

AKTİF ROTOR LANÇERİ SİSTEMİ İÇİN ROTOR DİSK KLERANSININ BELİRLENMESİ

Tunç Baran MERİÇ¹
Kara Kuvvetleri Komutanlığı, Ankara

Bulut Efe AKMENEK²
Orta Doğu Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Ali Türker KUTAY³
Orta Doğu Teknik Üniversitesi

ÖZET

Bu çalışmada, Meriç'in çalışmasındaki aktif roket lançeri sistemi ele alınmış, güdümsüz roket atışının helikopter ile ilişkisi incelenmiş, sistemin iyileştirilmesine yönelik olarak roketin emniyetle ayrılabilmesi için gerekli ana rotor kleransı hesaplanmıştır. Çalışmada kullanılan roket lançerinin helikopterin gövdesine olan açısı ile simülasyonda hesaplanan rotor flaplama açısı karşılaştırılarak roket lançerinin maksimum yükseliş ve alçalış açısı belirlenmiş ve limitlenmiştir. Böylelikle muharebe anında pilota ve silahçıya hem zaman hem de enerji kazandıracak olan aktif roket lançeri sistemi emniyetle uygulanabilir hale getirilmiştir. Rotor emniyet kleransı eklenmiş olan sistemle simülasyon üzerinde test edilmiş ve bir önceki çalışma iyileştirilmiştir.

GİRİŞ

Hali hazırda taarruz helikopteri pilotu olan birinci yazarın bir önceki çalışmasında; değişik hız, irtifa, hava yoğunluğu ve hedef parametrelerinde iki deney yapılmıştır [Meriç,2018]. Sistemin performans analizi, gerekli yunuslama açısının referans olarak roket lançerine verilmesi ve bu açının takibi hakkında veri toplanarak sonuçların sabit roket lançeri atışları ile kıyaslanması üzerine yapılmıştır. İki simülasyon sonucu alınan çarpma noktaları ile dairesel hata olasılığı (DHO) ve isabet olasılığı hesaplanmıştır. Bu isabet faktörleri hem iki simülasyon arası hem de aynı roket modelini kullanan literatür çalışması sonuçları ile kıyaslandı. Sonuçlar açık bir şekilde lançerin simülasyonlar sırasında, kurulan regresyon modeli tarafından verilen referans yunuslama açısını takip edebildiğini göstermektedir. Bu, aktif roket lançer sisteminin vuruş dağılımının büyük oranda gelişmesini sağlamıştır; sistem güdümsüz sistemlere kıyasla güdümlü sistemlere çok daha yakın bir DHO oranı elde etmiştir. Sunulan aktif lançer sistemi; muharebe alanında kendi güvenlikleri

¹ Kara Havacılık Komutanlığı Kara Pilot Üsteğmen , Email: tunc.meric@metu.edu.tr

² ODTÜ Havacılık ve Uzay Müh. Yüksek Lisans öğrencisi, Email: bulut.akmenek@metu.edu.tr

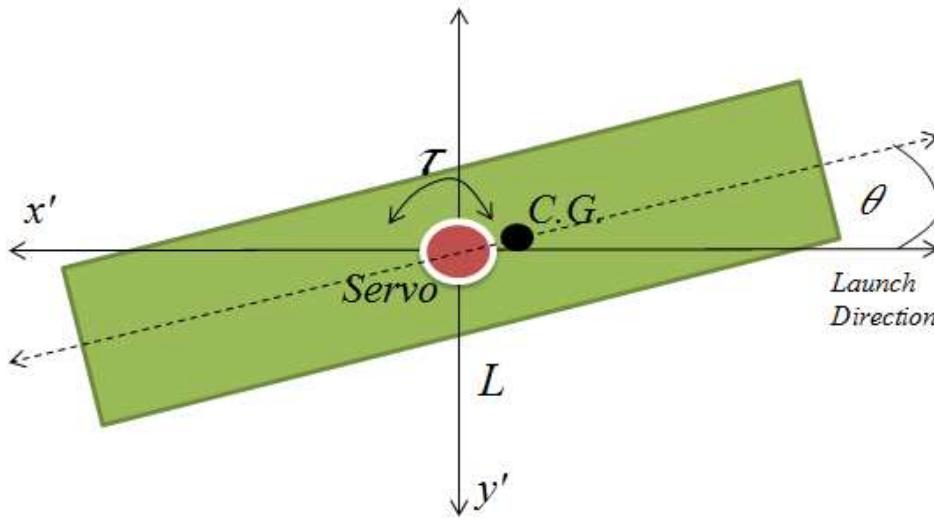
³ ODTÜ Havacılık ve Uzay Müh. Dr. Öğr. Üyesi, kutay@metu.edu.tr

açısından “at ve unut” sistemleri kullanmayı tercih eden taaruz helikopteri pilotları için maliyet etkin bir çözüm olabilir. Bu çalışmada ise, eski çalışmayı geliştirmek adına aktif lançer sisteminin ana rotor klerans limitlerini etkilememesi için dinamik limitleme sistemi eklenmiştir. Aktif lançerin yükseliş açısı, palin uçuş anındaki flaplamasına ve askeri standartlarda belirtilen esaslara göre limitlenerek emniyet arttırılmıştır.

YÖNTEM

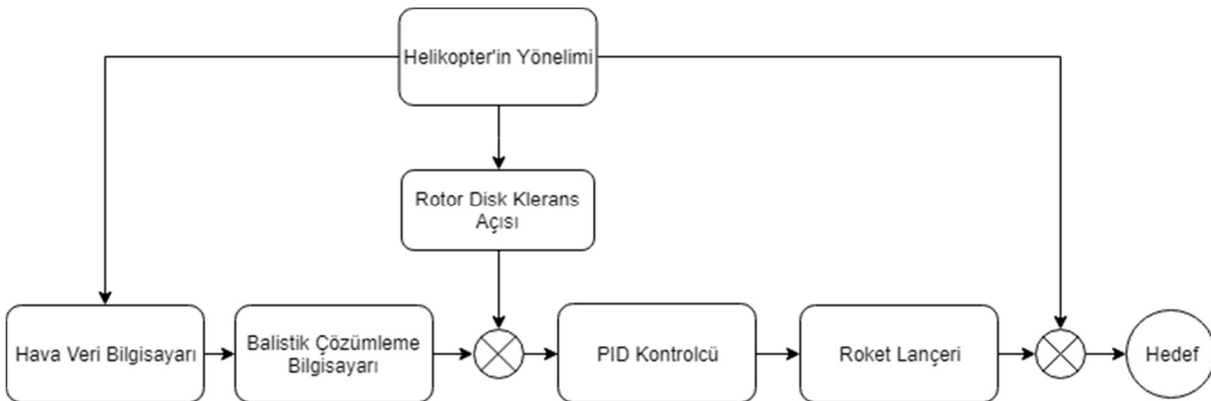
Aktif Roket Lançeri Sistemi

Aktif lançer mekanizması; lançerin geometrik merkezine yerleştirilmiş bir servo motorun lançere tork uygulayarak lançerin z-ekseni etrafında yukarı aşağı çevrilmesinden oluşmaktadır. Gerekli yunuslama açısı hesaplanarak, kontrol sisteminin girdisi olarak verilir ve kontrolcü gerekli tork değerini servoya vererek lançerin doğru fırlatma açısına gelmesini sağlar. Aktif lançer mekanizmasının çizimi Şekil 1’de verilmiştir.



Şekil 1: Servo Kontrollü Aktif Roket Lançeri Sistemi [Meriç,2018]

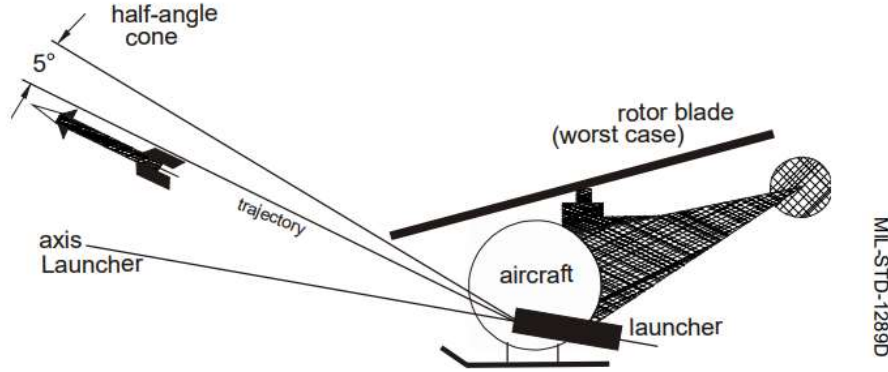
Bu çalışmada ana rotor disk kleransı simülasyonda hesaplanarak roket lançerinin maksimum yükseliş ve alçalış açıları güvenli roket atışı sağlayabilmek için limitlenmektedir. Bunun için, önceki çalışmada sunulan aktif roket lançer sistemi, ana rotor disk klerans açısı hesaplaması ile güncellenmiştir. Bu güncelleme, aşağıda Şekil 2’de gösterilmiştir.



Şekil 2: Güncellenmiş Aktif Roket Lançeri Sistemi Blok Diyagramı

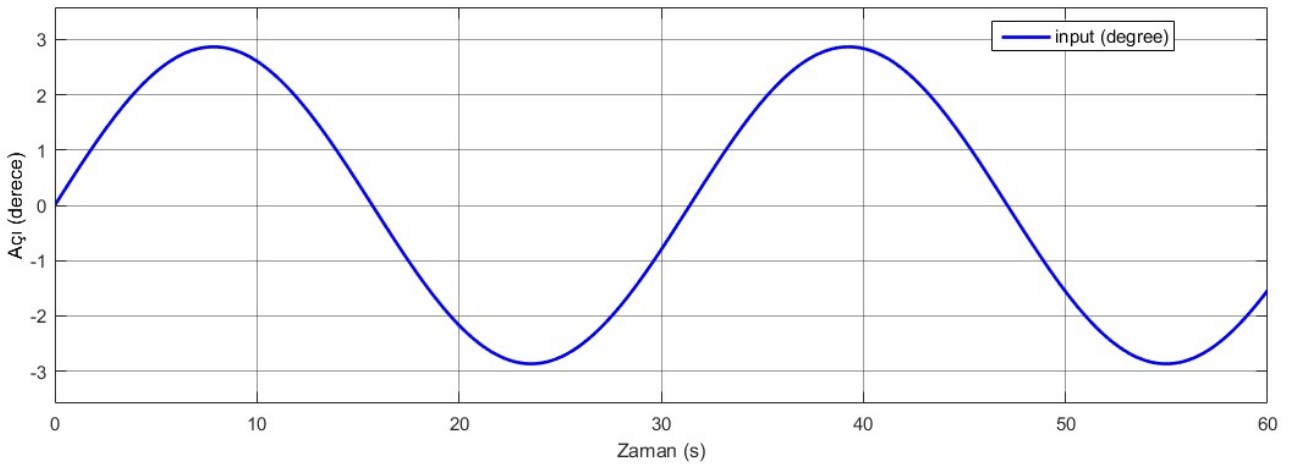
Ana Rotor Disk Kleransı

Askeri standartlarca belirtildiği gibi; roket atışı sırasında ana rotor disk kleransı, kontrol edilmesi gereken en önemli parametredir. MIL-STD-1289D'a göre ana rotor disk kleransı, mühimmatın en dış yüzeyinin güzergahı ile ana rotor diskinin en kötü durumu ile arasındaki açıdır ve en düşük 5 derece olmalıdır. Ana rotor disk kleransı için olan bu gereklilik, Şekil 3'te gösterilmiştir. Şekilde, ana rotor diskinin en kötü durumu ile mühimmatın dış yüzeyinin güzergahı arasındaki 5 derecelik koni çizilmiştir.

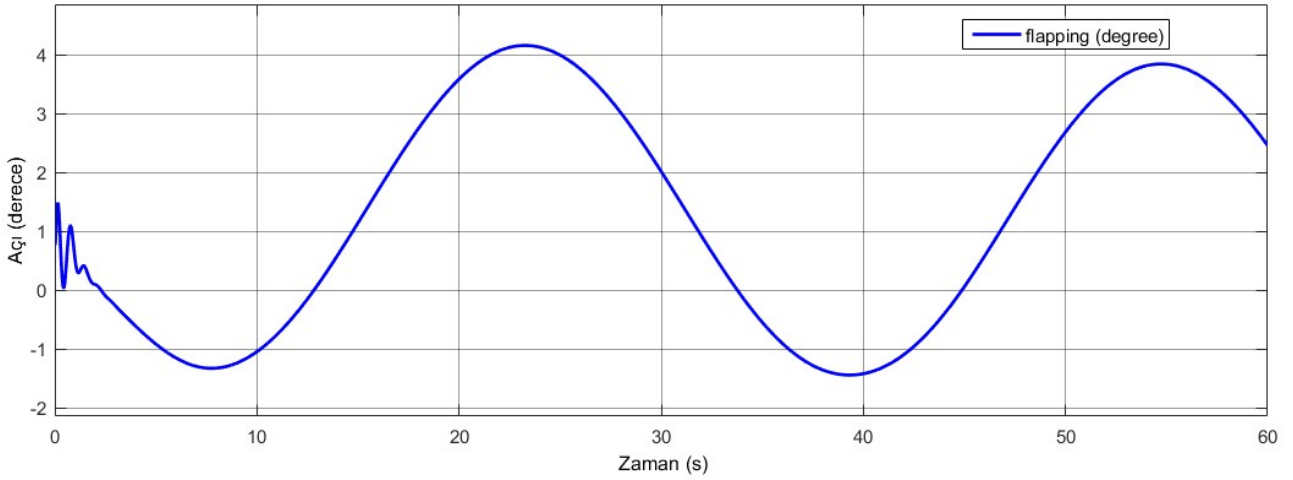


Şekil 3: Ana rotor disk kleransının tanımı [U.S. Department of Defence,2003]

Bu çalışmada aktif roket lançeri ile rotor disk kleransı arasındaki emniyet kleransı hesaplanırken, ODTÜ Teknokent bünyesinde faaliyet gösteren Aerotim Mühendislik firması tarafından hazırlanan Matlab/Simulink destekli Helidyn UH-1H simülatörü kullanılmıştır. (Aerotim,2018) Simülatörden helikopterin pozisyon bilgileri ve uzunlama ekseninde flaplama açısı bilgileri anlık olarak alınarak aşağıdaki hesaplamayla klerans açısı flaplama göre sürekli güncellenmiştir. Böylelikle roket lançerine dinamik limitleme yapılmıştır. Yukarı flaplama durumlarında roket lançerinin yukarı hareket sahası artmış, aşağı flaplamalarda ise azalmıştır. Standart atmosfer koşullarında AGL+300 fit 60 knot başlangıç koşullarında saykılık kumanda hareketi Şekil 4'te, flaplama açısı Şekil 5'te gösterilmiştir.

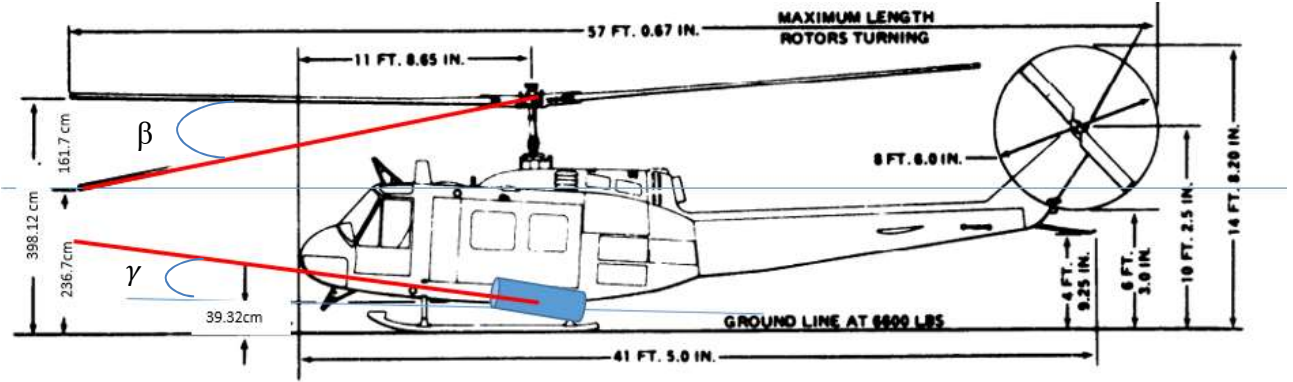


Şekil 4: Saykılık kumanda hareketi (derece)



Şekil 5: Palin uzunlama ekseninde flaplaması(derece)

Dinamik Limitleme Hesaplaması

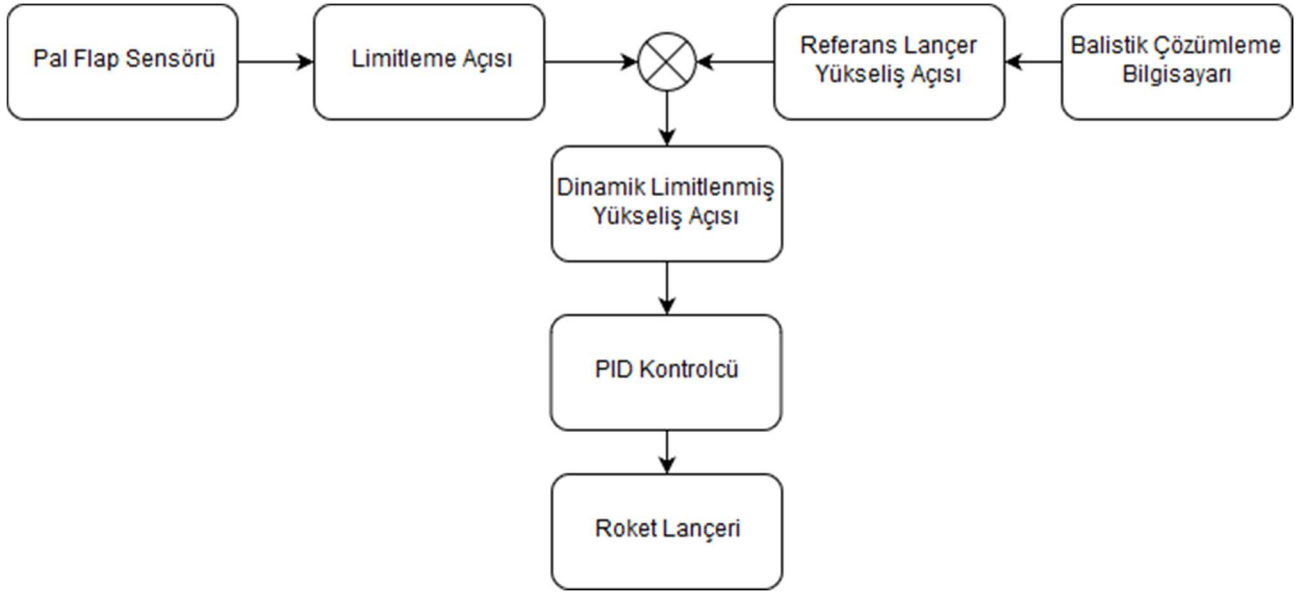


Şekil 6: UH-1H Maksimum pal flaplaması ve aktif roket lançeri [U.S. Department of the Army,1988]

UH-1H Operatör manuelinde belirtilen helikopterin ölçülerine göre, aktif roket lançerinin ağırlık merkezi, helikopterin ağırlık merkeziyle aynı hat üzerinde olacak şekilde kabul edilmiştir ve Şekil 6'da gösterilmiştir. Bu tasarıma göre roket yolu, roket motoru yanma açısındaki sapma göz ardı edilerek çizilmiştir, ana rotorun maksimum flaplama açısıdayken en fazla ne kadar yükseliş açısı ile ateşlenebileceği sinüs teoremi ile hesaplanmıştır. Yukarıda verilen ölçüler baz alındığında her koşul için maksimum flaplama açısı $\beta_{now} = 12.391^\circ$, emniyet kleransı eklenmeden pal ile kesişim açısı en kötü koşul için 15.55° hesaplanmıştır. Buna göre emniyet kleransı eklenince sabit lançerin maksimum yükseliş açısı $\gamma = 10.55^\circ$ olarak elde edilmiştir. Simülasyonda dinamik limitlemeyi sağlamak için emniyet kleranslı maksimum flaplama açısından simülasyon anındaki flaplama açısı β_{now} çıkarılarak sabit lançerin maksimum izin verilen yükseliş açısına eklenmiş ve anlık izin verilen lançer yükseliş açısı γ_{max} hesaplanmıştır.

$$\gamma_{max} = (\beta_{max} - \beta_{now}) + \gamma_{now}$$

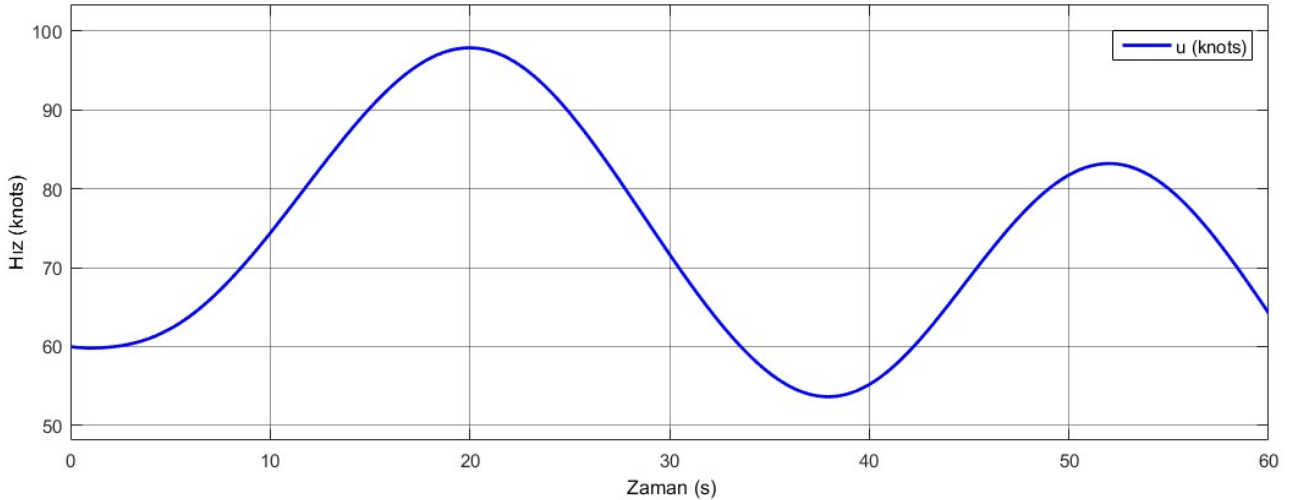
Helikopter üzerinde pal flaplamasını dinamik olarak ölçülebilen sensör sistemi olduğu kabul edilmiştir. Bu çalışmada ise simülasyon pal flaplamasını dinamik olarak hesaplamaktadır. Bu sistem aşağıda Şekil 7'de gösterilmiştir.



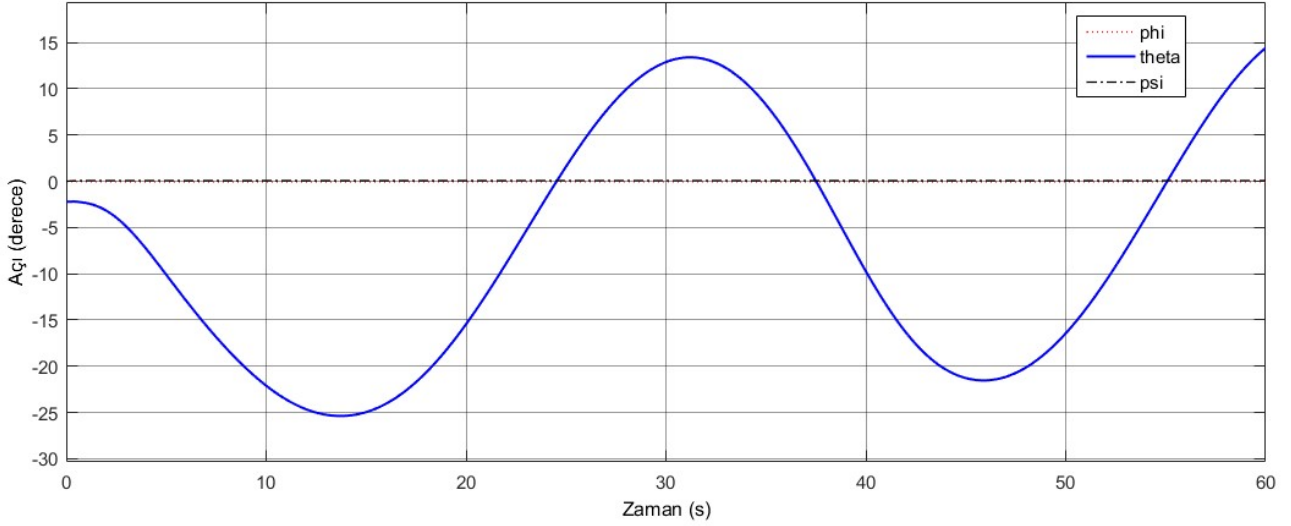
Şekil 7: Dinamik Limitlenmiş Aktif Roket Lançeri Blok Diyagramı

Simülasyon

Bu simülasyonda bir önceki çalışmanın aksine pilot kumandası yerine, yazarlar tarafından PID kontrolcüsü ile tasarlanmış otomatik kontrolcü ile kumanda verilmiştir. Helikoptere sadece yunuslama ekseninde sinüs dalgası ile kumanda verilmiş, diğer eksenlerde sabit tutulmuştur. Aynı zamanda helikopter yerden 300 fit irtifada sabit tutulmuştur. Aşağıda Şekil 8 ve 9'da 60 saniyelik simülasyon süresince hız ve pozisyon bilgileri verilmiştir.



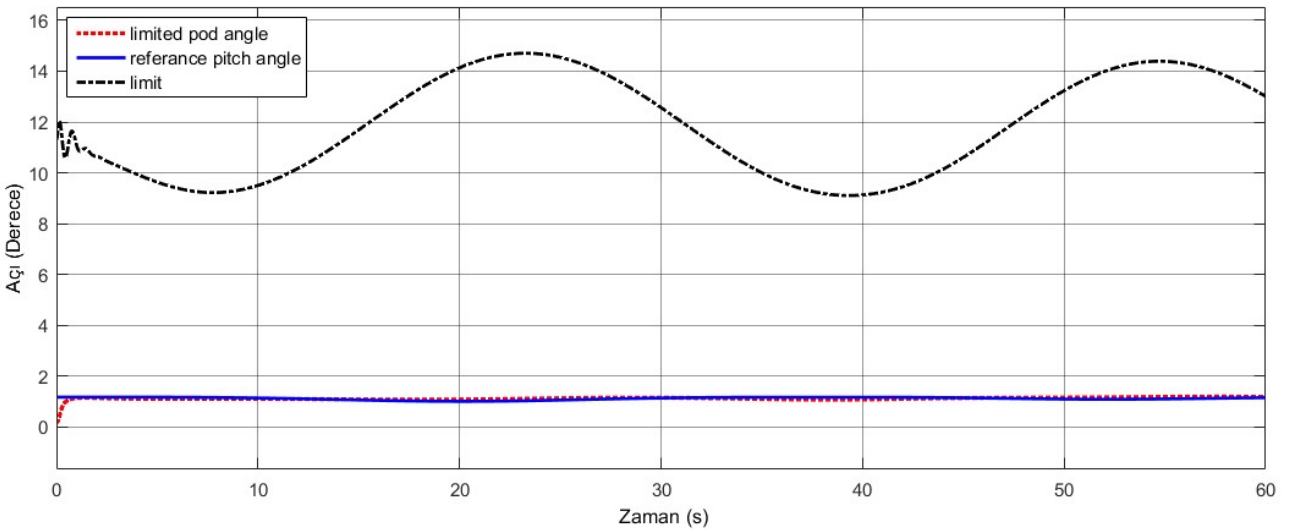
Şekil 8: Helikopter ileri hız değişimi (IAS,knots)



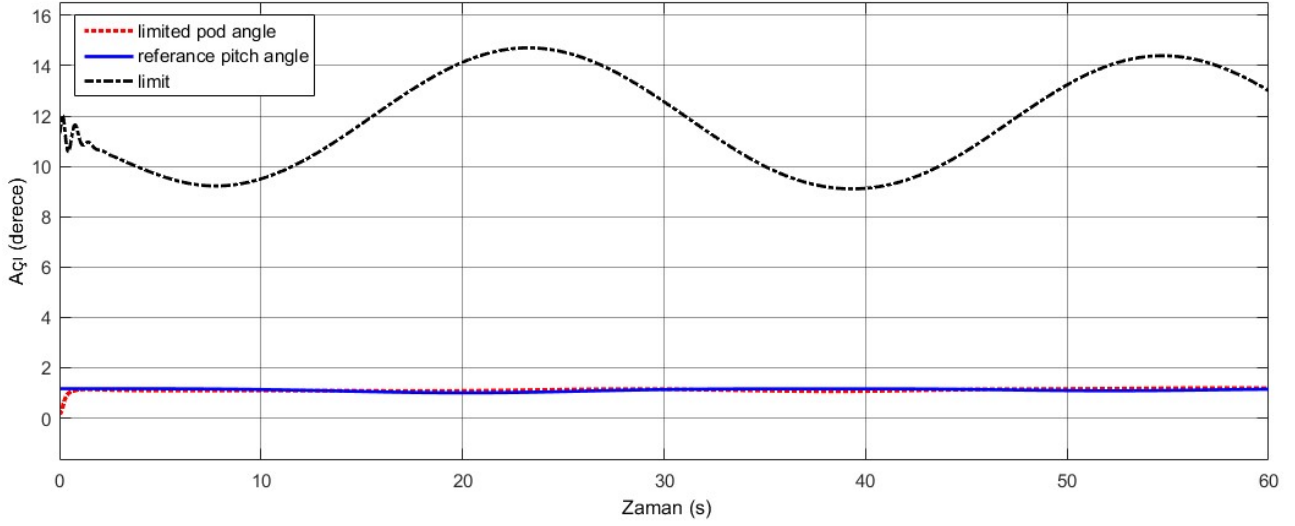
Şekil 9: Helikopter Euler açıları değişimi

SONUÇLAR

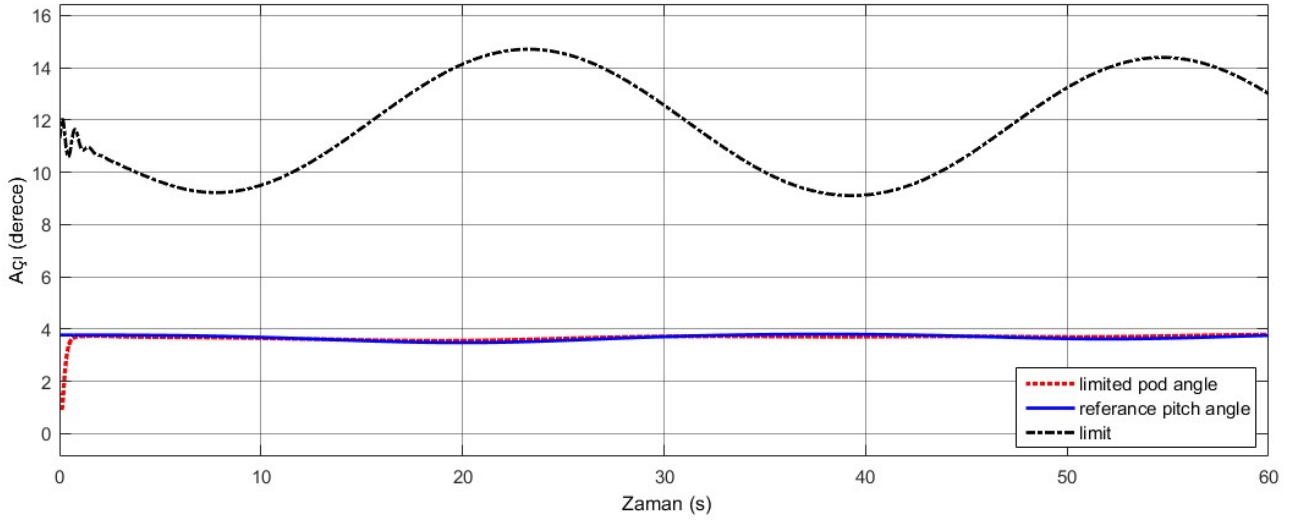
Her 1000 metre aralıklarda, 1000 metre hedef mesafesinden 8000 metre hedef mesafesine kadar referans yunuslama açısı, aktif roket lançer açısı ve dinamik limit açısı simülasyonda hesaplanmıştır. 6000 metre mesafeye kadar lançere herhangi bir limitleme olmamıştır. 6000 metre ve üzerinde ise mesafenin artmasından dolayı daha yüksek atış açısı gerektiğinden, roket uçuş yolu emniyet kleransını ihlal etmeye başladığından dinamik limitlemeye maruz kalmaktadır. Bu limitleme daha yüksek atış açısı gerektiren durumlarda daha kısa hedef mesafelerinde de ortaya çıkabilir. Belirtilen koşullar için simülasyon sonuçları, balistik çözümlemelerden gelen referans yükseliş açısı, dinamik limitlenmiş lançer açısı ve limitleme açısı birlikte olacak şekilde aşağıda Şekil 10-17’de gösterilmiştir. Bir önceki çalışmadaki sonuçları bu koşullar için yeniden gözden geçirilmeli ve tekrar hesaplanmalıdır. Bir önceki çalışmada ana rotor emniyet kleransı hesaplanmadığından sonuçlarda farklılıklar olabileceği değerlendirilmektedir. Bir sonraki çalışmada ana rotor kleransına bağlı olarak dinamik limitlenmiş aktif roket lançeri ile yeniden atış deneyi yapılacaktır.



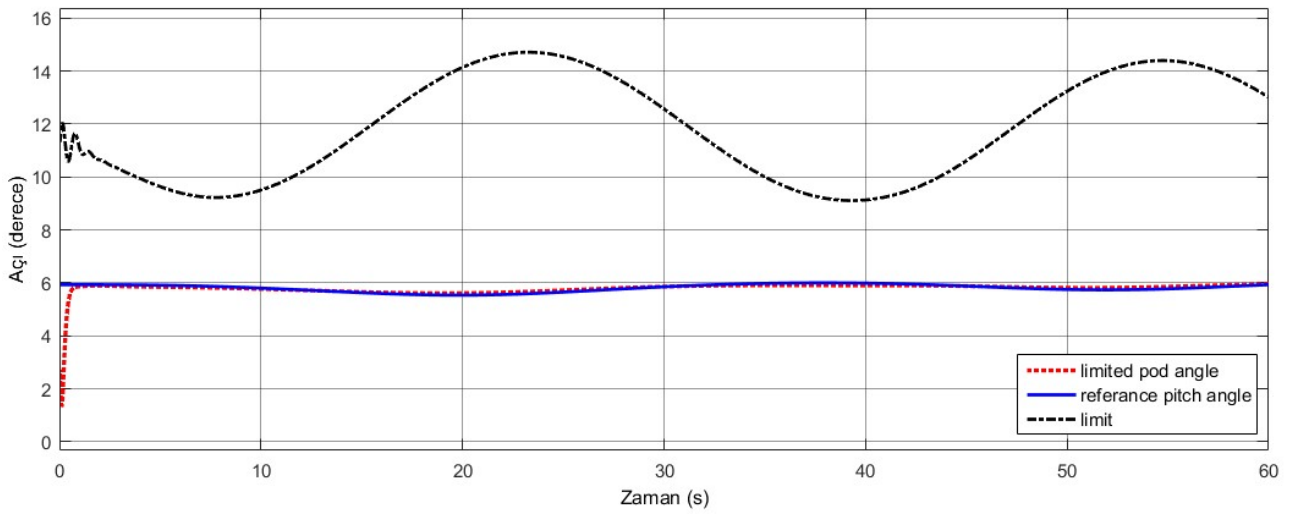
Şekil 10: 1000 metre hedef mesafesi



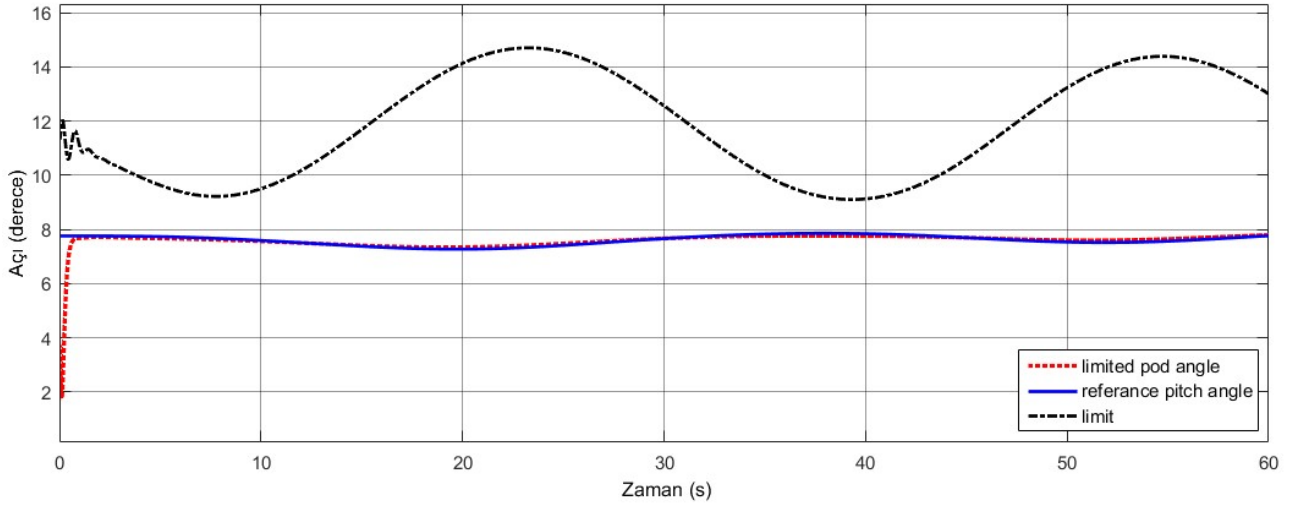
Şekil 11: 2000 metre hedef mesafesi



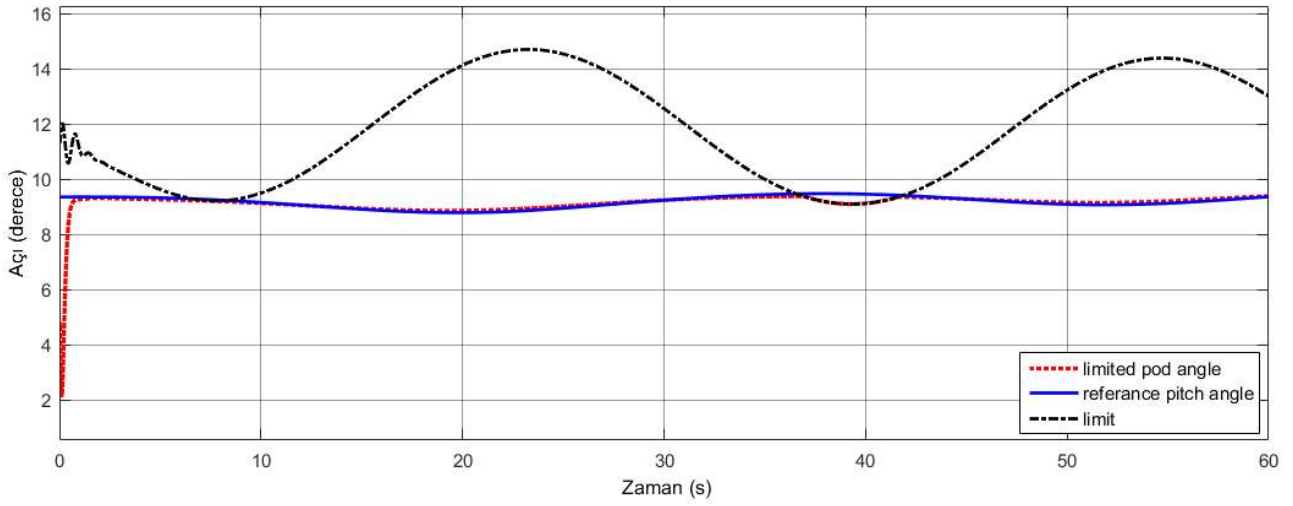
Şekil 12: 3000 metre hedef mesafesi



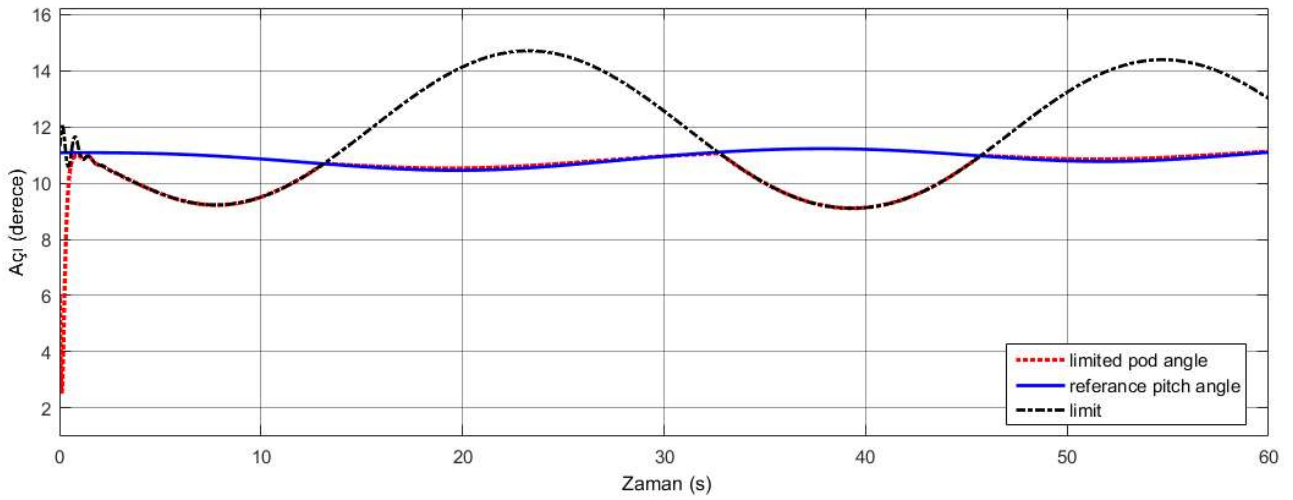
Şekil 13: 4000 metre hedef mesafesi



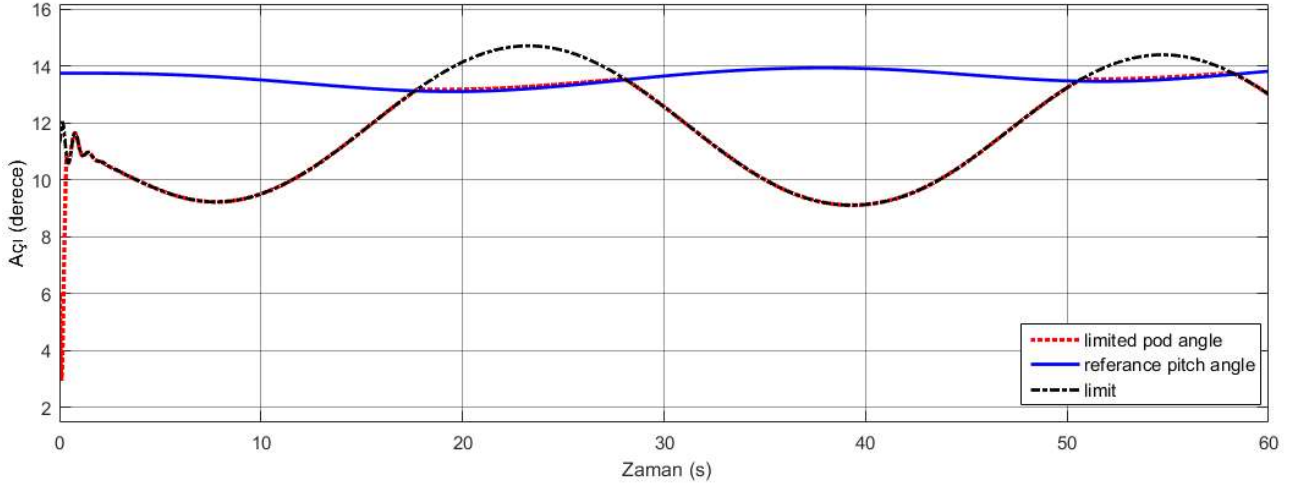
Şekil 14: 5000 metre hedef mesafesi



Şekil 15: 6000 metre hedef mesafesi



Şekil 16: 7000 metre hedef mesafesi



Şekil 17: 8000 metre hedef mesafesi

Bu çalışma Afrin Operasyonunda T-129 Atak Helikopteriyle kaza kırma uğrayarak şehit olan ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Yüksek Lisans Öğrencisi Kara Pilot Yüzbaşı Mehmet İlker KARAMAN'a ve Kara Pilot Üsteğmen Erdem MUT'a adanmıştır.

SORUMLULUK REDDİ

Bu çalışmada bahsedilen düşünceler yalnızca yazarları bağlamakta olup hiçbir şekilde Türk Kara Kuvvetleri'nin veya başka resmi kurumların düşüncelerini içermemektedir.

REFERANSLAR

- Meriç, T.B. *An active rocket launcher design for an attack helicopter* (master's thesis), Middle East Technical University, Ankara, 2018
- U.S. Department of Defense, MIL-STD-1289D *Airborne Stores Ground Fit and Compability Requirements*, 2003.
- U.S. Department of the Army, TM-55-1520-210-10 *Operator's Manual Army Model UH-1H/V Helicopters*, 1988
- D. Yılmaz and I. Yavrucuk. Development of a flight dynamics model for a UH- 1H helicopter simulator. In *4th Ankara International Aerospace. Conference*. vol. AIAC-2007-, pp. 1–14, 2007.
- Rotorcraft Simulation with Helidyn, *Aerotim Engineering*, 2018
- <http://www.heli-dyn.com/Helidyn/Home.html>