



# BİR HELİKOPTERE AİT ANA ROTOR HİDROLİK KONTROL SİSTEMİNİN MODELLENMESİ VE TEST DÜZENEGİYLE DOĞRULANMASI

*MODELING AND TEST RIG VALIDATION OF A HELICOPTER MAIN ROTOR HYDRAULIC CONTROL SYSTEM*

**Hasan Ali Düzağaç**  
**Hakan Çalışkan**  
**R. Tuna Balkan**  
**Erhan Erbay**

## ÖZET

Helikopterin temel manevra kabiliyetleri, helikopterin ana rotoruna bağlı her bir pal açısının kontrol edilerek istenen kuvvetlerin elde edilmesiyle sağlanmaktadır. Pal açıları kontrolü, ana rotor üzerindeki mekanizmalarla; bu mekanizmaların konum kontrolü ise, ana rotor hidrolik kontrol eyleyicileri vasıtasıyla yapılmaktadır. Bu çalışmada; bir helikoptere ait ana rotor hidrolik kontrol sisteminin lineer olmayan matematiksel modeli MATLAB®/Simulink® programları ile türetilmiş, modele ait benzetim sonuçları elde edilmiş ve bu sonuçlar, ilgili kontrol sistemini aynı ölçekte yansıtan bir test düzeneğinden elde edilen sonuçlar ile kıyaslanmıştır. Matematiksel model içerisine; pilot girdileri ile kontrol eyleyicilerinin çıktıkları arasındaki kinematik model, birbiriyle özdeş olan her bir silindirin hidrolik sistem modeli ve iletim mekanizması modeli, eyleyici çıktıkları neticesinde elde edilen helikopter yalpa plakasına ait yunuslama ve yuvarlanma açılarının hesaplamaları dâhil edilmiştir. Test düzeneği; uçuş kontrol eyleyicileri, her bir eyleyiciyi yüklemek için kullanılan dış yükleme eyleyicileri ve pilot girdilerini temsil etmek için kullanılan pilot girdi eyleyicilerinden oluşmaktadır. Test düzeneğinde toplam 5 farklı frekansta tek bir genlik değeri için veri toplanmıştır. Elde edilen veri benzetim modeliyle elde edilerek iki veriye ait genlik ve faz diyagramları kıyaslanmıştır. Karşılaştırma sonucunda, sistem modelinin doğrulanması yapılmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Helikopter Rotor Kontrolü, Hidrolik Kontrol, Sistem Dinamiği, Kinematik Modelleme

## ABSTRACT

Fundamental manoeuvring capabilities of a helicopter is provided by obtaining desired forces via controlling blade angles that are connected to helicopter main rotor. Blade angle are controlled via mechanisms on the main rotor and position control of these mechanisms are performed via main rotor hydraulic control actuators. In this research, nonlinear mathematical model of a helicopter main rotor hydraulic control system is obtained by using MATLAB®/Simulink®, simulation results are obtained using this model and the results are compared with the ones in an experimental test setup that reflects the corresponding control system one by one scale. Mathematical model includes kinematic model between pilot inputs and control actuator outputs, hydraulic model and transmission mechanism involved in each cylinder that are exact among each other, calculation of pitch and roll angles of swashplate which are obtained as a result of actuator outputs. Test setup consists of flight control actuators (FCA), external load actuators (ELA) to load FCAs and pilot input actuators (PIA) to represent pilot inputs. Data is collected from test setup for 5 different frequency levels in a unique amplitude value. Corresponding data is also obtained with simulation and compared in terms of amplitude and phase. As result of the comparison, verification of the model is performed.

**Key Words:** Helicopter Rotor Control, Hydraulic Control, System Dynamics, Kinematic Modeling

## 1. GİRİŞ

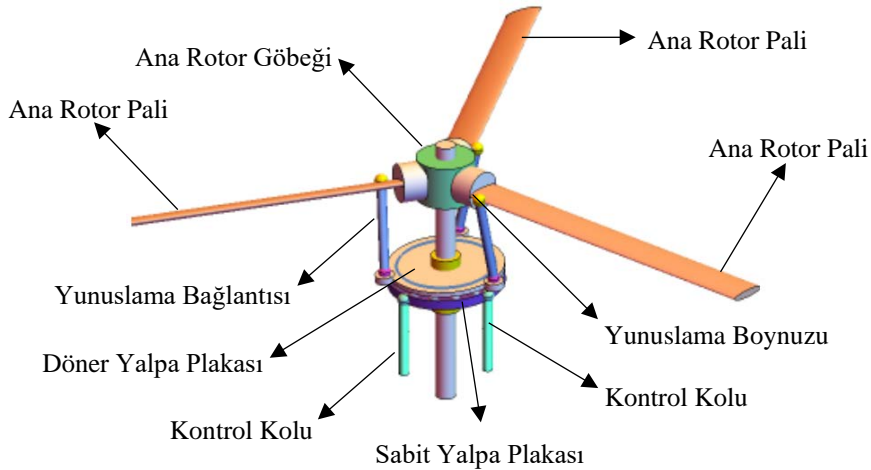
Helikopterin uçuş görevini icra etmesi için gereken kaldırma kuvvetleri, rotor üzerine bağlı paller tarafından üretilir. Pallerin dönüş esnasında farklı açılarla kontrol edilmesi sayesinde, uçuş görevi icra edilebilir. Pallerin kanat açılarının kontrol uygulamasında hidrolik kontrol sistemleri sıklıkla kullanılmaktadır. İlgili açılarının kontrol uygulamasında hidrolik güç sisteminin kullanılmasının başlıca sebepleri aşağıda listelenmiştir:

1. Pallerin çok yüksek yükler altında çalışması
2. Hidrolik eyleyicilerin yük altında tutunabilme kuvvetinin yüksek olması
3. Ayarlanabilir kontrol valfi sayesinde hassas kontrol yapılabilmesi
4. Hidrolik sistemlerin hata oranının az olması
5. İstenen pilot girdilerine hızlı bir şekilde cevap verebilmesi

Ana rotor pallerinin istenilen açı değerine getirilmesi işlemi, hidrolik silindir konumlarını ilgili pallere ileten mekanizmalar sayesinde gerçekleşmektedir. Bu mekanizmaların bütünü rotor sistemini meydana getirmektedir.

### 1.1 Rotor Mekanik Elemanları

Helikopter ana rotor sisteminde, sistemin çalışmasını ve mekanizmanın tamamlanmasını sağlayan belli başlı temel elemanlar bulunmaktadır. Bu temel elemanlar, ana fonksiyonları ile tanımları aşağıda açıklanmış ve Şekil 1'de gösterilmiştir.



Şekil 1. Ana Rotor Genel Görünümü ve Temel Elemanları [1]

**Ana Rotor Palleri:** Helikopterin gerekli kaldırma kuvvetini, aerodinamik kuvvetler aracılığıyla sağlayan elemandır. Uçuş esnasında pal açısının artışı, daha fazla kaldırma kuvvetine yol açmaktadır. Bunun yanı sıra, çevresel şartlara bağlı olan düzensiz yükler ve aerodinamik yükler doğrudan pallere etki etmektedir.

**Ana Rotor Göbeği:** Ana rotor pallerinin mekanik olarak montajlandığı yapısal parçadır.

**Yunuslama Bağlantısı:** Pallerin, yunuslama açısının kontrol edildiği bağlantılara verilen addır. Yunuslama bağlantılarının toplam sayısı ile toplam pal sayısı eşit olup, her bir palin açısı yalnızca ilgili yunuslama bağlantısı ile sağlanmaktadır.

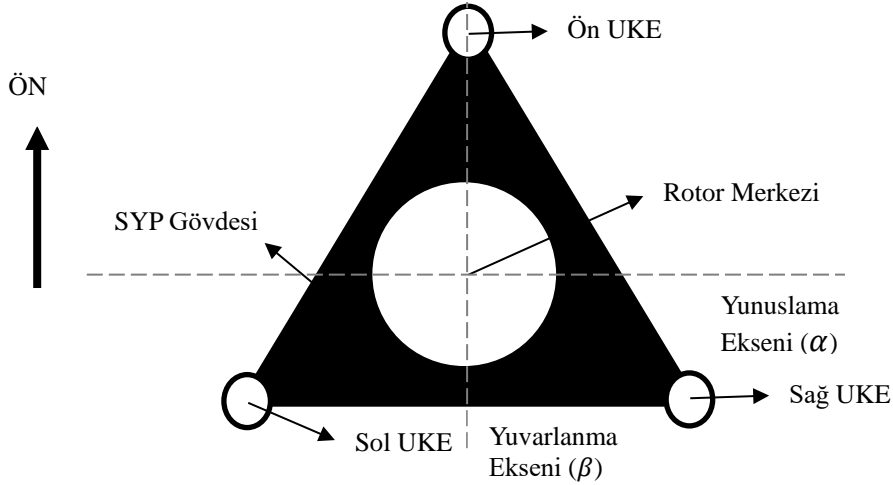
**Yunuslama Boynuzu:** Yunuslama bağlantısından gelen doğrusal yer değiştirmeyi pallere açısal değişim olarak ileten aktarım elemanıdır.

**Döner Yalpa Plakası (DYP):** Her bir yunuslama bağlantısının konumunun belirlenmesini sağlar. 360° dönüş esnasında açısal konuma göre, o noktadan geçen bağlantının konumu; dolayısıyla kontrol ettiği pal açısının değeri belirlenmiş olur. Yani, yunuslama bağlantısı dönüş devam ettiği sürece devamlı değişkenlik gösteren bir konum değeri kazanacak şekilde kontrol edilmiş olur.

**Sabit Yalpa Plakası (SYP):** DYP'nin yunuslama, yuvarlanma ve dikey yöndeki oryantasyonlarını belirleyen elemana verilen addır. Döner plaka ile sabit plaka arasında bilyeli yatak bulunmaktadır. Sabit yalpa plakasının yukarıdaki belirtilen serbestlik derecelerindeki oryantasyonu ise, üç farklı kontrol eyleyicisinin konum çıktılarını plakaya ileten kontrol kolları aracılığıyla sağlanmaktadır. Üç farklı kontrol eyleyicisine ait farklı konumların çeşitli kombinasyonları ile SYP'nin o anki oryantasyonu, bir başka deyişle DYP'nin oryantasyonu belirlenmiş olur.

## 1.2 Kontrol Girdileri ile Rotor Arasındaki Kinematik İlişki

Bir helikopterin ana rotor pal açıları kontrol etmek için kokpit içerisinde iki adet girdi kolu bulunmaktadır. Bu kollara "Saykılık" ve "Kolektif" adı verilir. İki girdi kolu kullanılarak toplamda 3 farklı girdi verilebilmektedir. Bunlar; yukarı-aşağı kolektif ( $x_1$ ), boylamsal saykılık ( $y_1$ ) ve yanal saykılıktır ( $y_2$ ). Kolektif, SYP'nin dikey eksenindeki hareketini kontrol etmek için kullanılır. SYP'nin dikey eksenindeki hareketi sayesinde, tüm pallerin eşit miktarda ve aynı anda hatve açısı artırılır. Boylamsal saykılık, SYP'nin yunuslama serbestlik derecesindeki hareketini kontrol etmek için kullanılır. Yanal saykılık ise SYP'nin yuvarlanma serbestlik derecesindeki hareketini kontrol etmek için kullanılır. SYP'nin her bir serbestlik derecesindeki hareketi, birbirlerine 120° aralıkla yerleştirilen ve kol uçlarından SYP'nin her bir köşesine bağlanan üç adet uçuş kontrol eyleyicisine (UKE) deplasman verilmesi sayesinde gerçekleşir. UKE'lerin SYP çevresinde yerleşimi Şekil 2'de gösterilmektedir.



**Şekil 2.** Ana Rotor SYP Tepeden Görünümü ve UKE Yerleşimi

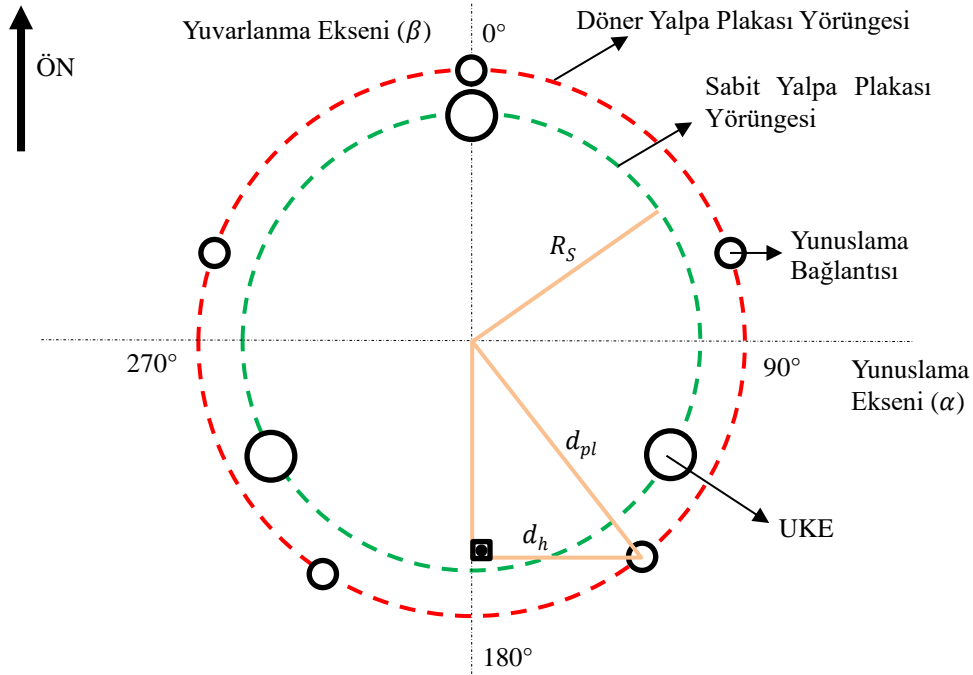
Her bir kontrol girdisi ile bu girdiler sonucunda eyleyicilerde elde edilecek konumlar arasında oransal bir ilişki bulunmaktadır. Ön UKE'nin konumu  $D_1$ , sol UKE'nin konumu  $D_2$  ve sağ UKE'nin konumu  $D_3$  olarak ifade edilirse, uçuş kontrol girdileri ile konumlar arasındaki ilişki aşağıdaki gibi oluşur.

$$D_1 = \frac{d_h}{x_{SL,COL}} x_1 - \frac{R_S d_h}{d_{pl} x_{SL,LON}} y_1 \quad (1)$$

$$D_2 = \frac{d_h}{x_{SL,COL}} x_1 + \frac{R_S \sin\left(\frac{\pi}{3}\right) d_h}{d_{pl} x_{SL,LAT}} y_2 + \frac{R_S \cos\left(\frac{\pi}{3}\right) d_h}{d_{pl} x_{SL,LON}} y_1 \quad (2)$$

$$D_3 = \frac{d_h}{x_{SL,COL}} x_1 - \frac{R_S \sin\left(\frac{\pi}{3}\right) d_h}{d_{pl} x_{SL,LAT}} y_2 + \frac{R_S \cos\left(\frac{\pi}{3}\right) d_h}{d_{pl} x_{SL,LON}} y_1 \quad (3)$$

İlgili denklemlerden de anlaşılacağı üzere yanal saykılık girdisi, ön UKE konumunda herhangi bir değişime yol açmamaktadır. Teorik olarak SYP'nin, eyleyiciler hareket ettikçe konumunu değiştirebilmesi için bir esneme hareketi yapması gereklidir. Ancak, böyle bir esneklik mümkün olmadığı için UKE'ler hareket esnasında göz ardı edilebilecek bir miktarda eğilirler. Bu eğilmenin göz ardı edilmesi %0,4'lük bir hataya sebebiyet verdiği için bu çalışmada dikkate alınmamıştır. İlgili denklemlerde  $d_h$  hatve kolunun uzunluğunu,  $d_{pl}$  yunuslama bağlantısının rotor merkezine olan yatay uzaklığını,  $R_S$  ise eyleyici hareket ekseninin rotor merkezine olan yatay uzaklığını ifade eder. Şekil 3'te ilgili uzunluklar daha ayrıntılı ifade edilmiştir.



Şekil 3. Ana Rotor Palleri Hatve Açılarının Mekanik Kontrolüne Ait Temel Geometrilere

### 1.3 Yalpa Plakasına Ait Yatma Açılarının Belirlenmesi

Önceki kısımlarda da belirtildiği üzere, yalpa plakasının 3 serbestlik derecesinde hareketi bulunmaktadır. Dikey eksen serbestlik derecesindeki hareketini bulmak için, kolektif girdisi belirli bir katsayı ile doğrudan çarpılır. Bir diğer tarafta ise, SYP'nin yunuslama ve yuvarlanma serbestlik derecelerindeki hareketi açı değeri olarak bulunmaktadır ve eyleyici konumları kullanılarak bu açı değerleri elde edilir. Aşağıdaki formüllerde sırasıyla yunuslama ( $\alpha$ ) ve yuvarlanma ( $\beta$ ) açılarının, silindir konumları cinsinden ifadesi yazılmaktadır.

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{2\left|D_1 - \frac{(D_2 + D_3)}{2}\right|}{3R}\right) \cdot \begin{cases} -1, & D_{coef,1} < 0 \\ 1, & D_{coef,1} \geq 0 \end{cases} \quad (4)$$

$$\beta = \arcsin\left(\frac{2|D_2 - D_3|}{\sqrt{3}R}\right) \cdot \begin{cases} -1, & D_{coef,2} < 0 \\ 1, & D_{coef,2} \geq 0 \end{cases} \quad (5)$$



$$D_{coef,1} = D_1 - \frac{(D_2 + D_3)}{2} \quad (6)$$

$$D_{coef,2} = D_2 - D_3 \quad (7)$$

İlgili denklemlerde dikkat edilebileceği üzere, yunuslama açısı tüm silindirlerin konum değerlerine bağlı olarak bulunurken; yuvarlanma açısı yalnızca sağ ve sol silindirlerin konum değeri kullanılarak hesaplanmaktadır. Çünkü, yuvarlanma girdisi verilirken ön silindirin konumunda herhangi bir değişiklik olması beklenmemektedir.

## 2. MATEMATİKSEL MODELLEME

UKE'ler; içerisinde pilottan gelen girdiyi alan bir girdi noktası, silindir konumundan alınan geri beslemenin alındığı bir silindir konum noktası ve bu girdiyle geri beslemenin toplanarak valfe iletiği valf girdi noktasını içerisinde barındırırlar. Temel olarak; ilgili valf girdisini üreten bir mekanizma, ana kontrol valfi (AKV) ve çıktı üreten hidrolik silindirden meydana gelirler. Silindir, ilgili elemanları kullanarak rotor mekanizmasına girdi vermektedir. Rotorun dinamik modeli ise, indirgenmiş eşdeğer dinamik bir modele dönüştürülüp bu şekilde kullanılmaktadır. Bu bölümde; eyleyici içerisindeki mekanizma, hidrolik model, rotor eşdeğer modeli ve bu modelin hidrolik silindir üzerindeki etkisi modellenerek incelenecektir.

### 2.1 Eyleyici Mekanizması

Eyleyici içerisinde; pilot girdisi ( $x_i$ ), otomatik pilot girdisi ( $x_o$ ) silindir geri beslemesi ( $x_s$ ) ve valf girdisi ( $x_v$ ) arasındaki ilişkiyi belirleyen bir mekanizma bulunmaktadır. Eyleyici içerisindeki mekanizma Şekil 4'te gösterilmektedir. İlgili mekanizma, pilot girdisi ile otomatik pilot girdisinin eş zamanlı olarak çalışabilmesine imkân tanımaktadır. Otomatik pilot girdisi, uçuş kontrol bilgisayarından kontrol ediliyor olup bir eyleyici tarafından aktarılmaktadır. Bu eyleyiciye "Stabilite Eyleyicisi" adı verilir. Ancak, Şekil 4'te gösterilmesine ve olası bir girdinin valf girdisine etkisini belirlemek için denklem türetmeleri yapılmış olsa da stabilite eyleyicisinden gelen otomatik pilot girdisi bu çalışmada 0 olarak alınmıştır. Bunun sebebi, otomatik pilot ile yapılacak olan kontrolün helikoptere ait dinamik modeli de içermesi gerekliliğinden kaynaklanmadır. Eyleyiciye ait türetimler ise aşağıda verilmiştir.

İlk olarak silindir geri besleme bağlantı noktası sabitlemiş kabul edilerek, pilot girdisinin toplama noktası olan ( $x_{v,t}$ ) ile valf ilk girdisi ( $x_{v,1}$ ) arasındaki ilişki bulunur.

$$x_{v,1} = \frac{de}{(c+d)(e+f)} x_{v,t} \quad (8)$$

Devamında, otomatik pilot girdisi ( $x_o$ ) ile valf ilk girdisi ( $x_{v,1}$ ) arasındaki ilişki bulunur.

$$x_{v,1} = \frac{ce}{(c+d)(e+f)} x_o \quad (9)$$

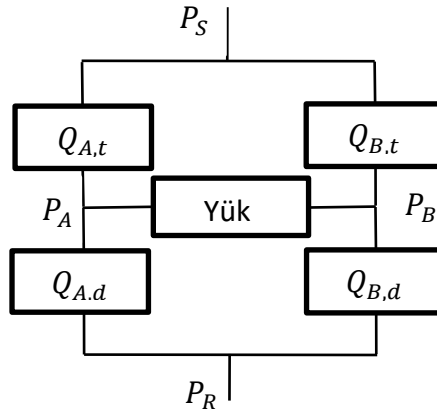
Takiben, pilot tarafından gelen kombine girdi, silindir geri beslemesi ve pilot referans girdisi olarak ifade edilir.

$$x_{v,t} = \frac{b}{(a+b)} x_i + \frac{a}{(a+b)} x_s \quad (10)$$

Son olarak valf girdisi; referans pilot girdisi, referans otopilot girdisi ve silindir geri beslemesi cinsinden ifade edilir.

$$x_{v,1}(x_i, x_o, x_s) = \frac{e(cx_o + dbx_i + dax_s)}{(a+b)(c+d)(e+f)} \quad (11)$$





**Şekil 5.** Ana Kontrol Valfine Ait Temsili Devre Çizimi

Yüksek basınç hattı ile yüksek basınç hattına bağlanan hazne arasında, basınç farkına bağlı olarak bir debi oluşmaktadır. Benzer şekilde, düşük basınç tankına bağlı hazne ile tank arasında da bir debi oluşmaktadır. Bu debinin yönü, valf girdisine ( $x_v$ ) bağlı olarak değişmektedir. İlgili debilerin, basınçlara ve valf girdisine bağlı olarak bulunmasını sağlayan denklemler aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$Q_{Supp,A} = C_D h \sqrt{\frac{2(P_S - P_A)}{\rho}} \cdot \begin{cases} x_v, & x_v \geq 0 \\ 0, & x_v < 0 \end{cases} \quad (13)$$

$$Q_{Supp,B} = -C_D h \sqrt{\frac{2(P_S - P_B)}{\rho}} \cdot \begin{cases} 0, & x_v \geq 0 \\ x_v, & x_v < 0 \end{cases} \quad (14)$$

$$Q_{A,Ret} = -C_D h \sqrt{\frac{2(P_A - P_R)}{\rho}} \cdot \begin{cases} 0, & x_v \geq 0 \\ x_v, & x_v < 0 \end{cases} \quad (15)$$

$$Q_{B,Ret} = C_D h \sqrt{\frac{2(P_B - P_R)}{\rho}} \cdot \begin{cases} x_v, & x_v \geq 0 \\ 0, & x_v < 0 \end{cases} \quad (16)$$

Doğru bir hidrolik model kurabilmek için, silindirin A ve B haznelerinin basınçlarının hesaplanması kritiklik arz etmektedir. Rotor dinamik sistemini harekete geçiren kuvvet, bu basınçların farkı aracılığıyla oluşmaktadır. İki haznenin basınçları, hidrolik yağın sıkıştırılabilirlik karakteristiği kullanılarak hesaplanabilir. Sıvının bu karakteristiğini belirleyen modüle ise balk modülü adı verilmektedir. Genel olarak sıkıştırılabilirlik denklemi aşağıda verilmiştir.

$$\frac{dV}{dt} = \frac{v}{\beta} \frac{dp}{dt} \quad (17)$$

Denklem 17'de,  $v$  ilgili haznedeki toplam sıvı hacmini,  $\beta$  ise sıvının balk modülünü temsil etmektedir [3][4]. Bu denklemi kullanarak gerekli düzenlemeler yapıldığı takdirde, A ve B haznelerinin anlık basınçları ve silindir içerisindeki pistonun hareketiyle oluşan debiler aşağıdaki şekilde bulunabilir [5].

$$P_A = \frac{\beta}{V_A} \int_0^t Q_{hazne,A} dt \quad (18)$$

$$P_B = \frac{\beta}{V_B} \int_0^t Q_{hazne,B} dt \quad (19)$$

$$Q_A = \frac{dV_A}{dt} = A_{piston} \frac{dx_s}{dt} \quad (20)$$

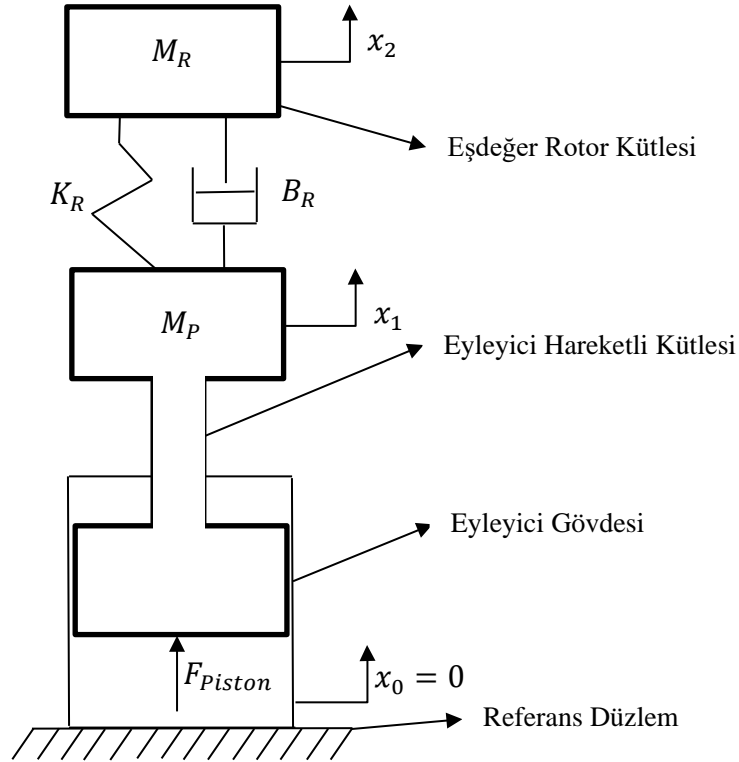
$$Q_B = \frac{dV_B}{dt} = A_{piston} \frac{dx_s}{dt} \quad (21)$$

Son olarak, eyleyicinin uyguladığı kuvvet Denklem 22 sayesinde bulunabilir.

$$F_{UKE} = (P_A - P_B)A_{piston} \quad (22)$$

### 2.3 Rotor Sisteminin Eşdeğer Kütle-Yay-Damper Modeli

Rotor dinamiği, çok kapsamlı analizler gerektiren bir dinamik modele sahiptir. UKE üzerindeki etkisini tespit edebilmek için ise, rotor dinamiği 2 serbestlik dereceli bir eşdeğer sistem haline dönüştürülerek kullanılır. Bu eşdeğer model önermesi, rotordan gelebilecek olan olası stabiliteyi bozan frekansların tespitinde önemli bir rol oynamaktadır. 2 serbestlik derecesinden ilki silindirin hareketli kütlelerini temsil etmektedir. İkincisi ise tüm rotor bileşenlerinin eşdeğer kütlesi ve buna ait eşdeğer yay-damper modelinden oluşmaktadır. Şekil 6'da, eşdeğer rotor kütle-yay-damper modeli basitçe gösterilmiştir.



Şekil 6. Rotora Ait Eşdeğer Kütle-Yay-Damper Modeli

Eşdeğer modelden gelen etkiler, üzerinde herhangi bir yükleme olmadan incelenmiştir. Bu inceleme neticesinde her bir kütle üzerine etkiyen kuvvetler dengesi, aşağıdaki şekilde yazılarak hareket dinamiği elde edilmiştir.

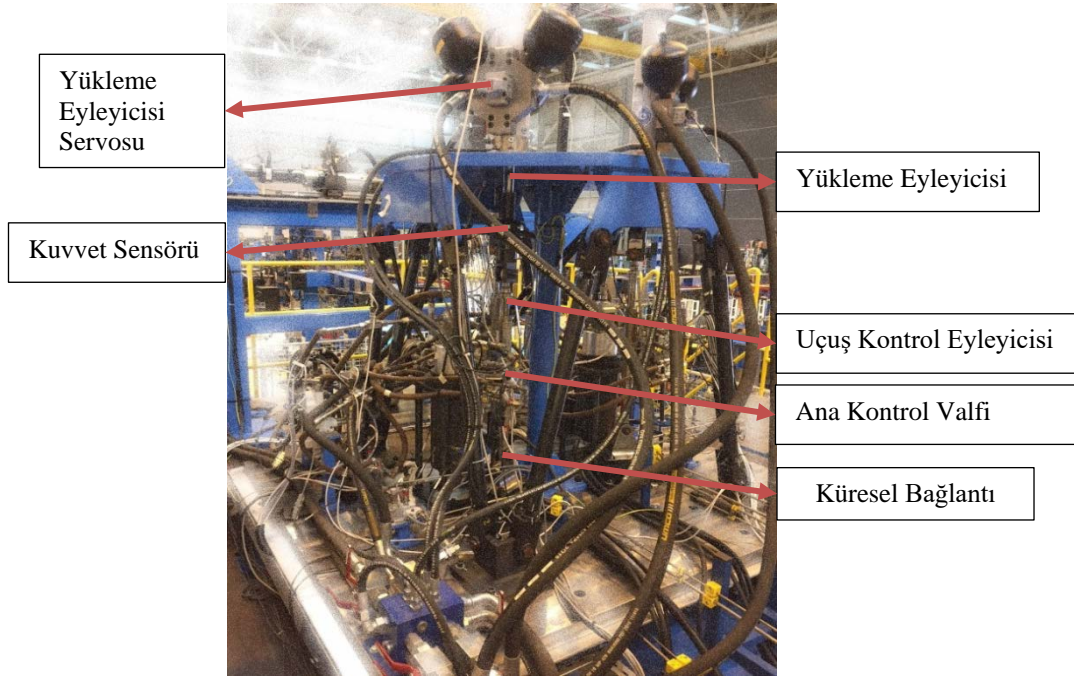


$$M_P \frac{d^2 x_1}{dt^2} = F_{piston} - K_R(x_1 - x_2) - B_R \frac{d(x_1 - x_2)}{dt} \quad (23)$$

$$M_R \frac{d^2 x_4}{dt^2} = K_R(x_1 - x_2) + B_R \frac{d(x_1 - x_2)}{dt} \quad (24)$$

### 3. DENEY DÜZENEĞİ

Hidrolik elemanlar olan silindir ve AKV'nin performansını ölçebilmek adına bir test düzeneği hazırlanmıştır. Bu test düzeneğinde, hidrolik elemanlar harici olan rotor eşdeğer kütlelerini temsilen ek bir kütle konulmamıştır. Bunun sebebi, rotor eşdeğer modelinin pilot kontrol frekansları olan 15 Hz veya daha altında piston frekans tepkisine herhangi bir etkisi olmamasıdır. Test düzeneğinde kullanılan UKE ile helikopter üzerinde çalışan UKE birebir aynı olmakla beraber, rotor elemanlarından gelen yükü temsilen ve pilot girdisini temsilen 2 farklı eyleyici daha deney düzeneğine ilave edilmiştir. Deney düzeneğine ait genel görüntü Şekil 7'de verilmiştir.



Şekil 7. Doğrulama Test Düzeneği

Deney düzeneğinde kullanılan elemanların fonksiyonları, aşağıda belirtilmektedir.

**Yükleme Eyleyicisi (YE):** Yükleme eyleyicileri, ilgili uçuş manevrasında helikopter pallerinin karşılaşmış olduğu yüklerin statik ve dinamik olarak kombine halde UKE'lere aktarılması için kullanılır. YE'ler, UKE'lere eksenel yönde bağlandıklarından uyguladıkları tüm yükler eksenel olarak iletilmiş olur. YE'ler tarafından üretilen statik yük ve helikopter rotorunun dönü frekansında dinamik olarak verilen dinamik yükler test sistemi kontrolcüsü tarafından denetlenmektedir. YE'ler, test sistemine ait yapıya sabitlenmiş durumda olup herhangi bir SYP gibi rotor elemanına bağlı değildir.

**Pilot Girdi Eyleyicisi (PGE):** Pilot girdi eyleyicileri, pilot tarafından UKE'ye aktarılan girdilerin fiziksel ortamda bilgisayar kontrollü olarak verilmesi amacıyla kullanılmaktadır. Dış yükleme altında ve ilgili uçuş koşulunda pilotun verebileceği manevra tipine göre temel girdilerin zarfı belirlenir ve bu zarfa göre test sistemi kontrolcüsü aracılığıyla referans girdiler PGE'lere verilir. PGE'ler ise doğrudan eyleyicinin girdi koluna bağlı olarak bu referans girdiyi UKE'ye iletir.

**Kuvvet Sensörü:** Bu sensör, UKE ile YE arasında oluşan kuvvet büyüklüğünün belirlenmesi amacıyla kullanılmaktadır. Aynı zaman, bu kuvvetten alınan geri besleme ile test sisteminin kontrol döngüsü kapatılmaktadır.

### 3.1 Deney Düzeneği Test Konfigürasyonu

Deney düzeneği kullanılarak iki farklı tipte girdi UKE'ye verilmiş ve bu girdilerin neticeleri gözlemlenmiştir. Bu iki farklı girdi seti basamak girdiler ve sinüzoidal girdiler olarak ikiye ayrılabilir. Basamak girdiler, yunuslama ve yuvarlanma eksenlerindeki hareketi sağlayacak şekilde boylamsal saykılık ve yanal saykılık olarak verilmiştir. Sinüzoidal girdiler ise, 5 farklı frekansta ve tek bir genlik değerine sahip olacak şekilde verilmiştir. Bu girdilerin neticesinde elde edilen silindir konumu işlenerek ilgili değerlendirmeler esnasında kullanılmıştır. Tablo 1'de basamak girdilere ait, Tablo 2'de ise sinüzoidal girdilere ait genlik ve frekans bilgilerine ait konfigürasyon tablosu paylaşılmaktadır.

**Tablo 1.** Basamak Girdilere Ait Gerçekleştirilmiş Testler

Test Adı	$x_i^F$ (cm)	$x_i^R$ (cm)	$x_i^L$ (cm)	$t_b$ (s)
ILERI_SAY	+2	-1	-1	0.3
SOLA_SAY	0	+1	-1	0.3

**Tablo 2.** Sinüzoidal Girdilere Ait Gerçekleştirilmiş Testler

Test Adı	$x_i^F$ (cm)	$f_i$ (Hz)	$t_{sin}$ (s)
DUSUK_F	-1 / +1	0.212	30
DUSUKORTA_F	-1 / +1	0.434	30
ORTA_F	-1 / +1	0.868	30
ORTAYUKSEK_F	-1 / +1	3.472	10
YUKSEK_F	-1 / +1	6.944	5

Ayrıca, basamak girdiye ait referans girdinin formülü, aşağıdaki gibi verilmektedir.

$$x_i(t) = \frac{A_{basamak} \tanh(24(t - t_d) + 1)}{2} \quad (25)$$

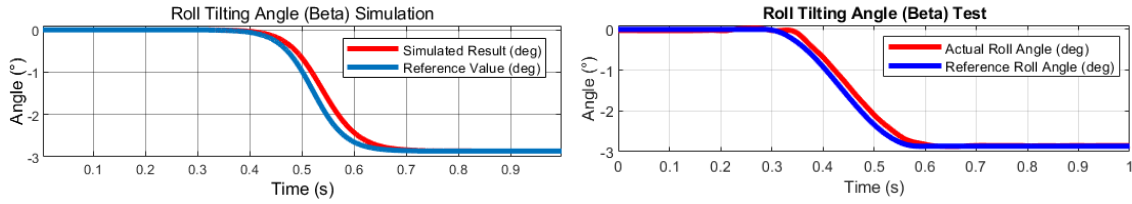
## 4. VERİLER VE DEĞERLENDİRME

Bu bölümde, test düzeneğinden ilgili konfigürasyona göre elde edilen sonuçlar ile matematiksel modelden elde edilen sonuçlar kıyaslanmıştır. Bu kıyaslama neticesinde, üretilmiş olan matematik model ile test edilmiş olan sistemin çalışma karakteristiği arasında uyumluluk değerlendirmesi yapılmıştır. Özellikle basamak girdileri hesaplanırken test sisteminde herhangi bir SYP olmaması sebebiyle, yatma açıları doğrudan eyleyici konumuna göre hesaplanmıştır. Test sonuçları modelin uyumsuz olarak görüldüğü noktalarda bu uyumsuzluğun test sistemindeki YE'lere ait bağımsız kontrolcüden kaynaklandığı değerlendirilmektedir.

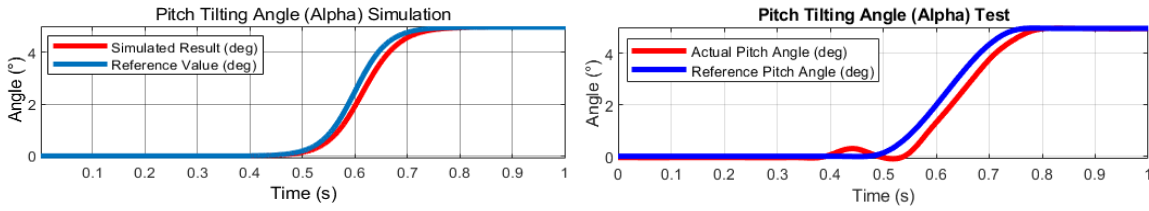
### 4.1 Yatma Açılarında Test ve Model Sonuçlarının Karşılaştırılması

Yatma açılarındaki test ve matematik model sonuçlarının kıyaslanması ileri saykılık ve yanal saykılık için yapılmış olup sonuçların son derece tutarlı olduğu görülmüştür. Ancak, girdilerin verildiği esnada test sisteminin kontrolcüsünden kaynaklı olarak test sonucu, modelden elde edilen sonuca göre daha farklı olarak gözlemlenmiştir. Bu farklılığın herhangi bir model hatasından kaynaklanmadığı

değerlendirilmiştir. Model hatası olmadığı çıkarımının yapılması, farklı girdiler için elde edilen hatanın değişkenlik göstermesinden kaynaklanmaktadır. Şekil 8 ve 9'da sırasıyla sola ve ileri saykılık için simülasyon ile test verisinin referans girdi takip performansı kıyaslanmıştır.



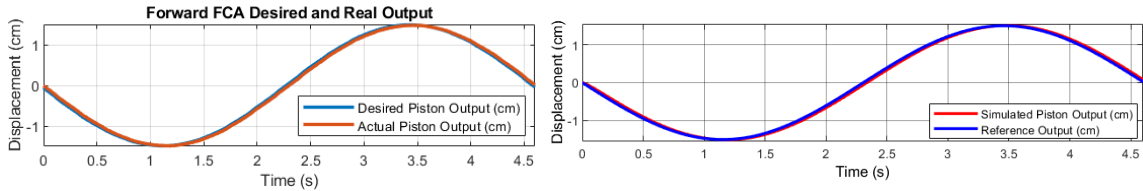
Şekil 8. Sola Saykılık Girdisine Ait Yatma Açılarının Simülasyonu (Solda) Testi (Sağda)



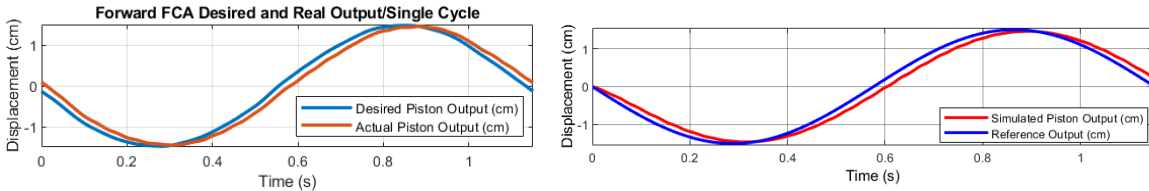
Şekil 9. İleri Saykılık Girdisine Ait Yatma Açılarının Simülasyonu (Solda) ve Testi (Sağda)

#### 4.2 Sinüzoidal Girdi Cevaplarının Karşılaştırılması

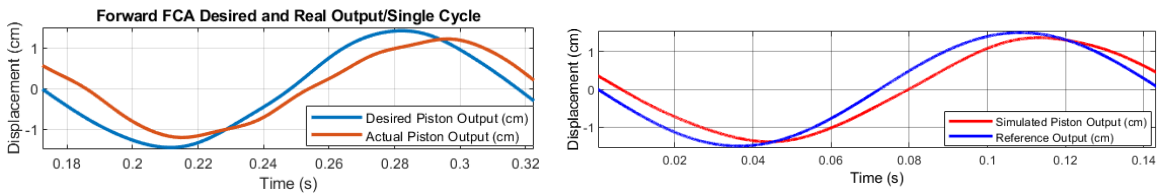
Sinüzoidal girdiler, yukarıdaki konfigürasyon tablosunda belirtildiği üzere 5 farklı frekans değeri için ve her bir frekans değeri özelinde sadece bir genlikte verilmiştir. Bu girdilerin neticesinde elde edilen sonuçlar, aynı girdilerin simülasyon ortamında verilmesiyle elde edilen girdilerin neticeleri ile kıyaslanmıştır. Bu kıyaslamalar 3 farklı frekans için gösterilmiş olup (en düşük, orta, en yüksek), Şekil 10, 11 ve 12'de sırasıyla gösterilmektedir. Not olarak, test sonuçlarından elde edilen çıktılar ile simülasyon ortamında elde edilen çıktılar düşük frekansta son derece uyumlu, yükselen frekans değerleri için ise yeterince uyumlu olduğu gözlemlenmektedir.



Şekil 10. Düşük Frekans Mertebesinde (0.212 Hz) Eyleyici Konumlarının Karşılaştırılması



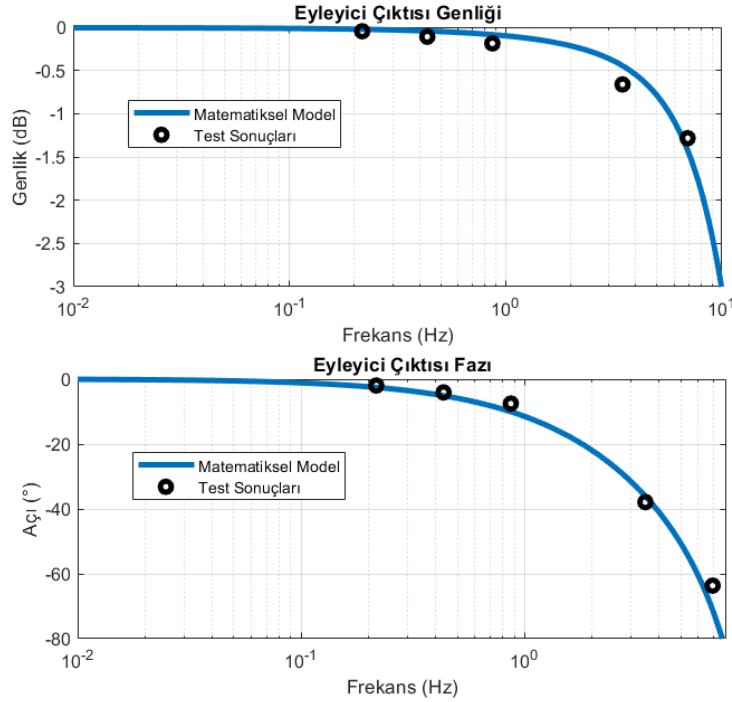
Şekil 11. Orta Frekans Mertebesinde (0.868 Hz) Eyleyici Konumlarının Karşılaştırılması



Şekil 12. Yüksek Frekans Mertebesinde (6.944 Hz) Eyleyici Konumlarının Karşılaştırılması

### 4.3 Test ve Model Bode Diyagramlarının Karşılaştırılması

Modelden elde edilen verilerle test düzeneğinden elde edilen verilerin birbirleri ile uyumluluğunun değerlendirilmesi yapılırken, Bode diyagramından faydalanılmıştır. Bode diyagramları, eyleyici çıktısının frekansa bağlı olarak cevap verebildiği noktaların genlik değerinin ve faz değerinin çizdirilmesi ile elde edilmiştir. Matematik modelinde, Simulink® tüm frekanslarda sonuç alınarak kesintisiz bir grafik çizdirilmiştir. Test sonuçları ise 5 farklı nokta girdisi oluşturduğundan, bu sonuçlar noktalar halinde Bode diyagramı üzerine işaretlenmiştir. Şekil 13'te Bode diyagramları hem model hem de test sonuçları bağlamında gösterilerek karşılaştırılmıştır.



Şekil 13. Matematik Model ve Test Sistemi Frekans Tepkilerinin Karşılaştırılması

Şekil 13'ten de anlaşılacağı üzere, test sonuçları ile matematik model arasında son derece uyumlu bir sonuç elde edilmiştir. Sonuç olarak, ilgili eyleyici kullanılarak yapılan modelleme çalışmalarında, bu matematiksel modelin kullanılmasının uygun olduğu değerlendirilmektedir.

## 5. SONUÇ

Bu çalışmada, bir helikopterin temel manevralarını yapmasını sağlayan ana rotor sisteminin kontrol mekanizması tanıtılmıştır. Rotor sistemi, pilot girdilerine karşılık rotor pallerinin bu girdilere uygun olarak döner düzlemdeki her bir açısının istenen açısala konuma ulaşmasını, temel bileşenleri verilmiş olan bir mekanizma aracılığıyla sağlar. Bu mekanizmanın kontrolü, hidrolik güç ile beslenen üç eşlenik ana rotor uçuş kontrol eyleyicisi ile sağlanır. Uçuş kontrol eyleyicileri, temelde sabit yalpa plakası adlı elemanın yunuslama, yuvarlanma ve dikey yönde hareket kontrolünü sağlayarak pallerin gereken açıya ulaşmasını sağlar. Bu çalışmada pilot girdileri ile uçuş kontrol eyleyicileri arasındaki konum ilişkisi ve eyleyici konumları ile kontrol sağlanan yunuslama ve yuvarlanma eksenlerindeki ilişkiler tanımlanmıştır.

Ana rotor hidrolik eyleyicisinin matematiksel modeli, hidrolik denklemlerin doğrusal olmayan metot ile türetilmesiyle bulunmuştur. Doğrusal olmayan modelin doğrulanması, gerçek sistemi yansıtan bir test düzeneği kullanılarak yapılmıştır. Hem basamak hem de sinüzoidal girdiler üzerinden sistemin referans bir girdiyi takip etme performansı incelenmiştir. Bode diyagramı kullanılarak, model ve test sonuçlarının frekans tepkileri kıyaslanmıştır. Bu kıyaslama neticesinde, modelleme ile gerçek düzeneğin büyük ölçüde tutarlı olduğu, ilerleyen tasarım çalışmalarında bu modelin kullanımının uygun olduğu değerlendirilmiştir.



## KAYNAKLAR

- [1] Kabai, S. January 2008. "Helicopter Tilt Control", WOLFRAM Demonstration Project, Open content licensed under CC BY-NC-SA, Accessed on: "<https://demonstrations.wolfram.com/HelicopterTiltControl/>", October 2021.
- [2] Platin, E. B., Çalışkan, M., Özgüven, 1991. Dynamics of Engineering Systems, Middle East Technical University, Mechanical Engineering Department.
- [3] MIL-H-83282D, Hydraulic Fluid, Fire Resistant, Synthetic Hydrocarbon Base, Aircraft, Metric, Nato Code Number H-537, 30.09.1997. Military Specification.
- [4] Merritt H. E., 1967. Hydraulic Control Systems, John Wiley & Sons, Inc. New York, London, Sydney.
- [5] Kalyoncu, M., Haydim, M., January 2009. Mathematical Modeling and Fuzzy Logic Based Position Control of an Electrohydraulic Servosystem with Internal Leakage, Mechatronics 19, pages 847-858.

## ÖZGEÇMİŞ

### Hasan Ali Düzağaç

1997 yılı Ankara doğumludur. 2019 yılında Boğaziçi Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makina Mühendisliği Bölümünü bitirmiştir. Orta Doğu Teknik Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümünden 2022 yılında Yüksek Mühendis unvanını almıştır. 2019 yılından beri Türk Havacılık ve Uzay Sanayii Firmasında Hidrolik Kontrol Sistemleri Tasarım Mühendisi olarak çalışmaktadır. Hidrolik kontrol sistemleri, dinamik sistemlerin modellenmesi, elektrohidrolik kontrol eyleyicileri üzerine çalışmalarını sürdürmektedir.

### Hakan Çalışkan

1983 yılı Samsun doğumludur. Orta Doğu Teknik Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümü'nden 2006 yılında "Lisans", 2009 yılında "Yüksek Lisans" ve 2015 yılında "Doktora" derecelerini almıştır. 2019 yılından beri Orta Doğu Teknik Üniversitesinde Doktor Öğretim Üyesi olarak görev almaktadır. Çalışmaları; akışkan gücü kontrolü, elektrohidrolik sistemler, sistem dinamiği ve kontrol, CNC takım tezgâhları ve tirlama kararsızlığı alanlarında yoğunlaşmıştır.

### R. Tuna Balkan

1957 yılında Manisa'da doğdu. Halen çalışmakta olduğu Orta Doğu Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü'nden 1979 yılında "Lisans", 1983 yılında "Yüksek Lisans", 1988 yılında da "Doktora" derecelerini aldı. 1985 yılında "Öğretim Görevlisi", 1988 yılında "Yardımcı Doçent", 1990 yılında "Doçent" ve 2000 yılında da "Profesör" unvanını aldı. 1998-2008 yılları arasında ODTÜ Bilgisayar Destekli Tasarım İmalat ve Robotik Merkezi Başkan Yardımcılığı, 2004-2008 yılları arasında ODTÜ Makine Mühendisliği Bölüm Başkan Yardımcılığı ve 2015-2017 yılları arasında da Bölüm Başkanlığı görevlerini yürüttü. Halen ODTÜ Mühendislik Fakültesi Dekanı olarak görev yapmaktadır. Çalışmaları sistem dinamiği, kontrol sistemleri, sistem modellenmesi, benzetimi ve tanılması, akışkan gücü denetimi, robotik ve uygulamaları, gerçek zamanlı kontrol sistemleri ve özellikle platform stabilizasyonu ve servo valf denetimli kontrol sistemleri alanlarında yoğunlaşmış olup bu konularda çeşitli uygulamalı endüstri ve savunma sanayine yönelik çalışmalarda yer almıştır. 2001 yılından beri HPKON Yürütme Kurulu üyesi olup 2008 yılındaki 5. kongrede Yürütme Kurulu başkanlığı görevini yapmıştır.

### Erhan Erbay

1975 yılı Nevşehir doğumludur. 1998 yılında Gazi Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği bölümünü bitirmiştir. Aynı üniversiteden makine mühendisliği ana bilim dalında 2007 yılında yüksek mühendis unvanını almıştır. 1998-2008 yılları arasında, K. K. K. 5. Ana Bakım Merkezi Komutanlığı, Motor Aksesuar Grubunda proje, tasarım, teknik destek ve bakım onarım mühendisi olarak çalışmıştır. 2008 yılından beri Türk Havacılık ve Uzay Sanayii firmasında Helikopter Tasarım Direktörlüğüne bağlı olarak, birden fazla tasarım projesinde akışkan sistemler tasarım mühendisi olarak çeşitli görevler almıştır. 2019 yılından beri Rotor Hidrolik Kontrol Sistemleri Tasarım Başmühendisi olarak görev yapmaktadır.