

PALA ELEMANI TEORİSİ TABANLI HELİKOPTER ROTOR SİMÜLASYONLARI İÇİN TRİM ve DOĞRUSALLAŞTIRMA MODELLERİNİN İNCELENMESİ

Utku Hafizoğlu¹, Deniz Can Çetinel²,
Yusuf Bayrak^{3,*} ve Nilay Sezer-Uzol⁴
Havacılık ve Uzay Mühendisliği,
Orta Doğu Teknik Üniversitesi,
Ankara, Türkiye

İlgaz Doğa Okcu⁵
*TUSAŞ – Türk Havacılık
ve Uzay Sanayii A.Ş.,
Ankara, Türkiye

ÖZET

Bu çalışmanın amacı, helikopter rotor simülasyonları için kullanılan trim ve doğrusallaştırma yöntemlerini incelemek ve bu modelleri Matlab ve Simulink tabanlı tasarım aracı HeliRotorS'e entegre edip test etmektir. Halihazırdaki rotor matematik modelinde rotor üzerindeki aerodinamik kuvvet ve momentleri istenilen aralıkta tutarak trim (denge) koşulunu bulmak için birkaç kontrolcü kullanılmıştır. Kararlılık analizlerini gerçekleştirebilmek için rotor modeli bireysel pala koordinatlarından çoklu pala koordinatlarına çevrilip periyodik dinamiklerden kurtularak Simulink üzerinden doğrusallaştırılmıştır. Doğrusallaştırılmış model ile doğrusal olmayan model karşılaştırılarak, doğrusallaştırılmış modelin doğru sonuçlar verip vermediği değerlendirilmiştir.

GİRİŞ

Pala elemanı teorisi (*Blade Element Theory*, BET), helikopter rotorlarının tasarımı ve performans analizinde kullanılan bir simülasyon metodudur. Bu yöntem, rotor palalarını bireysel olarak değerlendirerek, her bir palanın birden çok elemana bölünmesi ile aerodinamik kuvvetleri hesaplar. Segmentler arası etkileşimler de göz önünde bulundurulur. Bu kapsamda, aerodinamik rotor analizleri için HeliRotorS [Bayrak vd., Lift-Up 2023, Bayrak vd., AIAC 2023] geliştirilmiştir.

Temel simulink modelini rotorun farklı uçuş koşullarında inceleyebilmek için bir trim modeli kullanılır. Trim modeli, rotor üzerindeki kuvvet ve momentleri istenilen aralığa çekebilmek için kontrolcüler kullanılmasına dayanmaktadır ve üç kısma ayrılır: kolektif (ortak) kontrolcü, yanal döngüsel kontrolcü ve boyuna döngüsel kontrolcü. İstenilen uçuş durumundaki trim koşulu bulunduktan sonra sistemin doğrusallaştırılabilmesi için model, bireysel pala koordinat sisteminden çoklu pala koordinat sistemine çevrilir [Padfield, 2007]. Modelin doğrusallaştırılması için, çoklu pala sistemi kullanılarak önce model üzerinde küçük bir ileri sapma, sonra da küçük bir geri sapma uygulanır, böylece merkezi farklar yönteminin kullanılabilmesi amaçlanmaktadır. Merkezi farklar yöntemi her iki durum için sistem parametreleri hesaplanması sonrasında bu değerlerin ortalaması ile sistemin doğrusallaştırılmasını içerir. Doğrusallaştırılmış modelin doğru sonuçlar verip vermediğini değerlendirmek için, doğrusallaştırılmış model ile doğrusal olmayan model karşılaştırılmıştır. Doğrusallaştırılan model, çoklu pala koordinat sisteminden tekrar bireysel pala koordinat sistemine çevrilerek sisteme entegre edilebilecek ve palaların bireysel hareketleri de gözlemlenebilecektir.

¹ Son Sınıf Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, ODTÜ, Eposta: utku.hafizoglu@metu.edu.tr

² Son Sınıf Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, ODTÜ, Eposta: cetinel.deniz@metu.edu.tr

³ Mühendis, Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş., Yüksek Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, ODTÜ, Eposta: yusuf.bayrak2@tai.com.tr

⁴ Doçent Dr, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, ODTÜ, Eposta: nuzol@metu.edu.tr

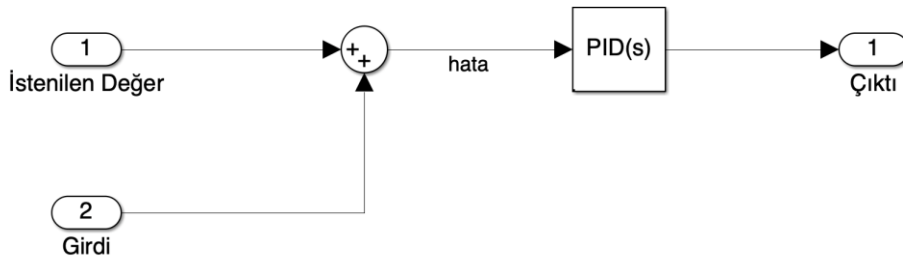
⁵ Mühendis, Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş., Eposta: iokcu@metu.edu.tr

YÖNTEM

Bu bölümde sırasıyla şu an HeliRotorS'ta bulunan trim modeli ve doğrusallaştırma yapabilmek için kullanılacak olan matematiksel yöntemler anlatılacaktır.

Trim Modeli

Trim modeli üç kısma ayrılır: kolektif (*collective*) kontrolcü, yanal döngüsel (*lateral cyclic*) kontrolcü ve boyuna döngüsel (*longitudinal cyclic*) kontrolcü. Kontrolcü tasarımı PID kullanılarak yapılmıştır. PID kontrolcüsü (Şekil 1), bir sistemdeki hata oranını sıfıra yaklaştırmak için kullanılan en yaygın geribesleme döngü mekanizmalarından biridir. "PID" terimi; oransal (*proportional*), integral (*integral*) ve türevsel (*derivative*) olmak üzere üç temel kontrol etmeninin kısaltmasıdır. Her bir etmen, sistem çıktısını istenen referans değere getirmek için farklı bir strateji uygular. Oransal kontrol, mevcut hatayı doğrudan azaltır; integral kontrol, geçmiş hataların birikimini düzeltir; türevsel kontrol ise hata oranındaki değişimi düzenleyerek sistem tepkisini iyileştirir.



Şekil 1. Trim Modeli Genel Yapısı

Şekil 1'de görüldüğü üzere trim modelinde rotor üzerindeki kuvvet ve momentleri istenilen aralıkta tutarak trim koşulunu bulmak için geribesleme döngü mekanizması kullanılmıştır. Geribesleme döngü mekanizması, bir sistemin çıktısının, sistemin girdisine geri dönüt olarak verilmesi işlemidir ve bir kontrol sisteminde istenen çıktıyı elde etmek için kullanılır.

Kolektif kontrolcü, trim koşulunda rotorun oluşturduğu yukarı yönlü kuvvetin (itki kuvveti) helikopterin ağırlığı ile dengelenmesinde rol oynar. Kolektif kontrolcü, bu dengeyi sağlamak amacıyla, rotorun yarattığı itki kuvvetini helikopterin ağırlığından çıkararak bir hata değeri hesaplar. Bu hata değeri, PID kontrolcüsüne aktarılır ve sisteme geri eklenir.

Yanal döngüsel (*lateral cyclic*) kontrolcü, trim koşulunda, helikopterin x ekseninde (yuvarlanma ekseninde) herhangi bir yana eğilim olmaması gerektiğinden, rotora uygulanan yuvarlanma momentinin sıfırlandığına emin olur. Yanal döngüsel kontrolcü, bu dengeyi sağlamak amacıyla, rotorun yuvarlanma ekseninde yarattığı momenti istenilen değerden, yani sıfırdan çıkararak bir hata değeri hesaplar. Bu hata değeri, PID kontrolcüsüne aktarılır ve sisteme geri eklenir.

Boyuna döngüsel (*longitudinal cyclic*) kontrolcü trim koşulunda, helikopterin y ekseninde (yunuslama ekseninde) herhangi bir boyuna eğilim olmaması gerektiğinden, rotora uygulanan boyuna momentin sıfırlandığını sağlar. Boyuna döngüsel kontrolcü, bu dengeyi sağlamak amacıyla, rotorun yunuslama ekseninde yarattığı momenti istenilen değerden, yani sıfırdan çıkararak bir hata değeri hesaplar. Bu hata değeri, PID kontrolcüsüne aktarılır ve sisteme geri eklenir.

Kolektif, yanal döngüsel ve boyuna döngüsel PID kontrolcü denklemi aşağıda görülebilir,

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt}$$

$u(t)$, $e(t)$, K_p , K_i , K_d sırasıyla PID çıktısı, istenilen değer ile güncel değer arasındaki fark, oransal kazanç, integral kazanç ve türevsel kazanç anlamına gelir.

Doğrusallaştırma Modeli

Modelin trim (denge) koşulunda doğrusallaştırılabilmesi için model, bireysel pala koordinat sisteminden çoklu pala koordinat sistemine çevrilmiştir. Bunun nedeni, bireysel pala koordinat sisteminde zamana göre ilerletilen pala konum ve açılarının periyodik hareketler ile zamanla dalgalanmasıdır. Bu periyodik hareketler sistem için dengeseleştirme (*trim*) konusunda bir sorun teşkil etmese de doğrusallaştırma adımında çeşitli problemlere sebep olmaktadır. Öte yandan çoklu pala koordinat sisteminde uç yolu düzleminin uzayda yataya ve dikeye göre yaptığı açılan kullanıldığından bir periyodik hareket gözlemlenmemekte bu ise doğrusallaştırma adımında avantaj sağlamaktadır.

Bireysel pala koordinat sisteminde çırpma (flapping) açısı her bir pala için ayrı şekilde yazılır. Her pala aynı hareketi faz farkı göstererek gerçekleştirir. Şu anki rotor modeli varsayılan konfigürasyonda 4 paladan oluşmaktadır ve palalar arası faz farkı yaklaşık 90 derecedir. Çırpma açısı aşağıdaki gibi tanımlanır [Padfield,2007]:

$$\beta \simeq \beta_0 + \beta_{1s} \sin \psi + \beta_{1c} \cos \psi$$

İlk terim olan β_0 , konik açı (*coning*) olarak adlandırılır; burada tüm palalar bir koni şeklinde birlikte aynı açıda pozitif yukarı çırpma durumundadır. İlk iki dögüsel mod olan β_{1c} ve β_{1s} , sırasıyla ilk harmonik boyuna ve yanal pala çırpma açılarını (rotor pala uç düzleminin eğimini) temsil ederken, daha yüksek harmonikler diskin bükülmesi şeklinde ortaya çıkar. Böylece β her pala için çırpma (*flapping*) açısını temsil eder ve bu sistem bireysel pala koordinat sistemi olarak adlandırılır. Çoklu pala sistemine geçmek için aşağıda verilen matematiksel formüller kullanılır [Howlett,1981].

$$\beta_0 = \frac{1}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} \beta_i$$

$$\beta_{0d} = \frac{1}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} \beta_i (-1)^i$$

$$\beta_{js} = \frac{2}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} \beta_i \cos j\psi_i$$

$$\beta_{jc} = \frac{2}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} \beta_i \sin j\psi_i$$

N_b pala sayısını temsil eder. β_0 konik açı ile adlandırılan durumu ifade eder ve rotor palalarının dönerken oluşturduğu koni şeklinin açısını gösterir. Dönerken palalar merkezkaç kuvveti ve aerodinamik taşıma kuvveti nedeniyle yukarı doğru çırpma ile eğilir. Böylece her palanın uçları rotor diskinin merkezine göre daha yüksek bir konum alır. β_{0d} ise farklı konik çırpma durumlarını temsil eder. Bu, helikopter ileri veya geri uçarken rotor palalarının bir yandan diğerine farklı bir konik açı yapmasını ifade eder. β_{1s} rotor palalarının yanal ekseninde çırpma açısının değişmesini ifade eder. Bu değişim, helikopter rotor diskinin sağa veya sola eğilerek helikopterin bu yönlere hareket etmesine olanak tanır. Son olarak, β_{1c} rotor palalarının boyuna ekseninde çırpma açısının ayarlanmasını tanımlar ve ileri ve geri hareket mümkün olur.

Çoklu pala koordinat sistemine çevrilen modelin doğrusallaştırma modellerini oluşturmak için, küçük pertürbasyon (bozukluk) yöntemini kullanarak adım adım bir yaklaşım izlenir. Bu yöntem, sistemin belirli bir trim koşulu etrafında doğrusallaştırılmasına olanak tanır. Öncelikle, sistemdeki her bir durum değişkeni ve girdi sırasıyla ve bireysel olarak bir ileri bir geri sapmaya uğrattılır. Daha sonra, bu pertürbasyonlar altında sistemden beklenen çıktı ve durum türevlerindeki değişimler hesaplanır. Bu değişimlerin doğrusal (lineer) bir şekilde orantılı olduğu gözlemlenmelidir.

Bu orantıyı kullanarak, sistemdeki her bir durum değişkeni ve girdi için birer Jacobian matrisi hesaplanır [Howlett,1981]. Jacobian matrisleri, sistemdeki değişkenler arasındaki ilişkiyi ifade etmektedir. Son olarak, bu Jacobian matrisleri bir araya getirilerek A, B, C ve D matrisleri oluşturulur. A matrisi, sistemdeki durum türevlerinin zamanla nasıl değiştiğini gösterirken, B matrisi, girdilerin durum üzerindeki etkilerini göstermektedir. C matrisi, durum türevlerinden çıktı vektörünün

nasıl elde edildiğini gösterirken, D matrisi, girdinin doğrudan çıktıya olan etkisini belirtmektedir. Bu sayede, doğrusallaştırılmış bir model elde edilerek, sistem davranışı daha kolay analiz edilebilir ve kontrolcü tasarlanmasına uygun hale gelmesi sağlanır. Trim koşulunda çoklu pala koordinat sisteminde doğrusallaştırılan model, tekrardan tekli pala koordinat sistemine döndürülüp doğrusallaştırılan parametrelerle tekrardan modele beslenir.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

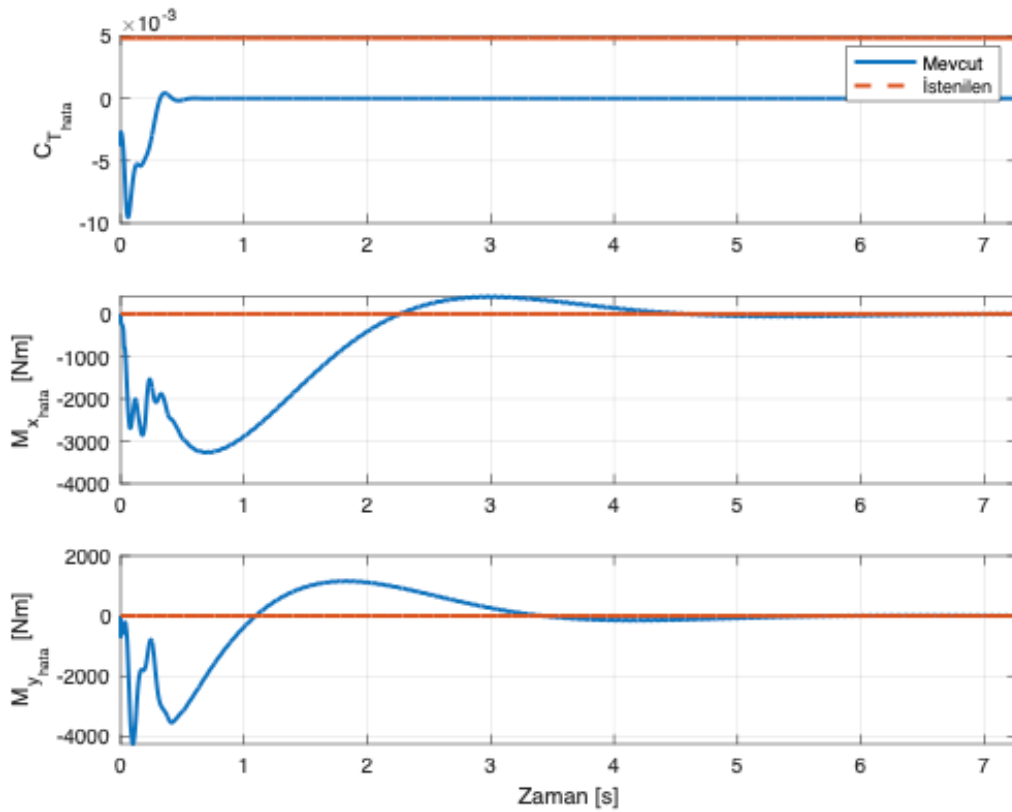
Trim Modeli Sonuçları

Trim analizi yapılırken başlangıç koşulları belirlenmelidir. Bu çalışmadaki başlangıç koşulları aşağıdaki tabloda mevcuttur.

Tablo 1. Trim Analizi İçin Başlangıç Değerleri

Başlangıç İleri Uçuş Hızı	$U_0 = 10 \text{ m/s}$
Başlangıç Yanal Uçuş Hızı	$V_0 = 0 \text{ m/s}$
Başlangıç Boyuna Uçuş Hızı	$W_0 = 0 \text{ m/s}$

Başlangıç koşullarına göre trim modeli sonuçları aşağıdaki şekilde görülebilir.



Şekil 2. Trim Modeli Sonuçları

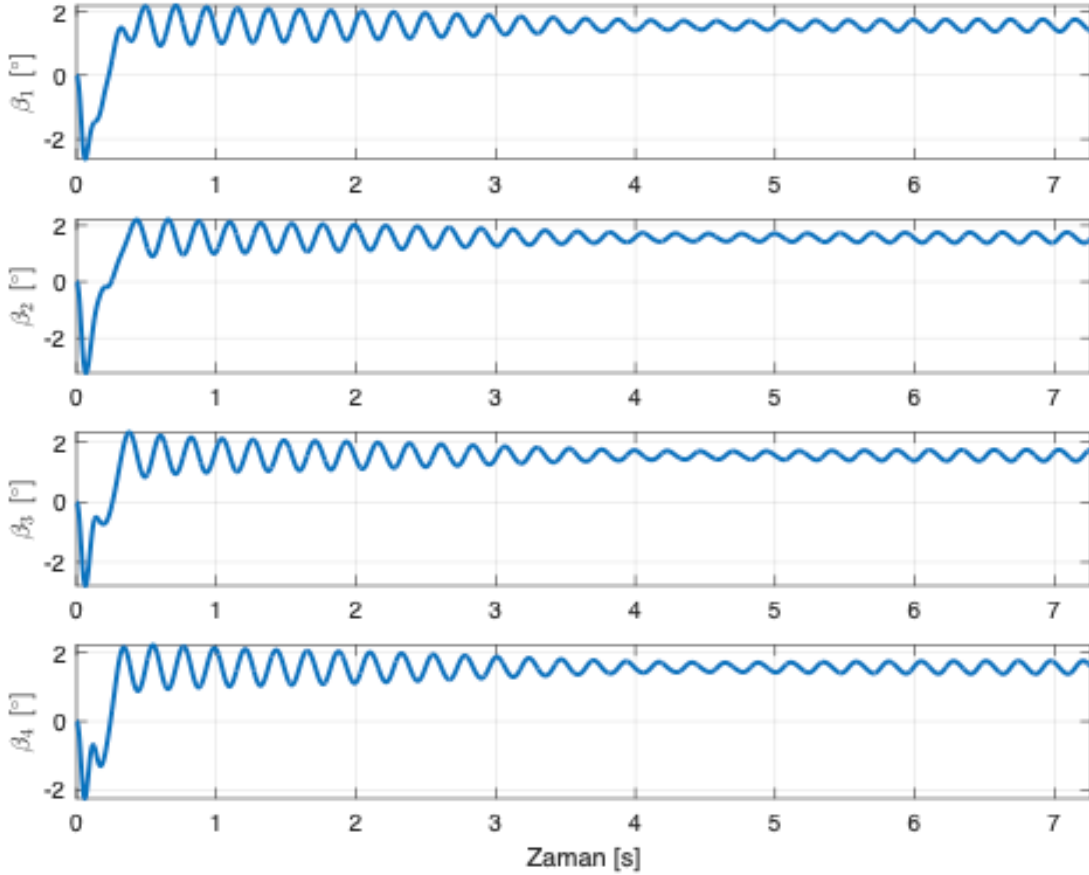
Şekil 2'in ilk grafiği, kolektif kontrolcü çıktıları temsil etmektedir. Kolektif kontrolcü, trim algoritmasında güncel itki katsayısını istenilen itki katsayısına yaklaştırmak için bir geri besleme mekanizması kullanır. Trim algoritmasının geçerli sayılabilmesi için, kolektif kontrolcü hata payı 10^{-5} olarak belirlenmiştir. Şekilde görüldüğü gibi, trim durumundaki rotorun askıda kalması için gerekli itki katsayısı ile güncel itki katsayısı arasındaki fark istenilen hata payının altına inmiştir.

Trim koşulunda, yuvarlanma ve boyuna momentin 0'a yakın olması gerekmektedir. Şekil 15'te görüldüğü üzere, yanal döngüsel ve boyuna döngüsel kontrolcüler, yuvarlanma ve boyuna momentleri 0'a yaklaştırarak helikopter rotorunu trim durumuna getirmiştir.

İtki katsayısı, yuvarlanma ve boyuna momentler aynı anda istenilen aralığa getirildiğinde, rotor trim durumunda kabul edilmektedir. Verilen başlangıç koşulları ile rotorun trim durumuna gelmesi yaklaşık 7.262 saniye sürmüştür.

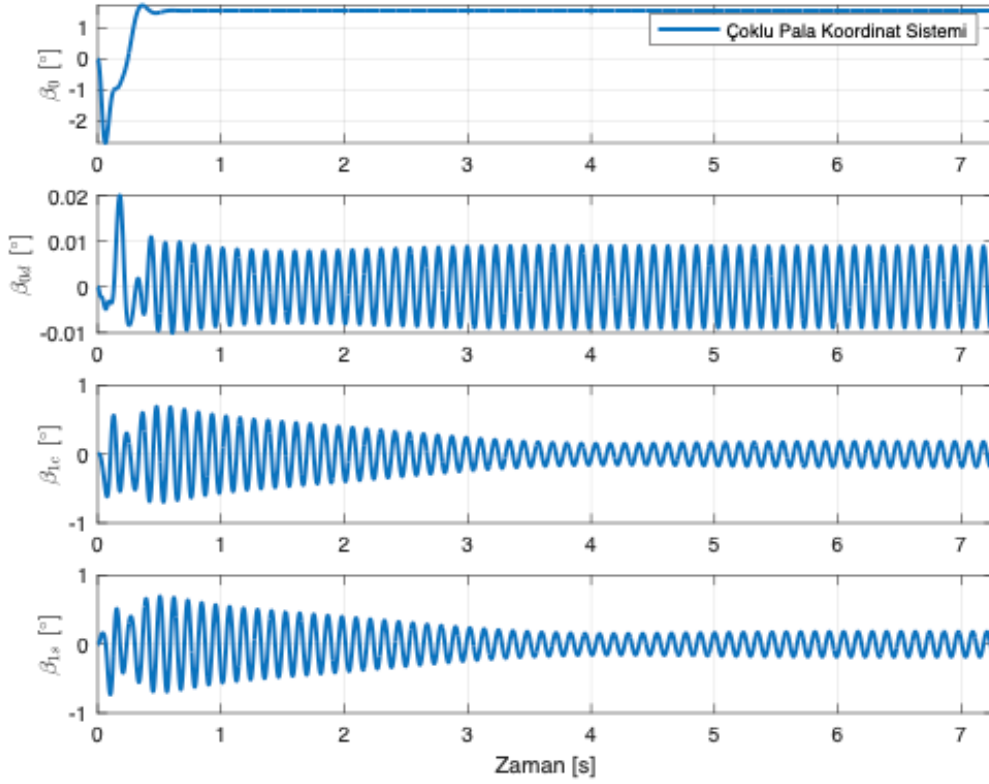
Doğrusallaştırma Modeli Sonuçları

Modelin her bir palasının trim koşuluna ulaşana kadar sergilediği çırpma açılarının, bireysel koordinat sistemindeki çizimi Şekil 3'te gösterilmiştir.



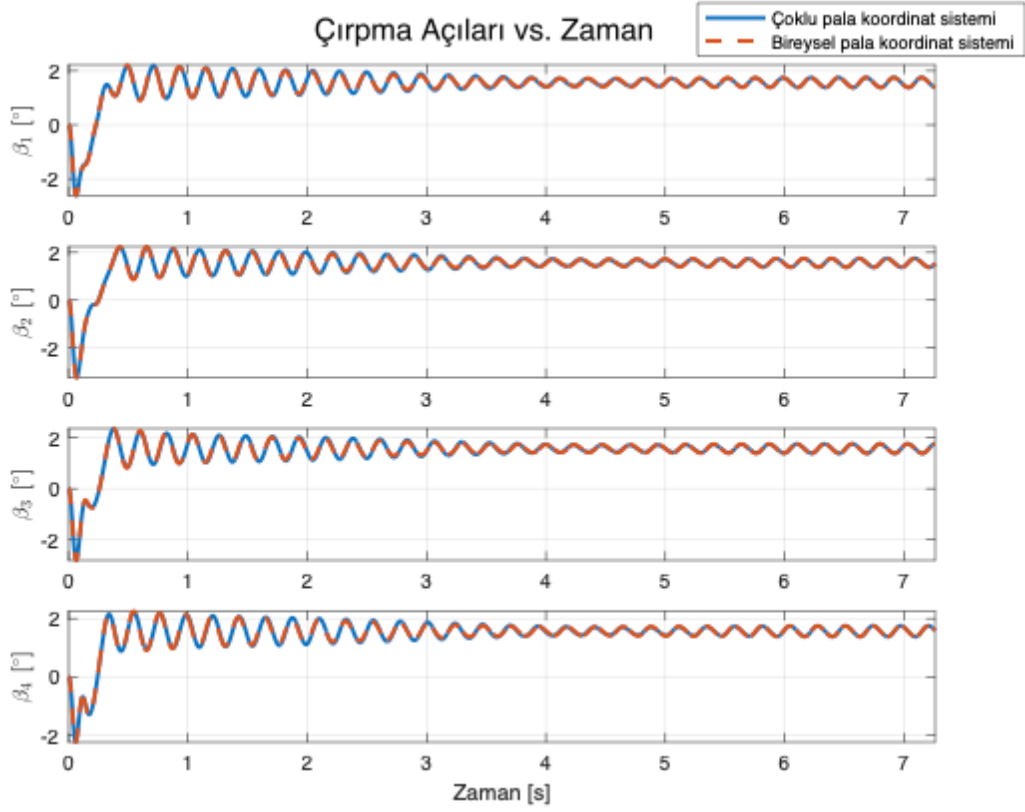
Şekil 3. Bireysel Koordinat Sisteminde Pala Çırpma Açıları

Yukarıda gösterilen bireysel koordinat sistemindeki çırpma açılarının çoklu koordinat sistemine çevrilmesi ile elde edilen grafikler aşağıda gösterilmiştir.



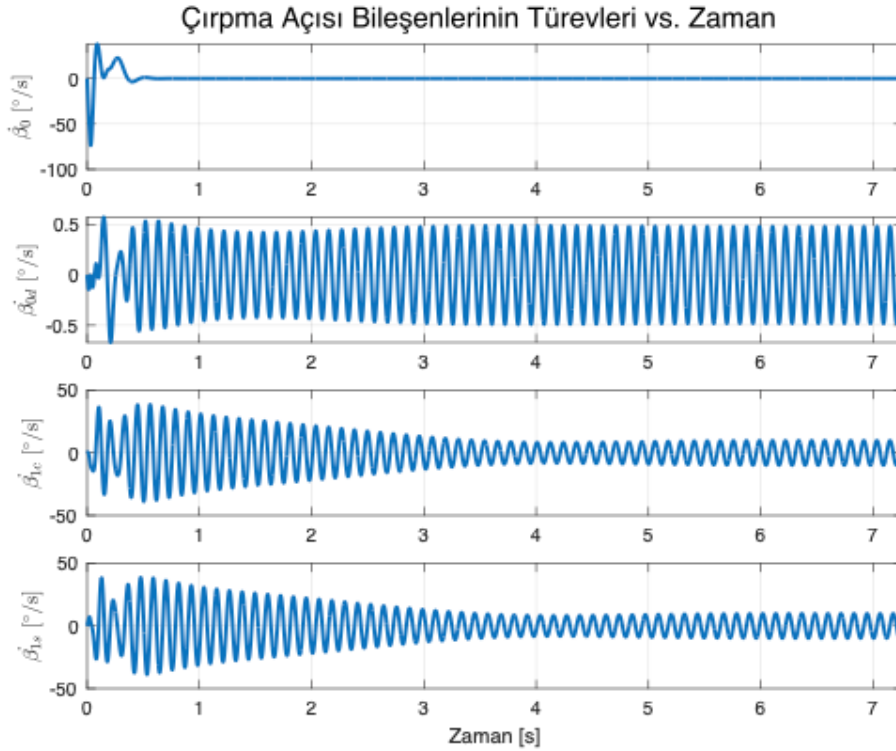
Şekil 4. Çoklu Koordinat Sisteminde Çırpma Açısı Bileşenleri

Şekil 4'te görüldüğü üzere, çoklu koordinat sisteminde ifade edilen çırpma açısı bileşenleri harmonik bir davranış sergilemektedir. Ancak, trim koşulunda çırpma açıları 0 dereceye çok yakın ve düşük genlikte harmonik davranış gösterdiği için bu bileşenler sabit kabul edilebilir. Bireysel pala koordinat sistemindeki çırpma açıları ve çoklu pala koordinat sistemi kullanılarak elde edilen pala çırpma açıları aşağıdaki şekilde gösterilmiştir ve çevirmenin doğruluğu doğrulanmıştır.



Şekil 5. Çoklu Koordinat Sisteminde Çırpma Açısı Bileşenleri

Çoklu pala koordinat sistemindeki çırpma açısı bileşenlerinin zamana bağlı türevleri aşağıda gözlemlenebilir.



Şekil 6. Çoklu Koordinat Sisteminde Çırpma Açısı Bileşenlerinin Türevleri

Çoklu pala koordinat sistemine getirilen çarpma açısı ve çarpma açısının türevlerini “durum değişkeni”; kolektif, boyuna döngüsel ve yanal döngüsel değerleri “kontrol girdisi” kabul edilmiştir. Modelin doğrusal hale getirilmesi için, her bir durum değişkeni ve kontrol girdisi küçük bir pertürbasyon ile değişime uğratılmıştır. Bu pertürbasyon büyüklüğü, ilgili değişkenin veya girdinin %10'u olarak belirlenmiştir. Sistemin durum uzay gösterimi aşağıda gösterilmiştir.

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

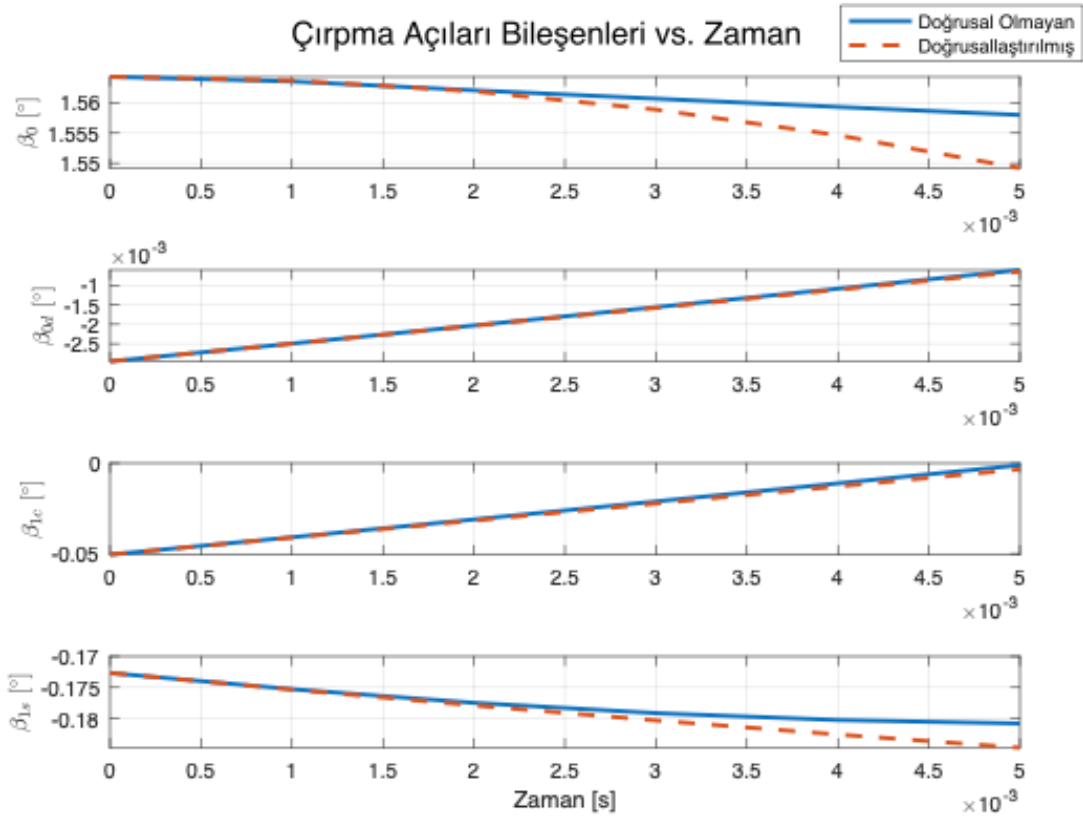
$$y = Cx$$

“x (durum değişkeni)” sırasıyla $\beta_0, \beta_{0d}, \beta_{1s}, \beta_{1c}$ ve türevlerini ifade eder. “u (kontrol girdisi)” sırasıyla kolektif, boyuna döngüsel ve yanal döngüsel girdileri temsil eder. C matrisi ise 8 satır ve 8 sütunluk birim matrisi ifade eder. Elde edilen durum uzay gösterimi üzerinden her bir değişken sırayla küçük bir miktar artırılmış ve modelin çıktıları ile türevleri hesaplanmıştır. Daha sonra, aynı değişken aynı miktar azaltılmış ve modelin çıktıları ile türevleri yeniden hesaplanmıştır. Bu iki hesaplama arasındaki fark, durum değişkenlerine göre sistemin doğrusal türev matrisini (A matrisi) oluşturmak için kullanılmıştır. Benzer şekilde, belirli kontrol girdileri için küçük bir miktar artırma ve azaltma işlemleri uygulanmış ve modelin çıktıları ile türevleri hesaplanmıştır. Bu farklar, kontrol girdilerine göre sistemin doğrusal türev matrisini (B matrisi) oluşturmak için kullanılmıştır. Modelin doğrusallaştırılmış durum uzay gösterimi aşağıda gösterilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta}_0 \\ \dot{\beta}_{0d} \\ \dot{\beta}_{1c} \\ \dot{\beta}_{1s} \\ \ddot{\beta}_0 \\ \ddot{\beta}_{0d} \\ \ddot{\beta}_{1c} \\ \ddot{\beta}_{1s} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -783.3738 & -1.1904 & 22.4963 & 11.0779 & 4.0572 & 0.2502 & 0.3868 & -0.9638 \\ -1.1904 & -783.3774 & -25.4672 & 17.9742 & 0.2502 & 4.0572 & 0.6495 & 0.8103 \\ -7.0874 & -7.1472 & -782.5571 & 116.4317 & 0.7735 & 1.2990 & 4.2967 & -0.0725 \\ 1.2565 & 0.8516 & -102.7998 & -784.1977 & -1.9276 & 1.6207 & -0.0725 & 3.8177 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta_0 \\ \beta_{0d} \\ \beta_{1c} \\ \beta_{1s} \\ \dot{\beta}_0 \\ \dot{\beta}_{0d} \\ \dot{\beta}_{1c} \\ \dot{\beta}_{1s} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -121.9606 & -7.1704 & -7.1808 \\ -5.4362 & -11.0744 & -10.1475 \\ -24.1482 & 130.1864 & 0.1722 \\ 47.6630 & -52.2344 & -138.8737 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{coil} \\ \delta_{lat} \\ \delta_{ion} \end{bmatrix}$$

$$y = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta_0 \\ \beta_{0d} \\ \beta_{1c} \\ \beta_{1s} \\ \dot{\beta}_0 \\ \dot{\beta}_{0d} \\ \dot{\beta}_{1c} \\ \dot{\beta}_{1s} \end{bmatrix}$$

Model 0.001 saniye zaman adımı ile çözdürülmüştür. 5 zaman adımı boyunca doğrusal olmayan ve elde edilen doğrusal modelin çarpma açısı bileşenleri aşağıda gösterilmiştir.



Şekil 7. Doğrusal ve Doğrusal Olmayan Modelin Çırpma Açısı Karşılaştırması

Şekil 7'de görüldüğü üzere, doğrusal olmayan ve doğrusal modellerin 5 zaman adımı boyunca benzer davranış sergilediği kabul edilebilir. Bu sonuç, doğrusal modeli doğrulamaktadır.

SONUÇ

Daha önce temel olarak geliştirilmiş olan pala elemanı teorisi tabanlı bir Matlab ve Simulink tasarım ve analiz aracı olan HeliRotorS kodu ile helikopter rotor simülasyonları yapılmıştır. Bu temel kodun trim modelleri bu çalışma ile geliştirilerek, trim noktaları etrafında doğrusallaştırma modelleri çalışılmıştır. Model, PID kontrolcü kullanılarak başarılı bir şekilde trim noktasına getirilmiştir. Trim kondisyonuna getirilen model, bireysel koordinat sistemindeki pala çarpma açılarını çoklu pala koordinat sistemine çevirerek Simulink ortamında başarılı bir şekilde doğrusallaştırılmıştır. Simulink ortamında bir ileri bir geri sapma kullanılarak doğrusallaştırılan model, doğrusal olmayan sistemlerin küçük sapmalar etrafındaki dinamiklerini hassas ve doğru bir şekilde analiz edebilmek için etkilidir. Elde edilen doğrusallaştırılmış model, kontrol sistemi tasarımı, performans analizi ve simülasyon temelli uçuş dinamikleri çalışmaları gibi alanlarda kullanılabilir. Doğrusallaştırma sonucu, modelin dinamikleri belirli çalışma noktaları etrafında daha anlaşılır ve analiz edilebilir hale gelmiştir. Bu doğrusallaştırma sonucu modelin kararlılık analizi, kök-yer eğrisi, Bode diyagramları ve Nyquist diyagramları gibi klasik kontrol teorisi araçları kullanılarak yapılabilir. Bu yöntemler, sistemin belirli çalışma noktaları etrafındaki kararlılığını değerlendirmenizi sağlar. Doğrusallaştırılmış modele kontrolcü eklenerek sistem geri beslenebilir ve böylece model, belirli çalışma noktalarında istenilen davranışı sergileyebilir. Geliştirilen ve koda uygulanan, literatürle de uyumlu algoritmalar, UH-60 rotoru için farklı uçuş koşullarında test edilecektir.

Teşekkür

Bu alışma Türk Havacılık ve Uzay Sanayi Lift-Up 2023-2024 Dönemi Programı kapsamında yapılmıştır.

Kaynaklar

- F. P. Beer, (2004), *Vector Mechanics for Engineers: Statics and Dynamics*. McGraw-Hill Higher Education.
- G. D. Padfield, (2007), *Helicopter Flight Dynamics-the theory and application of flying qualities and simulation modeling*, Blackwell Publishing.
- JJ. Howlett, (1981), “UH-60A Black Hawk engineering simulation program. Volume 1: Mathematical model-
NASA Technical Reports Server (NTRS)”, NASA,
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19840020737/downloads/19840020737.pdf>.
- Johnson, W., (2013). *Rotorcraft Aeromechanics*. Cambridge University Press..
- Ogata, K. (1997). *Modern Control Engineering / Katsuhito Ogata* (Vol. 1997, Issue 1997, pp. 1–99).
- Yusuf Bayrak, Muhammet Boynukalın, Alper Dađalp, Nilay Sezer Uzol, Ceren Cansu Esmek, Ilgaz Doğa Okçu, (2023). Döner Kanat Uçuş Mekaniki Uygulamaları için Simulink’te Bir Pala Elemanı Modelinin Geliřtirilmesi ve Doğrulanması, Development and Validation of a Blade Element Model in Simulink for Rotary Wing Flight Mechanics Applications, LIFTUP Sanayi Odaklı Lisans Bitirme Projeleri Konferansı, 19 Temmuz 2023. LIFTUP Sanayi Odaklı Lisans Bitirme Projeleri Programı 2022 - 2023 Projeleri Bildiri Kitabı, Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.ř., Ankara, 2023.
- Yusuf Bayrak, Alper Dagalp, Muhammet Boynukalın, Nilay Sezer-Uzol, Ceren Cansu Esmek and Ilgaz Doga Okcu, (2023). Development And Validation Of A Blade Element Model In Simulink For Rotary Wing Flight Mechanics Applications, AIAC-2023-094, 12th Ankara International Aerospace Conference, Online, Ankara, Türkiye, 13-15 September 2023.