



Design and control of a novel 3 DOF spherical flight simulator

Edip Öztürk*^{ID}, Kürşad Göv^{ID}

Department of Aeronautics and Aerospace Engineering, Faculty of Aeronautics and Aerospace, Gaziantep University, 27310, Gaziantep, Türkiye

Highlights:

- Design of novel spherical flight simulator
- Obtaining mathematical model of a dynamic system
- Controller design

Keywords:

- Flight simulator
- Newton-Euler method
- Pole placement controller
- LQR controller
- Simulation

Article Info:

Research Article

Received: 15.04.2022

Accepted: 26.07.2022

DOI:

10.17341/gazimmfd.1103916

Correspondence:

Author: Edip Öztürk

e-mail:

edipozturk@gantep.edu.tr

phone: +90 543 345 0804

Graphical/Tabular Abstract

Nowadays, with the development of technology, the usage fields of simulators are increasing and diversifying. Simulators can find a place for themselves in every sector, and they also play a major role in aviation and space studies. In this study, a new spherical flight simulator was designed and the nonlinear dynamics of the spherical flight simulator was mathematically modelled using the Newton-Euler method. The obtained mathematical model was used in the controller design for the spherical flight simulator. In the controller design, pole placement method and linear quadratic modifier method (LQR) were chosen and these methods were compared. The mathematical simulation of the system was made in the SIMULINK environment.

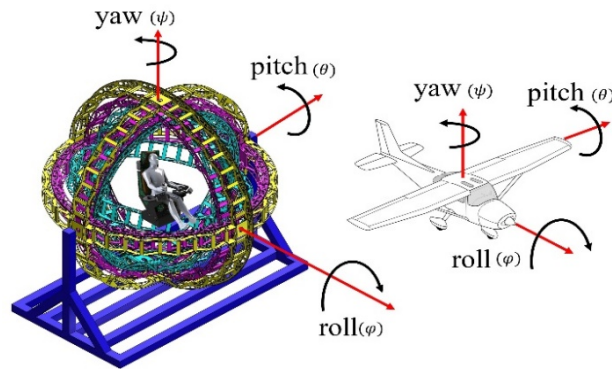


Figure A. Spherical flight simulator

Purpose:

The specific objective of this study is to design and control a novel 3 DOF spherical flight simulator with infinite rotation capability.

Theory and Methods:

A novel spherical flight simulator is designed by computer aided design software and mathematical model is derived for designed model. Computer aided design model, manoeuvre angles and its location on airplane can be seen in Figure A. Newton-Euler method is used to obtain dynamic model of spherical flight simulator. Pole placement and linear quadratic regulator controller are applied to designed flight simulator and simulations are performed in SIMULINK.

Results:

The study shows that a flight simulator with infinite rotation capability is possible and necessary. The results obtained from simulation, both pole placement and linear quadratic regulator controller are satisfied desired design requirements. Both techniques are able to reject disturbances due to dynamic non-linearity.

Conclusion:

Both Pole placement controller and LQR controller for spherical flight simulator meet design requirements successfully. Although pole placement controller reacts faster than LQR controller, LQR controller shows better performance for eliminating disturbances. Since LQR controller produces more gentle input signals, it consumes less energy than pole placement controller.



Üç serbestlik dereceli yeni bir küresel uçuş simülâtörünün tasarımı ve kontrolü

Edip Öztürk*^{ID}, Kürşad Göv^{ID}

Gaziantep Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, 27310, Gaziantep, Türkiye

Ö N E Ç İ K A N L A R

- Yeni bir küresel uçuş simülâtörü tasarımı
- Dinamik sistemin matematiksel modellenmesi
- Kontrolcü tasarımı

Makale Bilgileri

Araştırma Makalesi

Geliş: 15.04.2022

Kabul: 26.07.2022

DOI:

10.17341/gazimmfd.1103916

Anahtar Kelimeler:

Uçuş simülâtörü,
Newton-Euler yöntemi,
kutup yerleştirme,
LQR kontrol,
simülasyon

ÖZ

Günümüzde teknolojinin gelişimiyle birlikte simülâtörlerin kullanım alanları çeşitlenerek artmaktadır. Simülâtörler her sektörde kendilerine yer bulabildikleri gibi havacılık ve uzay çalışmalarında da büyük rol oynamaktadırlar. Bu çalışmada, yeni bir küresel uçuş simülâtörü tasarlanmış, küresel uçuş simülâtörünün doğrusal olmayan dinamiği Newton-Euler yöntemi kullanılarak matematiksel olarak modellenmiştir. Elde edilen matematiksel model küresel uçuş simülâtörü için kontrolcü tasarımında kullanılmıştır. Kontrolcü tasarımında kutup yerleştirme yöntemi ve doğrusal karesel düzenleyici yöntemi (LQR) seçilmiş olup bu yöntemler kıyaslanmıştır. Sistemin matematiksel benzetimi SIMULINK ortamında yapılmıştır.

Design and control of a novel 3 DOF spherical flight simulator

H I G H L I G H T S

- Design of novel spherical flight simulator
- Obtaining mathematical model of a dynamic system
- Controller design

Article Info

Research Article

Received: 15.04.2022

Accepted: 26.07.2022

DOI:

10.17341/gazimmfd.1103916

Keywords:

Flight simulator,
Newton-Euler method,
pole placement controller,
LQR controller,
simulation

ABSTRACT

Nowadays, with the development of technology, the usage fields of simulators are diversely increasing. Simulators can find a place for themselves in every sector, and they also play a major role in aviation and space studies. In this study, a new spherical flight simulator was designed and the nonlinear dynamics of the spherical flight simulator was mathematically modelled using the Newton-Euler method. The derived mathematical model was used in the controller design for the spherical flight simulator. In the controller design, pole placement method and linear quadratic regulator method (LQR) were chosen and these methods were compared. The mathematical simulation of the system was performed in the SIMULINK environment.

1. Giriş (Introduction)

Uçuş simülatorleri hava aracının uçuşunu ve içinde uçtuğu ortamı yapay olarak yeniden oluşturan cihazlardır. Hava aracının modellenmesi sırasında aracın dinamiği dikkate alınarak, uçuş sistemleri ve türbülans gibi dış etkiler, uçuş simülatorleri tarafından benzetimi yapılabilen unsurlar arasındadır. Hava aracı tasarımı ve araştırma geliştirme çalışmaları uçuş simülatorlerinin kullanım amaçları arasında yer alsa da uçuş simülatorlerinin yaygın kullanılması amacı pilot yetiştirme eğitimleridir. Uçuş eğitimleri güvenlik olarak riskli ve maliyetli olduğundan, uçuş simülatorleri pilotaj eğitiminde sıklıkla kullanılmaktadır. Ayrıca gerçek hayatta uygulanması zor ya da imkânsız olan motor arızası, zorlu hava koşulları gibi birtakım senaryoların çalışmasında uçuş simülatorlerinin kullanılması güvenli ve az maliyetli bir çözümdür [1-3]. 20. yüzyılın başlarında gerçek uçaklarla verilen uçuş eğitimleri zaman geçtikçe maliyetli ve riskli olmaya başlamıştır. Uçuş eğitimlerinin hava şartları, uçak bakım durumu, yeterli personel sayısı gibi dış etkenlere bağlı olması da bu eğitimlerin verilmesini zorlaştırmıştır. Ayrıca simülator eğitimi olmadan daha önce gerçekleşmemiş Ay'a iniş gibi özel görevlerin gerçekleştirilmesi mümkün olmamıştır ve uçuş simülatorlerinin kullanılması kaçınılmaz olmuştur [4]. Başlangıçta tasarlanan uçuş simülatorleri gerçek hava aracının hareket kabiliyeti olmayan basit bir modelinden oluşmaktadır. Bu simülatorlerde asıl amaç uçuş eğitimi vermek değil, pilot adaylarının reflekslerini iyileştirmek olmuştur. Sonradan üretilen simülatorlerde hava aracı kokpitinin bire bir kopyası hareketli bir mekanizma üzerine yerleştirilerek uçuş eğitimlerinde kullanılmaya başlanmıştır [5, 6]. Stewart platform akademik ve endüstriyel alanlarda birçok geniş alanda kullanılmaktadır [7]. Geçmiş simülator çalışmaları incelendiğinde basit mekanik yapısı, yüksek taşıma kapasitesi, düşük bakım maliyeti gibi nedenlerden dolayı uçuş simülatorlerinde de hareket sağlayıcı olarak paralel manipülatör olan Stewart platformunun sıklıkla kullanıldığı görülmektedir [8-11]. Ancak yunuslama, yalpalama ve yuvarlanma eksenlerinde kısıtlı hareket kabiliyeti olan bu simülatorler, yüksek manevra kabiliyetine sahip askeri muharebe ve akrobasi uçaklarının benzetim ve eğitim çalışmalarında yetersiz kalmıştır [4]. Bu eksikliği gidermek için bu çalışmada yüksek hareket kabiliyetine sahip yeni bir uçuş simülatorü tasarımı gerçekleştirilmiştir. Tasarımı yapılan yeni simülator iç içe geçmiş 3 küre benzeri yapıdan oluşmaktadır. Küresel uçuş simülatorünün kürelerinin her biri 360 derece dönebilme kabiliyetine sahip olduğundan, akrobasi ve muharebe uçaklarının manevralarının simülasyonunda rahatlıkla kullanılabilir.

Küresel uçuş simülatorü üç dönel serbestlik derecesine sahiptir. Literatür incelendiğinde üç serbestlik derecesine sahip uçuş simülatorlerinin, üçten fazla serbestlik derecesine sahip hava

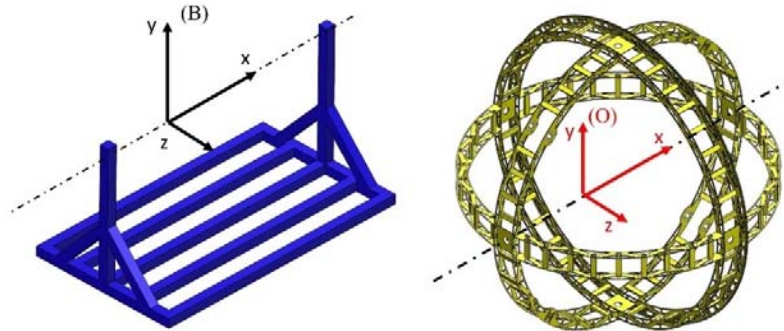
araçlarının simülasyonunda da kullanımının mümkün olduğu görülmektedir [12]. Bu kullanıma olanak veren hareket algı kontrolü, uçuş simülatorü konusunda literatürde sıkça rastlanılan çalışmalardandır [13-16]. Küresel uçuş simülatorü için kontrolcü tasarlanmadan önce detaylı matematiksel modelinin oluşturulması gerekir. Burada matematik modelden kasıt simülatorün hareket denklemleri olarak bilinen dinamik denklemlerdir [17]. Oluşturulan matematik model küresel uçuş simülatorünün dinamik karakteristiğini temsil eder. Literatürde matematiksel modelin oluşturulmasında kullanılan farklı yöntemler mevcuttur. Bu yöntemlerden en çok bilinenleri Newton-Euler ve Lagrange-Hamilton yöntemleridir [18-21]. Bu çalışmada küresel uçuş simülatorünün hareket denklemlerinin oluşturulmasında Newton-Euler yöntemi kullanılmıştır. Kontrol uygulamalarında tek bir kontrolcü tasarlanabileceği gibi birden fazla kontrolcüden oluşan hibrit kontrolcüler de tasarlanabilir [22]. Küresel uçuş simülatorü için kontrolcü tasarımında iki farklı yöntem seçilmiştir. Simülator için tasarlanan ilk kontrolcü kutup yerleştirme yöntemiyle tasarlanmış olup, bu yöntem kapalı döngü sistemine ait kutupların karmaşık düzlem üzerinde arzu edilen yerlere yerleştirilmesine dayanır [23, 24]. Bu yöntem kutupları yerleştirilen sistemin istenildiği gibi davranmasını sağlar [25-27]. Literatür incelendiğinde kutup yerleştirme yönteminin mobil robotlar, ters sarkaç gibi basit mekanik sistemler ve hava araçları kontrolü gibi birçok alanda yaygın olarak kullanıldığı görülür [28-31]. Küresel uçuş simülatorü için tasarlanan kontrolcü için ikinci seçilen yöntem doğrusal karesel düzenleyici (LQR) yöntemidir. Bu yöntem dinamik bir sistemin kontrol maliyetini minimize etme esasına dayanır [32, 33]. LQR maliyet fonksiyonunu minimize etmek için gereken durum geri besleme kazancını hesaplar [34-35]. Kutup yerleştirme yönteminde olduğu gibi doğrusal karesel düzenleyici de kontrol literatüründe geniş bir alan kapsamaktadır.

2. Küresel Uçuş Simülatorünün Modellenmesi ve Benzetimi (Modelling and Simulation of Spherical Flight Simulator)

2.1. Küresel Uçuş Simülatorünün Tasarımı (Design of Spherical Flight Simulator)

Küresel uçuş simülatorü iç içe geçmiş üç küre biçiminde yapıdan ve bu üç küreyi taşıyan bir şasiden oluşur.

Küresel uçuş simülatorünü oluşturan her bir küre dönel serbestlik derecesine sahiptir. İç küre orta küreye, orta küre dış küreye ve dış küre ise simülatorün ana şasına monte edilmiştir. Şekil 1'de destek ve destek eksen takımıyla birlikte dış küre ve dış küreye ait eksen takımı görülmektedir. Diğer kürelerin geometrisi ve eksen takımının yerleştirilişi biçimi dış küreye aynı olduğundan tekrar gösterimine gerek duyulmamıştır.



Şekil 1. Küresel uçuş simülatorü şasi ve dış küresi (Spherical flight simulator main chassis and outer sphere)

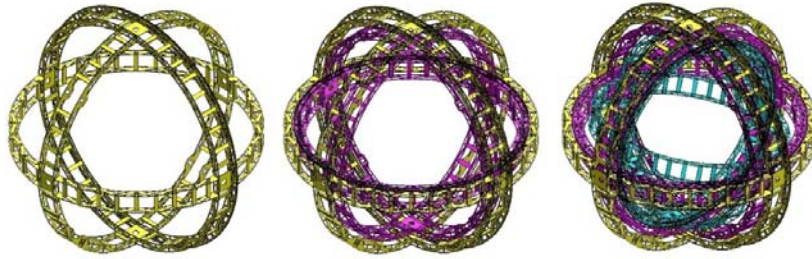
Kürelerin iç içe konumlandırılmasının izometrik görünüşü Şekil 2’te görülebilir. Küresel uçuş simülâtörünün bilgisayar ortamında oluşturulan tam modeli Şekil 3’te verilmiş olup, bu modelden elde edilen atalet momenti gibi fiziksel parametreler küresel uçuş simülâtörünün matematiksel modelinin oluşturulmasında kullanılmıştır. Tasarım sonunda iç, orta ve dış küreye ait atalet momentleri dönme ekseninde sırasıyla 71,68 kg. m², 99,96 kg. m² ve 149,34 kg. m² ve diğer eksenlerde sırasıyla 59,53 kg. m², 83,77 kg. m² ve 122,92 kg. m² olarak elde edilmiştir.

2.2. Küresel uçuş simülâtörü için eksen takımları ve dönme matrisleri (Reference Frames And Transformation Matrices for Spherical Flight Simulator)

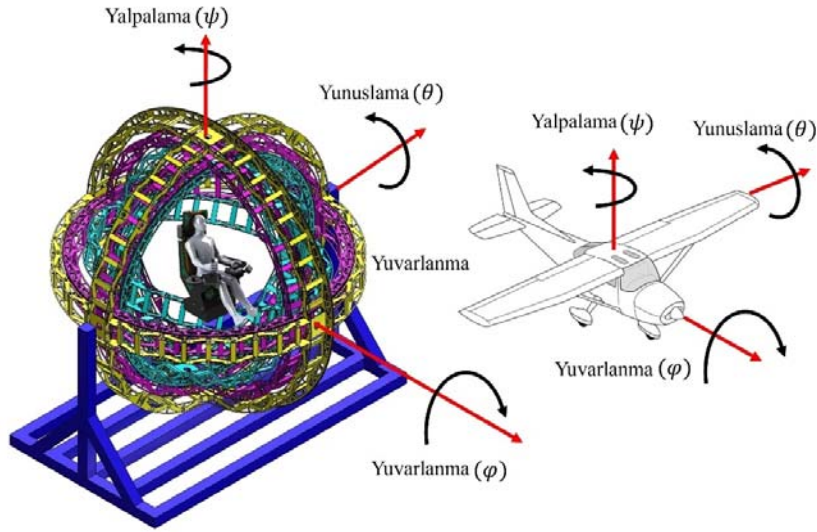
Küresel uçuş simülâtörünün kinematik ve dinamik analizleri için kullanılacak eksen takımları ve yönelimleri Şekil 4’te verilmiştir.

Toplamda dört adet olan eksen takımlarının orijinleri çakışık, yer eksen takımı (B) hareketsizdir. Dış küre eksen takımı (O), yer eksen takımının (B) ‘x’ eksenini etrafında dönebilecek şekilde yerleştirilmiştir. Buradaki dönüş açısı “ θ ” olarak adlandırılmıştır. Aynı şekilde orta küre eksen takımı (M), dış küre eksen takımının (O) ‘y’ eksenini etrafında dönebilecek şekilde yerleştirilmiş ve bu dönüş açısı “ Ψ ” olarak adlandırılmıştır. Son eksen takımı olan iç küre eksen takımının (I) dönüş hareketi, orta eksen takımının (M) ‘z’ eksenini etrafında olup dönüş açısı “ Φ ” olarak adlandırılmıştır. Eksen takımları birbirlerine matematiksel olarak dönüşüm matrisleriyle bağlıdır. Bir eksen takımında gösterilen vektörün başka bir eksen takımına yansıtılması için dönüşüm matrisleri kullanılır. Eksen takımları arasındaki ilişkiler Şekil 5’te gösterilmiştir.

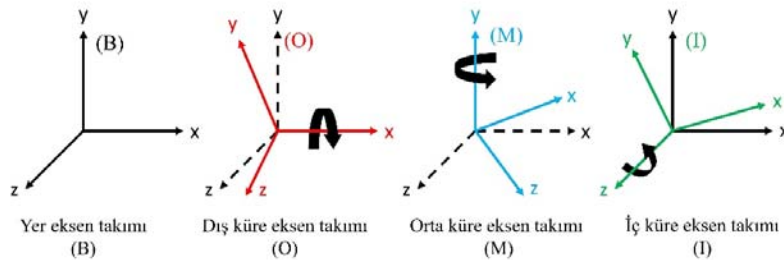
Yer (B) ve dış küre eksen takımı (O) arasındaki dönüşüm matrisi yer eksen takımında (B) gösterilen bir vektörün dış küre eksen takımına (O) yansıtılmasını sağlar.



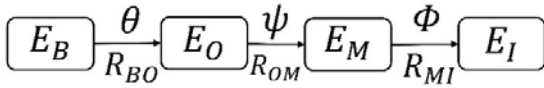
Şekil 2. Kürelerin montaj görünümü (Assembly view of spheres)



Şekil 3. Yunuslama, yuvarlanma, yalpalama açıları (Roll, pitch, yaw angles)



Şekil 4. Küresel uçuş simülâtörü eksen takımları (Spherical flight simulator coordinate frames)



Şekil 5. Eksen takımı ilişkileri (Coordinate frame relations)

$$R_{BO} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

Dış (O) ve orta küre eksen takımı (M) arasındaki dönme matrisi;

$$R_{OM} = \begin{bmatrix} \cos\psi & 0 & \sin\psi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\psi & 0 & \cos\psi \end{bmatrix} \quad (2)$$

Orta (M) ve iç küre eksen takımı (I) arasındaki dönme matrisi;

$$R_{MI} = \begin{bmatrix} \cos\phi & -\sin\phi & 0 \\ \sin\phi & \cos\phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

Diğer dönme matrisleri Eş. 4, Eş. 5 ve Eş. 6'da verilmiştir.

$$R_{MO} = \begin{bmatrix} \cos\psi & 0 & -\sin\psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\psi & 0 & \cos\psi \end{bmatrix} = R_{OM}^T \quad (4)$$

$$R_{IM} = \begin{bmatrix} \cos\phi & \sin\phi & 0 \\ -\sin\phi & \cos\phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = R_{MI}^T \quad (5)$$

2.3. Küresel Uçuş Simülatörünün Kinematik Analizi (Kinematic Analysis of Spherical Flight Simulator)

Küresel uçuş simülatörünün her bir küresi birbirine fiziksel olarak bağlı olduğundan, kürelerin hızları da birbirlerine etki etmektedir. Bu etkilerin matematiksel olarak ifade edilmesinde kinematik eşitlikler kullanılır. Kinematik eşitlikler yazılmadan önce eksen takımlarına ait birim vektörlerin belirlenmesi gerekir. Eksen takımlarına ait birim vektörler Eş. 6'daki gibi ifade edilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \vec{u}_x & \vec{u}_y & \vec{u}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

Küresel uçuş simülatörü üç serbestlik derecesi de dönele olduğundan, simülatörün küreleri sadece dönme hareketi yapabilmektedir. Sadece dönme hareketi yapabilen kürelerin açılma hızları iç küre eksen takımına göre yazılmalıdır. Açılma hızların iç küre eksen takımına göre yazılmasının sebebi ölçüm ve hesaplamaların yapılmasında iç kürenin tercih edilmesidir. Buna göre kürelerin açılma hızları sırasıyla Eş. 1, Eş. 2 ve Eş. 3 kullanılarak Eş. 7, Eş. 8 ve Eş. 9'daki gibi yazılır.

$$\vec{\Omega}_O = R_{BO}\vec{\Omega}_B + \dot{\theta}\vec{u}_x \quad (7)$$

$$\vec{\Omega}_M = R_{OM}\vec{\Omega}_O + \dot{\psi}\vec{u}_y \quad (8)$$

$$\vec{\Omega}_I = R_{MI}\vec{\Omega}_M + \dot{\phi}\vec{u}_z \quad (9)$$

$$\vec{\Omega}_O = \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\vec{\Omega}_M = \begin{bmatrix} \cos\psi\dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ -\sin\psi\dot{\theta} \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\vec{\Omega}_I = \begin{bmatrix} \cos\phi\cos\psi\dot{\theta} - \sin\phi\dot{\psi} \\ \cos\psi\sin\phi\dot{\theta} + \cos\phi\dot{\psi} \\ \dot{\phi} - \sin\psi\dot{\theta} \end{bmatrix} \quad (12)$$

Kürelerin açılma hızlarının hesaplanması küresel uçuş simülatörünün matematiksel modelinin oluşturulması için gerekli bir adımdır. Simülatörün matematiksel modeli oluşturulurken gerek klasik mekanik yöntemlerinden olan Newton-Euler yöntemi kullanıldığında açılma momentumunun hesaplanmasında, gerekse analitik dinamik yöntemlerinden olan Lagrange-Hamilton prensibi kullanılırken sistemin kinetik enerjisinin hesaplanmasında açılma hızları kesin olarak bilinmelidir.

2.4. Küresel Uçuş Simülatörünün Dinamik Analizi (Dynamic Analysis Of Spherical Flight Simulator)

Çok serbestlik dereceli karmaşık sistemlere arzu edilen performans kriterlerini sağlayabilecek kontrolcü tasarımı yapılırken, sistemin matematiksel modeline ihtiyaç vardır. Sistem dinamiğinin modellendiği bu matematiksel model, gerçeğe ne kadar yakınsa tasarlanan kontrolcü de o ölçüde başarılı olacaktır. Sistem dinamiği matematiksel olarak modellenirken, Newton-Euler yöntemi ve Hamilton-Lagrange yöntemi literatürde sık karşılaşılan yöntemlerdendir. Bu çalışmada küresel uçuş simülatörünün dinamik denklemlerinin türetilmesinde Euler denklemlerinden yararlanılmıştır. Euler denklemi bir katı cismin açılma momentumunun zamana göre değişiminin üstüne etkiyen toplam momente eşit olduğunu söyler. Bir katı cismin açılma momentumu, atalet tensörü ile açılma hız vektörünün çarpımına eşittir. Küresel uçuş simülatörünün yapısı bilindik geometrik şekillerden oluşmadığından analitik olarak hesaplanması zahmetli ve hataya açıktır. Bu nedenle simülatördeki kürelerin atalet tensörleri SOLIDWORKS modelinden elde edilmiştir.

$$J_O = \begin{bmatrix} O_{11} & 0 & 0 \\ 0 & O_{22} & 0 \\ 0 & 0 & O_{33} \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$J_M = \begin{bmatrix} M_{11} & 0 & 0 \\ 0 & M_{22} & 0 \\ 0 & 0 & M_{33} \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$J_I = \begin{bmatrix} I_{11} & 0 & 0 \\ 0 & I_{22} & 0 \\ 0 & 0 & I_{33} \end{bmatrix} \quad (15)$$

Eş. 13, Eş. 14 ve Eş. 15'te sırasıyla dış, orta ve iç kürenin atalet tensörleri verilmiştir. Kürelerin geometrisi simetrik ve kütle dağılımı homojen olduğundan, kütle atalet matrisleri köşegen matris formundadır. Kürelerin atalet tensörleri hesaplanırken kendi eksen takımları kullanılmıştır. Kürelerin atalet tensörleri ve açılma hızları kullanılarak açılma momentumları elde edilir. Açılma momentumları elde edilirken kürelerin açılma hızlarının yanında Eş. 4, Eş. 5'te verilen dönme matrislerinin tersleri kullanılmıştır.

$$\vec{H}_I = J_I\vec{\Omega}_I \quad (16)$$

$$\vec{H}_M = J_M\vec{\Omega}_M + R_{IM}\vec{H}_I \quad (17)$$

$$\vec{H}_O = J_O\vec{\Omega}_O + R_{MO}\vec{H}_M \quad (18)$$

Elde edilen açısal momentumların zamana göre değişimleri kürelere uygulanan momentleri verir.

$$\vec{T} = \frac{d}{dt} \vec{H} + \vec{\Omega} \times \vec{H} \quad (19)$$

Sırasıyla iç, orta ve dış küre için tork ilişkileri, kürelerin açısal momentumlarını ifade eden Eş. 16, Eş. 17 ve Eş. 18 alınıp Eş. 19'da yerine konulduğunda Eş. 20, Eş. 21 ve Eş. 22'deki gibi bulunur.

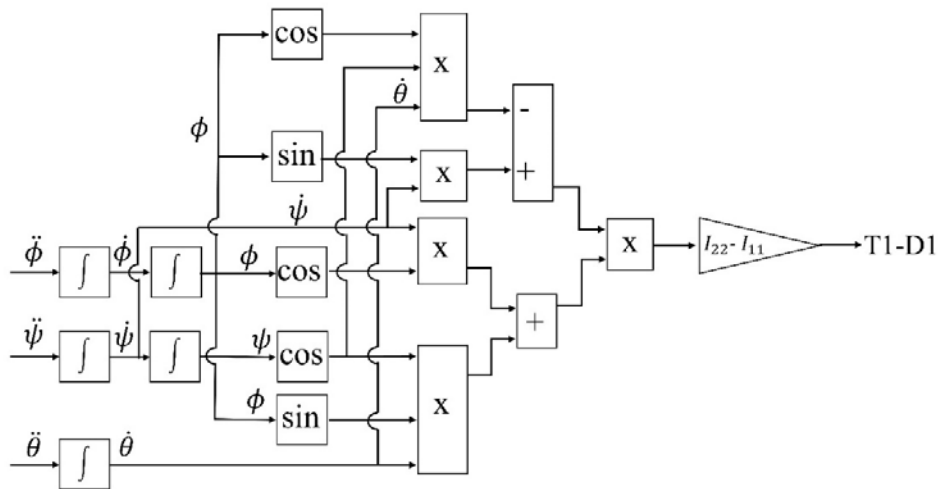
$$T_I = (I_{11} - I_{22})(\cos\phi\dot{\psi} + \cos\psi\sin\phi\dot{\theta})(\sin\phi\dot{\psi} - \cos\phi\cos\psi\dot{\theta}) - I_{33}(\sin\psi\ddot{\theta} + \cos\psi\dot{\theta}\dot{\psi} - \ddot{\phi}) \quad (20)$$

$$T_M = M_{22}\ddot{\psi} + \left(\frac{I_{33} - M_{11} + M_{33}}{2}\right)\sin 2\psi\dot{\theta}^2 + I_{22}\cos^2\phi\ddot{\psi} + I_{11}\sin^2\phi\ddot{\psi} - I_{33}\cos\psi\dot{\phi}\dot{\theta} + (I_{11} - I_{22})\sin 2\phi\dot{\phi}\dot{\psi} - I_{11}\cos^2\phi\cos\psi\sin\psi\dot{\theta}^2 + (I_{22} - I_{11})\cos^2\phi\cos\psi\dot{\phi}\dot{\theta} - I_{22}\cos\psi\sin^2\phi\sin\psi\dot{\theta}^2 + (I_{11} - I_{22})\cos\psi\sin^2\phi\dot{\phi}\dot{\theta} + (I_{22} - I_{11})\cos\phi\cos\psi\sin\phi\dot{\theta} + 2(I_{11} - I_{22})\cos\phi\sin\phi\sin\psi\dot{\psi}\dot{\theta} \quad (21)$$

$$T_O = O_{11}\ddot{\theta} - I_{33}\sin\psi\dot{\phi}\dot{\theta} + (I_{33} + M_{33})\sin^2\psi\ddot{\theta} + \cos^2\psi\dot{\theta}(M_{11} + I_{11}\cos^2\phi + I_{22}\sin^2\phi) - I_{33}\cos\psi\dot{\phi}\dot{\psi} + (I_{33} - M_{11} + M_{33})\sin 2\psi\dot{\psi}\dot{\theta} + (I_{22} - I_{11})\cos^2\phi\cos\psi\dot{\phi}\dot{\psi} + (I_{11} - I_{22})\cos\psi\sin^2\phi\dot{\phi}\dot{\psi} + (I_{11} - I_{22})\cos\phi\cos\psi\sin\phi\dot{\psi}\dot{\theta} + (I_{22} - I_{11})\cos\phi\cos\psi\sin\phi\dot{\psi}\dot{\theta} + 2(I_{22} - I_{11})\cos\phi\cos^2\psi\sin\phi\dot{\phi}\dot{\theta} - 2I_{11}\cos^2\phi\cos\psi\sin\psi\dot{\psi}\dot{\theta} - 2I_{22}\cos\psi\sin^2\phi\sin\psi\dot{\psi}\dot{\theta} \quad (22)$$

2.5. Küresel Uçuş Simülatörünün Doğrusal Olmayan Dinamik Modeli ve Benzetimi
(Non-Linear Dynamic Model and Simulation of Spherical Flight Simulator)

Sistemin dinamik denklemleri analitik çözümü olmayan, doğrusal olmayan diferansiyel denklemlerdir. Sistem dinamiğinin gözlemlenebilmesi için bu denklemlerin nümerik olarak çözülmesi gerekir. Bu nedenle küresel uçuş simülatörünün davranışlarının incelenmesi için her bir kürenin dinamik denklemi SIMULINK ortamında modellenmiştir. Bu model ne kadar gerçeğe yakın olursa tasarlanan kontrolcü arzu edilen performans kriterlerini o kadar iyi sağlayabilecektir.



Şekil 7. İç küreye etkileyen bozunum torkunun ilk kısım blok diyagramı (Block diagram of the first part of inner sphere disturbance torque)

2.5.1. İç Küreye ait doğrusal olmayan dinamik model
(Non-linear dynamic model of inner sphere)

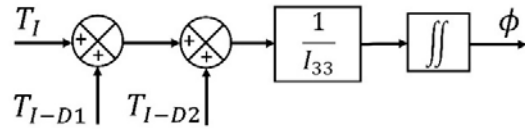
İç kürenin dinamik denklemini olan Eş. 23'e bakıldığında dışardan uygulanan T_I torkunun yanında doğrusal olmayan terimlerin olduğu görülür. Bu terimler diğer kürelerin hareketinden kaynaklanan dengesizlik tork bileşenleridir ve sistem modellenirken bu terimler sisteme etkileyen bozunum torkları olarak kabul edilebilir. Modelleme kolaylığı açısından Eş. 24 ve Eş. 25'teki gibi ifade edilebilir.

$$T_I - (I_{11} - I_{22})(\cos\phi\dot{\psi} + \cos\psi\sin\phi\dot{\theta})(\sin\phi\dot{\psi} - \cos\phi\cos\psi\dot{\theta}) + I_{33}(\sin\psi\ddot{\theta} + \cos\psi\dot{\theta}\dot{\psi}) = I_{33}\ddot{\phi} \quad (23)$$

$$T_I + T_{I-D1} + T_{I-D2} = I_{33}\ddot{\phi} \quad (24)$$

Bozunum torku terimlerini modelleme kolaylığı açısından iki terim olarak ifade edilecektir. İç küreye diğer kürelerin hareketinden kaynaklı etkileyen bozunum torkunun ilk terimi Eş. 28'de verilmiştir.

$$T_{I-D1} = -I_{11}(\cos\phi\dot{\psi} + \cos\psi\sin\phi\dot{\theta})(\sin\phi\dot{\psi} - \cos\phi\cos\psi\dot{\theta}) + I_{22}(\cos\phi\dot{\psi} + \cos\psi\sin\phi\dot{\theta})(\sin\phi\dot{\psi} - \cos\phi\cos\psi\dot{\theta}) \quad (25)$$



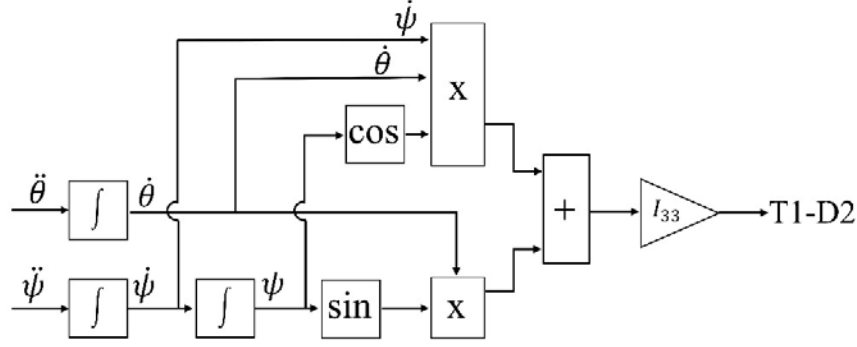
Şekil 6. İç küreye ait dinamik denklem gösterimi
(Inner sphere dynamic equation representation)

Eş. 28'de verilen doğrusal olmayan bozunum torkunun SIMULINK ortamında modellenmiş hali Şekil 7'de verilmiştir. Bu modelde görüleceği üzere giriş olarak her bir kürenin açısal ivmesine karşı çıkış olarak bozunum torku elde edilmiştir.

İç küreye etkileyen bozunum torkunun ikinci terimi Eş. 26'da verilmiştir.

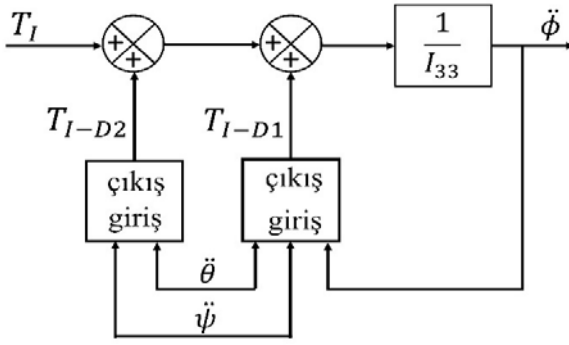
$$T_{I-D2} = I_{33}(\sin\psi\ddot{\theta} + \cos\psi\dot{\theta}\dot{\psi}) \quad (26)$$

Eş. 29'da verilen iç küreye etkileyen bozunum torkunun ikinci teriminin SIMULINK modeli Şekil 8'de görülebilir. Bunun yanında iç küre için



Şekil 8. İç küreye etkiyen bozunum torkunun ikinci kısım blok diyagramı
(Block diagram of the second part of inner sphere disturbance torque)

oluşturulan SIMULINK modeli Şekil 9'da detaylı olarak verilmiştir. Bu modelde sisteme giriş olarak iç küreye uygulanan T_I torkuna ek olarak bozunum torku eklenmiş ve çıkış olarak iç kürenin açılal ivmesi elde edilmiştir. İç kürenin açılal ivmesinin zamana göre çift katlı integrali alındığında iç kürenin açılal konumuna ulaşılr.



Şekil 9. İç küreye ait blok diyagramı (Inner sphere block diagram)

2.5.2 Orta küreye ait doğrusal olmayan dinamik model (Non-linear dynamic model of middle sphere)

Orta kürenin dinamik denklemleri incelendiğinde orta küreye etkiyen T_M torkunun yanında iç ve dış kürenin hareketinden kaynaklanan doğrusal olmayan tork terimleri açıkça görülebilir. Bu doğrusal olmayan tork terimleri iç kürenin dinamik modelinde olduğu gibi doğrusal olmayan bozunum torku olarak kabul edilebilir. Modelleme kolaylığı açısından doğrusal olmayan bozunum torku terimi üç parçaya ayrılarak Eş. 27'deki gibi yazılmış ve Eş. 28'de daha sade hale getirilmiştir.

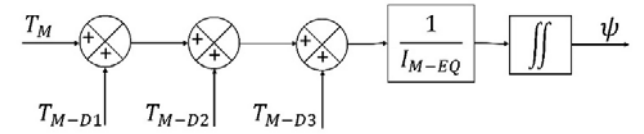
$$\begin{aligned} T_M - \left(\frac{I_{33} - M_{11} + M_{33}}{2} \right) \sin 2\psi \dot{\theta}^2 + I_{33} \cos \psi \dot{\phi} \dot{\theta} \\ - (I_{11} - I_{22}) \sin 2\phi \dot{\phi} \dot{\psi} + I_{11} \cos^2 \phi \cos \psi \sin \psi \dot{\theta}^2 \\ - (I_{22} - I_{11}) \cos^2 \phi \cos \psi \dot{\phi} \dot{\theta} + I_{22} \cos \psi \sin^2 \phi \sin \psi \dot{\theta}^2 \\ - (I_{11} - I_{22}) \cos \psi \sin^2 \phi \dot{\phi} \dot{\theta} \\ - (I_{22} - I_{11}) \cos \phi \cos \psi \sin \phi \dot{\theta} - 2(I_{11} - I_{22}) \cos \phi \sin \phi \sin \psi \dot{\psi} \dot{\theta} \\ = (M_{22} + I_{22} \cos^2 \phi + I_{11} \sin^2 \phi) \dot{\psi} \end{aligned} \quad (27)$$

$$T_M + T_{M-D1} + T_{M-D2} + T_{M-D3} = I_{M-EQ} \dot{\psi} \quad (28)$$

Yöntem olarak bozunum tork terimlerinin SIMULINK ortamında modellenmesi, iç küreye etkiyen bozunum tork terimlerinin modellenmesiyle aynı olduğundan bu modeller açık olarak

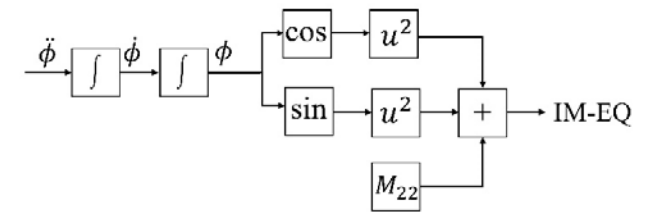
verilmeyecektir. Ancak iç kürenin kütle atalet momenti tek terimden oluşurken, orta küre içinde iç küreyi de taşıdığından orta küreye ait kütle atalet momenti birden fazla terim içermekte ve iç kürenin açılal konumuna göre değişim göstermektedir. Bu karmaşık kütle atalet momentini eşdeğer kütle atalet momenti olarak adlandırsak, orta küre için eşdeğer kütle atalet momenti Eş. 29'da verilmiştir.

$$I_{M-EQ} = M_{22} + I_{22} \cos^2 \phi + I_{11} \sin^2 \phi \quad (29)$$



Şekil 10. Orta küreye ait dinamik denklem gösterimi
(Middle sphere dynamic equation representation)

Eş. 29'da verilen orta küre için eşdeğer kütle atalet momentinin SIMULINK modeli Şekil 11'de gösterilmiştir. Eşdeğer kütle atalet momenti incelendiğinde orta kürenin kütle atalet momentine ek olarak iç kürenin kütle atalet momenti terimlerinin de olduğu görülmektedir.



Şekil 11. Orta küre eş değer kütle atalet moment blok diyagramı
(Equivalent mass moment of inertia of middle sphere block diagram)

Modelleme kolaylığı açısından üç terime bölünmüş orta küreye etkiyen bozunum torku ifadeleri Eş. 30, Eş. 31 ve Eş. 32'de verilmiştir.

$$\begin{aligned} T_{M-D1} = - \left(\frac{I_{33} - M_{11} + M_{33}}{2} \right) \sin 2\psi \dot{\theta}^2 + I_{33} \cos \psi \dot{\phi} \dot{\theta} \\ - (I_{11} - I_{22}) \sin 2\phi \dot{\phi} \dot{\psi} + I_{11} \cos^2 \phi \cos \psi \sin \psi \dot{\theta}^2 \end{aligned} \quad (30)$$

$$\begin{aligned} T_{M-D2} = - (I_{22} - I_{11}) \cos^2 \phi \cos \psi \dot{\phi} \dot{\theta} + I_{22} \cos \psi \sin^2 \phi \sin \psi \dot{\theta}^2 \\ - (I_{11} - I_{22}) \cos \psi \sin^2 \phi \dot{\phi} \dot{\theta} \end{aligned} \quad (31)$$

$$\begin{aligned} T_{M-D3} = - (I_{22} - I_{11}) \cos \phi \cos \psi \sin \phi \dot{\theta} \\ - 2(I_{11} - I_{22}) \cos \phi \sin \phi \sin \psi \dot{\psi} \dot{\theta} \end{aligned} \quad (32)$$

Modelde orta küreye etkiyen tork T_M 'nin yanında bozunum torkları eklenmiş, iç kürenin kütle atalet momenti terimlerini de içeren eşdeğer kütle atalet momenti hesaplanmış ve çıktı olarak orta kürenin açılal ivmesi elde edilmiştir. Açılal ivme elde edildikten sonra elde edilen ivmenin integrali alınarak orta küreye ait açılal hız ve açılal pozisyon verilerine erişmek mümkündür.

2.5.3. Dış küreye ait doğrusal olmayan dinamik model
(Non-linear dynamic model of outer sphere)

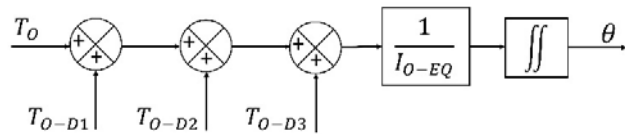
Dış küre için türetilen dinamik denklem Eş. 33, diğer küreler için türetilen dinamik denklemlerden daha karmaşık bir yapıya sahiptir. Bu karmaşıklığın sebebi ise dış kürenin diğer iki küreye taşıyıcı vazifesi görmesi ve diğer iki kürenin hareketi sonucu oluşan, doğrusal olmayan tork terimleridir.

$$\begin{aligned}
 & T_O + I_{33} \cos \psi \dot{\phi} \dot{\psi} - (I_{33} - M_{11} + M_{33}) \sin 2\psi \dot{\psi} \dot{\theta} \\
 & - (I_{22} - I_{11}) \cos^2 \phi \cos \psi \dot{\phi} \dot{\psi} + I_{33} \sin \psi \dot{\phi} \\
 & - (I_{11} - I_{22}) \cos \psi \sin^2 \phi \dot{\phi} \dot{\psi} - (I_{11} - I_{22}) \cos \phi \sin \psi \dot{\psi}^2 \\
 & - (I_{22} - I_{11}) \cos \phi \cos \psi \sin \phi \dot{\psi} \\
 & - 2(I_{22} - I_{11}) \cos \phi \cos^2 \psi \sin \phi \dot{\phi} \dot{\theta} + 2I_{11} \cos^2 \phi \cos \psi \sin \psi \dot{\psi} \dot{\theta} \\
 & + 2I_{22} \cos \psi \sin^2 \phi \sin \psi \dot{\psi} \dot{\theta} \\
 & = (O_{11} + (I_{33} + M_{33}) \sin^2 \psi \\
 & + \cos^2 \psi (M_{11} + I_{11} \cos^2 \phi + I_{22} \sin^2 \phi)) \ddot{\theta}
 \end{aligned} \tag{33}$$

Modelleme kolaylığı açısından dış küreye etkiyen bozunum torku orta kürede de olduğu gibi üç terim halinde modellenmiştir. Eş. 33.

$$T_O + T_{O-D1} + T_{O-D2} + T_{O-D3} = I_{O-EQ} \ddot{\theta} \tag{34}$$

Dış kürenin doğrusal olmayan dinamik modeli Şekil.12'de görülebileceği üzere dışarıdan uygulanan T_O torku, bozunum torkları, eşdeğer kütle atalet momentinden oluşur. Eş. 35'de verilen eşdeğer kütle atalet momenti dış kürenin kütle atalet momenti terimlerinin yanında iç ve orta kürenin de kütle atalet momenti terimlerini içermektedir.



Şekil 12. Dış küreye ait dinamik denklem gösterimi
(Outer sphere dynamic equation representation)

$$I_{O-EQ} = O_{11} + (I_{33} + M_{33}) \sin^2 \psi + \cos^2 \psi (M_{11} + I_{11} \cos^2 \phi + I_{22} \sin^2 \phi) \tag{35}$$

Orta küre için türetilen eşdeğer kütle atalet momentine ait SIMULINK modeli Şekil 13'te verilmiştir. Modelde iç ve orta kürenin açılal pozisyonlarının eşdeğer kütle atalet momentini etkilediği görülmektedir.

$$T_{O-D1} = I_{33} \cos \psi \dot{\phi} \dot{\psi} - (I_{33} - M_{11} + M_{33}) \sin 2\psi \dot{\psi} \dot{\theta} - (I_{22} - I_{11}) \cos^2 \phi \cos \psi \dot{\phi} \dot{\psi} + I_{33} \sin \psi \dot{\phi} \tag{36}$$

$$T_{O-D2} = -(I_{11} - I_{22}) \cos \psi \sin^2 \phi \dot{\phi} \dot{\psi} - (I_{11} - I_{22}) \cos \phi \sin \psi \dot{\psi}^2 - (I_{22} - I_{11}) \cos \phi \cos \psi \sin \phi \dot{\psi} \tag{37}$$

$$T_{O-D3} = -2(I_{22} - I_{11}) \cos \phi \cos^2 \psi \sin \phi \dot{\phi} \dot{\theta} + 2I_{11} \cos^2 \phi \cos \psi \sin \psi \dot{\psi} \dot{\theta} + 2I_{22} \cos \psi \sin^2 \phi \sin \psi \dot{\psi} \dot{\theta} \tag{38}$$

Dış küreye etkiyen bozunum tork ifadeleri Eş. 36, Eş. 37 ve Eş. 38'de verilmiştir. Dış küreye ait doğrusal olmayan SIMULINK modelinde giriş olarak T_O torkunun yanında bozunum torkları eklenmiş ve çıktı olarak dış kürenin açılal ivmesi elde edilmiştir. Açılal ivme elde edildikten sonra çift katlı integral alınarak dış kürenin açılal pozisyonu elde edilebilir.

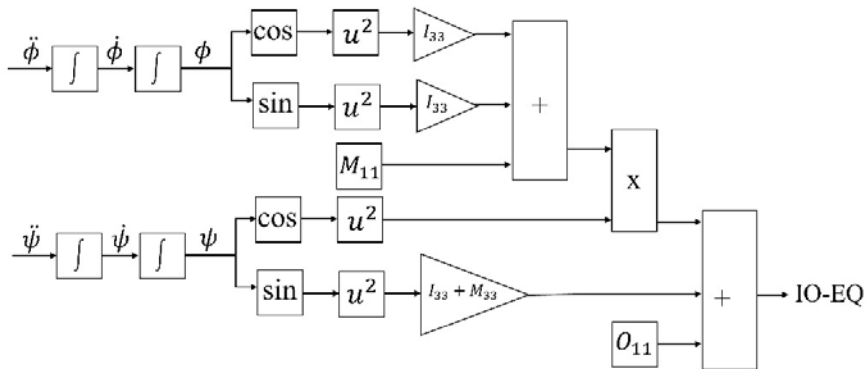
3. Küresel Uçuş Simülatörü İçin Kontrolcü Tasarımı
(Controller Design for Flight Simulator)

Bu bölümde küresel uçuş simülatörü için iki farklı kontrolcü tasarımı yapılmış ve tasarlanan kontrolcüler kıyaslanmıştır. İlk olarak kutup yerleştirme yöntemiyle geri beslemeli kontrolcü ve ikinci olarak doğrusal karesel düzenleyici kontrolcü tasarımı yapılmıştır.

3.1. Doğru Akım Motorunun Matematiksel Modeli
(Mathematical Model of DC Motor)

Doğru akım motorları yapıları gereği bakım maliyeti olmayan ya da çok az olan ve ticari olarak çok fazla marka model seçeneği bulunan bir tahrik elemanıdır. Küresel uçuş simülatörünün fiziksel özellikleri göz önüne alındığında birçok savunma sanayi projesinde de sıklıkla kullanılan KOLLMORGEN firması tarafından üretilen doğru akım motorunun kullanılması uygun görülmüştür. Kullanılacak doğru akım motoruna ait parametreler Tablo 1'de verilmiştir [36].

Küresel uçuş simülatörünün her bir küresi doğru akım motoruyla tahrik edileceğinden, simülatörün matematiksel modeline ek olarak doğru akım motorunun matematiksel modeli de elde edilmelidir (Şekil 14). Doğru akım motorları simülatörün kürelerine doğrudan bağlanacağından, simülatör küresini doğru akım motorunun şaftına bağlanmış bir kütle olarak düşünülebilir. Doğru akım motorunun

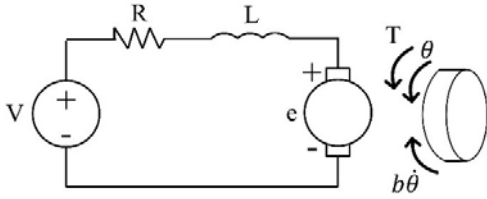


Şekil 13. Dış kürenin eş değer kütle atalet momenti blok diyagramı (Equivalent mass moment of inertia of outer sphere block diagram)

elektriksel kısmı modellenirken Kirchoff yasasından, mekanik kısmı modellenirken Newton-Euler denklemlerinden yararlanır. Doğru akım motoru için Kirchoff ve Newton-Euler yasaları Eş. 39'dan Eş. 43'e kadar olan eşitliklerle ifade edilir.

Tablo 1. Doğru akım motoru özellikleri (DC motor specs)

R=Rezistans (ohm)	0,83
L=İndüktans (mH)	0,91
J=Rotor kütle atalet momenti (kg. m ²)	0,149
K _t =Tork sabiti (N.m/A)	5,11
e=Ters EMK sabiti (V/rad/s)	5,11
Pik tork değeri (N.m)	203



Şekil 14. Doğru akım motoru modeli (DC motor model) [22]

$$T = K_t i \quad (39)$$

$$e = K_e \dot{\theta} \quad (40)$$

$$J_{eq} \ddot{\theta} + b \dot{\theta} = K_e i \quad (41)$$

$$L \frac{di}{dt} + Ri = V - K \dot{\theta} \quad (42)$$

$$J_{eq} = J + J_{küre} \quad (43)$$

3.2. Kutup Yerleştirme Yöntemiyle Durum Geri Beslemeli Kontrolcü Tasarımı (State Feedback Controller Design Via Pole Placement Method)

Küresel uçuş simülatörü için doğrusal hareket denklemleri ve doğru akım motorunun matematiksel modeli elde edildikten sonra, kontrolcü tasarımı için doğru akım motoru ve küresel uçuş simülatörünün birleşik durum uzay modeli Eş. 51, Eş. 52 ve Eş. 53 kullanılarak Eş. 54 ve Eş. 55'teki gibi elde edilir.

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (44)$$

$$y = Cx + Du \quad (45)$$

$$x_1 = \theta, x_2 = \dot{\theta}, x_3 = i \quad (46)$$

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & -b/J_{eq} & K/J_{eq} \\ 0 & -K/L & -R/L \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1/L \end{bmatrix} V \quad (47)$$

$$y = [1 \quad 0 \quad 0]x \quad (48)$$

Kutup yerleştirme yöntemiyle sistemin bütün kutupları kök-yer eğrisi grafiğinde istenilen yerlere yerleştirilebilir. Keyfi kutup yerleştirme için sistemin kontrol edilebilirliği test edilmelidir. Kontrol edilebilirlik matrisi M Eş. 67'de te verilmiştir. Sistemin tamamen kontrol edilebilir olduğunu söylemek için M matrisinin rankı sistemin durum değişkeni sayısına eşit olmalıdır.

$$M = [B : AB : A^2B] \quad (49)$$

İç küre için A ve B matrisleri aşağıdaki gibidir (Eş. 50, Eş. 51).

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & -0,0008 & 1,3079 \\ 0 & -4,7450 & -59,00 \end{bmatrix} \quad (50)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 5 \end{bmatrix} \quad (51)$$

İç küre için kontrol edilebilirlik matrisi A ve B matrisleri kullanılarak oluşturulur (Eş. 52).

$$M = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 6,539 \\ 0 & 6,539 & -385,8 \\ 5 & -295 & 17370 \end{bmatrix} \quad (52)$$

M matrisinin rankı ve sistemin durum değişken sayısı üç olduğundan sistem tamamen kontrol edilebilir. Sistemin kutupları Eş. 50'de verilen A matrisinin öz değerleri iken kontrol işareti Eş. 53'deki gibi tanımlırsa Eş. 54 elde edilir. Bu durumda (A - BK_g) matrisinin öz değerleri sistemin kutuplarını oluşturur. A ve B matrisi sistem için değişmez olduğundan durum geri besleme kazanç matrisini (K_g) değiştirerek sistemin kutupları arzu edilen şekilde atanabilir.

$$u = -K_g x \quad (53)$$

$$\dot{x} = Ax - BK_g x = (A - BK_g)x \quad (54)$$

İç küre için tasarım istemlerinden yatışma süresi bir saniyeden küçük ve maksimum yüzde aşım miktarı yüzde beş seçildiğinde sistemin ilk iki kutbu Eş. 55 ve Eş. 56 kullanılarak Eş. 57 ve Eş. 58'deki gibi hesaplanır.

$$t_s = \frac{4}{\zeta \omega_n} \quad (55)$$

$$M_p = e^{-\left(\frac{\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}\right)\pi} \quad (56)$$

Maksimum aşım miktarı M_p = %5, sönümlenme oranı ζ = 0,69 yatışma süresi t_s ≤ 1 ve doğal frekans ω_n ≥ 5,9 için sistemin kökleri Eş. 57 ve Eş. 58'deki gibidir.

$$\mu_1 = -4,0000 + 4,1948i \quad (57)$$

$$\mu_2 = -4,0000 - 4,1948i \quad (58)$$

İç küre için üçüncü kutup kök yer eğrisi grafiğinde sanal eksene baskın kutuplardan minimum beş kat daha uzak olmalıdır [25]. Bu durumda üçüncü ve son kutup -20 olarak belirlenir.

$$K_g = [k_1 \quad k_1 \quad k_1] \quad (59)$$

$$|sI - A + BK_g| = (s - \mu_1)(s - \mu_2)(s - \mu_3) \quad (60)$$

Durum geri besleme kazanç matrisi istenilen kutuplara göre Eş. 60'da hesaplandığında her bir küre için Tablo 2'deki gibi bulunur.

Tablo 2. Kök yerleştirme yöntemiyle elde edilen kazanç değerleri (Gain values obtained by pole placement method)

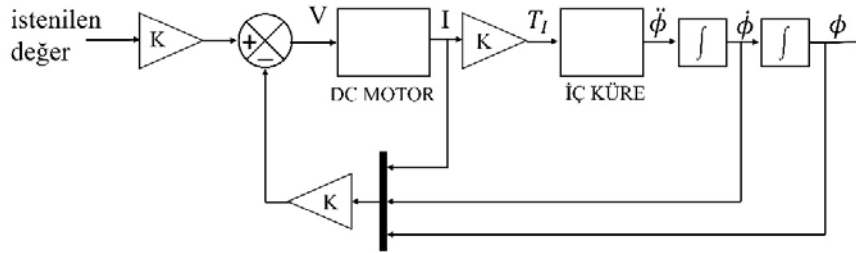
	K _g
İç küre	[102,7492 28,6521 -6,2002]
Orta küre	[98,9259 27,5505 -6,2002]
Dış küre	[414,7069 118,5345 -6,2000]

Tablo 2’de gösterilen durum geri besleme kazançları Şekil 15’te verilen kontrol diyagramında olduğu gibi kürelerin her birine ayrı ayrı yerleştirildiğinde, kürelerin birim basamak cevabı Şekil 16’daki gibi elde edilmiştir. Bu durumda bozunum torqları ihmal edilmiştir. Durum geri beslemeli kontrolcü uygulamasında bozunum torqları ihmal edildiğinde küresel uçuş simülatörünün her bir küresinin birim basamak cevabı aynı olarak gözlemlenmiştir.

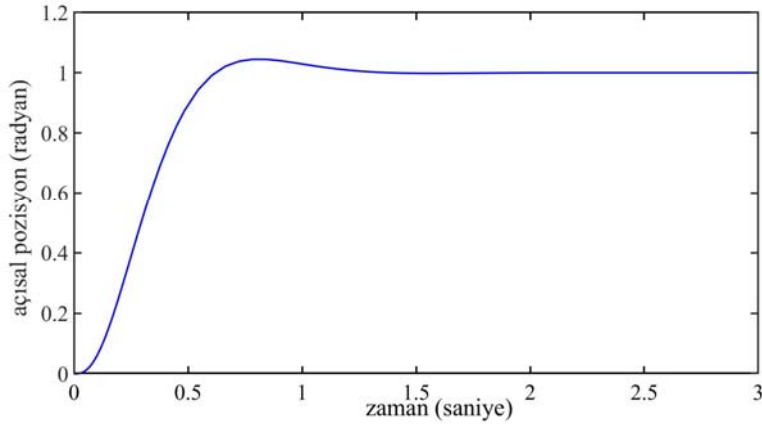
Bir küre diğer kürelerden bağımsız olarak düşünülüp, küreyi süren doğru akım motoru için bir kontrolcü tasarlandığında Şekil 16’daki gibi bir birim basamak cevabına ulaşmak olağandır. Ancak küresel uçuş simülatörü iç içe geçmiş üç halkadan oluşur ve bu halkalar birbirlerine fiziksel olarak bağlı durumdadır. Birbirine bağlı, üç dönen

kütle söz konusu olduğunda bu kütlelerin bağlı hareketlerinden oluşan merkezci ve Coriolis kuvvetleri oluşur [18, 37]. Bu kuvvetlerden kaynaklı oluşan torqlar bozunum torqu olarak ele alınabilir. Kürelere etkileyen bozunum torqlarının matematiksel ifadeleri ve blok diyagramları Bölüm 2’de detaylı olarak verilmiştir.

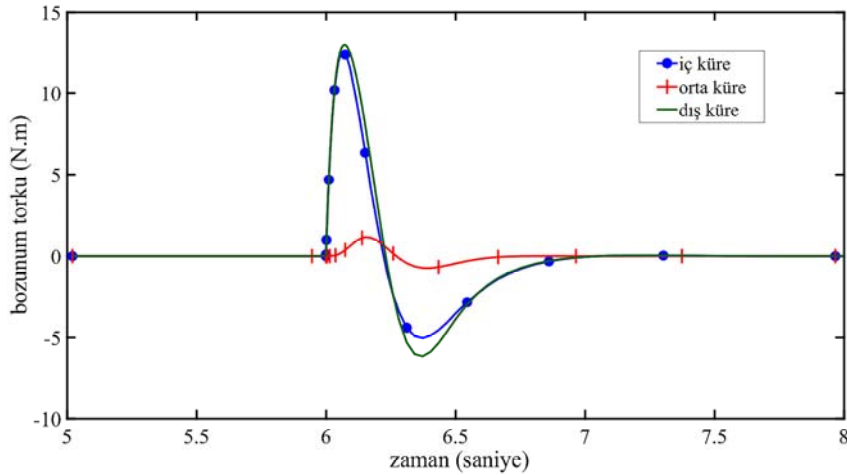
Bozunum torqlarının sisteme etkisinin gözlemlenebilmesi için belirlenen senaryoda on saniyelik simülasyon koşuturulmuştur. Simülasyonun birinci saniyesinde iç küreye, üçüncü saniyesinde orta küreye ve beşinci saniyesinde dış küreye birim basamak girdisi uygulanmıştır. Bu senaryoda simülasyon boyunca kürelere etkileyen bozunum torqları Şekil 17’de görülmektedir. Kutup yerleştirme yöntemiyle tasarlanan durum geri beslemeli kontrolcünün bozunum



Şekil 15. İç küreye ait durum geri beslemeli kontrolcüsünün blok diyagramı (State feedback controller block diagram for inner sphere)



Şekil 16. Kürelerin bozunum torqu olmadığı durumdaki adım tepkisi (Step response of spheres without disturbance torque)



Şekil 17. Kürelere etkileyen bozunum torqu (Disturbance torque values acting on spheres)

torklarını elimine etme yeteneğini görebilmek için bozunum torku varken ve yokken her bir kürenin birim basamak cevabı elde edilmiştir. İç kürenin, orta kürenin ve dış kürenin birim basamak cevabı sırasıyla Şekil 18, Şekil 19 ve Şekil 20'de verilmiştir.

3.3. Doğrusal Karesel Düzenleyici Kontrolcü Tasarımı (linear quadratic regulator controller design)

Kutup yerleştirme yönteminde durum geri besleme kazanç matrisi keyfi olarak seçilirken, doğrusal karesel düzenleyici yönteminde durum geri besleme kazanç matrisi sistematik olarak belirlenir. Maliyet fonksiyonu J Eş. 61'deki gibi tanımlandığında bu fonksiyonu minimize etmek optimal düzenleyici problemini oluşturur. Maliyet fonksiyonu, seçilen Q ve R ağırlık matrisleri için minimize edilerek durum geri besleme kazancı elde edilir.

$$J = \int_0^{\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt \quad (61)$$

$$u = -K_g x = -R^{-1} B P x \quad (62)$$

$$K_g = -R^{-1} B P \quad (63)$$

$$A^T P + P A - P B R^{-1} B^T P + Q = 0 \quad (64)$$

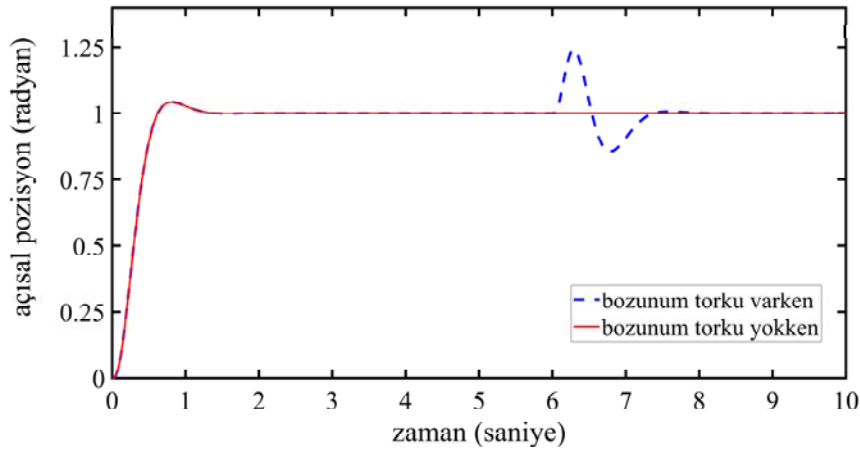
Eş. 62'deki Ricatti denklemi P matrisi için çözümlü Eş. 63'de yerine konulduğunda durum geri besleme kazanç matrisi hesaplanmış olur.

$Q = \begin{bmatrix} 1000 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$ ve $R = 0,01$ için elde edilen durum geri besleme kazançları Tablo 3'te verilmiştir.

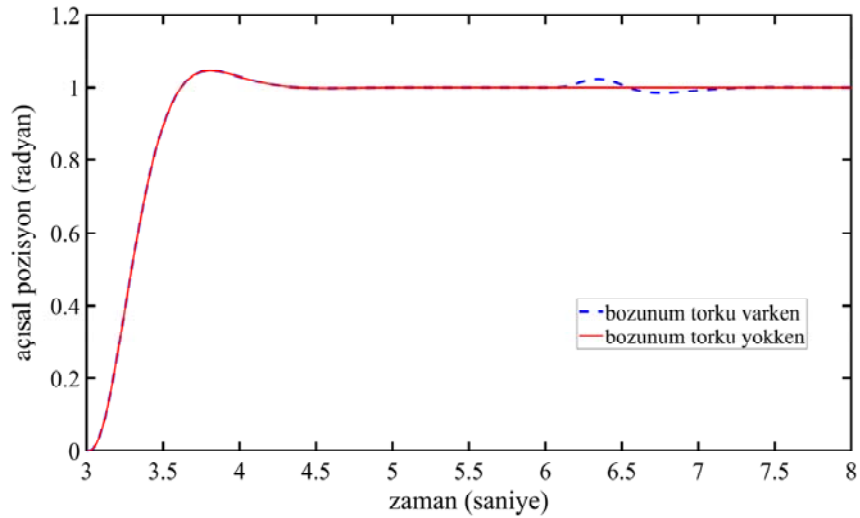
Tablo 3. Doğrusal karesel düzenleyici yöntemiyle elde edilen kazanç değerleri. (Gain values obtained by linear quadratic regulator)

	K_g
İç küre	[316,2278 90,0572 5,1220]
Orta küre	[316,2278 88,4413 5,1498]
Dış küre	[316,2278 177,099 4,3924]

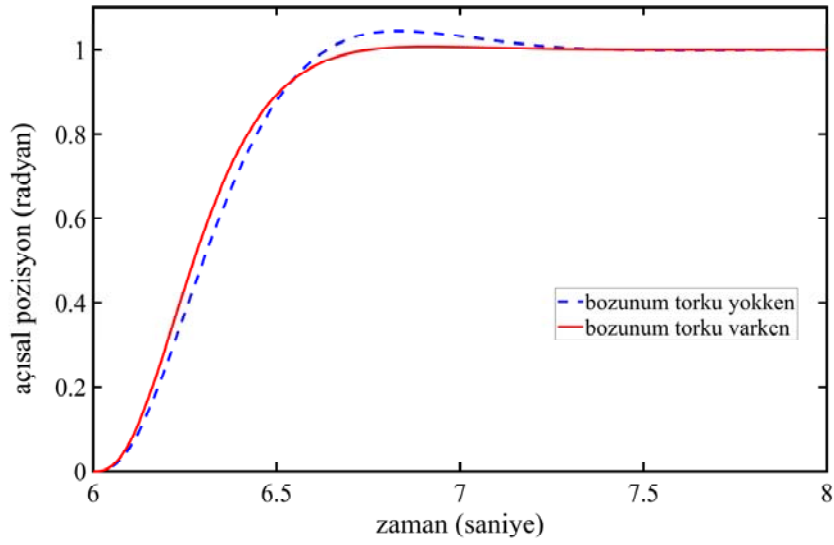
Doğrusal karesel düzenleyici yöntemiyle elde edilen durum geri besleme kazanç değerleri Şekil 15'de verilen kontrol diyagramında yerine konulduğunda, her bir küre için birim basamak cevapları Şekil 21, Şekil 22 ve Şekil 23'te verilmiştir.



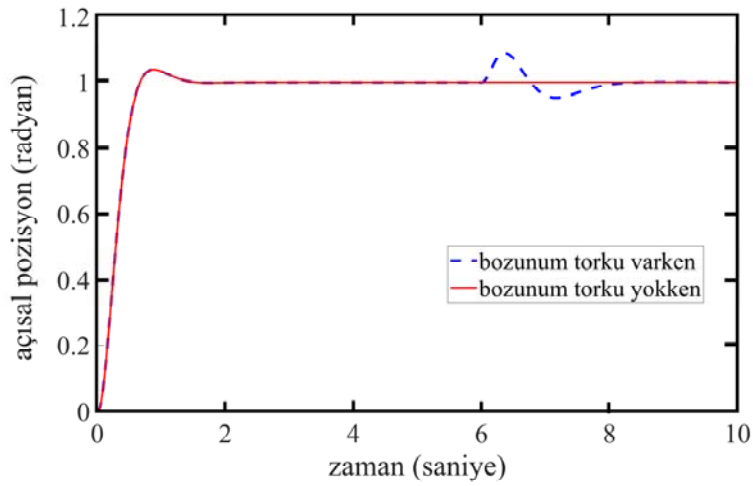
Şekil 18. İç kürenin adım tepkisi (Inner sphere step response)



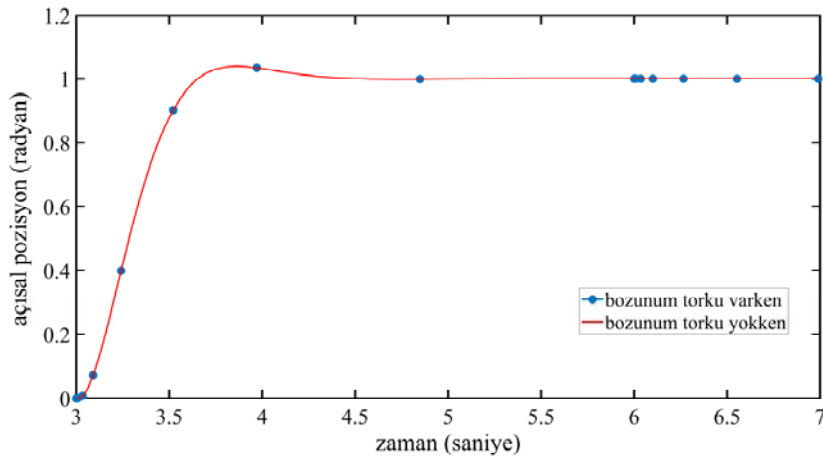
Şekil 19. Orta kürenin adım tepkisi (Middle sphere step response)



Şekil 20 Dış kürenin adım tepkisi (Outer sphere step response)



Şekil 21. İç kürenin adım tepkisi (Step response of inner sphere)



Şekil 22. Orta kürenin adım tepkisi (Step response of middle sphere)

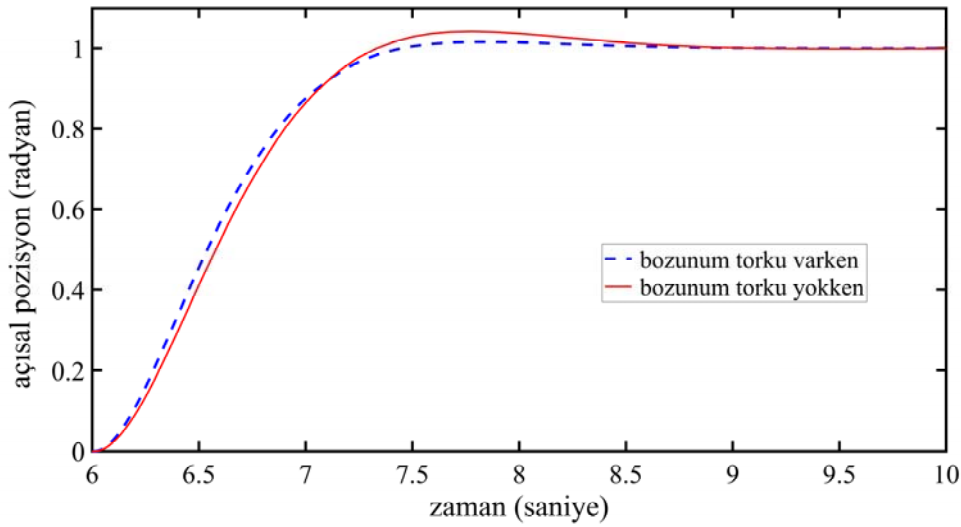
3.5. Kontrolcülerin kıyaslanması (Comparison of controllers)

Tasarlanan kontrolcülere ait performans parametreleri Tablo 4'de verilmiştir. Bu parametreler incelendiğinde kutup yerleştirme yöntemiyle tasarlanan kontrolcünün yatışma süresi LQR kontrolcüye kıyasla daha kısadır. Yatışma süresi kısa olan kontrolcünün daha hızlı tepkiler verdiği söylenebilir.

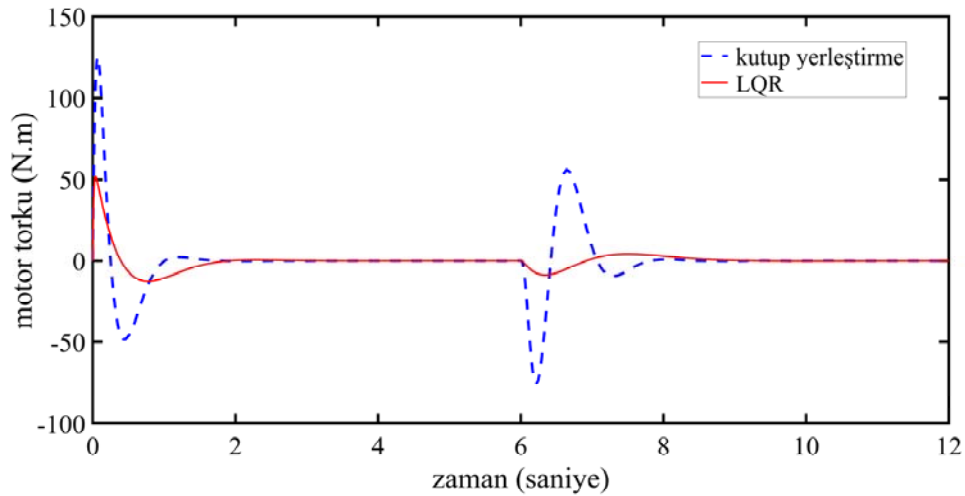
Tablo 4. Kontrolcülerin çıktı parametreleri (Controller output parameters)

	Kutup yerleştirme	LQR
Yatışma süresi (saniye)	1,0776	1,8213
Yükselme süresi (saniye)	0,3797	0,6585
Tepe süresi (saniye)	0,8312	1,3677
Maksimum aşım miktarı (%)	4,4744	4,059

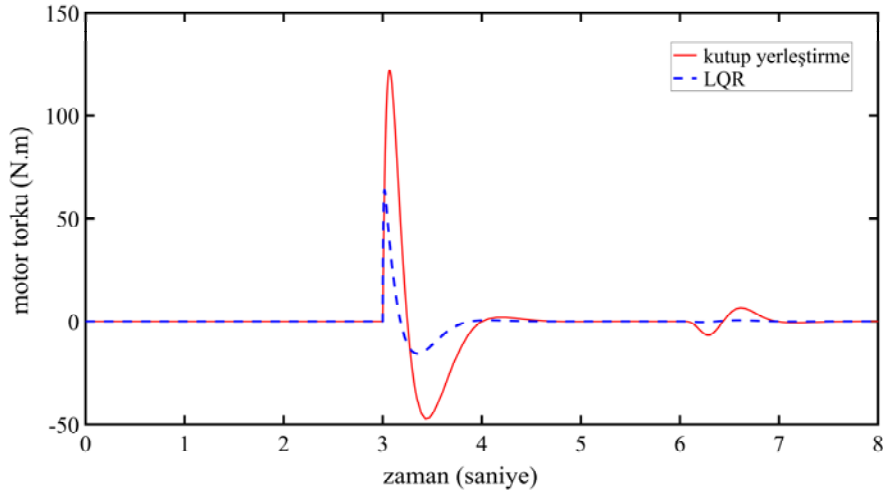
Tasarlanan kontrolcülerin yükselme, tepe ve yatışma süreleri arasında farklar olsa da maksimum aşım miktarları incelendiğinde ciddi bir fark oluşmadığı gözlemlenmiştir. İç küre için tasarlanan kontrolcü çıktıları simülasyon süresince Şekil 24'teki gibidir. Kutup yerleştirme yöntemiyle tasarlanan kontrolcü torku maksimum 126,6 N.m iken LQR ile tasarlanan kontrolcünde maksimum değer 62,2 N.m olarak görülmüştür. Orta küre için tasarlanan kontrolcü çıktıları simülasyon süresince Şekil 25'teki gibidir. Kutup yerleştirme yöntemiyle tasarlanan kontrolcü torku maksimum 121,8 N.m iken LQR ile tasarlanan kontrolcünde maksimum değer 62 N.m olarak görülmüştür. Orta küre için tasarlanan kontrolcü çıktıları simülasyon süresince Şekil 26'daki gibidir. Kutup yerleştirme yöntemiyle tasarlanan kontrolcü torku maksimum 147,7 N.m iken LQR ile tasarlanan kontrolcünde maksimum değer 67,1 N.m olarak görülmüştür. Kontrolcü çıktılarına bakıldığında küresel uçuş simülatörünün başarılı bir şekilde kontrol edilebilmesi için gereken maksimum tork değeri 147,7 N.m olmuştur. Teknik özellikleri Tablo 1'de verilen doğru akım motorun üretebileceği maksimum tork değeri 203 N.m olduğundan fiziksel olarak küresel uçuş simülatöründe kullanılması mümkündür.



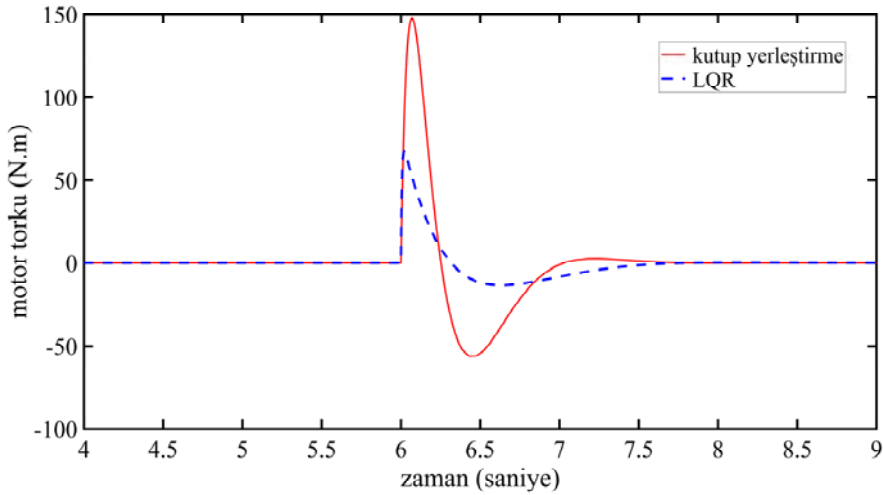
Şekil 23. Dış kürenin adım tepkisi (Step response of outer sphere)



Şekil 24. İç küre kontrolcü kuvvetleri (Controller efforts for inner sphere)



Şekil 25. Orta küre kontrolcü kuvvetleri (Controller efforts for middle sphere)



Şekil 26. Dış küre kontrolcü kuvvetleri (Controller efforts for outer sphere)

4. Sonuçlar (Conclusions)

Bu çalışmada yeni bir küresel uçuş simülatörü tasarlanmış ve doğrusal olmayan matematiksel modeli elde edilmiştir. Bu model elde edilirken Newton-Euler yöntemi seçilmiştir. Doğrusal olmayan matematiksel model doğrusallaştırılmış ve iç içe dönen kürelerin birbirlerine uyguladıkları doğrusal olmayan torklar, bozunum torkları olarak modellenmiştir. Elde edilen matematiksel model için kutup yerleştirme ve doğrusal karesel düzenleyici yöntemleri kullanılarak kontrolcü tasarımına gidilmiştir.

Benzetim sonuçları incelendiğinde, her iki kontrol yönteminin de tasarım isterlerini yerine getirmekte başarılı olduğu görülmüştür. Her iki kontrolcünün de bozunum torklarının elimine edilmesinde başarılı olmasına rağmen, kutup yerleştirme yöntemiyle tasarlanan kontrolcü sistemi daha hızlı kontrol etmiştir. Buna karşın LQR kontrolcü, kutup yerleştirme yöntemiyle tasarlanan kontrolcüye kıyasla daha yavaş olsa da kontrolcü eforu olarak daha verimli bir çalışma göstermiştir. Küresel uçuş simülatörünün kürelerine etkiyen bozunum torkları pozisyon hatalarına sebep olsa da her iki kontrolcü tasarımında da kalıcı durum hatası gözlemlenmemiş ve kontrolcüler kürelerin istenilen konuma gelmesini sağlamıştır.

1658

KAYNAKÇA (REFERENCES)

1. Allerton D., Principles of flight simulation, John Wiley & Sons, 2009.
2. Mevlütoğlu A., Modelleme ve simülasyon teknolojilerinin tedarik süreç yönetiminde kullanılması ve simülasyon tabanlı tedarik yöntemi, Savunma Sanayi Gündemi, 11, 23-26, 2010.
3. Rolfe J. M., Staples K. J., Flight simulation, Cambridge University Press, 1988.
4. Page R. L., Brief history of flight simulation, SimTecT 2000, 11-17, 2000.
5. Coiro D., De Marco A., Nicolosi F., A 6dof flight simulation environment for general aviation aircraft with control loading reproduction, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, 6364, 2007.
6. Heesbeen B., Ruijck R., Hoekstra J., GRACE-a Versatile Simulator Architecture Making Simulation of Multiple Complex Aircraft Simple, AIAA modeling and simulation technologies conference and exhibit, 6477, 2006.
7. Budaklı M., Yılmaz C., Stewart platform based robot design and control for passive exercises in ankle and knee rehabilitation, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 36 (4), 1831-1846, 2021.
8. Huang Y., Pool D. M., Stroosma O., Chu Q. P., Mulder M., A review of control schemes for hydraulic stewart platform flight simulator motion systems, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 1436, 2016.

9. Pradipta J., Klünder M., Weickgenannt M., Sawodny O., Development of a pneumatically driven flight simulator Stewart platform using motion and force control, 2013 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics, 158-163, 2013.
10. Sultan C., Corless M., Skelton R. E., Tensegrity flight simulator, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 23 (6), 1055-1064, 2000.
11. Yang Y., Zheng S. T., Han J. W., Motion drive algorithm for flight simulator based on the stewart platform kinematics, Key Engineering Materials, 642-647, 2011.
12. Chang Y.-H., Liao C.-S., Chieng W.-H., Optimal motion cueing for 5-DOF motion simulations via a 3-DOF motion simulator, Control Engineering Practice, 17(1), 170-184, 2009.
13. Baseggio M., Beghi A., Bruschetta M., Maran F., Minen D., An MPC approach to the design of motion cueing algorithms for driving simulators, 2011 14th international IEEE conference on intelligent transportation systems (ITSC), 692-697, 2011.
14. Garrett N. J., Best M. C., Evaluation of a new body-sideslip-based driving simulator motion cueing algorithm, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of automobile engineering, 226 (11), 1433-1444, 2012.
15. Jamson A. H. J., Motion cueing in driving simulators for research applications, University of Leeds, 2010.
16. Qazani M. R. C., Asadi H., Nahavandi S., An optimal motion cueing algorithm using the inverse kinematic solution of the hexapod simulation platform, IEEE Transactions on Intelligent Vehicles, 7 (1), 73-82, 2021.
17. Baruh H., Analytical dynamics, WCB/McGraw-Hill Boston, 1999.
18. Leghmizi S., Liu S., Fraga R., Boughelala A., Dynamics modeling for satellite antenna dish stabilized platform, Advanced Materials Research, 187-196, 2012.
19. McConnell K. G., Kinematics of a Three-Axis Gimbal System, in Developments in Theoretical and Applied Mechanics., Elsevier., 515-541, 1967.
20. Sangveraphunsiri V., Malithong K., Control of inertial stabilization systems using robust inverse dynamics control and sliding mode control, 6th International Conference on Automotive Engineering (ICAE-6) BITEC, Bangkok, Thailand, 2010.
21. Wongkamchang P., Sangveraphunsiri V., Control of inertial stabilization systems using robust inverse dynamics control and adaptive control, Science & Technology Asia, 20-32, 2008.
22. Kılıç E., Şekerci B., Kizilhan H., Başer Ö., Evaluation of position tracking control performance of a variable stiffness ankle exoskeleton robot with various controller types, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 35 (3), 1551-1563, 2020.
23. Dorf R. C., Bishop R. H., Modern control systems, Pearson Prentice Hall, 2008.
24. Ogata K., Modern control engineering, Prentice hall Upper Saddle River, NJ, 2010.
25. Caner U., Eroğlu M., State feedback plus integral error controller approach for robot arm control design, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 19 (3), 335-342, 2004.
26. Chan R. P. M., Stol K. A., Halkyard C. R., Review of modelling and control of two-wheeled robots, Annual reviews in control, 37 (1), 89-103, 2013.
27. Feng T., et al., Modeling and implementation of two-wheel self-balancing robot equipped with supporting arms, 2011 6th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications, 713-718, 2011.
28. Karadeniz M., İskender İ., Yüncü S., Adaptive pole placement control of a dc motor speed, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 19 (3), 327-334, 2004.
29. Nath V., Mitra R., Swing-up and control of Rotary Inverted Pendulum using pole placement with integrator, 2014 Recent Advances in Engineering and Computational Sciences (RAECS), 1-5, 2014.
30. Shehu M., Ahmad M. R., Shehu A., Alhassan A., LQR, double-PID and pole placement stabilization and tracking control of single link inverted pendulum, 2015 IEEE International Conference on Control System, Computing and Engineering (ICCSC), 218-223, 2015.
31. Soufiani B.N., Adli M.A., Pole placement and LQR control of slosh-free liquid transportation with dual-arm cooperative robot, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 35 (4), 2255-2268, 2020.
32. Çakır M.F., Bayraktar M., Modelling of main battle tank and designing LQR controller to decrease weapon oscillations, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 35 (4), 1861-1876, 2020.
33. Kumar E. V., Jerome J., Robust LQR controller design for stabilizing and trajectory tracking of inverted pendulum, Procedia Engineering, 64, 169-178, 2013.
34. Kutluay E., Düzgün M., Dousti M., Design and performance analysis of a novel coordinated intervention configuration for lane departure assistance system, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 36 (3), 1631-1642, 2021.
35. Sever M., Şendur H., Arslan M., Active vibration control of a vehicle suspension system having biodynamic driver model with state derivative feedback LQR, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 34 (3), 1573-1584, 2019.
36. Poyrazoğlu E., Detailed modeling and control of a 2-dof gimbal system., Middle East Technical University, 2017.
37. Hibbeler R. C., Engineering mechanics: dynamics, Pearson Educación, 2004.

