

## İNSANSIZ BİR HELİKOPTER İÇİN KONTROL EDİLEBİLİRLİK, STATİK VE DİNAMİK KARARLILIK DEĞERLENDİRMESİ

İlgaz Doğa OKCU<sup>1</sup>  
TUSAŞ, Ankara

Arda YÜCEKAYALI<sup>2</sup>  
TUSAŞ, Ankara

### ÖZET

*Azami kalkış ağırlığı 400kg olan insansız bir helikopter tasarlanmış ve üretimi gerçekleştirilmiştir. Rotor test kulesi ve helikopter yer testleri tamamlanmış, ilk uçuş öncesi helikopterin kontrol edilebilir olduğunun değerlendirilmesi gerekmektedir. Bu kapsamda, helikopter kontrol edilebilirlik, statik boylamsal ve yanallı kararlılık ile dinamik kararlılık analizleri yapılmış ve çalışma sunulmuştur. Tasarım aşamasında oluşturulan, ana ve kuyruk rotor için test ile doğrulaması yapılan helikopter matematik modeli kullanılarak tasarım ve operasyonel kütle merkezi zarfı köşe noktalarında, belirlenen uçuş ve atmosfer koşullarında denge analizleri yapılmıştır. Anlık pilot komut girdileri ile helikopter dinamik tepkisi incelenmiş, dinamik kararlılık analizleri yapılmıştır. CS-27, MIL-H-8501, ve AC-27 standartları çerçevesinde HC-1 helikopteri için mevcut kontrol aralıklarının, helikopter kararlılığının ve helikopter dinamik tepkisinin uygunluğu değerlendirilmiştir.*

### GİRİŞ

Hava araçlarında kontrol edilebilirlik, önceden belirlenmiş uçuş manevralarının, pilot tarafından gerçekleştirilebilme ölçütüdür ve temelde hava aracı üzerinde istenilen kuvvet ve momentlerin oluşturulmasıyla gerçekleştirilir [Prouty, 1995] [Johnson, 2013]. Helikopterin herhangi bir denge noktasından uyarıldıktan sonra sergilediği davranışlar ise helikopter kararlılığı olarak adlandırılır. Denge noktası bozulduktan hemen sonraki kısa vadeli tepki helikopter statik kararlılığını; denge noktası bozulduktan sonraki uzun vadeli tepki helikopter dinamik kararlılığını belirler [Padfield, 2007]. Hava aracı kararlılığı, kontrol edilebilirlik ile doğrudan ilişkilidir. Görev ve uçuş koşullarına uygun kararlılığa sahip bir hava aracını kontrol etmek pilot açısından çok daha kolay olacak ve yüksek kullanım kalitesini birlikte getirecektir [Prouty, 1995].

Bir helikopterin tüm alt kritik bileşenleri dâhil tasarım, üretim ve test kabiliyetlerinin geliştirilmesi kapsamında toplam kalkış ağırlığı 400kg kilo olan hafif sınıf insansız bir helikopter geliştirilmiştir. Üretilen helikopter çok amaçlı kullanım sağlayacak, farklı görevler için yapılandırma değişikliklerine olanak verecek esneklikte tasarlanmıştır. Rotor aerodinamik analiz ve tasarımları TAI bünyesinde bulunan rotor test kulesi testleri ile doğrulanmıştır [Yücekayalı, 2013] [Ezertaş, 2013]. Helikopter yer test standına sabitlenmiş, tüm sistem entegrasyonunun yer testleri icra edilmiştir. Yer testlerinin tamamlanması ve uygun değerlendirilmesinin ardından ilk uçuş testine geçilmesi planlanmaktadır. Helikopterin ilk uçuş öncesi standartlara uygun olarak kontrol edilebilir ve kararlı olduğunun gösterilmesi gerekmektedir.

Bu çalışmanın amacı, tasarlanıp üretilen HC-1 helikopterin, ilk uçuşa çıkmadan önce, standartlara göre kontrol edilebilir ve statik kararlı olduğunu göstermek ve belirli uçuş koşullarında dinamik kararlılığını incelemektir. Bu kapsamda HC-1 için, helikopter uçuş dinamiği matematik modeli oluşturulmuştur. Oluşturulan model, kontrol edilebilirlik ve kararlılık analizlerinde kullanılmıştır. Ayrıca, dinamik kararlılık analizleri için matematik model FlightGear (açık kaynak simülasyon aracı) görsel kabiliyetleri ile eşleştirilerek bir simülatör oluşturulmuştur. Geliştirilen simülatör ile ilk uçuş modellenmiş, helikopterin pilot kontrol girdilerine dinamik tepkisi ve uçuş karakteristiği önceden kestirilmeye çalışılmıştır.

<sup>1</sup> Asistan Tasarım Mühendisi, E-posta: iokcu@tai.com.tr

<sup>2</sup> Tasarım Uzmanı, E-posta: ayucekayali@tai.com.tr

## TEST HELİKOPTERİ

Test helikopteri, tek ana rotor ve tek kuyruk rotorlu, konvansiyonel helikopter yapılandırılmıştır. 2 palalı ana ve kuyruk rotorları “teetering” rotor kafasına sahiptir. Paller ve kuyruk konisi kompozitten üretilmiştir. Açık gövde yapısı ile helikopter alt bileşenlerine kolay erişim sağlanılarak, uçuş testleri öncesi yapılması gereken değişikliklerin olabildiğince kolay yapılması hedeflenmiştir. İniş takımı statik ve kızaklıdır. Helikopterin yer testleri sırasındaki, genel görünümü **Şekil 1**'de görülebilir.



**Şekil 1: Test Helikopteri Genel Görünüm**

Helikopter tek motordur. 4 silindirli, hava soğutmalı dizel motor 100 beygir güç üretme kapasitesine sahiptir. Bu güç 160 kilogram faydalı yük taşınabilmesini sağlamaktadır. Faydalı yük kapasitesi, testler için gerekli sistemlerin ve/veya çeşitli sensörlerin helikopterde taşınması için kullanılmaktadır. Test helikopteri yerden, uzaktan kumanda ile kontrol edilmektedir.

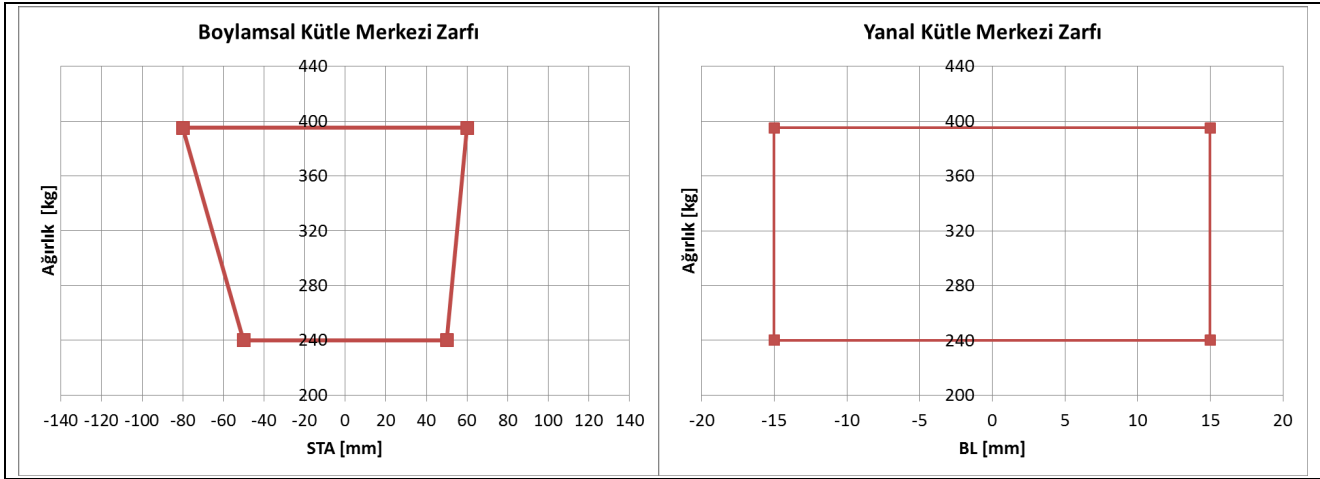
Genel özellikler ve boyutlar ile tasarım performans değerleri **Tablo 1**'de özetlenmiştir.

**Tablo 1 - HC1 Helikopteri Genel Özellikler**

PERFORMANS		BOYUTLAR	
Seyir Hızı	50 kts	Uzunluk	6.7 m
Azami Seyir Hızı	70 kts	Yükseklik	2.0 m
Servis Tavanı	6000 ft	Genişlik	0.78 m
Menzil	100 nm (185 km)	Toplam Kalkış Ağırlığı	400 kg
Azami Havada Kalış Süresi	2.5 Saat	Faydalı Yük	160 kg
		Ana Rotor Çapı	6 m
		Kuyruk Rotoru Çapı	1 m

### Ağırlık ve Kütle Merkezi zarfları

Test helikopterinin kütle merkezi zarfı, ilk aşamada, ana rotor kontrol aralıkları dikkate alınarak oluşturulmuştur. Ana rotorun boylamsal ve yanal azami "flap" açısı kullanılarak, kütle merkezinin bulunabileceği noktaları geometrik olarak kısıtlamak mümkündür. İlk olarak, bu kısıt kullanılarak oluşturulan kütle merkezi, helikopter tartımı, iç yerleşimi ve yapılan denge, kontrol edilebilirlik ve kararlılık analizleri neticesinde giderek daraltılmış ve son şeklini almıştır. Helikopterin boylamsal ve yanal kütle merkezi zarfları **Şekil 2**'de gösterilmiştir.

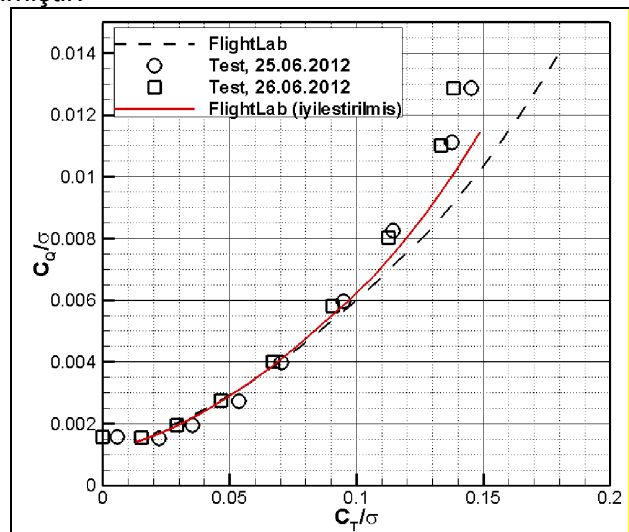


Şekil 2: HC1 Kütle Merkezi Zarfları

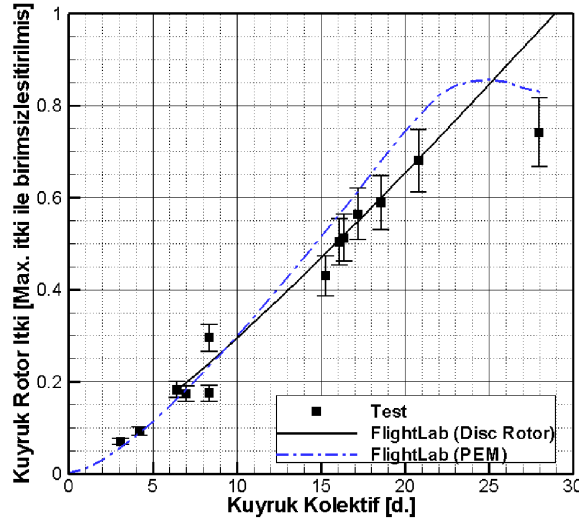
### Matematik Model

Test helikopterinin matematik modeli ticari modelleme ve benzetim aracı FlightLab kullanılarak oluşturulmuştur. Ana rotor pala elemanları teorisi(PEM), ile kuyruk rotoru momentum teorisi ile gövde ise aerodinamik tablolar kullanılarak modellenmiştir.

Ana rotor ve kuyruk rotor kesit aerodinamik tabloları hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) ile elde edilmiştir. Ana rotor, Rotor Test Kulesinde(TWT) gerçekleştirilen testler ile kuyruk rotoru ise yer testleri kapsamında incelenmiştir. Testler neticesinde ana rotor ve kuyruk rotoru modelleri güncellenmiş ve doğrulanmıştır. **Şekil 3** ve **Şekil 4**, ana rotor ve kuyruk rotoru modellerinin test verileri ile karşılaştırılmasını göstermektedir. Kuyruk rotoru itki sonuçları, rotorun üretebildiği azami itkiye göre birimsizlendirilmiştir.



Şekil 3: HC-1 Ana rotor matematik model doğrulama çalışması



Şekil 4: HC-1 Kuyruk rotoru matematik model doğrulama çalışması

Ana rotor ve kuyruk rotoru modellerinin test sonuçlarına yeterince yakın sonuçlar verdiği değerlendirilmiştir.

### KONTROL EDİLEBİLİRLİK ve STATİK KARARLILIK DEĞERLENDİRMESİ

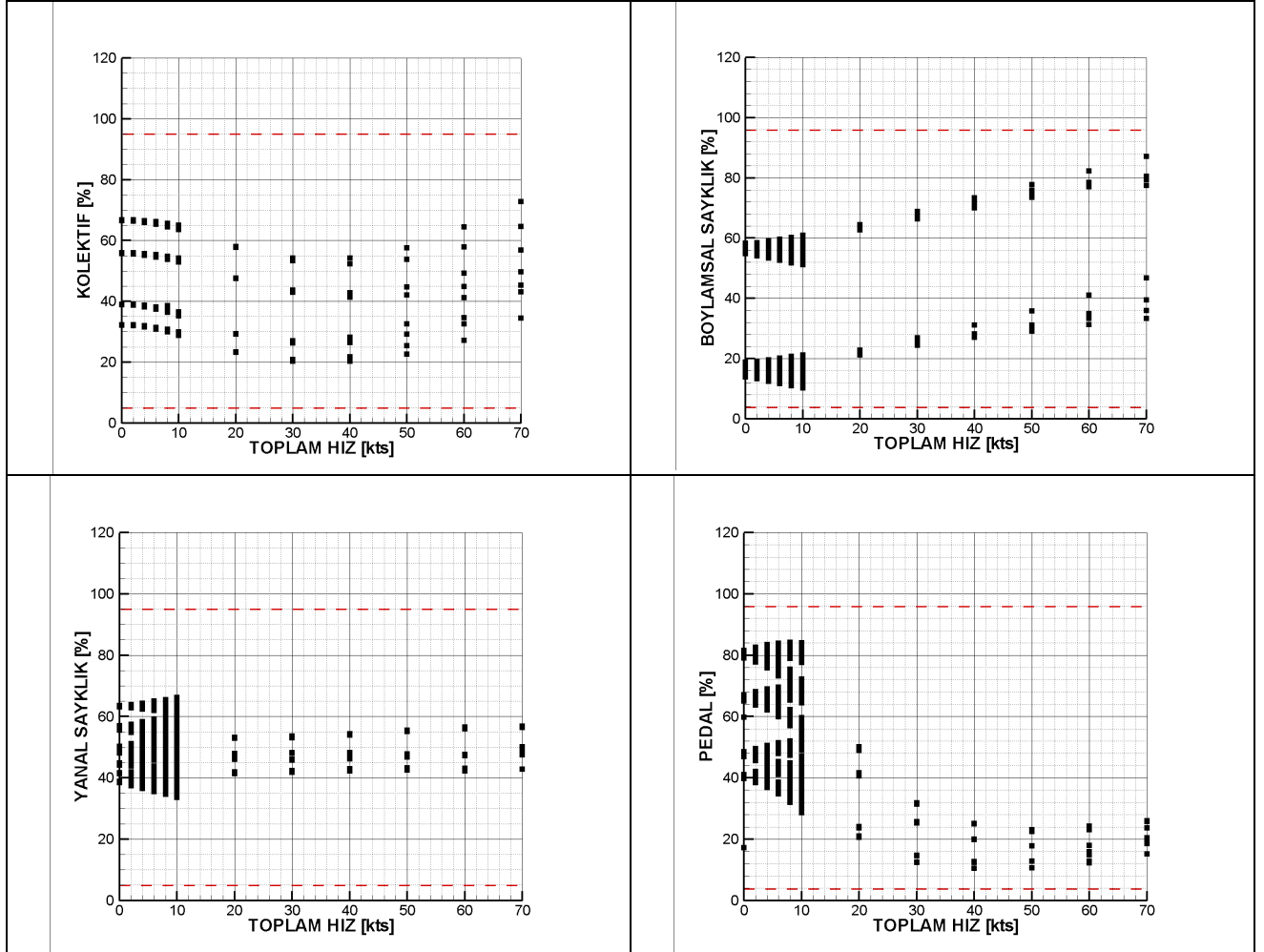
Standartlar uyarınca döner kanatlı bir hava aracı, tanımlı irtifa ve sıcaklık koşullarında, gerçekleştirilen her türlü manevra esnasında kontrol edilebilir olmalıdır [CS-27, 2008]. Bu kapsamda kütle merkezi zarfının uç noktalarında, deniz seviyesi ve servis tavanında analizler gerçekleştirilmiştir. Test helikopterin kontrol edilebilirlik ve statik kararlılık durumu değerlendirilmiştir.

#### Kontrol Edilebilirlik Analizleri

Test helikopterin kontrol edilebilirlik faaliyetleri kapsamında, düz ileri uçuş, askı uçuşu ve her yöne düşük uçuş hızı koşullarında denge analizleri yapılmış, pilot kontrol komutları incelenmiştir. Pilot kontrol komutlarının belirlenmiş aralıklarda kaldığı uçuş koşullarında helikopter kontrol edilebilir ve manevra yapabilir olarak tanımlanmıştır.

Düz ileri uçuş analizleri, 0 kts ile test helikopterin çıkabildiği azami hızlara kadar gerçekleştirilmiştir. Analizler sırasında helikopter farklı hızlarda sıfır yana kayış açısı uçuş koşulunu sağlayacak şekilde dengelenmiştir. Askı ve düşük hız uçuş koşulu analizlerinde ise, 0-360 derece arası azimut açılarından gelen azami 10 kts rüzgara karşı helikopter dengelenmiştir. Tüm analizler sonucunda kolektif, boylamsal ve yanal saykllıklar ile pedal komutları incelenmiştir. Komutların %5 ile %95 arasında kaldığı koşullarda helikopterin kontrol edilebilir olduğu, uçuş sırasında karşılaşılabilecek bozunumlara karşı yeterli kontrol otoritesine sahip olduğu değerlendirilmiştir.

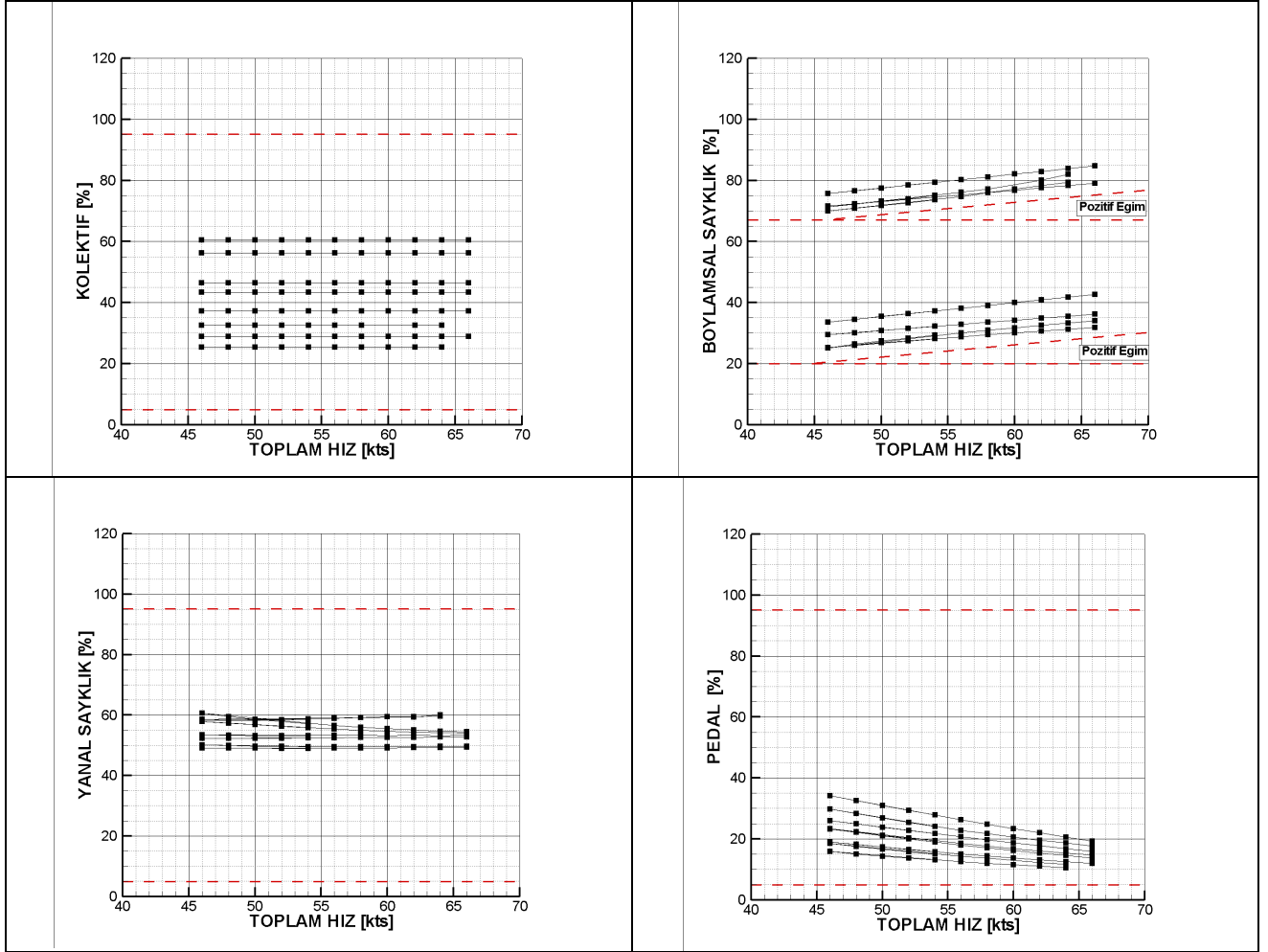
Şekil 5, kontrol edilebilirlik analizleri sonuçlarını göstermektedir. Kontrol limitleri grafiklerde kırmızı kesik çizgiler ile işaretlenmiştir.



Şekil 5: HC-1 Kontrol Edilebilirlik Analizleri Sonuçları

### Statik Boylamsal Kararlılık Analizleri

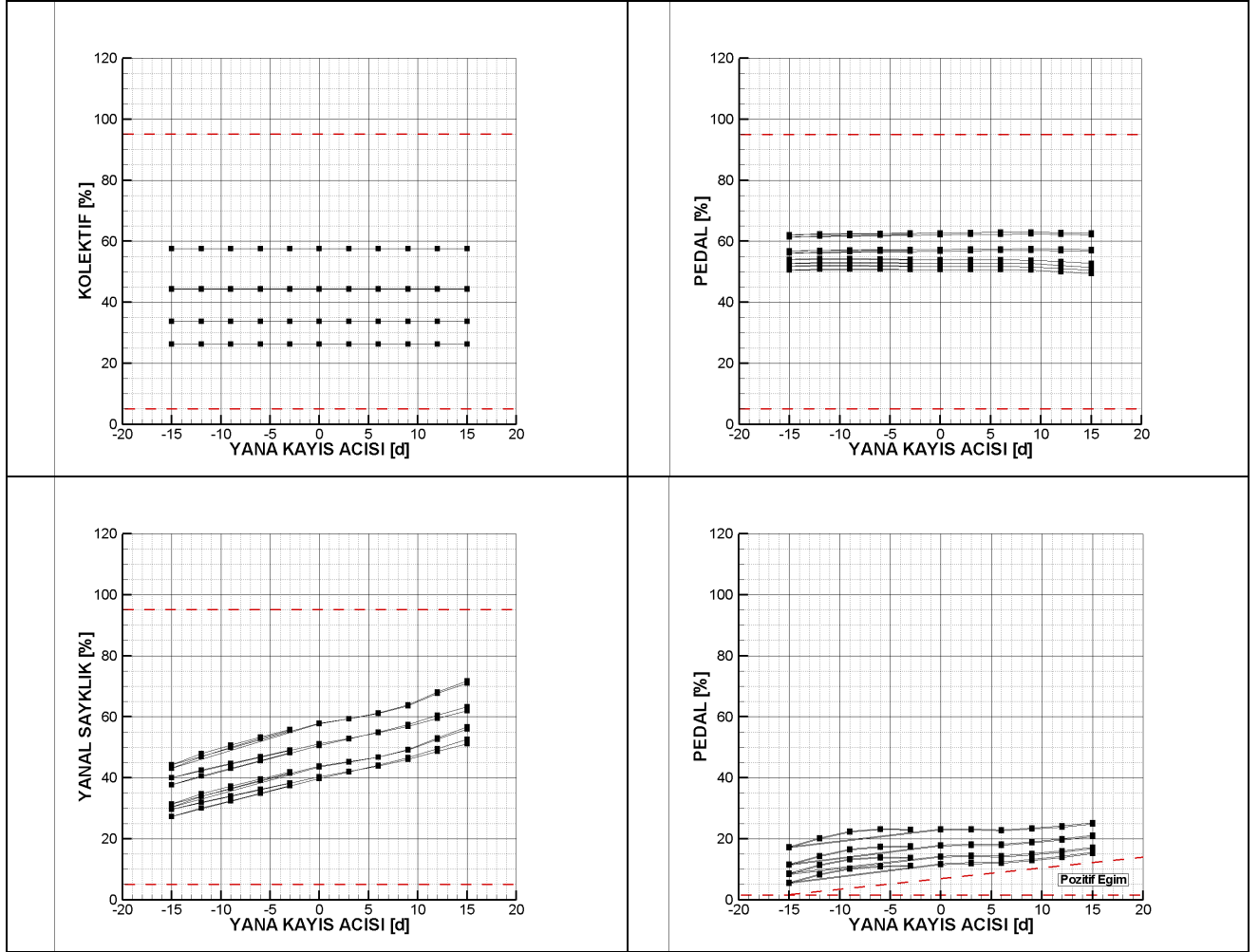
Test helikopterin statik boylamsal kararlılık analiz faaliyetleri kapsamında, helikopter üzerindeki toplam boylamsal momentin, toplam hızdaki değişiklik veya dalgalanma ile değişimi incelenmiştir. Denge durumunda, pilot kontrol komutları ve helikopter konumu incelenmiş ve test helikopterin boylamsal kararlılığı değerlendirilmiştir. Belirlenen tasarım kütle merkezi zarfının köşe noktalarında, kontrol edilebilir azami hızın %80'i olan 56 kts ileri hız için standartlarda belirtilen şekilde denge analizleri yapılmıştır. Toplam hızda  $\pm 10$  kts dalgalanma durumunda boylamsal pilot kontrol komutlarının ileri hız ile değişimleri incelenmiştir. Kolektif kontrolün boylamsal moment üzerindeki etkisinin sonuçları etkilememesi adına, kolektif kontrol sabit tutulmuştur. Bu kapsamda, artan ileri hız ile boylamsal saykılık komutunun arttığı gözlemlendiği uçuş koşullarında helikopter statik boylamsal kararlı değerlendirilmiştir. Boylamsal statik kararlılık analiz sonuçları **Şekil 6**'da verilmiştir.



Şekil 6: HC-1 Boylamsal Statik Kararlılık Analizleri Sonuçları

### Statik Yanal Kararlılık Analizleri

Test helikopterin statik yanal kararlılık analiz faaliyetleri kapsamında, helikopter üzerindeki toplam yanal momentin, helikopter yana kayış açısındaki değişiklik veya dalgalanma ile değişimi incelenmiştir. Denge durumunda, pilot kontrol komutları ve helikopter konumu incelenmiş ve test helikopterin yanal kararlılığı değerlendirilmiştir. Belirlenen tasarım kütle merkezi zarfının köşe noktalarında, kontrol edilebilir azami hızın %80'i olan 56 kts ileri hız için standartlarda belirtilen şekilde denge analizleri yapılmıştır. Kolektifin yanal moment üzerindeki etkisinin analiz sonuçlarını etkilemesi adına, sabit kolektif pilot girdisi ile  $\pm 15^\circ$  arası yana kayış açılarında denge analizleri yapılmış, pedal kontrol komutlarının artan yana kayış açısı ile nasıl değiştiği değerlendirilmiştir. Bu kapsamda, artan yana kayış açısı ile pedal komutlarının arttığı gözlemlendiği uçuş koşullarında helikopter statik yanal kararlı değerlendirilmiştir. Düz uçuş analiz sonuçları **Şekil 7**'de verilmiştir.

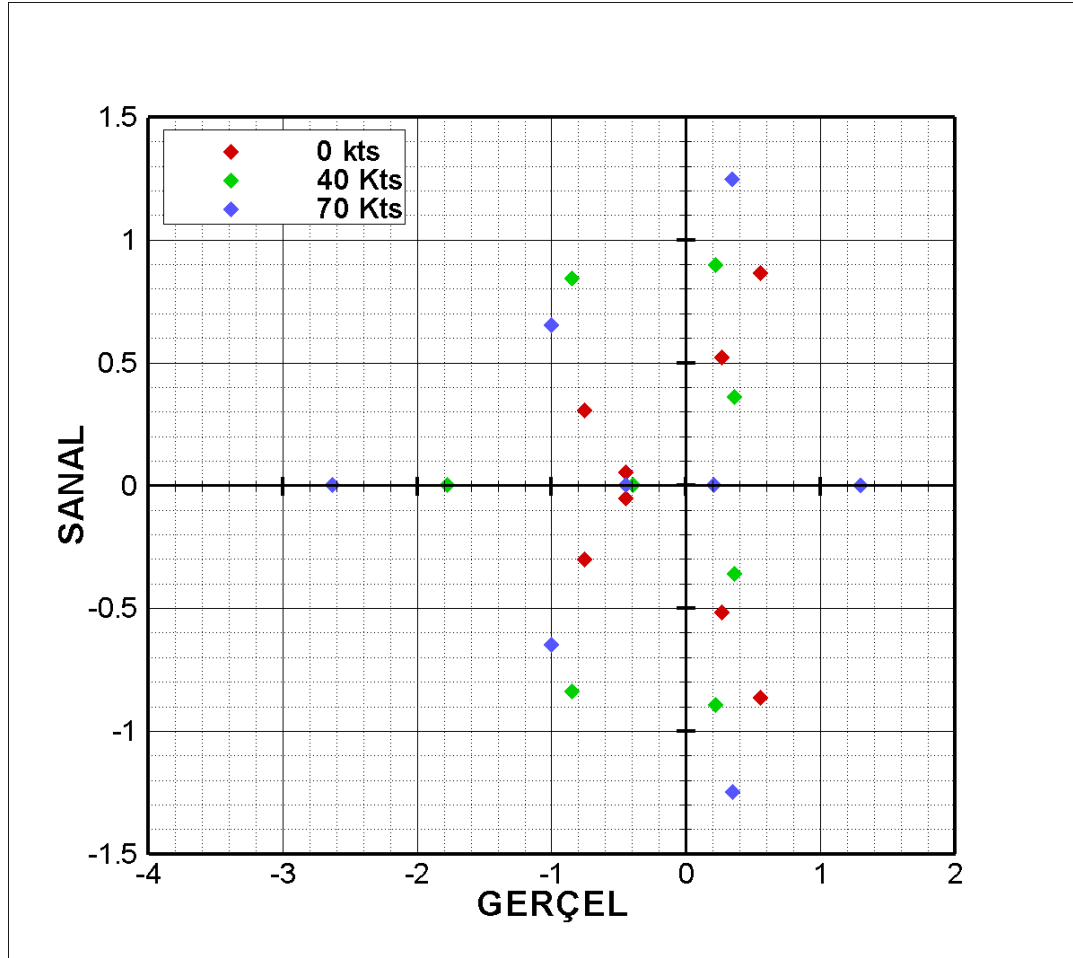


Şekil 7: HC-1 Yanal Statik Kararlılık Analizleri Sonuçları

### DİNAMİK KARARLILIK DEĞERLENDİRMESİ ve SİMÜLASYON

Helikopter dinamik kararlılık analizi için, helikopter uçuşu, lineer olarak birbirinden bağımsız doğal uçuş modlarının bir bileşimi olarak düşünülebilir. Bahsi geçen uçuş modları kendi frekansına ve kendi sönümlenme katsayısına sahip, belirli durum değişkenlerini etkileyen helikopter hareketleridir. Karmaşık bir dinamik hareketi, bu şekilde birden çok lineer harekete bölerek inceleme yöntemi, uçuş mekaniği ve malzeme mekaniğinde sıkça kullanılan güçlü bir yöntemdir [Padfield, 2007].

Bu kapsamda, test helikopterinin uçuş modlarını belirlemek amacıyla, oluşturulan doğrusal olmayan matematik model, seçilen uçuş koşullarında dengelenmiş ve bu koşullarda doğrusal hale getirilmiştir. Denge noktaları, askı uçuşu, 40 kts ileri düz uçuş ve 70 kts ileri düz uçuş olarak belirlenmiştir. Elde edilen doğrusal model kökleri karmaşık düzlem üzerinde çizdirilerek, dinamik kararlılık değerlendirilmiştir. Şekil 8, doğrusal model köklerini göstermektedir. Helikopterin seçilen her denge noktasında kararsız uçuş modlarına sahip olduğu görülmektedir. Konvansiyonel yapılandırmasındaki helikopterlerin "dutch-roll" veya "phugoid" gibi kararsız uçuş modlarına sahip olduğu bilinen bir durumdur [Padfield, 2007].

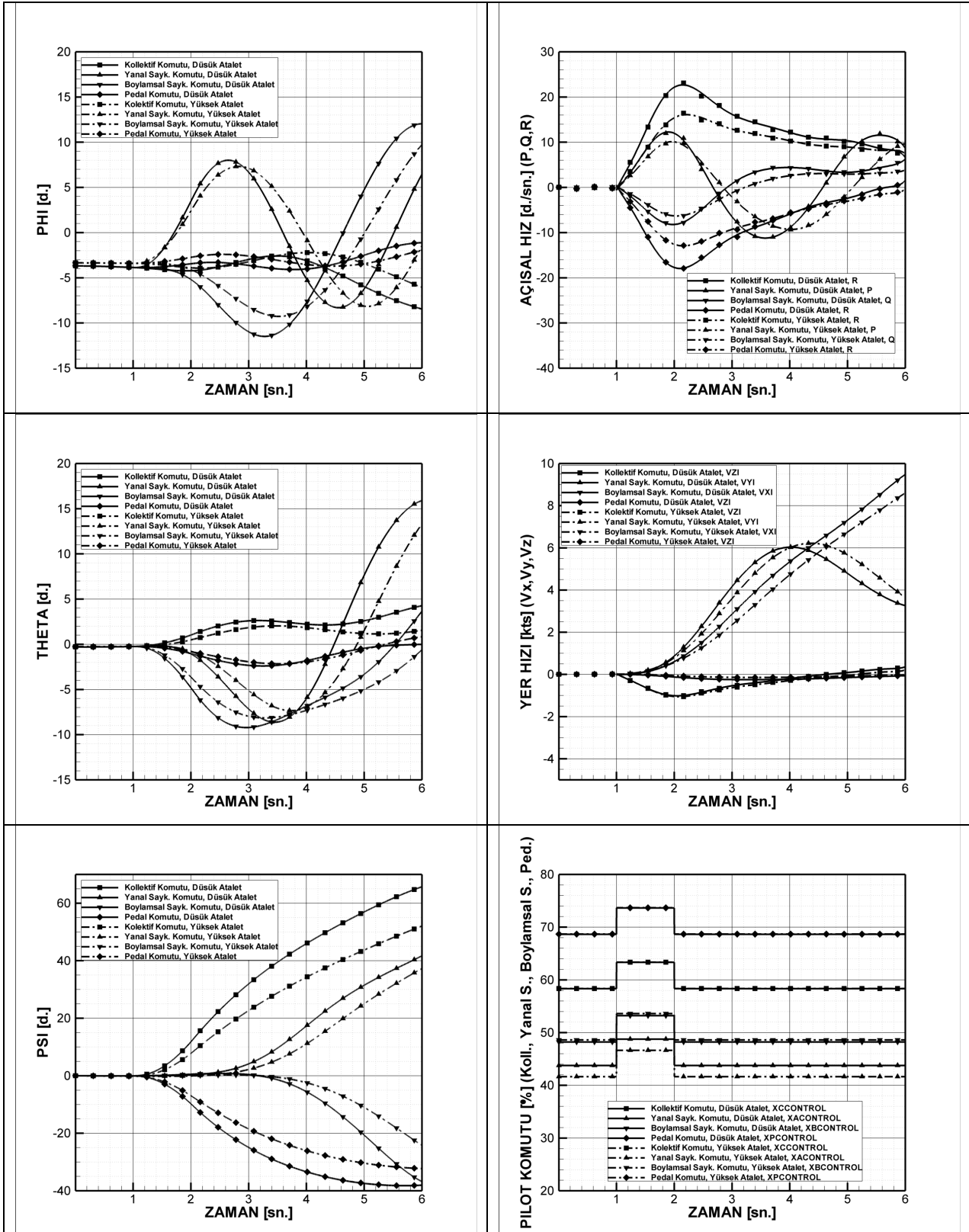


Şekil 8: Dinamik Kararlılık Analizi

Güvenli ve kontrol edilebilir bir uçuş için, kararsız uçuş modların olabildiğince yavaş olmaları gerekmektedir. Test helikopteri için en hızlı kararsız modun ikileme zamanı 0.58 saniye olarak hesaplanmıştır. Bu sürenin, pilotun helikopteri kontrol altında tutabilmesi açısından yeterli olduğu değerlendirilmiştir. Gözlemlenen kararsız modların “dutch-roll” ve “phugoid” modları oldukları değerlendirilmektedir.

Dinamik kararlılık analizleri detaylandırılarak, dinamik tepki analizleri gerçekleştirilmiştir. Analizlerin amacı, uçuş sırasında helikopterin, pilotun tepki verebileceğinden çok daha hızlı bir şekilde kontrolden çıkmayacağını öngörmektir. Uçuş sırasında karşılaşılabilecek ani rüzgar gibi dış etkileri modellemek amacıyla boylamsal saykık, yanal saykık, kollektif ve pedal kontrolleri 1 saniye boyunca denge noktası değerinden %5 arttırılmış ve helikopter yönelimi, verilen komutla ilgili açısız ve çizgisel hız değerleri incelenmiştir. Atalet momenti değerleri helikopter uçuş dinamiğini büyük oranda etkilediği için analizler, faydalı yük yerleşimine göre helikopterin sahip olabileceği azami ve asgari atalet momenti değerleri ile tekrarlanmıştır. Sonuçlar Şekil 9’da gösterilmiştir.

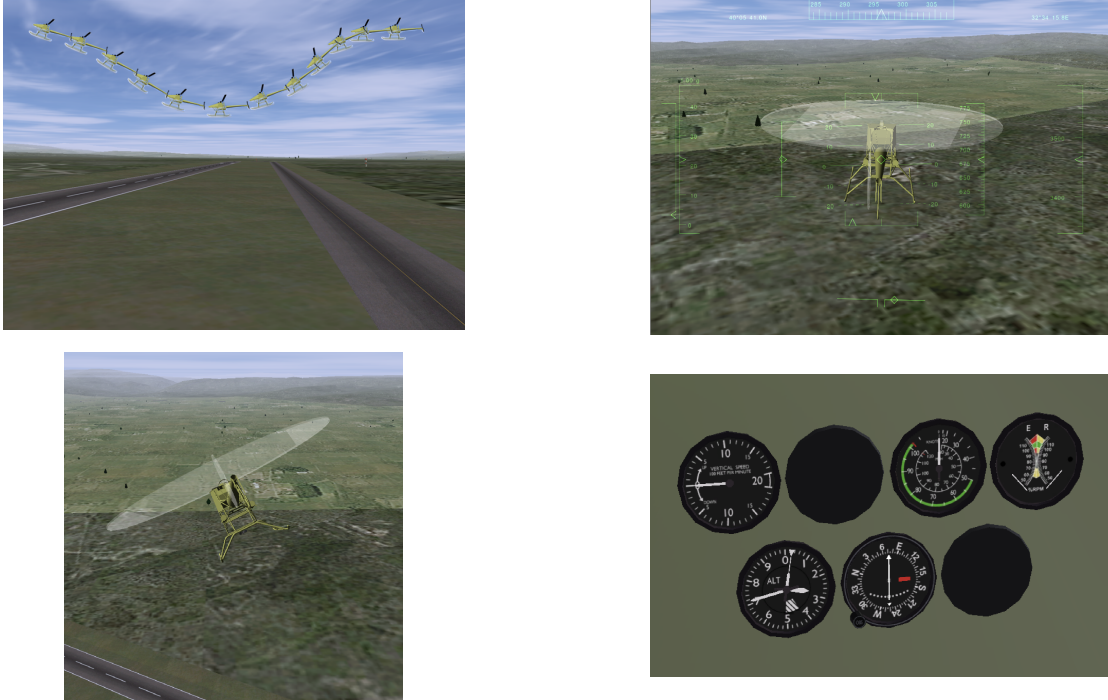




Bu komutlar neticesinde helikoptere herhangi bir düzeltici komut verilmemesi durumunda helikopterin beklendiği şekilde hız, pozisyon ve açısai konumunu kaybettiği ancak bu değişimin

müdahale edilebilir sürelerde olduğu değerlendirilmiştir. Uçuş esnasında pilotun sürekli kontrol devresinde olacağı düşünüldüğünde helikopterin pilot komutlarına cevap verebileceği değerlendirilmektedir.

Geliştirilen matematik model ile FlightGear görsel kabiliyetleri birleştirilmiş ve helikopter dinamik tepkisinin görselleştirildiği bir simülasyon oluşturulmuştur. Geliştirilen matematik model ile helikopter kütle merkezinde oluşan toplam kuvvet ve momentler hesaplanmakta, 3 yönlü lineer ve 3 yönlü döngüsel ivmelerin zamana bağlı değişimleri ile helikopterin pozisyon ve Euler açıları elde edilmektedir. Hesaplanan uçuş parametreleri gerçek zamanlı olarak görselleştirme aracına gönderilmekte ve uçuş esnasında pilot kontrol girdileri ile helikopter dinamik tepkisi modellenmektedir. Geliştirilen simülasyon ile herhangi bir manevra veya uçuş koşulunu modelleme olanağı oluşturmuş, helikopter ilk uçuş öncesi dinamik kararlılık, kontrol edilebilirlik ve kullanım kalitesi üzerine çalışılmıştır. Örnek simülasyon görüntüleri **Şekil 10**'da sunulmuştur.



**Şekil 10: Örnek Simülasyon Görüntüleri**

### SONUÇ

400 kg sınıfında, insanız bir helikopter için kontrol edilebilirlik, statik boylamsal-yanal kararlılık analizleri yapılmış ve sonuçlar sunulmuştur. Dinamik tepki analizleri kapsamında ilk olarak helikopter doğal uçuş modları incelenmiş, daha sonra zamana bağlı dinamik tepki analizleri gerçekleştirilmiştir. Ayrıca, FlightGear yazılımının görselleştirme kabiliyetleri kullanılarak bir simülasyon oluşturulmuştur.

Tüm çalışmalar neticesinde, HC-1'in standartlara göre kontrol edilebilir ve statik kararlı olduğu değerlendirilmiştir. Helikopterin uçuş sırasında hızlı bir biçimde kontrolden çıkmayacağı, ve pilot komutlarına itaat edeceği öngörülmüştür.

Helikopterin dinamik kararlılık ve kullanım kalitesi analizleri devam etmektedir. Bu analizler ışığında kullanım kalitesini arttırmak için gerçekleştirilebilecek faaliyetler, yatay, dikey kuyruk tasarımı ve kararlılık güçlendirme sistemi tasarımı olacaktır.

**Kaynaklar**

AVSCOM, *Aeronautical Design Standard (ADS-33D) – Handling Qualities for Military Helicopters*, US Army AVSCOM, 1994

European Aviation Safety Agency, 2008, “*Certification Specifications for Small Rotorcraft*”

Ezertas, A., Yucekayali, A., Ortakaya, Y., 2013, “*Hover Performance Assessment of 3 Meter Radius Rotor on Whirl Tower*”, 39<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum, Moskova, Rusya.

Cooper, D., E., 1978, “*YUH-60A Stability and Control*”, Jurnal of the American Helicopter Society, Volume 23, Number 3

Johnson, W., 2013, “*Rotorcraft Aeromechanics*”, Cambridge University Press, s. 844

Padfeld, G., D., 2007, “*Helicopter Flight Dynamics: The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modeling*”, AIAA Education Series, s. 208, 236-237

Prouty, R., W., 1995, “*Helicopter Performance, Stability and Control*”, Krieger Publishing Company, s. 542

Mitchell, D.G., Hoh, R.H. and Morgan, J.M., 1989, “*Flight Investigation of Helicopter Low Speed Response Requirements*”, J. Guid. Control Dyn., Vol 12, No 5

Yücekayalı, A., Ezertaş, A., Ortakaya, Y., 2013, “*Whirl Tower Testing and Hover Performance Evaluation of a 3 Meter Radius Rotor Design*”, 7<sup>th</sup> Ankara International Aerospace Conference, 11-13 Eylül, Ankara, Türkiye