

# Sanal Ortamda Düşük Maliyetli Uçuş Simülatörü Projesi

**Proje No: 106M069**

Dr. İlkay YAVRUCUK  
Deniz YILMAZ  
Onur TARIMCI  
Ebru Arslan  
N.Erkan Arıkan

Aralık 2008  
ANKARA

## **Önsöz**

Sanal Ortamda Düşük Maliyetli Uçuş Simulatörü Projesi sanal ortam donanımları ile bir helikopter simulatörünün oluşturulmasını hedefler. Simulatörün dinamik modelleri bu proje kapsamında geliştirilir ve simulatöre eklenir. Aynı zamanda yapay sinir ağı tabanlı adaptif kontrolcüler ile dinamik modeller için gerekli sadakat seviyesi belirlenir. Proje Tübitak 1001 projeleri programı tarafından desteklenmiş ve Orta Doğu Teknik Üniversitesi Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümünün Simulasyon, Kontrol ve Aviyonik Laboratuvarında üniversitenin desteği ile gerçekleştirilmiştir.

# İçindekiler

<b>1 Giriş</b>	<b>8</b>
<b>2 Genel Bilgiler</b>	<b>9</b>
<b>3 Gereç ve Yöntem</b>	<b>10</b>
3.1 Matematiksel Simülasyon Modelinin Açıklaması . . . . .	10
3.1.1 "Minimum complexity" Model Özellikleri . . . . .	11
3.1.2 "Minimum complexity" Modeline Yapılan İyileştirmeler . . . . .	12
3.2 Yapay Sinir Ağı tabanlı Adaptif Kontrolcü Tasarım Mimarisi . . . . .	17
3.2.1 İç Döngü . . . . .	17
3.2.2 Dış Döngü . . . . .	19
3.2.3 Komut Üretici . . . . .	19
3.3 FlightGear Entegrasyonu . . . . .	23
3.4 3 Boyutlu Gözlük (Head-Up display) ve Veri Eldiveni (Data glove) Entegrasyonu	28
<b>4 Bulgular</b>	<b>31</b>
4.1 Geliştirilen Modelin Doğrulanması . . . . .	31
4.2 Pilot Değerlendirmesi . . . . .	33
4.3 Adaptif Kontrolcü ile Parametre Varyasyonu Sonuçları . . . . .	35
<b>5 Sonuç</b>	<b>41</b>
<b>A Ekler</b>	<b>42</b>
A.1 Askı Durumu (0 Knot) . . . . .	42
A.1.1 Pilot Kollektif Kontrol Girdisi . . . . .	42
A.1.2 Pilot Longitudinal Cyclic Kontrol Girdisi . . . . .	45
A.1.3 Pilot Lateral Cyclic Kontrol Girdisi . . . . .	48
A.1.4 Pilot Pedal Kontrol Girdisi . . . . .	51
A.2 60 Knot Öne Uçuş . . . . .	54
A.2.1 Pilot Kollektif Kontrol Girdisi . . . . .	54
A.2.2 Pilot Longitudinal Cyclic Girdisi . . . . .	57
A.2.3 Pilot Lateral Cyclic Kontrol Girdisi . . . . .	60
A.2.4 Pilot Pedal Kontrol Girdisi . . . . .	63

## Şekiller Listesi

1	UH-1H Denge Çubuğu . . . . .	14
2	Yatay kuyruğun duruş açısının pilotun longitudinal cyclic kontrolü ile değişimi	14
3	Yer tepki model sonuçları . . . . .	16
4	Kontrol Sisteminin Blok Diyagramı . . . . .	17
5	Tek Saklı Katmandan Oluşan Sinir Ağı Elemanının Şeması . . . . .	18
6	Yunuslama Manevrası . . . . .	20
7	Slalom Manevrası . . . . .	20
8	Koni Manevrası . . . . .	21
9	Koordineli Dönüş Manevrası . . . . .	21
10	Dairesel Piruet Manevrası . . . . .	22
11	Doğrusal Piruet Manevrası . . . . .	22
12	Benzetim Sistemi . . . . .	24
13	Benzetim Sistemi . . . . .	25
14	FlightGear Ekran Görüntüleri . . . . .	26
15	FlightGear Ekran Görüntüleri . . . . .	27
16	FlightGear Ekran Görüntüleri . . . . .	30
17	Ana rotorun hatve açısının ileri hız ile değişimi . . . . .	31
18	Kuyruk rotorun hatve açısının ileri hız ile değişimi . . . . .	32
19	Boylamsal swashplate açısının ileri hız ile değişimi . . . . .	32
20	Enlemsel swashplate açısının ileri hız ile değişimi . . . . .	33
21	Pilotların Değerlendirmeleri Sırasında Çekilen Fotoğraflar . . . . .	34
22	Klasik kontrolcü ile farklı ağırlık merkezi konfigürasyonda helikopterin güzergahı	36
23	Sinir ağı bulunan kontrolcü ile farklı ağırlık merkezi konfigürasyonlarda he- likopterin güzergahı . . . . .	36
24	Helikopterin eyleyici açıları (Klasik kontrolcü) . . . . .	37
25	Helikopterin eyleyici açıları (Sinir ağı içeren kontrolcü) . . . . .	37
26	Farklı ağırlık merkezi konfigürasyonları için yunus açısı hatasının zamanla değişimi	38
27	Farklı ağırlık merkezi konfigürasyonları için yunus açısı hatasının zamanla değişimi	38
28	Farklı ağırlık merkezi konfigürasyonları için sinir ağının yaptığı iş miktarının zamana göre değişimi . . . . .	39
29	Farklı sinir ağı kazançları için sinir ağının yaptığı iş miktarı . . . . .	39
30	Farklı sinir ağı kazançları için yunus açısının hatasının zamana göre değişimi	39
31	Sinir ağı ağırlıklarının zamana göre değişimi . . . . .	40
32	Bir saniyelik denge uçuşundan sonra uygulanan pilot kolektif kontrolü . . . . .	42
33	Simülasyon modellerinin yalpa hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması . . . . .	42
34	Simülasyon modellerinin yunuslama hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması	43

35	Simülasyon modellerinin sapma hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması .	43
36	Simülasyon modellerinin yalpa açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması .	44
37	Simülasyon modellerinin yunuslama açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması	44
38	Bir saniyelik denge uçuşundan sonra uygulanan pilot longitudinal cyclic kontrolü	45
39	Simülasyon modellerinin yalpa hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması . .	45
40	Simülasyon modellerinin yunuslama hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması	46
41	Simülasyon modellerinin sapma hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması .	46
42	Simülasyon modellerinin yalpa açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması .	47
43	Simülasyon modellerinin yunuslama açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması	47
44	Bir saniyelik denge uçuşundan sonra uygulanan pilot lateral cyclic kontrolü . .	48
45	Simülasyon modellerinin yalpa hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması . .	48
46	Simülasyon modellerinin yunuslama hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması	49
47	Simülasyon modellerinin sapma hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması .	49
48	Simülasyon modellerinin yalpa açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması .	50
49	Simülasyon modellerinin yunuslama açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması	50
50	Bir saniyelik denge uçuşundan sonra uygulanan pilot pedal kontrolü . . . . .	51
51	Simülasyon modellerinin yalpa hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması . .	51
52	Simülasyon modellerinin yunuslama hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması	52
53	Simülasyon modellerinin sapma hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması .	52
54	Simülasyon modellerinin yalpa açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması .	53
55	Simülasyon modellerinin yunuslama açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması	53
56	Bir saniyelik denge uçuşundan sonra uygulanan pilot kolektif kontrolü . . . . .	54
57	Simülasyon modellerinin yalpa hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması . .	54
58	Simülasyon modellerinin yunuslama hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması	55
59	Simülasyon modellerinin sapma hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması .	55
60	Simülasyon modellerinin yalpa açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması .	56
61	Simülasyon modellerinin yunuslama açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması	56
62	Bir saniyelik denge uçuşundan sonra uygulanan pilot longitudinal cyclic kontrolü	57
63	Simülasyon modellerinin yalpa hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması . .	57
64	Simülasyon modellerinin yunuslama hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması	58
65	Simülasyon modellerinin sapma hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması .	58
66	Simülasyon modellerinin yalpa açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması .	59
67	Simülasyon modellerinin yunuslama açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması	59
68	Bir saniyelik denge uçuşundan sonra uygulanan pilot lateral cyclic kontrolü . .	60
69	Simülasyon modellerinin yalpa hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması . .	60
70	Simülasyon modellerinin yunuslama hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması	61
71	Simülasyon modellerinin sapma hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması .	61
72	Simülasyon modellerinin yalpa açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması .	62

73	Simülasyon modellerinin yunuslama açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması	62
74	Bir saniyelik denge uçuşundan sonra uygulanan pilot pedal kontrolü . . . . .	63
75	Simülasyon modellerinin yalpa hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması . .	63
76	Simülasyon modellerinin yunuslama hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması	64
77	Simülasyon modellerinin sapma hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması .	64
78	Simülasyon modellerinin yalpa açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması .	65
79	Simülasyon modellerinin yunuslama açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması	65

## Öz

Bu projede yüksek sadakatli bir helikopter dinamik modeli yazılımı geliştirilmiş, ve bu helikopter için yapay sinir ağı tabanlı adaptif kontrol algoritmaları entegre edilmiştir. Dinamik model, "*minimum complexity*" modelinin üzerine iki tip helikopterin özellikleri kullanılarak sadakat seviyeleri yükselttilerek geliştirilmiştir. Helikopterin değişen geometrik yapı ve modelin değişen sadakat derecelerinde adaptasyon testleri yapılmıştır. Yazılımlar Flightgear görsel ortamını da kullanarak joystick, dataglove ve head-up display ile entegre edilmiştir. Simulatör bir bilgisayarda pilot uçuş görüntüsü ile bir başka bilgisayarda TCP/IP bağlantısı ile konuşabilen bir eğitimci istasyonu olarak tasarlanmıştır. Yazılımların tamamı C/C++ yazılım dilinde hazırlanmış, analizler için Matlab Simulink ortamı kullanılmıştır. Dinamik model sonuçları, literatürde mevcut uçuş test verisi ile karşılaştırılmış, son ürün helikopter pilotları tarafından denenmiş, olumlu geri besleme alınmıştır. Adaptif kontrol algoritmalar varlığında gerekli model sadakat seviyeleri temel parametereler için gösterilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Helikopter, simulasyon, adaptif kontrol, head-up display

## **Abstract**

In this project a high fidelity helicopter dynamic model is developed and a neural network based adaptive control algorithm is integrated. The dynamic model is developed by upgrading the minimum complexity model by integrating higher fidelity model components and using characteristics of two helicopter types. The software is integrated to the simulator using Flightgear as the simulation environment, joysticks, data-glove and head-up displays. The simulator can project the flight visual environment on one screen, while providing an instructor station on a second computer, that communicates with the main simulation computer through a TCP/IP communication port. All software is developed and integrated in the C/C++ language and the analysis is done using Matlab Simulink. The results of the dynamic model are compared with flight test data available in open literature, while the final product is tried by actual helicopter pilots with positive feedback. The requirement for model fidelity of fundamental parameters in presence of adaptive control algorithms is presented.

Key Words: Helicopter, simulation, adaptive control, head-up display



# 1 Giriş

Simulatörler gerek eğitim gerekse uçuş platformlarının analizi için gidikce artan sıklıkta kullanılan gereçlerdir. Bu maliyeti azaltırken gerçek uçuş riskini de azaltmayı hedefler. Bunun yanı sıra uçuş dinamiğinin daha iyi anlaşılması, tasarımında, modifikasyonlar?nda hatta kullanılacak yeni elektronik donanımların ve yazılımların denenmesinde simülatörler yoğun şekilde kullanılmaktadır.

Ülkemizde de yüzün üzerinde helikopter mevcut olup önümüzdeki yıllarda bu sayının hızla artması beklenmektedir. Projenin amacı yukarda belirtilen amaçlar doğrultusunda çeşitli helikopter türleri için gerekli helikopter simülasyonlarının sanal ortam cihazları ve adaptif algoritmalar kullanılarak düşük maliyette hazırlanmasının olabirliğini araştırmaktır. Böyle bir sistem maliyeti düşük, taşınabilirliği kolay, değişik platformlara adaptasyonu kolay olacaktır. Helikopter simulasyonları için literatürde böyle bir sistem yoktur ve bu çalışma ile olabirliği gösterilmiştir.

## 2 Genel Bilgiler

Düşük maliyetli bir simulatörün yapılabilmesi için hem geliştirme sürecindeki yazılımların basit hem de kullanılan donanımın düşük maliyetli olması gerekir. Oysa ki mevcut uçuş simulatörlerin donanım masrafları ve farklı uçuş platformları için geliştirilen yazılımların maliyetleri yüksektir. Yazılım maliyetinin en önemli kısmını dinamik modelin yüksek sadakat seviyesinin tutturulması çalışmaları oluşturmaktadır. Bu çalışmada bu iki maliyet faktörünü düşürerek bir uçuş simulatörü oluşturulmuştur.

Simulatör donanımının önemli kısmı kokpit çevresini modelleyen moka ve ilgili aviyonik cihaz ve göstergeler oluşturur. Bu çalışmada hedeflenen kokpit ortamın tamamen yazılım ortamına taşınması, pilota bir sanal ortam gözlüğü ile (head up display) bu ortamı yaratmaktır. Aynı zamanda aviyonik cihaz ve göstergeler ile interaksyonun el hareketlerini takip eden eldivenler kullanılarak yapılması önerilmiştir. Bu sayede donanım bir bilgisayar, head-up display ve eldivenlerden oluşacaktır.

İkinci önemli maliyet kalemi dinamik model yazılımlarıdır. Dinamik modellerin sadakat seviyelerinin yüksek olması beklenirken, yüksek maliyetler bu modellerin ancak pilotların hissedebileceği etkileri içermesini yeterli kılmıştır. Buna rağmen bir uçuş platformunun dinamik modelini geliştirmek uzun, zahmetli ve çok veri ile doğrulanması mümkündür. Oysa ki, adaptif algoritmaların olduğu ortamlarda sadakat seviyesi daha da düşürülebilir, gerekli verinin belli sınırlar içerisinde bilinmesi yeterli olacaktır. Nitekim, pilot girdileri önce kontrolcü tarafından alınıp modele öyle gönderildiğinde, dinamik modelin yanlışları adaptif kontrol algoritması tarafından kapatılıp, kapalı döngü sistemin istenilen özellikleri hala koruyacağı düşünülmektedir.

Bu çalışma yukarıda sözü edilen bir yazılım diğeri donanım, iki ana maliyet kalemini azaltarak bir simulatör yapmayı hedeflemektedir.

### 3 Gereç ve Yöntem

Projenin geliştirilmesi şu aşamalardan oluşmuştur: 1. Sadakat derecesi düşük Minimum Complexity helikopter modelinin Matlab ve C/C++ ortamında geliştirilmesi. 2. Helikopter Modelinin sadakat seviyesinin yükseltilmesi, test verisi ile karşılaştırılıp verifikasyonunun yapılması, analiz edilmesi. 3. Yapay sinir ağı tabanlı kontrol sisteminin geliştirilip model parametrelerinin değişimi karşısında kontrolcünün adaptasyon kabiliyetinin ölçülüp dinamik modelin tepkisinin ölçülmesi. 4. Sistemin Flightgear görsel ortamına joystick ve projektör ile entegrasyonu, sistemin pilotlar tarafından denenmesi. 5. Sistemin 3 Boyutlu Gözlük (Head-Up display) ve Veri Eldiveni (Data glove) Entegrasyonu 6. Tüm sistemin testi ve verifikasyonu.

#### 3.1 Matematiksel Simülasyon Modelinin Açıklaması

Matematiksel simülasyon modeli literatürde "*minimum complexity*" helikopter modeli olarak bilinen temel helikopter modelleme yönteminin yaklaşımını kullanarak "*minimum complexity*" yapıtaşlarını daha detaylı modeller ile değiştirerek ve geliştirerek oluşturulmuştur. "*Minimum complexity*" modeli olabildiğince basit hesaplama yöntemlerini kullanarak pilotlu bir helikopter simülasyonunda sadece pilotun takip edebileceği etkileri içermektedir. Bu model basit uçuş durumları için geçerli olup, daha karmaşık uçuş durumları için gerçekliğini kaybedebilmekte ve helikopterin tüm uçuş zarfını gerçekçi bir biçimde simüle edememektedir. Bu nedenle detaylı helikopter analizleri için yeterli değildir. Bu modelde helikopter ana simülasyon bileşenlere ayrılır ve her bir bileşenin toplam helikopter dinamiğine etkisi incelenir ("Component Built-up Method"). Her bileşenin ürettiği kuvvet ve momentler ayrı ayrı hesaplandıktan sonra bu kuvvet ve momentler ağırlık merkezine taşınıp toplanır. Bu sayede her bileşen toplam helikopter dinamiğine ayrı ayrı etki etmiş olur. Simülasyon modeli geliştirilirken de benzer bir yaklaşım kullanılmış, "*minimum complexity*" helikopter modeli temel parçalarını kullanılmış ve aerodinamik olarak en kritik yapıtaşlarını çok daha sofistike yapılar ile değiştirerek elde edilmiştir. "*Minimum complexity*" modeli (Hefley, 1998) numaralı referansta detaylandırılmış ve özetle şu özellikleri içermektedir:

- Ana rotor hesaplamalarında birinci dereceden flap hareketi ve helikopter dinamiğinin longitudinal ve lateral hareketlerinin karşılıklı etkileşimleri esas alınmıştır.
- İndüklenmiş ana rotor ve kuyruk rotoru iç hava akışı ve kuvvet iterasyonları, Klasik Momentum ve Glauert Teorileri kullanılarak hesaplanmıştır.
- Helikopterin üzerindeki farklı komponentlerin (kanat, gövde, yatay ve dikey kuyruk, vb.) kuvvet ve moment hesaplarında sabit katsayılı kaldırma kuvveti yöntemi kullanılmıştır. Ana rotor hava akışının bu komponentler üzerindeki etkileri de hesaplamalara eklenmiştir.

- Profil, parazit ve tırmanış güç gereksinimleri gibi helikopterin performansını belirleyen etkiler ayrı ayrı hesaplanmıştır.

"*Minimum complexity*" helikopter modeli (Hefley, 1998) örnek olarak bir AH-1H helikopteri için kullanılmıştır. Bu projede ise AH-1S helikopterine ek olarak, UH-1H helikopteri de modellenmiştir ve AH-1S helikopterinde bulunmayıp, UH-1H helikopterine özgü denge çubuğu gibi bazı bileşenler de modellenmiştir. Aşağıda ilk olarak "*minimum complexity*" modeli (Hefley, 1998) temel alınarak AH-1H helikopteri için anlatılmıştır. Bu model üzerinde AH-1H ve UH-1H helikopterleri için yapılan iyileştirmeler detaylı bir şekilde bir sonraki bölümde anlatılmıştır.

### 3.1.1 "*Minimum complexity*" Model Özellikleri

**Ana Rotor** : Ana rotor modelinin iki önemli ögesi bulunmaktadır: Pallerin flapleme (flapping) dinamiği ve iç hava akışı. Bu iki öge sadece ana rotorun değil tüm helikopter modelinin en önemli parçalarından ikisidir. "*Minimum complexity*" modelinde flapleme dinamiği birinci dereceden bir yaklaşım kullanarak modellenmiştir; yüksek derece harmonikler ihmal edilmiştir. Bu model helikopter için oldukça etkili olan boylamsal ve enlemsel dinamik arasındaki etkileşimi de içermektedir. İç hava akışı ise momentum teorisi ile modellenmiştir. Rotorun ürettiği itki kuvveti ise iç hava akışı ile iterasyon yaptırılarak hesaplanmaktadır. Bununla birlikte ana rotorun ihtiyacı olan güç miktarı ve buna bağlı olarak gereken tork da hesaplanmaktadır.

**Kuyruk Rotoru** : "*Minimum complexity*" helikopter modeli kuyruk rotorunun hesaplamalarında ana rotor hesap yönteminin çok benzeri flapleme dinamiği çıkarılarak uygulanmaktadır. İç hava akışı ile itki kuvveti arasındaki iterasyon benzer bir şekilde kullanılmıştır. Ana rotordaki gibi gerekli olan güç miktarı da hesaplanmıştır.

**Yatay Kuyruk** : "*Minimum complexity*" yatay kuyruk modellemesinde kaldırma ve çekme kuvvetleri sabit katsayılar ile hesaplanmıştır. Bu katsayılar herhangi bir uçuş koşuluyla değişmemektedir. Sadece bu katsayılar kullanılarak kuvvetler hesaplanırken helikopterin hızları kullanılmaktadır. Bu nedenle, yatay kuyruğun ürettiği kuvvetler sadece hız ile değişmektedir. Buna ek olarak ana rotorun iç hava akışının yatay kuyruk üzerine etkisi dikkate alınmıştır. Stall durumu ise yatay kuyruğa etki eden toplam akışın geliş açısına göre modellenmiştir. Stall durumunun da gene normalde kullanılanlardan farklı, fakat gene sabit bir kaldırma kuvveti katsayısı kullanılmaktadır.

**Kanat** : Çoğu taarruz helikopterlerine özgü olan kanat, "*Minimum complexity*" helikopter modeli AH-1S ile örneklenmesi nedeniyle bulunmaktadır. Kanat, yatay kuyruğa benzer bir yöntemle oluşturulmuştur. Kaldırma ve çekme kuvvetleri sabit katsayılarla hesaplanmaktadır. Stall karakteristiği benzer bir şekilde modellenmiştir ve iç hava akışının etkisi eklenmiştir. Buna

ek olarak iç hava akışının kanat üzerinde yarattığı çekme kuvveti nedeniyle oluşan güç ihtiyacı da hesaplanmaktadır.

**Dikey Kuyruk** : Dikey kuyruk yatay kuyruğa benzer bir yöntemle modellenmiştir. Kaldırma ve çekme kuvvetleri sabit katsayılarla hesaplanmaktadır. Stall karakteristiği benzer bir şekilde modellenmiştir. Yatay kuyruktan farklı olarak ana rotorun değil kuyruk rotorunun iç hava akışından etkilenmektedir.

**Gövde** : Gövde tıpkı yatay ve dikey kuyrukte olduğu gibi sabit kuvvet katsayıları ile hesaplanmıştır. 3 yöndeki kuvvetler ayrı ayrı katsayılarla hesaplanmıştır ve bu katsayılar kullanılarak hesaplanan kuvvetler sadece 3 yöndeki hızlardan etkilenmektedir. Bu katsayılar tüm uçuş koşulları için sabittir. Ana rotor iç akışının etkisini dikkate alınmıştır.

### 3.1.2 "Minimum complexity" Modeline Yapılan İyileştirmeler

Proje için geliştirilen helikopter modeli, helikopter simülasyonlarının kalbini oluşturan ana rotor dinamiği ve indüklenmiş hava akımının hesabı başta olmak üzere, literatürde helikopter dinamik analizi için kullanılan ve bilinen gelişmiş teknikleri kullanmaktadır. Bunun yanı sıra "minimum complexity" modelinde ihmal edilen birçok terim denklemlere eklenmiş, yer etkileşimi, parametre kontrolleri gibi gerçek zamanlı simülasyonlara özgü ek fonksiyonlar da dahil edilmiştir. Geliştirilen modelinin "minimum complexity" mimarisinin üzerine oturtulan ve bu modelden farklı olan parçalarının özellikleri aşağıdaki başlıklar altında açıklanmıştır.

**Ana Rotor** : Geliştirilen modelde paller azimut ve radyal pozisyonlarına ayrılmış ve hesaplar her bir pal parçacığı için simülasyon hızında yapılmaktadır (Blade Element Theory). Bunun için gerçek zamanda her elemanın üzerindeki aerodinamik kuvvetler ve momentler hesaplanmaktadır. Bu nedenle rotor alanına dik akan havanın hem dönüşten, hem ileri uçuştan, hem de pallerin uzaydaki hareketinden ileri gelen havanın hız vektörünün belirlenmesi gerekmektedir. Bu sayılanlar içersinde hesabı en karmaşık olan dik hava akışı, gerçek zamanlı uygulamalar için geliştirilmiş olan, detay ve gerçekçiliği yüksek Peters-He rotor iç hava akışı yöntemi ile modellenmiştir (Peters, 1996), (Peters, 1989), (Peters, 1987). Bu iç hava akış modelinde, bükülmüş silindirik akış ("skewed cylindrical wake") varsayımı ile ivmelenmiş potansiyel akışı ("accelerated potential flow") hesaplamaları kullanılmıştır. Flap dinamiği "minimum complexity" modelinde olduğu gibi birinci derece flap dinamiği olarak kullanılmış, pilot kontrolleri ile doğrudan etkileşimi sağlanmıştır. Bunun yanı sıra her pal elemanın hücum açısının fonksiyonu olarak kanat profilinin kaldırma kuvveti ve sürükleme kuvveti sabitlerinin ( $C_l$  ve  $C_d$ ) bilinmesini gerektirmektedir. Bu amaçla rüzgar tüneli testlerine dayanan kanat profili özellikleri bir fonksiyonla dijitalize edilmiştir (Sheldahl, 1981). Bu fonksiyon her eleman için anlık hücum

açısı ve Reynolds Sayısı hesaplayarak uygun kaldırma ( $C_l$ ) ve çekme ( $C_d$ ) katsayılarını bulmaktadır. Kanat profilinin  $C_l$  ve  $C_d$  katsayıları pal üzerindeki ters akış rejimini de kapsayacak şekilde hesaplanmaktadır. Bütün pallerdeki elemanlara ait bu kuvvet ve momentler, her zaman adımında toplanarak ana rotorun ürettiği toplam kuvvet ve momentler -ana rotor torku dahil- hesaplanarak helikopter ağırlık merkezine taşınmaktadır.

**Kuyruk Rotoru** : "*Minimum complexity*" helikopter modelinde kullanılan kuyruk rotorunun hesaplamalarında özellikle ani pilot kontrolü girdileri ve hızlı manevralar sırasında hesaplamaların içerisindeki iterasyonların her zaman yakınsamadığı bilinmektedir. Bu nedenle bu hesapların iterasyon yöntemi daha kararlı sayısal bir iterasyon yöntemi kullanılarak geliştirilmiştir. Temel alınan hesaplama yönteminde (Yılmaz, 2008) yazılıma pratik düzeltmeler veren bir algoritma eklenmiştir. Bu sayede yapılan testlerde kuyruk modeli hesapları her zaman yakınsamıştır. Buna ek olarak, dikey kuyruğun kuyruk rotoru iç akışına etkisi de bu modelde eklenmiştir.

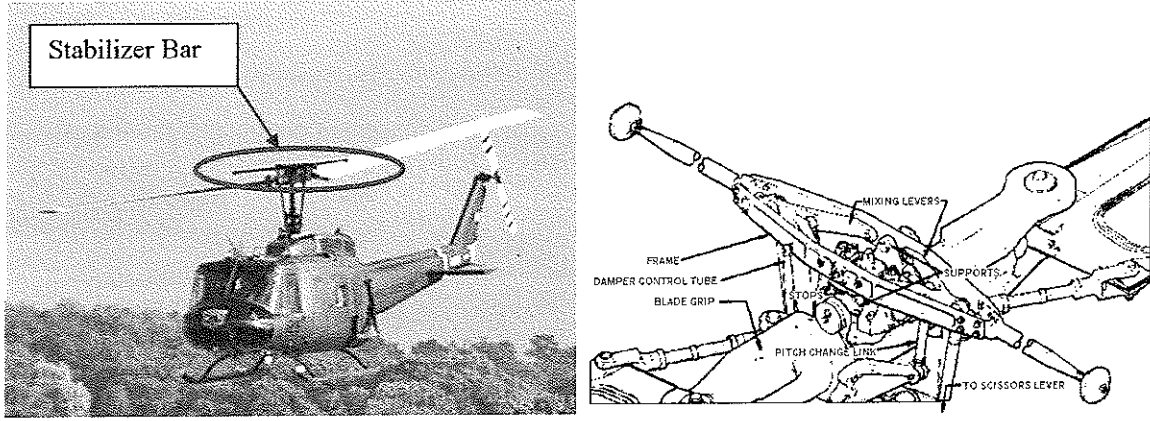
**Denge Çubuğu ("*Stabilizer Bar*")** : Denge çubuğu teetering rotor sistemine ait - UH-1H helikopteri dahil- kimi helikoptere özgü bir bileşendir ve klasik helikopter modellerinin bir parçası değildir. "*Minimum complexity*" helikopter modeli AH-1S helikopteri için örneklendiği için ve bu helikopterin denge çubuğu bulunmadığı için bu bileşenin modeli "*minimum complexity*" helikopter modelinde bulunmamaktadır. Bu proje dahilinde UH-1H helikopterinin de modellenmesi nedeniyle bu bileşenin modeli geliştirilen modele eklenmiştir. Ana rotor sistemine sönümleme etkisi katan bu dengeleme mekanizması aslında gövde açısal hızlarını pilot kontrolleri üzerine geri besleyen mekanik bir sistemdir. Bu komponentin sağladığı kontrol geri beslemeleri aşağıdaki denklemlerin rotor modeline eklenmesi ile yapılmaktadır (Talbot, 1977), (Mittal, 1994).

$$\frac{\delta_e}{q} = \frac{K_B}{\tau_{BS} + 1} / sec \quad (1a)$$

$$\frac{\delta_a}{p} = \frac{-K_B}{\tau_{BS} + 1} / sec \quad (1b)$$

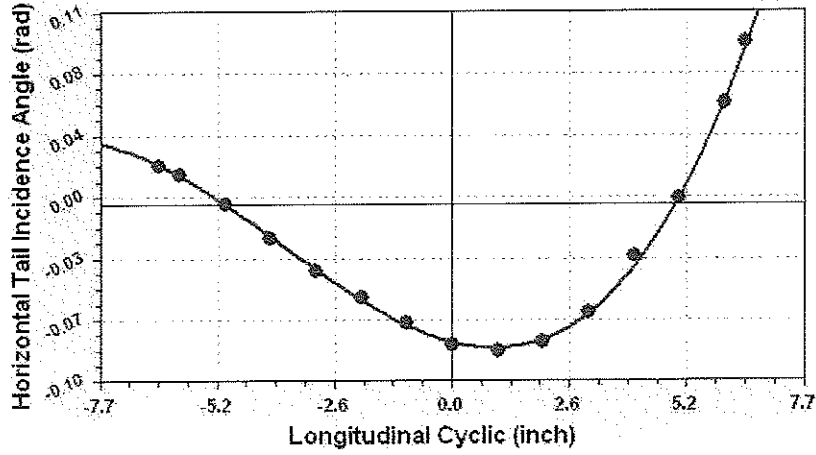
$\delta_e$  ve  $\delta_a$  sırasıyla boylamsal ve enlemsel cyclic kontrolleri,  $p$  ve  $q$  sırasıyla yalpa ve yunuslama hızları,  $K_B$  ve  $\tau_{BS}$  ise geri besleme miktarını ve hızını belirleyen katsayılarıdır.

**Yatay Kuyruk** : Yatay kuyruk modellemesinde "*Minimum complexity*" modelinin kullandığı sabit katsayılı hesap yerine anlık hücum açısı ve Reynold sayısı kullanılarak anlık aerodinamik katsayı hesabı kullanılmıştır. Bu sayede hem stall karakteristiği eklenmiş hem de standart uçuş



Şekil 1: UH-1H Denge Çubuğu

şartlarında uçuş testlerine daha yakın sonuçlar elde edilmiştir. UH-1H helikopterine özel olarak, yatay kuyruk pilotun longitudinal cyclic kontrolüne doğrudan bağlıdır ve beraber hareket etmektedir. Bu bilgi de modele eklenmiş olup, yatay kuyruğun duruş açısının pilotun longitudinal cyclic kontrolü ile değişimi şekil 2’de görülmektedir.



Şekil 2: Yatay kuyruğun duruş açısının pilotun longitudinal cyclic kontrolü ile değişimi

**Kanat** : Çoğu taarruz helikopterlerine özgü olan kanat AH-1S helikopterinde de bulunmaktadır. "Minimum complexity" modelinin aksine, yukarıda belirtilen yatay kuyruk modeline benzer bir yöntemle detaylı bir kanat modeli oluşturulmuştur.

**Dikey Kuyruk** : UH-1H helikopterine özel olarak dikey kuyruğun sabit bir duruş açısı vardır. Dikey kuyruğun kanat profili ve yapısı nedeni ile "Minimum complexity" modelindeki hesap yöntem korunarak mevcut duruş açısı etkileri stall durumu için eklenmiştir (Yılmaz, 2008).

**Kızaklar** : "*Minimum complexity*" modelinde kızak modellemesi bulunmamaktadır. Geliştirilen modele ise bir kızak modeli eklenmiştir. Bu sayede yükseklik bilgisi modele doğru beslendiği sürece simülasyonlarda gerçekçi iniş ve kalkış mümkün olup simülasyonlara yerden başlanabilmektedir. Kızaklar, kızakların 4 uç noktasına yerleşecek şekilde konumlanmış yay ve sönümleme sitemlerinden oluşturulmuştur. Yay ve sönümleme elemanlarının sabitleri ayarlanabilmektedir. Benzer şekilde kızaklara yatayda sürtünme katsayıları tanımlanmıştır. Kızağın uzunluğu boyunca yere uyguladığı normal kuvvetin dağılımının fonksiyonu olarak yatayda bir sürtünme kuvveti yaratılmıştır. UH-1H helikopterin kızaklarının sürtünme deneyleri referans (Tho, 2003) içinde bulunmaktadır. Anlık etkin sürtünme katsayılarının hesabı 2 numaralı denklemde verilmiştir. AH-1S helikopteri için de benzer bir yaklaşım ile kızaklar modellenmiştir.

$$\mu_c = f_d + (f_s - f_d)e^{-\beta f |V_{rel}|} \quad (2)$$

$\mu_c$  anlık etkin sürtünme katsayısı,  $f_s$  ve  $f_d$  sırasıyla statik ve dinamik sürtünme katsayıları,  $\beta$  üssel azalma katsayısı ve  $V_{rel}$  de temas yüzeyinin göreceli hızıdır.

Dinamik ve statik sürtünme katsayıları, sönümleme parametresi ve temas anındaki kızakların yere göre hızını kullanan bu hesaplama yöntemi ile tüm yönlerdeki sürtünme kuvvetleri hesaplanabilmektedir. Benzer bir yaklaşım AH-1S helikopteri için de kullanılmıştır. Kızakların herhangi bir noktası yer ile temas ettiği anda (yükseklik değerinin altına indiğinde) üzerlerinde oluşan kuvvetler hesaplanmakta ve ağırlık merkezindeki kuvvet ve moment hesaplamalarına eklenmektedir. Sistem yerdeyken 3 ekseninde (ön-arka, sağ-sol, yukarı-aşağı) dengelenmiş olarak durmaktadır. UH-1H ve AH-1S helikopterlerinin yay ve sönümleme sistemleri kızak konumlarına göre belirlenmiştir.

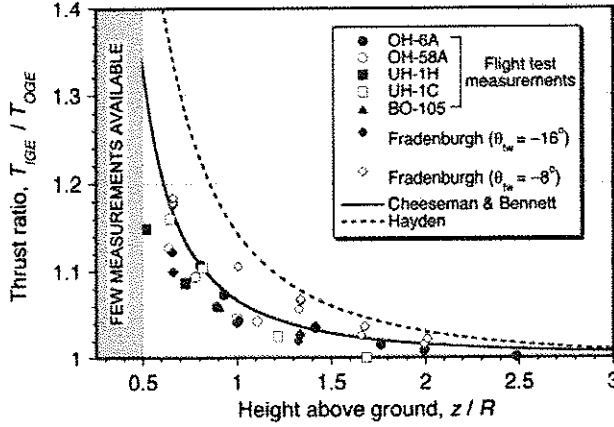
**Yükseklik ve İtki Kuvveti Katsayısı** : "*Minimum complexity*" modelinin kimi değerlerin hesaplanmasında kullanılan sabit yükseklik ve itki kuvveti katsayısı varsayımı değişebilen uçuş yükseklik ve durumları nedeniyle gerçekçi bir simülasyon için yetersiz kalmaktadır. Oysa simülasyonda yükseklik ve itki kuvveti katsayıları değişken olarak hesaplanmaktadır. Bu durum diğer katsayıların hesabına yansıtılmıştır.

**Yer Etkileşimi** : Simülasyon süresince iniş kalkış gibi yere yakın uçuş koşullarında yerin helikopterin üzerindeki ekstra kaldırma etkisi modellenmiştir. Bu modelleme Cheeseman'ın uygulamalarına dayanmakta olup (Şekil 3a) (Cheeseman, 1995) UH-1H helikopteri için uçuş test datalarına uyarlanmıştır (Şekil 3b) (Leishman, 2000).

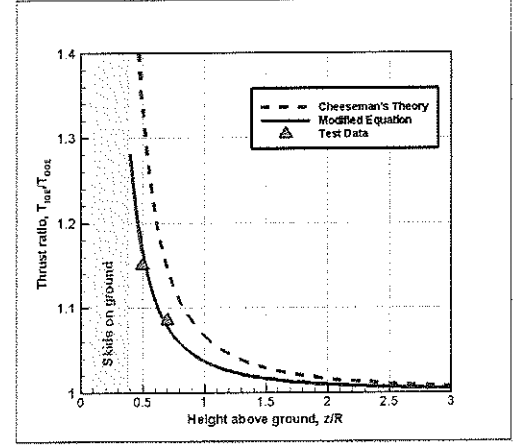
Hesaplama denklem 3 ile yapılmıştır.

$$\left[ \frac{T_{IGE}}{T_{OGE}} \right] = \frac{1}{1 - K \frac{1}{16} \left( \frac{R}{Z} \right)^2 \frac{1}{1 + \left( \frac{V_f}{V} \right)^2}} \quad (3)$$





(a) Cheeseman ve Hayden



(b) UH-1H uyarlaması

Şekil 3: Yer tepki model sonuçları

$T_{IGE}$  ve  $T_{OGE}$  sırasıyla yer etkisinde ve yer etkisi dışındaki itki kuvveti,  $K$  yer etkisi katsayısı,  $R$  rotor yarıçapı,  $Z$  rotor pallerinin yerden yüksekliği,  $V_f$  ve  $V_i$  ise sırasıyla helikopterin ileri hızı ve rotorun iç akış hızıdır.

**Eksen Dönüşümleri** : "Minimum complexity" helikopter modelinde seyrüsefer eksen sistemi ile gövde eksen sistemi arasındaki dönüşümde bazı terimler ihmal edilmiştir. Ancak bazı uçuş koşullarında etkisi yüksek olan bu terimler, teorik dönüşüm yöntemleri kullanılarak bütün parametreleriyle geri eklenmiştir. Denklem 4'te geri eklenen terimler gösterilmiştir.

$$\begin{Bmatrix} \dot{x}_e \\ \dot{y}_e \\ \dot{z}_e \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \theta \sin \phi \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \sin \theta \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \phi \sin \psi & \sin \theta \sin \phi \sin \psi + \cos \theta \cos \psi & \sin \theta \cos \phi \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} U \\ V \\ W \end{Bmatrix} \quad (4)$$

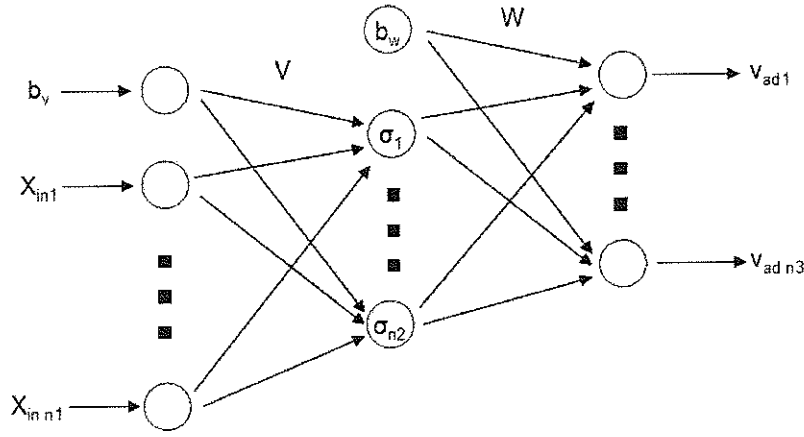
$x_e$ ,  $y_e$  ve  $z_e$  sırasıyla helikopterin seyrüsefer ekseninde x, y ve z pozisyonları,  $\phi$ ,  $\theta$  ve  $\psi$  sırasıyla yalpa, yunuslama ve sapma açıları,  $U$ ,  $V$  ve  $W$  ise gövde eksen sisteminde sırasıyla x eksenini, y eksenini ve z eksenindeki hızlardır.

**Kararlılık Güçlendirme Sistemi ("Stabilizer Augmentation System")** : Modele basit bir kontrol algoritması eklenmiştir. Bu algoritma klasik helikopterlerde olan ve pilota yardımcı bir kararlılık güçlendirme sistemi sistemi olarak algılanmalıdır. Bu sistemde açılmal hız ve/veya açı değerleri geri beslenmektedir. Böyle bir sistem gerçek helikopterde olmasa da modelin uçmasını kolaylaştırmak için kullanılabilir.



Doğrusal model evirme yöntemi yaklaşık bir yöntemdir ve bu nedenle modelleme hataları içermektedir. Bu modelleme hatalarının üstesinden gelebilmek için iç döngüye sinir ağı tabanlı adaptif bir eleman eklenmiştir. Adaptif eleman tek saklı katmandan oluşan bir sinir ağı olarak seçilmiştir.

**Tek Saklı Katmandan Oluşan Sinir Ağı** : Tek saklı katmandan oluşan sinir ağı, literatürde sıkça kullanılan bir sinir ağı tabanlı adaptif kontrolcü mimarisidir (Johnson, 2005). Bu mimarinin blok diyagramı şekil 5’de görülmektedir. Sinir ağı kontrolcüsüne girdiler, her kanaldaki hatalar ve hataların türevleri, uçuş hızları, kontrolcü çıktıları, adaptif kontrolcü ağırlık matrisleri olarak belirlenmiştir.



Şekil 5: Tek Saklı Katmandan Oluşan Sinir Ağı Elemanının Şeması

Bu çalışmada kullanılan kontrolcü 10 nörondan oluşmuş olup, nöron aktivasyon fonksiyonu denklem 5’de görülmektedir.

$$\sigma(z) = \frac{1}{1 + e^{-az}} \quad (5)$$

$z$  nöron girdisi,  $a$  ise nöron aktivasyon potansiyelidir ve bu değer her nöron için farklıdır. Sinir ağı güncelleme kuralları denklem 6 ve 7’de görülmektedir ve bu denklemlerin detaylı çıkarımı ve kararlılık ispatları referans (Johnson, 2005)’de bulunmaktadır.

$$\dot{W} = -\gamma_W(\sigma - \sigma' V^T \bar{x}) r^T - \gamma_E \|e\| W \quad (6)$$

$$\dot{V} = -\gamma_V(\bar{x}(r^T W^T \sigma') r^T - \gamma_E \|e\| V) \quad (7)$$

**Yalancı Kontrol Çıkarımı (Pseudo Control Hedging) Yöntemi** : Adaptif kontrolcüler kullanılırken, eyleyici doyumluğu yanlış öğrenmeye neden olur. Yalancı kontrol çıkarımı yöntemi

bu problemin üstesinden gelebilmek için kullanılmıştır (Johnson, 2000). Bu yöntem, eyleyici doygunluğundan kaynaklanan ekstra kontrol girdisini, toplam kontrol girdisinden çıkarmaktadır.

### 3.2.2 Dış Döngü

Dış döngü, seyrüsefer eksen sistemindeki üç pozisyonun kontrolünden sorumludur. Dış döngü pozisyon ve sapma komutlarını kullanarak, iç döngüde gerekli olan yalpa, yunus ve toplam ivme komutlarını üretmektedir (Corban, 2003). Sapma komutu bir değişiklik yapılmadan iç döngüye iletilmektedir. Dış döngü için gerekli olan komutları komut üretici üretmektedir. Tıpkı iç döngüde olduğu gibi, ikinci derece bir komut filtresi kullanılmaktadır ve tüm kanallar bir PID kontrolcü ile kontrol edilmektedir. Her kanaldaki istenen ivme komutu, o kanaldaki PID kontrolcü çıktısı ve komut hızlandırıcı terimin toplanması ile elde edilir (Şekil 4). Gereken yalpa ve yunus komutları ise elde edilen bu ivmelerin yardımı ile hesaplanır (Denklem 8, 9, 10).

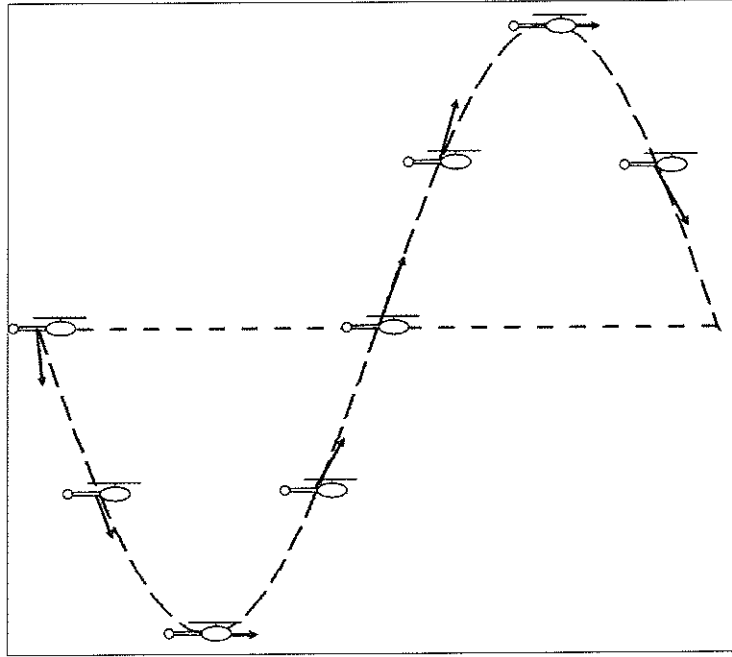
$$A_D = \sqrt{U_1^2 + U_2^2 + (U_3 - g)^2} \quad (8)$$

$$\phi_D \approx \sin^{-1} \left( \frac{-U_1 \sin \psi_D + U_2 \cos \psi_D}{\sqrt{U_1^2 + U_2^2 + (U_3 - g)^2}} \right) + \phi_{denge} \quad (9)$$

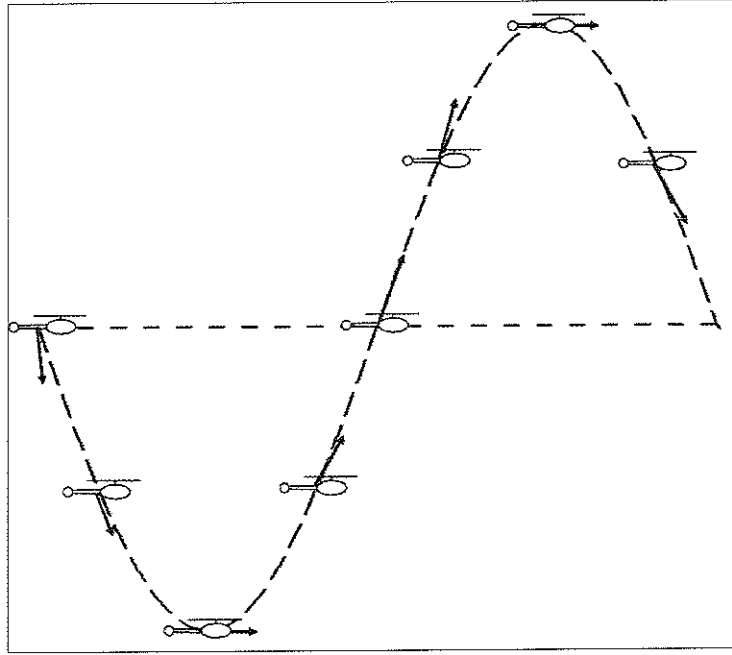
$$\theta_D \approx \tan^{-1} \left( \frac{U_1 \cos \psi_D + U_2 \sin \psi_D}{(U_3 - g)} \right) + \theta_{denge} \quad (10)$$

### 3.2.3 Komut Üretici

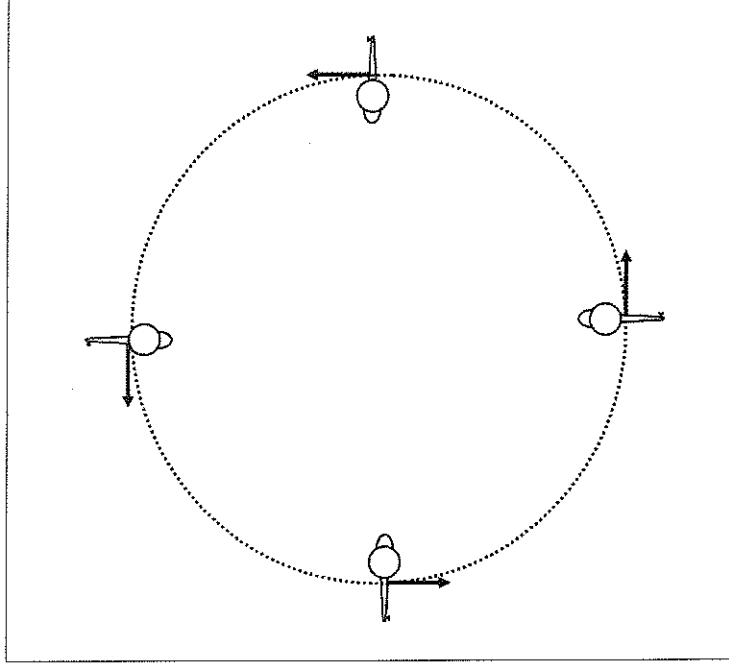
Komut üretici adaptif sistemin analizi sırasında kullanılmaktadır ve bir pilot gibi dış döngü için kuzey ve doğu pozisyonları ile yükseklik ve sapma komutlarını üretilmesinden sorumludur. Bu nedenle de çeşitli kompleks manevralar için gerekli komutları kütüphanesinde barındırır. Temel görevi kontrolcüyü bir pilot gibi karmaşık manevralar yaptırmasıdır. Manevra kütüphanesinde yunuslama, slalom, koni manevrası, koordineli dönüş, piruet gibi birçok manevra bulunur. Bu manevraların çizimleri aşağıda verilmiştir.



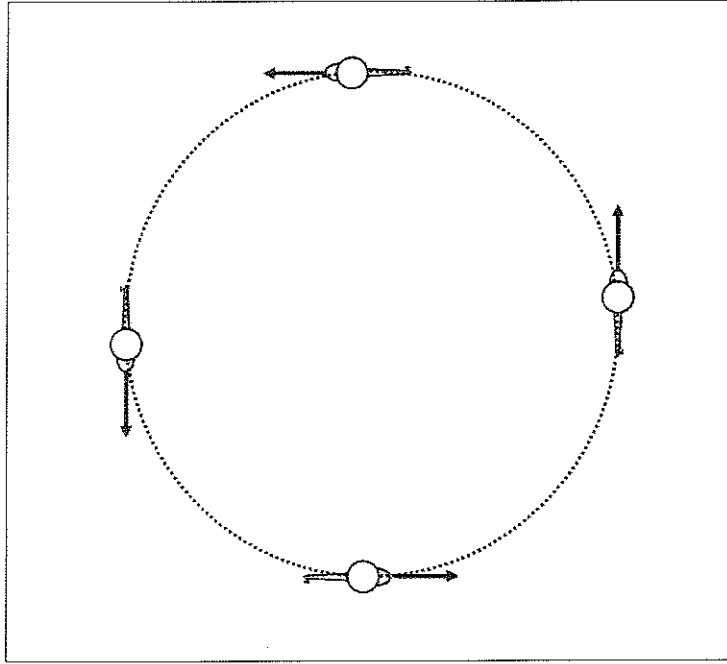
Şekil 6: Yunuslama Manevrası



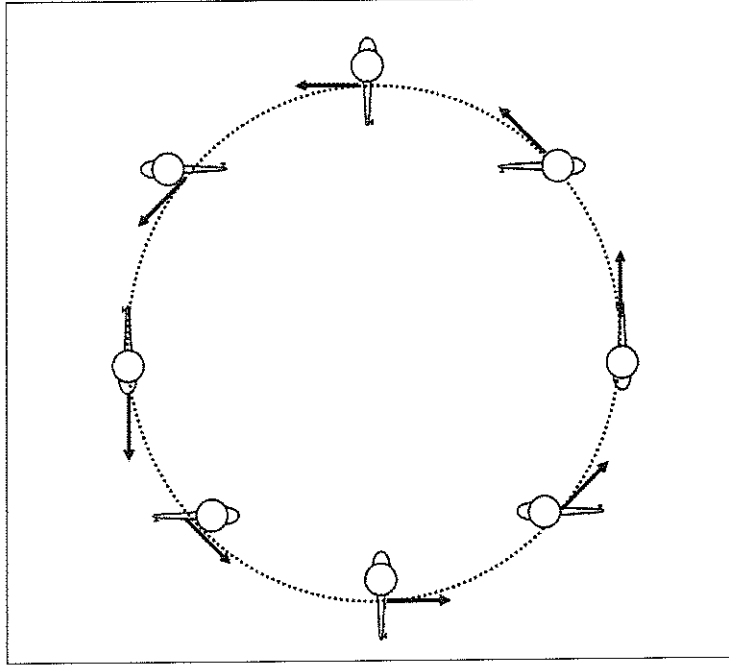
Şekil 7: Slalom Manevrası



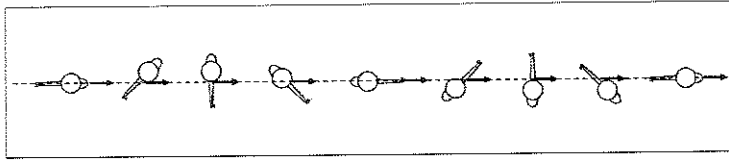
Şekil 8: Koni Manevrası



Şekil 9: Koordineli Dönüş Manevrası



Şekil 10: Dairesel Piruet Manevrası



Şekil 11: Doğrusal Piruet Manevrası

### 3.3 FlightGear Entegrasyonu

Dinamik modellerin denenmesi için görsel ortamın geliştirilmesi açık kaynak kodlu Flightgear ortamında sağlanmıştır. Flightgear'in sadece görsel çevre kütüphanesi kullanılmış dinamik modeller buraya entegre edilmiş, helikopter görsel modeli ise tarafımızdan gerçekleştirilmiştir. FlightGear bir çok platformda çalışabilen, C/C++ tabanlı ve özgür yazılım kavramının tüm avantajlarıyla hızla gelişen açık kaynak kodlu bir uçuş benzetimidir. Kaynak kodu GNU (General Public License - Genel Kamu Lisansı) ile üretici firmanın internet sitesi

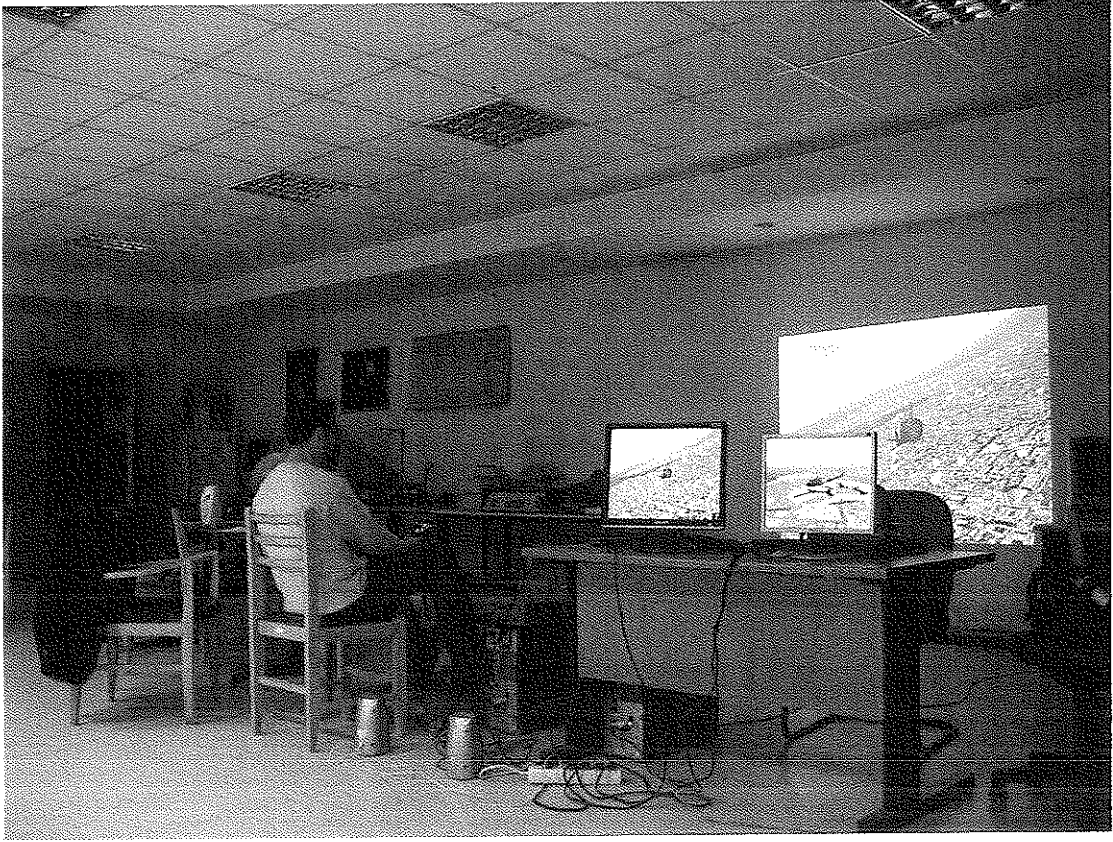
<http://www.flightgear.org>'da yayınlanmaktadır.

FlightGear projesinin amaçlarından bazıları akademik araştırmalar için gelişmiş bir uçuş benzetim altyapısı hazırlamak, uçuş benzetim kavramını geliştirmektir.

FlightGear projesi fikri, var olan uçuş benzetimlerinin yetersiz olmaları ve hepsinin de telif hakları nedeniyle geliştirilmelerine izin verilmemelerinden ortaya çıkmıştır.

Günümüzde uçuş benzetimlerini iyileştirmek, geliştirmek ve bu projelere katkıda bulunmak isteyen ve kodlama yeteneğine de sahip pek çok geliştirici ve akademik araştırmalarında kendi geliştirebilecekleri uçuş benzetimlerini kullanmak isteyen pek çok araştırmacı olmasına karşın ticari uçuş benzetimlerinin maliyeti çok yüksektir. FlightGear projesi bu boşluğu doldurmaktadır.





Şekil 12: Benzetim Sistemi



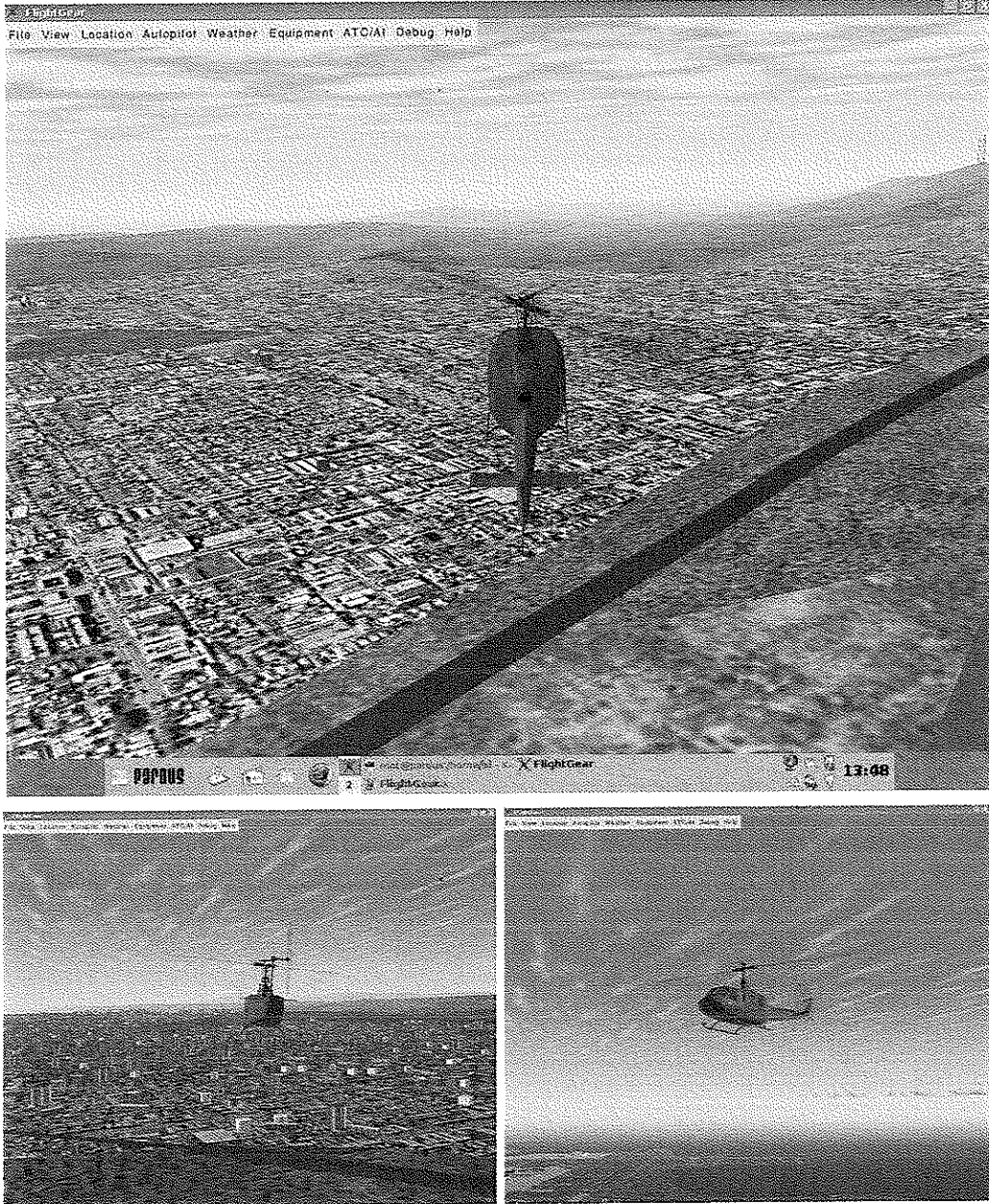
Şekil 13: Benzetim Sistemi

Mevcut projede FlightGear ortamına geliştirilen helikopter dinamik modeli aktarılmıştır. Platform olarak TÜBİTAK'ın geliştirdiği bir linux dağıtımı olan *Pardus 2008* kullanılmıştır. Pardus ile sıradan ticari işletim sistemlerinden daha kolay ve daha hızlı bir şekilde uçuş benzetimi hazırlanmıştır. Ayrıca Pardus'un seçilmesi projenin düşük maliyet amacına da uygundur. Benzetimin hazırlanması sırasında FlightGear'a eklenecek matematiksel modelin C/C++ ile yazılmış olmasının gerekmediği görülmüştür. Benzetimin gerçeğe yakın olması amacıyla kontrol sistemi alınmış ve FlightGear'a bütünleştirilmiştir. Bunun için Joystik Kontrol Sistemi adlı ayrı bir kütüphane yazılmış ve böylece her türlü kontrolle çalıştırılabilir bir uçuş benzetimi ortaya çıkmıştır. Bununla birlikte gerçekçiliğe uygun olarak sanal gerçeklik araçları alınmış ve bu araçlarla birlikte FlightGear uçuş benzetiminin verimi son derece yukarıya çekilmiştir. Ayrıca TCP/IP bağlantısı kullanılarak benzetimin ikinci bir bilgisayarda da çalıştırılarak ve birbirleriyle veri alışverişi sağlanarak bir eğitimci istasyonu benzetim ortamına dahil edilmiştir. Bu sayede pilot helikopteri kokpit içinden uçururken eğitimci istasyonunda, eğitimci de istenilen başka bir kamera açısından pilotun uçuşunu takip edebilmektedir.

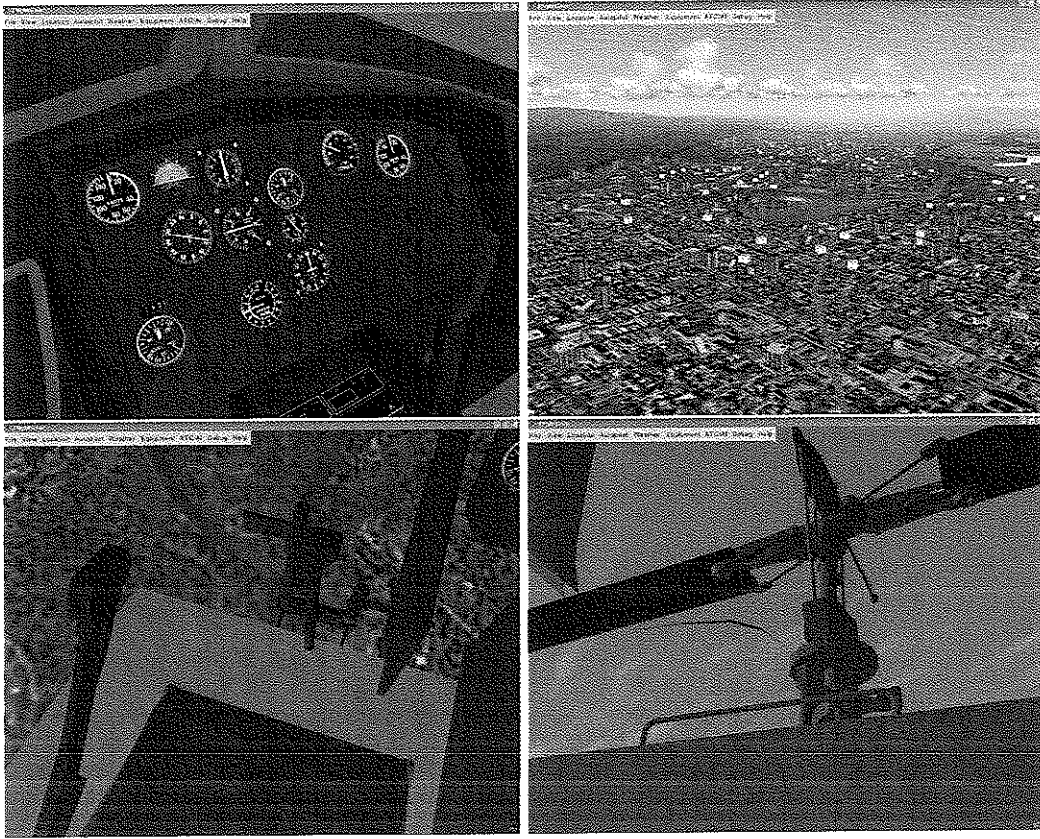
FlightGear'ın getirdiği üstün özellikler de projede doğal olarak kullanılabilirler. Uçuş için dünyadaki pek çok bölgenin Türkiye dahil haritaları internette bulunmaktadır. Çok oyunculu desteği ve grafiksel üstünlükleriyle fazlasıyla yeten bir uçuş benzetimi olan FlightGear'ın

gelişmiş zamanlama desteğiye benzetim ortamı gerçekçi bir şekilde yaratılmıştır. Yıldızların gökteki dizilimi bile gerçekte olduğu gibi programlanmıştır. Gün değişimi, yağmur, şimşek, kar, sis gibi hava olayları grafikleri de çok başarılı bir şekilde benzetim ortamına yansıtılmıştır. Bunların dışında sürekli hatalarını düzeltilmesi ve yenilenmesi projemize de çok büyük katkılar sağlamıştır.

Aşağıda bazı ekran görüntüleri görülmektedir.



Şekil 14: FlightGear Ekran Görüntüleri



Şekil 15: FlightGear Ekran Görüntüleri

### 3.4 3 Boyutlu Gözlük (Head-Up display) ve Veri Eldiveni (Data glove) Entegrasyonu

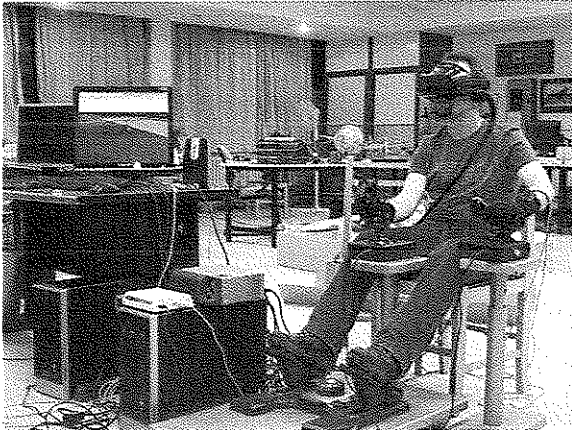
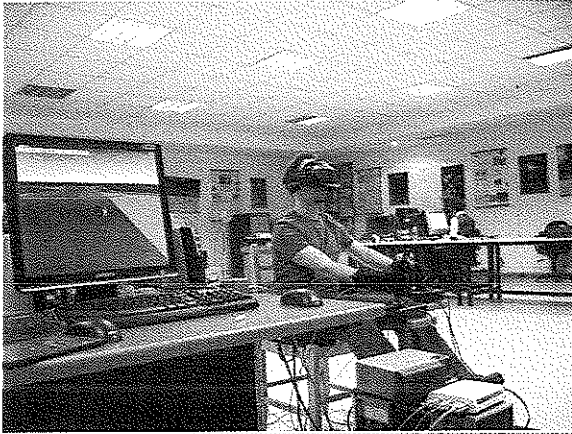
Benzetim ortamlarının verimini arttırmak ve maliyetini düşürmek için sanal gerçeklik uygulamaları kullanılabilir. Bu projede de aynı amaçla bu yola başvurulmuştur. Bu nedenele sanal gerçeklik gözlüğü, eldiven takımı ve tracker(izleyici) sistemi alınmış, Pardus ve Windows ortamlarında benzetimde test edilmişlerdir.

Sanal gerçeklik gözlüğü basitçe iki LCD ekranından ve ses için iyi kalitede bir stereo kulaklıktan oluşmaktadır. LCD çıkışları iki örneksel(analog) çıkıştan oluşmakta ve iki çıkışı olan bir ekran kartına ya da iki ayrı bilgisayarın ekran kartlarına bağlanabilmektedir. LCD'ler 800x600 çözünürlükte ve 60 Hz yatay yenileme görüntüsünde çalışmaktadır. 2 boyut özelliği iki LCD ekranına klon yöntemiyle aynı görüntünün basılması ile yapılabilmektedir. Asıl önemli olan ise bu görüntüye 3 boyut hissi katılarak pilota aktarılmasıdır. Kullanılan yöntem gözlerimizin de kullandığı 3 boyutlu görüntü oluşturma yöntemlerinden biri olan paralel görüntü yaratma yöntemi ya da benzetim ortamlarında kullanılan adıyla stereoskopidir. Bu yöntem, birbirlerinden belli aralıklarda ve açılarda oluşturulan 2 boyutlu görüntülerin yan yana getirilmeleriyle 3 boyut hissi yaratılmasıdır. İnsanda tek bir göz, derinlik hissini yaratamadığından üç boyutlu algılama için yeterli değildir. İki gözün, belli bir aralık ile farklı açılardan bakması ile üç boyutlu algı gerçekleşmektedir. Benzer bir şekilde, iki LCD ekranına da konumu ve açısı farklı kameralardan görüntü basılması gerekmektedir. Şu anda, tek bir bilgisayardan iki ayrı FlightGear çalıştırarak LCD ekranlarına iki ayrı görüntü basılabilmekte ya da iki bilgisayardan iki ayrı FlightGear görüntüsü basılabilmektedir. Aynı bilgisayarda iki ayrı FlightGear çalıştırmak, çok yüksek performanslı bir bilgisayar gerektirmekte ve pratikte kullanışlı olamamaktadır. Ayrı bilgisayarlarda çalıştırmak ise daha kolay ve basit bilgisayarlarla sağlanabilmektedir. Bu projede ikinci yöntem tercih edilmiştir. TCP/IP kullanılarak ilk bilgisayardaki helikopterin tüm bilgileri ikinci bilgisayara aktararak benzetimin aynısı oluşturulabilmekte ve bu sayede aynı benzetimin kamera açısı ve konumu değiştirilmesine 3 boyut hissi de elde edilebilmektedir.

Eldiven takımı ise bir pilot için iki eldivenden oluşmaktadır. Eldivenler göründüklerinden çok daha basit bir sistemle tasarlanmış ve parmak hareketlerinden gelen verileri bilgisayara göndermek için üretilmişlerdir. Her bir parmak için metal kullanılarak yapılmış mekanik algılayıcılar sayesinde parmakların hareketleri alınabilmektedir. Böylelikle bu girdiler benzetim ortamına aktarılmış ve pilot hareketleri de benzetime katılmıştır.

Eldiven için izleyici sistemi 2 adet harici izleyici ve bir adet referans kaynağından oluşmaktadır. Her bir küçük izleyici eldivenlere takılmakta ve eldivenlerin referansa göre konumlarını benzetime aktarmak için kullanılabilir. Ayrıca gözlüğe gömülü bir izleyici de bulunmaktadır. Bu izleyici diğer iki izleyiciden farklı olarak konum yerine açı bilgisi göndermektedir. Bu sayede pilotun başının tüm hareketlerini almakta ve böylece görüntünün yani benzetimdeki kameranın da baş hareketlerine göre oynamasını sağlamaktadır. Böylece gerçekteki gibi pilotun

kendini helikopterin içinde zannetmesi sağlanmıştır.

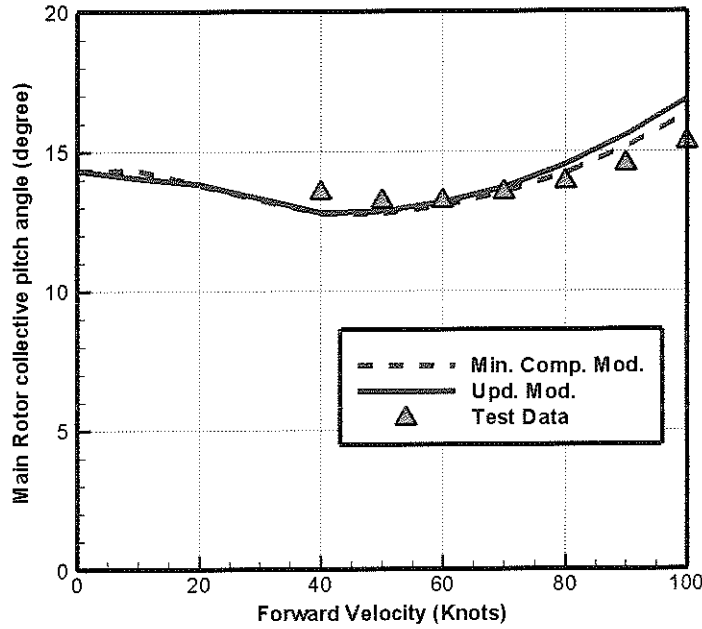


Şekil 16: FlightGear Ekran Görüntüleri

## 4 Bulgular

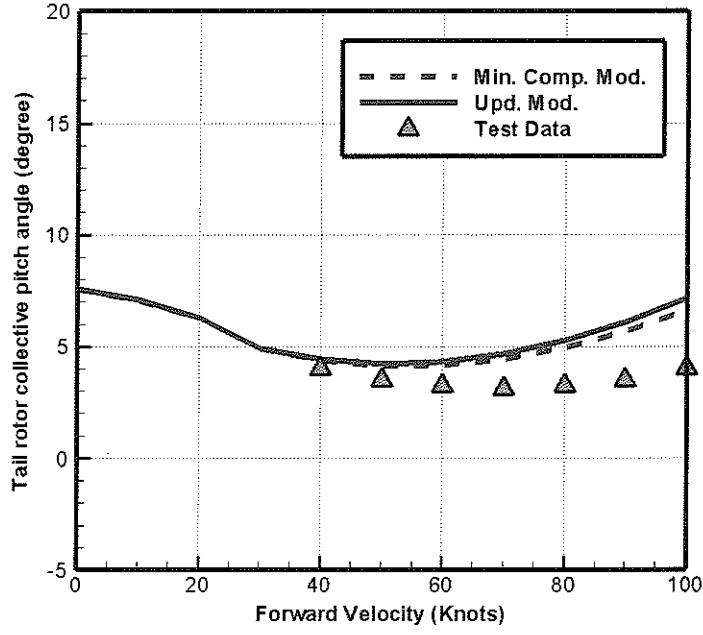
### 4.1 Geliştirilen Modelin Doğrulanması

Temel alınan "*minimum complexity*" modeli (Min. Comp. Mod.) ve yeni geliştirilen UH-1H modeli (Upd. Mod.) uçuş test datasıyla karşılaştırılmıştır (Talbot, 1977), (Test Manual, 1989). İlk olarak denge koşulundaki sonuçlar değerlendirilmiştir. Şekil 17, 18, 19 ve 20 de görüldüğü gibi genel değişim eğilimleri paralellik göstermektedir. Bu şekillerde "*minimum complexity*" modelinin daha iyi gözükmemesinin temel nedeni, denge noktalarının ileri uçuş gibi modellenmesi nispeten basit koşullar olmasıdır. "*Minimum complexity*" basit uçuş koşullarına odaklı geliştirildiği için bu koşullarda az da olsa daha iyi sonuç vermektedir. Asıl fark ise manevralarda görülmektedir. Manevralar sırasında geliştirilen modelin daha iyi sonuçlar verdiği görülmüştür. Bazı manevralarda helikopter modelinin kuyruk rotoru nedeniyle ırsadığı gözlenmiştir. Yapılan bu karşılaştırmalar, askı (Ek A.1) ve 60 knot (Ek A.1) ileri hız durumları için Ek A bölümündeki grafiklerde gösterilmiştir.

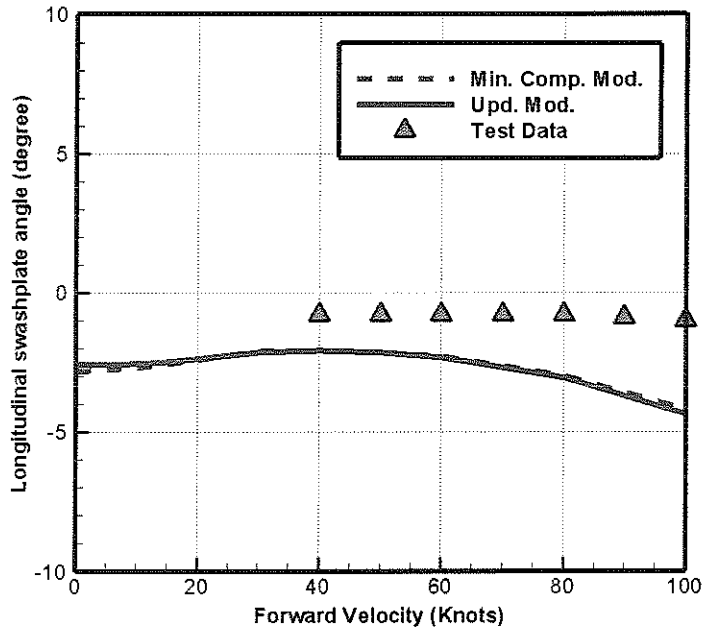


Şekil 17: Ana rotorun hatve açısının ileri hız ile değişimi

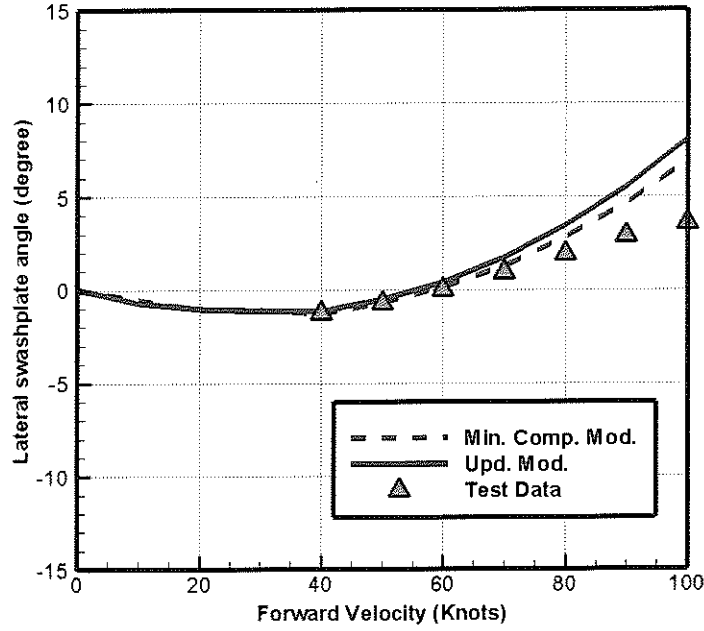




Şekil 18: Kuyruk rotorun hatve açısının ileri hız ile değişimi



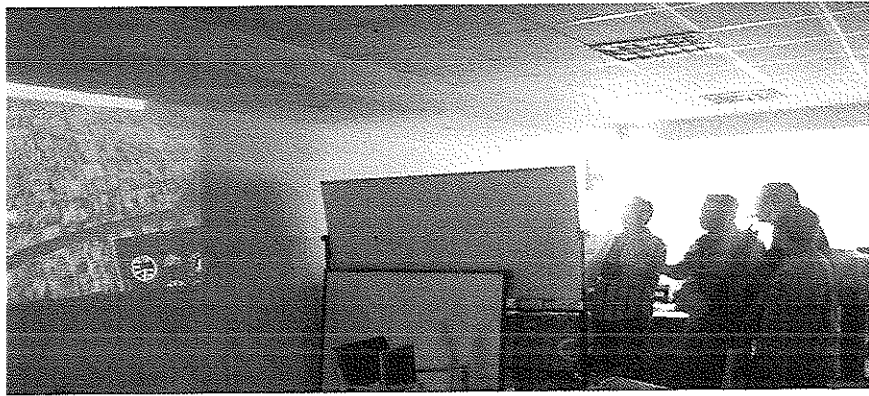
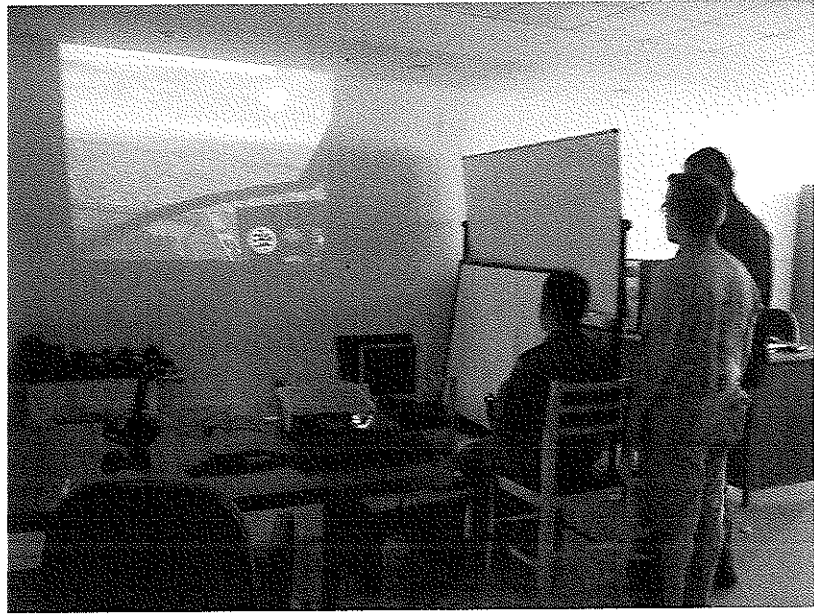
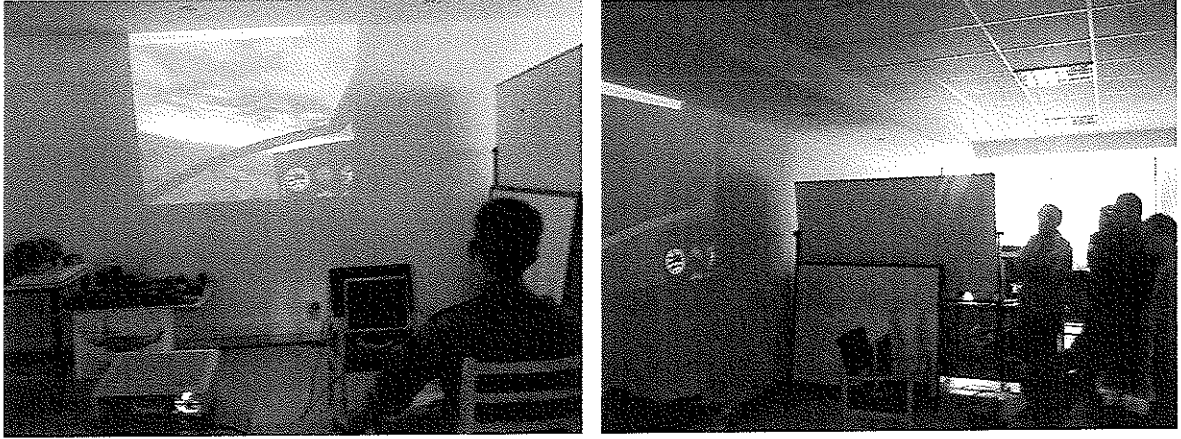
Şekil 19: Boylamsal swashplate açısının ileri hız ile değişimi



Şekil 20: Enlemsel swashplate açısının ileri hız ile değişimi

## 4.2 Pilot Değerlendirmesi

Simulasyon modeli, pilotların değerlendirebilmesi için görsel bir simülasyon ortamında hazırlandı ve pilotlara sunuldu. Proje dahilinde alınan joystick ve pedallar simülasyon sistemine entegre edilmiştir. Simülasyon modeli, 5. Ana Bakım Merkezi Komutanlığından gelen deneyimli iki UH-1H pilotu tarafın uçuruldu ve "minimum complexity" helikopter modeli, geliştirilen helikopter modeli ile karşılaştırıldı. Pilotlar "minimum complexity" helikopter modelinin UH-1H helikopterini hiç yansıtmadığını ve özellikle helikopterin kontrollere tepkisinin gerçekçi olmadığını belirttiler. Buna ek olarak "minimum complexity" helikopter modelinin bazı uçuş koşullarında oldukça gerçek dışı davrandığı yönünde yorumlar yaptılar. Diğer taraftan geliştirilen modelin geniş bir uçuş zarfında oldukça gerçekçi tepkiler verdiğine kanaat getirdiler. Helikopterin verilen pilot kontrollerine doğru tepkiler gösterdiğini söylediler. Sonuç olarak geliştirilen modelin gerçek bir helikopteri yansıttığı konusunda hemfikir oldular. Buna rağmen gerçekçi bir motor modeli, eyleyici modeli ve görsele daha gerçekçi aviyonik modellerinin eklenmesinin oldukça yararlı olabileceğini eklediler. Pilotların testleri sırasında çekilen bazı fotoğraflar Şekil 21'de görülmektedir.



Şekil 21: Pilotların Değerlendirmeleri Sırasında Çekilen Fotoğraflar

### 4.3 Adaptif Kontrolcü ile Parametre Varyasyonu Sonuçları

Kontrolcünün adaptif becerisini göstermek üzere helikopterin modelinin gerçekçiliği (sadakat seviyesinin) düşürülmesi ve düşük gerçeklik düzeyindeki bir helikopter modeli ile bile çalıştığı gösterilmesi öngörülmüştür. Bu nedenle proje çerçevesinde yazılan (Tarımcı, 2008) ve (Tarımcı, 2008) makalelerinde görüldüğü gibi helikopterin ağırlık merkezi bozulmuş ve bu konfigürasyonda dahi kontrolcünün çalıştığı gösterilmiştir. Bu durumda dinamik modelin hazırlanmasında adaptif kontrolcü varlığında ağırlık merkezinin yerinin bilinmesine fazla da gerek olmadığı kanaatine varılmıştır.

Ağırlık merkezi helikopter modelinin doğruluğunu en çok etkileyen parametrelerden biridir. Bu nedenle klasik kontrolcü tasarımı helikopterin ağırlık merkezinin yanlış modellenmesine özellikle duyarlıdır. Ağırlık merkezi bulunması hem zor bir parametredir hem de farklı yükleme konfigürasyonları ve yakıt harcanması gibi sebeplerden dolayı değişebilmektedir. Bu yüzden kontrolcünün farklı ağırlık merkezi konfigürasyonlarına adapte olması önemlidir. Ayrıca kontrolcü tasarımı için kullanılan modelde de hatalar bulunabilir. Bu noktada asıl soru ise adaptif kontrolcünün ne ölçüdeki bir ağırlık merkezi hatasına adapte olup doğru bir şekilde çalışabileceğidir.

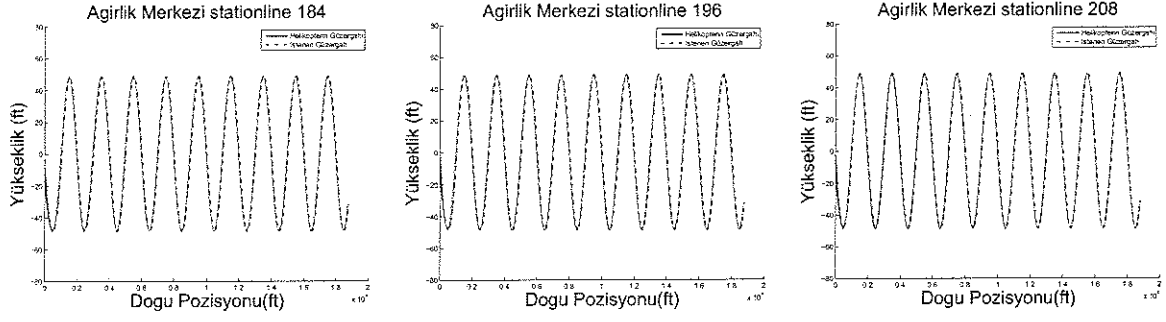
Gövde eksen sistemindeki ağırlık merkezi konumları arasında, x eksenindeki konum en önemli olanıdır; çünkü x eksenindeki konum hem en zor bulunabilendir hem de en çok değişendir. Burada öncelikli etki helikopterin boylamsal dinamiğinedir. Bu nedenle bu eksenindeki değişimi incelemek için yunuslama manevrası seçilmiştir. Bu manevra süresince, helikopterin 60 knot'lık bir ileri hızı bulunmaktadır ve x-z düzlemindeki sinusoidal hareketin genliği 50 ft'dir.

Helikopterin temel olarak seçilen ağırlık merkezi konumu helikopterin burnundan 196 inç uzaktadır (stationline 196). Kontrolcünün tasarımı bu konfigürasyona göre yapılmıştır. Bu nedenle kontrolcünün en iyi şekilde bu konfigürasyonda çalışacağı öngörülmüştür. Buna rağmen, kontrolcünün iç döngüsünde kullanılan evrilmiş model, askı durumu içindir. Bundan dolayı bu temel modelde bile sinir ağının belli bir miktar iş yapması beklenmektedir. Ağırlık merkezi öncelikle ileri ve geri olarak, 184 inç ve 208 inç kadar hareket ettirilmiştir. Bu değerlerde eyleyicilerde bir doyumluk görülmemiştir.

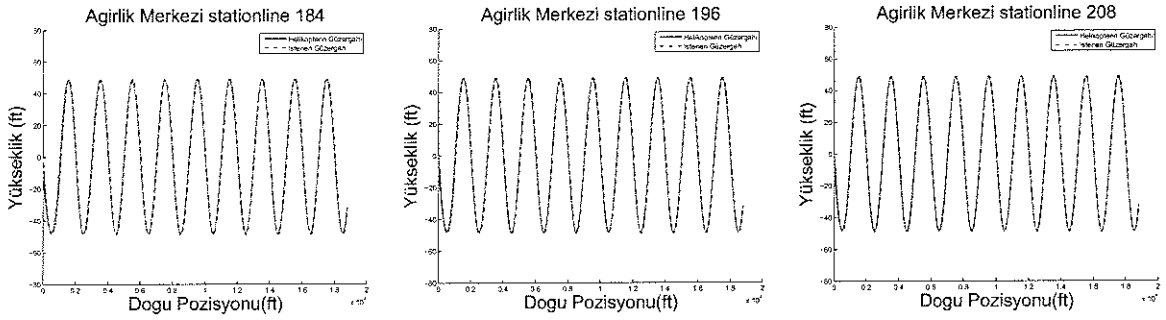
Yapılan bu değişimlerin dış döngü karakteristiğine hiçbir etkisi olmadığı gözlenmiştir. Sinir ağı olmadığı koşulda bile klasik kontrolcünün dış döngüdeki pozisyon hatalarını düzelttiği gözlenmiştir. Şekil 22 ve 23'de en geri ve en ileri ağırlık merkezi konumlarının dış döngü sonuçları görülmektedir. Eyleyici açıları şekil 24 ve 25'de görülmektedir.

Öte yandan, iç döngüde klasik kontrolcünün komutları tam anlamıyla takip edemediği gözlenmiştir. Sinir ağının ise, iç döngüdeki hataları kabul edilebilir düzeye çektiği görülmektedir. Farklı ağırlık merkezi konfigürasyonlarındaki yunus kanalındaki hata miktarları şekil 26'de görülmektedir.

Sinir ağı'nın yaptığı iş miktarı, ağırlık merkezi geriye çekildikçe azalmaktadır. Bunun nedeni sadece bir uçuş koşulu için evrilen modelin ağırlık merkezi en geride olan konfigürasyona yakın



Şekil 22: Klasik kontrolcü ile farklı ağırlık merkezi konfigürasyonda helikopterin güzergahı

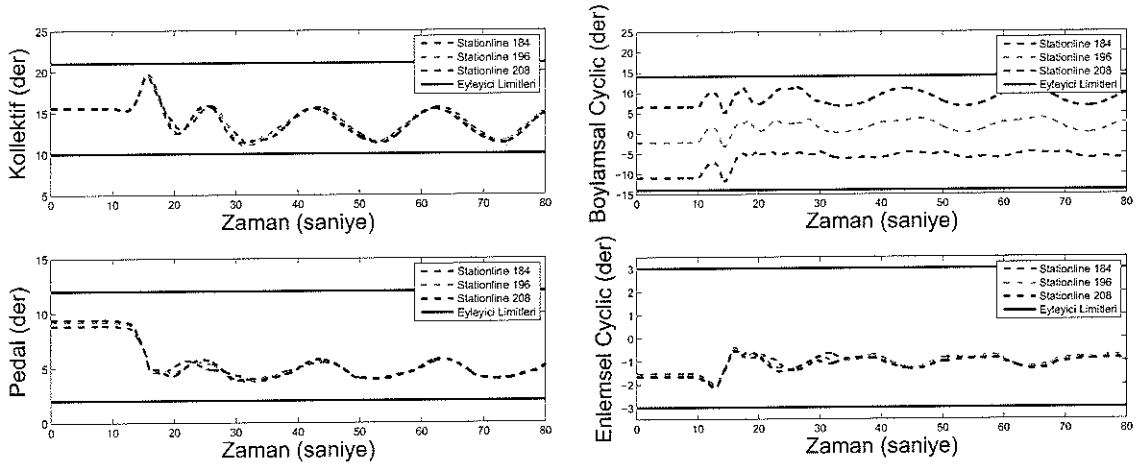


Şekil 23: Sinir ağı bulunan kontrolcü ile farklı ağırlık merkezi konfigürasyonlarda helikopterin güzergahı

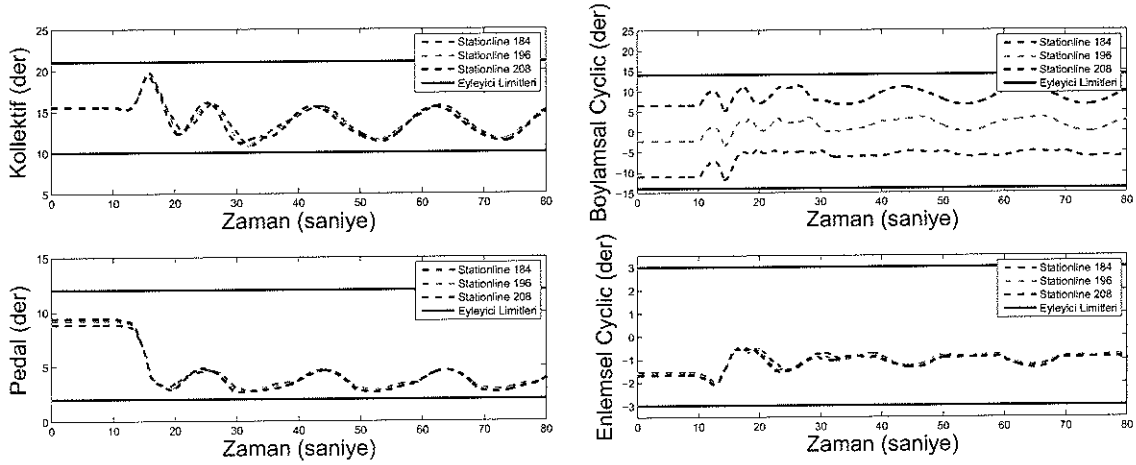
olması olabilir. Bu ayrıca, neden manevranın geçiş sürecinde, ağırlık merkezi en geride olan konfigürasyonda, hataların en düşük olduğunu açıklar. Helikopter kararlı duruma geldiğinde hata miktarı aşağı yukarı aynı düzeye gelmektedir.

Adaptif kontrolcünün ne kadar ağırlık merkezi bozulmasını kaldırabileceğini bulmak için ağırlık merkezi eyleyicinin doygunluğa ulaşmadığı varsayılarak daha fazla miktarda öne ve geriye alınmıştır. Bu aşırı modelleme hatalarında bile adaptif kontrolcü yunuslama manevrasını kabul edilebilir hatalar ile gerçekleştirebilmektedir (Şekil 27).

Şekil 28’da, farklı ağırlık merkezi konfigürasyonlarında sinir ağının yunus kanalında yaptığı iş miktarı görülmektedir. Ağırlık merkezi ilk konumundan ileri hareket ettirildikçe sinir ağının yaptığı iş artmaktadır (şekil 28); bu da sinir ağının ağırlık merkezi bozulmasından oluşan hatayı düzeltmek için daha çok iş yaptığını gösterir. Ancak ağırlık merkezi ilk konumundan geri hareket ettirildikçe, sinir ağının yaptığı iş azalmaktadır (şekil 28). Bunun bir nedeni, tüm konfigürasyonlarda aynı sinir ağı kazançlarının kullanılması olabilir. Teorik olarak, hata sinyali belli kazançlar için sınırlıdır. Bu nedenle, farklı kazançlar farklı manevra ve konfigürasyonlar için farklı adaptasyon karakteristiklerine neden olur. Bu da en geri ağırlık merkezi konfigürasyonda sinir ağının az miktarda iş yapmasına rağmen yunus kanalındaki hatanın en ileri ağırlık merkezi konfigürasyonundan fazla olmasını açıklar. Bu olasılığı inceleyebilmek için,



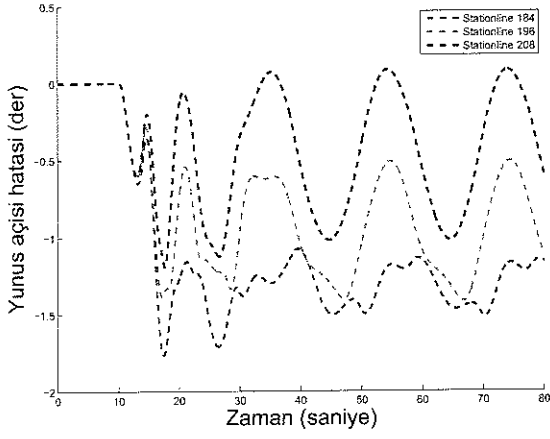
Şekil 24: Helikopterin eyleyici açıları (Klasik kontrolcü)



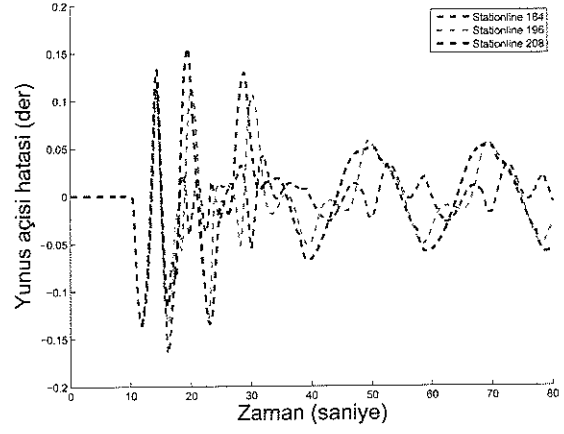
Şekil 25: Helikopterin eyleyici açıları (Sinir ağı içeren kontrolcü)

sinir ağı kazançları, en geri ağırlık merkezi konfigürasyonda yunus kanalındaki hatayı azalmak üzere ayarlanmıştır. Şekil 11 ve 30'de görüldüğü üzere yeni kazançlar ile yunus kanalındaki hata daha düşük seviyelere düşmüş ve sinir ağı yaptığı iş miktarı artmıştır. Buna rağmen, bu yeni kazançlarla bile sinir ağı diğer konfigürasyonlardan daha az iş yaptığı görülmüştür. Daha iyi sonuçlar için kazançlar optimize edilebilir. Bu sonuçlara karşılık gelen sinir ağı kazançları şekil 31'de görülmektedir.

Bu sonuçlar ışığında çıkan sonuç, sinir ağı tabanlı adaptif kontrolcüler uygun kazançlar ile kullanıldığında, eyleyiciler doygunluğa ulaşmadığı sürece, gövde x eksenindeki ağırlık merkezi bilgisinin kontrolcü tasarımında kullanılan model için kritik olmadığıdır. Sinir ağı kontrolcüsü yanlış ağırlık merkezi bilgisinden kaynaklanan hataların üstesinden gelebilmektedir. Ancak iyi bir eyleyici modeli gereklidir.

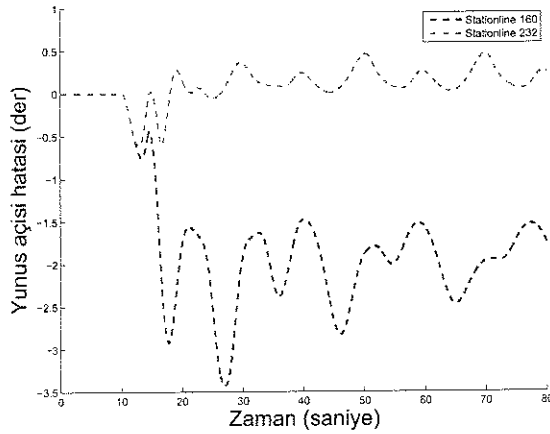


(a) Klasik Kontrolcü

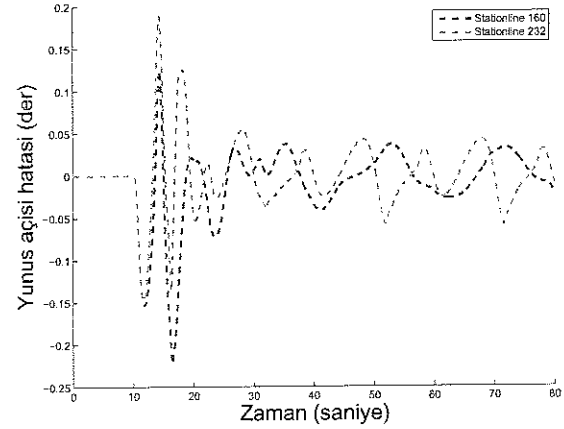


(b) Sinir Ağı İçeren Kontrolcü

Şekil 26: Farklı ağırlık merkezi konfigürasyonları için yunus açısı hatasının zamanla değişimi

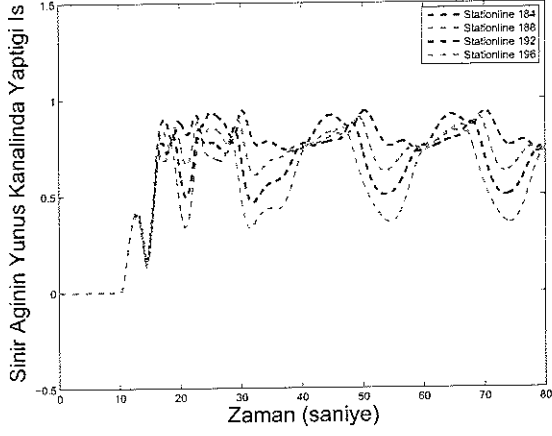


(a) Klasik Kontrolcü

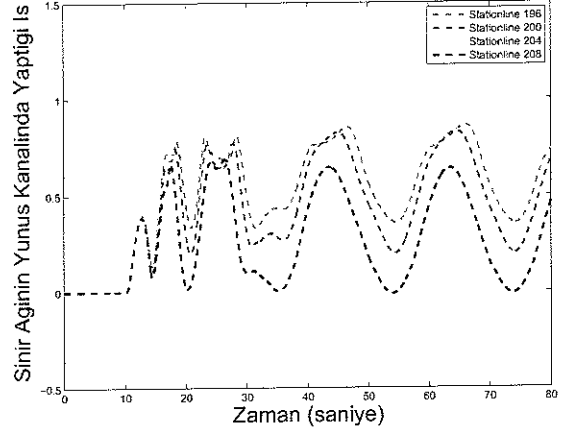


(b) Sinir Ağı İçeren Kontrolcü

Şekil 27: Farklı ağırlık merkezi konfigürasyonları için yunus açısı hatasının zamanla değişimi

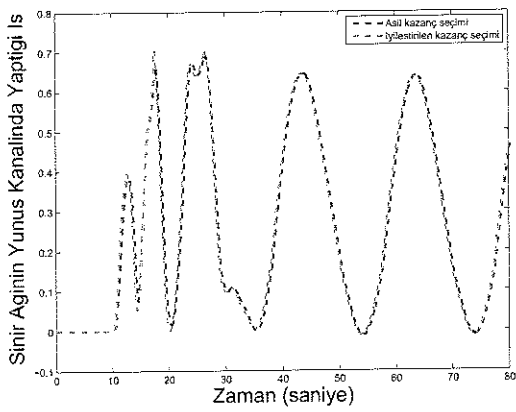


(a) Ağırlık merkezinin öne doğru hareketi

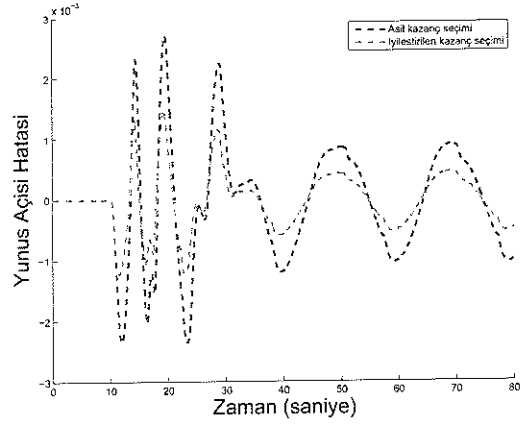


(b) Ağırlık merkezinin arkaya doğru hareketi

Şekil 28: Farklı ağırlık merkezi konfigürasyonları için sinir ağı'nın yaptığı iş miktarının zamana göre değişimi

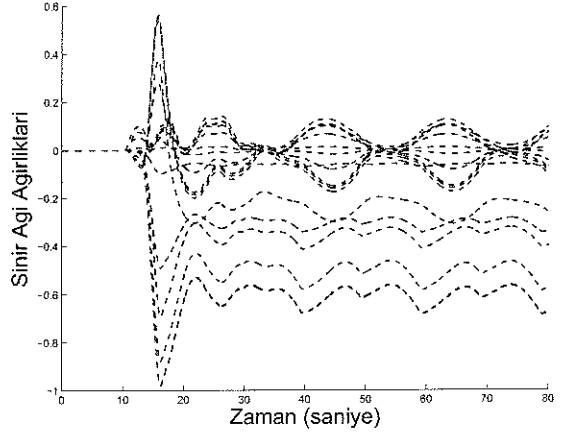
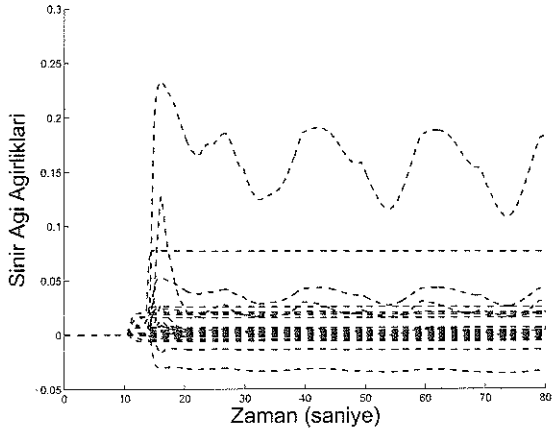


Şekil 29: Farklı sinir ağı kazançları için sinir ağı'nın yaptığı iş miktarı



Şekil 30: Farklı sinir ağı kazançları için yunus açısının hatasının zamana göre değişimi





Şekil 31: Sinir ağı ağırlıklarının zamana göre değişimi

## 5 Sonuç

Bu proje kapsamında değişik sadakat seviyelerinde çeşitli helikopter dinamik modelleri oluşturulmuş gerek gerçek zamanlı pilotlu simülasyonlarda geçerlemeleri yapılmış, gerekse uçuş test versisi ile karşılaştırılmıştır. Modeller gerçeğe uygun bulunmuştur.

Yapay sinir ağı tabanlı bir kontrolcü bu modeller etrafında tasarlanmış, modellerin sadakat seviyeleri düşürülerek kapalı döngü sistemlerin çıktıları incelenmiştir. Sonuçlar en önemli ağırlık merkezi değişiklikleri için verilmiş ancak ataletsel moment, helikopter flap açısı sadakat seviyeleri gibi farklarda da adaptif özellikler incelenmiştir. Bu çalışmalar bir master tezinde sunulacaktır.

Sistem FlightGear ortamına entegre edilmiş ve joystick ve projektör yardımıyla uçurulmuştur. Bu simülör üniversite ortamında bu tür çalışmalar için fazlasıyla yeterli bir alt yapı oluşturmuştur. Nitekim sisteme kolaylıkla bir eğitici bilgisayarı bağlanmış ve ikinci bir simülasyon paralel çalıştırılmıştır. Aynı setup daha sonra 3 boyutlu gözlüğün iki ekranına basılan görüntülerin üretilmesinde kullanılmış ve 3 boyutlu görüntü elde edilmiştir. Simülasyon ortamına farklı açılara yerleştirilen iki sanal kamera görüntüsü bu hissi vermiştir.

Flightgear ortamında hem kokpit hem kontrollerin hareketleri hem de aviyonik sistemler modellenmiştir. Bu sayede sanal gerçeklik her ekseninde 360 derecelik bir serbestlik kazanmış ve veri eldiveninin entegrasyonu kolaylaşmıştır. Son sistem literatürde örneği olmayan ve oldukça fazla gelecek vaat eden ucuz bir simülasyon ortamıdır. Sistem hem tatmin edici simülasyon özellikleri sağlamış hem de bir gözlük, iki bilgisayar, iki eldiven, bir set joystick olmak üzere kompakt bir sistem oluşmuştur.

Bu çalışmanın gözlük, eldiven ve joystickler seviyesinde gerçek pilotlar ile çalışılmasına devam edilmesi arzulanmaktadır. Zira pilotlar dinamik modelleri beğenmiş, ancak kullanılan joystick, kimi zaman görsel ortam ile ilgili çeşitli yapıcı eleştirileri olmuştur. Daha kaliteli joysticklerin kullanımı gerekli görülmüştür.

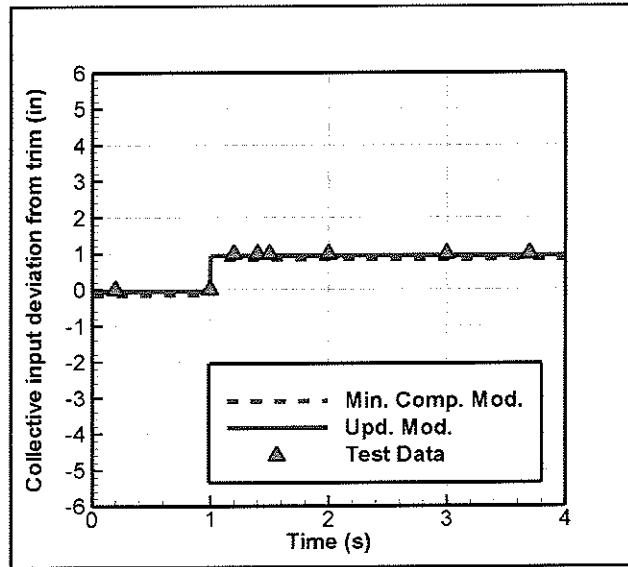
Yapay sinir ağı tabanlı simülasyonlar dinamik model gelişiminde fayda sağlasa da, kapalı döngüsü olmayan sistemlerde kullanılamamaktadır ve simülasyonlarda açık döngü uçuşa imkan sağlamamaktadır. Bu bakımdan basit (kontrolçüsü olmayan) helikopterin modellerinde bir fayda sağlamayacağı düşünülmektedir. Bundan sonra önerilen bu sistemin pilotlar ile nitelik seviyesinde araştırmalarını sürdürmektir. Bu sayede kurulan sistemin gerçek uçuş ile benzeşimi daha iyi anlaşılacaktır. Aynı zamanda sistem bir sabit kanatlı uçuş modeline entegre edilmiş olsa da simülasyon sabit kanatlı bir uçak için hazır halde değildir. Bu da yeni çalışmalar arasındadır.

Şu ana kadar bu çalışmalardan bu projede çalışan iki öğrenciden birisinin master tezi tamamlanmış, diğersinin ise kısa zamanda tamamlanacaktır. İlgili yurt içi ve dışı yayınlar ekte verilmiş olup konuyla ilgili en az 1 uluslararası konferans ve 2 uluslararası Journal yayını daha beklenmektedir.

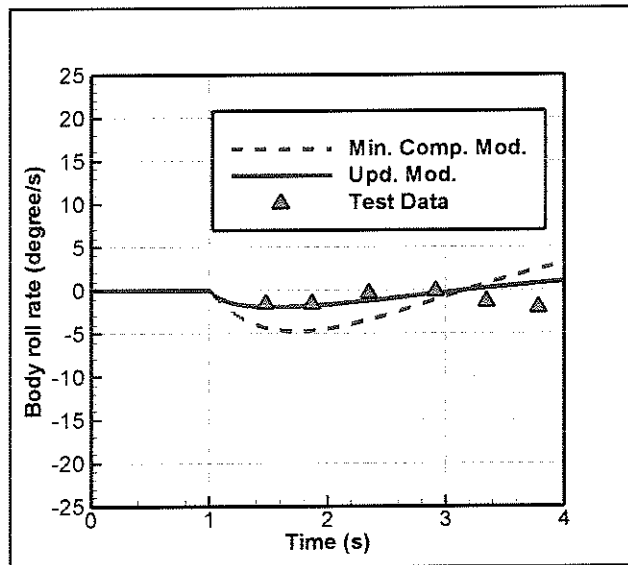
## A Ekler

### A.1 Askı Durumu (0 Knot)

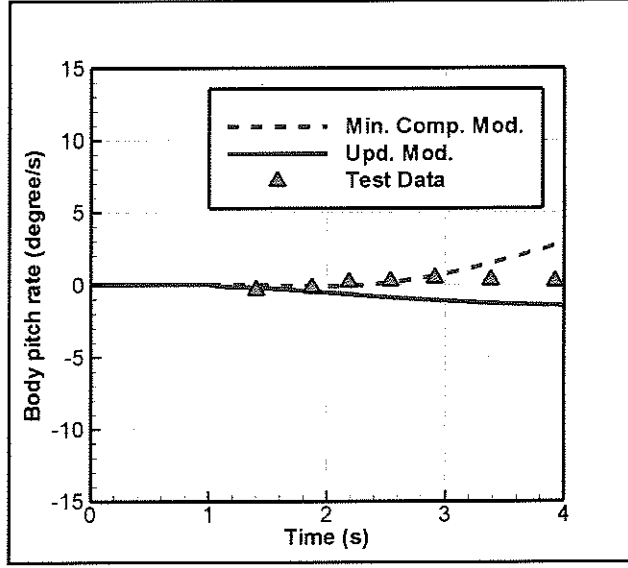
#### A.1.1 Pilot Kollektif Kontrol Girdisi



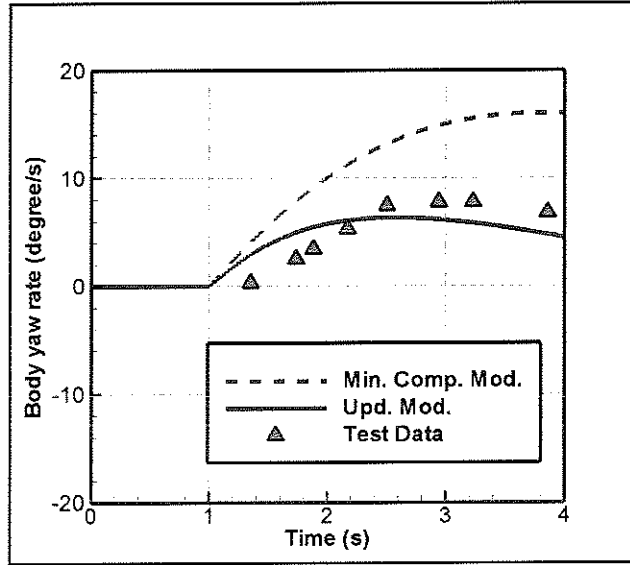
Şekil 32: Bir saniyelik denge uçuşundan sonra uygulanan pilot kollektif kontrolü



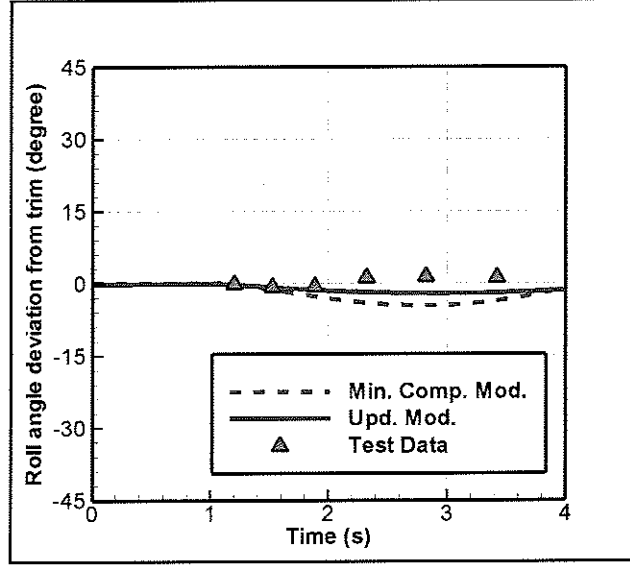
Şekil 33: Simülasyon modellerinin yalpa hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



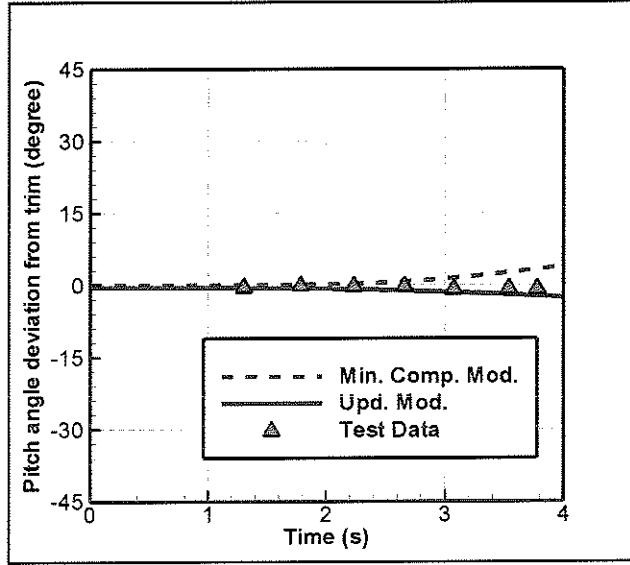
Şekil 34: Simülasyon modellerinin yunuşlama hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



Şekil 35: Simülasyon modellerinin sapma hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

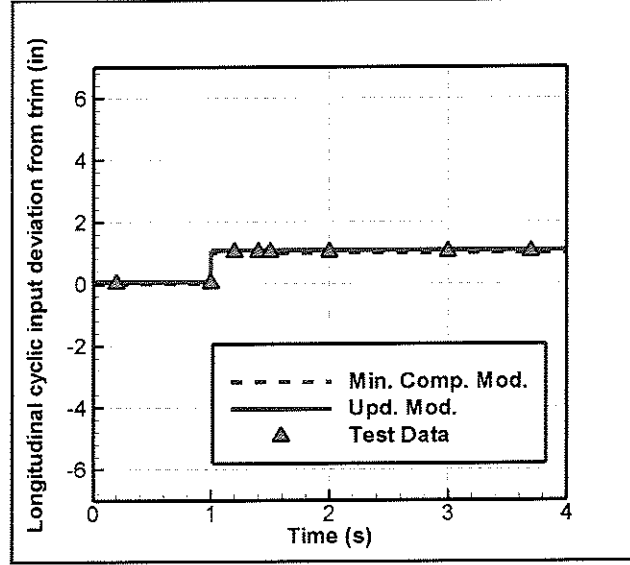


Şekil 36: Simülasyon modellerinin yalpa açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

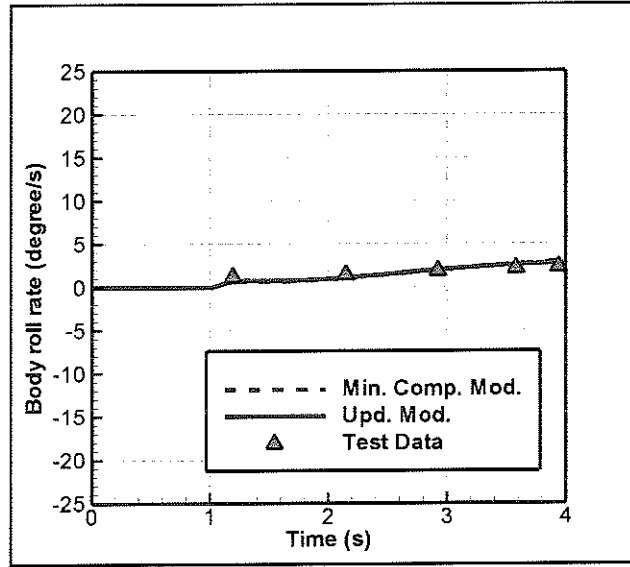


Şekil 37: Simülasyon modellerinin yunuslama açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

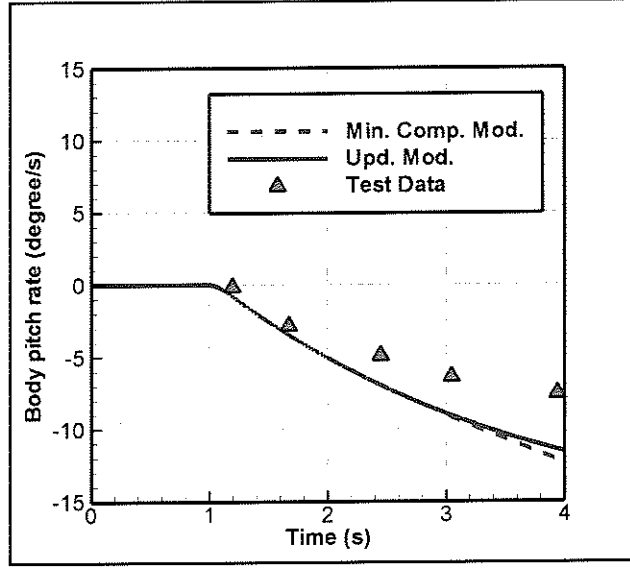
### A.1.2 Pilot Longitudinal Cyclic Kontrol Girdisi



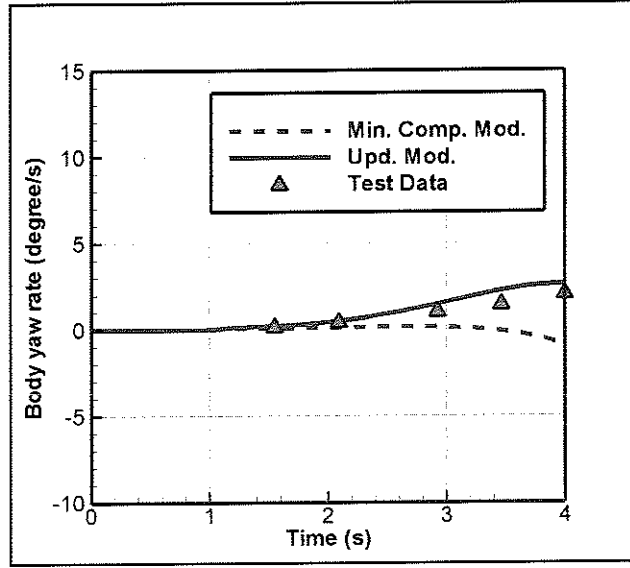
Şekil 38: Bir saniyelik denge uçuşundan sonra uygulanan pilot longitudinal cyclic kontrolü



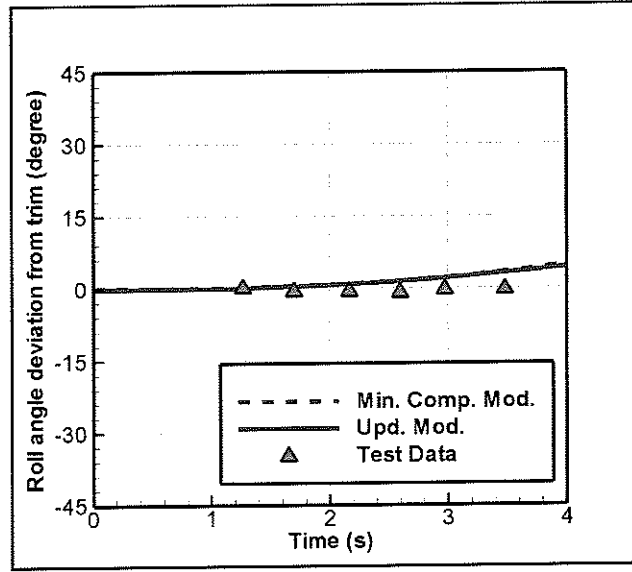
Şekil 39: Simülasyon modellerinin yalpa hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



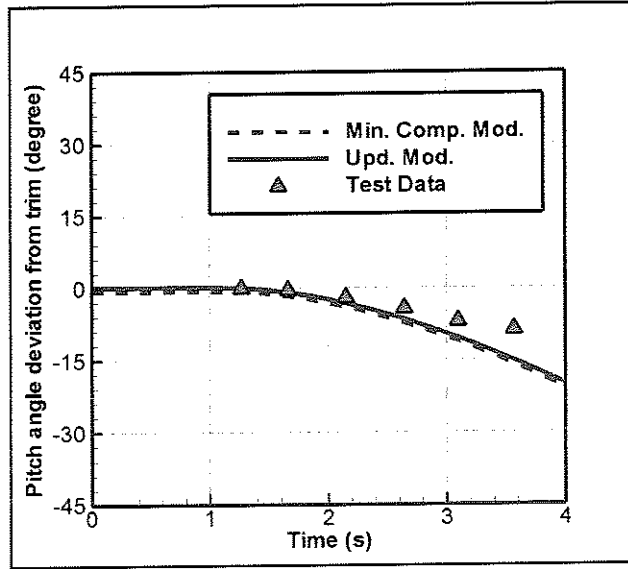
Şekil 40: Simülasyon modellerinin yunuşlama hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



Şekil 41: Simülasyon modellerinin sapma hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



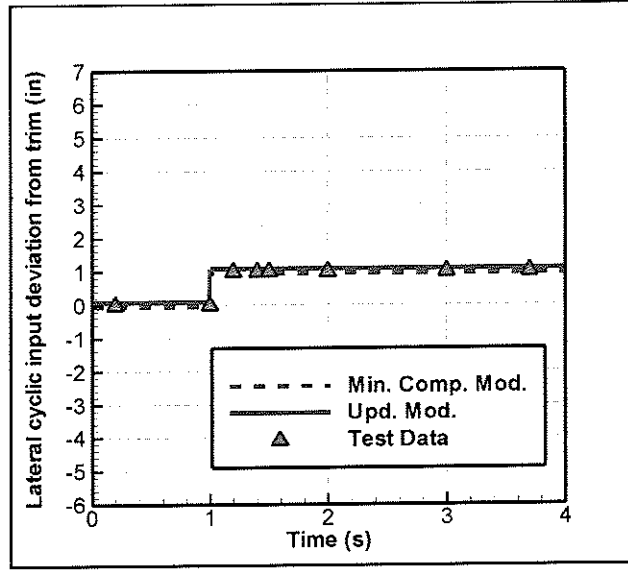
Şekil 42: Simülasyon modellerinin yalpa açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



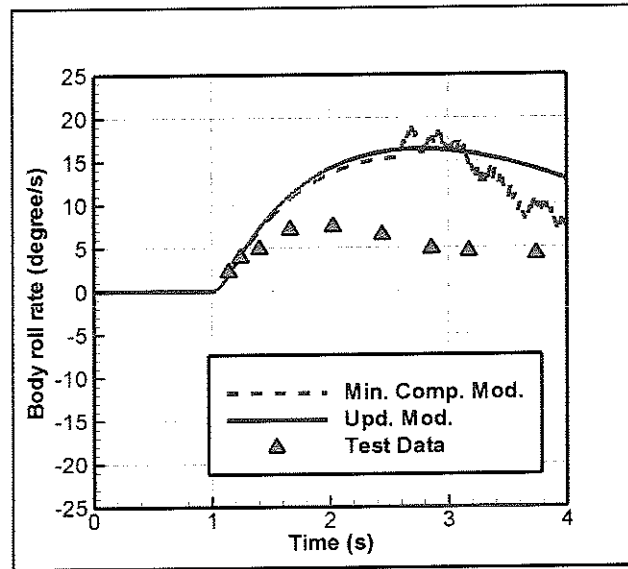
Şekil 43: Simülasyon modellerinin yunuslama açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



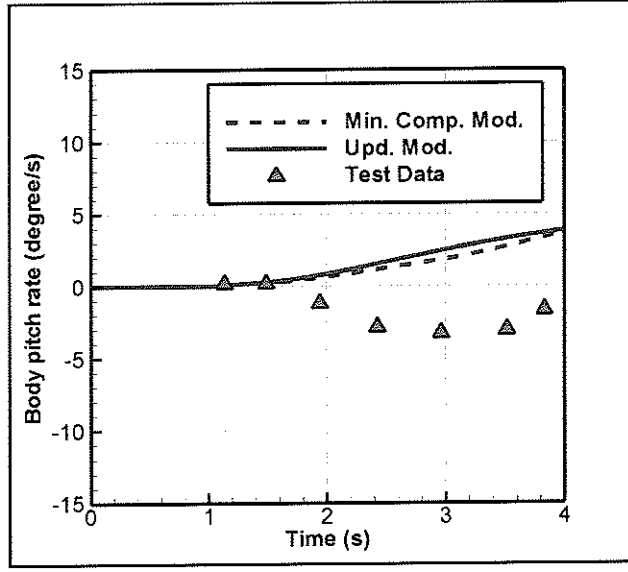
### A.1.3 Pilot Lateral Cyclic Kontrol Girdisi



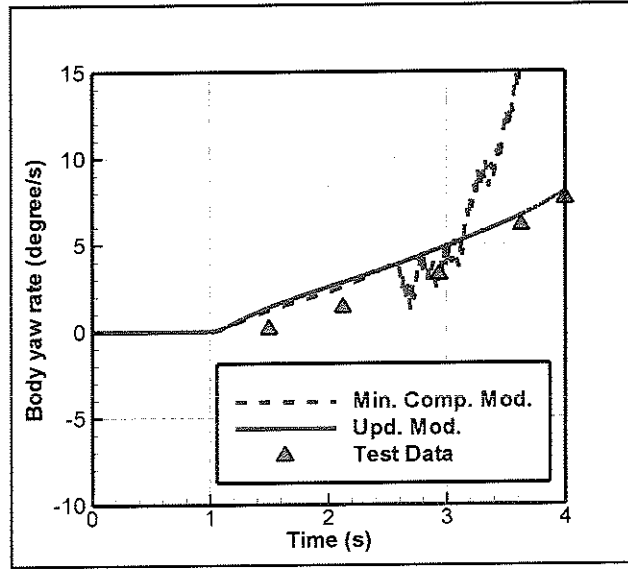
Şekil 44: Bir saniyelik denge uçuşundan sonra uygulanan pilot lateral cyclic kontrolü



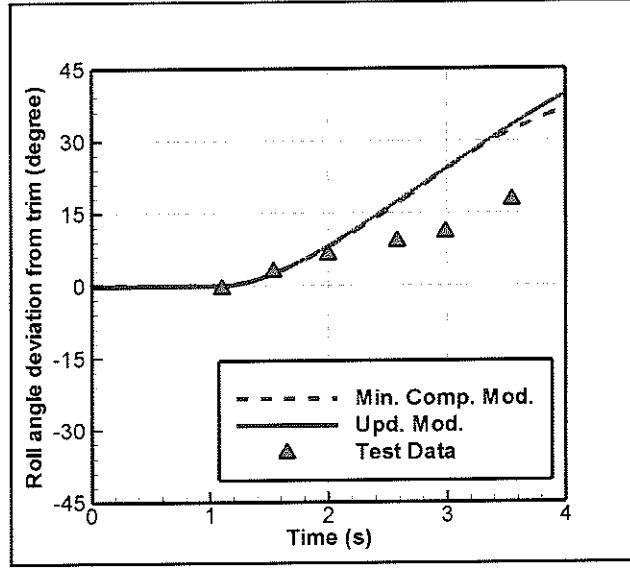
Şekil 45: Simülasyon modellerinin yalpa hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



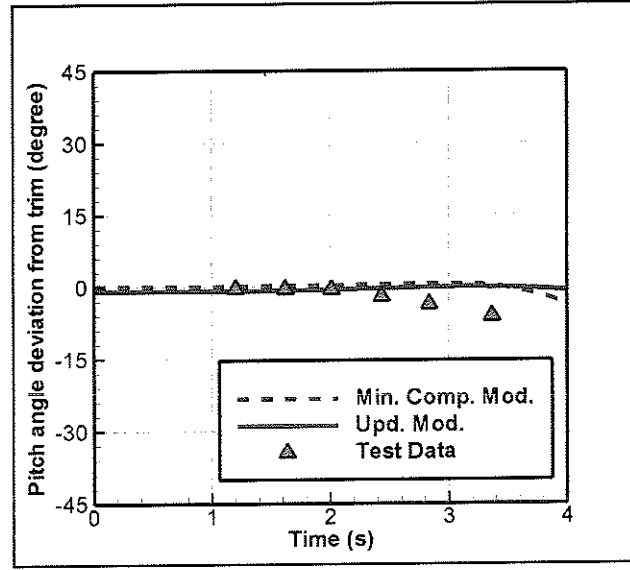
Şekil 46: Simülasyon modellerinin yunuşlama hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



Şekil 47: Simülasyon modellerinin sapma hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

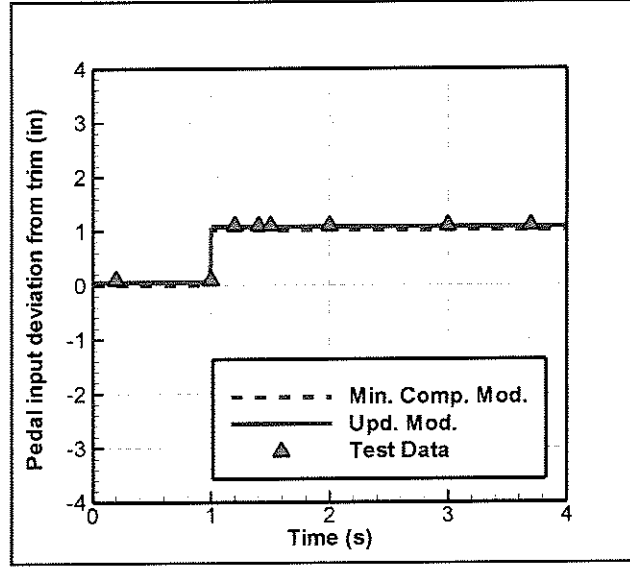


Şekil 48: Simülasyon modellerinin yalpa açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

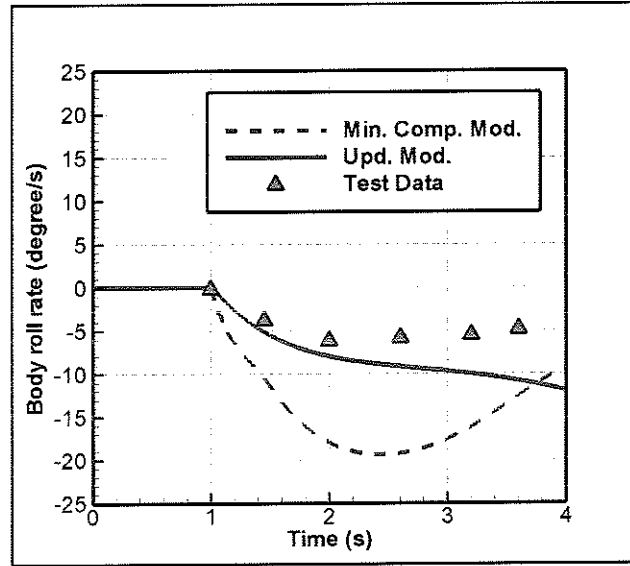


Şekil 49: Simülasyon modellerinin yunuslama açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

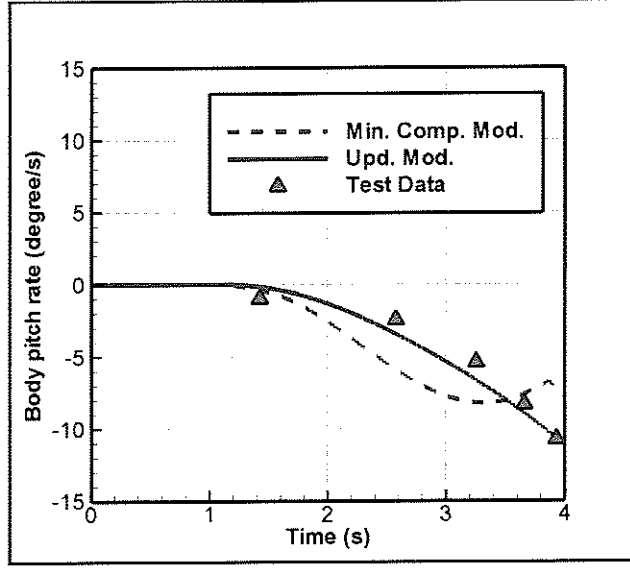
#### A.1.4 Pilot Pedal Kontrol Girdisi



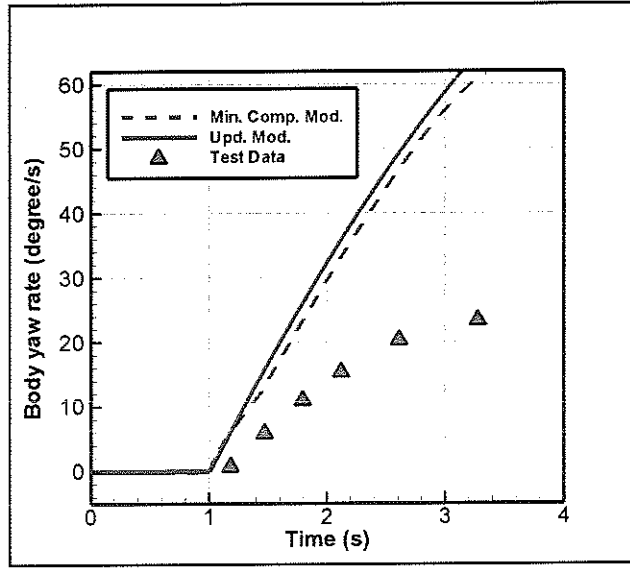
Şekil 50: Bir saniyelik denge uçuşundan sonra uygulanan pilot pedal kontrolü



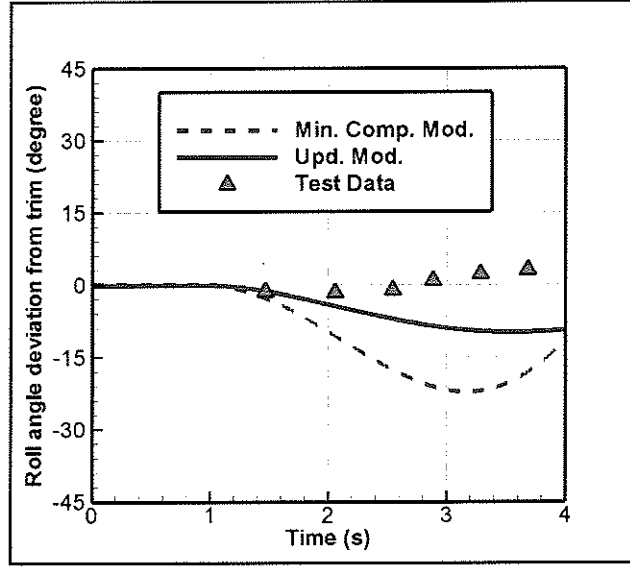
Şekil 51: Simülasyon modellerinin yalpa hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



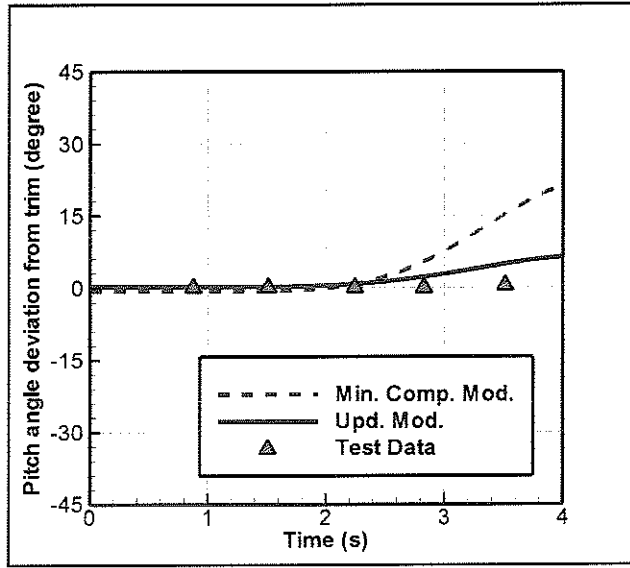
Şekil 52: Simülasyon modellerinin yunuşlama hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



Şekil 53: Simülasyon modellerinin sapma hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



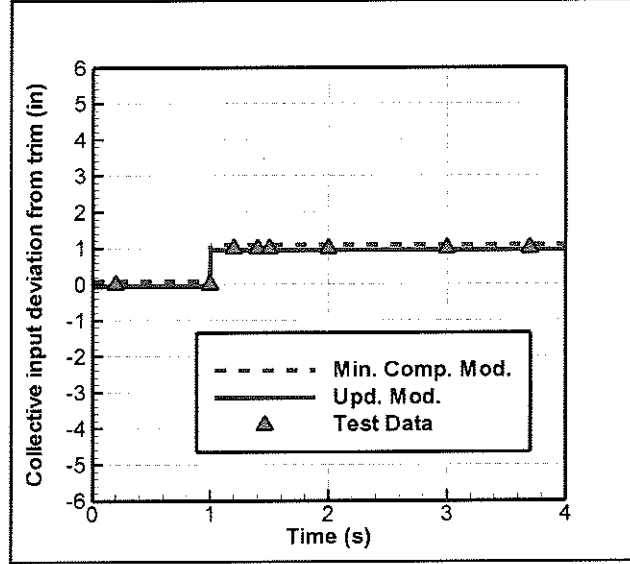
Şekil 54: Simülasyon modellerinin yalpa açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



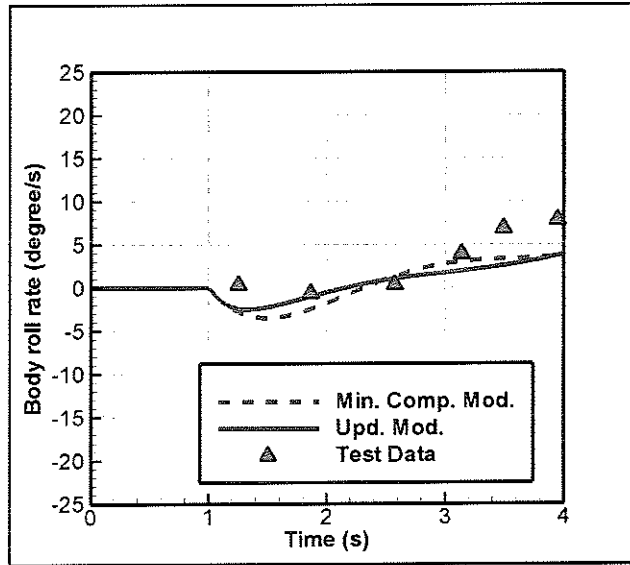
Şekil 55: Simülasyon modellerinin yunuslama açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

## A.2 60 Knot Öne Uçuş

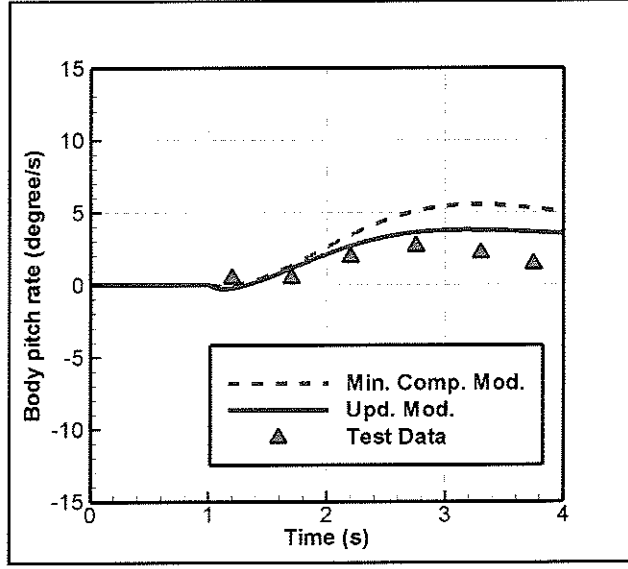
### A.2.1 Pilot Kollektif Kontrol Girdisi



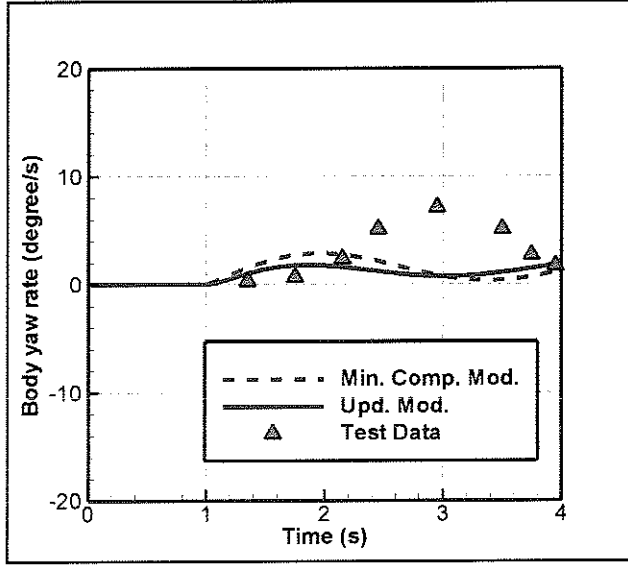
Şekil 56: Bir saniyelik denge uçuşundan sonra uygulanan pilot kollektif kontrolü



Şekil 57: Simülasyon modellerinin yalpa hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

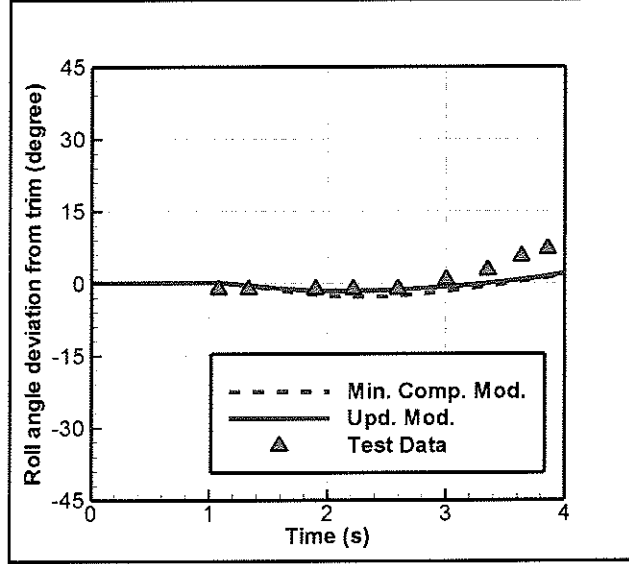


Şekil 58: Simülasyon modellerinin yunuslama hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

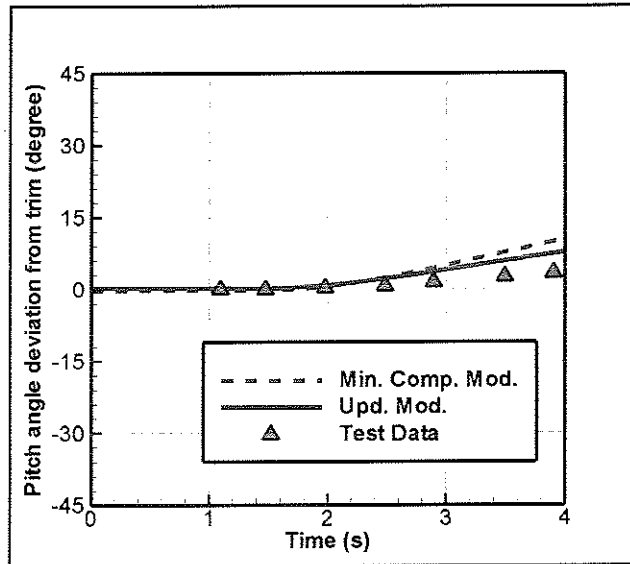


Şekil 59: Simülasyon modellerinin sapma hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



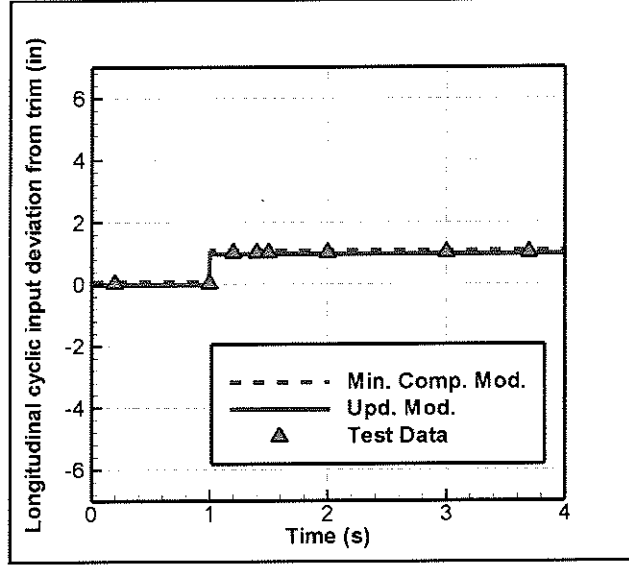


Şekil 60: Simülasyon modellerinin yalpa açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

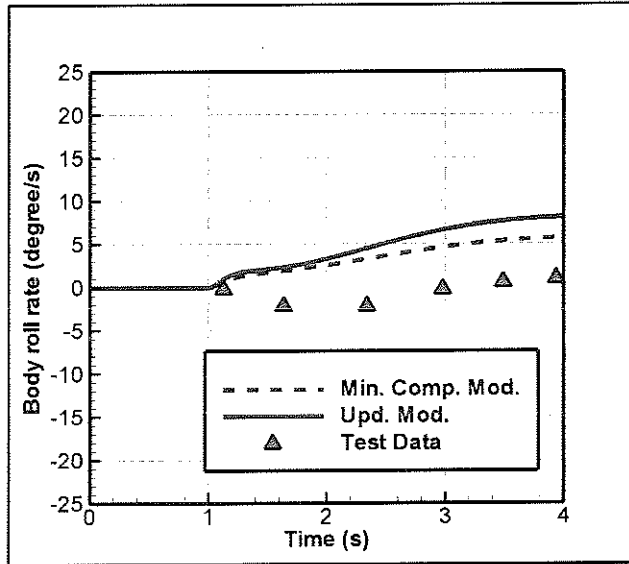


Şekil 61: Simülasyon modellerinin yunuslama açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

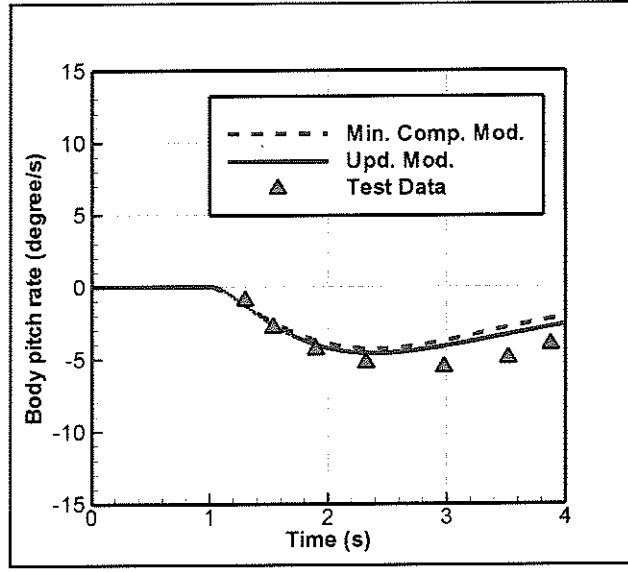
## A.2.2 Pilot Longitudinal Cyclic Giridisi



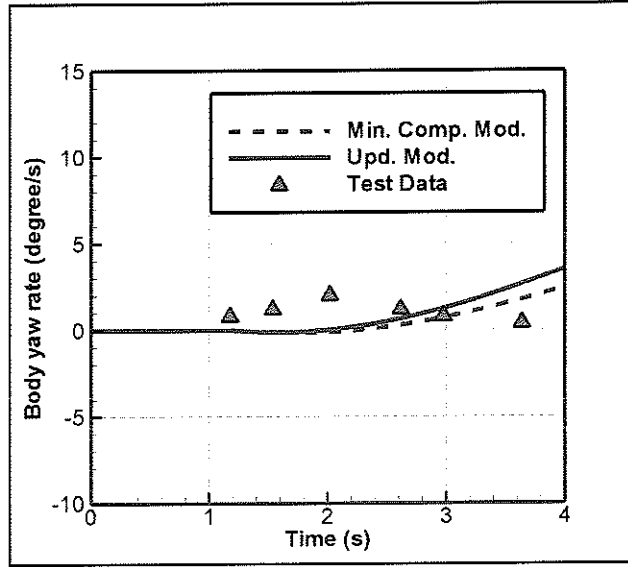
Şekil 62: Bir saniyelik denge uçuşundan sonra uygulanan pilot longitudinal cyclic kontrolü



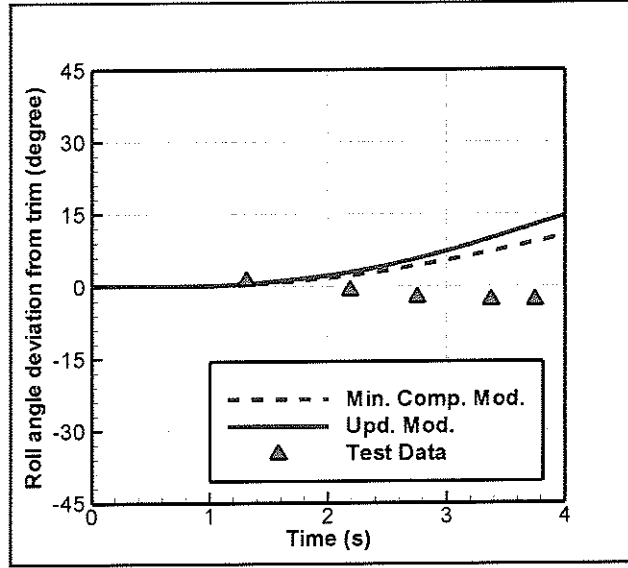
Şekil 63: Simülasyon modellerinin yalpa hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



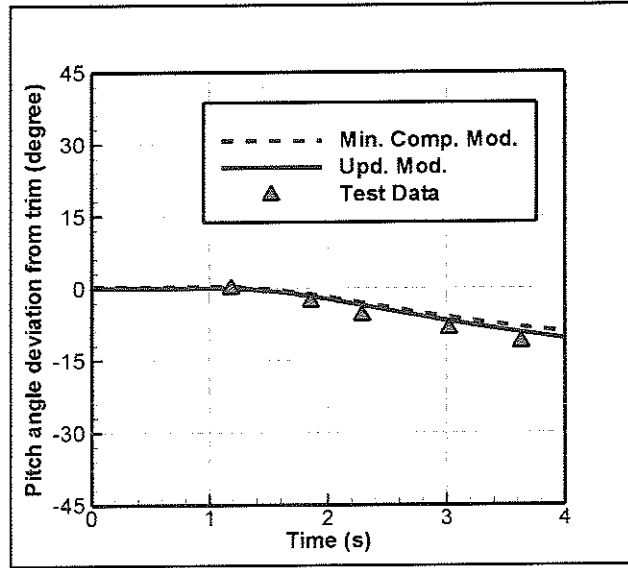
Şekil 64: Simülasyon modellerinin yunuslama hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



Şekil 65: Simülasyon modellerinin sapma hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

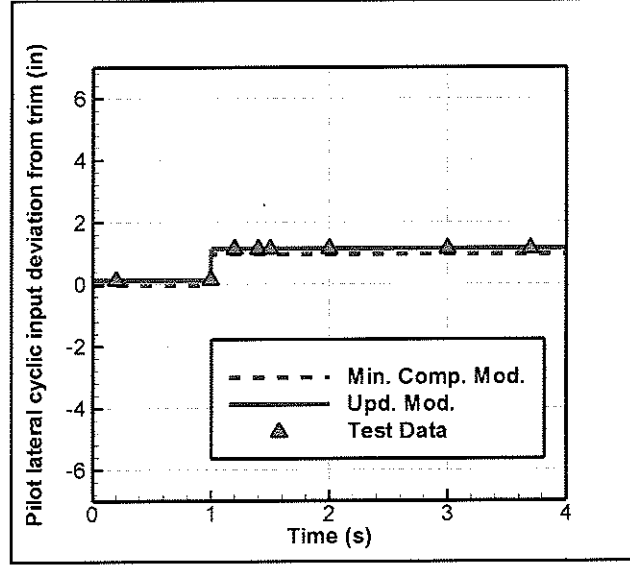


Şekil 66: Simülasyon modellerinin yalpa açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

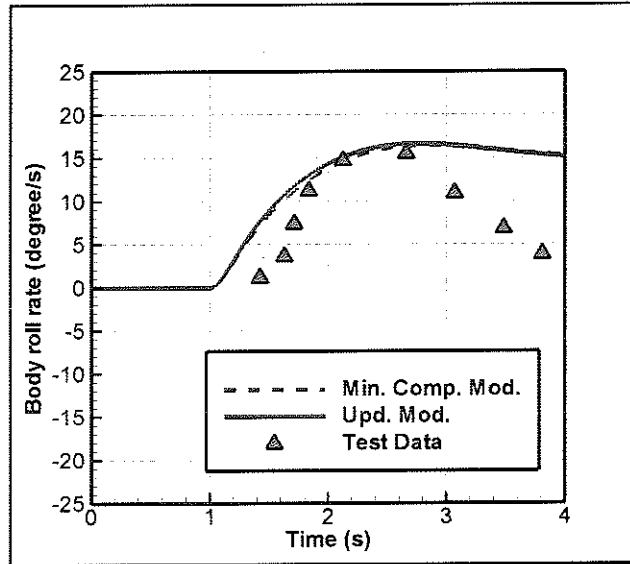


Şekil 67: Simülasyon modellerinin yunuslama açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

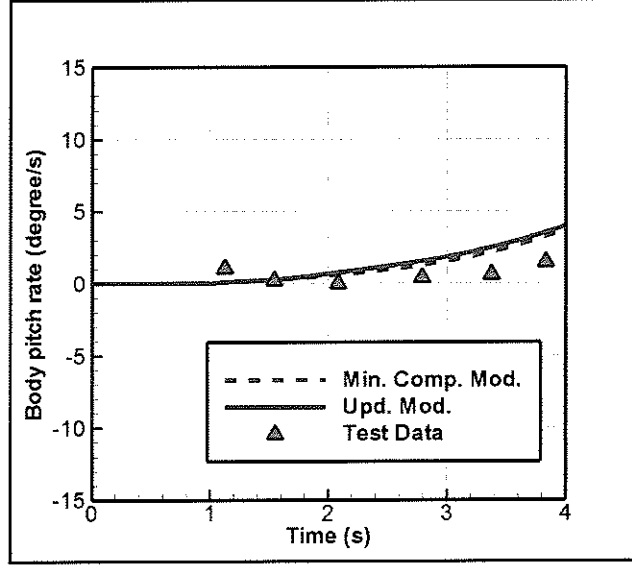
### A.2.3 Pilot Lateral Cyclic Kontrol Girdisi



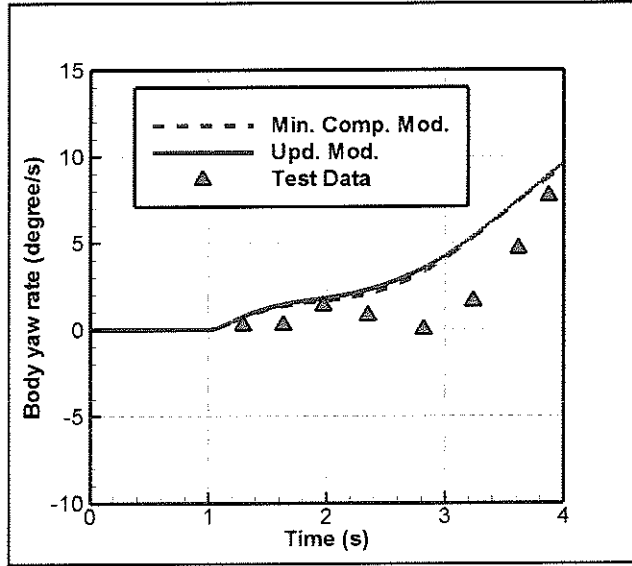
Şekil 68: Bir saniyelik denge uçuşundan sonra uygulanan pilot lateral cyclic kontrolü



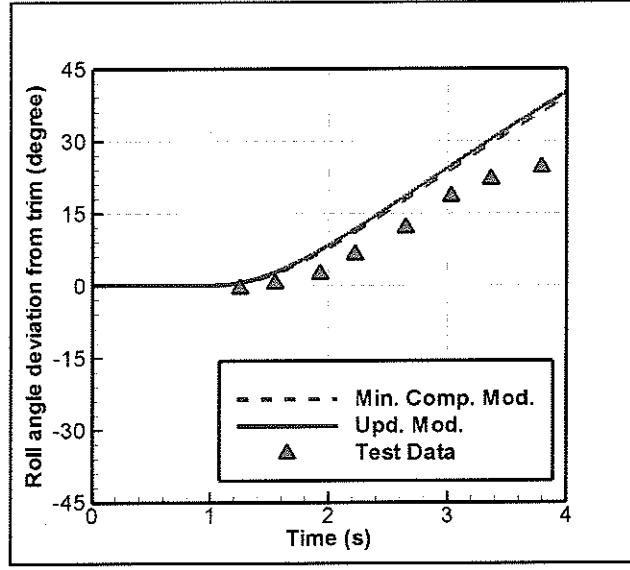
Şekil 69: Simülasyon modellerinin yalpa hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



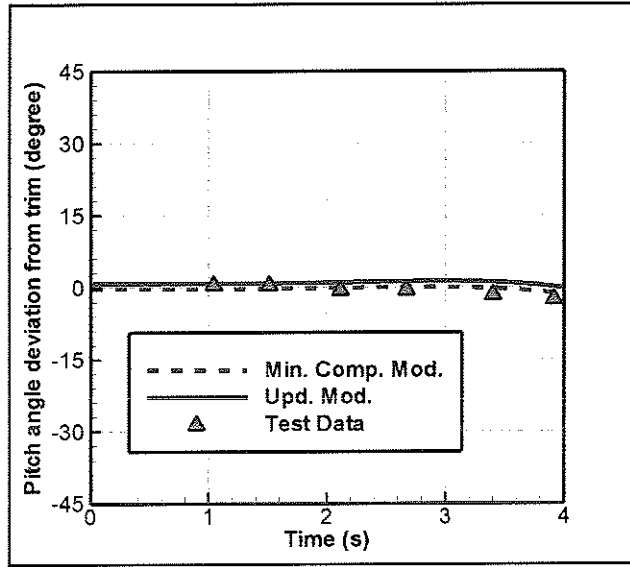
Şekil 70: Simülasyon modellerinin yunuslama hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



Şekil 71: Simülasyon modellerinin sapma hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

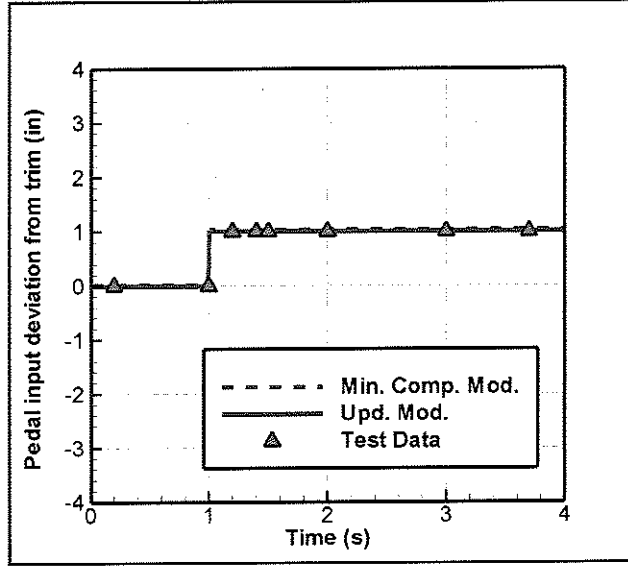


Şekil 72: Simülasyon modellerinin yalpa açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

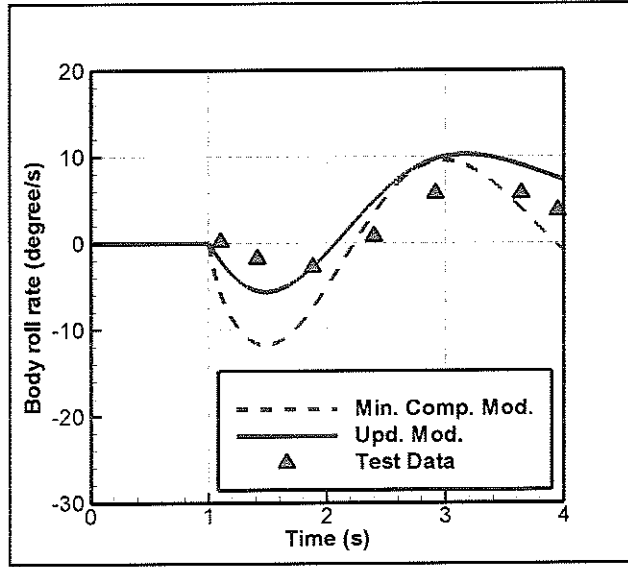


Şekil 73: Simülasyon modellerinin yunuslama açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

#### A.2.4 Pilot Pedal Kontrol Girdisi

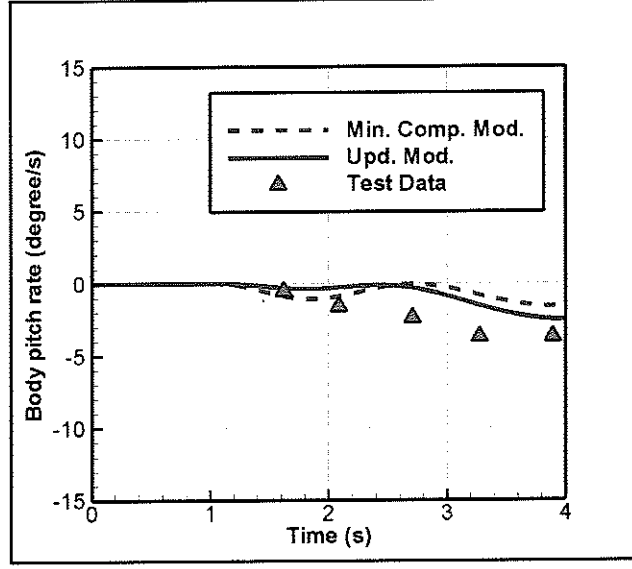


Şekil 74: Bir saniyelik denge uçuşundan sonra uygulanan pilot pedal kontrolü

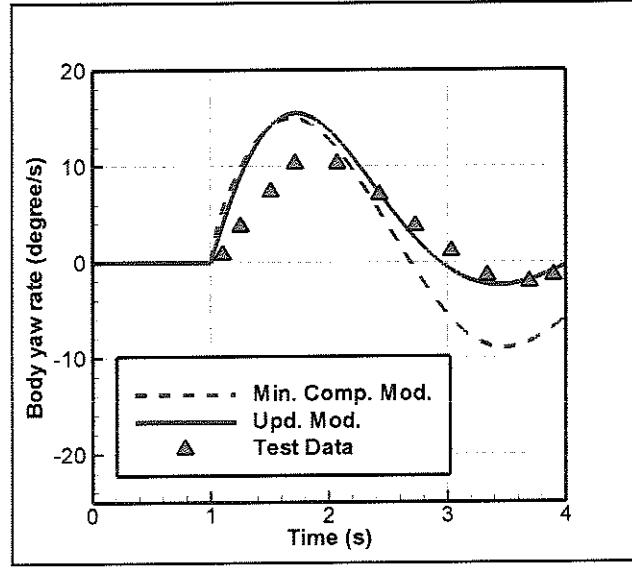


Şekil 75: Simülasyon modellerinin yalpa hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

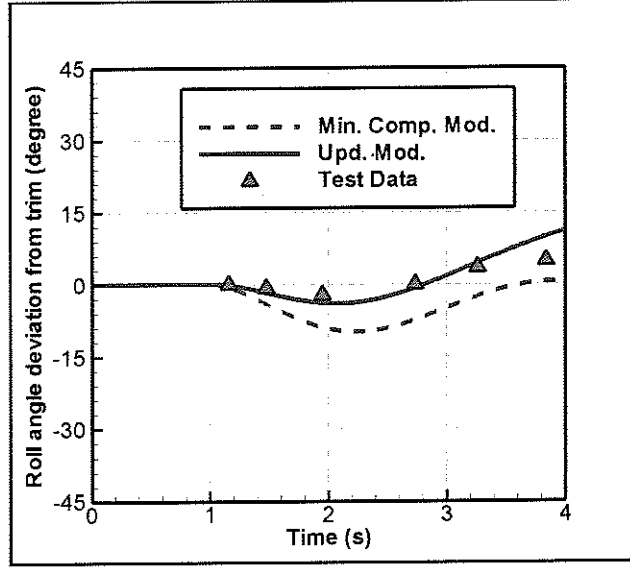




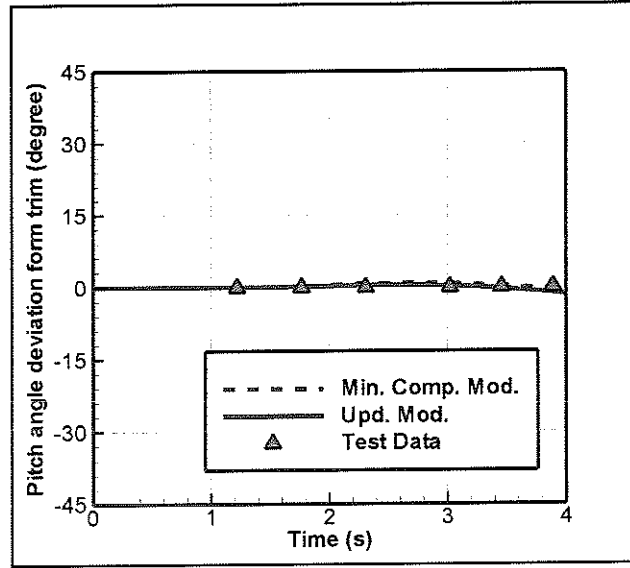
Şekil 76: Simülasyon modellerinin yunuslama hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



Şekil 77: Simülasyon modellerinin sapma hızı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



Şekil 78: Simülasyon modellerinin yalpa açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması



Şekil 79: Simülasyon modellerinin yunuslama açısı tepkisinin test datası ile karşılaştırılması

## Referanslar

- [1] Calise, A. J., Rysdyk R. T. Nonlinear Adaptive Flight Control Using Neural Networks, *IEEE Controls Systems Magazine*, (1998)
- [2] Calise, A. J., Rysdyk R. T. Nonlinear Adaptive Control of Tiltrotor Aircraft Using Neural Networks, SAE/AIAA World Aviation Congress, (1997)
- [3] Calise, A. J., Rysdyk R. T. Adaptive Model Inversion Flight Control For Tiltrotor Aircraft, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Paper No: 97-3758, (1997)
- [4] Cheeseman, I. C., Bennett, W. E. The Effect of the Ground on a Helicopter Rotor in Forward Flight , ARC RM 3021, (1955)
- [5] Corban, J. E., Calise, A. J., Prasad, J. V. R., Heynen, G., Koenig, B., Hur, J. Flight Evaluation of an Adaptive Velocity Command System for Unmanned Helicopters, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, (2003)
- [6] Hefley, R. K., Mnich, M. A. Minimum-Complexity Helicopter Simulation Math Model, NASA Contractor Report 177476 USAAVSCOM Technical Report, 87-A-7, (1988)
- [7] Johnson, E. N., Calise, A. J., Pseudo-Control Hedging: A New Method for Adaptive Control, Workshop on Advances in Guidance and Control Technology, (2000).
- [8] Johnson, E., Kannan, S., Adaptive Trajectory Control for Autonomous Helicopters, *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 28, No. 3, (2005)
- [9] Leishman, J. G. *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge Aerospace Series, (2000)
- [10] Mittal, M., Prasad, J. V. R. Modeling the UH-1 Helicopter using the ARMCOP Program, Interim Progress Report, Georgia Institute of Technology (1994)
- [11] Padfield, G. D. *Helicopter Flight Dynamics: The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modeling*, AIAA Education Series, (1996)
- [12] Peters, D. A., He, C. J. Finite-State Induced-Flow Model for Rotors in Hover and Forward Flight, 43rd Annual National Forum of the American Helicopter Society, (1987)
- [13] Peters, D. A., He, C. J. Comparison of Measured Induced Velocities with Results from a Closed-Form Finite-State Wake Model in Forward Flight, 45th Annual National Forum of the American Helicopter Society, (1989)

- [14] Peters, D. A., He, C. J., Boyd, D. D. Correlation of Measured Induced Velocities with Finite-State Wake Model, 45th Annual National Forum of the American Helicopter Society, (1989)
- [15] Prasad, J. V. R., Calise, A. J., Pei, Y., Corban, J. E. Adaptive Control Synthesis and Flight Test Evaluation on an Unmanned Helicopter, IEEE International Conference on Control Applications, (1999)
- [16] Sheldahl, R. E. , Klimas, P. C. Aerodynamic Characteristics of Seven Airfoil Sections Through 180 Degrees Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines, SAND80-2114, Sandia National Laboratories, (1981)
- [17] Talbot, P. D., Corliss, L. D. A Mathematical Force and Moment of a UH-1H Helicopter For Flight Dynamics Simulations, NASA TM 73-254, (1977)
- [18] Tho, C. H., Sparks, C. S., Sareen, A. K. Efficient Helicopter Skid Landing Gear Dynamic Drop Simulation Using LS-DYNA, American Helicopter Society 59th Annual Forum, (2003)
- [19] Tarımcı, O., Yılmaz, D., Yavrucuk, I., On the Level of Center of Gravity Modeling Error in Neural Network Based Adaptive Controller Design, 34th European Rotorcraft Forum, (2008)
- [20] Tarımcı, O., Yılmaz, D., Yavrucuk, I., Helikopterler İçin Sinir Ağı Tabanlı Adaptif Kontrolcü Tasarımında Ağırlık Merkezi Modelleme Hatasının Önemi, 50. Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, cilt 1, pp 342-347, (2008)
- [21] Yılmaz, D. *Evaluation and Comparison of Helicopter Simulation Models with Different Fidelities*, (Yüksek Lisans Tezi) Aerospace Engineering Department, Middle East Technical University, (2008)
- [22] Turkish Mod UH-1H Helicopter Training Simulator Acceptance Test Manual, Volume I CH.4-30, SY3466v1, (1989)
- [23] Turkish Mod UH-1H Helicopter Training Simulator Acceptance Test Manual, Volume II CH.31-71, SY3466v2, (1989)

**TÜBİTAK  
PROJE ÖZET BİLGİ FORMU**

<b>Proje No:</b> 106M069
<b>Proje Başlığı:</b> Sanal Ortamda Düşük Maliyetli Uçuş Simülatörü Projesi
<b>Proje Yürütücüsü ve Araştırmacılar:</b> İlkay Yavrucuk (Proje Yürütücüsü), Deniz Yılmaz (Araştırmacı), Onur Tarımcı (Araştırmacı)
<b>Projenin Yürütüldüğü Kuruluş ve Adresi:</b> ODTÜ Havacılık Mühendisliği 06531 Ankara
<b>Destekleyen Kuruluş(ların) Adı ve Adresi:</b> Orta Doğu Teknik Üniversitesi - TÜBİTAK
<b>Projenin Başlangıç ve Bitiş Tarihleri:</b> 01/08/2006 - 31/07/2008
<b>Öz (en çok 70 kelime):</b> Bu projede yüksek sadakatli bir helikopter dinamik modeli yazılımı geliştirilmiş, ve bu helikopter için yapay sinir ağı tabanlı adaptif kontrol algoritmaları tanımlanmıştır. Helikopterin değişen geometrik yapı ve modelin deşken sadakat derecelerinde adaptasyon testleri yapılmıştır. Yazılımlar Flightgear görsel ortamını da kullanarak joystick, dataglove ve head-up display ile entegre edilmiştir. Sonuçlar, literatürde mevcut uçuş test verisi ile karşılaştırılmış, son ürün helikopter pilotları tarafından denenmiş, olumlu geri besleme alınmıştır.
<b>Anahtar Kelimeler:</b> Helikopter, simulasyon, adaptif kontrol, head-up display
<b>Projeden Yapılan Yayınlar:</b> TARIMCI, O., YAVRUCUK, I., Simulation Evaluation of a Flight Control System for an Autonomous Fullsize Helicopter, 4. Ankara International Aerospace Conference, Ankara, (2007), AIAC-2007-062 YILMAZ, D., YAVRUCUK, I., Development of a Flight Dynamics Model for a UH-1H Helicopter Simulator, 4. Ankara International Aerospace Conference, Ankara, (2007), AIAC-2007-076 TARIMCI, O., YILMAZ, D., YAVRUCUK, I., On the Level of Center of Gravity Modeling Error in Neural Network Based Adaptive Controller Design, 34 <sup>th</sup> European Rotorcraft Forum, Liverpool-İngiltere, (2008) TARIMCI, O., YILMAZ, D., YAVRUCUK, I., Helikopterler için Sinir Ağı Tabanlı Adaptif Kontrolcü Tasarımında Ağırlık Merkezi Modelleme Hatasının Önemi, 50. Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, İstanbul, (2008), cilt 1, pp 342-347 YILMAZ, D., Evaluation and Comparison of Helicopter Simulation Models with Different Fidelities, (Yüksek Lisans Tezi), Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği, (2008) TARIMCI, O., Adaptive Controller Applications for Rotary Wing Aircraft Models of Varying Simulation Fidelity, (Yüksek Lisans Tezi), Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği, (Devam Etmekte)