

Altı Serbestlik Dereceli Uçuş Simülatörlerinin Matematiksel Analizi ve Kontrolü

Ahmet DUMLU^{1*}, Merve KURT²

^{1*} Erzurum Teknik Üniversitesi, Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümü, Erzurum/Türkiye.
ORCID No: 0000-0002-2181-5386, e-mail: ahmetdumlu@erzurum.edu.tr

² Erzurum Teknik Üniversitesi, Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümü, Erzurum/Türkiye.
ORCID No: 0000-0002-8969-4576, e-mail: merve.kurt025@gmail.com

(Alınış/Arrival: 21.01.2024, Kabul/Acceptance: 14.02.2024, Yayınlanma/Published: 15.06.2024)

Özet

Bu çalışma; havacılık sektöründe eğitim amaçlı olarak kullanılan altı serbestlik dereceli uçuş simülatörlerinin kinematik ve aktüatör modelleme prensibine dayalı yörünge kontrolünü amaçlamaktadır. Bu amaç doğrultusunda uçuş simülatörlerinin mekanik tasarımları hakkında bilgi verilmiş ve sistemlerin kontrolü için gerekli olan detaylı tüm matematiksel analizler ayrıntılı bir şekilde gerçekleştirilmiştir. Öncelikle örnek bir simülatöre ait kinematik analizler yapılmış ardından sistemde eyleyici olarak kullanılan doğrusal motorların dinamik modeli Kirchhoff ve Newton kanunları kullanılarak elde edilmiştir. Yapılan matematiksel analizler sonucunda elde edilen tüm çıktılar sistemin gerçek zamanlı yörünge kontrolünde kullanılmıştır. Matlab-Simulink' de hazırlanan kinematik, kontrol ve veri iletişim alt fonksiyonları sayesinde sistemin farklı yörüngeler için vermiş olduğu performans çıktıları detaylı bir şekilde incelenmiştir. Bu çalışmanın literatüre asıl katkısı, simülatörler için yapılan matematiksel analizlerin doğru bir şekilde yapılması ve aynı zamanda PI kontrolcü parametrelerinin tüm sistem parametrelerine bağlı olarak belirlenmesiyle sistemin yörünge takip performansının artırılabilceği kanıtlanmasıdır.

Anahtar Kelimeler: Paralel Manipülator, Uçuş Simülatörleri, Kinematik Analiz, PI Kontrol

Mathematical Analysis and Control of Six Degrees of Freedom Flight Simulators

Abstract

This study aims to achieve trajectory control based on the kinematic and actuator modeling principle of six degrees of freedom flight simulators used for training purposes in the aviation sector. In line with this goal, information about the mechanical designs of flight simulators is provided, and detailed mathematical analyses necessary for the control of the systems are carried out comprehensively. First, kinematic analyses of a prototype simulator are conducted, and then the dynamic model of the linear motors used as actuators in the system is obtained using Kirchhoff and Newton laws. All outputs obtained from the mathematical analyses are utilized in the real-time trajectory control of the system. Performance outputs for different trajectories of the system are thoroughly examined through kinematic, control, and data communication sub-functions prepared in Matlab-Simulink. The main contribution of this study to the literature is that it proves that the trajectory tracking performance of the system can be increased by correctly performing the mathematical analysis for the simulators and determining the PI controller parameters depending on all system parameters.

Keywords: Parallel Manipulator, Flight Simulators, Kinematic Analysis, PID Control

1. GİRİŞ

Elektromekanik teknolojisinde yaşanan gelişmelerle birlikte hassas hareket kabiliyetine sahip manipülatörler endüstriyel uygulamaların vazgeçilmez bir parçası haline gelmişlerdir. Endüstriyel fabrika ortamlarında bir ürünü bir noktadan bir noktaya taşıma, ürünün belirli bir noktasına müdahale etme, ürünü boyama ve ürünleri birleştirme gibi kesin bir görevi yerine getirebilmek için farklı tipte manipülatörler kullanılmaktadır. Literatürde manipülatörlerin ilk tasarım modeli seri manipülatörler olarak karşımıza çıkmaktadır. Şekil 1.1 (a)' da gösterilen seri manipülatörler, açık döngü mimarisine sahip olup birbirlerine seri olarak bağlanmış bileşenlerden oluşmaktadır. Diğer bir manipülatör tipi ise Şekil 1.1 (b)' de gösterildiği gibi paralel yapıya sahip olup, bu tip sistemlerde hareketli ve sabit platformlar en az iki bağımsız kinematik bağ ile birleşmiştir. Paralel mekanizmalar ortak bir platforma paralel yapıda bağlanmış bağlardan meydana gelir. Bu mekanizmalar hareketli ve sabit platforma eklemeler aracılığıyla bağlıdır. Bağlarda bulunan prizmatik eyleyiciler bağların boyunu değiştirir. Bir başka deyişle; paralel mekanizmalar bir veya birden fazla kapalı döngüye sahiptirler.



Şekil 1.1 (a) Seri manipülatör (b) Paralel manipülatör

Paralel ve seri manipülatörler karşılaştırıldığında her iki sistemin de birbirlerine göre avantajlara ve dezavantajlara sahip olduğu görülür. Özellikle paralel manipülatörler kapalı çevrim kinematik mimarilerinden dolayı seri manipülatörlere göre daha fazla rijitliğe sahip olup bu özelliği sayesinde daha yüksek hızlarda çalıştırılabilmektedirler. Şekil 1.1 (a)' da görülebileceği üzere, seri manipülatörlerde bulunan her bir bağ, kendinden sonra gelen bağların ve bağlara bağlı tüm motorların ağırlığını kaldırabilecek kapasitede olması gerekmektedir. Bu durum eyleyicilerin ağırlığının ve boyutunun artmasına neden olmakla ve aynı zamanda yüksek hız ve ağırlık gerektiren durumlarda mekanizmanın performansını düşürmektedir. Seri manipülatörde karşılaşılan diğer bir dezavantaj ise açık döngü mimariden dolayı toplamsal konum veya hız hatasına sahip olmasıdır. Sistemde bulunan eyleyicilerin birbirlerine seri bağlanmasından dolayı her bir eyleyici hatası kendinden sonra gelen eyleyiciye yeni bir hata eklemektedir. Seri manipülatörler için yapılan farklı kinematik analiz yöntemleri bulunmaktadır [1]. Bununla birlikte paralel manipülatörler kapalı döngü yapıda bulunmalarından dolayı eyleyici hataları sistem içinde eklenerek büyümektedir. Seri manipülatörlerin paralel yapıya göre en önemli avantajı ise tarayabildikleri mesafe bir başka deyişle çalışma uzaylarının daha yüksek olmasıdır. Bununla birlikte paralel manipülatörlerin tasarımı, kontrolü ve kinematiği seri manipülatörlere göre oldukça karmaşıktır [2].

Gelişen teknoloji ile birlikte paralel yapıya sahip mekanik sistemler endüstriyel robotik uygulamalar dışında özellikle uzay ve havacılık alanında simülasyon olarak kullanılmaya başlanmıştır. Özellikle havacılık alanında sistemde oluşabilecek ufak bir kullanım ya da bakım

hatası can kaybına neden olabileceği için güvenliği ön planda tutmak amacıyla simülator teknolojisinin kullanımı zaruri hale gelmiştir.

Uçuş simülatorü; pilot eğitimi, tasarımı veya diğer amaçlar için uçak uçuşunu ve uçtuğu ortamı yapay olarak hayata geçiren bir simülatördür. Uçağın nasıl uçtuğunu, uçuş kontrolleri uygulamalarına nasıl tepki verdiklerini, diğer uçak sistemlerinin etkilerini ve hava aracının hava yoğunluğu, türbülans, bulut, yağış gibi dış etkenlere nasıl tepki verdiğini gösterir. Uçuş simülasyonu; uçuş eğitimi, uçağın tasarımı, tasarımın geliştirilmesi ve uçak karakteristikleri üzerine yapılan araştırmalara da yardımcı olmak üzere çeşitli nedenlerle kullanılır.

Deneyimli pilot adayları yetiştirmek için ilk gerçek uçuştan önce sanal ortamda simülator yardımıyla eğitim verilerek hazırlık aşamasına getirilmek istenir. Bu eğitimi alacak pilot adayının gerçek uçaktaki öteleme ve dönme hareketlerini en yakın seviyede algılaması gerekmektedir. Pilot adayının bu hareketleri algılaması için bilgisayar programları ve yazılımları ile gerçekliğe yakın uçuş ortamı oluşturulur. Bu olayın gerçekliğe yakın olması için mekanizmanın alt tarafına monte edilmiş ve pilotun kontrolü doğrultusunda hareket eden paralel kinematik yapıya sahip bir mekanizma bulunmaktadır. Pilot için uçuş esnasında karşılaşması olası olumsuz durumlarda daha önceden benzetim çalışması gerçekleştirilerek tecrübelendirilmiş olunur. Bu durumların sağlamış oldukları avantajlar sayesinde günümüzde birçok uçuş simülatorü için Stewart platformu mekanizmasından (SPM) yararlanılmıştır.

Stewart uçuş simülatorünün ilk tasarımı 1965 yılında Stewart tarafından önerilmiştir [3]. Bu ilk paralel kinematik tasarım yüksek serbestlik dereceli ve farklı kinematik yapılarak sahip uçuş simülatorlerin geliştirilmesine olanak sağlamıştır. Özellikle 1986 yılında Fichter tarafından Oregon State Üniversitesinde 6x3 kinematik yapıya sahip bir Stewart platformu geliştirilmiş olup sistemin 6 serbestlik dercesine sahip olduğunu bu çalışmada kanıtlanmıştır [4]. Uçuş simülatorlerinde tahrik mekanizması olarak kullanılan pnömatik piston teknolojilerindeki gelişmelerle birlikte artık farklı tipte ve farklı kinematik yapılarak sahip uçuş simülatorleri geliştirilmiş olup hassasiyeti en iyi derecede olan ve HAVELSAN tarafından üretilen örnek bir uçuş simülatorü Şekil 1.2' de sunulmuştur [5].



Şekil 1. 2 Havelsan' a ait uçuş simülatorü [5]

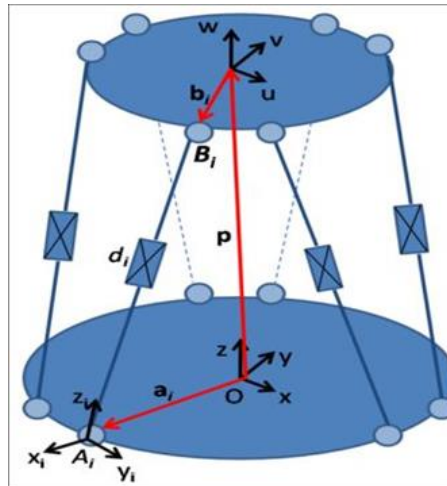
Literatürde uçuş simülatorlerinin matematiksel modellemesi üzerine birçok çalışma yapılmaktadır. Uçuş dinamiklerinin doğru bir şekilde temsil edilmesi, aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin etkili bir şekilde modellemesi, bu çalışmaların odak noktalarından biridir. Kinematik ve dinamik modellerin oluşturulması, simülasyonların gerçek uçuş koşullarına ne kadar yakın olduğunu belirlemede kritik bir rol oynamaktadır. Özellikle literatürde karmaşık

kinematik yapıya sahip uçuş simülatörlerinin ters ve ileri kinematik analizlerini daha hızlı çözebilmek için farklı yöntemlerden ve algoritmalardan yararlanılmaktadır. Bunlar; vektör analiz yöntemi [6], Nelder-Mead [7] ve genetik algoritma [8] yaklaşımıdır. Ayrıca farklı bu sistemlerin dinamik analizleri için literatürde farklı teknikler kullanılmıştır. Tsai yapmış olduğu çalışmada sanal iş yöntemini kullanarak sisteme ait dinamik modeli matris formunda sunmuştur [9]. Sistemin Lagrangian yöntemi kullanılarak modelinin elde edilmesi ise Lebret tarafından gerçekleştirilmiştir [10]. Fakat bu teknikler ile elde edilen modellerde sistemde kullanılan eyleyicilerin dinamik modelleri dikkate alınmamıştır. Stewart platformlarının yörünge kontrolü üzerine yapılan güncel literatür çalışmalarında ise kayan kipli [11], optimal [12] ve PI [13,14] kontrol yöntemleri bulunmaktadır.

Bu çalışmada prototip bir uçuş simülatörünün kinematik ve aktüatör modelleme prensibine dayalı yörünge kontrolü gerçekleştirilmiştir. Öncelikle prototip uçuş simülatör sisteminin kontrolünü gerçekleştirmek için ters kinematik analiz yapılmıştır. Böylece simülatörün doğrusal ve yönelim hareketleri için gerekli olan bacak boyu değerleri belirlenebilmiştir. Ardından Matlab-Simulink' de hazırlanan kinematik, kontrol ve veri iletişim alt fonksiyonları aracılığıyla prototip uçuş simülatörünün farklı yörüngeler için performans çıktıları ayrıntılı bir şekilde deneysel olarak gerçekleştirilmiştir. Gerçek zamanlı yörünge kontrol deneylerinden elde edilen sonuçlara göre yapılan matematiksel analizlerin doğru olduğu ve özellikle PI denetleyici parametrelerinin tüm mekanizma parametrelerine bağlı olarak belirlenmesiyle sistemin yörünge takip performansının artırılacağı sonucu deneysel olarak kanıtlanmıştır. Bu çalışmanın literatüre asıl katkısı, uçuş simülatörlerinin kontrolünde aktüatör dinamiğini dikkate alması, bu dinamiğe göre kontrolcü parametrelerinin tam ve doğru olarak belirlenebilmesi ve böylece daha hassas çalışabilen bir yörünge takip kontrolünün gerçekleştirilmesidir.

2. UÇUŞ SİMÜLATÖRÜNÜN KİNEMATİK ANALİZİ

Kinematik analiz, mekanizmanın hareketinin gerçekleşmesi sırasında bu harekete sebep olan kuvvet ve torkun dikkate alınmadığı bir analiz olarak tanımlanmaktadır. Seri ve paralel mekanizma ayrımı yapılmaksızın, mekanizmaların kontrolünü gerçekleştirebilmek için ters kinematik analizinin yapılması gerekmektedir. Ters kinematik analizde üst platformun yönelim ve ötelenme değeri bilindiğinde, bu değerlere göre gerekli olan bacak uzunluğunu hesaplanması gerekmektedir. Şekil 2.1 de bir Stewart platform mekanizmasının eksen takımları ve bu eksenleri birbirine bağlayan vektörler gösterilmiştir.



Şekil 2. 1 Stewart platform mekanizmasının eksen takımı

Burada $a_i = [a_{ix} \ a_{iy} \ a_{iz}]^T$ ve ${}^B b_i = [b_{iu} \ b_{iv} \ b_{iw}]^T$ sırasıyla A ve B koordinat çerçevelerinde A_i ve B_i noktalarının konum vektörlerini ifade etmektedir. Yani a_i ifadesi, hareketsiz platformda bulunan A_i noktasının pozisyon vektörlerini belirtmekteyken ${}^B b_i$ ifadesi ise hareketli platformda bulunan B_i noktasının pozisyon vektörlerini temsil etmektedir. Bu ifadelerden yola çıkarak ve Şekil 2.1 üzerinden kapalı döngü denklemi Eşitlik 2.1 tanımlanabilir:

$$\overline{A_i B_i} = p + {}^A R_B {}^B b_i - a_i \quad (2.1)$$

Burada p hareketsiz alt platformla bağlantılı olan üst platformun yerini ifade eden pozisyon vektörüdür. $\overline{A_i B_i}$ vektörü, kendisinin transpozu (devriği) ile noktasal çarpım yapıldığı takdirde ters kinematik için aranan bacak uzunluğu aşağıdaki gibi elde edilebilir;

$$d_i^2 = [p + {}^A R_B {}^B b_i - a_i]^T [p + {}^A R_B {}^B b_i - a_i] \quad (2.2)$$

Eşitlikte verilen ifadenin açılımını yapılır ise;

$$d_i^2 = p^T p + [{}^B b_i]^T [{}^B b_i] + a_i^T a_i + 2p^T [{}^A R_B {}^B b_i] - 2p^T a_i - 2[{}^A R_B {}^B b_i]^T a_i \quad (2.3)$$

$$d_i = \sqrt{p^T p + [{}^B b_i]^T [{}^B b_i] + a_i^T a_i + 2p^T [{}^A R_B {}^B b_i] - 2p^T a_i - 2[{}^A R_B {}^B b_i]^T a_i} \quad (2.4)$$

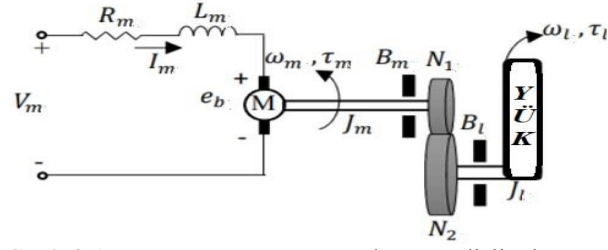
Bu eşitlik her bir bağlantı için altı defa tekrarlanır ise uçuş simülasyonunun ters kinematik analiz gerçekleştirilerek sistemin bacak uzunluğu hesaplanabilmektedir.

3. UÇUŞ SİMÜLATÖRLERİNDE KULLANILAN TAHRİK ELEMANLARININ MODELLENMESİ

Simülasyonların verilen konum veya yönelimi gerçekleştirebilmesi için tahrik mekanizması olarak kullanılan doğrusal motorlarının (PMDC Motor) hareket ettirilmesi gerekmektedir. Simülasyonların tasarımında bu tahrik işlemi kullanılan altı tane doğrusal motorla gerçekleştirilmektedir. Bu tip sistemlerde kullanılan motorlar için giriş büyüklüğü gerilim olarak tanımlanırken çıkış büyüklüğü motorun milinden alınan doğrusal hız veya konum büyüklüğüdür. $\Omega_l(s)$, yük mili hızının Laplace dönüşümü; $V_m(s)$, motor giriş voltajının Laplace dönüşümü, K kararlı hal kazancı, τ zaman sabiti ve s Laplace operatörü olmak üzere bu tip sistemlerin birinci dereceden transfer fonksiyonları Eşitlik 3.1’deki gibi tanımlanmaktadır.

$$\frac{\Omega_l(s)}{V_m(s)} = \frac{K}{(\tau s + 1)} \quad (3.1)$$

Eşitlik 3.1’de ifade edilen transfer fonksiyonu bulabilmek için PMDC motorun elektriksel ve mekanik eşitliklerinin kullanılması gerekmektedir. PMDC motorun elektriksel ve mekanik eşdeğerini Kirchoff gerilim yasası ve Newton hareket denklemi kullanılarak elde edilmiştir. PMDC motor armatür devre şeması ve mekanik yapısı Şekil 3.1’de gösterilmiştir. PMDC motorun Şekil 3.1’de görüldüğü gibi sisteme uygulanan V_m giriş gerilimi altında (Eşitlik 3.1’de verilen transfer fonksiyonunun giriş büyüklüğünü), R_m motor direnci ve L_m endüktansı olan seri bir devre ile rotor döndüğünde k_m zıt-emk gerilimi meydana gelmektedir. Rotordan akım geçtiğinde, iletkenlerde manyetik alan oluşur ve böylece rotorun çevresinde rotoru döndüren moment meydana gelir.



Şekil 3.1. PMDC motor armatür akımı ve dişli takımı

Elektrik motorları için zıt-emk değeri motor milinden elde edilen açısal hız ile doğru orantılıdır. e_b zıt elektromotor gerilimi ve ω_m motor milinin açısal hızı arasındaki ilişki Eşitlik 3.2’de ifade edilmiştir.

$$e_b(t) = k_m \omega_m(t) \quad (3.2)$$

Şekil 3.1’deki elektriksel devreye Kirchoff Gerilim Yasası uygulandığından Eşitlik 3.3 elde edilmektedir.

$$V_m(t) - R_m I_m(t) - L_m \frac{dI_m(t)}{dt} - k_m \omega_m(t) = 0 \quad (3.3)$$

Bu eşitlikte, $I_m(t)$ armatür akımını ve $L_m \frac{dI_m(t)}{dt}$ ise indüktördeki gerilimi ifade etmek üzere motorun elektriksel eşitliği elde edilir. Burada L_m çok küçük bir değer olduğu için Eşitlik 3.3’te ihmal edilebilir. Bu durumda Eşitlik 3.3 daha sade bir halde Eşitlik 3.4’teki gibi yazılabilmektedir. Böylece sistemin birinci dereceden transfer fonksiyonunu elde etmek daha kolay hale gelmektedir.

$$V_m(t) - R_m I_m(t) - k_m \omega_m(t) = 0 \quad (3.4)$$

Eşitlik 3.4’ten armatür akımı ($I_m(t)$) çekildiğinde, armatür akımının matematiksel ifadesi Eşitlik 3.5’teki gibi yazılabilmektedir.

$$I_m(t) = \frac{V_m(t) - k_m \omega_m(t)}{R_m} \quad (3.5)$$

Bununla birlikte, uygulanan motor torkuna (τ_m) göre yükün açısal hızını ω_l ’i açıklayan hareket denklemi geliştirilmiştir. PMDC motor tek serbestlik dereceli bir döner sistem olduğundan Newton’un 2. hareket yasası Eşitlik 3.6’daki gibi ifade edilmektedir.

$$j \cdot \alpha = \tau \quad (3.6)$$

Burada, j eylemsizlik momentini yani cismin dönmeye karşı gösterdiği direnci, α sistemin açısal ivmesini ve τ ise sisteme uygulanan torqların toplamını ifade etmektedir. Eşitlik 3.6 ve Şekil 3.1’den yararlanılarak PMDC motor için Eşitlik 3.7’de ifade edilen motorun yük tarafı için hareket denklemi yazılabilmektedir.

$$J_l \frac{d\omega_l(t)}{dt} + B_l \omega_l(t) = \tau_l(t) \quad (3.7)$$

Burada, J_l , yükün atalet momenti, B_l viskoz sürtünme katsayısını, $\tau_l(t)$, yüke uygulanan toplam torku ifade etmektedir. Burada yük ataleti, dişli takım ve ona bağlı herhangi bir harici yükün (disk veya çubuk) ataletini içermektedir. Benzer şekilde motor mili için Newton'un 2. hareket yasası Eşitlik 3.8'deki gibi ifade edilebilmektedir.

$$J_m \frac{d\omega_m(t)}{dt} + B_m \omega_m(t) + \tau_{ml}(t) = \tau_m(t) \quad (3.8)$$

Burada, J_m , motor milinin atalet momenti, $\tau_{ml}(t)$ yük torkundan motor miline etki eden torku ifade etmektedir. Motorun çıkış milinden tork elde edebilmek için motor milinde oluşan atalet değerini, motor mili tarafındaki viskoz sürtünme değerini ve yük tarafında oluşan torkun mile aktarılmış değerini yenmek gerekir. Bununla birlikte sisteme uygulanan motor torku olması durumunda yük milindeki tork denklemi aşağıdaki gibi yazılır;

$$\tau_l(t) = \eta_g K_g \tau_{ml}(t) \quad (3.9)$$

Burada, $K_g = \left(\frac{N_2}{N_1}\right)$, çark oranını, η_g ise çark sisteminin verimini ifade etmektedir. Şekil 3.1'de görüldüğü gibi çark kutusu doğrudan PMDC motoruna monte edilmiştir. Böylece motor milinde çarklar üzerinde görülen tork Eşitlik 3.10 ile ifade edilebilmektedir.

$$\tau_{ml}(t) = \frac{\tau_l(t)}{\eta_g K_g} \quad (3.10)$$

Teorik olarak çıkış milinin bir tur dönmesi için motor mili K_g kere dönmesi gerektiğinden çıkış mili ile motor mili arasındaki matematiksel ilişki Eşitlik 3.11'de ifade edilmektedir.

$$\theta_m(t) = K_g \theta_l(t) \quad (3.11)$$

Burada $\theta_m(t)$ mil tarafındaki açısal konumu, $\theta_l(t)$ ise yük tarafındaki açısal konumu ifade etmektedir. Motor milinin açısal hızı ω_m ve yük milinin açısal hızı ω_l arasındaki ilişkiyi ise Eşitlik 3.11'in zamana göre türevini alarak $\omega_m(t) = K_g \omega_l(t)$ olarak tanımlanmaktadır. Yukarıda tanımlanan mekanik ilişki denklemleri kullanılarak Newton'un 2. hareket yasasına göre Eşitlik 3.8'de ifade edilen motor mili denklemi daha kapsamlı bir şekilde Eşitlik 3.12-14'teki gibi ifade edilebilmektedir.

$$J_m K_g \frac{d\omega_l(t)}{dt} + B_m K_g \omega_l(t) + \frac{J_l \left(\frac{d\omega_l(t)}{dt} + B_l \omega_l(t)\right)}{\eta_g K_g} = \tau_m(t) \quad (3.12)$$

$$(\eta_g K_g^2 J_m + J_l) \frac{d\omega_l(t)}{dt} + (\eta_g K_g^2 B_m + B_l) \omega_l(t) = \eta_g K_g \tau_m(t) \quad (3.13)$$

$$J_{eq} \frac{d\omega_l(t)}{dt} + B_{eq} \omega_l(t) = \eta_g K_g \tau_m(t) \quad (3.14)$$

Burada, $J_{eq} = \eta_g K_g^2 J_m + J_l$ ve $B_{eq} = \eta_g K_g^2 B_m + B_l$ olarak ifade edilmiştir. Burada J_l yükün atalet momentini, B_l ise yük tarafındaki viskoz sürtünmeyi ifade etmektedir. PMDC motorun tam dinamik modelinin elde edilebilmesi için elektriksel denklemin ve mekanik denklemin birleştirilmesi gerekmektedir. Elektrik motorları için motor çıkış torku ile armatür akımı arasındaki ilişki $\tau_m(t) = \eta_m k_t I_m(t)$ şeklinde ifade edilebilmektedir. Burada, k_t akım-tork sabitini, η_g motor verimini ve I_m ise armatür akımını temsil etmektedir. Eşitlik 3.5'te verilen motor armatür akımını, Eşitlik 3.14'de verilen akım-tork ilişkisinde yerine yazarak $V_m(t)$ giriş

voltajı ve $\omega_m(t)$ yük mili hızına göre motor torku denklemi Eşitlik 3.15'deki gibi elde edilebilir.

$$\tau_m(t) = \frac{\eta_m k_t (V_m(t) - k_m \omega_m(t))}{R_m} \quad (3.15)$$

Eşitlik 3.15'de elde edilen eşitlikte $\omega_m(t)$ yerine $\omega_l(t) K_g$ ifadesi yazılır ve Eşitlik 3.14'de elde edilen motor mili tork eşitliği yine Eşitlik 3.15'de yerine koyulursa Eşitlik 3.16 elde edilir.

$$J_{eq} \left(\frac{d}{dt} \omega_l(t) \right) + \left(\frac{k_m \eta_g K_g^2 \eta_m k_t}{R_m} + B_{eq} \right) \omega_l(t) = \frac{\eta_g K_g \eta_m k_t (V_m(t))}{R_m} \quad (3.16)$$

Daha sade şekilde PMDC motor elektrik ve mekanik eşdeğer devresinde Kichoff ve Newton kanunları uygulandığında, PMDC motorun zaman tanım alanında elektromekanik matematik modeli aşağıdaki gibi elde edilir.

$$\left(\frac{d}{dt} \omega_l(t) \right) J_{eq} + B_{eq,v} \omega_l(t) = A_m V_m(t) \quad (3.17)$$

Burada;

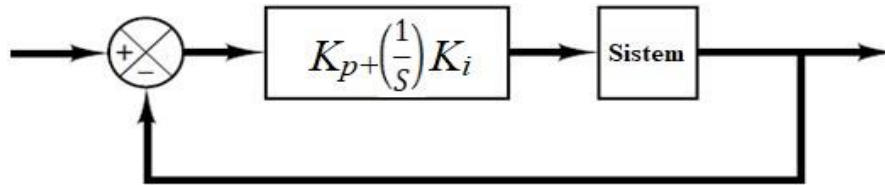
$$B_{eq,v} = \frac{\eta_g K_g^2 \eta_m k_t k_m + B_{eq} R_m}{R_m}, A_m = \frac{\eta_g K_g \eta_m k_t}{R_m} \quad (3.18)$$

PMDC motorun zaman tanım alanında elektromekanik matematik modelini ifade eden Eşitlik 3.17'ye Laplace dönüşümü uygulanarak sistemin transfer fonksiyonu elde edilir.

$$J_{eq} s \Omega_l(s) + B_{eq,v} \Omega_l(s) = A_m V_m(s) \rightarrow \frac{\Omega_l(s)}{V_m(s)} = \frac{A_m}{J_{eq} s + B_{eq,v}} \quad (3.19)$$

4. UÇUŞ SİMÜLATÖRÜNÜN YÖRÜNGE KONTROLÜNÜN PI KONTROL İLE GERÇEKLEŞTİRİLMESİ

Stewart platform mekanizmasında yörünge denetimi, hareketli üst platformun konum ve yöneliminin bacaklar vasıtasıyla doğru bir şekilde gerçekleşmesidir. Stewart platformun doğrusal olmayan dinamiğe sahip olması, eyleyicilerde meydana gelen sürtünme etkisi, eklemler arasındaki dinamik etkileşim, sistem belirsizlikleri ve yük değişimlerinden dolayı sistem kontrolünün doğru bir şekilde yapılması oldukça zordur. Meydana gelen tüm bu bozucu etkilerinin en aza indirgenmesi için kontrol yöntemlerinden yararlanılmaktadır. Tasarlanacak olan PI kontrolörün blok diyagramı Şekil 4.1'de yer almaktadır.



Şekil 4.1. PI kontrolöre ait blok diyagramı

PMDC motorun hız kontrolü için aşağıdaki eşitlik tanımlanmaktadır.

$$V_m(t) = K_p (\omega_d(t) - \omega_l(t)) + K_i \int (\omega_d(t) - \omega_l(t)) dt \quad (4.1)$$

Burada $V_m(t)$ motora uygulanan gerilim değerini, K_p oransal kontrol kazancını, K_i integral kontrol kazancını, $\omega_d(t)$ referans olarak belirlenen açısal hız değerini ve $\omega_l(t)$ de motor milinden ölçülen açısal hız değerini ifade etmektedir. Buna göre Eşitlik 4.1'deki bağıntının Laplace dönüşümü alındığı zaman ise Eşitlik 4.2 elde edilir.

$$\frac{\Omega_l(s)}{\Omega_d(s)} = \frac{K(K_p s + K_i)}{s^2 \tau + (1 + K K_p) s + K K_i} \quad (4.2)$$

DC motor hız kontrolü için tasarlanan PI kontrolöre ait sistemin kapalı döngü transfer fonksiyonu elde edildikten sonra sistemin kalıcı hal hatası, aşma değeri ve tepe noktasına ulaşma zamanı gibi önceden belirlenen çalışma şartlarını yerine getirebilmesi için sönüm oranı ve doğal frekansın belirlenmesi gerekir. Buna göre belirli bir aşım değeri ve tepe noktasına ulaşma şartına göre sönümleme oranı (ζ) ve doğal frekans (ω_n) Eşitlik 4.3'teki formüller kullanılarak hesaplanır.

$$\zeta = -\ln\left(\frac{PO}{100}\right) \sqrt{\frac{1}{\ln\left(\frac{PO}{100}\right)^2 + \pi^2}}, \omega_n = \frac{\pi}{t_p \sqrt{1 - \zeta^2}} \quad (4.3)$$

Sönüm oranı ve doğal frekansı bulduktan sonra da PI denetleyicinin kazanç katsayılarını bulabilmek için kapalı döngü sisteme ait transfer fonksiyonunun karakteristik denklemini genelleştirilmiş karakteristik denklem olan $s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2$ 'ye eşitleyecek olursak PI denetleyicinin K_p ve K_i kazanç katsayılarını elde edilmiş olacaktır. Bunun için öncelikle sistemimizin karakteristik denklemini genelleştirilmiş karakteristik denkleme benzetebilmek için yeniden düzenlemesi gerekir ve bunun sonucunda da sistemimizin karakteristik denklemi Eşitlik 4.4'teki gibi elde edilir.

$$s^2 + \frac{(1 + K K_p)s}{\tau} + \frac{K K_i}{\tau} \quad (4.4)$$

Eşitlik 4.4'te elde edilen sisteme ait karakteristik denklemin son hali ile genelleştirilmiş karakteristik denklemin katsayılarının eşitlenmesi sonucunda da Eşitlik 4.5 elde edilir.

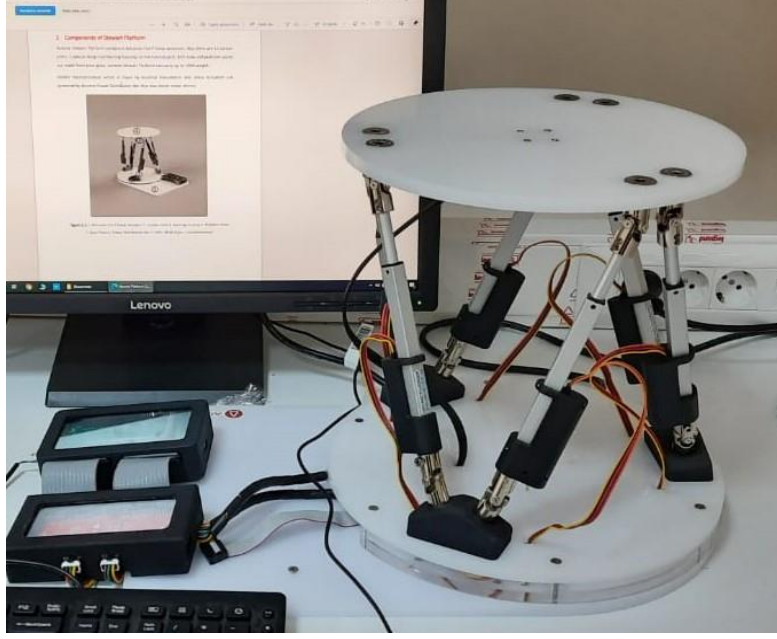
$$\frac{K K_i}{\tau} = \omega_n^2, \frac{1 + K K_p}{\tau} = 2\zeta\omega_n \quad (4.5)$$

Eşitlik 4.5'den yararlanarak DC motor hız kontrolü için tasarladığımız PI denetleyiciye ait olan K_p ve K_i kazanç katsayılarını ise son olarak Eşitlik 4.6'daki gibi elde edilir.

$$K_p = \frac{-1 + 2\zeta\omega_n\tau}{K}, K_i = \frac{\omega_n^2\tau}{K} \quad (4.6)$$

5. PROTOTİP UÇUŞ SİMÜLATÖRÜNÜN GERÇEK ZAMANLI KONTROLÜ

Bu çalışmada kullanılan prototip uçuş simülatörünün görüntüsü Şekil 5.1'de verilmiştir. Stewart Platformu, 6 Actonix P16-P lineer aktüatöre sahiptir. Ayrıca mekanik aksam olarak 12 kardan mafsal, 3 özel tasarım rulman yatağı (yuvarlanma elemanı) bulunmaktadır. Hem taban hem de platform plakaları pleksi classdan yapılmıştır. Stewart Platformu, 180N ağırlığa kadar yük taşıma kapasitesine sahiptir. Sistem kontrolü National Instruments tarafından üretilen MyRIO mikroişlemcisi tarafından gerçekleştirilmektedir.



Şekil 5. 1 Stewart platformun genel görünüşü

Bu çalışmada gerçek zamanlı üç farklı deney gerçekleştirilmiştir. Öncelikle prototip uçuş simülatörünün z eksenini boyunca hareket etmesi ardından x ve y eksenlerinde ise sinüzoidal bir hareket yapması amaçlanmıştır. Denetleyici parametreleri ise en iyi sonucu sağlayacak şekilde $K_p = 0,4575$, $K_i = 0,0855$ olarak seçilmiştir.

5.1 Deney 1: Z Ekseninde Hareket

Bu deneyde, mekanizmanın hareketli üst platformun z eksenini doğrultusunda hareketinin gerçekleşmesi esnasındaki konum takibi incelenmiştir. Kontrol sistemine referans değeri olarak ters kinematik analiz ile platformun istenen konum değerine karşılık gelen bacak boy değerleri, çıkış olarak ise mekanizma bacaklarının boyları esas alınmıştır. Bu sayede sistemin konum takibi elde edilmiştir. Bu konum takibinde kullanılan referans koordinatlar Eşitlik 5.1 ile ifade edilmiştir.

$$x(t) = 0, y(t) = 0, z(t) = 200 + 10\sin(2 * \pi * (5/10) * t) \quad (5.1)$$

Değişken değerleri esas alınarak mevcut bulunan 6 bacak için takip yapılarak konum değişim grafikleri Şekil 5.2 de gösterilmiştir. Şekil 5.2’de z ekseninde verilen referans değerleri için bacakların PI kontrol ile yapılan konum değişim grafikleri sunulmuştur. Konum değişimlerinin hangi bacağa ait olduğu grafiklerin üzerinde belirtilmiştir. Konum değişimleri 37,82 saniyede gerçekleştirilerek sonuç alınmıştır. Seçilen kazanç parametrelerine bağlı olarak PI denetleyicisi kullanılması durumunda tüm bacak boylarında meydana gelen konum hataları benzer şekilde Şekil 5.2’ de gösterildiği gibi elde edilmiştir.

5.2 Deney 2: X Ekseninde Hareket

Bu deneyde, mekanizmanın hareketli üst platformun x eksenini doğrultusunda hareketinin gerçekleşmesi esnasındaki konum takibi incelenmiştir. Kontrol sistemine referans değeri olarak ters kinematik analiz ile platformun istenen konum değerine karşılık gelen bacak boy değerleri, çıkış olarak ise mekanizma bacaklarının boyları esas alınmıştır. Bu sayede sistemin konum

takibi elde edilmiştir. Bu konum takibinde kullanılan referans koordinatlar Eşitlik 5.2 ile belirtilip bu deney esnasında elde edilen grafikler sunulmuştur.

$$x(t) = 15\sin(2 * \pi * (5/10) * t), y(t) = 0, z(t) = 200 \quad (5.2)$$

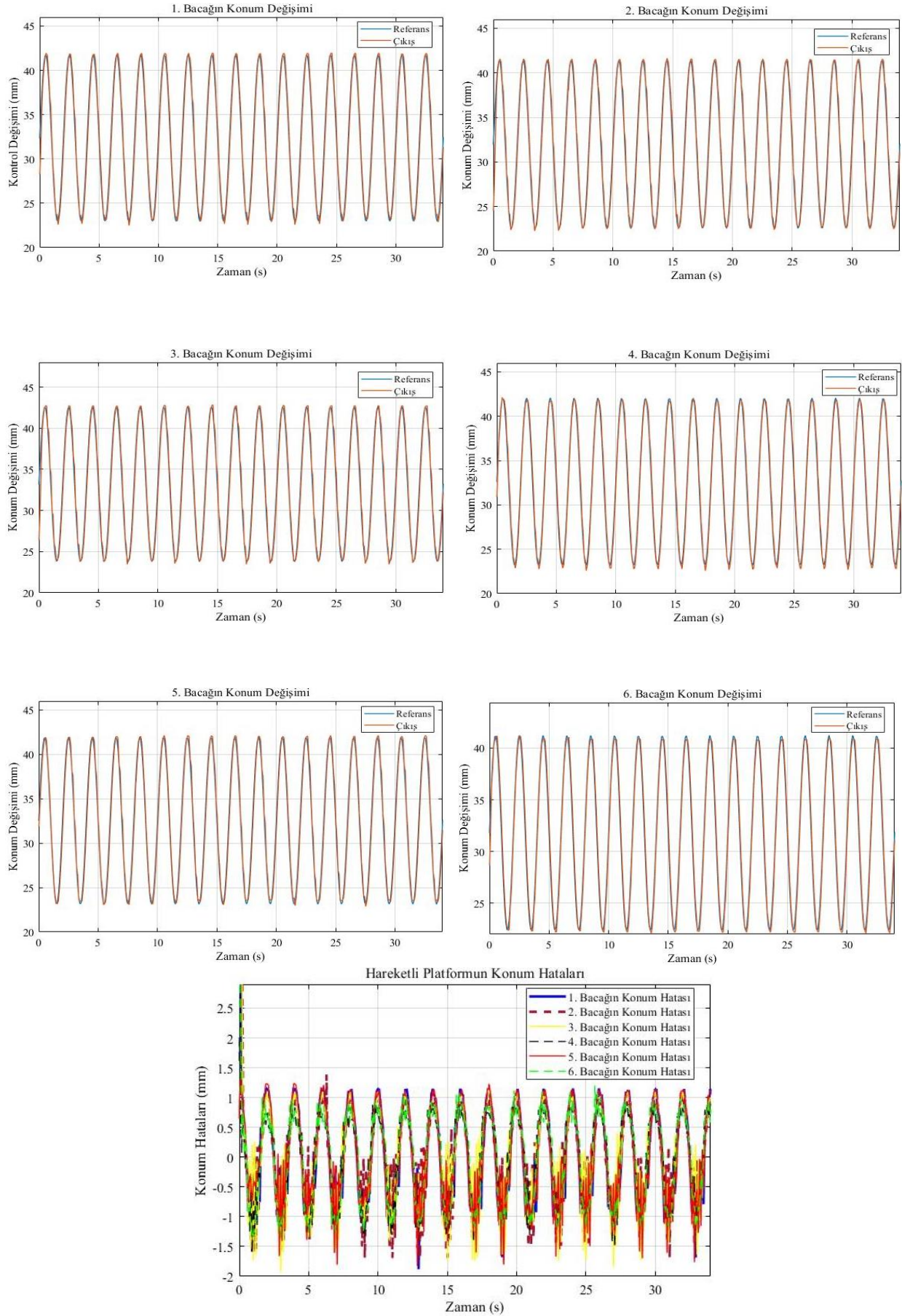
Değişken değerleri esas alınarak mevcut bulunan 6 bacak için konum takibi yapılarak konum değişim grafikleri Şekil 5.3'de gösterilmiştir. Şekil 5.3' de görüldüğü gibi bacak boylarında meydana gelen konum hataları, manipülatörün hareketli platformu için tanımlanan yörüngelerde az da olsa konum hatalarına sebep olmuştur. Altı bacağa ait konum hataları farklı renklerle gösterilerek incelenmiştir.

5.3 Deney 3: Y Ekseninde Hareket

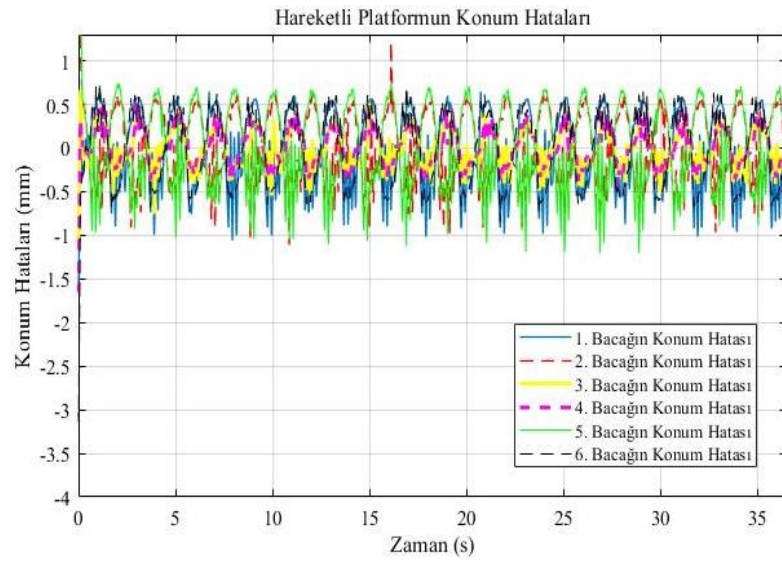
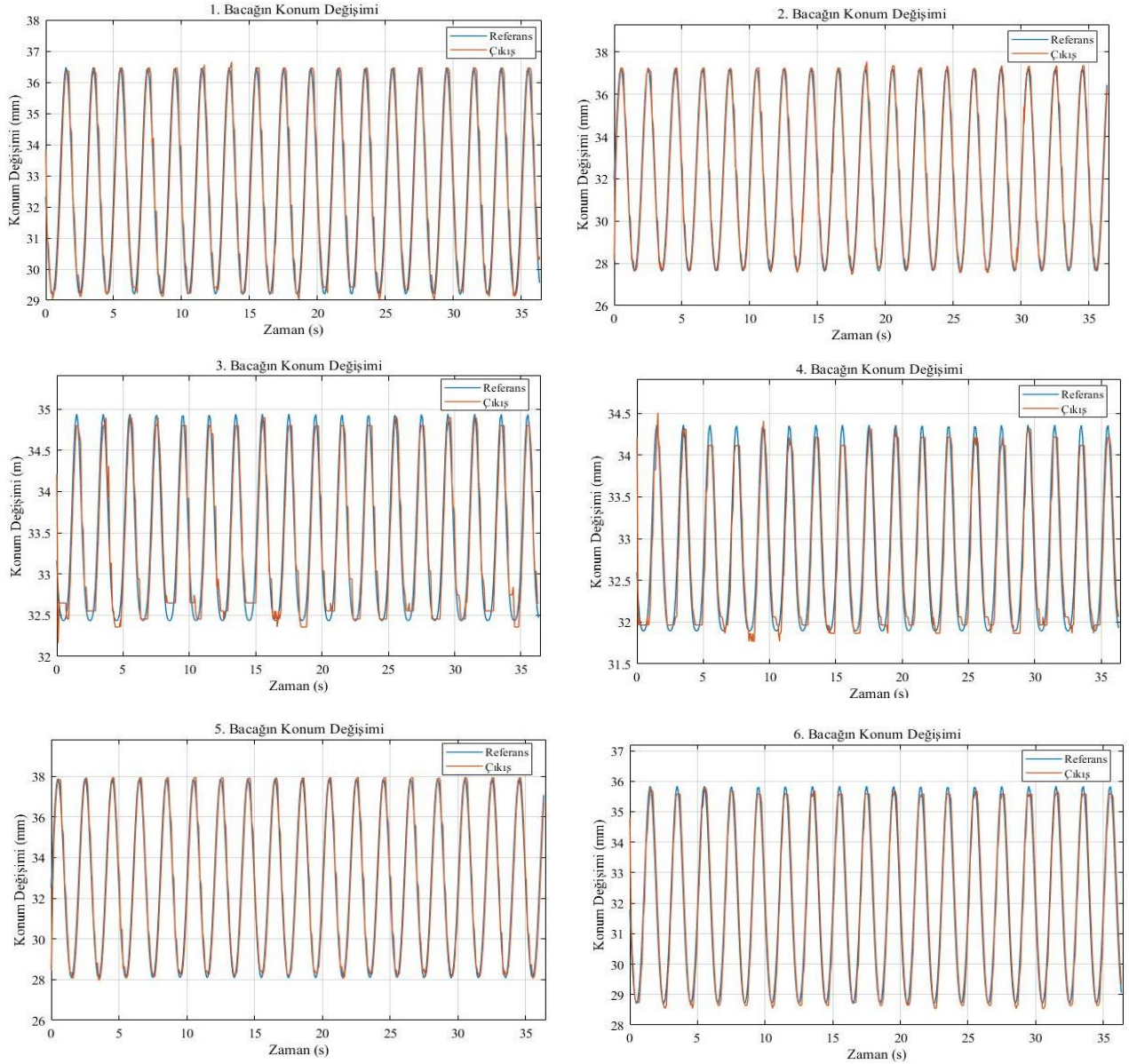
Bu deneyde, mekanizmanın hareketli üst platformun y eksenini doğrultusunda hareketinin gerçekleşmesi esnasındaki konum takibi incelenmiştir. Kontrol sistemine referans değeri olarak ters kinematik analiz ile platformun istenen konum değerine karşılık gelen bacak boy değerleri, çıkış olarak ise mekanizma bacaklarının boyları esas alınmıştır. Bu sayede sistemin konum takibi elde edilmiştir. Bu konum takibinde kullanılan referans koordinatlar Eşitlik 5.3 ile belirtilip bu deney esnasında elde edilen grafikler sunulmuştur.

$$x(t)= 0, y(t)= 15\sin(2 * \pi * (5/10) * t), z(t)= 200 \quad (5.3)$$

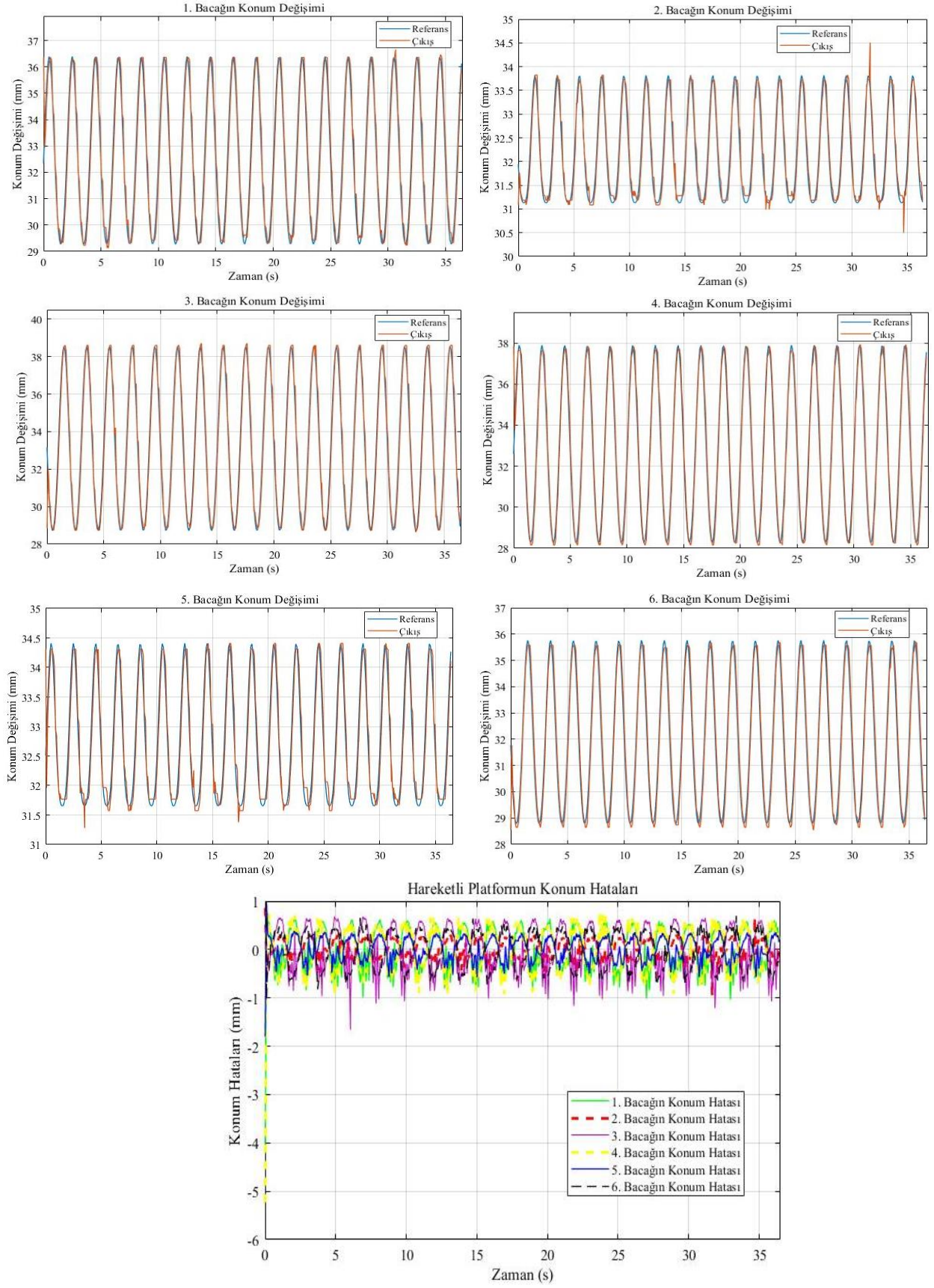
Değişken değerleri esas alınarak mevcut bulunan 6 bacak için konum takibi yapılarak konum değişim grafikleri Şekil 5.4' de gösterilmiştir. Şekil 5.4'de gösterilen grafikler y ekseninde verilen referans değerleri için bacakların PI kontrol ile yapılan konum değişim grafikleri sunulmuştur. Konum değişimleri 39,93 saniyede gerçekleştirilerek sonuç alınmıştır. Seçilen kazanç parametrelerine bağlı olarak PI kontrolcüsü kullanılması durumunda tüm bacak boylarında meydana gelen konum hataları aynı grafikte gösterilmiştir.



Şekil 5. 2 Gerçek zamanlı deney 1 için PI denetleyicisi ile gerçekleştirilen konum değişimleri



Şekil 5. 3 Gerçek zamanlı deney 2 için PI denetleyicisi ile gerçekleştirilen konum değişimleri



Şekil 5. 4 Gerçek zamanlı deney 3 için PI denetleyicisi ile gerçekleştirilen konum değişimleri

6. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Bu çalışmada, yaygın olarak kullanılmaya başlanılan 6 serbestlik dereceli uçuş simülatörleri için kinematik ve aktüatör modelleme prensibine dayalı bir yörünge kontrolünü önerilmektedir. Bu kapsamda öncelikle uçuş simülatörlerinin kinematik analizi gerçekleştirilmiştir. Ters kinematik problemimin çözümü için bir başka deyişle hareketli üst platformun konum ve yönelim değerleri verildiğinde bacak boy uzunluğunu hesaplanma işlemi vektörel analizi yapılarak detaylı bir şekilde açıklanmıştır. Ters kinematik analizinden elde edilen matematiksel ifadeler Matlab yardımıyla çözdürülmüştür. Deneysel olarak elde edilen verilere göre yapılan kinematik analizinin doğru olduğu kanıtlanmış ve aktüatör modeli sayesinde parametreleri uygun bir şekilde ayarlanan PI kontrolcü sayesinde sisteme doğru pozisyon kontrolü gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmanın literatüre asıl katkısı havacılık sektöründe sıklıkla kullanılmaya başlanılan uçuş simülatörlerinin tüm matematiksel analizlerini paylaşmak ve sistemi gerçek zamanlı olarak doğru bir şekilde pozisyonlanabilmek için gerekli olan model tabanlı PI kontrolcü yapısını oluşturmaktır. Mevcut çalışmada uçuş simülatörünün farklı yükler ve bozucu etkiler altındaki kontrolcü performansı test edilmemiştir. Gelecek çalışmalarımızda önerilen aktüatör modeline dayalı PI kontrolcü performansı bozucu etkiler altında test edilecek ve elde edilen modele bağlı olarak yeni bir kesirli dereceden PI kontrolcü tasarımı yapılarak sistem üzerinde test edilecektir.

KAYNAKLAR

- [1] Yavuz S. Seri Manipülatörlerin Dönüşüm Matrislerinin Elde Edilmesinin Kolay Yolları. *Buts.* 2023;4(2):1-7.
- [2] Dasgupta, D, Mruthyunjaya T. S. Singularity-free Path Planning for the Stewart Platform Manipulator. *Mechanism and Machine Theory.* 1998;33.
- [3] Stewart, D. A platform with six degrees of freedom. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers.* 1965; 180(1): 371-386.
- [4] Fichter EF. A Stewart Platform- Based Manipulator: General Theory and Practical Construction. *The International Journal of Robotics Research.* 1986;5(2):157-182.
- [5] <https://www.havelsan.com.tr/sektorler/egitim-ve-simulasyon/sivil-havacilik/havelsan-ucus-simulatorleri> (Erşim Tarihi 20.01.2024)
- [6] Tsai, L. W. Position Analysis of Serial Manipulators, Chapter 10, *Robot Analysis: The Mechanics of Serial and Parallel Manipulators.* John Willey & Sons Inc., New York. 1999; 424-456.
- [7] Wang, Z., He, J., and Gu H. Forward kinematics analysis of a six degree of freedom Stewart platform based on independent component. *IEEE Transaction on Systems,* 2010:1083-4427.
- [8] Su, Y. X., Zang, C. H. and Duan B.Y. Singularity analysis of a 6 DOF Stewart platform using genetic algorithm. *IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics.* 2002.

- [9] Tsai, L. W. Solving the inverse dynamics of parallel manipulators by the principle of virtual work. Proc. ASME Design Engineering Technical Conference. 1998.
- [10] Lebret, G., Liu, K., and Lewis, F. L. Dynamic analysis and control of a Stewart platform manipulator. J. Robot. Syst. 1993;10(5), 629-655.
- [11] Mei, Q., She, J. Wang, Wu F. Wang and Nakanishi Y., Performance Enhancement for an Equivalent-Input-Disturbance-Based Control System Using a Sliding-Mode Controller. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics. 2023;28(3), 1456-1465
- [12] Xie, B. and Dai, S. Optimal trajectory generation for stewart platform using discrete mechanics and optimal control. 2018 13th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA), Wuhan, China. 2018: 980-985
- [13] Machiani, J. H. Masouleh, M. T. Kalhor, A. Tabrizi M. G. and Sanie, F. Control of a pneumatically actuated 6-DOF Gough-Stewart platform. 2014 Second RSI/ISM International Conference on Robotics and Mechatronics (ICRoM), Tehran, Iran. 2014:166-171.
- [14] Yang, C. Huang, Q. Jiang, H. Peter, O. O. Han, J. PD control with gravity compensation for hydraulic 6-DOF parallel manipulator. Mechanism and Machine Theory. 2010; 45.