduğu varsayılırsa, toplam manyetik alan iki harmonik alana ayrılabilir. Bu harmonik alanlara sahip beş fazlı SMSM'nin, Şekil 8'de gösterildiği gibi, senkron ve senkron hızın üç katı hızda dönen, iki bağımsız motormuş gibi ayrı ayrı ele alınmasına olanak sağlar [35].



Şekil 7. Beş faz PWM inverter (Five phase PWM inverter)

Beş fazlı bir makina sinüzoidal olarak dağıtılmış sargılara sahipse, çıkış gerilimleri yalnızca temel bileşeni içermeli ve düşük dereceli harmoniklerden arındırılmış olmalıdır. Beş fazlı bir GKİ ile toplam $2^5 = 32$ uzay vektörü elde edilebilir ve bu vektörler Şekil 9a'da verilmiştir. Bu gerilim vektörlerinin 30 tanesi aktif vektörler (V1-V30) olup, eş merkezli üç tane ongen oluşturur ve iki tanesi de sıfır vektördür (V0, V31). Şekil 9b'de bu vektörlerin 10 tanesinin uzun, 10 tanesinin orta uzunlukta ve 10 tanesinin ise kısa vektörler olduğu görülmektedir. UVDGM'yi gerçekleştirmenin en basit yöntemi, d - q düzlemindeki en büyük ongene ait sadece 10 büyük uzunluklu vektörü kullanmaktır. Giriş referans gerilimini oluşturmak için bir anahtarlama periyodunda referans uzay vektörüne komşu iki aktif uzay vektörü ve iki sıfır uzay vektörü kullanılır. Bu yöntem, üç fazlı GKİ'lerin uzay vektör modülasyonunun özel bir halidir. Fakat bu mümkün olan en basit UVDGM olmakla birlikte, dört uzay vektörü kullanmak yerine yalnızca iki uzay vektörünün kullanılması düşük dereceli çıkış gerilim harmoniklerinin önemli ölçüde artmasına yol açar. Beş fazlı makinalarda üçüncü harmonik ihmal edilmeyecek kadar büyük olduğu için dört aktif uzay vektörü kullanılarak UVDGM'in üretilmesi gerekir. Büyük ve orta uzunluktaki komşu uzay vektörlerinin uygun bir şekilde bir araya getirilerek kullanımıyla, mükemmel sinüzoidal çıkış gerilimleri oluşturulur [36].

Şekil 9b'de tüm vektörlerin nasıl elde edildiği, inverterdeki üst anahtarın kapalı olma durumu '1', alt anahtarın kapalı olma durumu '0' ile temsil edildiği şekilde gösterilmiştir. Şekil 10a'da Sektör 1 için

uzay vektörlerinin uygulama sırası V16-V24-25-V29 şeklinde olup, Şekil 10b'de sektör 1'in anahtarlama stratejisi görülmektedir.

Şekil 11a'da aktif uzay vektörünün uygulanma zamanı hesaplanma diyagramı verilmiştir. Burada a ve b indeksleri, referans uzay vektörünün sırasıyla sağındaki ve solundaki komşu uzay vektörlerini gösterir. V_{am} ve V_{bm} sırasıyla sağ ve soldaki orta vektörleri göstermektedir. V_{al} ve V_{bl} sırasıyla sağ ve soldaki büyük vektörleri göstermektedir. T_s anahtarlama periyodu boyunca sırasıyla sağ ve soldaki vektörlerin uygulandığı toplam süreler Eş. 11 ve Eş. 12'de verilmiştir.

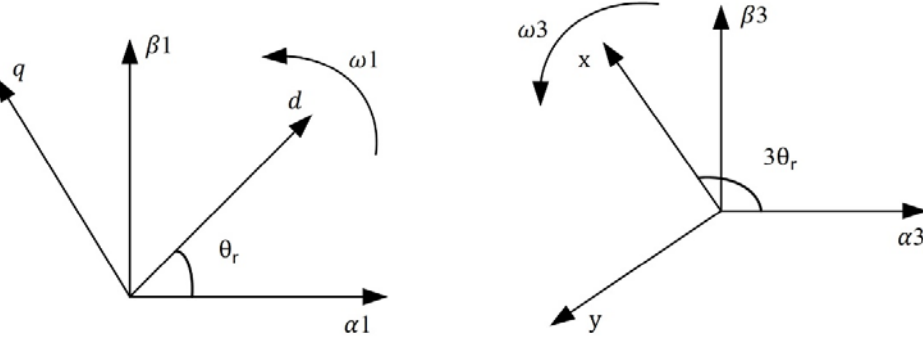
$$t_a = \frac{|V_{ref}| \cdot \sin(k\pi/5 - \alpha)}{V_l \cdot \sin(\pi/5)} \cdot T_s \quad (11)$$

$$t_b = \frac{|V_{ref}| \cdot \sin(\alpha - (k-1)\pi/5)}{V_l \cdot \sin(\pi/5)} \cdot T_s \quad (12)$$

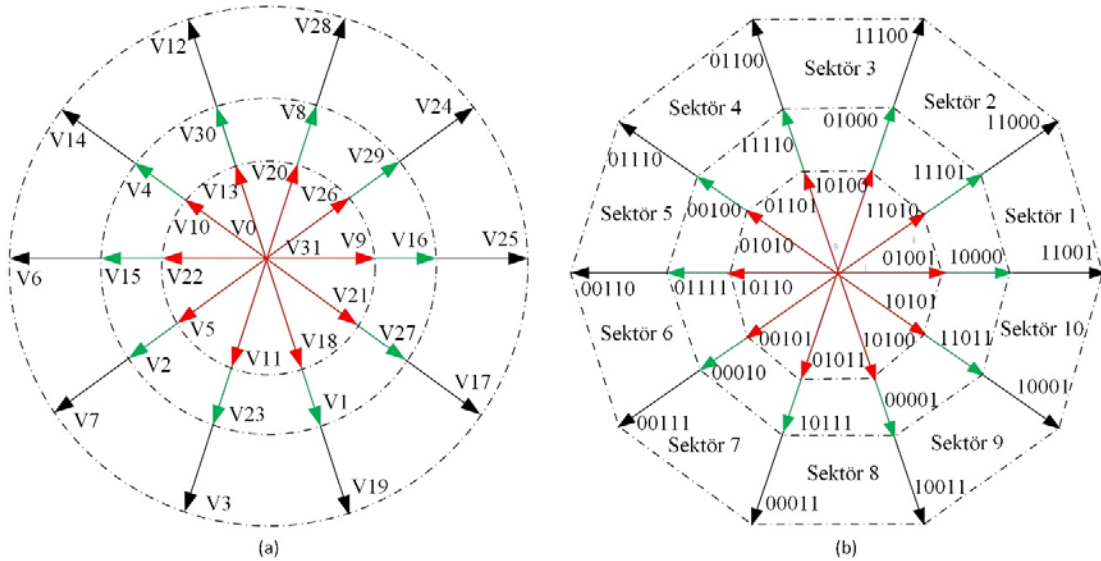
Burada V_{ref} , UVDGM'nin üretilmesi istenen gerilim vektörünü; k , referans vektörün kaçınıcı sektörde olduğunu; α referans vektörünün açısını, V_l büyük gerilim vektörlerin genliklerini göstermektedir.

Sağ ve soldaki orta vektörlerin uygulanma süreleri sırasıyla Eş. 13 ve Eş. 14'de verilmiştir.

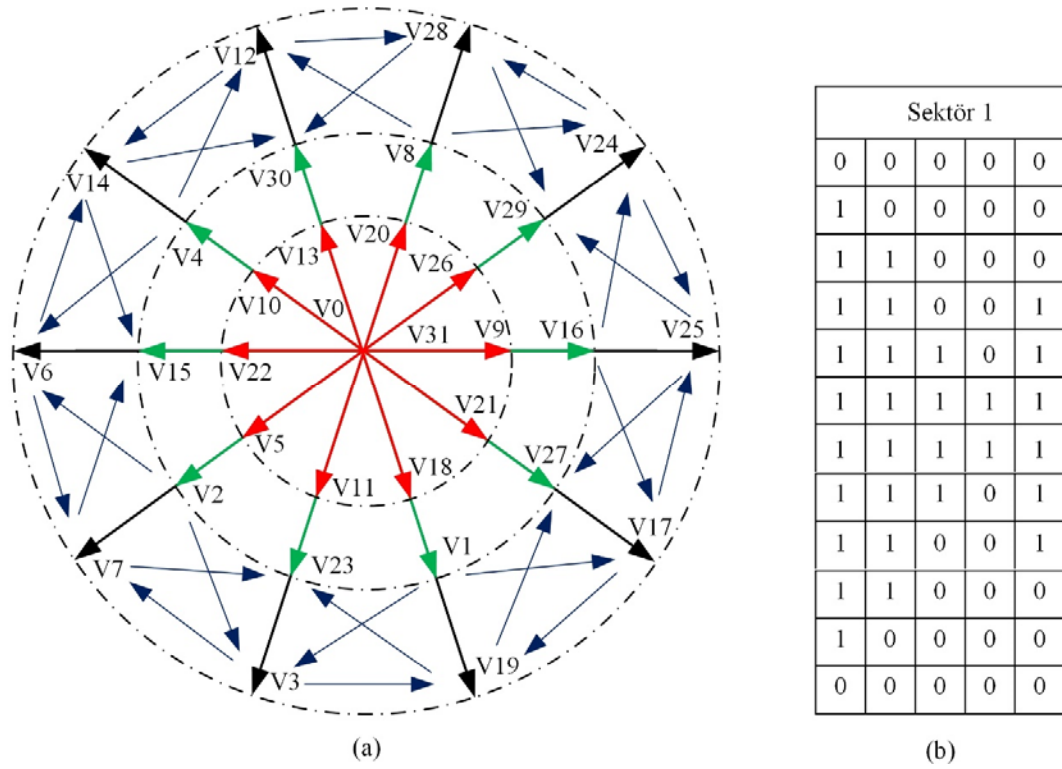
$$t_{am} = t_a \cdot \frac{|V_m|}{|V_l| + |V_m|} \quad (13)$$



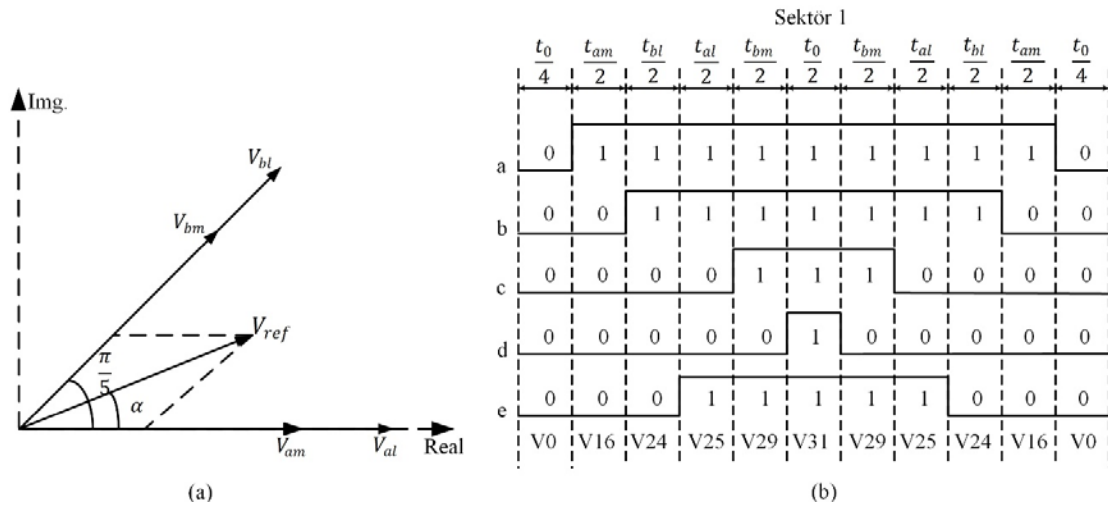
Şekil 8. Beş fazlı bir SMSM' in ayrıştırılmış fazör diyagramı (Decomposed phasor diagram of five phase SMSM).



Şekil 9. (a) 5 faz GKİ uzay vektörleri (5 phase VSI space vectors), (b) Anahtarlama vektörleri ve sektörler (Switching vectors and sectors).



Şekil 10. (a) Uzak vektörlerin uygulanma stratejisi (Implementation strategy of space vector), (b) Sektör 1'in 0 ve 1 ile ifade edilmesi (Expressing sector 1 with 0 and 1)



Şekil 11. (a) Beş fazlı GKİ'de aktif uzak vektörü uygulaması için zaman hesaplaması (Time calculating for active space vector application in the 5 phase VSI), (b) Birinci sektörde anahtarlama modeli (Switching model in the first sector).

$$t_{bm} = t_b \cdot \frac{|V_m|}{|V_l| + |V_m|} \quad (14)$$

Burada, V_m , V_l sırasıyla orta ve uzun vektörleri gösterir.

Sağ ve soldaki uzun vektörlerin uygulanma süreleri sırasıyla Eş. 15 ve Eş. 16'da verilmiştir.

$$t_{al} = t_a \cdot \frac{|V_l|}{|V_l| + |V_m|} \quad (15)$$

$$t_{bl} = t_b \cdot \frac{|V_l|}{|V_l| + |V_m|} \quad (16)$$

Sıfır vektörlerinin toplam uygulanma süresi t_o , Eş. 15 ile hesaplanabilir.

$$t_o = t_s - t_{am} - t_{al} - t_{bm} - t_{bl} \quad (17)$$

Uzun ve orta gerilim vektörlerin genlikleri sırasıyla Eş. 18 ve Eş. 19'da verilmiştir.

$$|V_l| = \frac{2}{5} V_{DA} 2 \cos(\pi/5) \quad (18)$$

$$|V_m| = \frac{2}{5} V_{DA} \quad (19)$$

Burada, V_{DA} GKI'e uygulanan DA-Bara gerilimini gösterir.

Şekil 11b'de birinci sektörde uygulanan vektörlerin T_s anahtarlama periyodu boyunca uygulanma süreleri ve oluşan UVDGM sinyalleri görülmektedir.

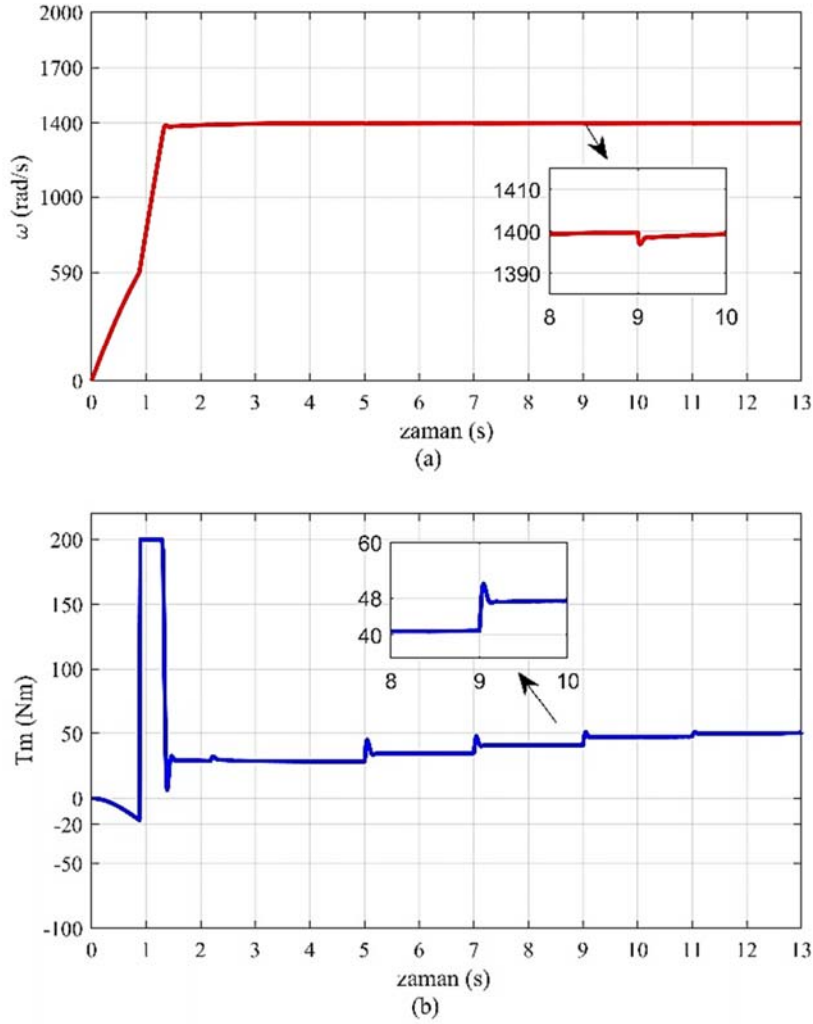
5. Beş Faz SMSM'nin Benzetim Sonuçları ve Performans Analizi (Simulation Results and Performance Analysis of Five Phase PMSM)

Beş fazlı SMSM'nin kullanıldığı SG sistemin benzetimi Intel(R) Xeon(R) W-1250 CPU @ 3.30GHz 3.31 GHz iş istasyonu kullanılarak Matlab/Simscape Toolbox ile gerçekleştirilmiştir. Benzetim $1.25e-6$ fixed step örnekleme zamanı ile 16 kHz anahtarlama frekansında yapılmıştır. Benzetimde, kullanılan beş faz SMSM'nin elektriksel ve mekanik parametreleri Tablo-2'de verilmiştir. Bu çalışmada beş fazlı SMSM'nin doyma ve demir kayıpları, sistem verimi incelenemeyip, uçak sistemlerinde SG'nin kontrolü üzerinde durulduğundan ihmal edilmiştir. Jet motoru kolaylık sağlanması için birinci derece sistemden oluşan, giriş yakıt akış miktarı çıkış moment olacak şekilde, bir transfer fonksiyonu ile modellenmiştir. Yapılan benzetimde, starter modu, geçiş modu ve generatör modu aynı benzetimde, otomatik olarak mod değiştirilerek gerçekleştirilmiştir. Mod geçişlerinde *flip-flop* kullanılarak kararsız geçişler engellenmiştir.

Tablo 2. Makina elektriksel ve mekanik parametreler (Electrical and mechanical parameters of machine)

Makina parametreleri	Simge	Değer
Stator direnci	R_s	1,1 m Ω
dq endüktansları	$L_d = L_q$	99 μH
Kaçak endüktans	L_{ls}	2.47 μH
Kutup çifti	P	2
Mıknatis akısı	Φ_f	0,03644 Wb
Nominal Güç	P	40 kW
Atalet momenti	J	0,103 Nm
DA-Bara kondansatörü	C	1200 μF
Anahtarlama periyodu	T_s	16 khz
Nominal DA-Bara gerilimi	V_{DA}	270 V
Maksimum AA akımı	i_{mak}	500 A
Maksimum moment	T_{mak}	30 Nm

SG yaklaşık 0-0.9 s zaman aralığında starter modunda, 0.9-2.1s zaman aralığında geçiş modunda, 2.1s'den sonra ise generatör modunda çalıştırılmış ve generatör modunda farklı güçlerde elektriksel yükler devreye girmiştir. Şekil 12a'da aynı mile bağlı jet motorunun ve SG hızı, Şekil 12b'de ise moment grafiği verilmiştir. Şekil 12a'da starter modunda SG'nin, jet motorunun kendi kendini idame ettirebilecek hız olarak kabul edilen 590 rad/s mekanik hıza kadar jet motorunu



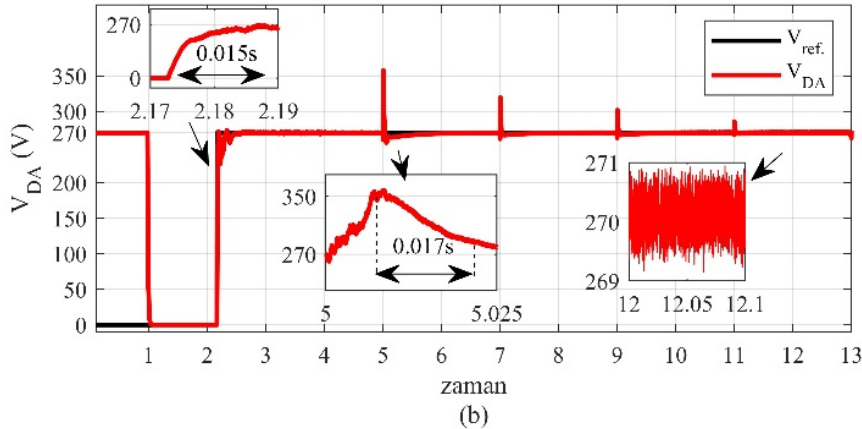
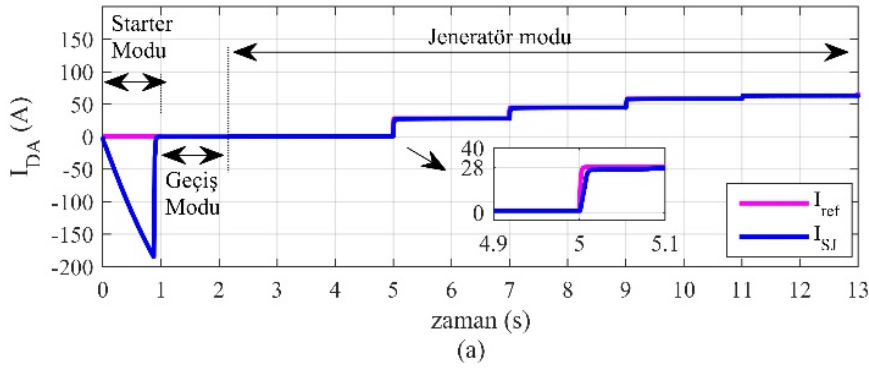
Şekil 12. (a) Jet motorunun hızı (Speed diagram of jet engine), (b) Jet motorunun momentini (Torque diagram of jet engine)

hızlandırdığı ve Şekil 12b'de ise bu hıza ulaşmaya kadar hızın karesi ile orantılı ters yönde bir yük momentine maruz kaldığı görülmektedir. Jet motorunun çalışması ile üretilen pozitif yöndeki moment, SG'nin yükünü üzerine alarak sistem hızını 1400 rad/s hıza çıkarmaktadır. Jet motoru pozitif moment üretmeye başladıktan sonra yük momentini üzerinden alınan beş fazlı SMSM'nin akımı azalır ve motor akımına bağlı olarak batarya kontaktörü herhangi bir strese maruz kalmadan açılır. jet motoru 1400 rad/s rölanti hızına ulaşmaya kadar, SG geçiş modunda ve devre dışı bırakılmıştır. Jet motoru rölanti hızına ulaştıktan sonra SG, artık generatör modunda çalışmaya hazırdır. Şekil 12b'de jet motorunun ürettiği pozitif işaretli moment maksimum 200 Nm iken, rölanti hızına ulaşınca yaklaşık 30Nm'ye kadar düştüğü ve sabit kaldığı görülebilir. Generatör modda SG'nin çıkış gerilimi DA-Bara'ya bağlanmadan önce 270V'a ayarlanır. Şekil 13a'da DA-Bara'dan geçen akım ve Şekil 13b'de ise DA-Bara'nın gerilimi verilmiştir. SG starter modunda negatif yönde akım çekerken generatör modunda pozitif yönde akım verdiği Şekil 13a'da görülebilir. SG'nin generatör modda çalışırken, temsili uçak yükleri 5, 7, 9 ve 11'inci saniyelerde devreye girdiğinde akımın arttığı ancak gerilimin 270V'da sabit kaldığı görülmektedir. Generatör modunda devreye giren yükler ile jet motoru yakıt kontrolörünün SG hızını 1400 rad/s hızda tuttuğu Şekil 12a'dan ve jet motorunun ürettiği momentin de arttığı Şekil 12b'den görülmektedir. Şekil 12b'de, 9'uncu saniyeden önce jet motorunun ürettiği moment 41 Nm iken 9'uncu saniyede bağlanan yük ile 48 Nm'ye çıktığı görülebilir.

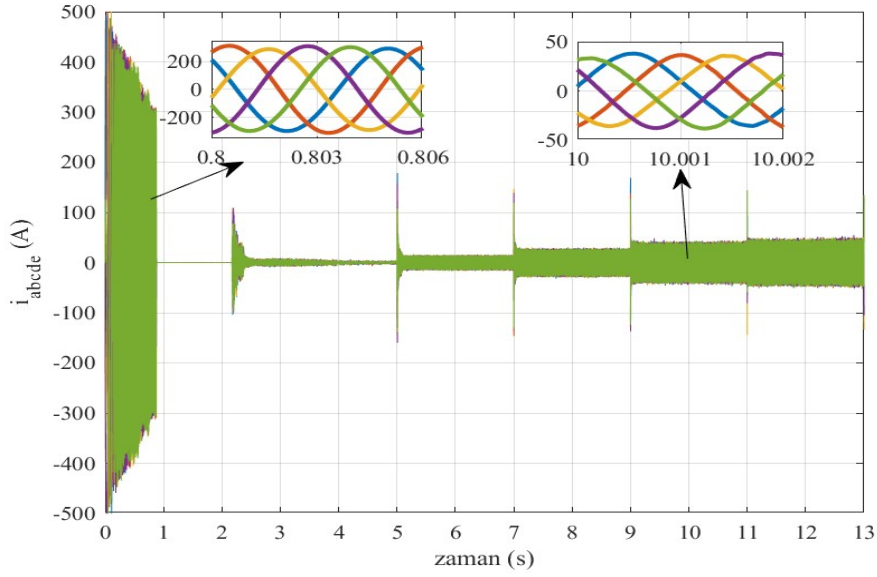
Şekil 13a'da starter modu boyunca akımın negatif yönde artışı bataryadan akım çekildiğini göstermektedir. Bu süre boyunca SG bataryadan çektiği akım ile jet motorunun kendi kendisini idame ettirecek hıza ulaşmasını sağlar. Geçiş modunda geçildiğinde jet motoru kendi kendisini idame edecek hız limitine ulaştığı için,

bataryadan akım çekmeye gerek kalmayacağından, batarya devreden çıkarılır. Jet motoru rölanti hızına ulaştığında geçiş modu sonlanıp, generatör moduna geçilir. Bir uçakta yükler belli olduğundan, generatör modda herhangi bir yük devreye alındığında yükün çekeceği referans akım güç kontrolüne verilir. SG, yüklerin çekeceği akımı sağlayacak şekilde kontrol edilir. Uçakta bulunan yükler 5, 7, 9 ve 11. saniyelerde DA-Bara'sına bağlanmıştır. Bu yüklerin çekmesi gereken referans akım ile SG akımı Şekil 13a'da görülmektedir. Şekil 13b'de DA bara gerilimi verilmiştir. MIL-STD-704F standardına göre DA bara geriliminin geçici rejiminde 350V'dan 270V'a düşüş zamanı 0.02s istenirken, uygulanan yöntemle en büyük dalgalanmanın olduğu 5'inci saniyedeki SG'nin yüklenmesinde bu süre 0.017s olduğu Şekil 13b'de görülmektedir. Bara geriliminin 200V'dan 270V'a çıkış süresi aynı standarda göre maksimum 0.03s olması istenirken, uygulanan yöntemle 2.1s'de DA bara gerilimi 0V iken 0.015s sonra 270V'a çıkmıştır. MIL-STD-704F standardına göre sürekli rejimde 270V'luk DA bara geriliminin dalgalanmasının maksimum $\pm 6V$ olması istenirken, SG'nin en yüklü olduğu durum olarak alınan 12'inci saniyeden sonraki sürekli rejim gerilim dalgalanmasının yaklaşık $\pm 1V$ olduğu açıkça görülmektedir. Şekil 14'de 0- 0.97s aralığında SG starter modda bataryadan akım çekmiş, 0.97-2.1s aralığında geçiş modunda, 2.1-13 s aralığında farklı güçlerdeki yüklerin bağlandığı generatör modda çalışması ile faz akımlarının değişimleri görülmektedir.

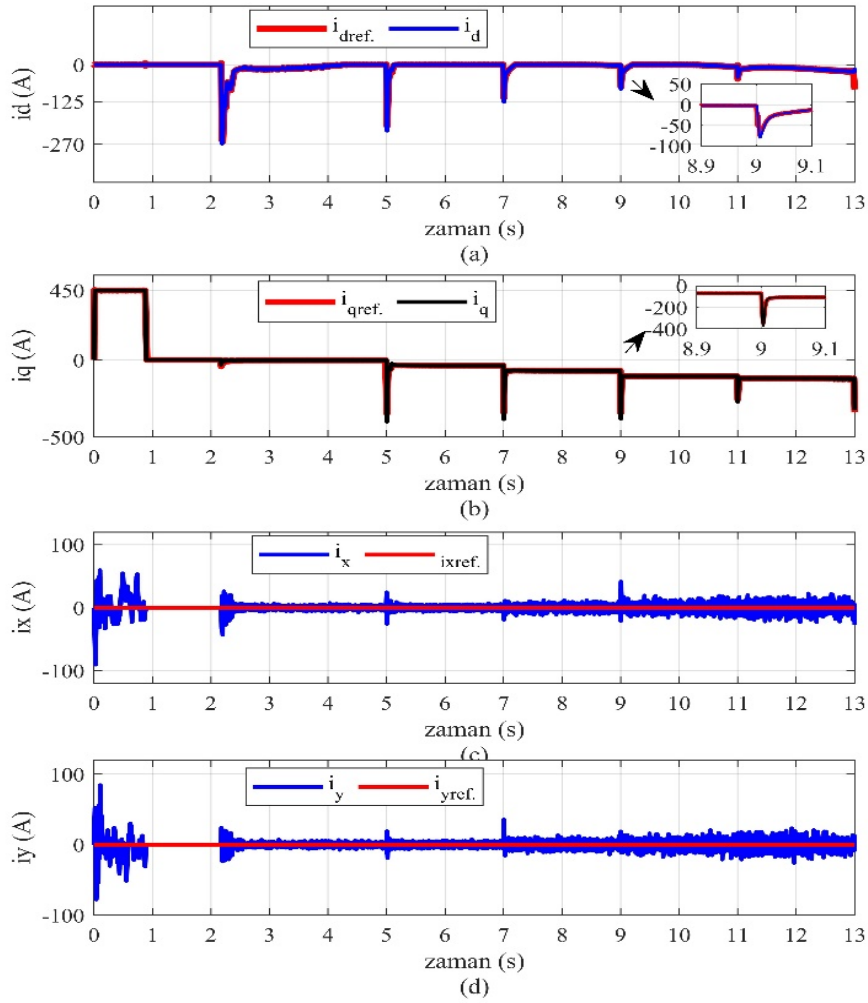
Şekil 14'de SG starter modda yüksek akım çekerek jet motorunu kısa sürede kendi kendini sürdürececek hıza çıkarması sağlanmıştır. Geçiş modunun bitip generatör modunun başladığı 2.1'inci saniyede DA-Bara gerilimini 270V'a ayarlamak için SG'nin akımının arttığı bu şekilden görülmektedir. Güç sistemine her bir yük bağlandığında akımın arttığı bu grafikten görülmektedir.



Şekil 13. (a) Referans akım ve generatör akımı (Referans current and generator current), (b) Referans gerilim ve DA gerilim (Referans voltage and DC voltage)



Şekil 14. SG akımları (SG currents)



Şekil 15. (a) i_d akımı (i_d current), (b) i_q akımı (i_q current), (c) i_x akımı (i_x current), i_y akımı (i_y current).

Şekil 15a'da tüm modlar boyunca sırasıyla i_d, i_q, i_x, i_y akımlarının referans değerleri ve ölçülen değerleri verilmiştir. Şekil 15a'da tüm çalışma boyunca ölçülen referans i_d akımı referans i_d akımını takip ettiği görülmektedir. SG, generatör moduna geçtiğinde i_d , çıkış gerilimini, referans değer 270V'a ayarlamak için ani bir negatif artış göstermiş, 270V'a ulaştıktan sonra i_d sıfıra yakın negatif bir değerde sabitlenmiştir. Şekil 15b'de starter modu süresince hız kontrolü tarafından hesaplanan referans i_q akımı pozitifken, SG pozitif yönde moment üreterek jet motorunu istenen hıza çıkarmıştır. Genertör modda ise güç kontrolü tarafından negatif bir i_q hesaplanmış ve yüklerin çektiği güç SG'den sağlanmıştır. SG'den geçen negatif i_q akımı jet motorunun yüklenmesine ve bunun sonucu olarak SG hızının sabit tutulmasını sağlamak için jet motorunun daha fazla yakıt tüketmesine neden olmuştur. Şekil 15c'de ve Şekil 15d'de ise beş fazlı SMSM'nin üçüncü harmonik akımlarının sıfır referans değerinde kontrol edildiği görülmektedir.

6. Simgeler (Symbols)

V_d	: d eksenindeki gerilim
V_q	: q eksenindeki gerilim
V_x	: x eksenindeki gerilim
V_y	: y eksenindeki gerilim
I_d	: d eksenindeki akım
I_q	: q eksenindeki akım
I_x	: x eksenindeki akım
I_y	: y eksenindeki akım
L_d	: d ekseni indüktansı
L_q	: q ekseni indüktansı
L_{ls}	: Kaçak indüktans
R_s	: Stator sargılarının direnci
T_m	: Mekanik moment
T_e	: Elektromanyetik moment
T_l	: Yük momentini
B	: Sürtünme katsayısı
J	: Rotor atalet momentini
Φ_f	: Mıknatıs akısı
P	: Kutup çifti sayısı
θ_r	: Rotorun elektriksel dönüş açısı
ω_r	: Rotorun elektriksel hızı
ω_e	: Rotorun mekanik hızı
t_a	: Sağdaki vektörlerin uygulandığı toplam süreler
t_b	: Soldaki vektörlerin uygulandığı toplam süreler
t_{am}	: Sağdaki orta vektörlerin uygulanma süresi
t_{bm}	: Soldaki orta vektörlerin uygulanma süresi
t_{al}	: Sağdaki uzun vektörlerin uygulanma süresi
t_{bl}	: Soldaki uzun vektörlerin uygulanma süresi
t_o	: Sıfır vektörlerinin toplam uygulanma süresi
T_s	: Anahtarlama periyodu
V_{al}	: Sağdaki uzun vektörleri
V_{bl}	: Soldaki uzun vektörleri
V_{am}	: Sağdaki orta vektörleri
V_{bm}	: Soldaki orta vektörleri
V_m	: Orta vektörler
V_l	: Uzun vektörler
V_{ref}	: UVDGM'nin üretilmesi istenen gerilim vektörü
V_{DC}	: GKİ'e uygulanan DA-Bus gerilimini gösterir
k	: Sektör numarası

7. Sonuçlar (Conclusions)

Bu çalışmada, elektrik enerjisinin daha yaygın kullanıldığı uçaklarda kilit rol oynayan SG için beş fazlı SMSM önerilmiş ve starter modu, geçiş modu ve generatör modu aynı anda analiz edilmiştir. Benzetim

sonuçları, uçak jet motorunun başlatılmasının, generatör çalışmaya geçmeden önceki hazırlık sürecinin ve generatör çalışmanın beş fazlı SMSM ile başarılı bir şekilde sağlandığını göstermiştir. MIL-STD-704F standardında bahsedilen 270V'luk yüksek gerilim DA güç sisteminde gerilim dalgalanmasının maksimum $\pm 6V$ olması istenirken, önerilen sistemde maksimum yükte gerilim dalgalanmasının $\pm 1V$ olduğu gösterilmiştir. SG sisteminin geçici rejim kısıtlaması olarak, MIL-STD-704F standardına göre, DA bara geriliminin 350V'dan 270V'a düşme zamanının 0.02s olması gerekirken, bu çalışmada 0.017s'de 350V'dan 270V'a düşüş sağlanmıştır. Geçici rejim gerilim yükselmesinin de 200V'dan 270V'a yükselme zamanının 0.03s olması istenirken, bu çalışmada DA bara gerilimi 0V'dan 270V'a yükselme zamanı 0.015s olarak elde edilmiştir. Bu çalışmada uçak AC güç sistemlerinin sahip olduğu kablo ağırlığı, güç faktörü, generatörlerin paralel bağlanma zorluğu, enerji iletiminde deri etkisi kayıpları gibi sakıncalar, 270 V yüksek gerilim DA güç sistemi ile elimine edilmiştir. Aynı zamanda uçak SG sisteminde, üç fazlı SMSM yerine hata toleransı daha yüksek beş fazlı SMSM kullanılarak moment dalgalılığı, boyut ve ağırlıktan kazanç sağlanmıştır. Sonraki çalışmalarda, beş fazlı SMSM'nin SG olarak kullanımının verim açısından değerlendirilip uçak yakıtı üzerindeki etkisi veya hata toleransındaki performansı ile ilgili çalışmalar önerilmektedir.

Teşekkür (Acknowledgement)

Bu çalışma TÜBİTAK 121E370'nolu 1001 projesi tarafından desteklenmiştir.

Kaynaklar (References)

- European Commission. "Flightpath 2050: Europe's Vision for AviationReport of the High Level Group on Aviation Research", <https://op.europa.eu/en/publication-detail/-/publication/296a9bd7-fef9-4ae8-82c4-a21ff48be673>, Son erişim tarihi: Aralık 22, 2022.
- Zhang Z., Liu Y., Li J., A HESM-based variable frequency ac starter-generator system for aircraft applications, IEEE Transactions on Energy Conversion, 33 (4), 1998-2006, 2018.
- Rosero J. A., Ortega J. A., Aldabas E., Romeral L., Moving towards a more electric aircraft, IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 22 (3), 3-9, 2007.
- Morioka N., Takeuchi M., Oyori H., Moving to an all-electric aircraft system, IHI Engineering Review, 47 (1), 33-39, 2014.
- Ye C., Du K., Kalenderli Ö., Altay Ö., Multi-Physical analysis of the effect of cable layout, distance between cables and ambient temperature on cable current carrying capacity in air vehicle wiring with finite element method, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 38 (3), 1389-1402, 2023.
- Chen Z., Wang H., Yan Y., A doubly salient starter/generator with two-section twisted-rotor structure for potential future aerospace application, IEEE Transactions on Industrial Electronics, 59 (9), 3588-3595, 2012.
- Clark S. F., 787 propulsion system, Aero Quarterly, (3), 5-13, 2012.
- Madonna V., Giangrande P., Galea M., Electrical power generation in aircraft: Review, challenges, and opportunities, IEEE Transactions on Transportation Electrification, 4 (3), 646-659, 2018.
- Zhang Z., Huang J., Jiang Y., Geng W., Xu Y., Overview and analysis of PM starter/generator for aircraft electrical power systems, CES Transactions on Electrical Machines and Systems, 1 (2), 117-131, 2017.
- Ye C., Du K., Liu K., Zhang J., Xiang Y., Qin L., Design and analysis of a novel integrated starter-generator based on brush DC motor, 2021 IEEE 4th Student Conference on Electric Machines and Systems (SCEMS), Wuhan-China, 1-7, December 2021.
- Chen S., Lequesne B., Henry R.R., Xue Y., Ronning J.J., Design and testing of a belt-driven induction starter-generator, IEEE Transactions on Industry Applications, 38 (6), 1525-1533, 2002.
- Ferreira C.A., Jones S.R., Heglund W.S., Jones W.D., Detailed design of a 30-kW switched reluctance starter/generator system for a gas turbine engine application, IEEE Transactions on Industry Applications, 31 (3), 553-561, 1995.
- Zhao E., Song S., Ma Z., Zhang X., Ning L., Liu Y., Design and initial testing of an integrated switched reluctance starter/generator system for

- unmanned aerial vehicle, CES Transactions on Electrical Machines and Systems, 2 (4), 377-383, 2018.
14. Sun G., Song S., Jiang J., Ge L., Liu W., Characteristics testing and torque control of switched reluctance machine in aero-engine shaft-line-embedded starter/generator, 2022 IEEE Industry Applications Society Annual Meeting (IAS), Detroit-USA, 1-6, 9-14 October 2022.
 15. Yıldırım E., Aydemir M.T., Analysis, design and implementation of an axial flux, permanent magnet machine to be used in a low power wind generator, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 24 (3), 525-531, 2009.
 16. Araz H.K., Yılmaz M., Design procedure and implementation of a high-efficiency PMSM with reduced magnetmass and torque-ripple for electric vehicles, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 35 (2), 1089-1110, 2020.
 17. Michalski T.D., High efficiency sensorless fault tolerant control of permanent magnet assisted synchronous reluctance motor, Doktora, Universitat Politècnica de Catalunya, Departament d'Enginyeria Electrònica, Barcelona, 2021.
 18. Bermúdez Guzmán M., Novel control techniques in multiphase drives: direct control methods (DTC and MPC) under limit situations, Doctora, Institut Des Sciences Et Technologies Paris Institute of Technology, Paris, 2018.
 19. Toren M., Mollahasanoğlu H., Investigation of the effect of different power degree NdFeB magnets used in interior permanent magnet brushless direct current motor (IPMBLDC) on motor performance, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 38 (3), 1389-1402, 2023.
 20. Öksüztepe E., Kaya U., Kurum H., A review of conventional and new-generation aircraft starter/generators in perspective of electric drive applications, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 95 (3), 474-487, 2023.
 21. Yeoh S.S., Gao F., Bozhko S., Asher G., Control design for PMM-based starter generator system for More Electric Aircraft, 16th European Conference on Power Electronics and Applications IEEE., Nottingham- UK, 1-10, 26-28 August 2014.
 22. Yeoh S.S., Yang T., Tarisciotti L., Hill C.I., Bozhko S., Zanchetta P., Permanent-magnet machine-based starter-generator system with modulated model predictive control, IEEE Transactions on Transportation Electrification, 3 (4), 878-890, 2017.
 23. Balachandran A., Boden M., Sun Z., Forrest S.J., Ede J.D., Jewell G.W., Design, construction, and testing of an aero-engine starter-generator for the more-electric aircraft, The Journal of Engineering, 2019 (17), 3474-3478, 2019.
 24. Bozhko S. *et al.*, Development of aircraft electric starter-generator system based on active rectification technology, IEEE Transactions on Transportation Electrification, 4 (4), 985-996, 2018.
 25. Guo H. *et al.*, Design of an aviation dual-three-phase high-power high-speed permanent magnet assisted synchronous reluctance starter-generator with anti-short-circuit ability, IEEE Transactions on Power Electronics, 37 (10), 12619-12635, 2022.
 26. Levi E., Multiphase electric machines for variable-speed applications. IEEE Transactions on industrial electronics, 55 (5), 1893-1909, 2008.
 27. http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-0700-0799/MIL-STD-704F_1083/ Yayın tarihi Aralık 12, 2016. Erişim tarihi Ağustos 23, 2023.
 28. Kuang Z., Zhao T., Cui S., Five-phase permanent magnet synchronous motor drive for aircraft applications, 2016 UKACC 11th International Conference on Control (CONTROL), Belfast-UK, 1-6, 31 August-02 September 2016.
 29. Wu S., Tian C., Zhao W., Zhou J, Zhang, X., Design and analysis of an integrated modular motor drive for more electric aircraft, IEEE Transactions on Transportation Electrification, 6 (4), 1412-1420, 2020.
 30. Chen Y., Liu B., Zheng Z., Design and Analysis of a Five-Phase Fault-Tolerant Permanent Magnet Synchronous Motor for Aerospace Starter-Generator System, IEEE Access, 10, 40715-40715, 2022.
 31. Zheng Z., Li Q., Li X., Zheng P., Yang B., Study of power generation control strategy for five-phase open-winding PMSG based on dual-space closed-loop vector control using carrier-based PWM technique, CSAA/IET International Conference on Aircraft Utility Systems (AUS 2020), Online Conference, 417-424, 18-21 September 2020.
 32. Hezzi A., Elghali S.B., Salem Y.B., Abdelkrim M.N., Control of five-phase SMSM for electric vehicle application, 2017 18th International Conference on Sciences and Techniques of Automatic Control and Computer Engineering (STA) IEEE., Monastir-Tunisia, 205-211, 21-23 December 2017.
 33. Kamel T., Abdelkader D., Said B., Vector control of five-phase permanent magnet synchronous motor drive, 2015 4th International Conference on Electrical Engineering (ICEE), Boumerdes-Algeria, 1-4, 13-15 December 2015.
 34. Chen H.C., Hsu C.H., Chang D.K., Position sensorless control for five-phase permanent-magnet synchronous motors, In 2014 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics IEEE., Besacon-France, 794-799, 8-11 July 2014.
 35. Devi G.R., Rajambal K., Novel space vector pulse width modulation technique for 5-Phase voltage source inverter. In 2018 IEEE International Conference on System, Computation, Automation and Networking (ICSCA) IEEE., Pondicherry- India, 1-9, 6-7 July, 2018.
 36. Iqbal A., Levi E., Space vector PWM techniques for sinusoidal output voltage generation with a five-phase voltage source inverter, Electric Power Components and Systems, 34 (2), 119-140, 2006.

