

GAZİ

JOURNAL OF ENGINEERING SCIENCES

Investigation of Flight Path Tracking Performance in Linear Control of Thrust Vector

Nuri Atik^a, Serkan Gürkan^b

Submitted: 31.05.2023 Revised: 24.06.2023 Accepted: 19.07.2023 doi:10.30855/gmbd.0705075

ABSTRACT

Keywords: Thrust vector control, jet vanes, control techniques, embedded systems, aerodynamic

¹ This article has been derived from master's thesis titled "Design and Implementation of a Microcontroller Based Thrust Vector Control System" which was prepared by Nuri Atik under the supervision of Dr. Serkan Gürkan, on National Defence University, Alparslan Defense Sciences and National Security Institute.

^a National Defence, Army NCO Vocational HE School, Dept. of Mechatronics Technologies 10100 - Balıkesir, Türkiye
Orcid: 0000-0001-5203-3646
e mail: natik@msu.edu.tr

^{b,*} National Defence, Army NCO Vocational HE School, Dept. of Electronics and Communication Technologies 10100 - Balıkesir, Türkiye
Orcid: 0000-0003-2229-3361
e mail: sgurkan@msu.edu.tr

*Corresponding author:
sgurkan@msu.edu.tr

Anahtar Kelimeler: İtke vektör kontrolü, Jet kanatçıkları, Kontrol teknikleri, Gömülü sistemler, Aerodinamik

Missiles and rockets, which are launchable systems with nozzle-based guidance, have a wide range of applications in controlling the flight path of flying systems, utilizing aerodynamic control methods. Currently, thrust vector control systems are used in conjunction with aerodynamic control methods to achieve high maneuverability for these systems. Thrust vector control systems are implemented using various techniques and prove to be highly effective in providing high maneuverability to short-range missile systems, particularly in military domains. This study focuses on the method of jet vanes with mechanical deflectors, which belongs to the fixed-nozzle family. Within the scope of this study, a prototype that allows the investigation of the jet vanes method has been developed, and a test setup has been constructed to control the movements of this prototype. A microcontroller-based architecture was used in the designed and produced system, the jet vanes was controlled by PI and PID control techniques in MATLAB/Simulink environment, and the real-time results were examined. Based on the experimental studies, it has been determined that in the thrust vector control system where thrust is provided by an electric device and guidance is achieved through jet vanes, the performance with PID control is superior to that with PI control.

İtke Vektörünün Doğrusal Kontrolünde Uçuş Yolu Takip Başarımının İncelenmesi

ÖZ

Füze ve roket gibi lüle çıkışlı yönlendirmeye sahip uçar sistemlerin uçuş yolu kontrolünde aerodinamik kontrol (kanat, kanard ve kuyruk) yöntemleri geniş bir kullanım alanına sahiptir. Son zamanlarda gerçekleştirilen uluslararası çalışmalarda, bu sistemlerin yüksek manevra kabiliyetine ulaşmaları amacıyla aerodinamik kontrol yöntemleriyle birlikte itke vektör kontrol sistemlerinin de kullanıldığı görülmektedir. Farklı tekniklerle uygulanabilen itke vektör kontrol sistemleri, özellikle kısa mesafeli füze sistemlerine yüksek manevra kabiliyeti kazandırma noktasında oldukça etkilidir. Bu çalışmada sabit lüle ailesinden, mekanik saptırıcılı özelliklere sahip jet kanatçıkları yöntemi ele alınmıştır. Çalışma kapsamında, jet kanatçıkları yönteminin incelenebileceği bir prototip geliştirilerek hareketlerinin kontrol edilebileceği bir test düzeneği üretilmiştir. Tasarlanarak üretilen sistemde mikrodeneleyici tabanlı bir mimari kullanılmış, jet kanatçıkları MATLAB/ Simulink ortamında oransal-integral (PI) ve oransal-integral-türev (PID) kontrol teknikleri ile denetlenmiş, gerçek zamanlı alınan sonuçlar irdelenmiştir. Yeryüzüne dik uçuş yolunun takip edildiği deneysel çalışmalarda PI kontrol için maksimum aşma 0,9°, yükselme zamanı 0,02 saniye, yerleşme zamanı 2,41 saniye elde edilirken, PID kontrol için maksimum aşma 0,25°, yükselme zamanı 0,015 saniye, yerleşme zamanı 1,42 saniye elde edilmiştir. Benzetim ve deneysel çalışmalar neticesinde itkinin elektrikli bir aygıtla sağlandığı ve yönlendirmenin jet kanatçıkları ile gerçekleştirildiği itke vektör kontrol sisteminde PID kontrol ile başarımın PI kontrole oranla daha iyi olduğu sonucuna ulaşılmıştır.

1. Giriş (Introduction)

1900'lerin başlarındaki gelişmelerden bu yana, füzeler modern savaşlarda giderek daha kritik unsurlar haline gelmişlerdir. Genel olarak füze sistemleri stratejik ve taktik füzeler olarak iki sınıfa ayrılabilir. Stratejik füzeler; bilinen, sabit hedeflere doğru uzun mesafeler kat etmek için tasarlanmıştır. Taktik füzeler ise güdüm ve kontrol teknolojilerinin daha kritik olduğu, daha kısa menzilli, manevra yapan ve manevra yapmayan hedefleri takip etmek veya engellemek amacıyla kullanılmaktadır [1]. Stratejik füzeler öncelikle egzoatmosferik koşullarda, taktik füzeler ise en yaygın olarak endoatmosferik koşullarda çalışmaktadır. Modern savaşlarda yeni teknolojilerin üstel bir hızla büyüdüğü görülmektedir. Bu teknolojik ilerlemelerin neticesi olarak, uçar sistemlerin kabiliyetlerinin artmasına paralel olarak füze sistemlerinin kabiliyetleri de hızla gelişmektedir. Taktik füzelerin kullanım alanlarının daha kısa menziller ve engel oluşturabilecek unsurlarla dolu olan alanlarda kullanılmalarından dolayı daha yüksek dönüş ve manevra kabiliyetlerine sahip olmaları gerekmektedir. Bu sebeple, yüksek hücum açısı, yüksek manevra ve yüksek yanal hızlanma kabiliyeti gerekliliklerinin ortaya çıkmasıyla birlikte geleneksel kontrol yöntemlerinden (kuyruk, kanat, kanard vb. aerodinamik kontroller) daha fazlasına ihtiyaç duyulmaktadır [2]. İtki vektör kontrol (İVK) sistemleri bahse konu kabiliyetleri geliştirmek ve iyileştirmek amacıyla ortaya çıkmış sistemlerdir.

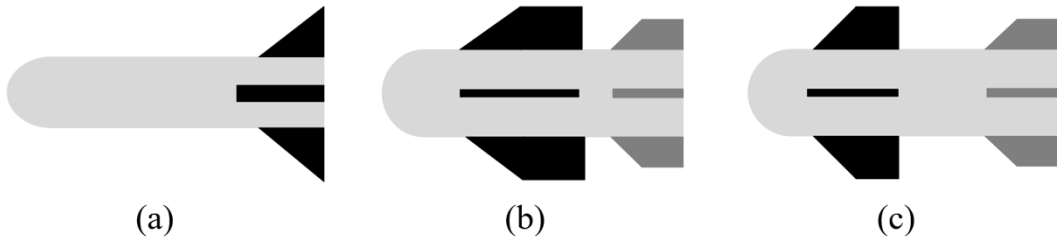
Uçar sistemlerin ve füzelerin uçuş yolu kontrolünde yaygın olarak aerodinamik kontrol (kanatlar, kanatçıklar ve kanardlar) unsurları kullanılmaktadır [3]. Fakat günümüzde uluslararası çalışmalardan görüldüğü üzere, uçar sistemlerin yüksek manevra kabiliyetine erişebilmeleri noktasında tek başına aerodinamik kontrol sistemleri yeterli olmamaktadır [4]. Aerodinamik kontrolün ötesinde yüksek manevra kabiliyetinin kazandırılması amacıyla itki vektör sistemleri kullanılmaktadır [5].

İVK sistemleri, uçakların ve füzelerin uçuş yolunu kontrol etmek için kullanılmaktadır. Bununla birlikte yüksek manevra kabiliyetine sahip füze sistemlerinde, aerodinamik kontrol sistemler ile İVK sistemlerinin bir arada kullanıldığı görülmektedir.

Bu çalışma kapsamında; itki vektör sistemleri arasında yaygın olarak tercih edilen jet kanatçıkları metodu kullanılmış, kanatçıkların denetimi için ise PI ve PID kontrol algoritmaları kullanılmıştır. Önerilen bu algoritmalar, tasarlanarak üretilen prototip sistem üzerinde test edilmiş, elde edilen sonuçlar irdelenmiş, geri beslemeler neticesinde MATLAB/Simulink ortamında hazırlanan algoritmalar üzerinde gerekli iyileştirmeler yapılarak uçuş yolu kontrolünde başarıyı yüksek sonuçların elde edilmesi hedeflenmiştir. Bu çalışma ile literatürde ilk defa itkinin elektrikli bir aygıtlarla sağlandığı ve yönlendirmenin jet kanatçıkları ile gerçekleştirildiği itki vektör kontrol sisteminde, tanımlanan uçuş yolunun takibi sağlanmıştır.

1.1. Aerodinamik kontrol tipleri (Aerodynamic control types)

Özellikle uzun menzilli hava savunma füzelerinde yüksek hücum açılarında, yüksek seviyede manevra kabiliyeti sağladığı için kuyruk kontrollü tercih edilir [6]. Kuyruk kontrollü füzenin basitleştirilmiş yapısı Şekil 1a'da verilmiştir.



Şekil 1. Aerodinamik kontrol tipleri: a) kuyruk kontrollü füze, b) kanat kontrollü füze, c) kanard kontrollü füze (Aerodynamic control types: a) tail-controlled missiles, b) wing-controlled missiles, c) canard-controlled missiles)

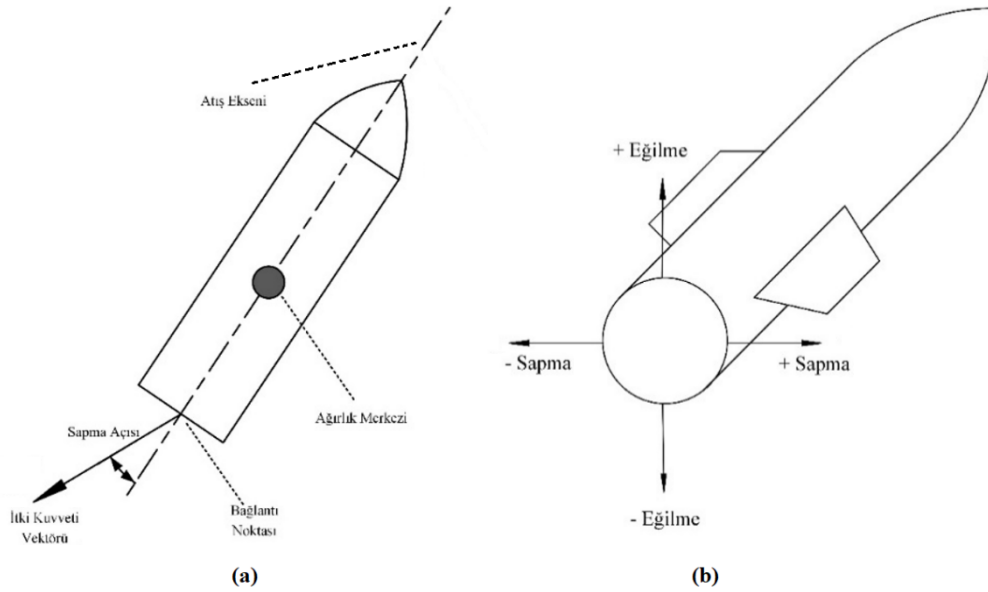
Kanat kontrollü füzeler, ilk geliştirilen füze kontrol tiplerinden olup, günümüz modern füzelerinde daha az tercih edilmektedir. Kanat kontrolünün en büyük avantajı, füzenin çok küçük kanat hareketlerine çok hızlı tepki gösterebilmesidir [6,7]. Kanat kontrollü füzenin basitleştirilmiş yapısı Şekil 1b'de verilmiştir.

Kanard kontrollü füzeler, düşük hücum açılarında çok iyi manevra yeteneğine sahiptirler. Bunun yanında yüksek açılarda akışın ayrılması nedeniyle kontrol etkinliğini kaybeden füzelerdir [8]. Kanard kontrollü füzenin basitleştirilmiş yapısı Şekil 1c'te verilmiştir.

1.2. İtme vektör kontrol sistemleri (Thrust vector control systems)

Uçar sistemlerin ve füzelerin uçuş yollarını kontrol etmek için İVK sistemleri kullanılır. Yüksek manevra kabiliyetine sahip füze sistemleri, aerodinamik kontrol (kanatlar, kanatçıklar, kuyruk ve kanardlar) ve İVK sistemlerinin beraber kullanımını gerektirir. Tüm İVK sistemleri temelde benzer şekillerde çalışır.

İVK sistemlerinde ana itme vektörünün yön çizgisi, aracın ağırlık merkezinden geçmeyecek şekilde saptırılır. Moment, Şekil 2a'da gösterildiği gibi aracın ağırlık merkezi etrafında manevra yapabileceği şekilde oluşturulur [9].



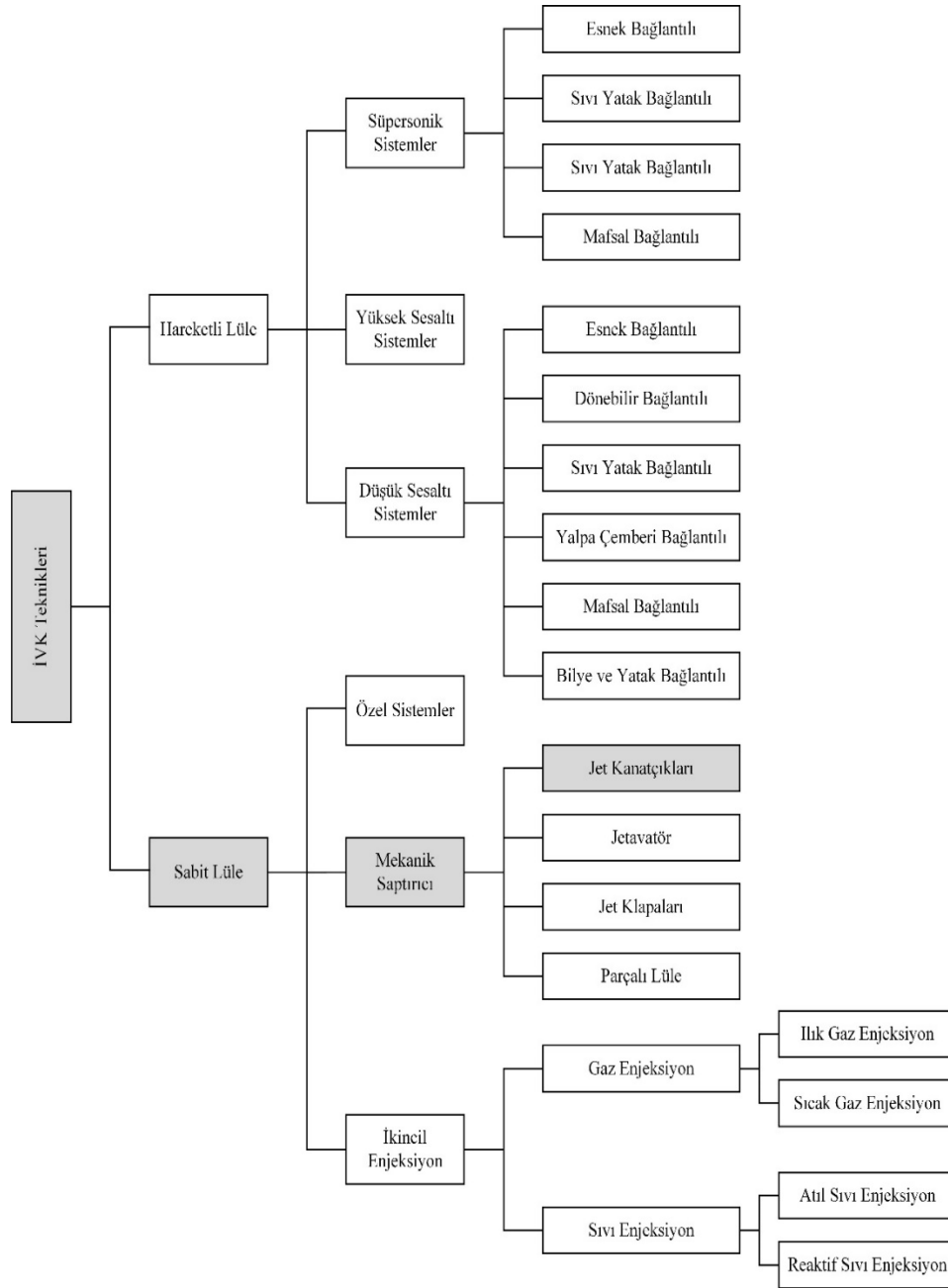
Şekil 2. İVK sistemleri: a) Bir İVK sisteminin çalışma prensibi, b) eğilme ve sapma yönlerinin gösterimi (TVC systems: a) operating principle of a TVC system, b) yaw and pitch directions)

Roket ve füzelerde itme vektörlerinin yönünü kontrol etmek; bir aracın eğilme (yunuslama), sapma ve dönme hareketlerini kontrol etmekle mümkündür [4,10]. Şekil 2b'de İVK sistemlerinde eğilme ve sapma yönleri görülmektedir.

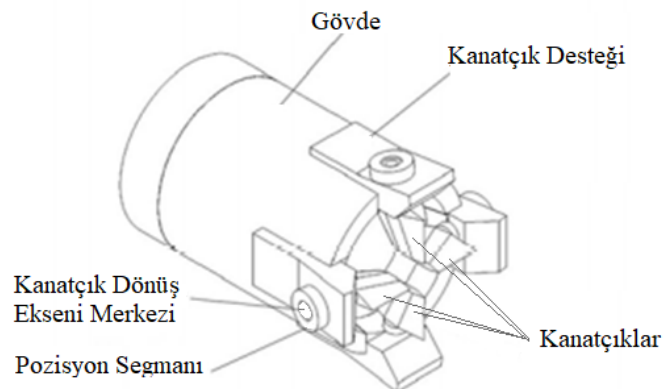
Şekil 3'te İVK sistemlerinin sınıflandırıldığı şema verilmiştir. Bu çalışmada sabit lüle, mekanik saptırıcı, jet kanatçıkları yöntemi tercih edilmiştir.

1.3. Jet Kanatçıkları İVK Sistemleri (Jet vanes TVC systems)

Jet kanatçıkları İVK sistemlerinde, lüle çıkışına yerleştirilen kanatçıklar, lülenin dış hatlarını takip eder. Jet, füze merkez hattına göre oluşturduğu dönme momentlerine ek olarak eğilme ve sapma momentleri oluşturur. Jet kanatçıkları İVK sistemleri ilk olarak Alman V-2 füzelerinde kullanılmıştır [9,11,12]. Jet kanatçıkları İVK sistemine ilişkin basitleştirilmiş yapı Şekil 4'te verilmiştir.



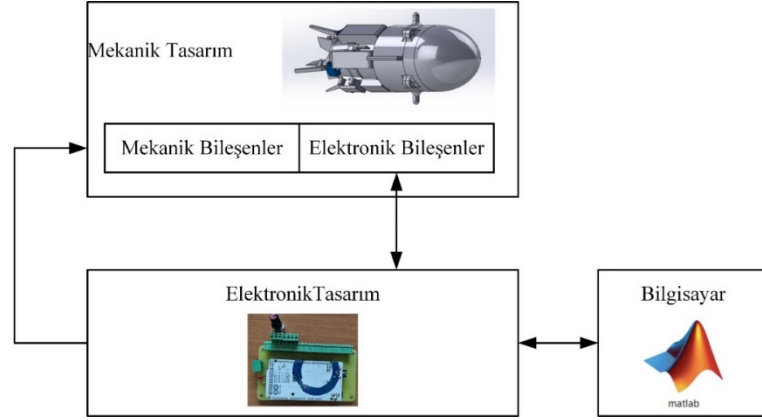
Şekil 3. İVK sistemlerinin sınıflandırılması ve bu çalışmada kullanılan yöntemin gösterimi [2] (Classification of TVC systems and displaying of the method used in this study)



Şekil 4. Lüle tertibatının çıkışına monte edilmiş jet kanatçıkları İVK sistemi [13] (Jet vanes TVC system mounted to outlet of the nozzle mechanism)

2. Materyal ve Metod (Material and Method)

Çalışma kapsamında, jet kanatçıkları İVK yöntemi kullanılarak bir füze sistemi tasarımı gerçekleştirilmiş ve bundan sonraki bölümlerde “mekanik sistem” olarak anılmıştır. Geliştirilen mekanik sistemi kontrol etmek üzere bir elektronik donanım tasarlanarak prototip üretimi gerçekleştirilmiştir. Jet kanatçıkları İVK yöntemi kullanılarak gerçekleştirilen sisteme ait basitleştirilmiş blok şema Şekil 5’te verilmiştir.

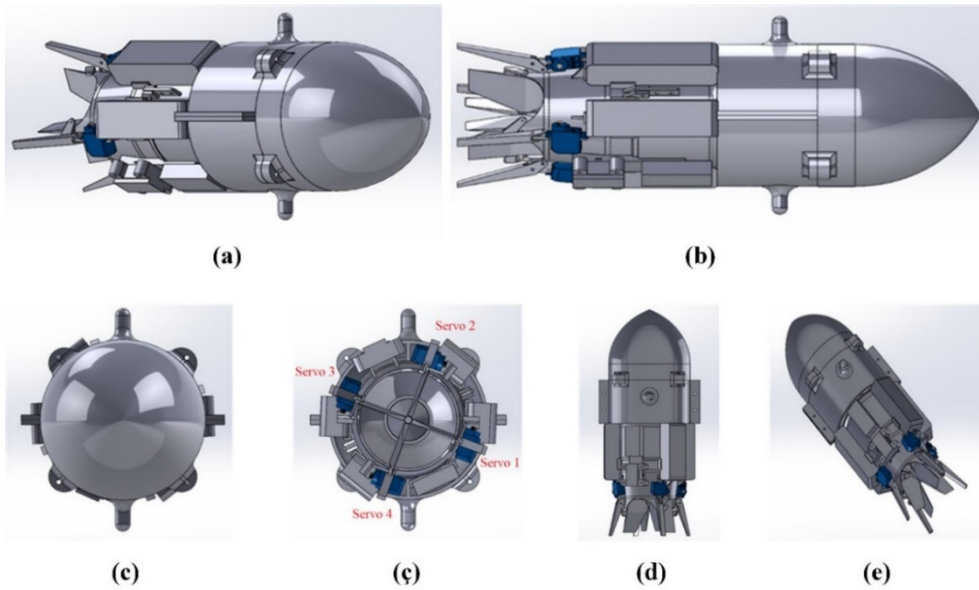


Şekil 5. Jet kanatçıkları İVK yöntemi kullanılarak gerçekleştirilen sisteme ait basitleştirilmiş blok şema (Simplified block diagram of the system realized using the jet vanes TVC method)

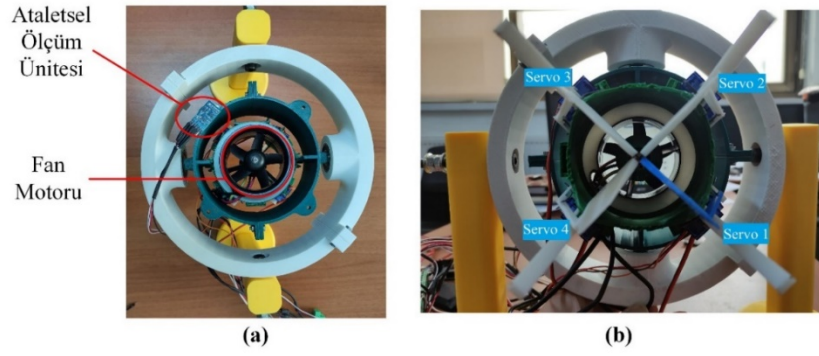
2.1. Mekanik sistem tasarımı (Design of the mechanical system)

2.1.1. 3B prototip tasarımı (Designing of the 3D prototype)

Uygulamada kullanılacak mekanik sistemi geliştirmek üzere 3B ortamda katı model tasarım çalışması gerçekleştirilmiştir. Bu kapsamda tasarlanan mekanik sisteme ait görüntüler Şekil 6’da verilmiştir. Katı model tasarım aşamasında SolidWorks katı model tasarım programı kullanılmıştır. Mekanik sistem üzerinde bulunması gereken ve kanatçıkları kontrol eden servo motorlara ait numaralandırmalar Şekil 6ç’de görülmektedir. 3B modeli oluşturulan sistem 3B yazıcıdan çıktı alınmış ve üretimi gerçekleştirilen sistem deneysel çalışmalarda kullanılmıştır. 3B çıktısı alınan mekanik sisteme ait görüntüler Şekil 7’de verilmiştir.



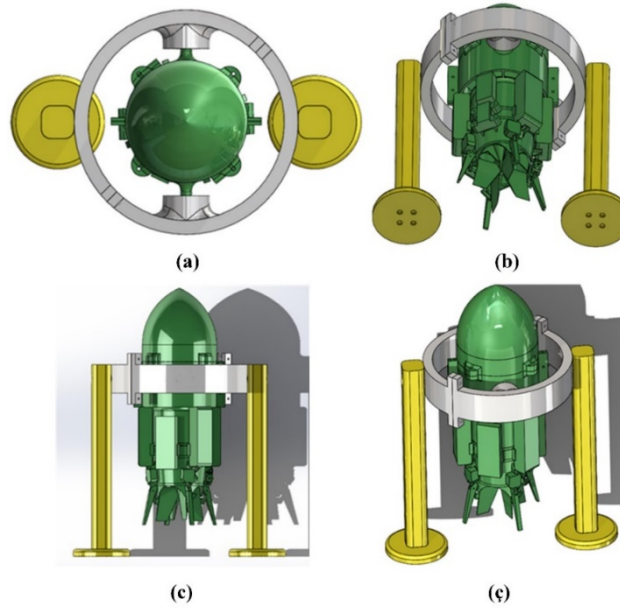
Şekil 6. Prototip tasarımına ait görünüşler: a, b, d, e) yandan görünüşler, c) üstten görünüş, ç) alttan görünüş (Views of the prototype design : a,b,d,e) side views, c) top view, ç) bottom view)



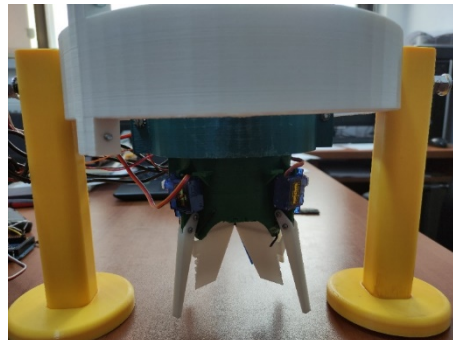
Şekil 7. Mekanik sistem prototip görüntüleri: a) Üstten görünüş, b) Alttan görünüş (Views of the mechanical system : a) top view, b) bottom view)

2.1.2. Test platformu tasarımı (Designing of the test platform)

Tasarımı gerçekleştirilen mekanik sistem üzerinde deneysel çalışmalar gerçekleştirmek üzere iki eksende hareket serbestliğine sahip bir test platformu geliştirilmiştir. Bu kapsamda Şekil 8’de görünümleri verilen test platformunun katı modeli tasarlanmış ve 3B yazıcı ile üretilmiştir (Şekil 9). Test platformu x ve y eksenlerinde $\pm 45^\circ$ ’ye kadar hareket serbestliği sağlamaktadır. Bu serbestlik değeri giriş bölümünde ele alınan tüm İVK sistemlerinde kullanmak için uygun bir değerdir. Kurulan test platformunda, bağlantı noktalarında 12 mm’lik düşük sürtünmeye sahip rulmanlar kullanılarak hareket serbestliğinde sürtünme için optimum şartların oluşması hedeflenmiştir.



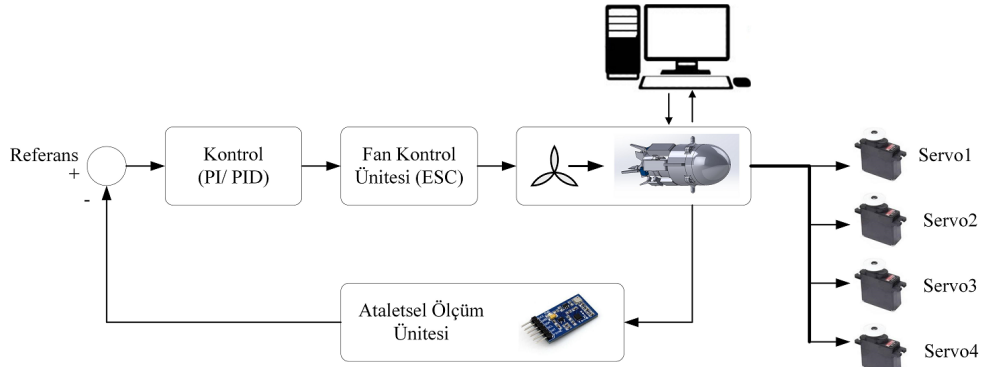
Şekil 8. Test platformuna ait 3B katı model tasarım görüntüleri: a) üstten görünüm, b, c, ç) yandan görünümler (3D solid model design images of the test platform: a) top view, b,c,ç) side views)



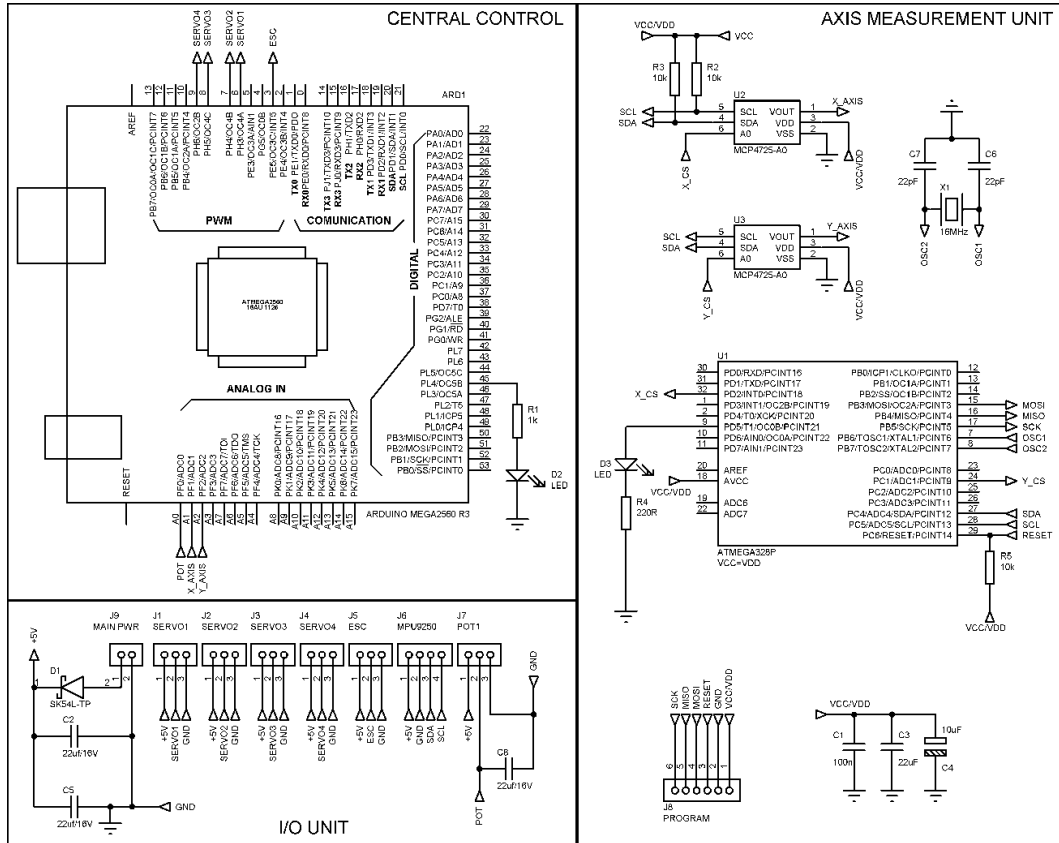
Şekil 9. Test platformunun görünümü (Appearance of the test platform)

2.2. Elektronik donanım tasarımı (Design of the electronic hardware)

Sistemde itki oluşturmak için hava akışından faydalanılmış, bu hava akışını oluşturmak için ise kontrol ünitesine sahip fırçasız doğru akım (BLDC) motoru içeren bir fan kullanılmıştır. Oluşturulan hava akışını yönlendirmek ve itki vektörünü kontrol etmek üzere dört adet servo motor kullanılmıştır. Sistemde füze pozisyon ölçümleri, servo motorların kontrolü ve BLDC motor denetimi için ATMEGA2560 mikrodenetleyici tabanlı bir elektronik donanım tasarımı gerçekleştirilmiştir. Elektronik donanıma ait basitleştirilmiş blok şema Şekil 10'da, devre şeması ise Şekil 11'de verilmiştir. Sistem bileşenlerinin üretilen devre kartına bağlantıları ise Şekil 12'de verilmiştir.



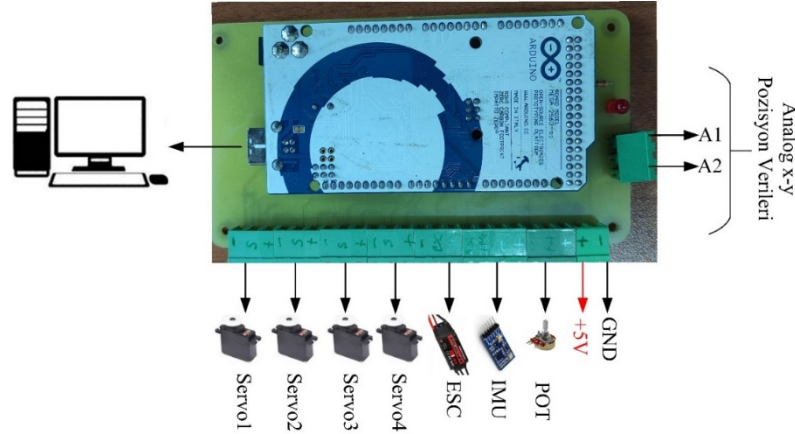
Şekil 10. Elektronik donanıma ait basitleştirilmiş blok şema (Simplified block diagram of electronic hardware)



Şekil 11. Elektronik donanıma ait devre şeması (Circuit diagram of electronic hardware)

Şekil 11'de verilen devre şemasında, referans sinyali J7'den bir potansiyometre yardımıyla 0~5V aralığında uygulanmaktadır. İtki oluşturmak için kullanılan fana ait BLDC'yi kontrol etmek için bir ESC bulunmaktadır. ESC'yi kontrol etmek için mikrodenetleyiciden bir darbe genişlik modülasyonu (PWM) çıkışı ayrılmış ve bu çıkış devrede J5 konnektörüne aktarılmıştır. İtki vektörünün kontrolü için kullanılan dört adet servo motorun kontrolü için mikrodenetleyicide dört farklı PWM çıkışı ayrılmış ve bu çıkışlar J1, J2, J3, J4 konnektörlerine aktarılmıştır. x-y doğrultularındaki pozisyon ölçümü için MPU9250 ataletsel ölçüm ünitesi kullanılmış, bu ünite ile ölçülen pozisyon verileri devrede kullanılan iki adet MCP4725-A0 sayısal-analoğa dönüştürücü ile

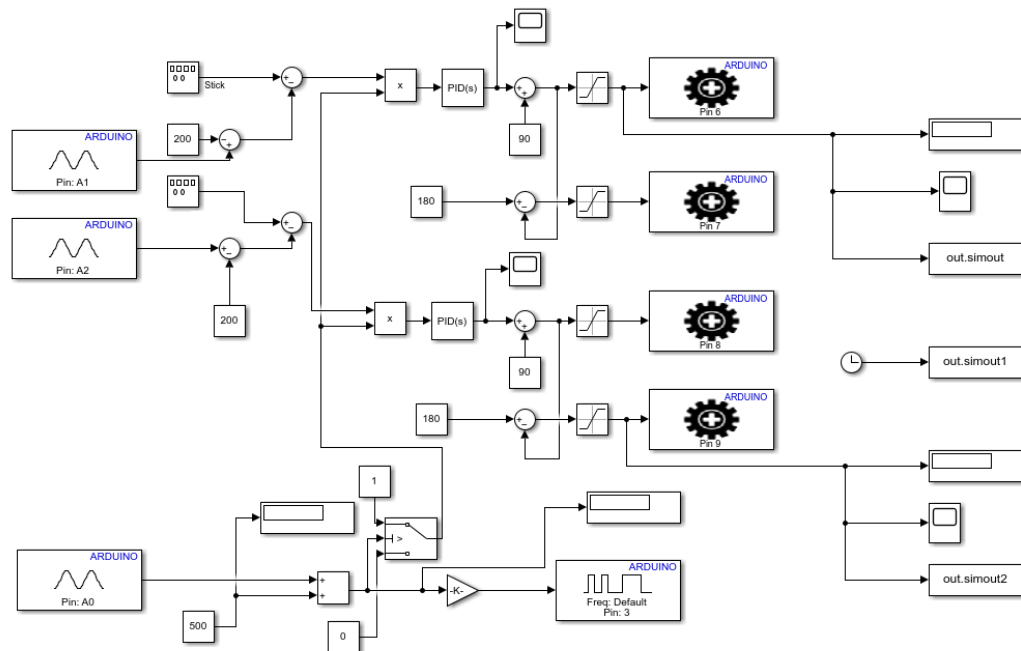
0~5V aralığına dönüştürülmüştür. Tasarlanan elektronik donanım sayesinde kapalı bir çevrim oluşturulmuş ve itki vektörünün kontrol edilebilmesi için gerekli tüm şartlar sağlanmıştır. Tasarlanan İVK sistemi üzerinde, oransal-integral (PI) ve oransal-integral-türev (PID) kontrol algoritmaları kullanılarak en iyileme çalışmaları gerçekleştirilmiştir.



Şekil 12. Sistem bileşenlerinin devre kartına bağlantısı (Connection of system components to the circuit board)

2.3. Jet kanatçıkları modelinde uygulanan kontrol tasarımı (Implemented control design in the jet vanes model)

Jet kanatçıkları kontrol yönteminin MATLAB/ Simulink ortamında hazırlanmış modeli Şekil 13'te verilmiştir. Ataletsel ölçüm ünitesinden alınan x ve y eksenlerinin açı bilgileri modele A1 ve A2 pinlerinden analog girdi yapılmaktadır. Modelde görüldüğü üzere pin 6 ve pin 7'ye irtibatlanan servo motorlar ile pin 8 ve pin 9'a irtibatlanan servo motorlar eş zamanlı olarak aynı açı değerleri ile çalışmaktadır. 6 ve 7 numaralı pinlerde bulunan servo motorlar x ekseninde, 8 ve 9 numaralı pinlerde bulunan servo motorlar ise y ekseninde itki vektörünü kontrol etmektedir. Sistem modeli PID kontrol gerçekleştirecek şekilde tasarlanmış olmasına karşın, türevsel parametre katsayısı '0' verilerek sistem PI kontrol gerçekleştirecek şekilde çalıştırılabilir. Ayrıca oransal, türevsel, integral parametre katsayılarının farklı değerleri için sistem P, PI, PD, PID kontrol sonuçlarını incelemek için kullanılabilir. Bu çalışmada tasarlanan sisteme ilişkin PI ve PID kontrol sonuçları incelenmiştir. Modelden alınan deneysel veriler gerçek zamanlı olarak izlenerek kayıt altına alınabilmektedir.



Şekil 13. Jet kanatçıkları kontrol diyagramına ait MATLAB/ Simulink görünümü (MATLAB/ Simulink view of the jet vanes control diagram)

PI denetleyicide K_p , K_i , PID denetleyicide ise K_p , K_i , K_d parametrelerinin belirlenmesi önem taşımaktadır. Bu çalışmada K_p , K_i , K_d parametrelerinin belirlenmesi için Ziegler-Nichols yöntemi kullanılmıştır. John G.

Ziegler ve Nathaniel B. Nichols tarafından 1942 yılında önerilen yöntem, işlem frekans tepki analizine dayanan popüler bir yöntemdir ve nihai kazanç yöntemi olarak da bilinir. Ziegler-Nichols yöntemi ile K_p , K_i , K_d parametreleri belirlenirken, öncelikle denetleyici düşük kazançlı ve türev katkısı bulunmayan kapalı döngüye yerleştirilir. Ardından kazanç ayarlanarak kontrol sisteminin sürekli titreşim yapması sağlanır. Bu durumda elde edilen kazanç nihai kazanç (K_u) ve titreşim periyodu nihai periyod (P_u) olarak adlandırılır. K_u ve P_u değerleri Tablo 1’de yerine yazılarak K_p , K_i , K_d parametreleri belirlenebilir [14].

Tablo 1. Ziegler-Nichols yönteminde parametrelerin elde edilmesi (Obtaining the parameters in the Ziegler-Nichols method)

Kontrol Türü	K_p	K_i	K_d
P	$K_u/2$	-	-
PI	$K_u/2,2$	$P_u/1,2$	-
PID	$K_u/1,7$	$P_u/2$	$P_u/8$

Tüm bu bilgiler ışığında, yürütülen çalışmalar sonucunda K_u değeri 7,14 ve P_u değeri 3,28 elde edilmiştir. Bu değerler Tablo 1’de yerine yazıldığında PI ve PID kontrol için ihtiyaç duyulan parametreler Tablo 2’deki gibi elde edilmiştir.

Tablo 2. Sistemde kullanılan parametreler (Parameters used in system)

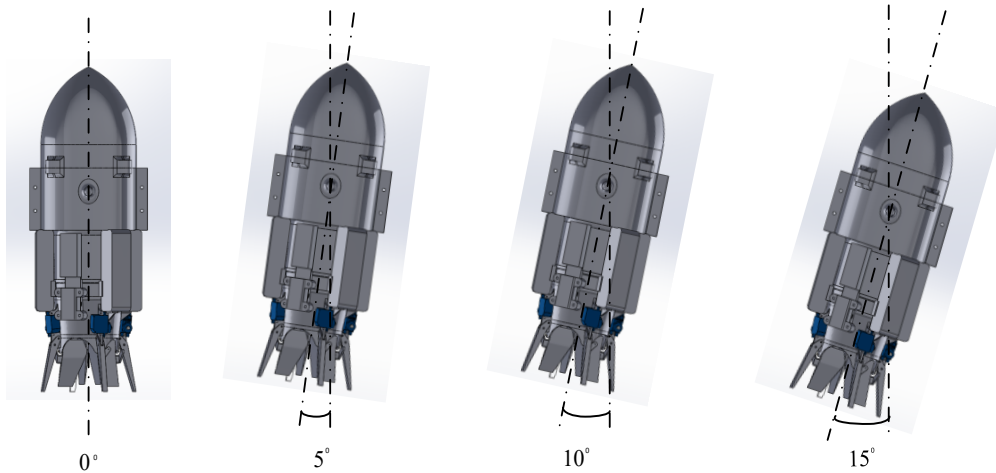
Kontrol Türü	K_p	K_i	K_d
PI	3,25	2,75	-
PID	4,20	1,65	0,41

3. Deneysel Çalışmalar (Experimental Studies)

Tasarlanarak üretilen İVK sisteminin kontrol başarımını değerlendirmek ve en iyileştirme çalışmalarında kullanmak üzere bazı deneysel çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Deneysel çalışmalar dört safhada ve farklı uçuş senaryoları için gerçekleştirilmiştir. Senaryoların tamamında bir uçuş yolunun, belirlenen kontrol tekniği ile takip performansı incelenmiştir. Bu kapsamda öncelikle PI, ardından PID kontrol için çalışmalar yürütülmüştür. Elde edilen tüm veriler gerçek zamanlı olarak kaydedilmiş ve değerlendirilmiştir. Çalışmalarda MATLAB/ Simulink ortamında geliştirilen ve Şekil 13’te verilen model baz alınmıştır.

3.1. Sabit uçuş yolu tepkisinin incelenmesi (Examination of fixed flight path response)

Sabit uçuş yolu tepkisinin incelendiği senaryo kapsamında, duruş açısına göre 0° , 5° , 10° , 15° ’lik sabit sapma açıları belirlenmiştir. Şekil 14’te, farklı çalışmalar için sistemin izlemesi gereken referans uçuş yolları verilmiştir.

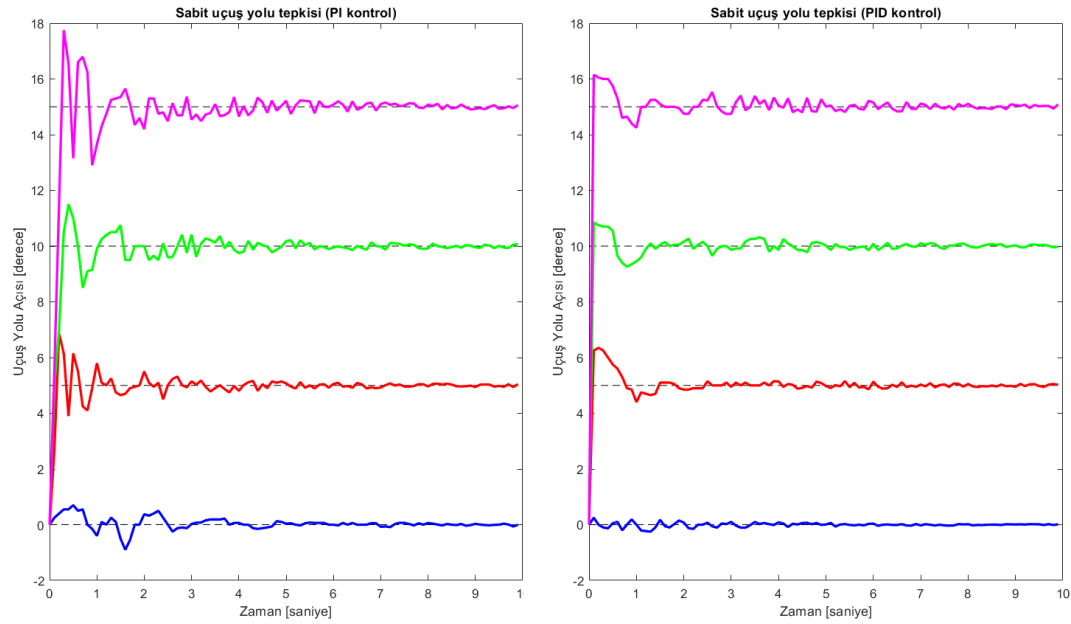


Şekil 14. 0° , 5° , 10° , 15° ’lik sabit sapma açıları için duruş pozisyonları (Standing positions for fixed yaw angles of 0° , 5° , 10° , 15°)

Tüm uçuş yolları için PI ve PID kontroller uygulanarak sistemin belirlenen uçuş yolunu takip edebilme başarımını incelenmiştir. Bu çalışmalar neticesinde kontrolcü özelinde elde edilen veriler Tablo 3’te ve elde edilen grafikler Şekil 15’te verilmiştir.

Tablo 3. Sabit uçuş yolu tepkisi deneyleri neticesinde elde edilen veriler (Data obtained as a result of fixed flight path response experiments)

Uçuş Yolu Sapma Açısı [°]	Kontrol Türü	Maksimum Aşım [°]	Yükselme Zamanı [sn]	Yerleşme Zamanı [sn]
0	PI	0,90	0,020	2,41
5	PI	1,10	0,190	2,83
10	PI	1,50	0,220	3,19
15	PI	2,10	0,240	3,41
0	PID	0,25	0,015	1,42
5	PID	0,60	0,080	1,48
10	PID	0,74	0,060	1,65
15	PID	0,75	0,090	1,71



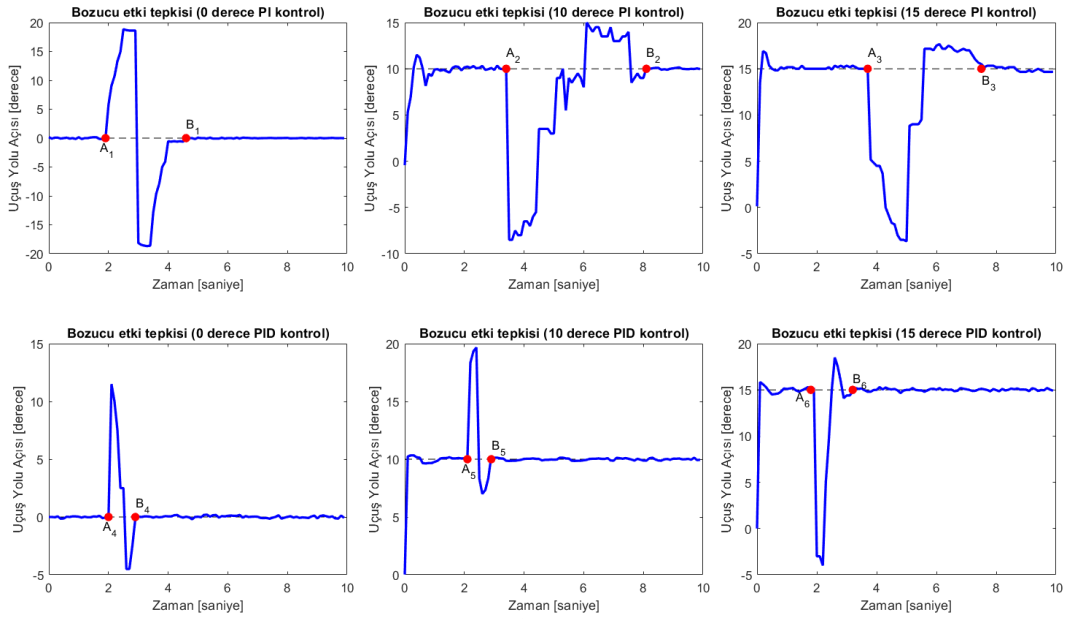
Şekil 15. Sabit uçuş yolu tepkisi deneyleri neticesinde elde edilen grafikler (Graphs obtained as a result of fixed flight path response experiments)

3.2. Bozucu etki tepkisinin incelenmesi (Examination of the disruptive impulse response)

Bozucu etki tepkisinin incelendiği bu senaryoda üç farklı çalışma gerçekleştirilmiştir. Senaryo kapsamında, duruş açısına göre 0°, 10°, 15°'lik sabit sapma açıları ile uçuş yolu takip eden sisteme 20°'yi aşmayacak şekilde bozucu etki uygulanmış ve buna karşılık sistemin tepkisi incelenmiştir. Tüm uçuş yolları için PI ve PID kontroller uygulanarak sistemin bozucu etkiye rağmen belirlenen uçuş yolunu takip edebilme başarımı incelenmiştir. Bu çalışmalar neticesinde kontrolcü özelinde elde edilen veriler Tablo 4'te ve elde edilen grafikler Şekil 16'da verilmiştir.

Tablo 4. Bozucu etki tepkisi deneyleri neticesinde elde edilen veriler (Data obtained as a result of disruptive impulse response experiments)

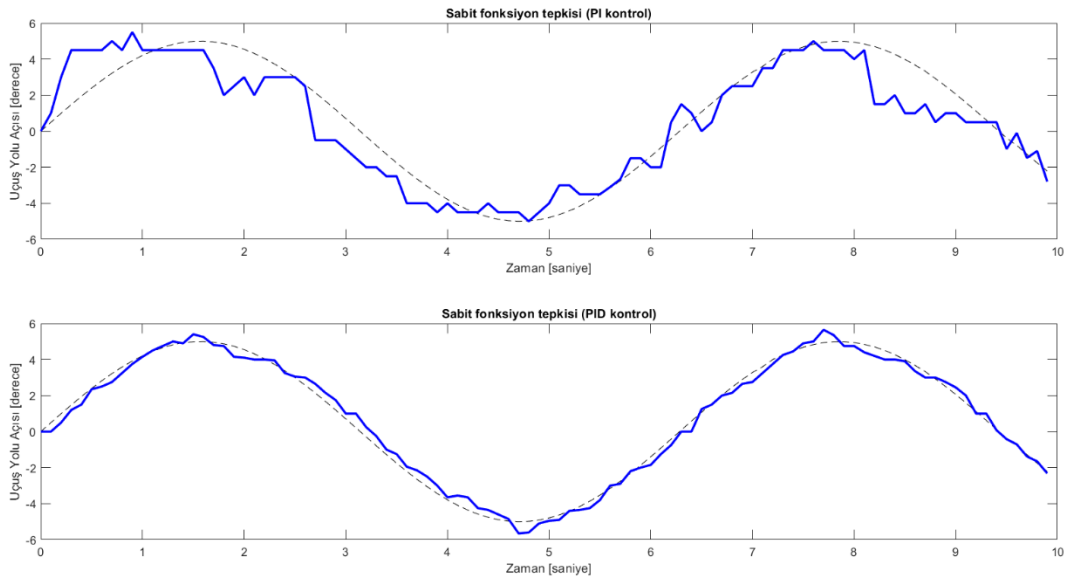
Uçuş Yolu Sapma Açısı [°]	Kontrol Türü	Maksimum Aşım [°]	Yeniden Yerleşme Zamanı [sn]
0	PI	18,85	2,70
10	PI	18,50	4,70
15	PI	18,66	3,80
0	PID	11,50	0,90
10	PID	9,67	0,80
15	PID	19,20	1,40



Şekil 16. Bozucu etki tepkisi deneyleri neticesinde elde edilen grafikler (Graphs obtained as a result of disruptive impulse response experiments)

3.3. Sabit fonksiyon tepkisinin incelenmesi (Examination of the constant function response)

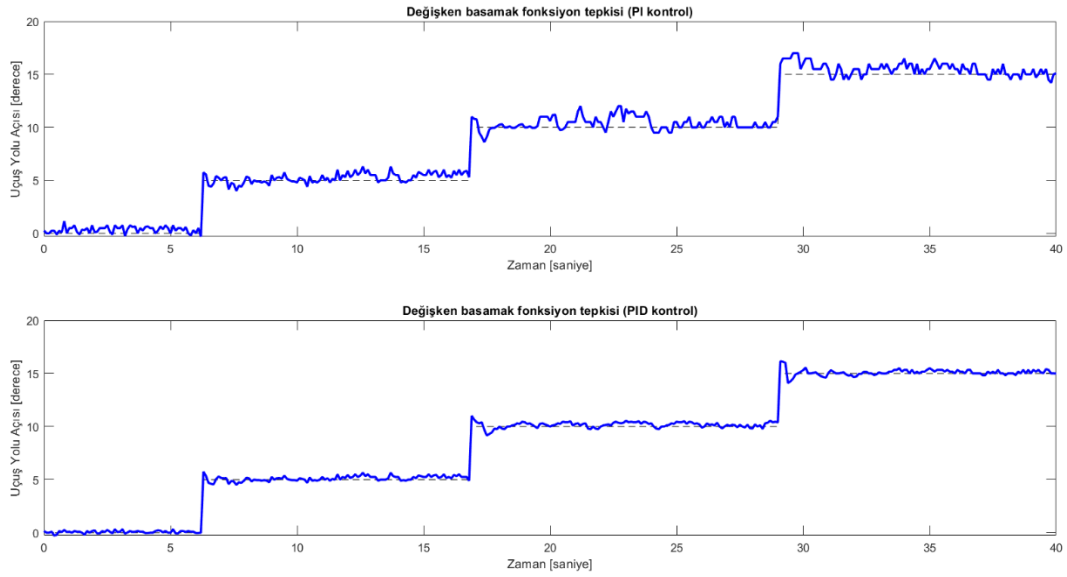
Bu bölümde, sabit sapma açısı ile uçuş yolu takip eden sisteme parametreleri bilinen sabit bir giriş fonksiyonu uygulanmış, bu durumda uçuş yolu davranışı incelenmiştir. Bu kapsamda 0° sapma açısı ile uçuş yolunu takip eden sisteme giriş fonksiyonu olarak sinüs fonksiyonu uygulanmıştır. Deney sonucunda, elde edilen grafikler Şekil 17’de verilmiştir. Grafik ve deneysel veriler incelendiğinde PI kontrol için $3,2^\circ$, PID kontrol için $0,79^\circ$ maksimum aşımaların elde edildiği görülmektedir.



Şekil 17. Sabit fonksiyon tepkisi deneyleri neticesinde elde edilen grafikler (Graphs obtained as a result of constant function response experiments)

3.4. Değişken basamak fonksiyon tepkisinin incelenmesi (Examination of the variable step function response)

Değişken basamak fonksiyon tepkisinin incelenmesi deneyleri kapsamında; uçuş yolu sapma açıları sırasıyla 0° , 5° , 10° , 15° olacak şekilde değişken zaman aralıklarıyla uygulanmış ve sistemin davranışı incelenmiştir. Deneyler sonucunda, elde edilen grafikler Şekil 18’de verilmiştir. Şekil 18 incelendiğinde sisteme referans olarak uygulanan sapma açılarının başarılı şekilde takip edildiği görülmektedir. PI kontrolün uygulandığı deneylerde 0° , 5° , 10° , 15° ’lik uçuş yolları için sırasıyla $0,35^\circ$, $0,24^\circ$, $0,4^\circ$ ve $0,49^\circ$ ’lik ortalama aşımalar elde edilmiştir. PID kontrolün uygulandığı deneylerde ise 0° , 5° , 10° , 15° ’lik uçuş yolları için sırasıyla $0,07^\circ$, $0,12^\circ$, $0,16^\circ$ ve $0,17^\circ$ ’lik ortalama aşımalar elde edilmiştir.

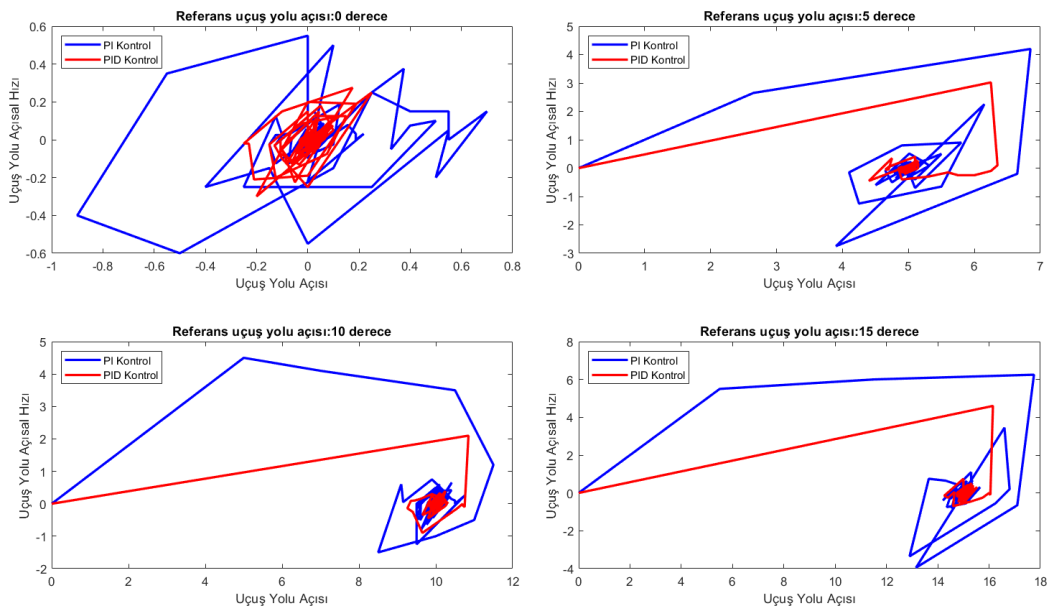


Şekil 18. Değişken basamak fonksiyon tepkisi deneyleri neticesinde elde edilen grafikler (Graphs obtained as a result of variable step function response experiments)

4. Deney Sonuçları ve Tartışma (Experiment Results and Discussion)

Bu çalışmada; İVK tekniklerinden jet kanatçıkları yönteminin kullanıldığı bir test sistemi tasarlanarak üretimi gerçekleştirilmiş, itki vektörünü oluşturmak için elektrik enerjisinden faydalanılarak elde edilen hava kullanılmış, sistemin PI ve PID kontrol altında davranışları deneysel çalışmalarla incelenmiştir.

Sabit açılı uçuş yolu takibinde sapma açısı arttıkça maksimum aşım, yükselme zamanı ve yerleşme zamanı parametreleri de kontrol tipine bakılmaksızın artış göstermiş, en iyi parametreler 0° sapma açısı için elde edilmiştir. Bozucu etki tepkisi deneylerinde, 0° uçuş yolu takibi esnasında uygulanan bozucu etkiye karşı PI kontrol ve PID kontrol için sırasıyla 2,7 ve 0,9 saniyelik yerleşme zamanları elde edilmiştir. Uçuş yolunun 5° 'lik tepe sapma açısına sahip bir sinüs fonksiyonu olması durumunda PI ve PID kontrol için sırasıyla $3,2^\circ$ ve $0,79^\circ$ 'lik maksimum aşımlar meydana gelmiştir. Sabit açılı uçuş yolu tepkisinin incelenmesi amacıyla yapılan deneysel çalışmalarda elde edilen sonuçlar bir arada değerlendirildiğinde, Şekil 19'da verilen faz-düzlem grafikleri elde edilmiştir. Faz-düzlem grafikleri değerlendirildiğinde, sabit açılı uçuş yolu takibinde PID kontrolcü ile elde edilen ortalama sapmanın, PI kontrolcü ile elde edilen ortalama sapmalara göre daha iyi performans sergilediği sonucuna ulaşılmıştır. Elde edilen sonuçlar, önerilen PI ve PID kontrolcülerin Lyapunov kararlılık kriterlerine göre asimptotik kararlı olduğunu göstermektedir.



Şekil 19. Kontrolcü faz-düzlem grafikleri (Controller phasor diagrams)

Üçüncü bölümde elde edilen deneysel bulgular bir arada değerlendirildiğinde; itki vektörünün kontrolünde PI ve PID denetimlerinin uçuş yolu takibinde etkin olarak kullanılabilceği, PID kontrol için elde edilen yükselme zamanı, maksimum aşma ve oturma zamanı gibi temel denetim parametrelerinin PI kontrol sonuçlarına göre daha iyi olduğu sonucuna varılmıştır. En iyi uçuş yolu takip sonuçlarının elde edildiği PID kontrol sonuçları literatürdeki benzer çalışmalardan elde edilen sonuçlar ile uyumludur.

Çıkar Çatışması Beyanı (Conflict of Interest Statement)

Yazarlar tarafından herhangi bir çıkar çatışması bildirilmemiştir.

Kaynaklar (References)

- [1] A. B. Facciano, K. G. Sybold, T. L. Westberry-Kutz, and D. O. Widmer, "Jet Vane Control System Prototype Hardware Development for the Evolved Seasparrow Missile," *J. Spacecr. Rockets*, vol. 39, no. 4, 2002. doi:10.2514/2.3865
- [2] J. A. Angelo, *Encyclopedia Of Space And Astronomy (Science Encyclopedia)*. Facts on File, 2006.
- [3] P. Giragosian, "Aerodynamic Considerations in The Design A Vertically Launched Advanced Interdiction Missile," in *AIAA 9th Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 1982, pp. 1–10.
- [4] Y. Li, H. Lu, S. Tian, Z. Jiao, and J.-T. Chen, "Posture Control of Electromechanical-Actuator-Based Thrust Vector System for Aircraft Engine," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 59, no. 9, pp. 3561–3571, 2012.
- [5] A. Sebastian, P. Thomas, and S. Alex, "Servo design and analysis of thrust vector control of launch vehicle," in *2017 Innovations in Power and Advanced Computing Technologies (i-PACT)*, 2017, pp. 1–5.
- [6] K. Z. Y. Ang et al., "Development of an unmanned tail-sitter with reconfigurable wings: U-Lion," in *11th IEEE International Conference on Control & Automation (ICCA)*, 2014, pp. 750–755.
- [7] H. Gao, Z. Liu, B. Wang, and C. Pang, "Flight Dynamics and Control of a New VTOL Aircraft in Fixed-wing Mode," in *2020 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 2020, pp. 1650–1657.
- [8] T. Guo, H. Wang, and W. Gai, "Transition flight control for Canard Rotor/Wing rotorcraft," in *2011 2nd International Conference on Artificial Intelligence, Management Science and Electronic Commerce (AIMSEC)*, 2011, pp. 875–880.
- [9] L. M. Wang and B. Mo, "The Design of Jet Vane of Thrust Vector Control System," *Adv. Mater. Res.*, vol. 591–593, pp. 1743–1747, 2012.
- [10] M. F. Ahmed and H. T. Dorrah, "Design of gain schedule fractional PID control for nonlinear thrust vector control missile with uncertainty," *J. Control. Meas. Electron. Comput. Commun.*, vol. 59, no. 3,4, pp. 357–372, 2018.
- [11] H.-G. Sung and Y.-S. Hwang, "Thrust-Vector Characteristics of Jet Vanes Arranged in X-Formation Within a Shroud," *J. Propuls. Power*, vol. 20, no. 3, pp. 501–508, 2012.
- [12] R. Tekin, Ö. Atesoglu, and K. Leblebicioglu, "Modeling and Vertical Launch Analysis of an Aero- and Thrust Vector Controlled Surface to Air Missile," in *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 2010*, 2010, pp. 1–17.
- [13] A. DeChamplain, V. Harrisson, D. Kretschmer, R. Farinaccio, and R. Stowe, "Optical Technique to Quantify Erosion on Jet Vanes for Thrust Vector Control," in *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2022, pp. 1–4.
- [14] J.-H. Yang and H.-K. Xu, "Robust Controller Design for Non-Minimum Phase UAV System and System Analysis," *IEEE Access*, vol. 6, pp. 70734–70769, 2018. doi:10.1109/ACCESS.2018.2879649

This is an open access article under the CC-BY license

