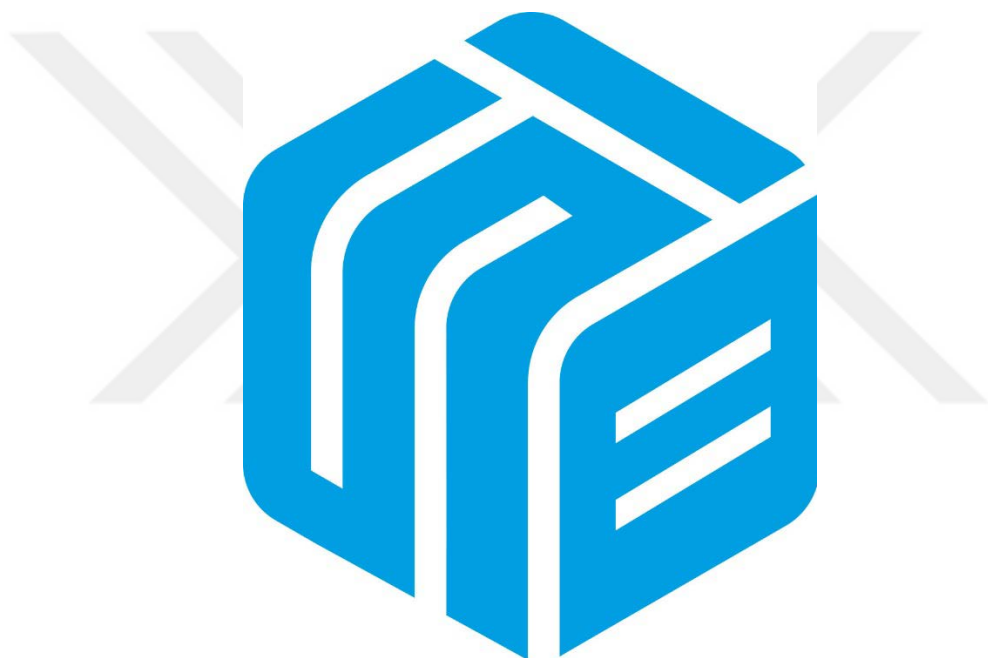




**GÜDÜMLÜ MÜHİMMATLAR İÇİN AÇILIR-KAPANIR KANAT SİSTEMİ
GELİŞTİRİLMESİ**

Asaf SAYIL

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
SAVUNMA TEKNOLOJİLERİ ANA BİLİM DALI**

**SİVAS BİLİM VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**

HAZİRAN 2022

ETİK BEYAN

Sivas Bilim ve Teknoloji Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada;

- 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 çalışmada 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.

.....
Asaf SAYIL
27/06/2022

GÜDÜMLÜ MÜHİMMATLAR İÇİN AÇILIR-KAPANIR KANAT SİSTEMİ GELİŞTİRİLMESİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Asaf SAYIL

SİVAS BİLİM ve TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ

LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

Haziran 2022

ÖZET

Halihazırda kullanılan kanat kitleri, mühimmat hava aracından bırakıldıktan sonra tek yönlü açılarak önceden belirlenmiş sabit bir ok açısında kilitlenmektedir. Kanat kitleri hedefe doğru süzülen mühimmatın maksimum menzilini arttırsa da uçuş sırasında önceden belirlenmiş ok açısında sabitlemeleri terminal aşamasında kanatlar üzerinde bir sürtünme kuvveti oluşur. Bu sürüklenme kuvveti nedeniyle mühimmatın hızı düşer, tahribat gücü azalır. Ek olarak, yine bu aerodinamik kuvvetler, kanatlar üzerinde moment oluşturarak hücum açısında sapmalara neden olabilir. Bu problemlere çözüm olarak hem süzülme hem de dalış aşamalarında ok açısının değiştirilmesine olanak sağlayabilecek bir Açılır-Kapanır Kanat Sistemi (AKS) geliştirilmesi yüksek lisans tez konusu olarak önerilmiştir. Görev esnasında beklenmedik durumlarla karşılaşırsa, geliştirdiğimiz kanat kitinin ok açısı, süzülme fazında güdüm kiti tarafından otonom bir şekilde kontrol edilerek ortam koşullarına göre ayarlanabilecek, en önemlisi de dalış aşamasında kanat açısı 0° 'ye getirilerek bahsi geçen sürtünme kuvveti ortadan kaldırılabilir. Kısaca, önce dinamik ve kinematik analizlerle bir mekanizma tasarımı yapılmış ve ardından AKS'nin imalatı ve montajı tamamlanmıştır. Bunu takiben Box-Jenkins yaklaşımı ile sistem tanımlaması gerçekleştirilmiş ve doğrusal karesel regülatör (LQR), doğrusal karesel integratör (LQI), kayan kipli kontrol (SMC) ve ikinci dereceden kayan kipli kontrol (SOSMC) gibi çeşitli kontrolcüler tasarlanmıştır. Son olarak, kontrolcü performansları iki farklı uçuş senaryosu altında test edilmiştir. Tüm kontrolcüler, aerodinamik yüklerin yokluğunda test edildiğinde, neredeyse sıfır kalıcı durum hatası (SSE) ile referans sinyali hassas bir şekilde takip edebilmiştir. Aerodinamik yüklerin ve bozucuların varlığında, kontrolcülerin çeşitli SSE'leri oluşmuştur (LQR: 0.39° , LQI: 0.01° , SMC: 0.05° , SOSMC: 0.05°). Gecikme, çatırdama, enerji tüketimi ve zorlu çevre koşulları gibi diğer parametreler de göz önünde bulundurunca, SOSMC'nin sistemimizdeki en etkili kontrolcü olduğu sonucuna varılmaktadır.

Bilim Kodu : 10319781

Anahtar Kelimeler : kanat kiti, mekanizma tasarımı, sistem tanımlama, kayan kipli kontrol, ikinci dereceden kayan kipli kontrol, doğrusal karesel düzenleyici, doğrusal karesel integratör

Sayfa Adedi : 73

Danışman : Dr. Öğr. Üyesi Fuat ERDEN

Eş Danışman : Dr. Aydın TÜZÜN

DEVELOPMENT OF A FOLDING WING SYSTEM FOR GUIDED MUNITIONS

(M. Sc. Thesis)

Asaf SAYIL

SİVAS UNIVERSITY OF SCIENCE AND TECHNOLOGY

INSTITUTE OF GRADUATE STUDIES

June 2022

ABSTRACT

Previous wing kits do not allow to change sweep angle during the flight as the wings are actually fixed at a predetermined position. Although the wing kits increase the maximum range through gliding towards the target, a friction force act on the wings during the terminal phase since they are fixed at a definite sweep angle. The friction force causes the bomb to slow down, reducing its destructive power. Besides, a drag moment might act on the wings, causing the angle of attack to change, and thus, limiting the accuracy and precision. To solve this, we suggested developing a folding wing system (FWS) with an adjustable sweep angle feature as a master thesis. The idea is to design and develop a folding mechanism and a controller, which could change the sweep angle both during the gliding and diving phases. Therefore, the sweep angle could be adjusted to 0° during the diving phase to bring the wings to a closed position, and hence, the friction problem could be resolved. Briefly, we first conducted a mechanism design with dynamic and kinematic analysis, and the FWS was then manufactured and assembled. Following this, system identification was implemented by the Box-Jenkins approach and various controllers were designed including linear quadratic regulator (LQR), linear quadratic integrator (LQI), sliding mode control (SMC), and second-order sliding mode control (SOSMC). Finally, the controller performances were tested under two different flight scenarios. All controllers follow the reference signal precisely with almost zero steady-state error (SSE) in the absence of aerodynamic loads. In the presence of aerodynamic loads, the controllers have various SSEs (LQR: 0.39° , LQI: 0.01° , SMC: 0.05° , SOSMC: 0.05°). Considering other parameters as well, such as delay, chattering, energy consumption, and environmental conditions, we conclude that SOSMC is the most effective controller in our system.

Science Code : 10319781

Key Words : wing kit, mechanism design, system identification, sliding mode, second-order sliding mode, linear quadratic regulator, linear quadratic integrator

Page Number : 73

Supervisor : Asst. Professor Fuat ERDEN

Co-supervisor : Dr. Aydın TÜZÜN

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans tez çalışmamda akademik danışmanlığımı üstlenen, akademik hayatımdaki yol göstericim, kıymetli hocam Dr. Öğr. Üyesi Fuat ERDEN ve TÜBİTAK SAGE'den eş danışmanlığımı yürüten ve çalışmalarımız için her türlü ihtiyacın TÜBİTAK SAGE bünyesinde çözülmesini sağlayan değerli hocam Dr. Aydın TÜZÜN'e,

TÜBİTAK SAGE bünyesinde, AKS tasarım, üretim ve montaj süreci boyunca karşılaştığım her sorunda sabır ve anlayışla tecrübelerini paylaşan değerli çalışma arkadaşlarım, başta Hocamız Olcay ŞENEL olmak üzere Berkay BAYKARA, Hüseyin GÖLCÜK, Mete AYDEMİR, Murat KELEŞ, Ömer KOÇ, İbrahim ÖZÇİÇEK, Burak DENİZHAN, Harun KAHYA, Yasin YENİAYDIN, Selen AKYILDIZ ve Ceyda ÜNAL'a,

Yüksek lisans tezime zaman ayıran ve kıymetli katkılarda bulunan sayın jüri üyesi hocalarım Prof. Dr. Murat EFE ve Dr. Öğr. Üyesi Ali Suat YILDIZ'a

Çalışmalarına destekleri ve katkıları dolayısıyla başta Sivas Bilim ve Teknoloji Üniversitesi Rektörü sayın Prof. Dr. Mehmet Kul olmak üzere bütün çalışma arkadaşlarıma ve TÜBİTAK SAGE Müdürü Dr. Gürcan OKUMUŞ ile tüm TÜBİTAK SAGE ailesine,

Beni büyüten ve bugünlere getiren fedakâr annem SEMA Hanım'a, hayatım boyunca her türlü desteği ve sabrı gösteren canım babam ERDAL Bey'e, sevgili ablam ALMILA Hanım ve canım yeğenim EGEMEN bebeğe ve tüm aileme,

Bu zorlu süreçte desteğini esirgemeyen, her sorunu benimle göğüsleyen hayat arkadaşım, biricik eşim AYŞENUR Hanım'a çok teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	vii
ABSTRACT	viii
TEŞEKKÜR	ix
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	xi
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	xii
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xvi
1. GİRİŞ	1
2. KAYNAK ARAŞTIRMASI	3
3. MATERYAL VE YÖNTEM	17
3.1. Mekanizma Tasarımı ve Sistemin Modellenmesi	17
3.2. Sistem Tanımlama	35
3.3. Kontrol Sistem Tasarımı.....	37
4. BULGULAR VE TARTIŞMA	51
5. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	64
6. KAYNAKLAR	66

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 3.1. Tasarım parametre isimlendirmesi	19
Çizelge 3.2. Kontrol edilen sistemin parametreleri	38
Çizelge 4.1. Tahmin edilen sistem modelleri ve VAF değerleri.....	53
Çizelge 4.2. Her bir kontrolcünün herhangi bir bozucu olmadığı ve aerodinamik bozucu altındaki cevabına göre elde edilmiş deneysel sonuçları	56



ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 2.1. Lazer GÜDÜM Kiti (LGK), ASELSAN (Aselsan).....	4
Şekil 2.2. Lockheed Martin Paveway II Plus Lazer GÜDÜMLÜ Bomba Kiti (Lockheed Martin).....	5
Şekil 2.3. Hassas GÜDÜM Kiti (HGK), TÜBİTAK SAGE (TÜBİTAK-SAGE).....	6
Şekil 2.4. MK-83 Mühimmatına takılı BOEING JDAM-ER Kiti Lazer Arayıcı Başlık ile birlikte gösterilmektedir (Boeing).....	7
Şekil 2.5. Kanatlı GÜDÜM Kiti (KGK), TÜBİTAK SAGE (TÜBİTAK-SAGE).....	7
Şekil 2.6. Amerika Birleşik Devletleri Patent Numarası: 6,152,041 / Patent Tarihi: 28.11.2000 (Harris & Levy, 2000).....	9
Şekil 2.7. WIPO Patent Numarası: WO 2008/010226 A1 / Patent Tarihi: 24.01.2008 (Shai, 2008).....	10
Şekil 2.8. Amerika Birleşik Devletleri Patent Numarası: 3,650,496/ Patent Tarihi: 21.03.1972 (N. Birger Svensson, 1972).....	11
Şekil 2.9. Amerika Birleşik Devletleri Patent Numarası: 5,240,203 / Patent Tarihi: 31.08.1993 (Myers, 1993).....	12
Şekil 2.10. Amerika Birleşik Devletleri Patent Numarası: 5,615,846 / Patent Tarihi: 01.04.1997 (Shmoldas et al., 1997).....	13
Şekil 2.11. Amerika Birleşik Devletleri Patent Numarası: 5,141,175 / Patent Tarihi: 25.08.1992 (Harris, 1992).....	14
Şekil 2.12. Amerika Birleşik Devletleri Patent Numarası: 9,689,650B2 / Patent Tarihi: 27.06.2017 (Vainshtein, 2017).....	15
Şekil 3.1. Açılır-Kapanır Kanat Sistemi elemanları ve mekanizma gösterimi.....	18
Şekil 3.2. AKS CAD görseli: Kanatlar tam açık pozisyonda konumlanmış	19
Şekil 3.3. AKS aktarma oranı ve ortalama değerinin gösterimi	22
Şekil 3.4. AKS motor torku ve normalize edilmiş motor RPM değerlerinin birlikte gösterimi	23
Şekil 3.5. Kayar eleman üzerine etkiyen net kuvvetin ok açısına göre değişimi.....	24
Şekil 3.6. Açılır-Kapanır Kanat sisteminde kullanılan Maxon marka bilye vida teknik	

Şekil	Sayfa
resmi (Maxon Computer Inc)	25
Şekil 3.7. AKS xPC Target sistem bağlantı şeması	26
Şekil 3.8. Açılır-Kapanır Kanat sisteminde kullanılan Maxon marka BLDC motor teknik resmi (Maxon Computer Inc)	27
Şekil 3.9. Açılır-Kapanır Kanat Sistemi teknik resmi	28
Şekil 3.10. Üretilen kanat kökünün teknik resmi	29
Şekil 3.11. Üretilen burçlardan birinin teknik resmi	29
Şekil 3.12. Üretilen çekme kolları	30
Şekil 3.13. Üretilen kayar eleman parçasının teknik resmi	31
Şekil 3.14. Institute of Spring Technology Spring Calculator (IST) programı ile yay parametre sonuçlarının gösterimi	32
Şekil 3.15. Yay kovanı teknik resmi	32
Şekil 3.16. Sistemin indirgenmiş blok diyagramı	35
Şekil 3.17. Sistemin negatif geri beslemeli kapalı döngü blok diyagramı	37
Şekil 3.18. LQR kontrolcü Simulink şablonu	41
Şekil 3.19. LQI kontrolcü Simulink şablonu	42
Şekil 3.20. Kayan kipli kontrolcü Simulink şablonu	45
Şekil 3.21. İkinci dereceden kayan kipli kontrolcü Simulink şablonu	50
Şekil 4.1. PRBS sinyalinin gösterimi: kanat ok açısına karşı giriş akımı (a) ve PRBS sinyalinin güç yoğunluk spektrumu (b)	52
Şekil 4.2. Ölçülmüş ve tahmin edilmiş sistem modelinin doğrulanması	54
Şekil 4.3. Her iki senaryoda da kullanılmak üzere oluşturulmuş referans giriş sinyali	57
Şekil 4.4. Her bir kontrolcünün aerodinamik yüklerin ve bozucuların yokluğunda performans sonuçları: referans takibi (a), izleme hatası (b) ve anlık motor akımı (c)	58
Şekil 4.5. Her bir kontrolcünün aerodinamik yüklerin ve bozucuların varlığında performans sonuçları: referans takibi (a), izleme hatası (b) ve anlık motor akımı	

Şekil

Sayfa

(c).....	60
----------	----



RESİMLER LİSTESİ**Resim****Sayfa**

- Resim 3.1. Üretilmiş ve montajlanmış AKS'nin üstten görünüşü: kapalı pozisyon (a), ok açısı 50° 'de konumlanmış33
- Resim 3.2. AKS fotoğrafı: Üretimi tamamlanmış ve testlere hazır34



SİMGELER VE KISALTMALAR

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

Simgeler

Açıklamalar

dB

Desibel

J

Joule

m³

Metreküp

mm

Milimetre

mN.m

Mili Newton metre

N

Newton

N.m

Newton metre

W

Watt

Kısaltmalar

Açıklamalar

AKS

Açılır-Kapanır Kanat Sistemi (İng. Folding Wing System)

Eş.

Eşitlik

LQI

Doğrusal karesel integratör (İng. Linear Quadratic Integrator)

LQR

Doğrusal karesel düzenleyici (İng. Linear Quadratic Regulator)

SMC

Kayan Kipli Kontrol (İng. Sliding Mode Control)

SOSMC

İkinci dereceden Kayan Kipli Kontrol (İng. Second-Order Sliding Mode Control)

SSE

Kalıcı Durum Hatası (İng. Steady State Error)

1. GİRİŞ

Akıllı sistemler, gelişen teknolojiyle birlikte, hayatın her alanında olduğu gibi askeri uygulamalarda da yoğun olarak kullanılmaya başlamıştır. Maliyeti düşük, güvenilir, kesin ve hassas akıllı mühimmatlar savaş alanlarında ciddi üstünlük sağlamaktadır. Aslında, savaş alanında kullanılan genel maksat bombaları ve nüfuz edici bombalar uçaklardan serbest düşme ile bırakılarak hedefine gönderilmektedir. Fakat bu tarz konvansiyonel sistemlerin düşük menzil ve vuruş hassasiyeti, hedef arayıcı ve hedef güdümlene özelliklerin noksanlığı gibi önemli dezavantajları vardır (Hoehn, 2020; Ludvík, 2022; Rogers, 2010; Sreeja, 2016; Teope, 2017). Bu sebeple, genel maksat bombalarını ve nüfuz edici bombalar gibi konvansiyonel sistemleri, havadan karaya maliyet performansı yüksek, verimli, güvenilir ve akıllı mühimmatlara dönüştüren güdüm kitleri geliştirilmiştir (Hoehn, 2020; Ludvík, 2022; Rogers, 2010; Teope, 2017). Fakat, bahsi geçen kitlerin en büyük dezavantajı; itki sistemleri olmadığı için etkin menzillerinin düşük olmasıdır. Günümüzde kanat kitlerinin geliştirilmesiyle mühimmatların etkili menzilleri artırılmıştır (Boeing & FERRA, 2022; TÜBİTAK-SAGE, 2022). Şimdiye kadar geliştirilmiş kanat kitleri incelendiğinde, bu kitlerde, kanatların mühimmat uçaktan bırakıldıktan kısa bir süre sonra daha önceden belirlenmiş kanat ok açılarına kadar açılıp sabitlendiği görülmektedir (Boeing & FERRA, 2022; Harris, 1992; Harris & Levy, 2000; Myers, 1993; Shai, 2008; Shmoldas, Hutchings, & Barlow, 1997; Svensson, 1972; TÜBİTAK-SAGE, 2022; Vainshtein & Bouhryakov, 2017). Fakat, kanatlarla sağlanan ekstra kaldırma kuvveti mühimmatın etkili menzilinı arttırırken, aerodinamik kuvvetler terminal fazında kanatlar üzerinde yavaşlatıcı sürüklenme kuvveti oluşturur (Sreeja, 2016). Bu sürüklenme kuvveti nedeniyle mühimmatın hızı düşer, tahribat gücü azalır (Inger, 2017). Ek olarak, yine bu aerodinamik kuvvetler, kanatlar üzerinde moment oluşturarak hücum açısında sapmalara neden olabilir. Bu problemlere çözüm olarak hem süzülme hem de dalış aşamalarında kanat ok açısının değiştirilmesine olanak sağlayabilecek bir Açılır-Kapanır Kanat Sistemi (AKS) geliştirilmesi planlanmıştır. Böylece, ortam koşullarına bağlı olarak ok açısı ayarlanabilecek, en önemlisi de dalış aşamasında kanat açısı 0°'ye getirilerek bahsi geçen sürtünme kuvveti ortadan kaldırılabilir. Geliştirdiğimiz mekanizma ve kontrolcü, başarıyla çalışabilmekte ve ok açısının görev sırasında ortaya çıkabilecek herhangi bir çevresel veya benzeri görülmemiş koşullara adapte olabilme özelliğiyle hem güdüm

kitlerinde hem gezici mühimmatlarda (Voskuijl, 2022) kullanılabilme potansiyeli taşımaktadır.

Açılır-Kapanır Kanat Sistemi (İng. Folding Wing System) geliştirilirken öncelikle dinamik ve kinematik analizleri içeren kavramsal tasarım tamamlanıp bilgisayar destekli üç boyutlu modelin üretimi gerçekleştirilmiştir. Kısaca, kanat ok açısını iki yönlü ve istenen konuma ayarlayabilen ve fırçasız doğru akım (BLDC) motoru tarafından tahrik edilen krank-biyel tabanlı bir mekanizma geliştirilmiştir. TÜBİTAK SAGE bünyesinde 40'dan fazla parça üretilmiş, montajlanmış ve test edilmiştir. Dinamik sistemin matematiksel modeli yani sistemin transfer fonksiyonu, sistem tanımlama işlemi ile Box-Jenkins metodu kullanılarak tahmin edilmiştir. Tahmin edilen model varyans hesabı (İng. variance accounted for, VAF) yöntemiyle doğrulanmış ve %90,1 gerçek sistem modeli ile uyumlu bulunmuştur. Kanat ok açısı ile BLDC motor pozisyonu arasındaki ilişki aktarma oranı ile kurulmuş, ayrıca BLDC motor akım üzerinden kontrol edilmiştir. Ok açısı kontrolü, doğrusal karesel düzenleyici (İng. linear quadratic regulator, LQR), doğrusal karesel integratör (İng. linear quadratic integrator, LQI), kayan kipli kontrol (İng. sliding mode control, SMC) ve ikinci dereceden kayan kipli kontrol (İng. second-order sliding mode control, SOSMC) algoritmaları ile gerçekleştirilmiş ve ayrıca, aerodinamik yüklerin varlığı ve yokluğunda kontrolcü performansları karşılaştırılmıştır. Tüm kontrolcüler, aerodinamik yük ve bozulmaların yokluğunda referans girişini tam olarak takip ederken, SMC giriş sinyalinde çatırdama olgusu (İng. the chattering phenomenon) gözlemlenmiştir. Fakat, her iki kanada etkiyen toplam 100 N.m aerodinamik yük ve bozulmaların olduğu uçuş senaryosunda, LQI, SMC ve SOSMC neredeyse sıfır kalıcı durum hatası (sırasıyla 0.01° , 0.05° , 0.05°) ile verimli bir şekilde performans gösterirken, LQR 0.39° kalıcı durum hatası (İng. steady state error, SSE) ile referans takibi gerçekleştirmiştir. Başka bir deyişle, AKS için gerek süzülme gerek terminal fazlarında çevre şartlarının değişimine adapte olabilen, gerekirse ok açısını değiştirerek hızını ve durumunu koruyabilen bir konsept düşünülmüştür. Öte yandan, dalış fazındaki sürüklenme kuvveti ortadan kalkınca hedefi daha yüksek hızla vurmak mümkün olacak, böylece daha fazla kinetik enerjinin hedefe aktarılmasına olanak sağlanıp kalın zırhlı hedeflerin imhası kolaylaşacaktır.

2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

Güdümlü kitlerinin eklenmesi ile akıllı mühimmata dönüşen genel maksat bombaları ve savaş başlıkları, konvansiyonel sistemlere nazaran ciddi avantajlar sunmaktadır. Dolayısıyla maksimum menzil, hız, isabet oranı ve vuruculuk sağlayabilecek güdümlü kitleri geliştirilmesi konusunda birçok çalışma yapılmış, ürün geliştirilmiştir (Aselsan, 2022; Beijing Institute of Technology, 2014; Boeing, 2022; Boeing & FERRA, 2022; Harris, 1992; Harris & Levy, 2000; Inger, 2017; Lockheed Martin, 2022; Myers, 1993; Shai, 2008; Shmoldas et al., 1997; Svensson, 1972; TÜBİTAK-SAGE, 2022; Vainshtein & Bouhryakov, 2017). Bu bölümde, geliştirilen ürünler, alınan patentler ve yayınlanmış akademik çalışmalar detaylı bir şekilde incelenmiştir.

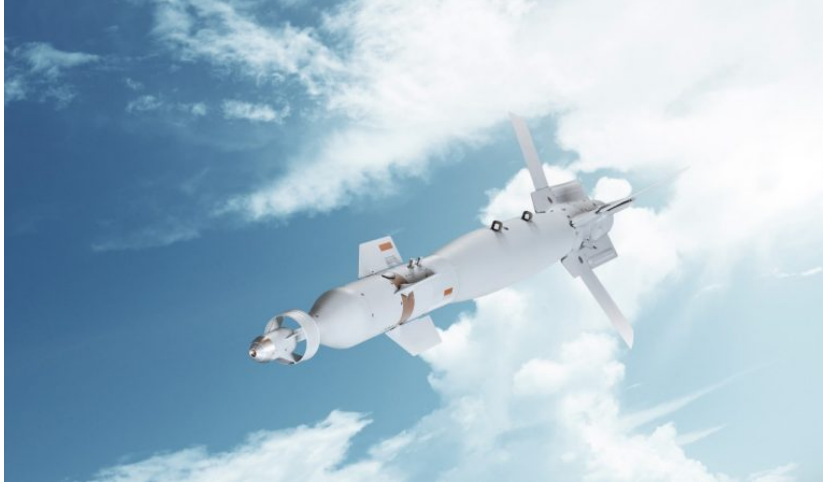
Akıllı güdümlü kitlerinin tarihçesine bakıldığında, ilk örneklerine ancak 1940’larda rastlanmaya başladığını görülmektedir (Hoehn, 2020). İspanya İç Savaşı sonrasında ve hemen akabindeki İkinci Dünya Savaşı ile birlikte düşük menzil ve isabet oranına sahip olan geleneksel bombaları akıllı hale getirmek, menzil artışı sağlamak ve mühimmatın dikey stabilizasyonu için güdümlü kitleri geliştirilmeye başlanmıştır. Bu amaçla, ilk olarak Almanlar tarafından radyo kontrollü veya kablo rehberliğinde güdümlenen, serbest düşme ile vuruş gücü elde eden konvansiyonel bombalar limitli menzil ve düşük hedef hassasiyetiyle kullanılmaktaydı. Radyo kontrollü sistemlerin yetersiz olmaları ve bilhassa mühimmatın dikey stabilizesinin sağlanması amacıyla aerodinamik kitler geliştirilmiştir (Wikipedia, 2020). Geliştirilen Aerodinamik Güdümlü Kitleri ile stabil bir uçuş hedefine ulaşılmış fakat yetersiz etkili menzil ve düşük vuruş hassasiyeti savaş alanında üstünlük elde etmek için yeterli görülmemiştir. Böylece, kontrol yüzeyi ve arayıcı başlık ekleyerek çözüm arayışına girilmiş ve kuyruk kısmından kontrol edilen güdümlü kitleri (Lazer Güdümlü Kiti) geliştirilmiştir. Lazer Güdümlü kitleri, mevcut genel maksat bombalarını ve nüfuz edici bombaları lazer güdümlü sistemi ile havadan karaya atılan akıllı bir silaha çeviren, hem sabit hem de hareketli hedeflere karşı kullanılabilen güdümlü kitleridir (Maini, 2018). Söz konusu sistemlerde, hedef lazer işaretleyici ile işaretlenmekte, bombaya eklenen arayıcı başlığın hedeften yansıyan lazer ışığını algılaması ve irtifa dümeni aracılığıyla bombanın lazer ile işaretli hedefe yönlendirilmesi esas alınmıştır. Fakat, söz konusu sistemler Körfez Savaşı’nda olduğu gibi hedefin tam olarak görülemediği bulutlu, tozlu, sisli ve yağışlı havalarda veya işaretleyici sistemin hedefe yaklaşmadığı durumlarda tam olarak güdümlenememektedir.

(Snyder, 1994). Hava koşullarından çok etkilenmesinin yanı sıra, söz konusu sistemler lazer işaretleyici ile işaretlemeyi gerektirmekte ve bu da mühimmatın kolay fark edilmesi gibi ekstra zorluk ve masraf çıkarmaktadır (Inger, 2017). Ek olarak, bu sistemlerde itki ve menzil uzatıcı kanat yapısı bulunmadığından, menzil de bir kısıt oluşturmaktadır. ASELSAN tarafından geliştirilen Lazer Güzüm Kiti (Aselsan, 2022), Şekil 2.1 ile gösterilmiştir.



Şekil 2.1. Lazer Güzüm Kiti (LGK), ASELSAN (Aselsan, 2022)

Şekil 2.2 ile gösterilen Amerikan Lockheed Martin firmasının Paveway II Plus Lazer Güzümlü Bomba Kiti, MK-80 serisi genel maksat bombalarını ve BLU-109 serisi savaş başlıklarını ileri güdüm sistemleriyle hassas güdümlü mühimmatlara çevirmektedir. Yarı aktif lazer arayıcı ve pnömatik kontrollü kanat kontrol yüzeyi tarafından güdümlenmektedir. Katlanabilen kanatçık yapısı, aerodinamik özellikleri ve ölçüleri sayesinde hava araçlarına kolaylıkla uyum sağlamaktadır. Küresel Konumlandırma ve Ataletsel Konumlandırma Sistemleri sayesinde yüksek hassasiyet ve kesinlikle hedefini vurma kabiliyetine sahiptir (Lockheed Martin, 2022). GBU - 12 olarak adlandırılan Paveway II Plus Lazer Güzümlü Bomba Kiti takılmış Mk-82 serisi bombadan başta Kosova Savaşı olmak üzere, Afganistan Savaşı ve Irak Savaşı'nda toplam 7114 adet kullanılmıştır (Ludvík, 2022).



Şekil 2.2. Lockheed Martin Paveway II Plus Lazer Güdümlü Bomba Kiti (Lockheed Martin, 2022)

Bunu takiben, geleneksel bombalara küresel konumlandırma sistemi, ataletsel konumlandırma sistemi ve kontrol yüzeyi ekleyerek çözüm arayışına girilmiş ve kuyruk kısmından kontrol edilen güdüm kitleri (Hassas Güdüm Kiti) geliştirilmiştir. Şekil 2.3 ile TÜBİTAK SAGE tarafından geliştirilen Hassas Güdüm Kiti gösterilmektedir (TÜBİTAK-SAGE, 2022). Hassas güdüm kitleri, kötü hava koşullarında hatta çöl fırtınaları gibi hedefin görülemediği durumlarda bile hedefe güdümlenmeyi sağlamaktadır. Mühimmat gövdesine takılmış sabit kanatçıklar ve irtifa dümeni ile dikey stabilize sağlanmaktadır. Güdümlenen hedefe yönelim kuyruk tarafından otomatik kontrol edilmektedir. Lazer işaretleyici sistem, kızılötesi veya elektro-optik güdüm mekanizması olmasına gerek yoktur (Snyder, 1994). Hassas Güdüm Kitine arayıcı başlık eklenerek hareketli ve sabit hedefler de vurulabilir (Hoehn, 2020). Hassas güdüm kitlerinin Afganistan Savaşı ve ardından Irak Savaşı'nda sergilediği muharebe başarısı ve düşük maliyeti, birçok ülkenin ilgisini çekmeyi başarmış, envanterine girmiştir (Ludvík, 2022). Fakat, bu sistemler itkisiz olduğu için kısa hedef menziline sahiptir. Bu yüzden mühimmatı bırakan uçak, düşman bölgelerine yaklaşmak zorunda kalmaktadır (Shai, 2008). Hava muhalefetinden etkilenmeden ve çevre birimlerle iletişime ihtiyaç duymadan hedefe güdümlenebilen Hassas Güdüm Kitlerinin vuruş hassasiyeti ve vuruculuğu tatmin edici olsa da düşük menzilin önüne geçilememiştir.



Şekil 2.3. Hassas Güdüm Kiti (HGK), TBTAK SAGE (TBTAK-SAGE, 2022)

Son olarak, yukarıda bahsedilen limitasyonları aşmak adına, mühimmat uçaktan atıldıktan sonra kanatları açılan bir mekanizma içeren kanatlı güdüm kitleri geliştirilmiştir (Hoehn, 2020). Bilindiği gibi, güdümlü mühimmatların süzülme fazında, süpersonik transonik ve subsonik hızlarda taşıma-sürüklenme oranını maksimum tutmak etkin menzili arttırmaktadır. Reynolds ortalama Navier–Stokes hesaplamalarıyla kanadın optimum ok açısı değeri hesaplanabilmektedir (Tang, 2007). Kanatlı güdüm kitlerinde, kanatlar, mühimmat hava aracından atıldıktan hemen sonra daha önceden belirlenmiş optimum kanat ok açısına kadar açılıp kilitlenmekte, etkili menzili artan bomba hedefine güdüm sistemi tarafından yönlendirilmektedir (Boeing & FERRA, 2022; TBTAK-SAGE, 2022).



Şekil 2.4. MK-83 Mühimmatına takılı BOEING JDAM-ER Kiti Lazer Arayıcı Başlık ile birlikte gösterilmektedir (Boeing & FERRA, 2022)

Şekil 2.4 ile gösterilen TÜBİTAK SAGE tarafından geliştirilen Kanatlı Güzüm Kiti (KGK) (TÜBİTAK-SAGE, 2022), mevcut güdümsüz 1000 lb'lık MK83 ve 500 lb'lık MK82 genel maksat bombalarını havadan karaya uzun menzillik akıllı mühimmatlara çeviren kanatlı bir güzüm kitidir. KGK ile mevcut bombalara, her tür hava koşulunda, 100 km'nin üzerinde bir menzile ile hassas vuruş yeteneği kazandırılabilir (TÜBİTAK-SAGE, 2022). Kanat kitine başka bir örnek verecek olursak, Amerikan Boeing firması tarafından geliştirilen Doğrudan Bağlantılı Saldırı Mühimmatı Uzatılmış Menzile (The Joint Direct Attack Munition - Extended Range (JDAM-ER)) (Boeing & FERRA, 2022), söylenebilir ve Şekil 2.5 ile gösterilmiştir. Boeing, JDAM'a göre 3 kat (yaklaşık 80 km) menzile sahip açılır kanat mekanizmalı yeni versiyonunu Ağustos 2012'de duyurmuş olsa da günümüzde, Avustralya'dan Ferra Mühendislik kanat kitlerinin üretimini devam ettirmektedir (Maini, 2018).



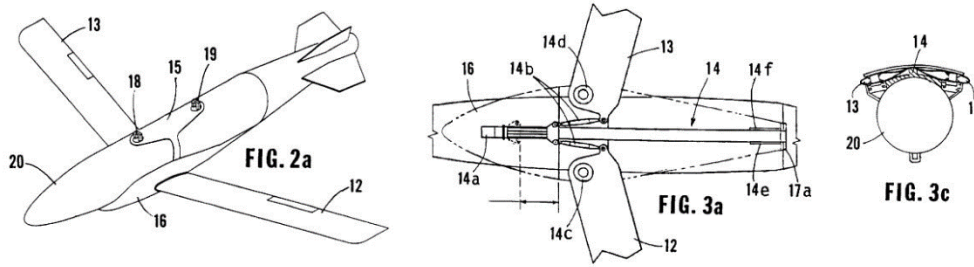
Şekil 2.5. Kanatlı Güzüm Kiti (KGK), TÜBİTAK SAGE (TÜBİTAK-SAGE, 2022)

Gezgin mühimmatlar, hedefin ve çevresinin gerçek zamanlı görüntüsünü gören bir operatör kontrolünde saldırının irtifası ve yönü belirlenebilen, belirli bir süre hedefin etrafında istenen uçuş düzeninde tutulabilen ve görüş hattında olmayan kara veya deniz hedeflerine hızla saldırabilen düşük maliyetli, güdümlü, hassas mühimmatlardır (Spark, 2013). Kamikaze drone olarak da bilinen gezgin mühimmatların ilk örnekleri 90'lı yıllarda İsrail'de üretilse de hak ettiği ilgiyi Ermenistan ile Azerbaycan arasındaki son Dağlık Karabağ ihtilafında Ermenistan kuvvetlerine yaşattığı kayıplarla elde etmiştir (Voskuijl, 2022). Öncelikle hava savunma sistemlerine karşı geliştirilse de piyasada birçok model mevcuttur (Gettinger & Michel, 2017; Voskuijl, 2022). Tasarım konfigürasyonları ve uçuş performansı açısından kapsamlı şekilde incelenecek olursa, sabit kanat, delta kanat, tandem kanat, kanat, kanat, haç biçimli kanat ve döner kanat olmak üzere 6 ana konfigürasyonda sınıflandırılır (Voskuijl, 2022).

Savunma teknolojileri literatürü ve alandaki gelişmeler, potansiyel uluslararası güvenlik tehdidi olduğu için paylaşım ve erişim oldukça kısıtlıdır. Kanat kitlerinde kullanılan kanat açma sistemlerinin avantaj ve dezavantajlarının belirlenebilmesi için kanatlı güdümlü kitleri ve kanatlı gezici mühimmatlarda kullanılan patentlerin de incelenmesi gerekmektedir. Genel olarak bu sistemlerde kullanılan kanat açma mekanizmaları pnömatik bir pistonun itme kuvveti, sıkıştırılmış bir yayın serbest kalması, palanga sistemi veya elektrik motoru tahrikiyle çalışabilmekte ve kanatları önceden belirlenmiş açıya kadar açıp kilitlemektedir (Harris, 1992; Harris & Levy, 2000; O'Shea, 2010; Shai, 2008; Shmoldas et al., 1997; Svensson, 1972; Tang, 2007; Vainshtein & Bouhryakov, 2017). Bu bölümün devamında kanat açma sistemleri için alınmış patentler detaylı bir şekilde incelenmiştir.

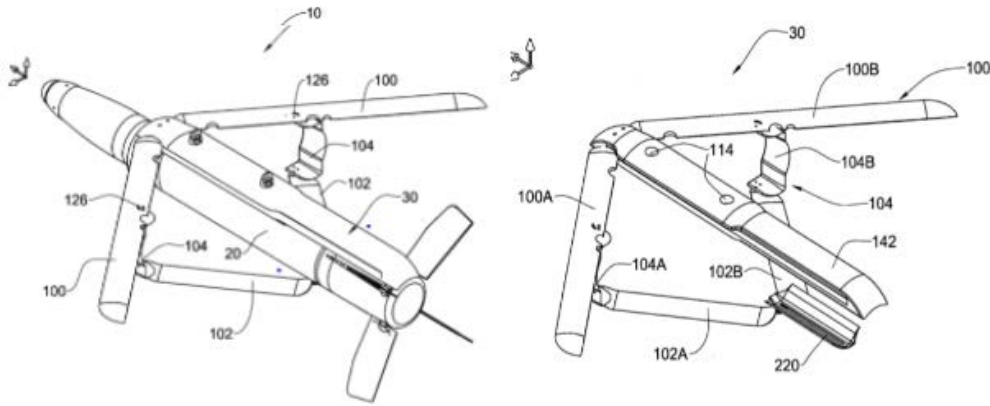
Gordon L. Harris ve Neil A. Levy mucitliğinde "DEVICE FOR EXTENDING THE RANGE OF GUIDED BOMBS" isimli Amerika Birleşik Devletleri Patenti Leigh Aerosystems şirketi tarafından 2000 senesinde alınmıştır (Harris & Levy, 2000). Bu patentte, kanatlar, bombanın uçaktan fırlatılmasından sonra elektrik motoru ve dişli takımı vasıtasıyla açılmaktadır. Uçuş kontrolü sağlamak için kanatların arka kenarlarında bir veya daha fazla kanatçık bulunmakta ve bu kanatçıklar bombanın yerleşik güdümlüme sistemi tarafından kontrol edilmektedir. Kanatların geometrisi, kitin mühimmata bağlantı bölümü ve eyley elemanı gibi güdümlü bomba birimleri bombardıman uçağında sınırlı bir alana sahip fırlatıcılara takılabileceği şekilde tasarlanmıştır (Harris & Levy, 2000). US006152041A numaralı patent içeriğinden alınan çizimlerle kanat kitinin mühimmata

takılı halde izometrik görünümü, mekanizmanın üstten görünümü ve mühimmata takılı halde önden görünümü sırasıyla Şekil 2.6 ile gösterilmiştir.



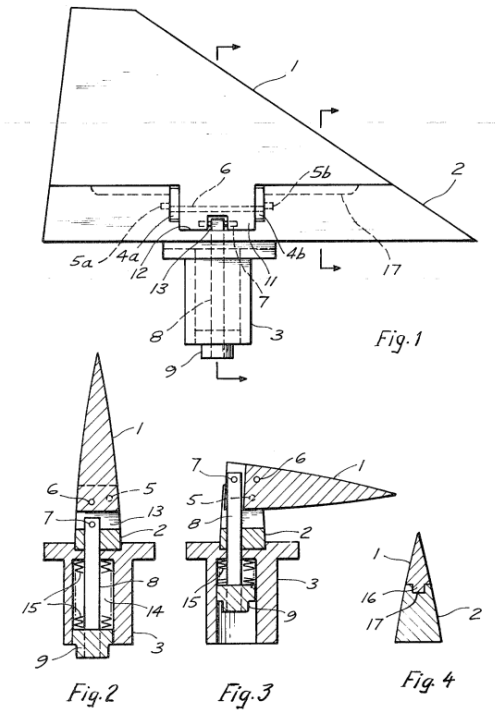
Şekil 2.6. Amerika Birleşik Devletleri Patent Numarası: 6,152,041 / Patent Tarihi: 28.11.2000 (Harris & Levy, 2000)

Mordechai Shai mucitliğinde “AIR VEHICLE AND DEPLOYABLE WING ARRANGEMENT THEREFOR” isimli Dünya Fikri Mülkiyet Örgütü (World Intellectual Property Organization) patenti İsrail Uzay Endüstrileri tarafından 2008 senesinde alınmıştır (Shai, 2008). Bu patentte, katlanır kanat güdüm kiti, mühimmat üzerinde uzunlamasına alt ve üst iki platformdan oluşmaktadır. Kit, üst platformun önüne döner mafsalla bağlanmış bir çift kanat ile kapalı konumdan açık konuma getirilirken, aynı şekilde alt platformun arka tarafına döner mafsalla bağlanmış bir çift kanat da kapalı konumdan açık konuma getirilmektedir. Mühimmat gövdesinin önü ve arkasına konumlanmış kanat çiftlerinin, kanat açma düzenini sağlamak için en az bir çift yapısal destek parçası ile birbirine bağlanması gerekmektedir. WO 2008/010226 A1 numaralı patent içeriğinden mühimmat üzerinde kanatların açık pozisyonu ve mühimmata monte edilmemiş görünüşleri sırasıyla Şekil 2.7 ile verilmiştir. Detaylı bilgi için ilgili patent incelenebilir.



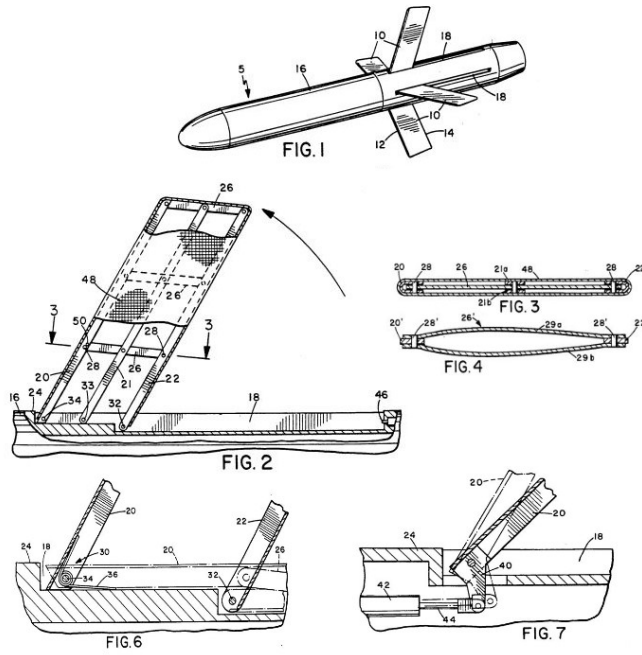
Şekil 2.7. WIPO Patent Numarası: WO 2008/010226 A1 / Patent Tarihi: 24.01.2008 (Shai, 2008)

N. Birger Svensson mucitliğinde “FOLDING FINS FOR MESSELES” isimli Amerika Birleşik Devletleri Patenti Aktiebolaget Bofors tarafından 1972 yılında alınmıştır (Svensson, 1972). Güdüm kitlerinde kapalı konumda uçaktan bırakılan kanatçık ve/veya dikey stabilizeri açmayı sağlayan mekanizma geliştirilmiştir. Mekanizma sıkıştırılmış bir basma yayı ile tahrik edilmektedir. Yaylarda saklanan potansiyel enerji serbest bırakılınca bağlantı kolu kanatları çekerek açmaktadır. Yayların hem serbest hem sıkıştırılmış hallerini tasvir eden çizimler ilgili patent içerisinden alınmış ve Şekil 2.8 ile gösterilmiştir. Detaylı bilgi için US3650496 (Svensson, 1972) numaralı ilgili patent incelenebilir.



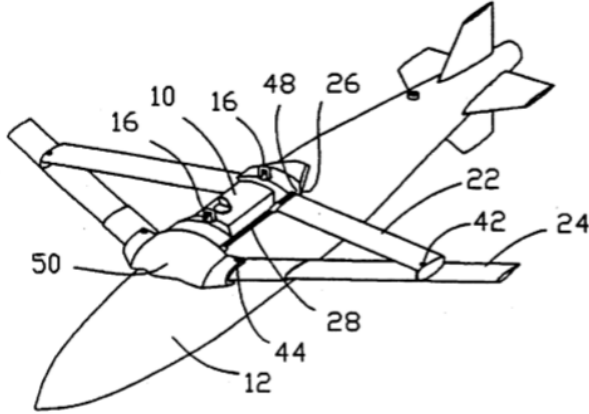
Şekil 2.8. Amerika Birleşik Devletleri Patent Numarası: 3,650,496/ Patent Tarihi: 21.03.1972 (Svensson, 1972)

US5240203 numaralı “FOLDING WING STRUCTURE WITH A FLEXBLE COVER” isimli 1972 yılında alınmış Amerika Birleşik Devletleri Patenti aerodinamik performansı ve manevra kabiliyeti arttırılmış mühimmatların minimum yük alanı kullanarak taşınmasını sağlamak için geliştirilmiş bir sistemi içermektedir (Myers, 1993). Her biri birbirine paralel olan hücum kenarı direği, çok sayıda enine çubuk ile arka kenar direğine doğru katlanmaktadır. En az bir direğe sabitlenmiş piston elemanı veya sıkıştırılmış bir yay, direkleri mühimmat gövdesinden ayrı bir şekilde ve gövdeye göre önceden belirlenmiş ok açısında konumlanmaya zorlamaktadır. Tahrik kuvveti, palanga sistemi ile çubuklara iletilmektedir. Geliştirilen sistemin mühimmata takılı hali, kanat gövdesi tasarımı, palanga sistemi, urgan görselleri ve piston veya elektrik motoru tahriki ile kanatların çalıştırılmasını gösteren çizimler ilgili patentten alınmış, Şekil 2.9 ile gösterilmiştir. Detaylı bilgi için ilgili patent (Myers, 1993) incelenebilir.



Şekil 2.9. Amerika Birleşik Devletleri Patent Numarası: 5,240,203 / Patent Tarihi: 31.08.1993 (Myers, 1993)

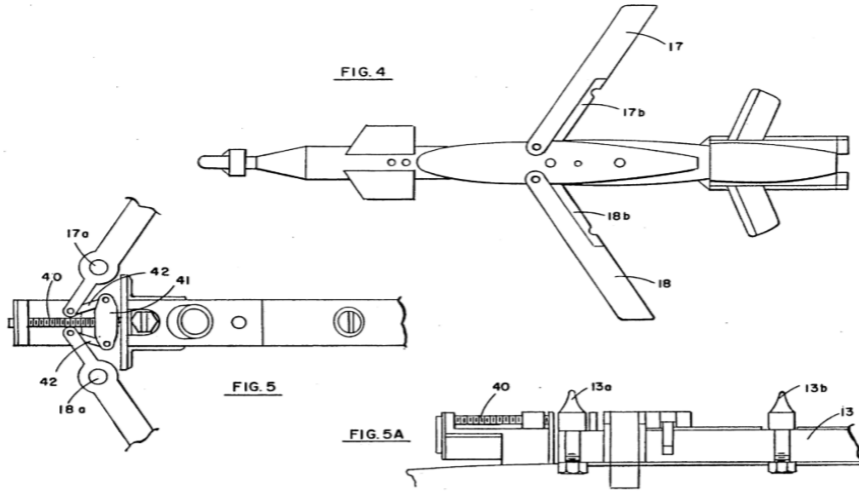
John D. Shmoldas, Michael B. Hutchings ve Christopher W. Barlow mucitliğinde “EXTENDABLE WING FOR GUIDED MISSILES AND MUNTIONS” isimli Amerika Birleşik Devletleri Patenti GEC Marconi Dynamics tarafından 1997 senesinde alınmıştır (Shmoldas et al., 1997). Açılabilir elmas şekilli kanat hem güdümlü mühimmatın menzilini uzatmakta hem de manevra kabiliyetini arttırmaktadır. Öndeki kanatlar dikey ekseninde dönebilmesi için gövdeye, arkadaki kanatlar ise yatay düzlemde hareket edebilmesi için bir kayar elemana döner mafsalla bağlanmıştır. Ön ve arka kanat uçları birbirine bir pimle pivotlanmıştır ve kanatlar yanal düzlemde katlanarak yer tasarrufu sağlamaktadır. Motor, transmisyon miline bağlıdır ve atış sonrası kayar elemanı hareket ettirerek kanatların elmas şeklinde açılmasını sağlamaktadır. Ayrıca tasarım, kanatların tersi prosedürle tekrar çalışabilmesine imkân sağlasa da uygulamada, uçuş boyunca ok açıları önceden belirlenmiş pozisyonda konumlanıp sabitlenmektedir. Son olarak, ilgili patent içerisinde mühimmat üstünde kanatların açık pozisyonunu gösteren çizim Şekil 2.10 ile verilmiştir. Detaylı bilgi için ilgili patent (Shmoldas et al., 1997) incelenebilir.



Şekil 2.10. Amerika Birleşik Devletleri Patent Numarası: 5,615,846 / Patent Tarihi: 01.04.1997 (Shmoldas et al., 1997)

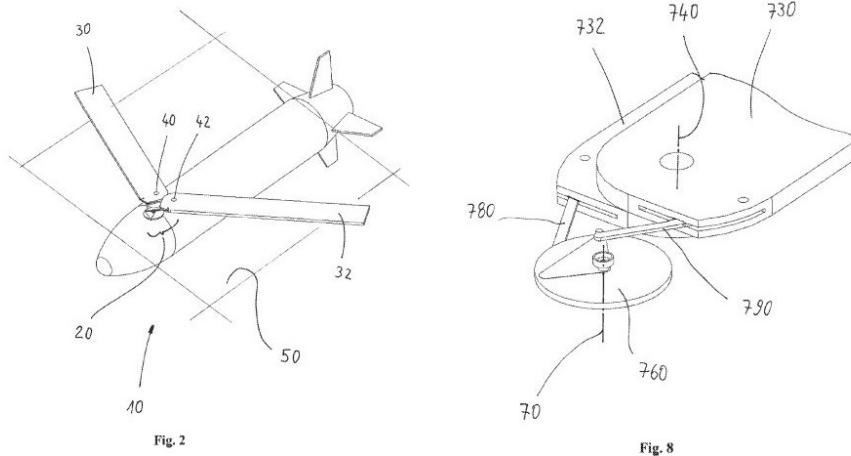
Gordon L. Harris tarafından “AIR LAUNCHED MUNITION RANGE EXTENSION SYSTEM AND METHOD” isimli Amerika Birleşik Devletleri Patenti 1992 senesinde alınmıştır (Harris, 1992). Açılır kanatlara, yönlendirme ve kontrol sistemine sahip bir sistem, bomba gibi bir mühimmatın üzerine çıkarılabilir şekilde monte edilip mühimmatın menzil kabiliyetini genişletmek için kullanılmaktadır. Fırlatmadan önce kanatlar birlikte katlı haldedir. Kontrol sistemi, kanat kitinin sele kısmı içinde bulunur ve mühimmat uçaktan serbest bırakıldığında kanatların uçuş pozisyonunda açılmasından sorumludur. Servo motor tarafından kontrol edilen kanat açma mekanizması bilyeli vida üzerindeki kayar elemanıyla itilen 2 kol ile kanatları açmaktadır. Kanatlar önceden belirlenmiş doğru pozisyona gelince tetiklenen mikro devre kesme anahtarı, servo motoru durdurur. Sele, tek bir cıvata ile mühimmata sabitlenir. Ayrıca, kanatların arka yüzeylerine monte edilen kontrol yüzeyleri hücum ve yuvarlanma açılarının kontrolü için çalıştırılmaktadır. Mühimmat hedef bölgeye ulaştığında bağlantı cıvatasını kesen bir yükün patlatılmasıyla kanat kiti serbest bırakılmaktadır. Kanatların geriye doğru dönmesiyle cephaneden ayrılmasına izin verilmektedir. Böylece, mühimmat, kanatları bırakarak hedefe ilerlemektedir. Geliştirilen sistemin en önemli eksiği, tek yönlü çalışması ve süzülme fazında kanatların önceden belirlenmiş ok açılarında sabit tutulmasıdır (Harris, 1992). Ayrıca, süzülme fazının sonunda kanatları tutan tek cıvata patlatılması ile kitin ayrılması mühimmatın güvenilirliğini düşürebilir, yani, mühimmatın dengesini bozabilir, kararsızlığı arttırabilir. Böylece hedef hassasiyeti düşebilir. Ayrıca, ilgili patent içerisinden mühimmata takılı kanatların açık hali, kanat açma mekanizmasının üstten ve yandan

görünüşleri alınıp sırasıyla Şekil 2.11 ile gösterilmiştir. Detaylı bilgi için ilgili patent (Harris, 1992) incelenebilir.



Şekil 2.11. Amerika Birleşik Devletleri Patent Numarası: 5,141,175 / Patent Tarihi: 25.08.1992 (Harris, 1992)

Alexander Vainshtein ve Alexey Bouhryakov mucitliğinde “WING DEPLOYMENT MECHANISM” isimli Amerika Birleşik Devletleri Patenti Rafael Advanced Defense Systems tarafından 2017 senesinde alınmıştır. Mühimmatın üstünde kapalı konumlanan kanatlar gövdeye bir noktadan pivotlanmıştır. Döner bir tablaya bağlı bağlantı kolları kanatları iterek kanat çiftinin zıt yönlerde eşzamanlı dönme hareketini mümkün kılmaktadır. Böylece itilen kanatlar istenen konuma açılmaktadır (Vainshtein & Bouhryakov, 2017). Geliştirilen sistemin kanatlar açık pozisyonundaki görseli ile kanatları açan mekanizmanın detaylı gösterimi ilgili patent içerisinden alınıp sırasıyla Şekil 2.12 ile verilmiştir. Detaylı bilgi için ilgili patent (Vainshtein & Bouhryakov, 2017) incelenebilir.



Şekil 2.12. Amerika Birleşik Devletleri Patent Numarası: 9,689,650B2 / Patent Tarihi: 27.06.2017 (Vainshtein & Bouhryakov, 2017)

Havadan- havaya veya havadan karaya atılan füzeler gibi hava sistemleri hedeflerine kontrol yüzeyleri tarafından yönlendirilirken bozucu aerodinamik yüklere maruz kalırlar. Fakat, bu kontrol yüzeylerinin aerodinamik bozucu etkiler altında hassas çalışmaları gerekmektedir. Bu tez çalışmasında, AKS'nin kanat ok açısı kontrolü için doğrusal karesel düzenleyici (LQR), doğrusal karesel integratör (LQI), kayan kipli kontrol (SMC) ve ikinci dereceden kayan kipli kontrol (SOSMC) algoritmaları kullanılarak kontrolcüler geliştirilmiştir. Literatürde elektromekanik eyleyicilerin pozisyon kontrolü için tasarlanmış benzer çalışmalar mevcuttur (Cagal, Salamci, & Cevik, 2020; Jeong, Kim, & Suk, 2015; Jones, 1996; Kakade, Kurode, & Sor, 2016; Moradi & Malekizade, 2013; Zheng, Xiong, & Luo, 2014).

LQR, pratik mühendislikte yaygın olarak kullanılan bir optimal kontrol tekniğidir. Konvansiyonel LQR kontrol tekniği, ikinci derece maliyet fonksiyonu J 'nin değerini en iyi oranda düşürmektedir. Algoritma, J maliyet fonksiyonunu en aza indirebilecek bir kontrolcü aramaktadır (Shehzad, 2019). Q ve R olarak adlandırılan iki pozitif belirli matrisi kullanarak optimal kontrol kararları vermek için dinamik sistemin durumlarını ve kontrol girdisini hesaba katmaktadır. Aslında, bu matrislerin elemanları, tasarımcılar tarafından belirlenen sistem gereksinimlerini ve ağırlıklarını göstermektedir. Q matrisi sistem durumlarının referanstan ayrılmasını cezalandırırken, R matrisi kontrol girişini cezalandırmaktadır. LQI kontrolcünün yapısı incelendiğinde, LQR'da da kullanılan durum geri besleme kontrolünün yanı sıra, çıkış geri besleme sistemine bir integratör

eklenmesiyle oluştuğu görülmektedir. Eklenen integratör sisteme servo referans izleme özelliği kazandırmaktadır (Kisszölgyémi, Beneda, & Faltin, 2017). LQI algoritmasında, referans izleme hatası sistemin durumu olarak tanımlanır ve yeni sistemin durum uzay modeli oluşturulur. Ayrıca, çıkış hatasına integral etkisi ekleneceği için kalıcı durum hataları oluşmaz. Bu şekilde, takip hatası mümkün olduğu kadar çabuk sıfırlanma eğilimindedir ve izleme yeteneğinin sağlamlığı garanti altına alınmıştır. Bundan dolayı, LQI kontrolcü özellikle sürekli bozulmalara karşı daha iyi performans göstermektedir (Altun, 2017; Kisszölgyémi et al., 2017; Seto, Fuji, Hiramathu, & Watanabe, 2002). Hava araçlarının güdümlendiği hedefe yönelmesi, güdüm sisteminden gelen sinyalleri takip etmesi veya herhangi bir coğrafi bölgede dikey iniş-kalkış yapabilme, zorlu hava koşullarında havada asılı kalabilmesi için optimal kontrolcüler geliştirilmiştir (Jeong et al., 2015; Jones, 1996).

Kontrol sistemlerinde, doğrusal olmayan bir sistemin dinamiklerini süresiz bir kontrol sinyali uygulayarak değiştirebilen ve kayan kipli kontrolcü (SMC) adı verilen bir yöntem vardır. Süresiz kontrol sinyali, sistemi kayma yüzeyi boyunca kaymaya zorlamaktadır. Kayan kipli kontrol özellikleri göz önüne alındığında, sistem performansının parametre değişimlerine karşı duyarsız olduğu ve dolayısıyla bozucu etkileri tamamen reddedeceği iddia edilmektedir. SMC gürbüz bir kontrolcü olmasına rağmen, kayan kipli kontrolcü çatırdama (chattering) fenomeni gibi dezavantajlara sahiptir. Aslında, çatırdama etkilerinin üstesinden gelmek için bir dizi analitik tasarım yöntemi önerilmiştir (Edwards, 1998; İ. Eker, 2006; İlyas Eker, 2010; Lee, 2007; Utkin, 1992; Young, 1999). Örneğin, çatırdamayı azaltmak için bir yaklaşımda: işaret fonksiyonu, yüksek kazançlı satürasyon fonksiyonu ile değiştirilmektedir (Lee, 2007). Diğer bir yaklaşım da sistemin modellenmemiş kısmı için gözlemcilerin geliştirilmesine dayanmaktadır. Üçüncü yaklaşım ise, gürbüzlüğü korumak ve böylece çatırdamayı ortadan kaldırmak için daha yüksek dereceli bir kayan kipli kontrolcü tasarlamaktır (Utkin, 1992). Gürbüzlük ve sağlamlık özelliğiyle öne çıkan kayan kipli kontrol algoritması harici bozucu etkiler, ölçüm zorlukları ve model belirsizlikleri gibi zorluklarla başa çıkılması gereken yerlerde tercih edilmektedir (Cagal et al., 2020; Kakade et al., 2016; Moradi & Malekizade, 2013; Zheng et al., 2014).

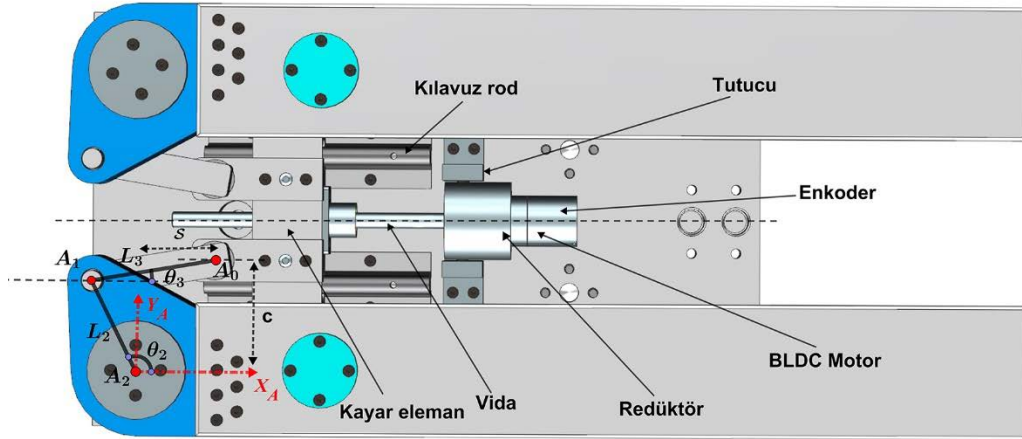
3. MATERYAL VE YÖNTEM

Bu bölüm mekanizma dizaynı, malzeme seçimi, tasarlanan malzemelerin üretimi ve bütünlenmesini içermektedir. Ardından, sistem tanımlama prosedürünü ve kullanılan kontrol algoritmaları açıklanmıştır. İlerleyen bölümlerde bütün ilgili adımlar detaylı bir şekilde anlatılmıştır.

3.1. Mekanizma Tasarımı ve Sistemin Modellenmesi

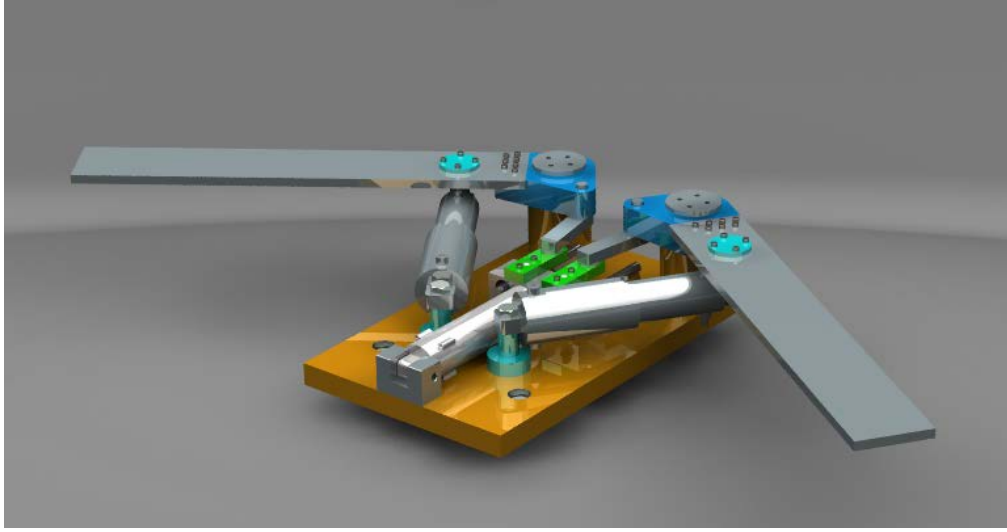
Bir tasarımcı, bir kanat kitinin kavramsal tasarımına başlarken, öncelikle kanat kiti olan mühimmatların savaş uçaklarında nasıl taşındığını göz önüne almalıdır. Aslında, kanat kitine sahip mühimmat, savaş uçaklarında ancak kanatlar kapalı konumdayken veya başka bir deyişle ok açısı 0° olduğunda taşınabilir. Önceki kanat kitleri, giriş bölümünde daha önce bahsedildiği gibi, mühimmat uçaktan fırlatıldıktan sonra sabit bir ok açısına ulaşmak için sadece bir kez ve tek yönde çalışacak şekilde tasarlanmıştır. Bu sistemler çoğunlukla kanatları istenen açığa ayarlamak ve kilitlemek için bir elektromekanik aktüatör, önceden sıkıştırılmış gergi yayı, kasnak sistemi veya piston elemanı (yani pnömatis, piroteknik tabanlı, hidrolik) tarafından tahrik edilmektedir. Ancak herhangi bir ters yönde hareket için kullanılacaksa kasnakların veya gergi yaylarının tekrar kurulması gerekir. Piston tahrikli sistemlerde, benzer kullanım için ekstra bir gaz tankı gerekmektedir. Diğer bir deyişle, mevcut kanat kiti tasarımları ile kanatları iki yönlü olarak kontrol etmek, bu iyileştirmeler uygulanmadığı sürece mümkün değildir. Öte yandan, bu eklemeler kaçınılmaz olarak maliyeti artıracak, mekanizmaları zorlaştıracak ve ayrıca ekstra depolama alanı gerektirecektir. Ayrıca, günümüzde kullanılmakta olan kanat kitleri hava aracından atıldıktan hemen sonra daha önceden belirlenmiş optimum kanat ok açısına kadar açılıp kilitlenmekte, böylece açılan kanatlarda taşıma kuvveti oluşmaktadır. Fakat bu taşıma kuvveti, mühimmatın etkili menzilini arttırsa da kanatlar üzerinde yavaşlatıcı sürüklenme kuvveti oluşmaktadır. Mühimmat hedefe dalışa geçtiğinde, bu sürüklenme kuvveti hem fren etkisi yapmakta hem de mühimmat üzerinde istenmeyen moment oluşturmaktadır. Bu moment hücum açısının değişmesine, böylece hedefi vuruş hassasiyetinin azalmasına neden olabilir. İrtifa dümeni karşı moment oluşturarak bu momenti dengeleyebilir. Maalesef, bu kuvvetin etkisini tamamen ortadan kaldıracak ve kanat ok açısını hem

süzülme hem terminal fazında istenen değerde tutabilen bir sistem henüz geliştirilememiştir. Başka bir deyişle, her ne kadar kanatlı güdüm kitlerinde yukarıda hassas güdüm kitleri ve lazer güdüm kitleri için verilen dezavantajlar gözlenmese de sabitlenen kanatlar menzilde ancak sınırlı bir iyileşme sağlamakta ve bilhassa hareketli ve hassas hedefler için daha net çözümlere ihtiyaç duyulmaktadır.



Şekil 3.1. Açılır-Kapanır Kanat Sistemi elemanları ve mekanizma gösterimi

Önerilen yüksek lisans tezi kapsamında, kısa süre içerisinde kanatları kapalı konumdan açık konuma getirebilen, hatta uçuş sırasında iki yönde de çalışarak kanatları istenen ok açısında konumlandırabilen bir Açılır-Kapanır Kanat Sistemi geliştirilmesi ve üretilmesi kararlaştırılmıştır. Bu bağlamda, geliştirilen Açılır-Kapanır Kanat Sistemi için çalışma koşulları, ok açısı için 0-50° aralığı, kanatların açılıp kapanması için geçen süre olarak 1 saniye ve kanatlara çeşitli dış yükler olacak şekilde seçilmiştir. Bir başka deyişle, AKS kanatları 0°'den 50°'ye (ve tersi) 1 saniyede açıp kapamalı ve aerodinamik bozucular altında çalışmalıdır. Bu gereksinimleri karşılamak için bir Şekil 3.1'de gösterildiği gibi bir krank-biyel mekanizması tasarlanmış olup, elektrikli motor tahrikiyle bilyeli vida üzerinde hareket ettirilen kayar eleman ile bir ucundan kanatlara bir ucundan arabaya döner mafsallarla bağlı ikiz çekme kollarından oluşmaktadır. Açık konumlanmış AKS CAD görseli, Şekil 3.2 ile verilmiştir. Ayrıca, sistemin elektrik motoru tarafından tahrik edilmesi, uçuş sırasında herhangi bir fren veya sabitleme mekanizmasına ihtiyaç duymadan ok açısının istenen pozisyona kolayca ayarlanabilmesini sağlamaktadır. Buna karşın, kontrolcü ok açısını sabitlerken veya değiştirirken daima güç kaynağına ihtiyaç duymaktadır.



Şekil 3.2. AKS CAD görseli: Kanatlar tam açık pozisyonda konumlanmış

Mekanizmanın dinamik ve kinematik analizleri için MATLAB programı (Mathworks, 2022b) kullanılmış, önerilen krank-biyel mekanizması tasarımı detaylıca açıklanmıştır. Ayrıca, gerekli motor torkunu ve mekanizma stroğunu en aza indirmek için uzuv boyutları ve eksantriklik, Eş. 3.1 ile verilen kapalı döngü denklemi kullanılarak optimize edilmiştir.

$$s + ic = L_2 e^{i\theta_2} + L_3 e^{i\theta_3} \quad (3.1)$$

Çizelge 3.1. Tasarım parametre isimlendirmesi

L_2	Kanat pivot noktası ile çekme kolu ile bağlantı menteşesi arasındaki mesafe	60	[mm]
L_3	Çekme kolu uzvunun uzunluğu	70	[mm]
c	Eksantriklik	65	[mm]
θ_2	Kanat ok açısı		[deg]
θ_3	Çekme kolu açısı		[deg]
$\dot{\theta}_2$	Kanat açısal hızı		[rad/s]
$\dot{\theta}_3$	Çekme kolu açısal hızı		[rad/s]
s	Kayar eleman pozisyonu		[mm]
$\dot{s}$	Kayar elemanın doğrusal hızı		[mm/s]
p	Bilyeli vida hatvesi	2	[mm]
i	Redüktör oranı	3.7	
θ_m	Motor pozisyonu		[rad]
$\dot{\theta}_m$	Motor açısal hızı		[rad/s]
$N_{hız}$	Mekanizma aktarma oranı	671	
η	Bilyeli vida verimi	90	

Çizelge 3.1 ile geliştirilen sistemin tasarım parametreleri gösterilmektedir. Devre kapalılık denklemi kullanılarak uzuvların konumları başlangıç konumları ve birbirlerine göre değişimleri hesaplanabilir. Kanatların kapalı konumdan açık konuma bilinen bir sabit hızla hareket ettiği varsayılarak çekme kolu açısı ve kayar eleman pozisyonu formüle edilmiş, sırasıyla Eş. 3.2 ve 3.3 ile verilmiştir.

$$\theta_3 = \sin^{-1}\left(c - \frac{L_2 \sin \theta_2}{L_3}\right) \quad (3.2)$$

Devre kapalılık denklemi dikey bileşenleri ile çekme kolu açısı formüle edilmiştir. Eş. 3.1 verilen devre kapalılık denkleminin düşey bileşenleri, kayar eleman pozisyonunu göstermektedir.

$$s = L_2 \cos \theta_2 + L \cos \theta_3 \quad (3.3)$$

Motor çıkışındaki dairesel hareket, bilyeli vida ile doğrusal harekete çevrilmektedir. Bilyeli vida milin üzerinde hareket eden kayar eleman konumu ile mekanizmayı tahrik eden motorun pozisyonu arasındaki ilişki, bilyeli vida hatvesi, pi sayısı ve varsa redüktör oranı kullanılarak kurulmaktadır.

$$\theta_{motor} = 2i \frac{p_i}{p} s \quad (3.4)$$

Mekanizmanın kapalılık denkleminin Eş. 3.5'te gösterildiği gibi zamana göre türevi alınırsa, hız eşitliği elde edilmektedir. Eş. 3.6, hız analizi için devre kapalılık denkleminin yani Eş. 3.7'nin eşleniğini göstermektedir. Mekanizma uzuvlarının hız analizi için oluşturulan matrisler, Cramer kuralı yardımıyla çözülebilir.

$$\frac{d}{dt}(ic + s) = \frac{d}{dt}(L_2 e^{i\theta_2} + L_3 e^{i\theta_3}) \quad (3.5)$$

$$\dot{s} = iL_2 \omega_2 e^{i\theta_2} + iL_3 \omega_3 e^{i\theta_3} \quad (3.6)$$

$$\dot{s} = -iL_2\omega_2 e^{-i\theta_2} - iL_3\omega_3 e^{-i\theta_3} \quad (3.7)$$

Bilinmeyen sayısı kadar eşitliğe sahip olan bir doğrusal denklem sisteminin çözümü mevcut ise çözüm için Cramer kuralı tercih edilebilir. Cramer kuralına göre, matris olarak gösterilen denklem sisteminde (Eş. 3.8) eşitliğin sağ tarafında bulunan B vektörü, A matrisinin birinci sütununu yerine yazılır. Elde edilen matrisin determinanı A matrisinin determinantına bölünerek birinci bilinmeyen x_1 bulunur. Aynı şekilde A matrisinde ikinci sütuna B vektörü yazılıp determinanı A matrisinin determinantına bölünürse x_2 bulunur.

$$Ax = B$$

$$\begin{bmatrix} a & b \\ c & d \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

Mekanizma hız eşitliği ve eşleniği matris düzeninde yazılırsa;

$$\begin{bmatrix} iL_2 e^{i\theta_2} \dot{\omega}_2 \\ -iL_2 e^{i\theta_2} \dot{\omega}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -iL_3 e^{i\theta_3} \\ 1 & iL_3 e^{-i\theta_3} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \dot{s} \\ \omega_3 \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Eğer kanatların hızı biliniyorsa, Cramer kuralı yardımıyla $\dot{s}$ ve ω_3 için genel formüller aşağıdaki gibi elde edilmektedir. Motor hızı ise Eş. 3.12 ile gösterilmiştir.

$$\dot{s} = \frac{\begin{bmatrix} iL_2 e^{i\theta_2} \dot{\omega}_2 & -iL_3 e^{i\theta_3} \\ -iL_2 e^{-i\theta_2} \dot{\omega}_2 & iL_3 e^{-i\theta_3} \end{bmatrix}}{\begin{bmatrix} 1 & -iL_3 e^{i\theta_3} \\ 1 & iL_3 e^{-i\theta_3} \end{bmatrix}} = -L_2 \frac{\sin(\theta_2 - \theta_3)}{\cos \theta_3} \omega_2 \left(\frac{rad}{sn} \right) \quad (3.10)$$

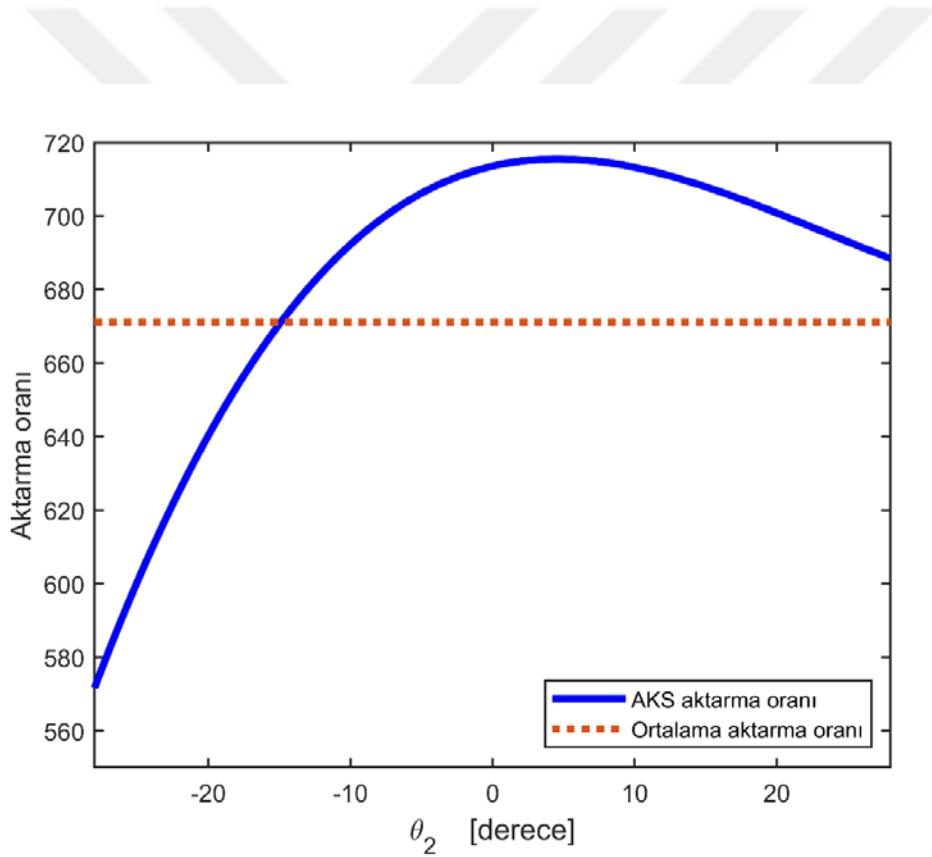
$$\omega_3 = \frac{\begin{bmatrix} 1 & iL_2 e^{i\theta_2} \dot{\omega}_2 \\ 1 & -iL_2 e^{-i\theta_2} \dot{\omega}_2 \end{bmatrix}}{\begin{bmatrix} 1 & -iL_3 e^{i\theta_3} \\ 1 & iL_3 e^{-i\theta_3} \end{bmatrix}} = \frac{L_2 \cos \theta_2}{L_3 \cos \theta_3} \omega_2 \left(\frac{rad}{sn} \right) \quad (3.11)$$

$$\dot{\theta}_{motor} = -\frac{2\pi}{p} i_{gear} L_2 \cdot \frac{\sin(\theta_2 - \theta_3)}{\cos(\theta_3)} \omega_2 \quad (3.12)$$

Mekanizma tasarımında, giriş ve çıkış arasındaki ilişki mekanizma aktarma oranı (transmission ratio) ile tanımlanır. Tasarımda, AKS'nin aktarma oranı olarak, motorun açısal hızı ile kanatların açısal hızı arasında bir ilişki kurulmuştur. Bu oran, Eş. 3.13'da gösterildiği gibi motorun açısal hızının kanadın açısal hızına bölünmesiyle hesaplanabilir. Ayrıca, motorun sisteme verdiği tork Eş. 3.14 ile hesaplanmıştır.

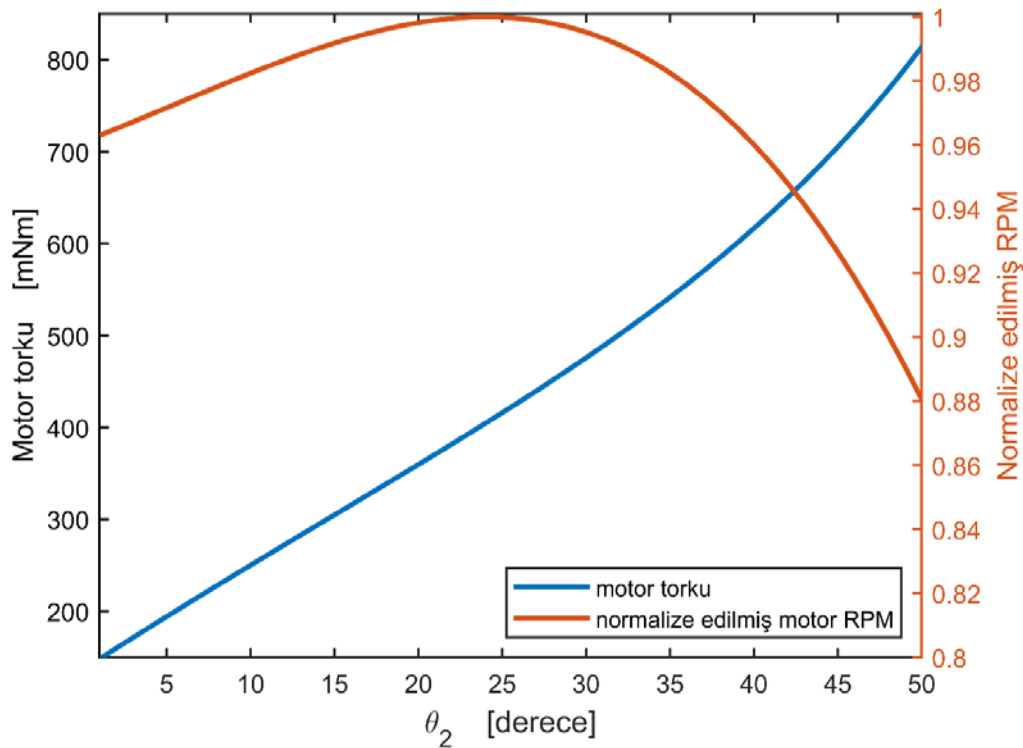
$$N_{hız} = \frac{\dot{\theta}_{motor}}{\omega_2} = \frac{2\pi}{p} i_{gear} L_2 \cdot \frac{\sin(\theta_2 - \theta_3)}{\cos(\theta_3)} \quad (3.13)$$

$$\tau_{motor} = p * \frac{\frac{F_{net}}{2\pi}}{\eta} \quad (3.14)$$



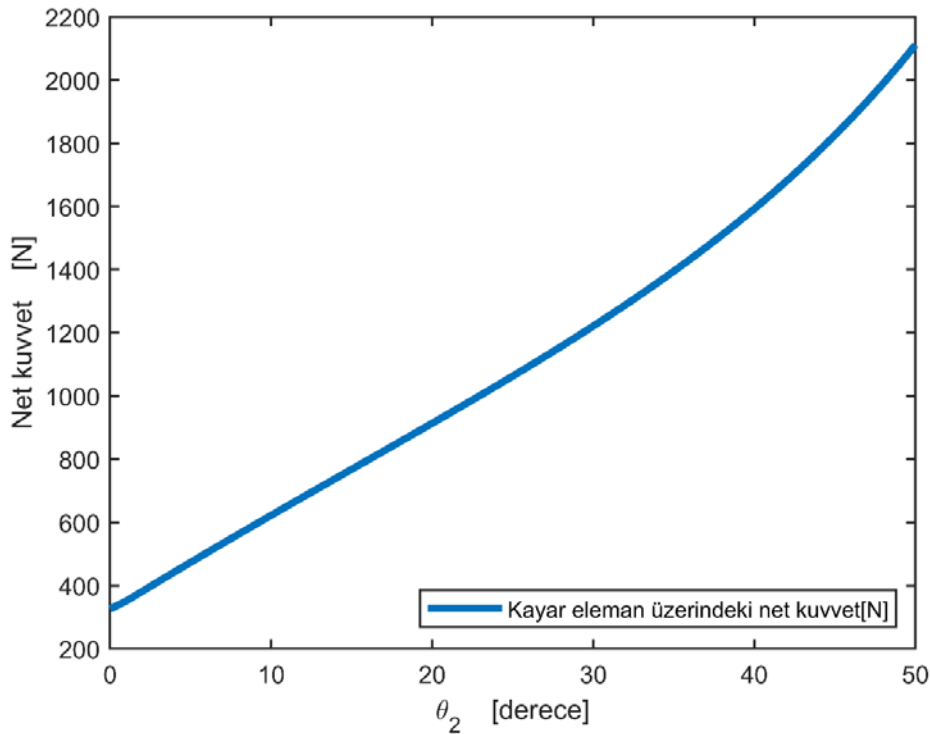
Şekil 3.3. AKS aktarma oranı ve ortalama değerinin gösterimi

Aktarma oranı Eş. 3.3'te görüldüğü gibi L_2 , p ve i_{gear} parametrelerine bağlıdır. Şekil 3.3 ile aktarma oranı ok açısına göre değişimi gösterilmiştir. Redüktör oranı (i_{gear}) 3.7 olduğu kabul edilirse, $N_{hız}$ değeri ortalaması 671 olarak bulunmuştur. Yani, motorun her 671° değişimine karşın kanat ok açısı 1° değişir.



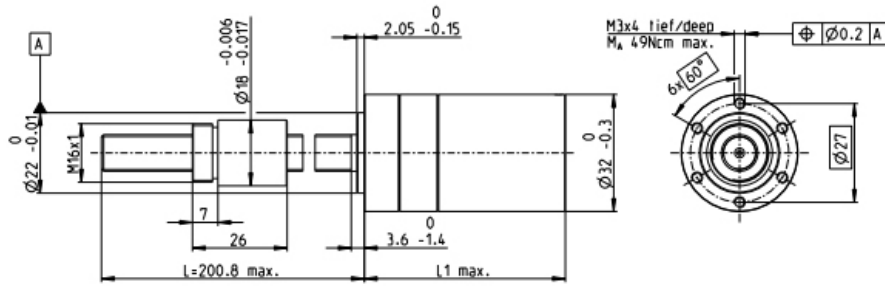
Şekil 3.4. AKS motor torku ve normalize edilmiş motor RPM değerlerinin birlikte gösterimi

Kanatların 1 saniyede açıldığı durum için, ok açısının her birim değişikliğine karşılık gelen motor tork cevabı ise Şekil 3.4 ile verilmiştir. Kanatlar 50° kadar açılırken motor torku 820 mNm'ye kadar ulaşmaktadır. Aerodinamik bozucu altında ok açısı arttıkça beklendiği gibi motor torku arttığı gözlenmiştir. Ayrıca, motor RPM değeri normalize edilmiş olarak yine ok açısına karşı çizdirilmiştir. Krank-biyel mekanizmasının doğası motor hızının belirli bir dereceden sonra düşmesinin nedeni olarak gösterilebilir (Söylemez, 2009; Uicker, Pennock, Shigley, & McCarthy, 2003).



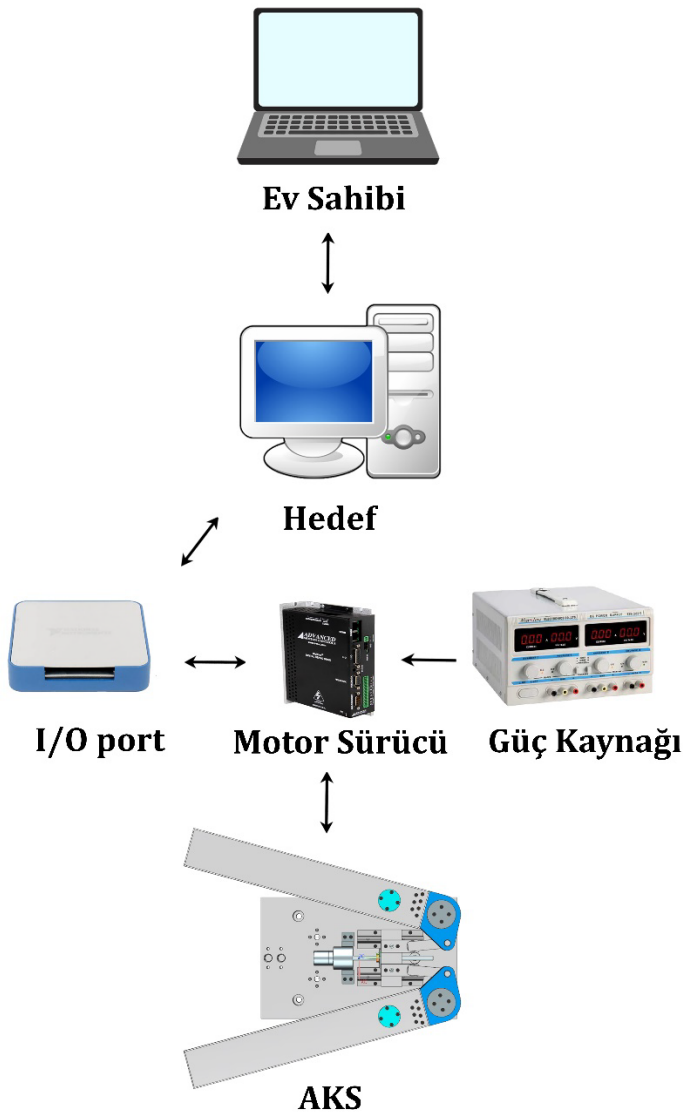
Şekil 3.5. Kayar eleman üzerine etkiyen net kuvvetin ok açısına göre değişimi

Açılır-Kapanır Kanat Sistemi, krank-biyel mekanizması ve tahrik bütününden oluşmaktadır. Motor bütünü geri besleme sensörü, bilyeli vida, dişli kutusu ve motordan oluşmaktadır. Motor çıkışı torkunu iyileştirmek için bir planet dişli kutusuna ve ardından bilyeli vidaya bağlanmıştır. BLDC motor pozisyonunu döner artımlı enkoder ile ölçülmektedir. Seçimler yapılırken mekanizmanın kinematik ve dinamik analizden elde edilen veriler göz önünde bulundurulmuştur. Sürtünme kuvveti etkisi ile kayar eleman üzerine etkiyen net kuvvetin anlık en yüksek değeri yaklaşık 2100 N olabileceği Şekil 3.5'te görülmektedir. Bu kuvvet değerine göre Şekil 3.6 ile gösterilen Maxon marka bilyeli vida (Maxon Computer Inc, 2022b) seçilmiştir. Görsel incelenirse, 10 mm çapında vidaya, 2 mm hatveye ve 3.7 aktarma oranına sahip olduğu görülebilir. Seçilen ürünler TÜBİTAK SAGE envanterinden temin edilmiştir.

GP 32 S Ø32 mm**M 1:2**

Şekil 3.6. Açılır-Kapanır Kanat sisteminde kullanılan Maxon marka bilye vida teknik resmi (Maxon Computer Inc, 2022b)

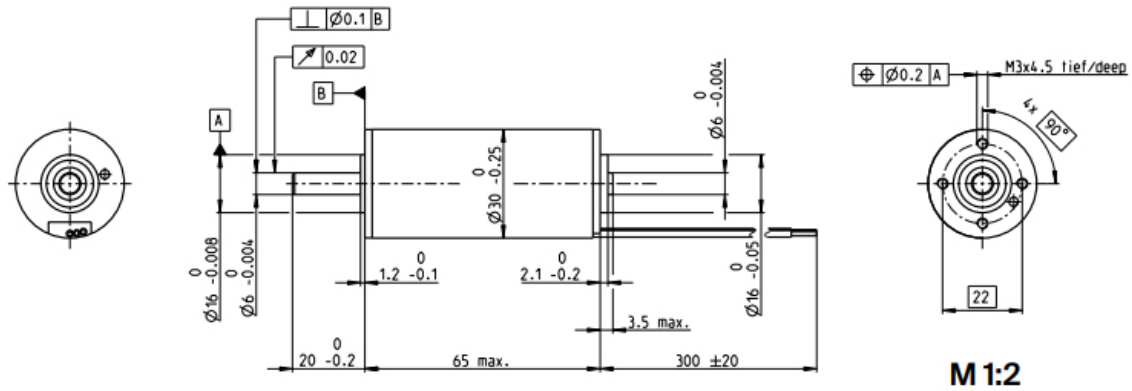
Kinematik ve dinamik analizin yanı sıra sistem tanımlama ve kontrolcü tasarımı ve geliştirilmesi işlemlerinin tümü MATLAB programı ile gerçekleştirilmiştir. Üretilen parçaların montajlanmasından sonra sistem tanımlama işlemi gerçekleştirilmiş ve ardından geliştirilen kontrolcüler önerilen sisteme uygulanmıştır. Ana bilgisayar ve hedef arasındaki veri toplama ve aktarım işlemleri, MATLAB xPC Target araç kutusu (Mathworks, 2022c) aracılığıyla 1 kHz örnekleme zamanı ile çalışan bir adet NI PCI-6221 veri toplama kartı (National Instruments, 2022) kullanılarak gerçekleştirilmiştir. BLDC motoru, bir AMC B30A8 motor sürücüsü (AMC, 2022) tarafından çalıştırıldı. Kısaca sistem, motor sürücüsü üzerinden akım çıkışı ve akım yönü ayarlanarak kontrol edilmiştir. AKS ile xPC Target sistem elemanları arasındaki ilişkiler Şekil 3.7 ile gösterilmiştir.



Şekil 3.7. AKS xPC Target sistem bağlantı şeması

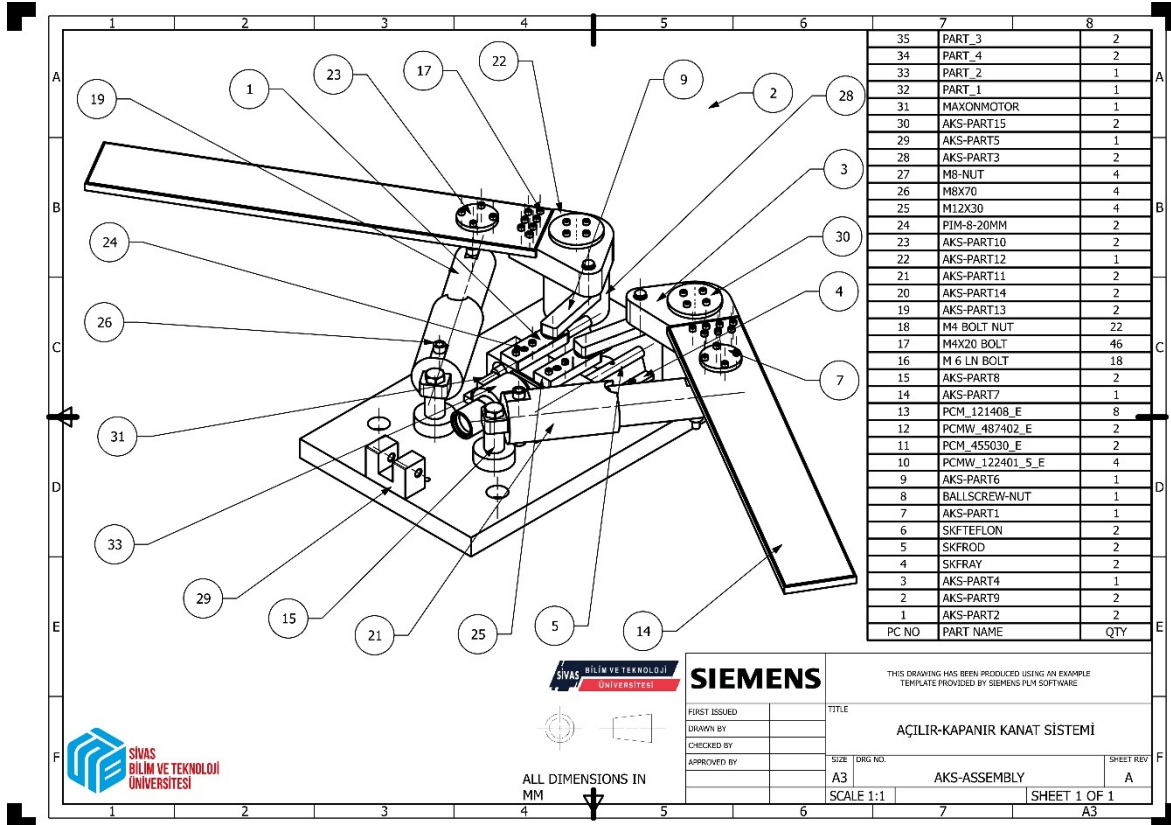
Sensörler, sistem davranışı ve çevredeki değişimler hakkında kontrolcüye geri besleme sağlamaktadır. Sensörün çözünürlüğü ve doğruluğunun yanı sıra tasarlanmış bir hacme sığması gerekmektedir. Bu yüzden, sensörün geometrik boyutu da kritik bir öneme sahiptir. Sistemde kullanılmak üzere 12 bit çözünürlüğe sahip hal etkili Femsan marka F35i manyetik enkoder seçilmiştir.

EC-4pole 30 Ø30 mm, 150 watt



Şekil 3.8. Açılır-Kapanır Kanat sisteminde kullanılan Maxon marka BLDC motor teknik resmi (Maxon Computer Inc, 2022a)

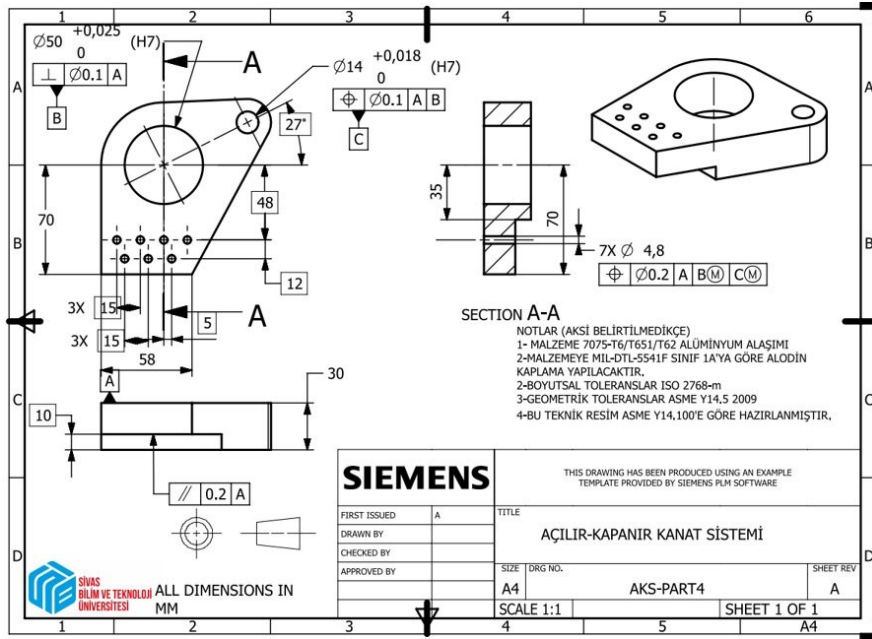
Fırçasız doğru akım motorları yüksek bir başlangıç torku, son derece hassas ve daha dayanıklı kontrol ile yüksek hız ve performans sağlamaktadır. Bu çalışmada, fırçasız bir DC Motor kullanılması kararlaştırılmıştır. Sistem çıkışı olan kanat ok açısı, sistem girişi olan motor akımı ile kontrol edilirken motor hızında değişimler meydana gelebilmektedir. Motorun en yüksek hızı ve alınan tork ile motor gücünü belirlenebilir. Motor seçimi için önce çalışma profili seçilmelidir. Trapezoidal bir profil ile çalışmaya karar verilmiştir. Motorun maksimum çalışma hızına çıkması için gereken süre mekanizmanın en yüksek hız ve ivme değerleri ile belirlenmiştir. Motor seçimi için gerekli güç ve devir sayılarını tamamlanan dinamik analiz ile elde edilmiştir. Akım üzerinden kontrol edilecek BLDC motor, Maxon Motor firmasından motor seçilmiştir. 200W 24V Maxon motorun devamlı verdiği tork 95.6 mN.m iken ani yük altında bu değer 3240 mN.m ye kadar çıkabilmektedir (Maxon Computer Inc, 2022a).



Şekil 3.9. Açılır-Kapanır Kanat Sistemi teknik resmi

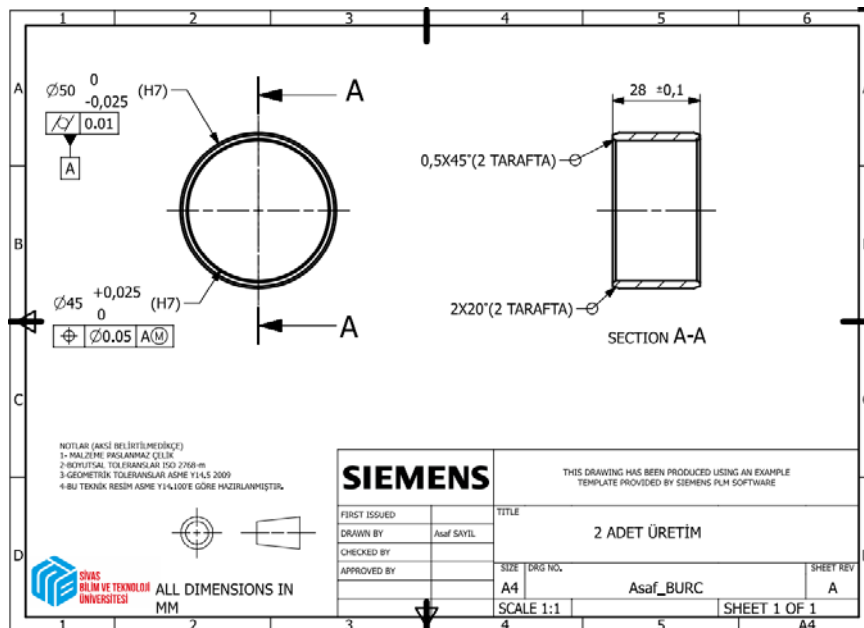
Açılır-Kapanır Kanat Sistemi yaklaşık 40 ayrı parçadan oluşmaktadır. Tasarım, Siemens NX (Siemens, 2022) programında gerçekleştirilmiştir. Üretimler TÜBİTAK SAGE bünyesinde çoğunluğu talaşlı imalat yöntemiyle üretilmiştir. Bazı parçaların kesiminde tel erozyon yöntemi kullanılmıştır. Toplamda, yaklaşık 45 adet parça üretilmiş ve montajlanmıştır. Önerilen kit, güdümlü mühimmatlarda kullanılmak üzere tasarlandığından optimum ağırlığı ve mekanik özellikleri nedeniyle AKS parçalarının çoğunluğu alüminyum malzemeden üretilmiştir (Akgül, Erden, & Ozbay, 2021). Yataklama için kullanılan burçlar mükemmel aşınma direnci nedeniyle paslanmaz çelikten imal edilmiştir.

Kanat bütünü kanat kökleri ve kanat profili olarak iki parça halinde tasarlanmıştır. Üretim ve testlerde kolaylık olması için kanat profili 500 mm*10 mm*100 mm olarak AL6062 malzemeden üretilmiştir.



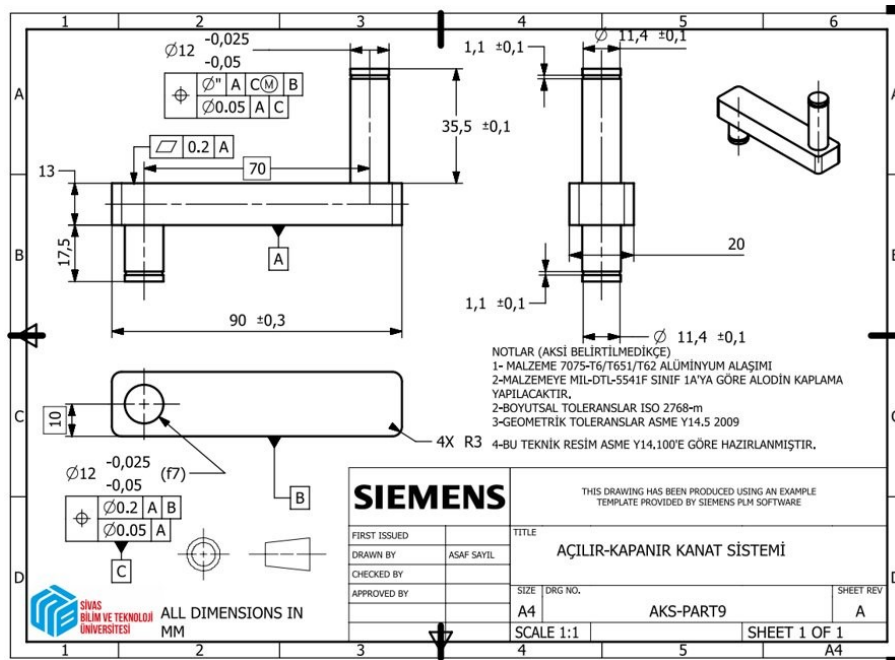
Şekil 3.10. Üretilen kanat kökünün teknik resmi

Kanat kökü faturalı bir mile oturtularak pivotlanmıştır. Kanat ile kanat pivot noktası arasındaki sürtünme kuvvetini azaltmak için burç kullanılması kararlaştırılmıştır. Burçlar 45mm iç çapa 50mm dış çapa sahip paslanmaz çelik malzemeden TÜBİTAK SAGE bünyesinde üretilmiştir.



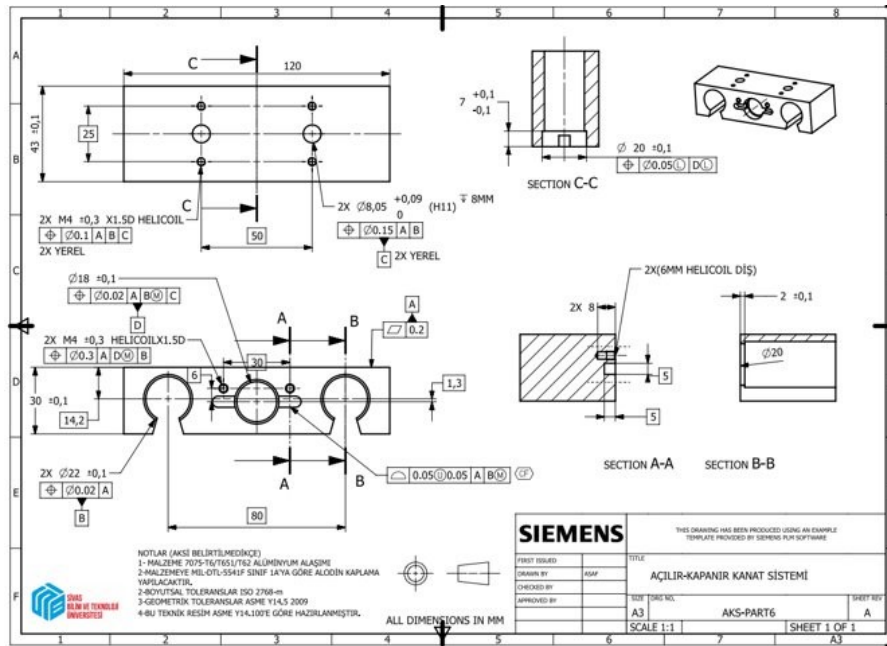
Şekil 3.11. Üretilen burçlardan birinin teknik resmi

Çekme kolu uzunluğu, L3 uzvu ismiyle kinematik eşitliklerden elde edilmiştir. Kayar eleman ile kanat kökü arasındaki bağlantıyı sağlamaktadır. Hafif ve mukavim karakteristiğe sahip olması için AL6061 malzemeden üretilmiştir. Mafsallarda oluşacak sürtünme kuvveti, iç çapı 12mm dış çapı 14mm çelik burçlar ile azaltılmıştır.



Şekil 3.12. Üretilen çekme kolları

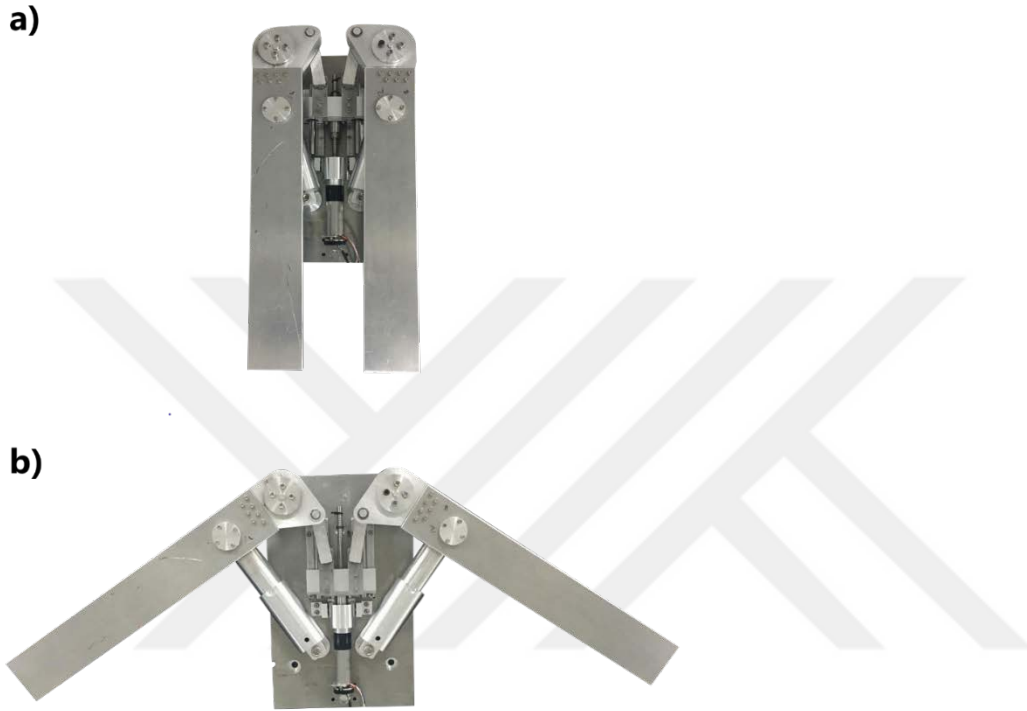
Bilye vida mekanizmasının tahrikiyle hareket eden Kayar eleman AL6061 malzemeden üretilmiştir. Kılavuz rodler üzerinde hareket edebilmesi için iki tane doğrusal teflon yatağa sahiptir.



Şekil 3.13. Üretilen kayar eleman parçasının teknik resmi

Kanatlı güdüm kiti açılırken üzerinde aerodinamik kuvvetler etkisiyle belirli momentler oluşur. Tasarlanan mekanizmanın bu kuvvetler altında hassas ve kararlı çalışabildiği test edilmelidir. Kanata etkiyen aerodinamik kuvvetlerin kanatın açık olduğu hal ile kapalı olduğu hal arasında doğrusal bir ilişkisi olduğu varsayılırsa bu kuvvet çekme yayı ile temsil edilebilir. Kısaca, AKS'nin aerodinamik yükler altındaki performansı test etmek için germe yayları ile kanatlar üzerinde tork oluşturulmuştur. Muhafaza kutusu içine yerleştirilmiş çekme yayları belirli bir mesafeden kanatlara bağlanmıştır. Kurgulanan düzenek ile ok açısı arttıkça yaylar gerilmektedir. Yaylar tarafından uygulanan kuvvet ok açısı ile beraber doğrusal olarak artmaktadır. Yaylar, 3mm çapa sahip bir telden, 32mm dış çapa 15 sarım yapılarak üretilmiştir. Üretilen yayların rijitlik katsayısı 5,34 olarak hesaplanmıştır. Hesaplama kullanılan yazılım ve program çıktısı Şekil 3.14 ile verilmiştir.

AKS'nin kapalı konumda üstten görünümü Şekil 3.16 (a)'da verilmiştir. Ok açısı 50° konumundayken üstten görünüşü Şekil 3.16 (b) ile verilmiş ve böylece aerodinamik kuvvetleri temsil eden germe yayı kovanları da bu görselle açıkça gösterilmiştir.



Resim 3.1. Üretilmiş ve montajlanmış AKS'nin üstten görünüşü: kapalı pozisyon (a), ok açısı 50° 'de konumlanmış

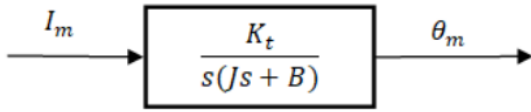
Tez kapsamında, bazı mekanik ürünlerin üretilmesi yerine alımı yapılmıştır. 2 parça germe yayı yüklenici bir firmaya ürettirilmiş, 2 adet kılavuz mil, 2 adet kılavuz ray, 2 adet doğrusal yatak ise hazır ürün olarak dışarıdan satın alınmıştır. Deneyler, TÜBİTAK SAGE altyapısı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Üretilen AKS'nin elektronik bağlantıları tamamlanmış hali Resim 3.1 ile verilmiştir.

Resim 3.2. AKS fotoğrafı: Üretimi tamamlanmış ve testlere hazır

Sistem dinamiklerini değerlendirmek için AKS'nin matematiksel modeli gerekmektedir. Bu çalışmada akım kontrollü fırçasız doğru akım motor sürücüsü kullanıldığı için uygulanan akım fonksiyonu ile ölçülen ok açısı değerleri arasında sistem transfer fonksiyonu kurulmalıdır. BLDC motor, stator ve rotor relüktans açılarının değişmediği, güç yarı iletken cihazlarının ideal olduğu, mekanik bileşenlerin rijit olduğu, demir kayıplarının ihmal edilebilir olduğu ve motorun doymamış olduğu varsayımlarına dayalı olarak modellenmiştir (R. Krishnan, 2017; T. D. Krishnan, Krishnan, & Vittal, 2017; Pindoriya, Mishra, Rajpurohit, & Kumar, 2018; Shanmugasundram, Zakariah, & Yadaiah, 2012). Bu durumda, çıkış torku τ ile sargılar boyunca i akımı arasında doğrusal bir ilişki, $\tau = K_t i$, olmalıdır (R. Krishnan, 2017; T. D. Krishnan et al., 2017; Pindoriya et al., 2018; Shanmugasundram et al., 2012). AKS'nin dinamik eşitliği ve Laplace dönüşümü eşitliklerle (Eş. 3.15, 3.16 ve 3.17) verilmiştir. Daha sonra motor akımı ve ok açısı arasındaki ilişki Eş. 3.18'de bir transfer fonksiyonu olarak tanımlanır:

$$J_{eq} \cdot \ddot{\theta}_{motor}(t) + B_{eq} \cdot \dot{\theta}_{motor}(t) = \tau_{motor} = K_t \cdot i_{motor}(t) \quad (3.15)$$

$$J_{eq} \cdot \theta_{motor}(s) \cdot s^2 + B_{eq} \cdot \theta_{motor}(s) \cdot s = K_t \cdot I_{motor}(s) \quad (3.16)$$



Şekil 3.16. Sistemin indirgenmiş blok diyagramı

$$\frac{\theta_{motor}(s)}{i_{motor}(s)} = \frac{K_t}{J_{eq} \cdot s^2 + B_{eq} \cdot s} = \frac{\frac{K_t}{B_{eq}}}{\frac{J_{eq}}{B_{eq}} \cdot s^2 + s} \quad (3.17)$$

$$G_{plant}(s) = \frac{\frac{\theta_{motor}(s)}{N_{velocity}}}{i_{motor}(s)} = \frac{\theta_2(s)}{i_{motor}(s)} = \frac{\frac{K_t}{N_{velocity}}}{J_{eq} \cdot s^2 + B_{eq} \cdot s} = \frac{\frac{K_t}{N_{velocity} B_{eq}}}{\frac{J_{eq}}{B_{eq}} \cdot s^2 + s} \quad (3.18)$$

Burada, K_t motorun tork sabiti, J_{eq} sistemin eşdeğer atalet momenti, i motor akımı ve B_{eq} ise sistemin eşdeğer viskoz sürtünmesidir.

3.2. Sistem Tanımlama

Sistem tanımlama, fiziksel sistemlerin deneysel verilerle matematiksel olarak modellenmesidir. Fizik teoremleri ile elde edilen modellere analitik model denir. Matematiksel modeller sayesinde kontrol sistem tasarımı, hata tespiti, sistem karakteristiğinin tahmin edilmesi ve dinamiğinin anlaşılması sağlanır (Karnopp, 2012). Fiziksel sistemler modellenebilir fakat sistemi tam doğrulukla temsil eden model bulmak imkansızdır. Matematiksel modeller her zaman bir yaklaşımdır. Daha hassas model elde etmek için çalışıldıkça model karmaşık hale gelir. Giriş sinyalinin uygun seçimi, tahmin edilen modelin doğruluğunu artırır. Bir sistemin tanımlanması için kullanılabilecek chirp, çoklu sinüs (İng. multi-sinus), sözde rastgele ikili dizi (PRBS) ve impuls dahil olmak üzere çeşitli giriş sinyalleri vardır (Soares; Vuojolainen, 2017). Bunlar arasında PRBS, basitliği nedeniyle sistem tanımlaması için popüler bir giriş sinyalidir (Vermeulen, 2002). Geniş bir frekans aralığında kullanılabilecek adım fonksiyonları dizisini içerir. Bu nedenle, mevcut çalışmada sistem dinamiklerini harekete geçirmek için PRBS sinyali seçilmiştir. PRBS'nin genliği 2A olarak düzenlenmiştir, çünkü deneysel çalışmalarımızda 2A genliğe sahip PRBS sinyali kullanınca hem kayar elemanın sürtünmeleri yenip harekete daha rahat

başladığını gözlemlenmiş hem de 20 Hz frekansa sahip olunca tüm mekanizma stroğu boyunca hareket edebildiği gözlemlenmiştir. Ayrıca, sistemin her iki yönde tüm çalışma bölgesini tarayabilmesi için kayar eleman mekanizmanın tam orta noktasından harekete başlatılmıştır. Böylece, sistemin bütün bölgelerinden veri sağlanarak model tahmini yapılabilmektedir.

Sistem tanımlamada önemli olan, modelin gerçekte eşleşip eşleşmediğinin kontrol edilmesi anlamına gelen, modelin doğrulanmasıdır. Bir model asla geçerliliğinden daha iyi olmadığı için, tanımlamanın bu önemli bileşeni en baştan dikkatlice düşünülmelidir.

Box-Jenkins (BJ), güvenilir sistem modeli geliştirmek için kullanılan en yaygın tekniklerden biridir (Bnhamdoon, Hanif, & Akmeliawati, 2020; D. L. Guarin, 2017). Sistem tanımlama sırasında doğru model tahminini zorlaştıran birçok problemle karşılaşmaktadır. Mesela, gürültü modeli sistem modeliyle aynı kutuplara sahipse, sensörün ölçüm gürültüsü gerçek giriş sinyaline benzeyebilir ve bu durum, sistem durumlarını doğru bir şekilde tahmin etmeyi zorlaştırmaktadır (Schoukens, 2011). BJ modeli en esnek yapıya sahiptir ve genellikle en iyi tahmin sonuçlarını vermektedir. Çünkü, gürültü ve süreç BJ model yapısında bağımsız olarak modellendiğinden, BJ yönteminin kullanılması bu tür risklerden kaçınmaya yardımcı olmaktadır. Ayrıca, BJ modeli kullanmanın avantajlarından biri ise kapalı döngü modelleri için daha iyi tahminler sağlamasıdır (Ljung L., 1998).

$$y(t) = \sum_{i=1}^{n_u} \frac{B_i(q)}{F_i(q)} u(t - nk_i) + \frac{C(q)}{D(q)(1-q^{-1})} e(t) \quad (3.19)$$

Burada, $y(t)$ ölçülen gürültülü çıkıştır, $u(t)$ kontrollü bir giriştir, n_u giriş kanal sayısıdır, n_k giriş gecikmesidir, $e(t)$ beyaz gürültüdür ve $\frac{1}{1-q^{-1}}$ gürültü kanalında integratördür. Ayrıca $B(q)$, $F(q)$, $C(q)$ ve $D(q)$, zaman operatörü q 'de tanımlanan polinomlardır ve parametreleri tahmin edilmelidir (Mathworks, 2022a). Sistem tanımlama işlemi, MATLAB System Identification Toolbox'ı aracılığıyla Box-Jenkins modeli (Eş. 3.19) kullanılarak yapılmıştır. Ayrıca, Box-jenkins model dereceleri aşağıdaki gibi tanımlanmıştır (Khalfi, Boumaaz, Soulmani, & Laadissi, 2021; Ljung, 1995; Tangirala, 2015):

$$\begin{aligned}
n_b: B(q) &= b_1 + b_2q^{-1} + \dots + b_{n_b}q^{-n_b+1} \\
n_c: C(q) &= 1 + c_1q^{-1} + \dots + c_{n_c}q^{-n_c} \\
n_f: F(q) &= 1 + f_1q^{-1} + \dots + f_{n_f}q^{-n_f} \\
n_d: D(q) &= 1 + d_1q^{-1} + \dots + d_{n_d}q^{-n_d}
\end{aligned} \tag{3.20}$$

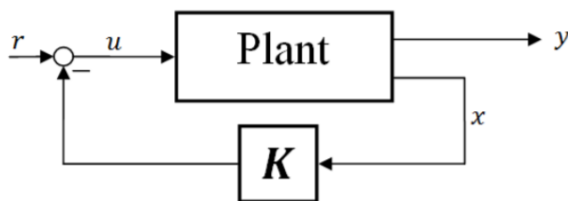
$$[n_b \ n_c \ n_d \ n_f \ n_k] = [1 \ 4 \ 4 \ 2 \ 1] \tag{3.21}$$

Tanımlanan katsayı vektörü Box-Jenkins model dereceleri ve gecikme zamanlarından oluşmaktadır ve bu matris elemanları pozitif olmalıdır. Bu çalışmada, BJ model dereceleri iteratif yöntemle elde edilmiş, en iyi eşleşme ve en düşük ortalama karesel hata kriterlerine göre belirlenmiş ve tanımlanan BJ katsayı vektörü Eş. 3.21 ile verilmiştir.

3.3. Kontrol Sistem Tasarımı

AKS kontrolörü esasında, ok açısını kontrol etmek ve istenilen kanat pozisyonlarına kısa sürede ayarlamak için tasarlanmıştır. Pozisyon hatası referans açısı ile enkoder verisi kullanılarak hesaplanmış, ardından tasarlanan kontrolcüye giriş sinyali olarak verilmiştir. Kontrolcü de gerekli akım sinyalini çıkış olarak vermektedir. Motor sürücü ise kontrolcünden gelen bu çıkış sinyalini uygun bir akıma çevirerek motoru sürmektedir. Bu çalışmada, durum geri beslemeli, LQR ve kayan kipli kontrolcüler tasarlanmış ve sonuçları kendi aralarında karşılaştırılmıştır.

Durum uzayı modeli, aşağıdaki eşitliklere göre durum geri beslemesi ile tanımlanmaktadır. Bir durum geri besleme kontrolünün yapısını Şekil 3.19 ile gösterilmiştir. Durum vektörü x , geri besleme matrisi K aracılığıyla sistem girişlerine u ile geri beslenmektedir.



Şekil 3.17. Sistemin negatif geri beslemeli kapalı döngü blok diyagramı

Çizelge 3.2. Kontrol edilen sistemin parametreleri

x :	Durum vektörü (nx1)
y :	Çıkış vektörü (1x1)
u :	Giriş vektörü (1x1)
A :	Durum matrisi (nxn)
B :	Giriş matrisi (nx1)
C :	Çıkış matrisi (1xn)
D :	Geçiş matrisi (1x1)
$\dot{x}$:	Vektör x (nx1)'in zamana göre türevi

Durum uzayı sistem eşitlikleri şu şekilde yazılabilir;

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (3.22)$$

$$y = Cx + Du \quad (3.23)$$

$$u = r - Kx \quad (3.24)$$

Durumlar seçilir, birinci durum kanat açısı ve ikinci durum kanadın açısal hızıdır.

$$x_1 = \theta_F \quad x_2 = \dot{\theta}_F \quad (3.25)$$

$$\dot{x}_1 = x_2 \quad (3.26)$$

$$\dot{x}_2 = -\frac{B_F}{J_F}x_2 + \frac{NK_t}{J_F} \cdot i \quad (3.27)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -\frac{B_F}{J_F} \end{bmatrix} \quad (3.28)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{NK_t}{J_F} \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

$$C = [1 \quad 0] \quad (3.30)$$

$$D = [\quad 0 \quad] \quad (3.31)$$

$$K = [k_1 \quad k_2] \quad (3.32)$$

Kapalı çevrim eşitliği elde edilmesi için matrislerin hesaplanması gerekmektedir. Sistemin transfer fonksiyonu Eş. 3.33 ve 3.34 ile verilmiştir.

$$\frac{Y(t)}{R(t)} = C(sI - (A - BK))^{-1}B \quad (3.33)$$

$$\frac{Y(t)}{R(t)} = \frac{\frac{NK_t}{J_F}}{s^2 + \left(\frac{BF}{J_F} + \frac{k_2 NK_t}{J_F}\right)s + \frac{k_1 NK_t}{J_F}} \quad (3.34)$$

Sistemin referans takibi garanti altına alınmalıdır. Son değer teoremi frekans uzayında aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\lim_{t \rightarrow \infty} = \lim_{s \rightarrow 0} \quad (3.35)$$

Referans takibinde iyi performans elde etmek için çıkışın girişe oranı yaklaşık 1 olmalıdır.

$$\lim_{s \rightarrow 0} \frac{Y(t)}{R(t)} = 1 \quad (3.36)$$

$$\frac{\frac{NK_t}{J_F}}{\frac{k_1 NK_t}{J_F}} = 1 \quad (3.37)$$

Teorik olarak, durum geri beslemeli kontrol ile çoğu dinamik sistem; uygun kazanç matrisi ile çarpılınca, kutup noktaları uzayda istenilen herhangi bir yere yerleştirilebilmektedir. Bu yöntemin kullanımı ile sistem hızlı ve kararlı bir cevap verebilmektedir (Shehzad, 2019).

Ancak, gerçek performansı fiziksel donanım sınırlamaktadır. En iyi sonuç için cevap hızı ve kontrolcü performansı arasında eniyileme çalışması yapılması gerekmektedir. Böylece, sistem çıkışı 1 olacak şekilde kapalı döngü kontrol sistemi oluşturulur.

Eş. 3.42 ile verilen sistem kazanç matrisi, endüstride yaygın olarak kullanılmakta olan optimal kontrol tekniği doğrusal-karesel-düzenleyici (LQR) algoritması ile hesaplanabilmektedir. Konvansiyonel LQR kontrol tekniği, ikinci derece maliyet fonksiyonu olan J 'nin değerini en iyi düzeyde düşürmektedir. Algoritma, Eş. 3.42'da verildi gibi J maliyet fonksiyonunu en aza indirebilecek bir kontrolcü aramaktadır (Shehzad, 2019). Q ve R olarak adlandırılan iki pozitif belirli matrisi kullanarak optimal kontrol kararlar vermek için dinamik sistemin durumlarını ve kontrol girdisini hesaba katmaktadır. Aslında, bu matrislerin elemanları, tasarımcılar tarafından belirlenen sistem gereksinimlerini ve ağırlıklarını göstermektedir. Q matrisi sistem durumlarının referanstan ayrılmasını cezalandırırken, R matrisi kontrol girişini cezalandırmaktadır.

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad t \geq 0, \quad x(0) = x_0 \quad (3.38)$$

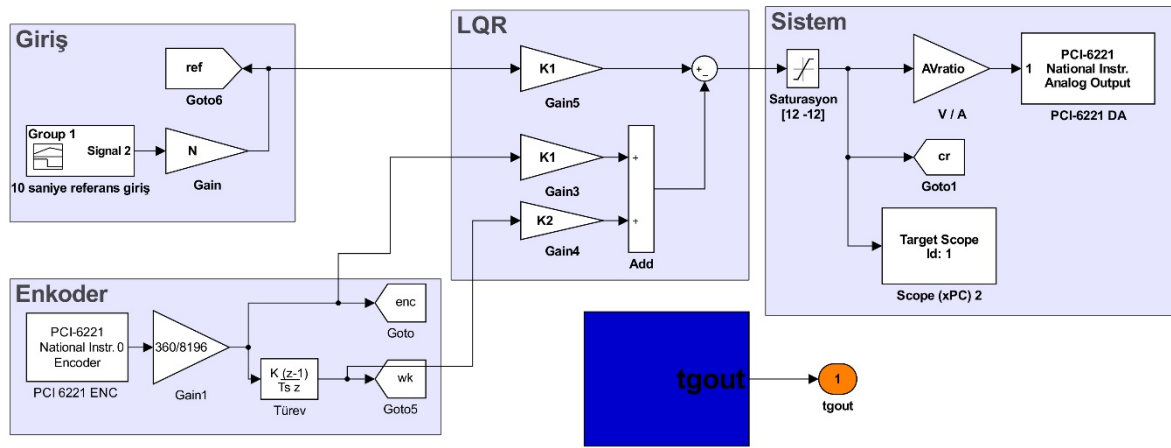
$$u(t) = -K x(t) \quad (3.39)$$

$$K = R^{-1}B'P \quad (3.40)$$

Burada $x(t)$ durum vektörü, $\dot{x}(t)$ durum vektörünün türevi, $u(t)$ giriş vektörü ve K , LQR kazanç matrisidir. P ise pozitif tanımlı, simetrik, sabit bir matristir ve Eş. 3.41 ile verilen cebirsel Riccati eşitliğinden elde edilmektedir.

$$A'P + PA - PBR^{-1}B'P + Q = 0 \quad (3.41)$$

$$J = \int_0^\infty (x'Qx + u'Ru)dt \quad (3.42)$$



Sistem Donanımları & Veri Kayıt

Şekil 3.18. LQR kontrolcü Simulink şablonu

Harici bozucular ve sistem modelindeki belirsizlikler referans takibini zorlaştırmaktadır. Fakat LQR algoritması kalıcı durum hatalarının üstesinden gelemez. Referans izleme hatasının sisteme etkisini düşürmek için LQI kontrolcüler geliştirilmiştir. LQI kontrolcü yapısında, LQR algoritmasında da kullanılan durum geri besleme kontrolünün yanı sıra, çıkış geri besleme sisteminde bir integratör barındırmaktadır. Eklenen integratörle sistem, servo özelliği kazanır ve böylece referans takibinde kalıcı durum hatası oluşmasının önüne geçilebilir. LQI algoritmasına göre referans izleme hatası, sistemin yeni bir durumu olarak durum-uzay modeline eklenmektedir. Çıkış hatasına integral etkisi eklendiği için takip hatası mümkün olduğu kadar çabuk sıfırlanma eğilimindedir ve böylece referans izleme yeteneğinin gürbüzlüğü garanti altına alınmış olur. Bundan dolayı, sürekli bozucu etkiler altında LQI algoritması daha iyi referans takip performansı sergilemektedir.

$$\hat{A} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix}, \hat{B} = \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.43)$$

Dinamik sistem matrisleri A ve B, takip hatasının yeni sistem durumu olarak tanımlanmasıyla yeniden düzenlenerek $\hat{A}$ and $\hat{B}$ matrisleri oluşturulmuş ve Eş. 3.43 ile verilmiştir.

$$u(t) = -K z(t) = -K \begin{bmatrix} x \\ x_i \end{bmatrix} \quad (3.44)$$

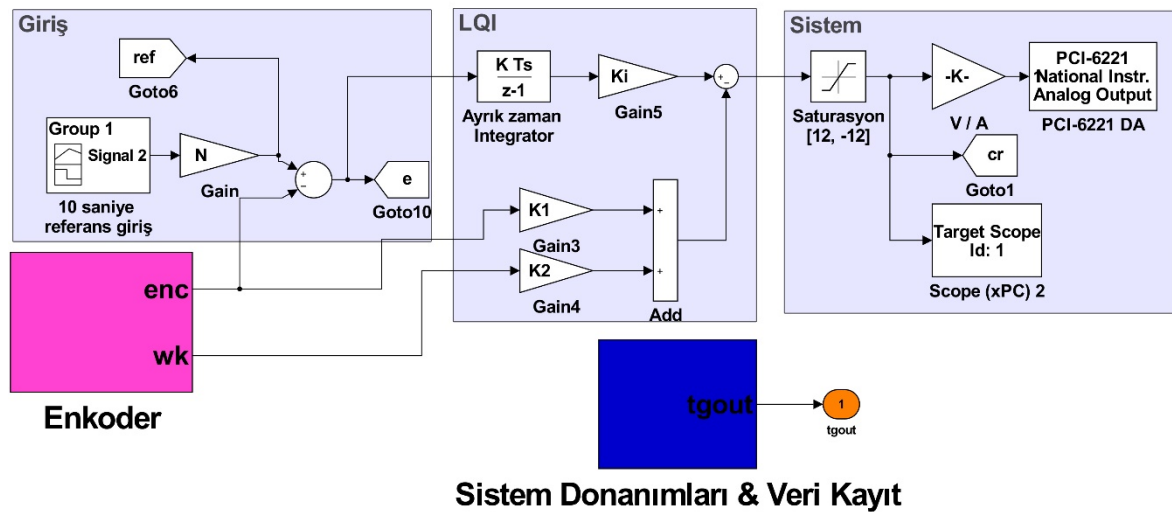
Burada, $z(t)$ durum vektörü, x_i ise integratör çıkışı olarak tanımlanmıştır. Bu kontrol yasası ile çıkışın referans komutunu izlenmesi sağlanmaktadır. Ayrıca takip hatası $e = r - y$ olarak tanımlanmıştır.

$$J = \int_0^{\infty} (z'Qz + u'Ru)dt \quad (3.45)$$

$$\hat{A}^T P + P \hat{A} - P \hat{B} R^{-1} \hat{B}^T P + Q = 0 \quad (3.46)$$

Bunları takiben, LQI kontrol maliyet fonksiyonu J , cebirsel Ricatti eşitliği ve LQI kontrolcü optimum durum geri besleme kazanç matrisi, sırasıyla Eş. 3.45, 3.46 ve 3.47 ile verilmiştir. Ayrıca, Şekil 3.21 gerçek zamanlı LQI kontrolcünün Simulink şablonunu göstermektedir.

$$K = R^{-1} \hat{B}^T P = [K \ K_i] \quad (3.47)$$



Şekil 3.19. LQI kontrolcü Simulink şablonu

Kontrol sistemleri arasında kayan kipli kontrol (SMC) adında, doğrusal olmayan bir sistemin dinamiklerini süreksiz bir sinyal uygulayarak değiştirebilen bir kontrol yöntemi

vardır. Sistem, süreksiz kontrol sinyali ile kayma yüzeyi boyunca kaymaya zorlanmaktadır. Sistem performansının parametre değişimlerine karşı duyarsız olduğu ve dolayısıyla bozucu etkileri tamamen reddedeceği iddiasıyla öne çıkmaktadır. Kayan kipli kontrol yöntemi gürbüz bir yöntem olmasına rağmen çatırdama fenomeni (İng. the chattering phenomenon) olarak adlandırılan önemli bir dezavantaja sahiptir. Uygulamalarda, anahtarlama cihaz kusurları, gecikmeler ve modellenmemiş belirsizlikler nedeniyle bir çatırdama sorunu vardır. Çatırdama, kontrol edilmek istenen durumun kayma yüzeyi üzerinde sonlu zamanda, sonlu şiddette salınım yapma olgusudur. Çatırdama fenomeninin üstesinden gelmek için Kaynak Araştırması bölümünde bahsedildiği gibi birçok yöntem öne sürülmüştür. Bu çalışmada, sadeliği ve uygulama kolaylığı dolayısıyla satürasyon fonksiyonu ve ardından performanslarını karşılaştırabilmek adına ikinci dereceden kayan kipli kontrolcü kullanmayı tercih ettik. Sistem, ikinci mertebeden doğrusal bir model olduğu varsayılarak Eş. 3.48 ile verilmiştir.

$$\ddot{x}(t) = -(A + \Delta A)\dot{x} - (B + \Delta B)x + (C + \Delta C)u(t) + d(t) \quad (3.48)$$

Burada, A, B ve C nominal sistem parametreleridir, $d(t)$ bilinen bozulmadır, $\Delta A, \Delta B$ ve ΔC sistemin doğrusal olmayan sürtünmeler, modellenmemiş dinamikler veya parametrelerinden dolayı oluşan belirsizlikleridir. Bu çalışmada kullanılan sistem modeline göre, $A = -\frac{B_{eq}}{J_{eq}}, B = 0$ ve $C = \frac{K_t}{J_{eq}}$ olmaktadır. Eş. 3.49'de verilen $D(t, u(t))$, sınırlı ve bilinmeyen belirsizliklerin tamamını temsil etmektedir. $|D| \leq D_{max}$, eşitsizliğini sağlamaktadır ve bu şekilde tanımlanır:

$$D(t, u(t)) = \pm \Delta A \dot{x} \pm \Delta B x \pm \Delta C u(t) + d(t) \quad (3.49)$$

Bu eşitlikle birlikte Eş. 3.48 aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\ddot{x}(t) = -(A + \Delta A)\dot{x} - (B + \Delta B)x + (C + \Delta C)u(t) + D(t, u(t)) \quad (3.50)$$

Belirsizliklerin üst sınırı olan D_{max} pozitif tam sayılar kümesinin elemanıdır.

$$D_{max} = \Delta A|\dot{x}| + \Delta B|x| + \Delta C\bar{u}(t) + |d(t)| \quad (3.51)$$

Burada, $\bar{u}$, sınırlandırılmış giriştir ve $|u(t)| \leq \bar{u}$ eşitsizliğini sağlamaktadır. Kayan kipli kontrolde amaç, kapalı döngü sistemi istenen yörüngeyi izlerken takip hatası $e(t)$ 'yi sıfıra yakınsatacak bir kontrol girişi " $u(t)$ " belirlemektir. SMC, hatayı kayan manifolda yaklaştırmaya zorlar ve ardından hata orijin boyunca hareket etmektedir. Kapalı döngü sisteminde, x_d referans konumu, e ise referans takip hatasını, ifade etmektedir.

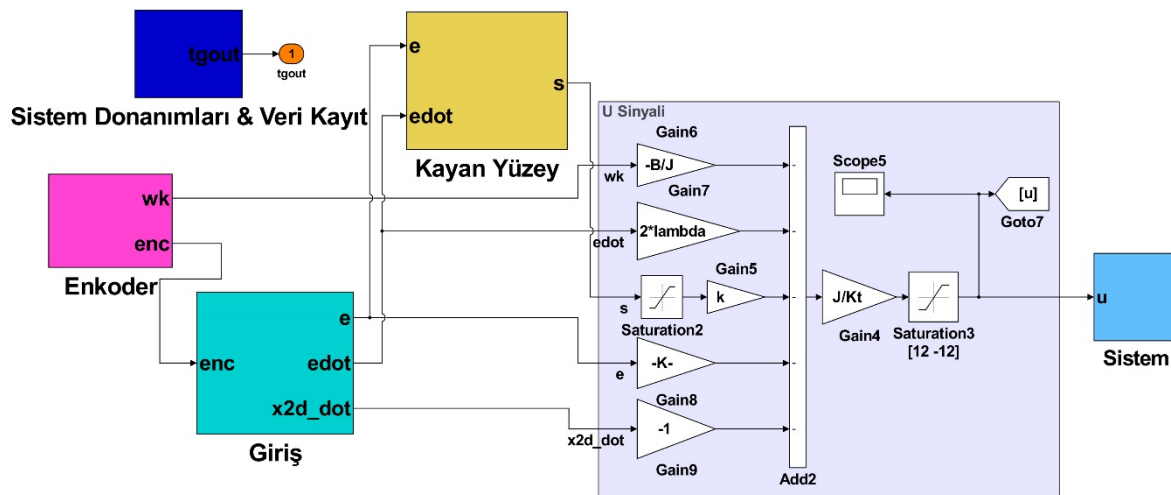
$$e(t) = x_d(t) - x(t), \quad \dot{e}(t) = \dot{x}_d(t) - \dot{x}(t), \quad \ddot{e}(t) = \ddot{x}_d(t) - \ddot{x}(t) \quad (3.52)$$

Zaman sonsuza gittiğinde hata sıfıra yakınsamalıdır, bu nedenle s kararlı bir kayma yüzeyi olmalıdır; ancak o zaman hata asimptotik olarak ortadan kalkmaktadır. Bu, istenen referans yörüngesinin asimptotik olarak takip edilebileceği anlamına gelmektedir (İ. Eker, 2006). Geleneksel kayan yüzey (İng. Sliding surface) elemanı " s " ikinci dereceden tanımlanmış (Slotine & Li, 1991) (Eş. 3.53) ve türevi ile beraber Eş. 3.54'de verilmiştir.

$$s(t) = \left(\lambda + \frac{d}{dt} \right)^2 \int e(t) dt = \lambda^2 \int e(t) dt + 2\lambda e(t) + \dot{e}(t) \quad , \lambda \in R^+ \quad (3.53)$$

$$\dot{s}(t) = \lambda^2 e(t) + 2\lambda \dot{e}(t) + \ddot{e}(t)$$

$$\dot{s}(t) = \left(\ddot{x}_d(t) + A\dot{x}(t) + Bx(t) - Cu(t) - D(t, u(t)) + \lambda^2 e(t) + 2\lambda \dot{e}(t) \right) \quad (3.54)$$



Şekil 3.20. Kayan kipli kontrolcü Simulink şablonu

Kayma kipli kontrol süreci, biri kayma fazı olarak bilinen ve “ $s(t) = 0$ ” ve “ $\dot{s}(t) = 0$ ” olduğunda dikkate alınan, diğeri “ $s(t) \neq 0$ ” olduğunda kullanılan ve ulaşma aşaması olarak bilinen iki ayrı fazdan oluşmaktadır. Bu fazların her biri için kontrol yasaları (sırasıyla, eşdeğer kontrol ve anahtarlama kontrolü) türetilir (İ. Eker, 2006). Eşdeğer kontrol, sistem durumlarının yörüngesi kayan yüzeye yakın olduğu anlarda tanımlanır, kısaca $\dot{s} = 0$ ’ın çözümüyle elde edilmektedir ve “ u_{eq} ” ile gösterilmektedir (İ. Eker, 2006; İlyas Eker, 2010; Slotine & Li, 1991).

$$u_{eq}(t) = \frac{1}{c} (\ddot{x}_d(t) + A\dot{x}(t) + Bx(t) + \lambda^2 e(t) + 2\lambda \dot{e}(t)) \quad (3.55)$$

Anahtarlama kontrolü, eşleşen belirsizlikler ve bozucu etkilerle başa çıkabilmek için sisteme uygulanmaktadır ve “ u_{sw} ” ile sembolize edilmektedir. Durumlar kayan yüzeye erişemediği durumlarda ($s \neq 0$) manifolda ulaşabilmesi için giriş sinyaline eklenmiştir. Aşağıda verildiği gibi tanımlanmaktadır (İ. Eker, 2006; İlyas Eker, 2010; Fei, 2009; Slotine & Li, 1991).

$$u_{sw}(t) = -k \text{sign}(s(t)) \quad (3.56)$$

Burada, k pozitif bir sabittir, $k \in R^+$, ve belirsizlik ve bozucuları bastırmak için $k > D_{max}$ eşitsizliğine uygun bir şekilde seçilmek zorundadır. Kayan kipli kontrolde, ulaşma yasası (İng. Reaching law) olarak bilinen temem bir eşitsizlik vardır, bu eşitsizlik $s(t)\dot{s}(t) < 0$ (İlyas Eker, 2010; Slotine & Li, 1991; Zaare & Soltanpour, 2021), kontrol sinyali ile sistemin asimptotik kararlı olduğunu, nihayetinde hatanın kayan yüzeye ulaşıp sifıra yakınsayacağını garanti etmektedir. Model belirsizlikleri ve bozucuların etkilediği sistemin (Eş. 3.50) kontrol edilirken ulaşma yasasının sağlanması için giriş sinyali $u(t)$ aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır.

$$u = u_{eq} + u_{sw} \quad (3.57)$$

Bu sinyal Eş. 3.54'de yerine konulduğunda:

$$\dot{s}(t) = \left(-k \text{sign}(s(t)) - D(t, u(t)) \right) \quad (3.58)$$

Kapalı döngü sisteminin kararlılığı, Lyapunov kararlılık teoremi ile garanti edilir. Aşağıda gösterildiği gibi, AKS kapalı döngü sisteminin kararlılığını göstermek için Eş. 3.59'da verilen pozitif tanımlı Lyapunov fonksiyonu seçilmiştir. Kayma yüzeyinde olmadığı durum ($s(t) \neq 0$) için Lyapunov fonksiyonunun ilk değerinin sıfır ($L(0) = 0$) olduğu ve diğer tüm zamanlarda pozitif değer aldığı ($L(t) > 0$) kabul edilerek:

$$L = \frac{1}{2} s^2(t) \quad (3.59)$$

$$\dot{L} = s(t)\dot{s}(t) < 0, \quad s(t) \neq 0 \quad (3.60)$$

Ulaşma koşulu $s \neq 0$ olduğunda, hata yörüngesinin kayma yüzeyine ulaşmasını ve ardından hatanın sifıra yakınsamasını sağlamaktadır (İ. Eker, 2006; İlyas Eker & Akınal, 2008). Eğer Eş. 3.58, Eş. 3.60'da ikame edilirse:

$$\begin{aligned}\dot{L} &= s(t) \left(-k \operatorname{sgn}(s(t)) - D(t, u(t)) \right) = -k|s(t)| - s(t)D(t, u(t)) \\ &\leq -k|s(t)| + s(t)D_{\max} \leq -|s(t)|(k - D_{\max}) < 0\end{aligned}\quad (3.61)$$

Eş. 60'ta, sistem ulaşma fazında ($s(t) \neq 0$) ve $|s(t)| > 0$, $k > D_{\max}$ ile ifade edilen eşitsizlikler sağlandığında Lyapunov fonksiyonunun türevi $\dot{L}$, her koşulda negatif tanımlı olmaktadır. Yukarıda yapılan analizler sonucu kontrolcünün kararlı olduğu garanti edilmektedir.

Çatırdamayı önlemek için, işaret fonksiyonu (Eş. 3.56) yerine satürasyon fonksiyonu (Eş. 3.62) de kullanılabilir.

$$\operatorname{sat}\left(\frac{s}{\alpha}\right) = \begin{cases} \frac{s}{\alpha} & \text{if } \left|\frac{s}{\alpha}\right| \leq 1 \\ \operatorname{sign}\left(\frac{s}{\alpha}\right) & \text{if } \left|\frac{s}{\alpha}\right| > 1 \end{cases} \quad (3.62)$$

Burada α ve k pozitif sabitlerdir ve α çalışma bölgesinin veya sınır tabakasının kalınlığı olarak tanımlanmaktadır.

Ayrıca, yalnızca kayma yüzeyi değişkeni s sonsuza gittiğinde doyurulabilen modifiye edilmiş satürasyon formülasyonu, Eş. 3.63'de verildiği gibi bu amaç için de kullanılabilir:

$$u = u_{eq} - k \frac{s(t)}{|s(t)| + \alpha} \quad (3.63)$$

Böylece, sürekli giriş sinyal değeri $\pm k$ arasında değişmektedir. Sonuç olarak çalışmamızda, anahtarlama kontrol sinyalinde düzenlenmiş satürasyon fonksiyonu kullanılmıştır.

İkinci mertebeden kayan kipli kontrol, çatırdama olgusunun üstesinden gelmek için uygulanmakta olup, daha önce kaynak araştırması bölümünde üçüncü yaklaşım olarak

bahsedilmiştir. Aslında SOSMC, uygulamalarda gürbüz özelliklerini korurken daha az çatırdama ile sorunsuz bir kontrol ve yüksek performans sağlamaktadır [46]. SOSMC algoritmasında, kontrolcünün amacı sonlu bir zamanda hem kayan değişken s 'yi hem de s 'nin birinci dereceden zaman türevini ($s(t) = \dot{s}(t) = 0$ olarak) sıfıra yönlendirmektir. [47]. Literatürde SOSMC için kullanılan, integral kayma yüzeyi [48, 49] iki bağımsız kazanç parametrelili PID kayma yüzeyi [40] ve üç kazanç parametrelili PID kayma yüzeyi [46] gibi bir dizi kayma yüzeyi bulunmaktadır. Mevcut çalışmada, kayma yüzeyi şu şekilde tanımlanmıştır:

$$\dot{s}(t) + \beta_c s(t) = \left(\lambda + \frac{d}{dt} \right)^2 \int e(t) dt, \lambda \in R^+ \quad (3.64)$$

$$\dot{s}(t) + \beta_c s(t) = \lambda^2 \int e(t) dt + 2\lambda e(t) + \dot{e}(t) \quad (3.65)$$

$$\ddot{s}(t) + \beta_c \dot{s}(t) = \lambda^2 e(t) + 2\lambda \dot{e}(t) + \ddot{e}(t) \quad (3.66)$$

burada, λ hata ve hatanın integratörü ile ilgili bağımsız bir parametre kazancı, β_c ise kayma yüzeyinin kazanç parametresidir ve pozitif bir sabittir, $\beta_c \in R^+$. Ayrıca β_c , $s(t)$ 'nin sönümlenmesine katkıda bulunmaktadır. $D(t, u(t))$, Eş. 3.49 tarafından verilen toplu belirsizliği ifade etmektedir. Eş. 3.51 tarafından verilen hatanın ikinci türevi, Eş. 3.66'de ikame edildiğinde:

$$\ddot{s}(t) + \beta_c \dot{s}(t) = \lambda^2 e(t) + 2\lambda \dot{e}(t) + \ddot{x}_d(t) + A\dot{x}(t) + Bx(t) - Cu(t) - D(t, u(t)) \quad (3.67)$$

Sistem kayan manifoldun üzerindeyken, eğer λ katsayısı doğru seçilmişse, hata $e(t)$ üstel olarak sıfıra yakınsamaktadır. Sonsuz zamanda hata limiti sıfıra gitmesi, $\lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = 0$, sistemin asimptotik olarak kararlı olduğu anlamına gelmektedir. Ayrıca, hatanın kayma manifoldunda kalması için $\dot{s}(t) = 0$ temel bir koşul olarak kabul edilmektedir. Bu varsayımla beraber, nominal sistem modelinin bilindiği varsayıldığından eşdeğer kontrol için bozulmalar dikkate alınmaz ve eşdeğer kontrol Eş. 3.68'de verildiği gibi oluşturulur.

$$u_{eq} = \frac{1}{c}(\ddot{x}_d(t) + \lambda^2 e + 2\lambda \dot{e} + A\dot{x}(t) + Bx(t) - \beta_c \dot{s}) \quad (3.68)$$

Anahtarlama kontrolü, aşağıda satürasyon fonksiyonu ile verilmiştir.

$$u_{sw} = \lambda_2 s(t) + k_s \text{sat}(\dot{s}(t)) \quad (3.69)$$

Burada, λ_2 ve $k_s \in R^+$ olduğu kabul edilirse, $D_{max} = \sup_{\forall t, s, \dot{s}=0} D(t, u(t))$ eşitliği sonucunda $\lambda_2 > \frac{1}{c}$ ve $k_s > \frac{D_{max}}{c}$ eşitsizlikleri elde edilir. Eş. 3.63 ve 3.64 ile verilen eşdeğer kontrol ve anahtarlama kontrol eşitlikleri Eş. 3.62’de ikame edildiğinde:

$$\ddot{s} = -D(t, u(t)) - C\lambda_2 s(t) - Ck_s \text{sign}(\dot{s}(t)) \quad (3.70)$$

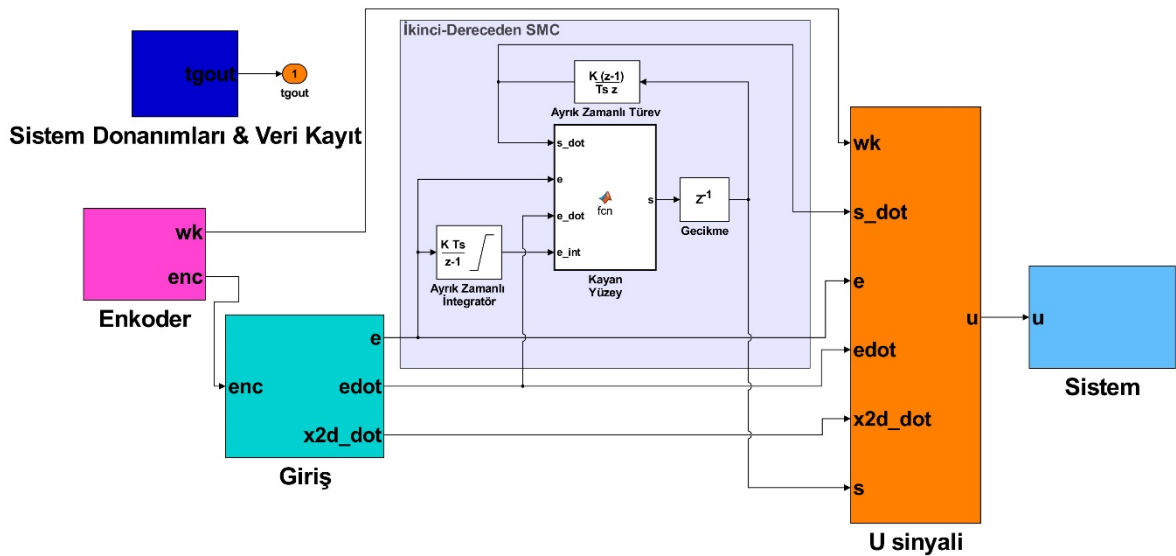
Lyapunov fonksiyonunun türevi negatif tanımlı ise kararlılık garanti edilmektedir. Kararlılığı garanti etmek için Lyapunov fonksiyonu aşağıdaki gibi seçilebilir.

$$V = \frac{1}{2}s(t)^2 + \frac{1}{2}\dot{s}(t)^2 \text{ with } V(0) = 0, s(t) \neq 0, \dot{s}(t) \neq 0 \quad (3.71)$$

Eğer pozitif tanımlı Lyapunov fonksiyonunun türevi alınırsa:

$$\begin{aligned}
 \dot{V} &= s(t)\dot{s}(t) + \dot{s}(t)\ddot{s}(t) \\
 &= s(t)\dot{s}(t) + \dot{s}(t)(-D(t, u(t)) - C\lambda_2 s(t) - Ck_s \text{sign}(\dot{s}(t))) \\
 &= s(t)\dot{s}(t) - \dot{s}(t)D(t, u(t)) - C\lambda_2 s(t)\dot{s}(t) - Ck_s |\dot{s}(t)| \\
 &\leq |\dot{s}(t)| (s(t) - C\lambda_2 s(t) - D(t, u(t)) - Ck_s) \\
 &\leq |\dot{s}(t)| (|s(t)| - C\lambda_2 |s(t)| - D(t, u(t)) - Ck_s) \\
 &\leq |\dot{s}(t)| (|s(t)| - C\lambda_2 |s(t)| + D_{\max}(t, u(t)) - Ck_s) \\
 &= -|\dot{s}(t)| (|s(t)|(C\lambda_2 - 1) - D_{\max}(t, u(t)) + Ck_s) < 0.
 \end{aligned} \tag{3.72}$$

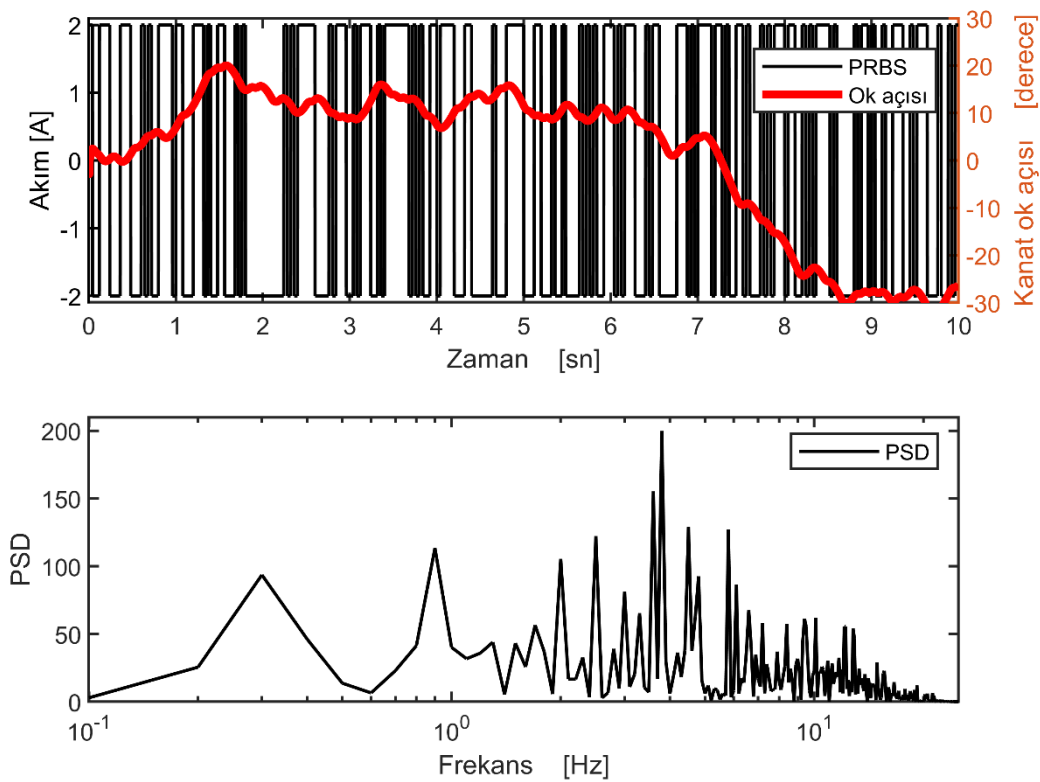
Dolayısıyla, yukarıdaki analizden, $\dot{V}(t)$ negatif tanımlı olduğu görülmektedir. Global asimptotik kararlılık, $s(t) \neq 0$, $\dot{s}(t) \neq 0$, $k_s > \frac{D_{\max}}{C}$, $\lambda_2 > \frac{1}{C}$ ve $|s(t)| > 0$, $|\dot{s}(t)| > 0$ olduğu durumda Lyapunov fonksiyonunun türevi negatif olmakta, $\dot{V} < 0$, ve böylece kararlılık garanti altına alınmaktadır. Kontrol sinyalinin belirsizliklerle eşleşmesi ve üstesinden gelmesi için $k_s > \frac{D_{\max}}{C}$ olmalıdır.



Şekil 3.21. İkinci dereceden kayan kipli kontrolcü Simulink şablonu

4. BULGULAR VE TARTIŞMA

Sistem tanımlamanın ilk adımı giriş sinyali seçimidir (Bnhamdoon et al., 2020). Uygulamadaki kolaylığı ve literatürde fazla örnekleri bulunduğu için giriş sinyali olarak PRBS sinyali seçilmiştir. Sistemin hareketi mekanik limitlerle sınırlandırılmıştır, dolayısıyla PRBS giriş sinyali de frekansı ve genliği ile sınırlandırılmalıdır. Sistem tanımlama prosesine başlamadan önce kayar eleman stroğunun tam orta noktasına getirilmiştir. Bu durumda, kanatlar kayar elemanın hareketiyle $\pm 28^\circ$ dönebilmektedir. Sistem tanımlaması sırasında, 20 Hz frekanslı ve 2 A genlikli 10 saniyelik bir PRBS sinyalinin sadece AKS üzerinde herhangi bir ters etkiden kaçınmak için değil, aynı zamanda kayar elemanın tüm strok boyunca salınım yapması için yeterli olduğu gözlemlenmiştir. Şekil 4-1 (a), bir giriş sinyali olarak PRBS sinyalini ve bir çıkış sinyali olarak ok açısını göstermektedir. Şekil 4-1 (b), PRBS güç spektral yoğunluğunu (PSD) göstermektedir. Burada, 20 Hz olarak üretilen sinyalin kadar her bir frekans için güç yoğunluğu çizdirilmiştir. Arada gürültü oluşsa da 25 Hz ve sonrasında güç spektrumunu etkileyecek herhangi bir güç yoğunluğu gözlemlenmemiştir ve bu yüzden, grafik yatay eksenini 25 Hz’de bitmektedir.



Şekil 4.1. PRBS sinyalinin gösterimi: kanat ok açısına karşı giriş akımı (a) ve PRBS sinyalinin güç yoğunluk spektrumu (b)

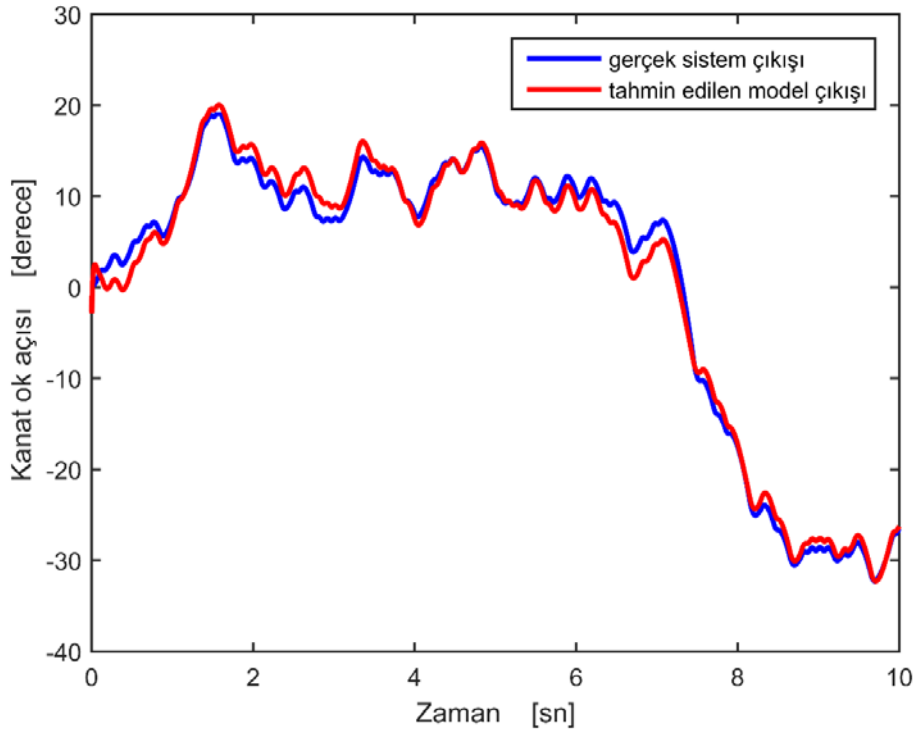
Sistem tanımlama işleminde bir diğer önemli nokta ise modellerin doğrulanmasıdır, yani tahmin edilen modelin gerçek sistem modeliyle uyuşup uyuşmadığının kontrol edilmesidir. Sistem tanımlaması yapılırken, AKS modeli Box-Jenkins yaklaşımı ile tahmin edilmiştir ve tahmin edilen herhangi bir modelin asla gerçek bir sistem modelinden daha iyi olamayacağı kabul edilmesi gerekmektedir. Varyans Hesabı (VAF), bir modelin uygunluğunu doğrulamak için sıklıkla kullanılır ve aşağıda verilen eşitlik (Eş. 4.1) ile hesaplanır (D. L. Guarin, 2017). Burada $y(t)$ ölçülen, $\hat{y}(t)$ ise tahmin edilen verileri temsil etmektedir.

$$VAF = \left(1 - \frac{VAR(y(t) - \hat{y}(t))}{VAR(y(t))}\right) \times 100 \quad (4.1)$$

Çizelge 4.1. Tahmin edilen sistem modelleri ve VAF değerleri

	Tahmin edilen sistemin ayrık zaman formu	Tahmin edilen sistemin sürekli zaman formu	VAF %
1	$\frac{0.1806z^{-1}}{1 - 1.989z^{-1} + 0.9893z^{-2}}$	$\frac{16880}{0.09296s^2 + s}$	89.49
2	$\frac{0.1787z^{-1}}{1 - 1.989z^{-1} + 0.9892z^{-2}}$	$\frac{16546}{0.09209s^2 + s}$	76.08
3	$\frac{0.1784z^{-1}}{1 - 1.9897 + 0.9874z^{-2}}$	$\frac{16880}{0.09296s^2 + s}$	54.11
4	$\frac{0.1826z^{-1}}{1 - 1.9866z^{-1} + 0.9866z^{-2}}$	$\frac{13627}{0.0741s^2 + s}$	90.11
5	$\frac{0.1818z^{-1}}{1 - 1.988z^{-1} + 0.9881z^{-2}}$	$\frac{14159}{0.0788s^2 + s}$	71.89
6	$\frac{0.1787z^{-1}}{1 - 1.989z^{-1} + 0.9892z^{-2}}$	$\frac{16546}{0.0921s^2 + s}$	86.24
7	$\frac{0.1802z^{-1}}{1 - 1.989z^{-1} + 0.9892z^{-2}}$	$\frac{16685}{0.0921s^2 + s}$	-21.78
8	$\frac{0.1827z^{-1}}{1 - 1.989z^{-1} + 0.9887z^{-2}}$	$\frac{16168}{0.0879s^2 + s}$	80.77

Tahmin edilelen sistem modellerinin ayrık zaman ve sürekli zaman eşitlikleri ve VAF değerleri Çizelge 4.1 ile verilmiştir. Uygulamada ok açısının 0° - 50° arasında çalışabilmesi gerekmektedir. Sistem tanımlama işlemi gerçekleştirilirken, 10 saniye uzunluğunda, 20 Hz frekansta ve 2A genlikle rastgele üretilen PRBS sinyallerinden bu aralığı (mümkünse tüm stroğu) tarayabilen PRBS sinyalleri tercih edilmiş ve sisteme uygulanmıştır. Verilen çizelgede (Bkz. Çizelge 4.1) numaralandırılmış her bir eşitlik, BJ ile ayrık zamanlı formu olarak elde edilmiş, ardından kontrolcü geliştirmek için sürekli zaman formuna çevrilmiştir. Çizelge 4.1'de 4 numara ile verilen sistem modeli hem en yüksek VAF değerine sahiptir hem de sistemin çalışacağı stroğu karşılayabilmektedir. Ayrıca, seçilen bu modelin çıkışı gerçek sistem çıkışı Şekil 4.2'te karşılaştırılmıştır.



Şekil 4.2. Ölçülmüş ve tahmin edilmiş sistem modelinin doğrulanması

Burada, aynı PRBS sinyalinin hem gerçek sisteme uygulanmasıyla elde edilen çıkış sinyali hem de tahmin edilen modele uygulandığındaki çıkış sinyali beraber çizdirilmiş, böylece gerçek sistem ile tahmin edilen model çıkışlarının gösterdiği benzerlik (VAF değeri %90,11) ortaya konmuştur. Bu görselde, AKS çıkışı kanat ok açısı yerine BLDC motor çıkışı olarak gösterilmektedir. Kayar eleman stroğunun ortasına getirilmiş, seçilen bu PRBS sinyali ile en az ölü bölge oluşacak şekilde tüm strok taranmıştır. Bu esnada sistemimiz, enkoder verisini kullanarak mekanizma stroğundaki pozisyon değişikliğini kanat ok açısı olarak kaydetmiştir. Ayrıca, bu tahmin edilen model seçilirken sadece VAF değerine bakılmamış bir yandan da uygulanan PRBS sinyalinin sistemi gerçekteki çalışma şartlarına benzer şekilde uyarıp uyarmadığı da incelenmiştir. Şekil 4.2’de açıkça görüldüğü gibi uygulanan PRBS sinyali orta noktadaki kayar elemanı önce kapalı konumuna getirmiş, bir süre düşük açılarda gezdirdikten sonra aniden kanatları tam açık pozisyona (senaryolarda kanatlar 1 saniyede 0°’den 50°’ye getirilmektedir) götürmektedir. Bu yüzden, kontrolcü tasarımları Çizelge 4.1’de 4 numara ile verilen sürekli zaman modeline göre gerçekleştirilmiştir.

Sistem tanımlama işleminin tamamlanmasıyla Yöntem ve Metot bölümünde açıklandığı gibi kontrolcü tasarımına odaklanılmıştır. Kontrolcü tasarımı, sistem performans gereksinimlerinin belirlenmesiyle başlamaktadır ve tasarlanan kontrolcü, sistem performans gereksinimlerini karşılamalıdır. Kontrolcü performansı ise yükselme zamanı, yerleşme zamanı, kararlı durum hatası vb. gibi tasarım özellikleri ile incelenmektedir (Sharma, 2021). Örneğin, yükselme süresi azaldığında, kontrolcü daha hızlı yanıt vermektedir. Ancak, daha kısa yükselme süreleri de daha büyük aşımara sebep vermektedir. Kısaca, doğrusal kontrolcü tasarımında bu parametrelerin sistem cevabına etkisi göz önünde bulundurulmalı, Q ve R matris elemanları uygun bir şekilde seçilmelidir. Bu tez çalışmasında, yerleşme süresinin (%2) ve kararlı durum hatasının sırasıyla 120 ms ve 0,2°'den küçük olması istenmektedir. LQR ve LQI kontrolcülerin tasarım matrisleri olan Q ve R'nin elemanları, sistemin belirtilen performans gereksinimlerini karşılamak üzere seçilmiş ve sırasıyla Eş. 4.2 ve 4.3 ile verilmiştir.

$$Q_{LQR} = \begin{bmatrix} 55 & 0 \\ 0 & 0.01 \end{bmatrix}, R_{LQR} = 6000, \quad (4.2)$$

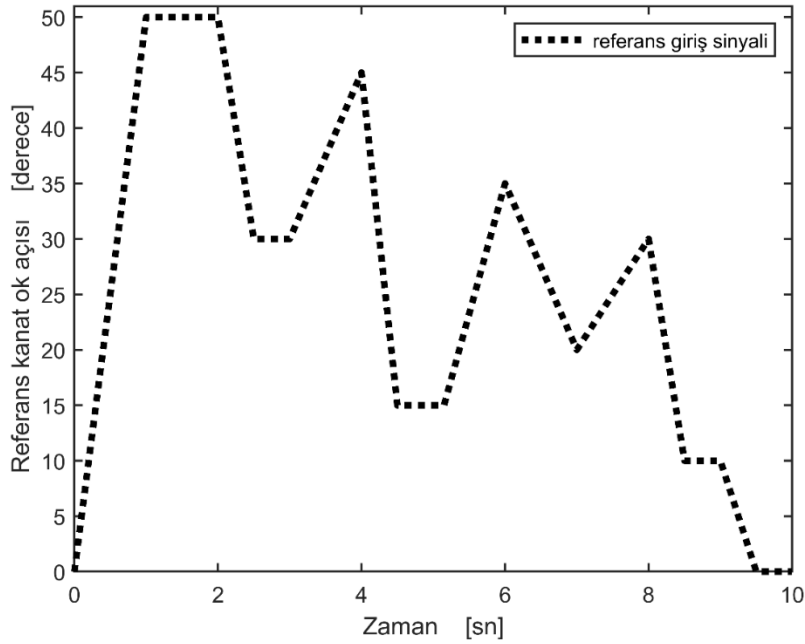
$$Q_{LQI} = \begin{bmatrix} 180 & 0 & 0 \\ 0 & 0.01 & 0 \\ 0 & 0 & 1000000 \end{bmatrix}, R_{LQI} = 100000 \quad (4.3)$$

Öte yandan, SMC ve SOSMC gibi doğrusal olmayan denetleyiciler geliştirilirken, tasarım parametreleri doğrusal kontrolcüler gibi formüle edilemez. MATLAB Simulink gibi simülasyon ortamlarında veya gerçek zamanlı uygulamalarla, sistem gereksinimlerini karşılamak için uygun kontrolcü kazançları elde edilmektedir. Bu çalışmada, doğrusal olmayan kontrolcülerin bant genişlikleri, 0,1 Hz ila 100 Hz arasında doğrusal olarak ortaya çıkan bir frekansa sahip bir Chirp sinyalinin simülasyon ortamında uygulanmasıyla elde edilmiş ve Çizelge 4.2'de listelenerek verilmiştir. Ayrıca, eğimi bir saniyede 50° olacak bir rampa sinyali SMC ve SOSMC kontrolcülerine gerçek zamanlı uygulanmış ve böylece kontrolcü cevaplarından sistem karakteristikleri belirlenmiştir. Aslında, bu çalışmada kontrolcünün minimum SSE ile referans girişini takip etmesi ve bunu minimum enerji tüketen bir yanıt vererek sağlaması beklenmektedir. Bu amaçla, SMC parametreleri $k = 1200000$, $\lambda = 120$, SOSMC parametreleri ise $k_s = 700$, $\lambda = 120$, $\lambda = 7$, $\beta_c = 100000$ olarak seçilmiştir.

Gerçek zamanlı deneylerde, her bir kontrolcünün 50 derecelik eğime sahip bir rampa giriş sinyaline verdiği yanıtlar toplanmış ve bu veriler sistem karakteristiklerini hesaplamak için kullanılmıştır. Bu deneyler, hem aerodinamik yükler altında hem de herhangi bir bozulma olmadığında kontrolcülerin davranışını test etmek için her bir kontrolcü üzerinde gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada, AKS'nin kullanılabileceği genel maksat bombaları için kanatların açık konuma getirilme süresi, görev esnasında karşılaşılabileceği aerodinamik yük bilgisi, kontrolcünün yerleşme zamanı gibi verileri bu alanda 50 yıllık tecrübeye sahip TÜBİTAK SAGE'den sağlanmıştır. Mevcut çalışma özelinde AKS, 100 Nm aerodinamik yük altında çalışabilmeli, kalıcı durum hatası 0.2° 'den düşük olmalı, yerleşme zamanı 120ms'den az olmalı ve kanatlar 1 saniyede 0° - 50° arasında hızla kontrol edilebilmelidir. Ayrıca, hem bahsedilen görev gereksinimlerini karşılamak hem de doğrusal ve doğrusal olmayan kontrolcülerin gürbüzlük ve takip performanslarını karşılaştırabilmek için her kontrolcünün bant genişliği 55~70 rad/sn aralığında seçilmiştir. Yerleşme süresi ve aşma gibi kontrolcü parametreleri, her bir kontrolcünün 1 sn'de 50° 'ye ayarlanan giriş rampa sinyaline verdiği yanıtlarla (tıpkı uçuş senaryolarında olduğu gibi) hesaplanmış ve ayrıca her bir kontrolcünün ortalama (rms) akım değerleri ve bant genişlikleri Çizelge 4.2'de verilmiştir.

Çizelge 4.2. Her bir kontrolcünün herhangi bir bozucu olmadığında ve aerodinamik bozucu altındaki cevabına göre elde edilmiş deneysel sonuçları

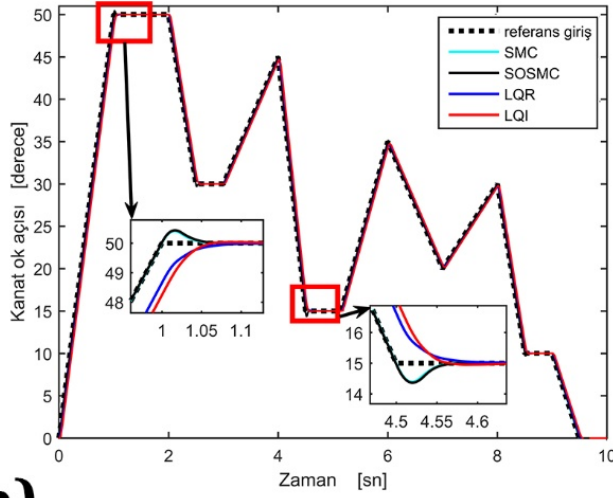
	<i>LQR</i>		<i>LQI</i>		<i>SMC</i>		<i>SOSMC</i>	
	<i>Bozucu Yokken</i>	<i>Bozucu Varken</i>	<i>Bozucu Yokken</i>	<i>Bozucu Varken</i>	<i>Bozucu Yokken</i>	<i>Bozucu Varken</i>	<i>Bozucu Yokken</i>	<i>Bozucu Varken</i>
Yerleşme zamanı (%2) [ms]	1009	1065	1017	1069	981	1004	981	1004
Maksimum Aşım [derece]	-	-	0.04°	0.17°	0.40°	0.17°	0.43°	0.16°
Kalıcı durum hatası [derece]	0.003°	0.39°	0°	0.01°	0°	0.05°	0°	0.05°
RMS akım [A]	1.17	4.61	1.18	3.97	2.12	4.01	1.95	3.69
Bant genişliği [rad/s]	58.4		55.5		69.1		68.5	



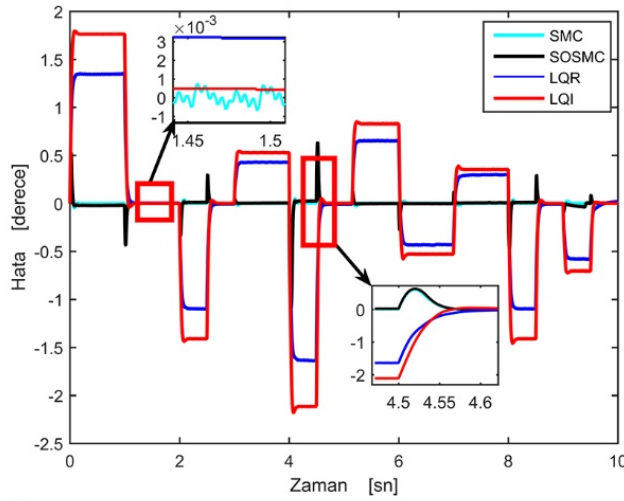
Şekil 4.3. Her iki senaryoda da kullanılmak üzere oluşturulmuş referans giriş sinyali

LQR, LQI, SMC ve SOSMC kontrolcü performansları Şekil 4.4 ve Şekil 4.5 ile verilen iki ayrı senaryo ile incelenmiştir. Şekil 4.3, her iki senaryoda da kullanılan referans giriş sinyalini göstermektedir. Burada, giriş sinyali ilk olarak kapalı pozisyondaki kanatları 1 saniyede tam açık pozisyona (50°) konumlandırdıktan sonra toplam 10 saniye boyunca birçok kez farklı kanat ok açılarında konumlandırmaktadır. Ancak, uçuş koşulları pratikte durağan değildir, aksine çeşitli dış etkenlere bağılı olarak değişime açıktır. Başka bir deyişle, bir görev sırasında herhangi bir zamanda kanatlara çeşitli yükler veya kuvvetler etki edebilir. Bu nedenle, kanatlara aerodinamik yükler uygulamak için gergi yayları monte edilmiş ve böylece çeşitli aerodinamik yükler altında kontrolcü performanslarının gözlemlenmesi için ikinci uçuş senaryosu oluşturulmuştur.

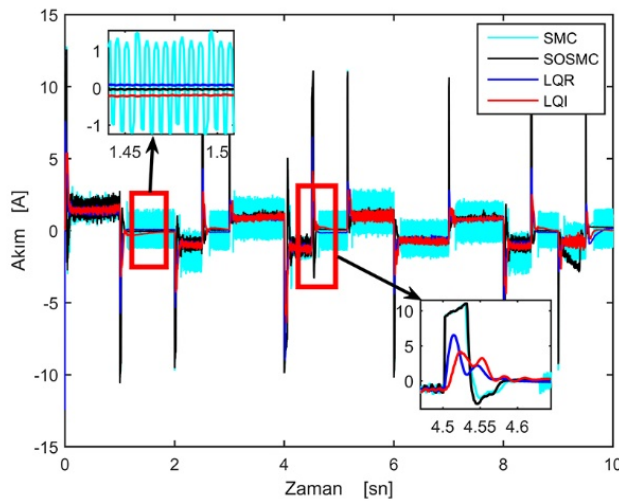
a)



b)



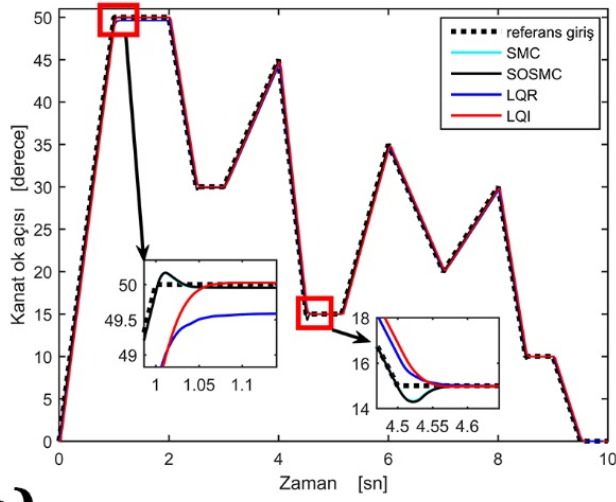
c)



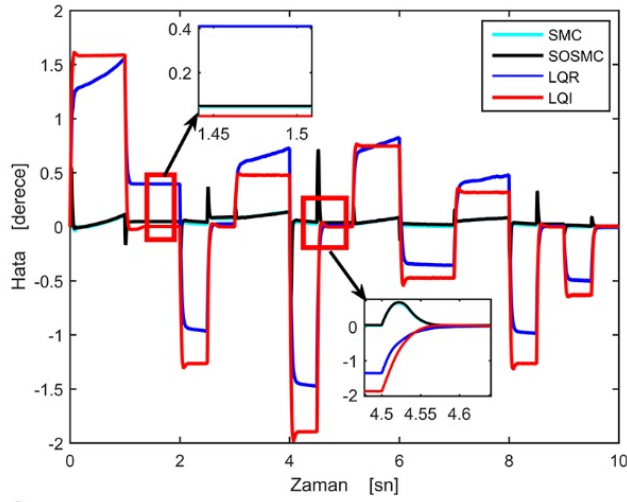
Şekil 4.4. Her bir kontrolcünün aerodinamik yüklerin ve bozucuların yokluğunda performans sonuçları: referans takibi (a), izleme hatası (b) ve anlık motor akımı (c)

Şekil 4-4, her bir kontrolcünün aerodinamik bozulmalar yokken, referans izleme performanslarını (a), referans izleme hatalarını (b), anlık akım tüketimlerini (c) göstermektedir. Sonuçlar incelendiğinde, bütün kontrolcülerin kanatları 0° kapalı konumdan 50° açık pozisyona yaklaşık 1 saniye içerisinde başarılı bir şekilde getirebildiği görülmektedir. Şekil 4-4(b)'de, referans girişi ani bir şekilde değiştiğinde doğrusal kontrolcü LQR ve LQI'nın giriş referansını bir gecikme ile arkadan takip ettiği açıkça görülmektedir. Bu keskin açı değişimlerinde, LQR'nin izleme hatası $1,38^\circ$ 'ye kadar ulaşabilirken, LQI yaklaşık $1,70^\circ$ izleme hatasına sahiptir. Ancak, 1,44-1,51 s ve 4,4-4,6 s arasını yakından gösteren kutucuklardan görülebileceği gibi, referans girişi kanat ok açısını sabit konumlarda tuttuğunda her iki kontrolcü de referans girişini sıfıra yakın bir kalıcı durum hatası (SSE) ile takip etmektedir. Öte yandan, doğrusal olmayan SMC ve SOSMC performansları incelendiğinde, referans ok açısı ani ve keskin bir biçimde değişse de giriş sinyalini agresif bir şekilde takip edebildiği görülmektedir. Elde ettiğimiz verilere göre bu çalışma için geliştirilen doğrusal denetleyicilerin (LQR ve LQI) izleme performansları doğrusal olmayan denetleyiciler (SMC ve SOSMC) ile karşılaştırıldığında, doğrusal olmayan denetleyicilerin (SMC ve SOSMC), daha düşük izleme hatasıyla çok daha hızlı yanıt verdiği görülmektedir. Örneğin, uçuş senaryosunun 6. saniyesindeki ani değişikliğe, SMC ve SOSMC gürbüz yapıları sayesinde çok daha iyi tepki vermiştir. Şekil 4-4 (c) ile verilen her kontrolcünün anlık akım tüketimi incelendiğinde, herhangi bir ani değişiklikle karşılaşıldığında (yani harekete başlama, yön değiştirme vb.), motorun daha fazla akım çektiği görülmüş ve bu AKS atalet momentinin sisteme etkisi olarak yorumlanmıştır. Ayrıca, kanatlar sabit bir konumdayken, LQR, LQI ve SOSMC neredeyse sıfır akım tüketimine sahipken, SMC çatırdama etkisi altındadır ve 1,45 s ile 1,5 s arasını yakından gösteren kutucukta bu etki çok daha belirgin görülebilmektedir. LQR ile LQI karşılaştırıldığında ise her iki kontrolcünün de benzer bir akım tüketim eğilimine sahip olduğu görülmektedir. Aynı şekilde, Şekil 4-4 (c), SMC ve SOSMC'nin de giriş sinyalini takip ederken kendi aralarında benzer akım tüketim eğilimlerine sahip olduğunu göstermektedir. Ancak, SMC ve SOSMC, referans sinyaldeki ani değişikliklere hızla yanıt vermek için LQR ve LQI'den daha fazla akım tüketmiş ve her bir kontrolcünün rms akım değerleri Çizelge 2 ile verilmiştir. SMC'nin, çatırdama fenomeni nedeniyle aerodinamik bozucular olmadığı durumlarda en fazla enerji tüketen kontrolcü olduğu bulunmuştur. Genel olarak, aerodinamik bozucuların olmadığı koşullarda, doğrusal kontrolcülerin (LQR ve LQI) doğrusal olmayan kontrolcülere (SMC ve SOSMC) göre AKS sistemi için daha uygun olacağı söylenebilir.

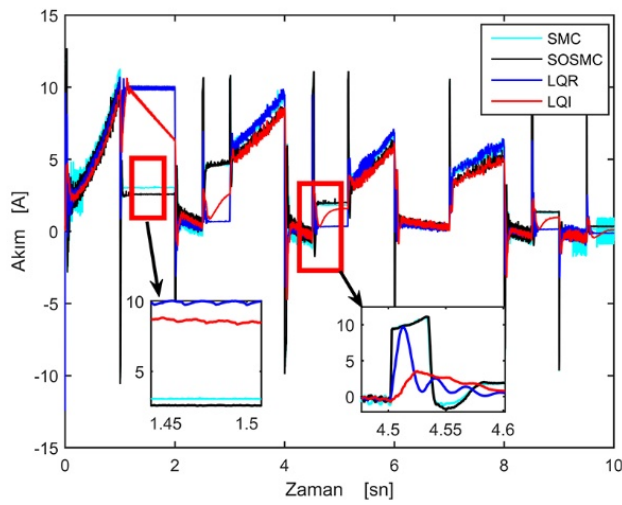
a)



b)



c)



Şekil 4.5. Her bir kontrolcünün aerodinamik yüklerin ve bozucuların varlığında performans sonuçları: referans takibi (a), izleme hatası (b) ve anlık motor akımı (c)

Şekil 4-5, her bir kontrolcünün aerodinamik bozulmalar altında, referans izleme performanslarını (a), referans izleme hatalarını (b) ve anlık akım tüketimlerini (c) göstermektedir. Her bir kontrolcünün değişen aerodinamik yükler altındaki (50° 'de 100 N.m -kanat ok açısı ile değişmekte) takip performansları incelendiğinde, LQR dışındaki tüm kontrolcüler kanat ok açısını yaklaşık 1 saniyede başarıyla 50° tam açık konuma ayarlayabilmiştir. Ancak, Şekil 4-5 (a ve b)'de de görüldüğü gibi LQR yaklaşık 0.39° 'lik bir SSE ile performans göstermiştir. Buna karşın, LQI, SMC ve SOSMC kontrolcüler Çizelge 4.2'te de gösterildiği gibi neredeyse sıfır SSE ile referans ok açısını takip edebilmiştir.

Ancak, 4.5-4.6 s'de yakınlştırılmış görüntü kutucuğunda görüldüğü gibi LQR küçük ok açılarını neredeyse sıfır SSE ile başarılı bir şekilde takip edebildiği görülmektedir. Hem aerodinamik bozulmaların ok açısıyla değişmesi hem de düşük ok açılarında daha az model belirsizliklerinin oluşması bu durumun nedeni olarak düşünülmektedir. Sonuçlar, tasarlanan LQR kontrolcünün bir noktaya kadar model belirsizlikleri ve bozuklukları ile başa çıkabildiğini göstermektedir. Ayrıca, LQR ve LQI tasarım matrislerinin yukarıda belirtilen ekipman ve görev gereksinimlerine uygun şekilde seçildiğini belirtmek çok önemlidir. Özellikle, LQR kontrolcü kanatlar 100 N.m yük altındayken en düşük SSE'yi Eş. 47'de verilen Q ve R seçildiğinde sağlamıştır. Örneğin, R'nin değeri 6000'den fazla seçildiğinde, mekanizma kontrolsüz bir şekilde titremiş ve rahatsız edici bir gürültü ile çalışmıştır. Benzer şekilde, R, 6000'den düşük bir değer seçildiğinde ise LQR kontrolcü 0.39° 'den daha yüksek SSE değerine sahip olmuştur. Şekil 4-5 (c)'de, 100 N.m aerodinamik yük altında hem LQR hem de LQI başlangıçta motora anlık 10 amper göndermişken, LQI'nin izleme hatası azaldığında anlık akım tüketimi de 6,5 amper kadara düşmüştür. Ancak, SMC ve SOSMC, 1,41 s- 1,5 s için yakınlştırılmış görüntü kutucuğunda görüldüğü gibi aerodinamik yükün maksimum değeri (100 N.m) altında sırasıyla, 3 amper ve 2,7 amper harcamışlardır. Ayrıca aerodinamik yüklerin varlığında, SMC anlık akım tüketiminde çatırdama etkisi görülmemiştir. Bu duruma, muhtemelen aerodinamik yükler oluşturmak için kullanılan gergi yaylarının varlığı neden olmuştur. Bu gergi yayları, sistemi etkisi altına alınca yatak boşluklarının ortadan kaldırılmasına ve dolayısıyla çatırdama riskinin azaltılmasına katkıda bulunabilir. Ayrıca, daha düşük ok açılarında (Şekil 13-c) çatırdamanın bir ölçüde yeniden gözlenmesi, bu fikre inandırıcılık katmaktadır. Şekil 4-5 (a) ve Çizelge 4.2'te de açıkça görüldüğü gibi, gergi yaylarının sisteme entegrasi, LQI, SMC ve SOSMC'nin (50° ok açısında) maksimum aşımalarında

azalmaya neden olmuştur. Çizelge 4.2 ile verilen rms akım değerlerine göre aerodinamik yük altında, LQR ve LQI denetleyicilerin model belirsizliklerini ve dış bozucuları aşmak için daha fazla enerji tükettiği söylenebilir. Genel olarak 100 N.m (50°'de) aerodinamik yükün altında gürbüzlüğü, takip performansı ve verimliliği nedeniyle SOSMC'nin diğer alternatiflere göre AKS için tercih edilebileceği söylenebilir.

Her iki senaryo sonuçları göz önüne alındığında, LQR denetleyicinin optimize edilmiş kazanç parametresi “K” yalnızca belirli bir çalışma aralığında çalışabildiği ve model belirsizliğine iyi tepki veremediği söylenebilir. LQR ve LQI optimal kontrol teknikleri olmasına rağmen, sonuçlar LQR'nin bozulmalar ve belirsizlikler altında oluşan SSE'nin üstesinden gelemeyeceğini göstermektedir. LQR'ın, özellikle uygulama sırasında ortaya çıkabilecek çeşitli belirsizlikler göz önüne alındığında, sistemimizde uygulanabilir bir seçenek olmadığı görülmektedir. Öte yandan, SMC'nin kontrol girişinin, bozulma ve model belirsizlikleri olmadığında çatırdama etkisine sahip olduğu gözlemlenmiştir. Çatırdama etkisi, kayma yüzeyi üzerinde salınımlara yol açmaktadır. Kontrol sinyalindeki oluşan bu hızlı değişimler mekanik parçalarda yorgunluğa neden olabilir ve bu nedenle sistem döngüsel yükler altında arızalanabilir, hatta kırılabilir (Bartolini, 2003; Edwards, 1998). Bu nedenle, SMC'nin yanıtı LQR ve LQI'den daha hızlı olmasına rağmen, SMC de sistemimiz için uygun bir denetleyici değildir. Değerlendirmemizde sona kalan iki denetleyici LQI ve SOSMC, aerodinamik bozucuların varlığında referans giriş sinyalini neredeyse kusursuz takip etmeyi başarmıştır. LQI ile ilgili olarak, özellikle hatanın integral etkisi nedeniyle harici bozucu etkilere karşı oldukça etkilidir ve ayrıca bu döngü sayesinde SSE'yi 0.01°'ye düşürmüştür. Ayrıca, deneyler her bir uçuş senaryosu için oda sıcaklığında gerçekleştirilmiştir. LQI denetleyici bozulmalar altında da minimum SSE'ye sahip olmasına rağmen, geliştirilen sistem bir görevde oda sıcaklığından çok daha düşük sıcaklıklarda uçabilir. Böyle durumlarda, AKS'nin sistem modeli değişebilir ve bu nedenle LQI kazanç matrisi K'nin yeniden düzenlenmesi gerekebilir.

Öte yandan, SOSMC'nin, parametrelerin değişimine karşı daha yüksek duyarsızlığı ve harici bozuculara bağlı olmaksızın hızlı tepki süreleri nedeniyle, bozulmaların varlığında referansı başarılı bir şekilde takip edebildiği bilinmektedir (Utkin, 1977). SOSMC, 100 N.m aerodinamik yük altında 0.05°'lik bir SSE ile çalışmaktadır ki bu LQI'den yüksek bir kalıcı durum hatası olsa da mevcut çalışma gereksinimleri için kabul edilebilir bir değerdir. SOSMC denetleyici aerodinamik yük altında olmasına rağmen hem referans ok açısını

agresif bir şekilde takip etmiş hem de bunu yaparken Şekil 4-5 (d)'de gösterildiği gibi dahaz enerji tüketmiştir. Bütün bunlar, SOSMC anahtarlama kontrol giriş sinyali " u_{sw} " tasarlanırken belirsizliklerin ve bozulmaların da hesaba katılıyor olmasına atfedilebilir.



5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Yüksek lisans tezi kapsamında, ülkemiz savuma sanayi ihtiyaçlarına cevap olabilecek yeni bir konseptte güdümlü mühimmatlar için açılır-kapanır bir kanat sistemi geliştirilmiştir. Tasarlanan AKS, uçuş sırasında ok açısını $0-50^\circ$ arasında istenen değere 1 saniye içinde ayarlayabilmektedir. Özetle, geliştirilen kanat kiti sayesinde mühimmatın hedefe dalışı sırasında kanatlarda oluşabilecek sürüklenme sorununa çözüm sağlanmıştır. Geliştirilen kanat sistemi ile dalış fazında ok açısı hızlı bir şekilde 0° 'ye ayarlanabilmekte, böylece sürtünme problemi bertaraf edilebilmektedir. Ek olarak, dalış sırasında kanatların kapatılması, hücum açısındaki değişim riski de en aza indirilebilmektedir. Ayrıca geliştirilen AKS, mühimmatı bir görev sırasında ortaya çıkabilecek beklenmedik koşullara adapte edebilmek adına süzülme aşamasında ok açısının yeniden ayarlanmasında da kullanılabilir. Genel olarak, katlanabilir özelliğinin daha önce geliştirilmiş kanat kitlerine göre birçok avantaj sağlayabileceğini değerlendiriyoruz. Ayrıca, AKS kanat ok açısını uçuş boyunca kontrol edebildiği için genel maksat bombalarının yanı sıra gezici mühimmatlarda da kullanılmasının büyük avantajlar getireceğine ve kısa zaman içerisinde bu sınıflandırmaya (Voskuijl, 2022) yeni bir konfigürasyon olarak ekleneceğine inanmaktayız.

Açılır-Kapanır Kanat Sistemi için ilk olarak kavramsal bir mekanizma tasarımı gerçekleştirilmiş, ardından dinamik ve kinematik analizleri yapılmıştır. Daha sonra malzeme seçimi yapılarak sistemin tasarlanan bileşenleri imal edilmiş ve AKS montajı yapılmıştır. Bunu takiben, Box-Jenkins yaklaşımı ile sistem tanımlama prosesi gerçekleştirilmiş ve tahmin edilen modelin doğruluğu VAF ile %90,1 olarak doğrulanmıştır. Son olarak, tahmin edilen sistem modeli kullanılarak kanat ok açısını istenen konuma ayarlamak için LQR, LQI, SMC ve SOSMC kontrolcüler tasarlanmıştır. Kontrolcülerin performanslarını karşılaştırmak için iki uçuş senaryosu oluşturulmuştur. Aerodinamik bozulmaların olmadığında elde edilen sonuçlar, her bir kontrolcünün referans girişini başarıyla takip edebildiğini, aralarından LQR'ın en düşük rms akım değeri ile birlikte en iyi takip performansına sahip olduğunu göstermektedir. Ancak, LQR ve LQI, özellikle ok açısında ani değişim olduğunda referans sinyali gecikmeli olarak takip etmiştir. Buna karşın, SMC ve SOSMC denetleyiciler girdideki ani değişimlere daha hızlı tepki vermelerine rağmen daha fazla enerji tüketmişlerdir. Ayrıca elde edilen sonuçlar, SMC'nin çatırdama olgusuna sahip olduğunu ve bu nedenle mekanik bir arızaya neden

olabileceğini göstermektedir. Kanatlara havada etkiyebilecek aerodinamik yükler gerger yayları ile temsil edilmiş, böylece her bir kanada toplam 100 N.m aerodinamik yük uygulanmıştır. Bu yüklerin etkisi altında, LQR $0,39^\circ$ SSE ile referansı takip edip, daha fazla enerji tüketirken, SMC ve SOSMC $0,05^\circ$ SSE ile referans ok açısını başarılı bir şekilde takip etmişlerdir. LQI'nin takip performansı $0,01^\circ$ ile en düşük SSE'ye sahiptir. Fakat, referans takip performansı, gürbüzlük ve rms akım değeri bütün olarak göz önüne alındığında, SOSMC'nin geliştirilen AKS için en verimli kontrol sistemi olduğu tespit edilmiş ve özellikle model belirsizlikleri ve aerodinamik bozucu etkilerin varlığında, kanat ok açısını kontrol etmek için diğer alternatiflere göre daha iyi bir çözüm ve gürbüz bir yöntem olabileceği sonucuna varılmıştır.



6. KAYNAKLAR

- Akgul, B., Erden, F., & Ozbay, S. (2021). Porous Cu/Al composites for cost-effective thermal management. *Powder Technology*, 391, 11-19.
- Altun, Y. (2017). Çeyrek taşıt aktif süspansiyon sistemi için LQR ve LQI denetleyicilerinin karşılaştırılması. *Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi Part C: Tasarım ve Teknoloji*, 5(3), 61-70.
- AMC. (2022, 16 Mayıs). B30A8 BLDC Motor Driver. <https://www.a-m-c.com/product/b30a8/>
- Aselsan. (2022, 4 Nisan). Laser Guidance Kit (LGK). <https://www.aselsan.com.tr/tr/cozumlerimiz/insansiz-sistemler/arayici-baslik-sistemleri/lgk-lazer-gudum-kiti>
- Bartolini, G., Pisano, A., Punta, E., Usai, E. (2003). A survey of applications of second-order sliding mode control to mechanical systems. *International Journal of Control*, 76(9-10), 875-892.
- Beijing Institute of Technology. (2014). Çin Patent No. 103,661,919. Beijing Institute of Technology. <https://patents.google.com/patent/CN103661919A/en?q=103%2c661%2c919>
- Bnhamdoon, A., Hanif, M., & Akmeliawati, R. (2020). Identification of a quadcopter autopilot system via Box–Jenkins structure. *International Journal of Dynamics and Control*, 8, 835–850.
- Boeing. (2022, 4 Nisan). Joint Direct Attack Munition (JDAM). <https://www.boeing.com/history/products/joint-direct-attack-munition.page>
- Boeing, & FERRA. (2022, 4 Nisan). Joint Direct Attack Munition Extended Range (JDAM-ER). <https://www.ferra-group.com/capabilities/research-development/>
- Cagal, K., Salamci, M. U., & Cevik, F. (2020, 22-24 Oct. 2020). *Proportional-Integral Sliding Mode Controller Design for a Fin Actuation Mechanism*. Paper presented at the 2020 4th International Symposium on Multidisciplinary Studies and Innovative Technologies (ISMSIT).
- D. L. Guarin, R. E. K. (2017). Identification of a time-varying, Box-Jenkins model of intrinsic joint compliance. *IEEE Transactions on Neural Systems and Rehabilitation Engineering*, 25, 1211-1220.
- Edwards, C., Spurgeon, S. (1998). *Sliding mode control: theory and applications*. Londra, U.K: Crc Press.

- Eker, İ. (2006). Sliding mode control with PID sliding surface and experimental application to an electromechanical plant. *ISA Transactions*, 45, 109-118.
- Eker, İ. (2010). Second-order sliding mode control with experimental application. *ISA transactions*, 49(3), 394-405.
- Eker, İ., & Akınal, Ş. A. (2008). Sliding mode control with integral augmented sliding surface: design and experimental application to an electromechanical system. *Electrical Engineering*, 90(3), 189-197.
- Fei, J. (2009). *A class of adaptive sliding mode controller with integral sliding surface*. Paper presented at the 2009 International Conference on Mechatronics and Automation.
- Gettinger, D., & Michel, A. H. (2017). Loitering munitions. *Center for the Study of the Drone*.
- Harris, G. L. (1992). US Patent No. 5,141,175. L. M. Corp. <https://patents.google.com/patent/US5141175A/en?q=US+5%2c141%2c175>
- Harris, G. L., & Levy, N. A. (2000). US Patent No. 6,152,041. L. A. Corp. <https://patents.google.com/patent/US6152041A/en?q=US+6%2c152%2c041>
- Hoehn, J. R., Ryder, S. D. (2020). *Precision guided munitions background and issues for congress* (No. 45996).
- Inger, E. (2017). *Füze ve Roket Mühendisliği*. Ankara, TR: Palme Yayıncılık.
- IST. (2022, 4 Nisan). Institute of Spring Technology Spring Calculator. <http://www.springcalculator.com/scp/>
- Jeong, J., Kim, S., & Suk, J. (2015). Control system design for a ducted-fan unmanned aerial vehicle using linear quadratic tracker. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2015, 364926.
- Jones, C. (1996). Missile autopilot controller design using state transformations and optimal LQR techniques. *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, 18(2), 99-110.
- Kakade, A., Kurode, S., & Sor, R. (2016, 9-10 Sept. 2016). *Sliding mode control for the fin actuation mechanism*. Paper presented at the 2016 International Conference on Automatic Control and Dynamic Optimization Techniques (ICACDOT).
- Karnopp, D. C., Margolis, D. L., Rosenberg, R. C. (2012). *System dynamics: modeling, simulation, and control of mechatronic systems*. New York, US: John Wiley & Sons.

- Khalfi, J., Boumaaz, N., Soulmani, A., & Laadissi, E. M. (2021). Box–Jenkins Black-Box Modeling of a Lithium-Ion Battery Cell Based on Automotive Drive Cycle Data. *World Electric Vehicle Journal*, 12(3), 102.
- Kisszölgyémi, I., Beneda, K., & Faltin, Z. (2017, 31 May-2 June 2017). *Linear quadratic integral (LQI) control for a small scale turbojet engine with variable exhaust nozzle*. Paper presented at the 2017 International Conference on Military Technologies (ICMT), Brno, Czech Republic.
- Krishnan, R. (2017). *Permanent magnet synchronous and brushless DC motor drives*. Boca Raton: CRC press.
- Krishnan, T. D., Krishnan, C., & Vittal, K. P. (2017). *Design of robust H-infinity speed controller for high performance BLDC servo drive*. Paper presented at the 2017 International Conference on Smart grids, Power and Advanced Control Engineering (ICSPACE).
- Lee, H., Utkin, V. (2007). Chattering suppression methods in sliding mode control systems. *Annual Reviews in Control*, 31(2), 179-188.
- Ljung, L. (1995). *System identification toolbox: User's guide*. Natick, MA: The MathWorks.
- Ljung L., F. U. (1998). *Identification of unstable systems using output error and Box-Jenkins model structures*. Paper presented at the Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control, Tampa, Florida, USA.
- Lockheed Martin. (2022, 4 Nisan). Paveway II plus laser guided bomb (lgb). <https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/paveway-ii-plus-laser-guided-bomb.html>
- Ludvík, F. (2022). Precise guided aircraft bombs. *Advances in Military Technology*, 2(2), 59 - 72.
- Maini, A. K. (2018). *Handbook of defence electronics and optronics: Fundamentals, technologies and systems*. Hoboken, NJ, USA: John Wiley & Sons Ltd.
- Mathworks. (2022a, 16 Mayıs). bj. <https://www.mathworks.com/help/ident/ref/bj.html>
- Mathworks. (2022b, 16 Mayıs). MATLAB. <https://www.mathworks.com/products/matlab.html>
- Mathworks. (2022c, 16 Mayıs). xPC Target. https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/76387-simulink-real-time-target-support-package?s_tid=srchtitle_xpc%20target_1

- Maxon Computer Inc. (2022a, 16 Mayıs). Maxon BLDC motor. <https://www.maxongroup.com/maxon/view/product/motor/ecmotor/ec4pole/305013>
- Maxon Computer Inc. (2022b, 16 Mayıs). Maxon screw drive. <https://www.maxongroup.com/maxon/view/product/363972>
- Moradi, M., & Malekizade, H. (2013). Robust adaptive first–second-order sliding mode control to stabilize the uncertain fin-roll dynamic. *Ocean Engineering*, 69, 18-23.
- Myers, G. G. (1993). US Patent No. 5,240,203. H. M. S. Co. <https://patents.google.com/patent/US5240203A/en?q=US+5%2c240%2c203>
- National Instruments. (2022, 4 Nisan). PCI-6221. <https://www.ni.com/en-tr/support/model.pci-6221.html>
- O’Shea, H. (2010). US Patent No. 7,841,559 M. Inc. <https://patents.google.com/patent/US7841559B1/en?q=US+7%2c841%2c559+>
- Pindoriya, R., Mishra, A., Rajpurohit, B., & Kumar, R. (2018). *An analysis of vibration and acoustic noise of BLDC motor drive*. Paper presented at the 2018 IEEE Power & Energy Society General Meeting (PESGM).
- Rogers, J., Costello, M. (2010). Design of a roll-stabilized mortar projectile with reciprocating canards. *Journal Of Guidance, Control, And Dynamics*, 33, 1026-1034.
- Schoukens, J., Rolain, Y., Vandersteen, G., Pintelon, R. (2011, 12/01). *User friendly Box-Jenkins identification using nonparametric noise models*. Paper presented at the Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control, Orlando, FL, USA.
- Seto, K., Fuji, D., Hiramathu, H., & Watanabe, T. (2002, 8-10 May 2002). *Motion and vibration control of three dimensional flexible shaking table using LQI control approach*. Paper presented at the Proceedings of the 2002 American Control Conference (IEEE Cat. No.CH37301), Anchorage, AK, USA.
- Shai, M. (2008). Birleşmiş Milletler Patent No. WO2008010226A1. I. A. I. Ltd. <https://patents.google.com/patent/WO2008010226A1/en?q=WO2008010226A1>
- Shanmugasundram, R., Zakariah, K. M., & Yadaiah, N. (2012). Implementation and performance analysis of digital controllers for brushless DC motor drives. *IEEE/ASME transactions on mechatronics*, 19(1), 213-224.
- Sharma, S., Agarwal, K. L. (2021). Optimal controller design for DC–DC buck converter *Intelligent Energy Management Technologies* (pp. 343-355). Singapur: Springer.
- Shehzad, M. F., Bilal, A., Ahmad, H. (2019, 8-12 Jan. 2019). *Position & Attitude Control of an Aerial Robot (Quadrotor) With Intelligent PID and State feedback LQR Controller: A Comparative Approach*. Paper presented at the 2019 16th

International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology (IBCAST), Islamabad, Pakistan.

Shmoldas, J. D., Hutchings, M. B., & Barlow, C. W. (1997). US Patent No. 5,615,846. G. M. D. Inc.

<https://patents.google.com/patent/US5615846A/en?q=US+5%2c615%2c846>

Siemens. (2022, 16 Mayıs). NX

<https://www.plm.automation.siemens.com/global/en/products/nx/>

Slotine, J.-J. E., & Li, W. (1991). *Applied nonlinear control* (Vol. 199). Englewood Cliffs, NJ: Prentice hall Englewood Cliffs, NJ.

Snyder, S., Tellman, L., Torrey, P., & Kohli, S. (1994). INS/GPS operational concept demonstration (OCD) high gear program. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 9(8), 38-44.

Soares, D., Serpa, A. L. An evaluation of the influence of Eigensystem Realization Algorithm settings on multiple input multiple output system identification. *Journal of Vibration and Control*, 0(0), 1-16.

Söylemez, E. (2009). *Mechanisms* (5th ed.). Ankara, TR: ODTÜ Yayınları.

Spark, M. (2013). *Loitering with intent*. London, UK: Hachette UK.

Sreeja, S., Hablani, H. (2016). *Precision munition guidance and estimation of target position in 2-D*. Paper presented at the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, San Diego, California, USA.

Svensson, N. B. (1972). US Patent No. 3,650,496. S. B. AB.

<https://patents.google.com/patent/US3650496A/en?q=US+3%2c650%2c496>

Tang, I., Liu, D. D., P. C. Chen. (2007). Extension of projectile range using oblique-wing concept. *Journal of Aircraft*, 44(3), 774-779.

Tangirala, A. K. (2015). *Principles of system identification: theory and practice*. Florida, USA: Crc Press.

Teope, K. I., Jensen, D. L., Fortney, E. M., Anderson, M. L. (2017). *Reconfigurable internal weapons carriage system for small fighter aircraft*. Paper presented at the 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Grapevine, Texas, USA.

TÜBİTAK-SAGE. (2022, 16 Mayıs). Wing Assisted Guidance Kit (WGK)

<http://www.sage.tubitak.gov.tr/tr/urunler/kanatli-gudum-kiti-hgk>

Uicker, J. J., Pennock, G. R., Shigley, J. E., & McCarthy, J. M. (2003). *Theory of machines and mechanisms* (Vol. 768). New York, US: Oxford University Press New York.

- Utkin, V. (1977). Variable structure systems with sliding modes. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 22(2), 212-222.
- Utkin, V. (1992). *Sliding modes in control and optimization*. Berlin: Springer.
- Vainshtein, A., & Bouhryakov, A. (2017). Birleşmiş Milletler Patent No. WO2014097292A1. R. A. D. S. Ltd. <https://patents.google.com/patent/WO2014097292A1/en?q=WO2014097292A1>
- Vermeulen, H. J., Strauss, J. M., Shikoana, V. (2002). Online estimation of synchronous generator parameters using PRBS perturbations. *IEEE Transactions on Power Systems*, 17(3), 694-700.
- Voskuil, M. (2022). Performance analysis and design of loitering munitions: A comprehensive technical survey of recent developments. *Defence Technology*, 18(3), 325-343.
- Vuojolainen, J., Nevaranta, N., Jastrzebski, R., Pyrhönen, O. (2017). Comparison of excitation signals in active magnetic bearing system identification. *Modeling, Identification and Control*, 123-133.
- Wikipedia. (2020, 14 Mayıs). Precision guided munition. https://en.wikipedia.org/wiki/Precision-guided_munition
- Young, K. D., Utkin, V., Özgüner, Ü. (1999). A control engineer's guide to sliding mode control. *IEEE Transactions On Control Systems Technology*, 7, 328-342.
- Zaare, S., & Soltanpour, M. R. (2021). The position control of the ball and beam system using state-disturbance observe-based adaptive fuzzy sliding mode control in presence of matched and mismatched uncertainties. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 150.
- Zheng, E.-H., Xiong, J.-J., & Luo, J.-L. (2014). Second order sliding mode control for a quadrotor UAV. *ISA Transactions*, 53(4), 1350-1356.

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı :
Uyruğu : T.C.
Doğum tarihi ve yeri :
Medeni hali : Evli
Telefon :
Faks -
e-mail :

Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet Tarihi
Doktora	-	-
Yüksek lisans	SBTÜ/ Savunma Teknolojileri	2020-2022
Lisans	Erciyes Üniversitesi / Mekatronik Mühendisliği	2018
Lise	Özel Bostancı Doğa Lisesi	2010

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2020-Halen	Sivas Bilim ve Teknoloji Üniversitesi	Araştırma Görevlisi

Yabancı Dil

İngilizce

Yayınlar

-

Hobiler

Yüzme, Masa tenisi, Snowboarding



**SİVAS
BİLİM VE TEKNOLOJİ
ÜNİVERSİTESİ**

KÖKLERDEN GÖKLERE...