

**HELİKOPTER UÇUŞ SİMÜLATÖRLERİ İÇİN UYARLANABİLİR YAPIDA  
KUMANDA YÜKLEME SİSTEMİ GELİŞTİRİLMESİ**

**MEHMET MURAT AYGÜN**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ  
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ**

**TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**Nisan 2014**

**ANKARA**

Fen Bilimleri Enstitü onayı

---

Prof. Dr. Necip CAMUŞCU

Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.

---

Doç. Dr. Murat AKTAŞ

Anabilim Dalı Başkanı

Mehmet Murat AYGÜN tarafından hazırlanan HELİKOPTER UÇUŞ SİMÜLATÖRLERİ İÇİN UYARLANABİLİR YAPIDA KUMANDA YÜKLEME SİSTEMİ GELİŞTİRİLMESİ adlı bu tezin Yüksek Lisans tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

---

Yrd. Doç. Dr. Yiğit TAŞCIOĞLU

Tez Danışmanı

Tez Jüri Üyeleri

Başkan : Prof. Dr. Ömer KELEŞ

Üye : Yrd. Doç. Dr. Yiğit TAŞCIOĞLU

Üye : Yrd. Doç. Dr. Mehmet Bülent ÖZER

## **TEZ BİLDİRİMİ**

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, ayrıca tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada orijinal olmayan her türlü kaynağa eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

Mehmet Murat AYGÜN

Üniversitesi : TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi  
Enstitüsü : Fen Bilimleri Enstitüsü  
Anabilim Dalı : Makine Mühendisliği  
Tez Danışmanı : Yrd. Doç. Dr. Yiğit TAŞCIOĞLU  
Tez Türü ve Tarihi : Yüksek Lisans – Nisan 2014

**MEHMET MURAT AYGÜN**

**HELİKOPTER UÇUŞ SİMÜLATÖRLERİ İÇİN UYARLANABİLİR YAPIDA  
KUMANDA YÜKLEME SİSTEMİ GELİŞTİRİLMESİ**

**ÖZET**

Bu çalışmada helikopter uçuş simülatörleri için yüksek doğrulukta Kumanda Yükleme Sisteminin (KYS) tasarımı ve prototip üretimi gerçekleştirilmiştir. KYS, uçuş simülatörlerinin önemli alt sistemlerindedir ve pilotlara kuvvet tepkisi uygulayarak uçuşun dokunsal algı yoluyla hissedilmesini sağlar. Helikopterde, kontrol yüzeylerini hareket ettirmek için kumanda uzuvlarına pilotlar tarafından kuvvet uygulanması gerekir. Simülatörde ise kumanda uzuvlarını hareket ettirmek için uygulanması gereken kuvvetler KYS eyleyicileri tarafından üretilir. Bu yüzden de KYS, helikopter mekanik uçuş kontrol donanımı ile statik ve dinamik olarak aynı davranmalıdır. Simüle edilen kuvvetlerin doğruluğu uçuş simülatörünün sertifikasyonu açısından önemli rol oynamaktadır. Farklı simülatör ve helikopter modellerine kolayca uyarlanabilmesi açısından KYS'nin parametrik olması önemlidir. Bu çalışma aynı zamanda test amacı ile araştırma simülatörü geliştirilmesi için gerekli olan helikopter matematiksel modellemesi ve görsel sistemin oluşturulması ve tüm bu sistemlerin entegrasyonunu da içermektedir. KYS ve simülatörün tasarım, donanım ve yazılım bileşenleri tüm sistem yapısı ile birlikte anlatılmaktadır.

**Anahtar Kelimeler:** Helikopter, Uçuş Simülatörü Kumanda Yükleme Sistemi, Simülatör tasarımı, Uçuş Simülasyonu

University : TOBB University of Economics and Technology  
Institute : Institute of Natural and Applied Sciences  
Science Programme : Mechanical Engineering  
Supervisor : Asst. Prof. Dr. Yiğit TAŞCIOĞLU  
Degree Awarded and Date : M.Sc. –April 2014

**MEHMET MURAT AYGÜN**

**DEVELOPMENT OF A RECONFIGURABLE CONTROL LOADING  
SYSTEM FOR HELICOPTER FLIGHT SIMULATOR**

**ABSTRACT**

The focus of this study is on the development of a high-fidelity electro-mechanical Control Loading System (CLS) for a helicopter simulator. CLS is one of the major components of a flight simulator. It is used for providing realistic force feedback to pilots. The pilot in a real aircraft feels the forces acting on control surfaces through cockpit controls. During simulation, these forces are produced by CLS actuators. For that reason, the CLS must behave exactly like the aircraft control hardware statically and dynamically. The fidelity of the force feel simulation is a key criterion for flight simulation certification. It is also important that a CLS design is reconfigurable and modular such that it conforms easily to different simulator models and simulations of different aircrafts. The study also includes helicopter mathematical modeling and visual system integration of a research simulator for testing purposes. Design and selection of hardware and software components of the CLS and the simulator are presented along with the overall system architecture.

**Keywords:** Helicopter, Flight Simulator, Control Loading System, Simulator Design, Flight Simulation

## **TEŞEKKÜR**

Çalıőmalarım boyunca engin tecrübelerini, zamanını, desteğini ve hoőgörüsünü benden esirgemeyen hocam ve danıőmanım Yrd. Doç. Dr. Yiğit Taőçıoęlu'na ve kıymetli tecrübelerinden faydalandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi öğretim üyelerine ve asistan arkadaőlarıma teőekkürü bir borç bilirim.

Tecrübelerini benimle paylaőan, çalıőmalarım boyunca desteklerini ve yardımlarını eksik etmeyen tüm HAVELSAN çalıőanlarına teşekkür ederim.

Bu tez çalışması 01049.STZ.2011-2 numaralı proje kapsamında Bilim, Sanayi ve Teknoloji Bakanlığı tarafından desteklenmiőtir.

Beni her zaman destekleyen, yanımda olan aileme ve dostlarıma teşekkür ederim.

## İÇİNDEKİLER

TEZ BİLDİRİMİ.....	ii
ÖZET.....	iii
ABSTRACT.....	iv
TEŞEKKÜR.....	v
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	x
KISALTMALAR.....	xiv
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Amaç ve Kapsam.....	3
2. Uçuş Simülatörleri için Kumanda Yükleme Sistemleri.....	5
2.1. Kontrol Sistemi.....	6
2.2. Mekanik Tasarım.....	12
2.2.1. Modüler Kumanda Yükleme Sistemleri.....	12
2.2.2. Eklemlili Kumanda Yükleme Sistemleri.....	14
2.3. Standartlar.....	16
3. KUMANDA KUVVETLERİNİN ÖLÇÜMÜ VE MODELLENMESİ.....	19
3.1. Mekanik Kumanda Sistemi.....	19
3.2. Kumanda Simülasyon Modeli Kuvvetlerinin Hesaplaması.....	22
3.3. Kumanda Kuvvetlerinin Ölçümü.....	24
3.3.1. Konuma Karşı Kuvvet Ölçümleri.....	25
3.3.2. Zamana Karşı Konum Ölçümleri.....	27
3.4. Kuvvet Ölçümlerinin Doğrusallaştırılması.....	27
4. KUMANDA YÜKLEME SİSTEMİ TASARIMI.....	29
4.1. Donanım Bileşenleri.....	29
4.1.1. Mekanik Aksamın Tasarımı.....	29
4.1.2. Pilot Kumandaları.....	31
4.1.3. Aktarma Oranlarının Hesaplanması.....	31
4.1.4. Elektromekanik Bileşenlerin Seçimi.....	34
4.2. Kontrol Sistemi.....	36
4.2.1. xPC Target.....	37

4.2.2. EtherCAT haberleşme protokolü .....	38
4.2.3. EtherCAT Merkez Bilgisayarının Yapılandırılması .....	41
4.2.4. İç Çevrim Motor Girdilerinin Hesaplanması .....	44
4.2.5. KYS Simulink Modeli .....	46
5. GÖRSEL SİMÜLASYON MODELİ .....	49
5.1. Helikopter Dinamik Modelleri .....	49
5.2. Cougar Helikopterinin Modellenmesi .....	52
5.3. Dış Dünya Modeli .....	54
6. SİSTEM ENTEGRASYONU .....	60
6.1. Test Platformu .....	60
6.2. Yazılım Entegrasyonu .....	62
7. SİSTEM DOĞRULAMA .....	65
7.1. Kumanda Konum Bilgilerinin Doğrulanması .....	65
7.2. Uçuş Modelinin Testi .....	68
7.3. Kuvvet Dönüşüm Modeli Analizi .....	71
7.4. KYS Model Parametreleri ve Uyarlanabilirlik .....	73
7.5. KYS Kuvvetlerinin Doğrulanması .....	78
7.6. KYS Simülatörü ile Uçuş Testi .....	90
8. SONUÇLAR .....	91
KAYNAKLAR .....	92
ÖZGEÇMİŞ .....	99
EK 1 Cougar AS532 Kuvvet/Pozisyon Ölçümleri .....	101
EK 2 Motor .....	110
EK 3 Sürücü .....	112
EK 4 Tork Modu Sinyal Akış Diyagramı .....	113
EK 5 Yük Hücresi .....	114
EK 6 Cougar AS532 Modeli için Veriler .....	115
EK 7 Matematiksel Model Çıktıları .....	117
EK 8 Görüntülerin Ekranlara Dağıtılması .....	118
EK 9 KYS Simülatörünün 3D Görselleri .....	121
EK 10 KYS Simülatörünün Fotoğrafları .....	122



EK 11 Uçuş Testinden Görüntüler .....	124
---------------------------------------	-----

## ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Tablo 1. Helikopter kumandalarından konuma karşı kuvvet ölçülen durumlar.....	25
Tablo 2. KYS eksenlerinde maksimum kuvvetler, aktarma oranları ve motor torkları .....	34
Tablo 3. Helidyn teori ve kütüphaneleri .....	52
Tablo 4. Dış dünya modeli programlarının karşılaştırılması .....	54
Tablo 5. Modelde veri akışı sırasındaki birim değişiklikleri .....	64
Tablo 6. xPC target işlem süresi .....	65
Tablo 7. 1000 ft’de sıfır knot da uçuş için trim değerleri .....	67
Tablo 8.1000ft de farklı hızlarda trim sonuçları .....	67
Tablo 9. Cougar AS532 Hareket Limitlerinin eşleştirilmesi .....	67
Tablo 10. Hareket Limitlerinin Oyun kumanda kolu için eşleştirilmesi.....	68
Tablo 11. Sürücü maksimum amper değerleri .....	72
Tablo 12. Model parametre listesi.....	73

## ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil 1.Delft üniversitesi tam görev uçuş simülatörü SIMONA [7].....	1
Şekil 2.Pilot kabininin robot koluna bağlandığı uçuş simülatörü [14] .....	2
Şekil 3.Tam görev simülatörü alt sistemleri .....	3
Şekil 4. Cougar AS532 fotoğrafı [18].....	4
Şekil 5.Kumanda Yükleme Sistemi şeması .....	5
Şekil 6.Hidrolik eyleyicili KYS yapısı [21].....	6
Şekil 7. Kontrolcü Diyagramı ([19]'dan tercüme edildi).....	7
Şekil 8. KYS (a) konum, (b) hız ve (c) kuvvet çevrimleri [17] .....	9
Şekil 9. Yer değiştirme, diferansiyel basınç ve oransal geri beslemeli kontrol yapısı [29].....	10
Şekil 10. Dinamik yük simülatörü şematığı [30] .....	11
Şekil 11. Wittenstein firmasının modüler yapıli kumanda yükleme sistemi [43].....	12
Şekil 12. (a) Kuvvet geri beslemeli kumanda kolu ve (b, c)çalışma uzayı [46] .....	13
Şekil 13.Kumanda kolu tasarımı [47] .....	14
Şekil 14. Dört kanallı, tork motorlu KYS [19].....	14
Şekil 15. XV-15 simülatörü kontrol yükleme sistemi.....	15
Şekil 16. Pilot görüşüne dayalı ince ayar işleminin akış diyagramı [11].....	18
Şekil 17. Mekanik kumanda sistemi [52].....	20
Şekil 18. Kumanda sistemi diyagramı [32].....	21
Şekil 19. Yük hücresi ve açılçer ile kuvvet ölçümü.....	23
Şekil 20. Örnek kuvvet-konum grafiğı.....	24
Şekil 21. Yuvarlanma Kanalı, trim ortada durumunda alınan konuma karşı kuvvet ölçümü.....	26
Şekil 22. Yunuslama kanalının zamana karşı konum grafiğı.....	27
Şekil 23. Doğrusallaştırılmış konuma karşı kuvvet grafiğı örneğı .....	28
Şekil 24 KYS ön tasarım evrimi .....	29
Şekil 25. KYS mekanik tasarımı.....	30
Şekil 26.Pilot kumandaları .....	31
Şekil 27. Motor bağlantı çubuğı.....	32
Şekil 28.Pedal mekanizması.....	32

Şekil 29. Saykılık mekanizması .....	33
Şekil 30.Kolektif mekanizması .....	33
Şekil 31. PARKER 300ST2M tork motorunun tork/hız karakteristiği .....	35
Şekil 32.Kuvvet sensörü bağlantısı .....	35
Şekil 33. İç çevrim şeması .....	36
Şekil 34.xPC Target bağlantı şeması[39].....	37
Şekil 35.EtherCAT iletişim şeması [54] .....	38
Şekil 36. EtherCAT veri yapısı [54] .....	39
Şekil 37. EtherCAT yapılandırması [56] .....	40
Şekil 38. EtherCAT çalışma durumları [56] .....	41
Şekil 39. EtherCAT merkez-uydu bağlantısı .....	41
Şekil 40. Değiştirilmiş ESI xml dosya içeriği .....	42
Şekil 41. EtherCAT yapılandırma programı sistem ağacı .....	43
Şekil 42. EtherCAT girdi bloğu .....	44
Şekil 43. Ham ve filtrelenmiş hız verisi.....	45
Şekil 44.KYS Simulink modeli.....	46
Şekil 45. Yunuslama kanalı KYS modeli .....	47
Şekil 46. Yunuslama kanalı KYS modeli .....	48
Şekil 47. Kolektif kanalı KYS modeli .....	48
Şekil 48. XV-15 mühendislik uçuş simülörünün veri akış şeması [41] .....	50
Şekil 49. Modelica ortamında helikopter simülasyonunun ana hatları [35] .....	51
Şekil 50. HeliDyn+ DLL dışa aktarım menüsü.....	53
Şekil 51. HeliDyn'ın Simulink bloğu .....	53
Şekil 52.Görsel sistem Simulink modelinin genel yapısı.....	55
Şekil 53. Geodetic ve NED koordinat sistemleri .....	56
Şekil 54.NED ve Geodetic koordinat sistemleri arasında dönüşüm için Simulink modeli.....	56
Şekil 55. Simulink FlightGear bloğu .....	57
Şekil 56. Dış dünya modelinin alt rutini .....	58
Şekil 57.Pilotların görüş alanı .....	58
Şekil 58. Görsel gövdenin oluşturulması [60].....	59
Şekil 59. KYS test platformu .....	60

Şekil 60. KYS Simülâtörü 3B görseli .....	61
Şekil 61. KYS donanımı .....	62
Şekil 62. Kumanda yükleme sistemi kullanıcı arayüzü .....	63
Şekil 63.Uçuş modeli .....	64
Şekil 64.Kumanda konum girdisi bloğu.....	66
Şekil 65.HeliDyn+ Trim menüsü .....	66
Şekil 66. Uçuş boyunca izlenen enlem - boylam bilgileri .....	69
Şekil 67. Uçuş boyunca üzerinden geçilen arazinin yüksekliği.....	69
Şekil 68. Üzerinden geçilen arazi ile helikopter arasındaki uzaklık .....	70
Şekil 69. Test uçuşu esnasında alınan ekran görüntüsü-1 .....	70
Şekil 70. Test uçuşu esnasında alınan ekran görüntüsü-2.....	71
Şekil 71. Yunuslama kanalının ileri yönelimde kuvvet-tork-pozisyon grafiği .....	72
Şekil 72. Uygulanan kuvvetin değiştirilmesi için gerekli parametreler .....	74
Şekil 73. Pozisyon tutma modelinin parametreleri .....	75
Şekil 74. Yunuslama kanalı kuvvet uyarlama parametrelerinin etkisi.....	76
Şekil 75. Yunuslama kanalı kuvvet dönüşüm katsayısının etkisi .....	77
Şekil 76.Yunuslama kanalı-Trim ortada durumunda alınan ölçüm .....	79
Şekil 77. Yunuslama kanalı-Trim ND durumunda alınan ölçüm .....	80
Şekil 78. Yunuslama kanalı-Trim NU durumunda alınan ölçüm .....	80
Şekil 79. Yunuslama kanalı-Trim serbest durumunda alınan ölçüm .....	81
Şekil 80. Yunuslama kanalı-A/P hidrolik durumda alınan ölçüm .....	81
Şekil 81. Yunuslama kanalı-tüm hidrolik kapalı durumunda alınan ölçüm.....	82
Şekil 82. Yuvarlanma kanalı-Trim ortada durumunda alınan ölçüm.....	83
Şekil 83. Yuvarlanma kanalı-Trim LWD durumunda alınan ölçüm.....	83
Şekil 84. Yuvarlanma kanalı-Trim LWD durumunda alınan ölçüm.....	84
Şekil 85. Yuvarlanma kanalı-Trim serbest durumunda alınan ölçüm.....	84
Şekil 86. Yuvarlanma kanalı-A/P hidrolik kapalı durumunda alınan ölçüm .....	85
Şekil 87. Yuvarlanma kanalı-tüm hidrolik kapalı durumunda alınan ölçüm .....	85
Şekil 88. Pedal Kanalı, trim ortada durumunda alınan ölçüm .....	86
Şekil 89. Pedal Kanalı, AP hidrolik ortada durumunda alınan ölçüm .....	87
Şekil 90: Pedal Kanalı, tüm hidrolik kapalı durumunda alınan ölçüm .....	87
Şekil 91. Kolektif kanalı-Trim ortada durumunda alınan ölçüm .....	88

Şekil 92: Kolektif Kanalı, AP hidrolik durumunda alınan ölçüm.....	89
Şekil 93. Kolektif Kanalı, tüm hidrolik on/off durumunda alınan ölçüm.....	89
Şekil 94 Uçuş testi fotoğrafı.....	90

## **KISALTMALAR**

<b>Kısaltmalar</b>	<b>Açıklama</b>
A/P	Autopilot
AFCS	Otomatik uçuş kontrol sistemi
CoE	CANopen over Ethernet
DLL	Dynamic Link Library
EASA	European Aviation Safety Agency
ENI	EtherCAT ağ bilgisi
ESI	EtherCAT Slave Info
EtherCAT	Ethernet for Control Automation Technology
FAA	Federal Aviation Administration
FFS	Tam Uçuş Simülatorü
FoV	Görüş alanı (Field of View)
FPS	Uçuş rotası stabilizasyonu
FSTD	Flight Simulation Training Devices
FTD	Uçuş Eğitim Cihazı
HAT	Hava aracının yerden yüksekliği
KSM	Kumanda Simülasyon Modeli
KYS	Kumanda Yükleme Sistemi
LWD	Sol kanat aşağıda
ND	Burun aşağıda
NU	Burun yukarıda
RWD	Sağ kanat aşağıda
SAS	Kararlılığı arttırma sistemi

## 1. GİRİŞ

Simulatörler deniz, kara ve hava araçlarını ve alt sistemlerini sanal ortamda gerçekleyerek kullanıcıya eğitim vermek amacıyla kullanılan sistemlerdir. Simulatörler ticari bir ürün olarak askeri ve sivil alanda yaygın bir biçimde kullanılmaktadır.

Uçuş simülasyonları hava aracının yerdeki ve uçuş esnasındaki davranışını sanal ortamda gerçekleştirir [1]. Hava aracının etkisi altında kaldığı dış ortam ve aerodinamik koşulların hesaplandığı matematiksel modelin, kullanıcı ile etkileşimli olarak gerçek zamanlı simülasyonu gerçekleştirilir.

Uçuş simulatörleri, uçak veya helikopterlerin, hava ve arazi koşullarının sanal gerçeklik kullanılarak simüle edildiği, pilot eğitiminde kullanılan, askeri ve sivil amaçlı kullanılan sistemlerdir. Bu sistemler, pilot eğitimi haricinde, yeni hava araçlarının ve hava aracı ekipmanlarının geliştirme sürecinde de sanal prototipleme ortamı olarak kullanılmaktadır.

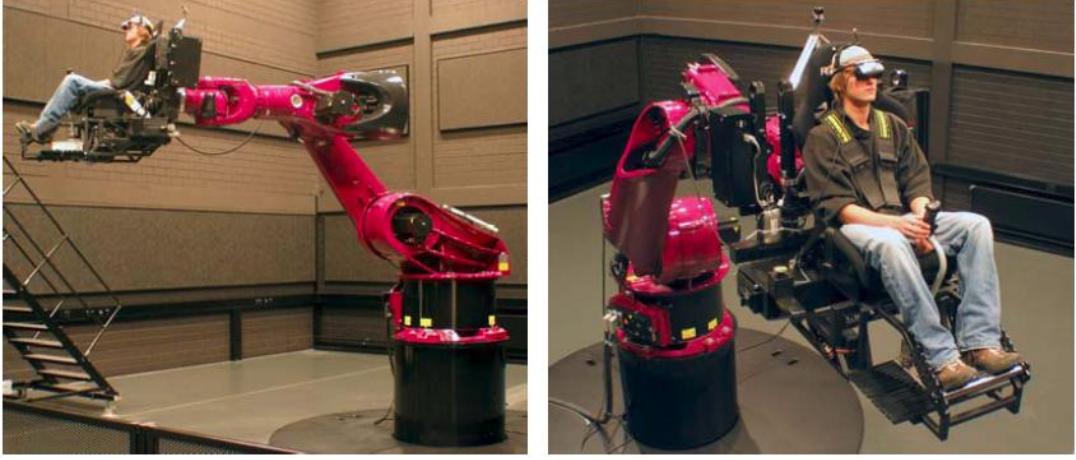
Uçuş simulatörü alanında araştırmalar ve ürün geliştirme çalışmaları üniversiteler [2, 3, 4] ve sanayi kuruluşlarında [5, 6, 7, 8, 9, 10] devam etmektedir. Delft Üniversitesinin geliştirdiği uçuş simulatörü Şekil 1’de verilmiştir.



Şekil 1.Delft üniversitesi tam görev uçuş simulatörü SIMONA [7]



Üniversitelerin uçuş simülatörleri üzerine yaptıkları çalışmalar, pilot eğitimi için tam görev simülatörleri [11], mühendislerin prototip deneme amaçlı kullandığı mühendislik simülatörleri [4,12, 13] ve daha yenicilikçi simülatör tasarımları geliştirmeye [14] yönelmiştir. Örneğin, pilot kabini hareketinin bir endüstriyel robot kol yardımıyla taklit edildiği simülatörde pilot kabininin hareket limitleri artırılmıştır (Şekil 2).

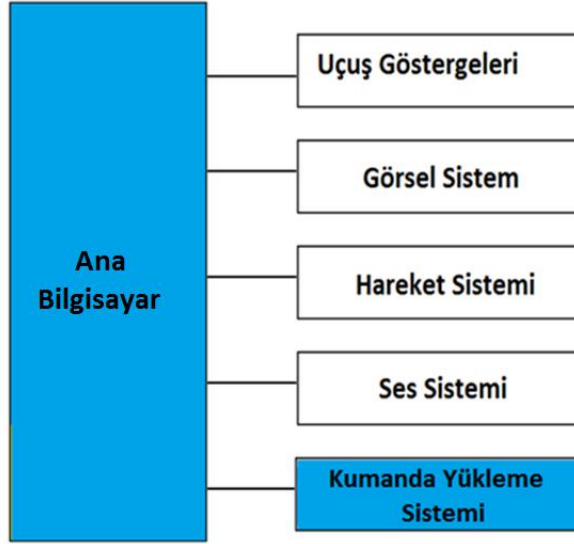


Şekil 2. Pilot kabininin robot koluna bağlandığı uçuş simülatörü [14]

Simülatörlerin çok geniş bir kullanıcı kitlesi ve sistem çeşitliliği bulunmaktadır. Bir uçuşta, kullanıcıya sadece görsel ve işitsel tepki veren basit sistemler bulunurken; diğer uçuşta ise gerçek kokpit kumanda ve göstergelerinin kullanıldığı, altı serbestlik derecesinde hareket edebilen, gerçekçi uçuş deneyiminin yaşanabileceği karmaşık sistemler yer alır [15].

Simülatörler, gerçekçilik seviyelerine göre ABD'nin "Federal Aviation Administration" (FAA) ve Avrupa'nın "European Aviation Safety Agency" (EASA) kurumlarınca sınıflandırılmıştır [16]. FAA standartlarına göre pilot eğitimleri için kullanılacak olan tam görev uçuş simülatörlerinde uçuş göstergeleri, görsel sistem, hareket sistemi, ses sistemi ve kumanda yüklemesi gibi alt sistemler bulunmalıdır (Şekil 3). Helikopter ve uçak tam görev simülatörleri aynı alt sistemlere sahiptirler. Uçuş göstergeleri pilota hava aracının uçuş durumu ile ilgili görsel bilgi verir. Görsel sistem, uçuşun gerçekleştirildiği dış dünya görsel modelini içerir. Hareket sistemi, pilot kabinini hava aracının uçuş açısına göre hareket ettirir. Ses

sistemi, uçuş esnasında meydana gelen sesleri oluşturur. Kumanda yükleme sistemi (KYS), pilotlara kuvvet tepkisi uygulayarak uçuşun dokunsal algı yoluyla hissedilmesini sağlar. Bu alt sistemlerin birbirleri ile veri alışverişini bir ana bilgisayar kontrol eder.



Şekil 3.Tam görev simülatörü alt sistemleri

### 1.1. Amaç ve Kapsam

Bu çalışmanın amacı helikopter uçuş simülatörleri için herhangi bir helikoptere uyarlanabilir yapıda bir Kumanda Yükleme Sistemi (KYS) geliştirmektir. Geliştirilen KYS'nin, en üst standart olan 'müşterek havacılık gereksinimleri uçuş simülatörleri ve eğitim cihazları sertifikasyonu (JAR FSTD) seviye D' sınıfı simülatörlerde alt sistem olarak kullanılması hedeflenmektedir.

Helikopter KYS'lerinde dört eksen bulunur ve bu eksenlere bağlı motorlar sayesinde pilota kuvvet geri beslemesi sağlanır. KYS'nin her bir eksenini, iç içe iki çevrimden oluşan kademeli bir kontrol sistemi ile kontrol edilir. Temel olarak dış çevrim pilot tarafından hissedilmesi gereken kuvveti hesaplar, iç çevrim ise bu kuvveti oluşturmak için gereken referansı motora gönderir.

KYS'nin doğrulanması ve sanal uçuş yapılabilmesi için hareketsiz bir simülasyon ortamının geliştirilmesi de bu çalışma kapsamındadır. Simülasyon ortamında, uçuş

parametrelerinin elde edilmesi için parametrik helikopter matematiksel modeli ve elde edilen parametrelere bağılı görüntünün oluşturulmasını sağlayan bir görüntü üretici bulunmaktadır.

Uyarlanabilir yapıda olan KYS'nin doğrulanması aşamasında Türk Silahlı Kuvvetleri envanterinde bulunan Cougar AS 532 helikopterinin (Şekil 4) verileri temel alınmıştır.

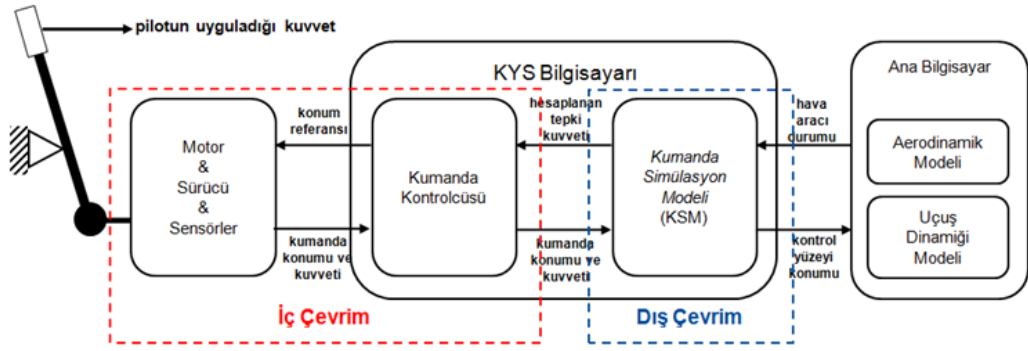


Şekil 4. Cougar AS532 fotoğrafı [18]

Tezin içeriğinde; 1. bölümde uçuş simülatörleri ve alt sistemleri özetlenmiş ve tez içeriği ve kapsamına dair kısa bilgi verilmiştir. Kumanda yükleme sistem ile ilgili yapılmış çalışmalar ise 2. bölümde yer almaktadır. Kumanda kolunun pilot tarafından hareket ettirilebilmesi için gerekli kuvvetin ölçümü ve modellenmesi 3. bölümde anlatılmaktadır. Kumanda yükleme sisteminin donanımsal ve yazılımsal tasarımı 4.bölümde yer alır. Uçuş modelini oluşturan helikopter matematiksel modeli ve dış dünya modeli ise 5. bölümde anlatılmaktadır. Entegrasyonlar ve doğrulama testleri ise sırasıyla 6. ve 7. bölümde yer almaktadır.

## 2. Uçuş Simülatörleri için Kumanda Yükleme Sistemleri

Kokpit kumandaları, hava aracının ve kontrol yüzeylerinin durumuna göre pilotlara kuvvet tepkileri uygulayarak uçuşun dokunsal algı yoluyla hissedilmesini sağlar. Kuvvet tepkileri, aerodinamik etkilerin yanında hava aracının içindeki mekanik ve hidrolik bağlantıların atalet, sönümleme ve sürtünme özelliklerinden de etkilenir. Hava araçlarının kumanda sistemleri tersinir (reversible) ve tersinmez (irreversible) olmak üzere ikiye ayrılır [15]. Tersinmez sistemlerde, yerdeki ve uçuş esnasında kumanda uzuvlarında hissedilen kuvvetler aynıdır. Bu kuvvetler, tersinir sistemlerin aksine, uçuş koşullarına değişmemektedir. Gelişmiş uçuş simülatörlerinin alt sistemlerinden biri olan KYS, kumanda tepkilerini model tabanlı üretmek için gerçekçi simülasyon ortamı oluşmasına katkıda bulunur [2, 4, 11].

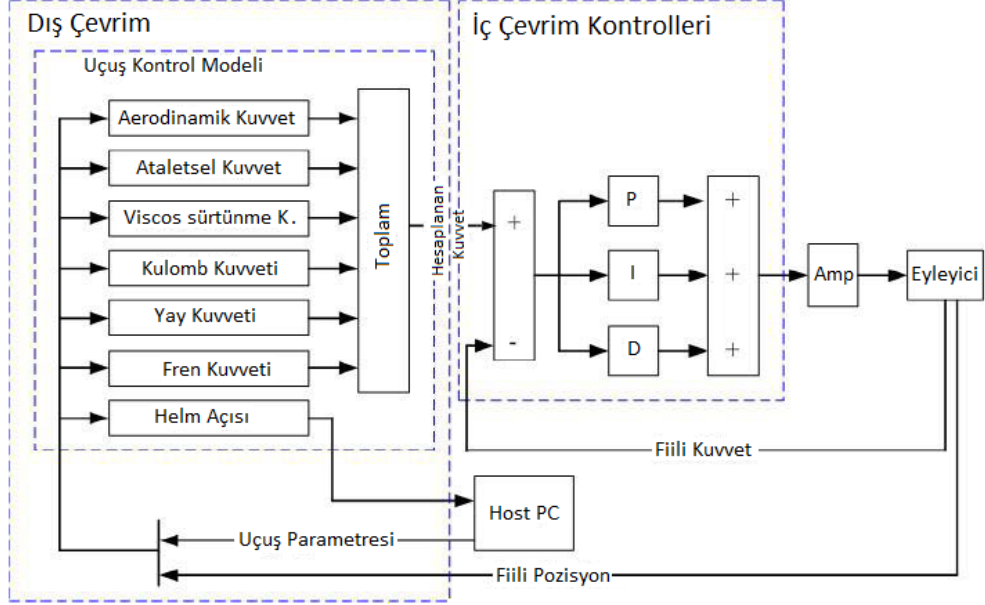


Şekil 5. Kumanda Yükleme Sistemi şeması

KYS bir adet dış çevrim ve kumanda eksenini adedi kadar iç çevrimden oluşan iki aşamalı bir kontrol yapısıdır [19] (Şekil 5). Dış çevrimde; kumanda tepki kuvvetlerine etki eden destekleyici ve engelleyici bileşenler ile hava aracının içindeki mekanik ve hidrolik bağlantıların dinamik modellerinden oluşan Kumanda Simülasyon Modeli (KSM) bulunur. Her bir İç çevrim, kumanda uzvuna pilot tarafından uygulanan anlık kuvvet ile dış çevrimde hesaplanan anlık tepki kuvvetinin farkı doğrultusunda çalışan servo çevrimidir. KYS tasarımının farklı helikopterlerin simülasyonuna ve farklı simülatörler modellerine rahatça uyarlanabilecek şekilde modüler yapıda olması önem taşımaktadır [20]. KYS'nin gerçekçilik derecesi uçuş simülatörünün sınıflandırmasına etki eder. Ölçüm ve karşılaştırma yöntemleri ilgili sınıflandırma kılavuzunda tarif edilir [16].



hesaplanır. Dış çevrim bilgisayarı, ana bilgisayardan uçuş parametrelerini girdi olarak almaktadır. Sistemin kontrolcü diyagramı Şekil 7’de verilmiştir.



Şekil 7. Kontrolcü Diyagramı ([19]'dan tercüme edildi)

Hidrolik eyleyicilerin üreteceği kuvvet, dış çevrimdeki matematiksel modelin çıktısıdır. Pilot kumandalarının konumuna göre pilotun hissetmesi gereken kuvvet hesaplanır denklem (2.1) ile hesaplanır.

$$F = F_a + F_n + F_v + F_f + F_x + F_l \quad (2.1)$$

Aerodinamik kuvvet  $F_a$

$$F_a = K_a(M_{JR} + M_{JC}) \quad (2.2)$$

Denklemdaki  $K_a$  dümen ile pilot manevrası arasındaki aktarım oranını,  $M_{JR}$  dümenin aerodinamik eklem momentini ve  $M_{JC}$  ise yardımcı kumanda yüzeyinin aerodinamik eklem momentini ifade etmektedir.

Ataletsel kuvvet  $F_n$

$$F_n = K_{n1} * \dot{w} + K_{n2} * N \quad (2.3)$$

Denklemdaki  $K_{n1}$  ve  $K_{n2}$  ölçek katsayıları,  $w$  yönetilen açısal hız ve  $N$  aşırı yüklemeyi ifade etmektedir.

Viskoz sürtünme kuvveti  $F_v$

$$F_v = K_v * \dot{X} \quad (2.4)$$

Viskoz sürtünme kuvveti denklemindeki  $K_v$  viskoz sönümleme katsayısına,  $X$  ise eyleyicinin konum bilgisine karşılık gelmektedir.

Kuru sürtünme kuvveti  $F_f$ , hızın işaretine ve sürtünme katsayısına bağlı bir sabittir.

Yay kuvveti  $F_x$ ,

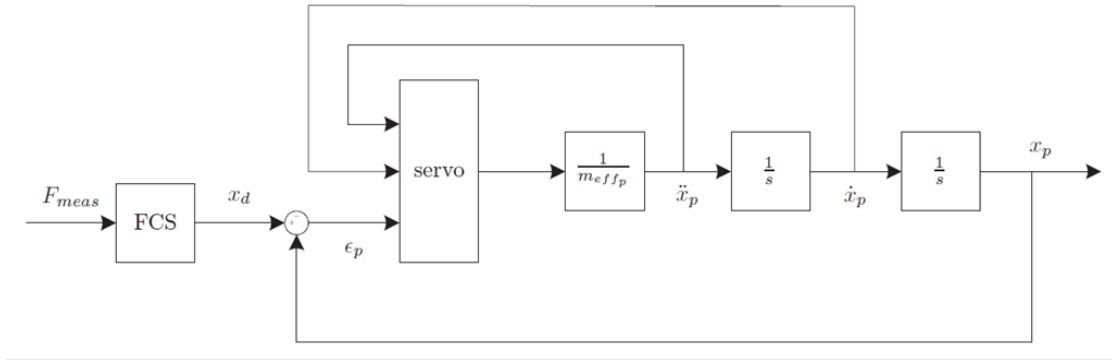
$$F_x = K_x * X \quad (2.5)$$

$K_x$ , yay sabitine karşılık gelirken,  $X$  eyleyicinin konumunu ifade etmektedir.

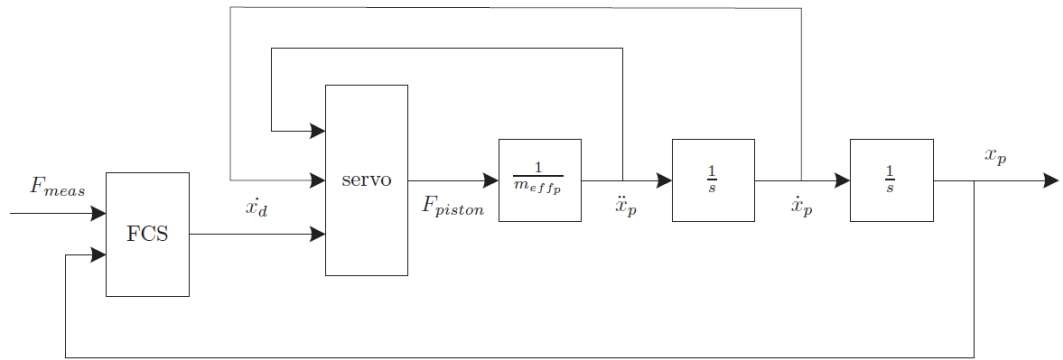
Durdurma kuvveti  $F_l$ , eyleyici en uç noktaya geldiğinde etkin hale gelmektedir.

Dış çevrimde hesaplanan kuvvetin eyleyiciler tarafından gerçekleştirilmesi için iç çevrimde kuvvet [27], hız [17] ve konum [26] kontrolü yöntemleri kullanılmıştır.

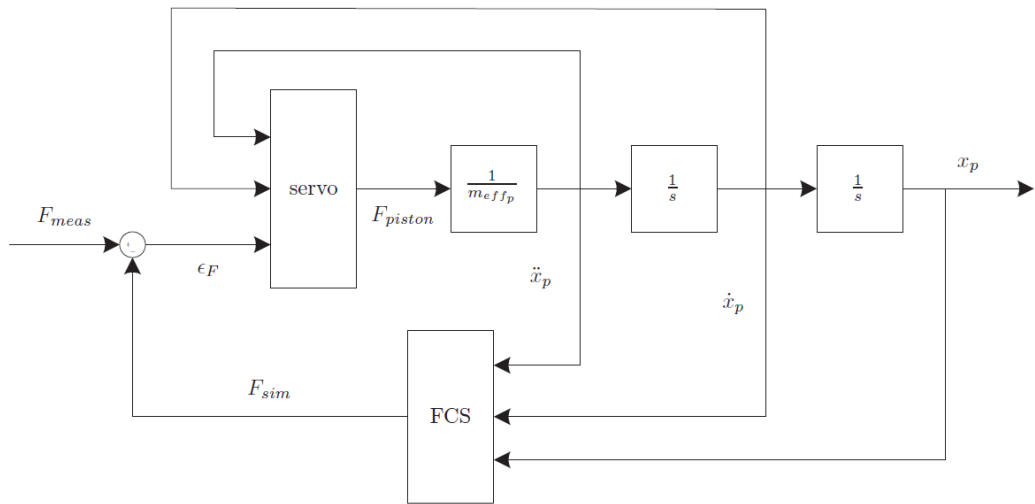
Gerretsen ve ark. [17] iç çevrimde kuvvet, hız ve konum kontrol yöntemlerini karşılaştırmalı olarak incelemiştir. Konum çevrimine ait blok diyagramında (Şekil 8(a)), hidrolik eyleyici giriş sinyali, mevcut konum ve istenilen konum arasındaki farktır. Hız çevrimine ait blok diyagramında (Şekil 8(b)), simülasyon modeline göre belirlenen hız, uygulanan kuvvete ve kontrol uzuvunun konumuna bağlı olarak hesaplanır. Kuvvet çevrimine ait blok diyagramında (Şekil 8(c)) ise hidrolik eyleyici giriş sinyali, uygulanan ve simüle edilen kuvvetler arasındaki farktır. Bilgisayar simülasyonlarında kuvvet çevriminin başarılı sonuçları verdiği görülmüştür. Fakat hidrolik eyleyici kullanarak yapılan deneylerde hız çevrimi daha başarılı olmuştur. Konum kontrol yönteminin bazı durumlarda kararsız davrandığı için kumanda yükleme sistemi için uygun bir kontrol yöntemi olmadığı belirtilmiştir.



(a)



(b)

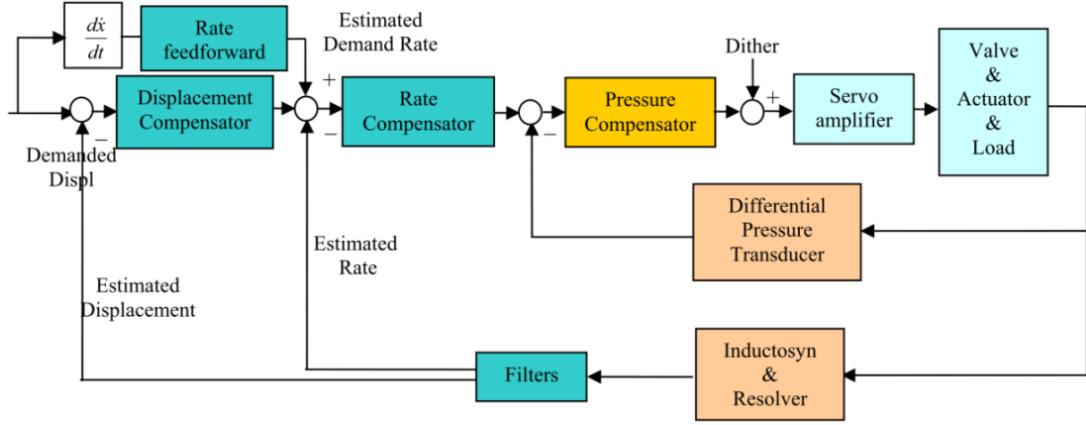


(c)

Şekil 8. KYS (a) konum, (b) hız ve (c) kuvvet çevrimleri [17]

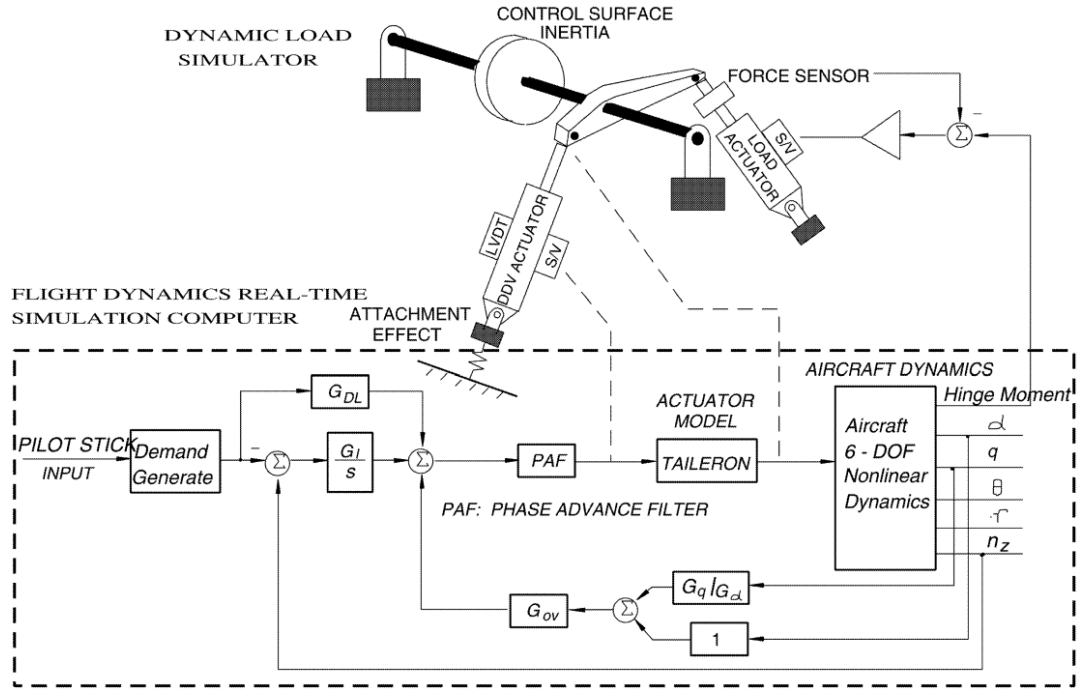


Lan Vu ve Thamm yaptıkları çalışmada [29] hidrolik eyleyicilerin lineer olmayan davranışlarına rağmen Uçuş Hareket Taklitçisinden (FMS) en ideal dinamik başarımın elde edilmesi için gereken özellikleri öne sürmüşlerdir. Kontrolcü yapısını oluşturmak için yer değiştirme geri beslemeli, yer değiştirme ve diferansiyel geri besleme çevrimli ve yer değiştirme, diferansiyel basınç ve oransal geri beslemeli kontrol yapılarını incelemiştir. Şekil 9'da yer değiştirme, diferansiyel basınç, oransal geri besleme ve oransal ileri beslemeli kontrol yapısı gösterilmektedir. Bu kontrol yapısı ile lineer olmayan davranışlar dengelenmiştir.



Şekil 9. Yer değiştirme, diferansiyel basınç ve oransal geri beslemeli kontrol yapısı [29]

Younsu'nun yaptığı çalışmada [30] sadece yunuslama eksenini için iki adet hidrolik eyleyici kullanılarak, uçak kontrol yüzeylerinin ataletlerini simüle edebilmek için kumanda yüklemesi sistemi geliştirmiştir (Şekil 10). Eyleyicilerden uygulanan fiili yük değeri, gerçek zamanlı uçuş mekaniği bilgisayarından gelmektedir. Hava aracı uçuş dinamiği ve eklem momenti verilen uçuş durumuna bağlı olarak nümerik olarak çözülür. Bu kapsamda dinamik yüklemesi simülatörü için iki farklı matematik model geliştirilmiştir. İlk modelde kontrol yüzeylerinin tüm dinamiği modellenmiştir. İkinci modelde ise sadece mekanik özellikler modellenmiştir. Hazırlanan test düzeneğinde iki model de değerlendirilmiş ve kontrol yüzeylerinin modeli ile yapılan testlerde sistemin daha kararlı davrandığı görülmüştür.



Şekil 10. Dinamik yük simülatörü şematığı [30]

Donanım olarak KYS'lere bakıldığında iç ve dış çevrimin yazılımları için bir adet bilgisayar ile dijital ve analog verilerin toplanması için veri toplama kartları kullanılmıştır.

Verilen görevin istenilen süre içerisinde yapılmasını gerçek zamanlı işletim sistemleri garanti eder. Normal işletim sistemlerinde yapılan görevlerin öncelikleri ayarlanamamakta ve istenilen sürede verilen görevin yapılması sağlanamamaktadır. KYS de yapılan matematiksel işlemlerin yüksek doğrulukta hesaplanabilmesi için 2 kHz den yüksek frekanslarda çalışması gerekmektedir [16]. Bu frekanslara ulaşmak için gerçek zamanlı işletim sistemlerine ihtiyaç duyulmaktadır. Gerçek zamanlı işletim sistemi olarak Vxworks [24,26] ve rTx[5], Scale-RT [16], RT-Lab [31] gibi Linux tabanlı sistemler kullanılmıştır. Mathworks MATLAB tabanlı [32] çalışmalar da vardır. Bazı ticari sistemlerde Windows CE gerçek zamanlı işletim sisteminden yararlanılmıştır.

## 2.2. Mekanik Tasarım

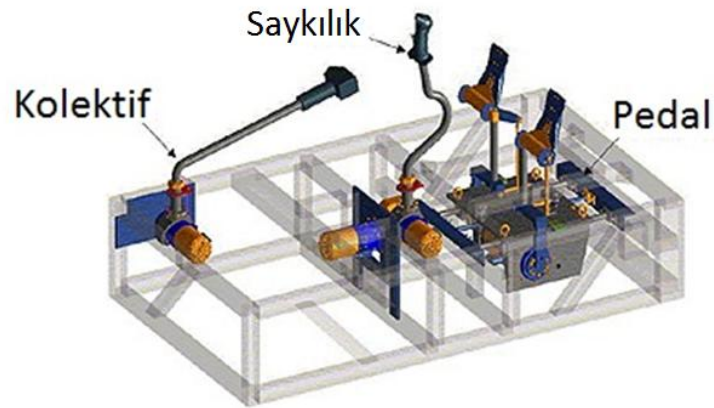
Kumanda yükleme sisteminin mekanik aksamı eyleyiciler ile pilot kumandaları (saykılık, pedal ve kolektif) arasındaki bağlantıları içerir. Helikopter kumanda yükleme sisteminin dört ekseni (kanalı) vardır. Bunlar yunuslama, yuvarlanama, pedal ve kolektiftir. Her ekseninde bir adet eyleyici bulunur.

Eyleyici tarafından üretilen kuvveti pilota ileten mekanik aksam, eyleyicinin üretebildiği en yüksek kuvvete dayanmalı, atalet ve sürtünme kuvvetleri minimum olacak şekilde tasarlanmalıdır.

Mekanik yönünden incelendiğinde kumanda yükleme sistemi tasarımında iki temel konsept vardır. Pilot kumandalarının eyleyicilere bağlanma şekline göre farklılık gösteren modüler ve eklemlı KYS konseptleri aşağıdaki bölümlerde detaylandırılmıştır.

### 2.2.1. Modüler Kumanda Yükleme Sistemleri

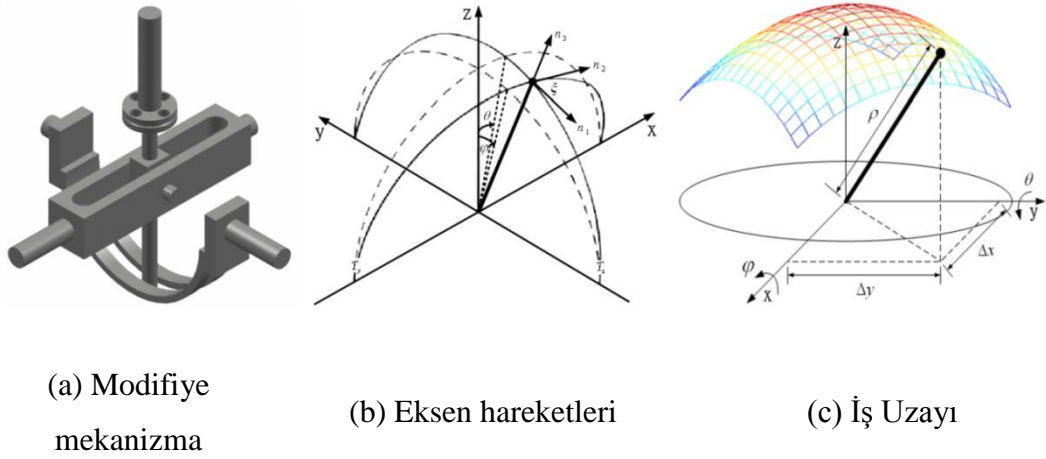
Modüler KYS'lerde pilot kumandaları eyleyicilere doğrudan bağlanır. Genellikle küçük boyutlu elektrik motorları tercih edilir. Bu motorlardan yüksek tork elde edebilmek için dişli kutuları kullanılır. Pilot hissiyatının etkilenmemesi için dişli kutularındaki boşluk minimum olmalıdır (örn.  $<8$  arcmin). Çoğunlukla tek pilotlu simülörlerde kullanılan bu sistemler, oldukça kompakt ve basit yapıdadırlar. Wittenstein firmasının geliştirdiği bu tarz bir KYS Şekil 11'de verilmiştir.



Şekil 11. Wittenstein firmasının modüler yapılı kumanda yükleme sistemi [33]

Pilot ve yardımcı pilotun olduğu simülâtorlerde her pilot için ayrı bir sisteme ihtiyaç olduğundan sekiz kanallı KYS gerekmektedir. Bu nedenle toplam maliyet yüksektir. Pilotlar arasındaki senkronizasyonun elektronik olarak sağlanması da güvenilirliği azaltmaktadır. Almanya Havacılık Merkezinin (DLR) Eurocopter EC135 helikopteri için geliştirdiği ve modüler KYS'nin kullanıldığı sekiz kanallı kumanda yüklemesinde her iki pilotun eş zamanlı bir şekilde kumanda kolu, pedal ve kolektiflerde kontrol kuvvetlerini hissetmeleri sağlanmıştır [34].

Modüler kumanda yüklemesi sistemlerinin bir alt kümesi olan ve uçak simülâtorlerinde kullanılan manevra kolu (sidestick), bilgisayar oyun kolu benzeri iki eksenli yapıdadır. Lin ve ark. [35] sanal gerçeklik tabanlı uygulamalar için haptik cihaz olarak tanımlanabilecek, kuvvet geri beslemeli, bir manevra kolu mekanizması tasarladıkları çalışmada, yük sensörü ve 2500 adım enkoderli servo motorlar kullanmışlardır. Şekil 12'de kuvvet geri beslemeli kumanda kolu tasarımına ait CAD modeli, eksen hareketleri ve ilgili birim vektörler ve kolun hareketinin sınırlandırıldığı iş uzayı ve uzaya ait denklemlerde kullanılan değişkenler gösterilmiştir [36].



Şekil 12. (a) Kuvvet geri beslemeli kumanda kolu ve (b, c) çalışma uzayı [36]

Hermans'ın yaptığı çalışmada [37], iki adet 10 Nm tork üretebilen servo motor ve dişli kutuları yardımıyla iki eksen birbirinden bağımsız hareket edebilmektedir. Her iki kanalda +/- 17 derece hareket limiti vardır (Şekil 13).



Şekil 13.Kumanda kolu tasarımı [37]

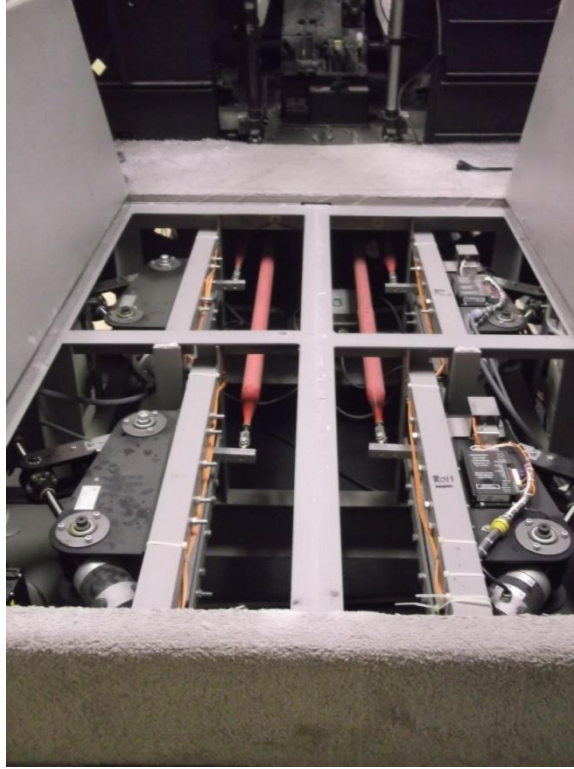
### 2.2.2. Eklemlı Kumanda Yükleme Sistemleri

Eklemlı sistemlerde pilot kumandaları ile motorlar birbirinden uzakta bulunur ve güç iletimi eklemlenmiş bağlar ile sağlanır. İki pilotlu simülatörlerde, pilotlar arasındaki bağlantının gerçek helikopterden aynen kopyalanmasına olanak sağladığı için, tercih edilir [19]. Eklemlı sistemlerde motor tarafından harekete geçirilen aksamın ataleti ve sürtünme kuvvetleri daha fazladır. Bunun yanı sıra kullanılan bağlantı elemanları arasında boşluk olmaması gerekir. Sistemin tasarımı modüler sisteme göre daha zordur.



Şekil 14. Dört kanallı, tork motorlu KYS [19]

Preotoni ve ark. [19] yaptığı uçuş mekaniği simülatorü için AgustaWesland firması ile beraber çalışarak iki pilotlu uçuş simülatorü geliştirmiş ve dört kanallı kontrol yükleme sisteminde kuvvet geri beslemeli 100 Nm nominal güç üretebilen tork motorları (ECoL 8000 Q-Line) kullanmışlardır (Şekil 14). Motor şaftı  $\pm 40^\circ$  hareket bandında maksimum 100 rpm hız ile tork üretmektedir. Pilota uygulanan kuvveti ölçmek için kullanılan yük hücresi ise motor şaftına bağlanan ekleme entegre edilmiştir.



Şekil 15. XV-15 simülatorü kontrol yükleme sistemi

Pennsilvanya devlet üniversitesinde kullanılan XV-15 simülatoründe dört kanallı KYS kullanılmaktadır (Şekil 15). Geliştirilen mekanizma motorun döner hareketi doğrusal hareketi çevrilir ve eklemleri doğrusal olarak hareket ettirir [38]. Yüksek hızlı servo motor (1000rpm) şaftına bağlanan bilyeli vida ve eklemler ile pilotlara kuvvet geri beslemesi yapılır. Hareket iletiminin doğrusallığını sağlamak ve bakım işlemlerini kolaylaştırmak için dört motorda pilot kabininin arkasına yerleştirilmiştir.

### 2.3. Standartlar

Flight Simulation Training Devices (FSTD -Uçuş Simülasyonu Eğitim Cihazları) ve Full Flight Simulator (FFS -Tam Uçuş Simülatörü) için belirlenmiş olan JAR FSTD H standardına göre derecelendirilen uçuş simülatörleri, sahip oldukları özelliklere göre B,C veya en üst derece olan D sınıfı olarak nitelendirilir.

JAR FSTD H standardı, JAR-STD 1H Helikopter Uçuş Simülatörleri, JAR-STD 2H Helikopter Uçuş Eğitim Cihazları ve JAR-STD 3H Helikopter Uçuş Simülatörleri standartları birleştirilerek oluşturulmuştur [16]. Standardın son güncellemesi 1 Ağustos 2008 tarihinde yapılmıştır. Bu tarihten itibaren 1H, 2H ve 3H standartları yürürlükten kaldırılmıştır.

En yüksek standart olan JAR-FSTD H seviye D standardına uygun olarak tam görev uçuş simülatörü geliştirilmesi, standartların çok yüksek olmasından dolayı zorlayıcı bir konudur [39,40]. Tam uçuş simülatörlerinde kullanılmak üzere KYS geliştirmek için yapılan çalışmalarda çoğunlukla helikopter üreticilerinden doğrudan destek alınmıştır [11, 19, 39, 41].

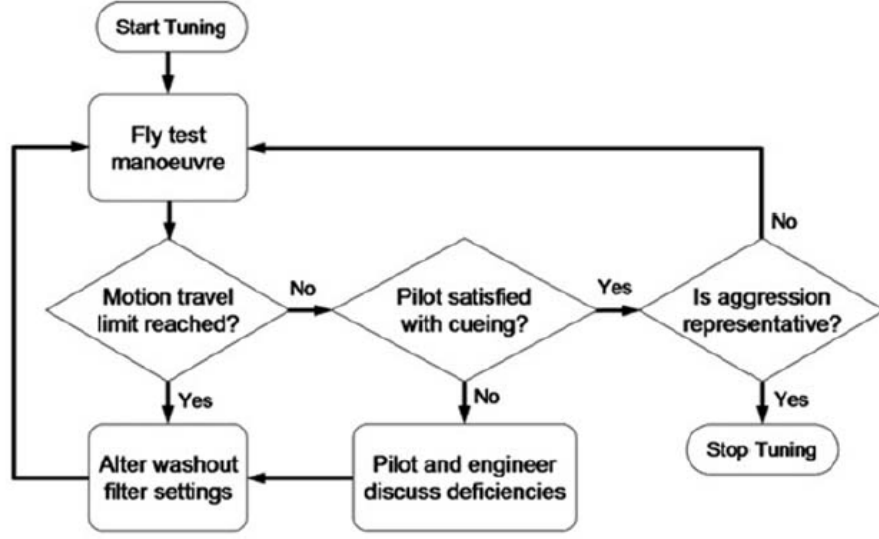
Standartlarda simülatörün tüm alt sistemleri için toleranslar tanımlanmıştır. JAR FSTD H seviye D standardına sahip bir helikopter simülatörünün kumanda yüklemesi sisteminin sahip olması gereken özellikler aşağıda listelenmiştir.

- Uçuş sırasında meydana gelen hava aerodinamik şartların etkisi modellenmelidir.
- Kumanda kuvvetleri ve ilgili yer değiştirme miktarları ile kumanda sistemlerinin serbest tepkileri simüle edilen helikopterin uçuş sırasındaki tepkileri ile aynı olmalıdır.
- Kumanda kollarının pozisyona bağlı olarak değişen kuvvet tepkileri aynı olmalıdır.
- Kumanda kolunun dinamik tepkileri aynı olmalıdır.
- Donanım ve yazılımlar kendi kendilerini sınaama özelliği barındırmalıdır.
- Dış çevrim modeli, helikopterin zeminde iken alınan kuvvet pozisyon ölçüm verileri kullanılarak yapılacaktır.

- Kumanda yükleme sistemi modeli gerçek helikopterin uçuş kontrol sistemi gibi her kumanda arasındaki tüm mekanik etkileşimleri içerecektir.
- Kumanda yükleme sistemi ana bilgisayardan yazılım ara yüzü kullanılarak etkinletirilme ve devre dışı bırakma yeteneğine sahip olmalıdır.
- Kumanda yükleme sistemi ana bilgisayar ile ethernet üzerinden en az 60 Hz'de iletişim içerisinde olmalıdır.
- Kumanda yükleme sisteminin gerekleğiği kuvvetler gerçek helikopterin ilgili kuvvetleri ile  $\% \pm 10$  toleransı bandında olmalıdır.
- Simülatörde bulunacak olan kumanda uzuvları (saykılık, pedal ve kolektif) helikopterin kumandalarının hareket limitlerini amayacak Ŗekilde hareket edebilmelidir.
- Kumanda yükleme sistemi bilgisayarı gerçek zamanlı bir iletim sistemine sahip olmalıdır.
- Kumanda yükleme sistemi kumanda kolları (saykılık ve kolektif) zerinde bulunan trim anahtarlarına (switch) bağlı olarak kuvvet, pozisyon değerlerinin değişimlerini helikopterden alınan ölçümlere uygun olarak gereklemelidir.

Pilotun dokunsal algısı ve görüşleri JAR standartlarına göre kabul testlerinde oldukça önemlidir [11]. KYS'de pilot, kuvvet algısı konusunda olumlu görüş belirtene kadar sistemin ince ayar (tuning) işlemleri devam eder (Ŗekil 16).





Şekil 16. Pilot görüşüne dayalı ince ayar işleminin akış diyagramı [42]

FAA standardına uygun uçuş simülâtörü geliştirilmesi için analitik ve deneysel modelleme araçlarının kullanılmasına ve birbirine bağılı deney serileri gerçekleştirilmesine dayanan yaklaşımlar kullanılmaktadır [42]. Uçuş simülâtörü doğruluğunu kanıtlamak için hava aracından ve simülâtörden ilgili standartlarda belirtilen durumlarda ölçümler alınır. İlgili standartta belirtilen tolerans limitleri dahilinde alınan ölçümlerin doğrulaması gerçekleştirilene kadar simülâtör modeli üzerinde ince ayar (tuning) işlemleri devam eder.

### **3. KUMANDA KUVVETLERİNİN ÖLÇÜMÜ VE MODELLENMESİ**

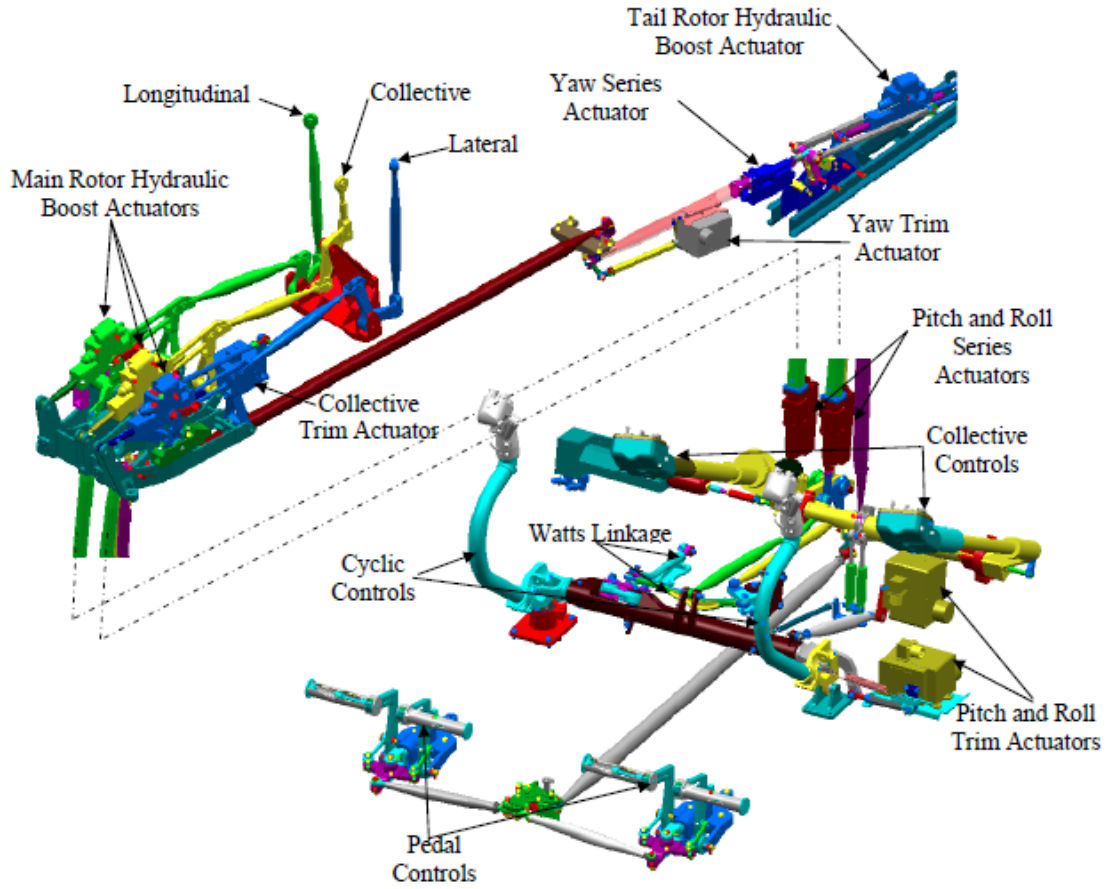
Kumanda yükleme sisteminin dış çevrimi, kumanda uzuvlarının konumlarına göre pilotun uygulaması gereken kuvvetleri hesaplayarak, gerçek helikopterin mekanik kumanda sistemini simüle eden Kumanda Simülasyon Modeli'ni (KSM) içerir. KSM, farklı helikopter modellerine uyarlanabilmesi için modüler ve parametrik bir yapıda olmalıdır. Pilotun kumanda kollarını hareket ettirebilmek uygulaması gereken kuvvetlerin ölçümü ve ölçülen kuvvetlerin KSM'de kullanılmak üzere modellenmesi bu bölümde anlatılmıştır.

#### **3.1. Mekanik Kumanda Sistemi**

Mekanik kumanda sistemi, temel olarak, helikopterin istenildiği gibi hareket ettirilmesini sağlayan sistemdir. Pilot kumandalarından alınan girdiler ana rotora ve kuyruk rotoruna mekanik bağlantı çubukları ve pilota yardımcı kuvvet oluşturan servolar ile iletilir.

Kumanda sistemi yuvarlanma, yunuslama, kolektif ve pedal alt sistemlerinden oluşur (Şekil 17). İki pilotlu helikopterlerde pilot ve yardımcı pilotun saykılık çubuğu, kolektif ve pedaldan oluşan kumandaları, birbirleri ile mekanik olarak bağlantılıdır. Pilotların uyguladığı kumanda girdileri mekanik bağlantı çubukları ve hidrolik eyleyiciler ile rotor pallerine iletilerek helikopter hareket ettirilir. Pilot girdilerine destek olmak için kararlılığı artırma sistemi (SAS-Stability Augmentation System), uçuş rotası stabilizasyonu (FPS – Flight Path Stabilization), güçlendirme servoları ve trim servoları kullanılır. Kumanda sistemi manüel olarak pilot ve yardımcı pilot tarafından veya otomatik uçuş kontrol sistemi (AFCS – Automatic Flight Control System) tarafından çalıştırılabilir [43].

Güçlendirme servoları pilot kumandaları ile karıştırıcı ünite arasında yer alır ve kumanda kollarına gelen kuvvetleri azaltır. Güçlendirici servolar çalıştığı durumda pilot kumandalarına kuvvet geri beslemesi olmaz. Çalışmadığı durumda ise tüm kuvvetler mekanik bağlantılar ile pilot kumandalarına iletilir.

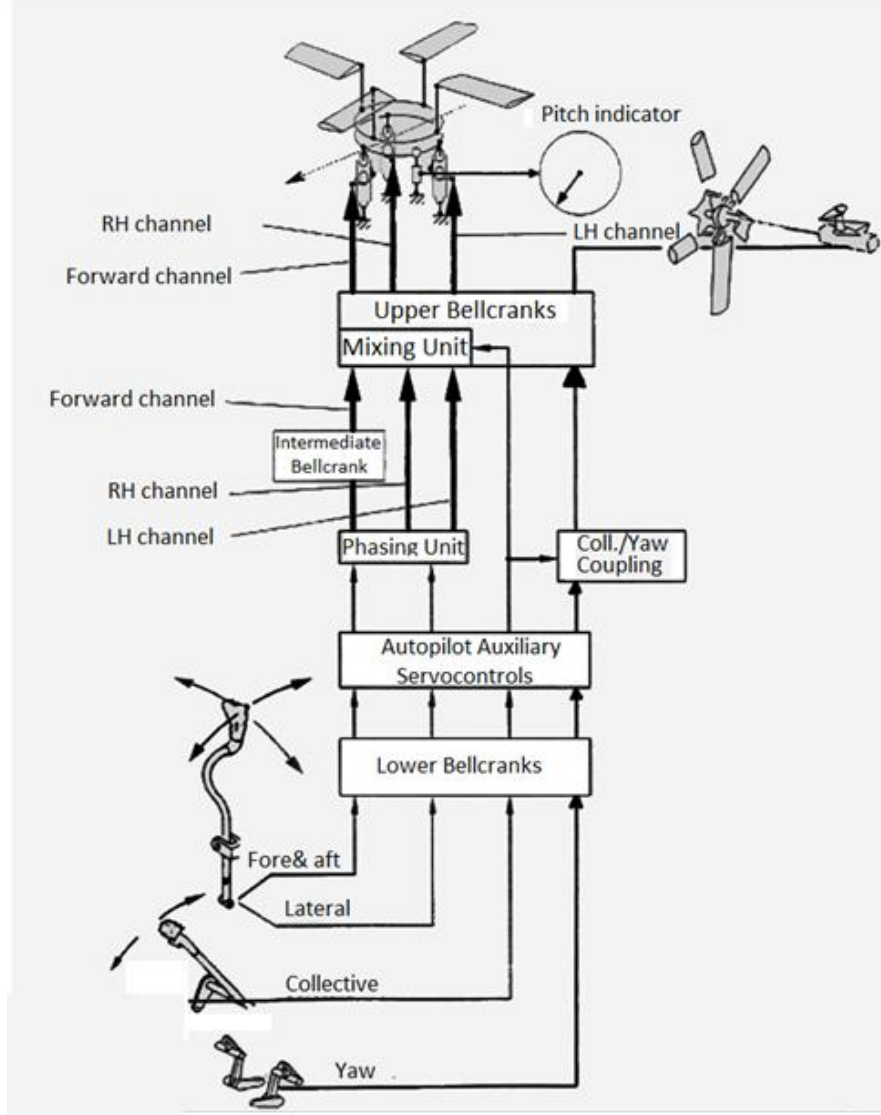


Şekil 17. Mekanik kumanda sistemi [44]

Karıştırıcı ünite (mixing unit) kumanda girdilerini mekanik olarak birleştirir ve rotor servolarının doğru hareket etmesini sağlar (Şekil 18). Kumanda sisteminde karıştırıcı ünitenin dört adet görevi bulunmaktadır:

- Kolektif ve yunuslama kanalarından gelen değişikliklerin neden olduğu rotor aşağı hava akımının(downwash) etkilerini dengeler.
- Kolektif girdisinin değişiminden kaynaklanan tork etkisini dengeler. Kolektif girdisi artığında kuyruk rotoru yunuslaması artar, kolektif azaldığında da azalır.
- Kuyruk rotoru itkisinin değişiminin neden olduğu yuvarlanma momentini dengeler.
- Kolektif girdisi azaltıldığında sol yanal eksene ana rotor girdisi, kolektif girdisi artırıldığında ise sağ yanal eksen için rotor girdisi sağlanır.

- Kuyruk rotoru yunuslamadan kaynaklanan dik kuvvet bileşenlerini dengeler. Kuyruk rotoru yunuslaması arttığından ana rotora ileriye doğru girdi, azaldığında ise ana rotor geriye doğru girdi gönderir.



Şekil 18. Kumanda sistemi diyagramı [43]

Karıştırıcı ünitenin çıkışında sağ, sol, ileri ve kuyruk kanalı olmak üzere dört adet hidrolik servo bulunur. Sağ, sol ve ileri kanalları ana rotor pallerini, kuyruk kanalı ise kuyruk rotorunun pallerini hareket ettirir. Helikopter kumanda sisteminin diyagramı Şekil 18’de verilmiştir.

### 3.2. Kumanda Simülasyon Modeli Kuvvetlerinin Hesaplaması

Kumanda sistemleri tersinir ve tersinmez olarak iki gruba ayrılır. Tersinmez kumanda sistemlerinde kontrol yüzeylerindeki aerodinamik kuvvetler pilotlar tarafından hissedilmediği için kuvvet hissi yerde ve uçuş esnasında aynıdır. Helikopterlerin neredeyse hepsi tersinmez kumanda sistemine sahiptir [15]. Dolayısıyla kumanda kuvvetlerinin ölçümü ve doğrulanması yerdeki helikopter üzerinde yapılabilir.

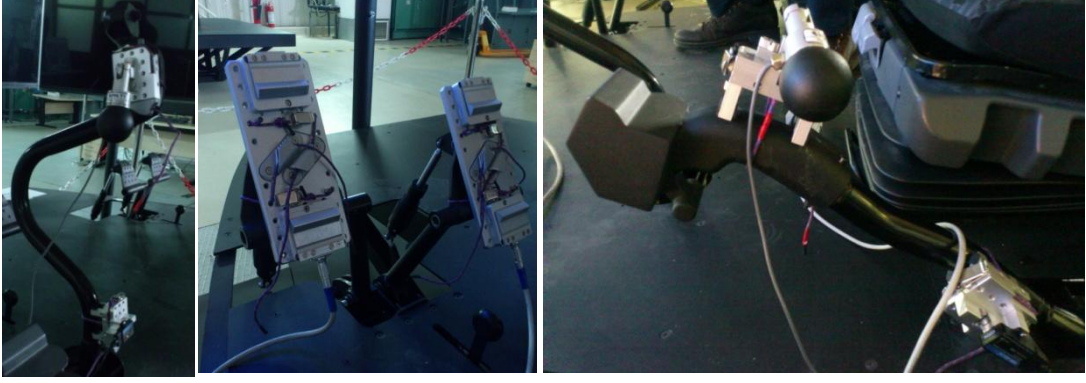
Kumanda Simülasyon Modeli (KSM) kuvvetlerinin hesaplanmasında teorik ve deneysel yöntemler kullanılabilir. KSM'nin teorik olarak hesaplanabilmesi için tüm kumanda sisteminin atalet, sürtünme, sönümlenme, aktarma oranı gibi parametrelerine ihtiyaç vardır. Bu parametreler askeri veya ticari gizlilikten dolayı ancak helikopter üretici firması ile ortak çalışarak elde edilebilecek bilgilerdir [23].

Deneysel yöntemde, helikopter kumandaları üzerinden kuvvet ölçümleri alınabilir. Bu kuvvetler temel olarak kablolar, bağlantı çubukları, rulmanlar gibi elemanlar arasındaki sürtünme kuvvetleri, yay kuvvetleri, iki yay arası koparma kuvvetleri ve hidrolik sistemlerin kuvvetlerinden oluşmaktadır.

Kumanda kuvvetlerinin ölçümü için özel tasarım kuvvet ölçüm sistemleri kullanılır. Kuvvet ölçüm sisteminde;

- Saykılık ve pedaldan kuvvet ölçümü almak için 0.01N hassasiyetli,  $\pm 1100$  N maksimum kapasiteli yük hücresi,
- Pedal kanalından ölçüm almak için tek yönlü (basma kuvveti) 0.1N hassasiyetli, 1500 N maksimum kapasiteli yük hücresi (sol ve sağ pedal için 2 adet)
- USB data toplama ünitesi, 100 Hz de data alınmaktadır.
- Üç eksen atalet ölçer (3DM-GX3: 100 Hz frekans,  $\pm 0.35^\circ$  doğruluk)
- Yük hücrelerinin ve atalet ölçerin kanallara bağlamak için kullanılan mekanik aparatlar,

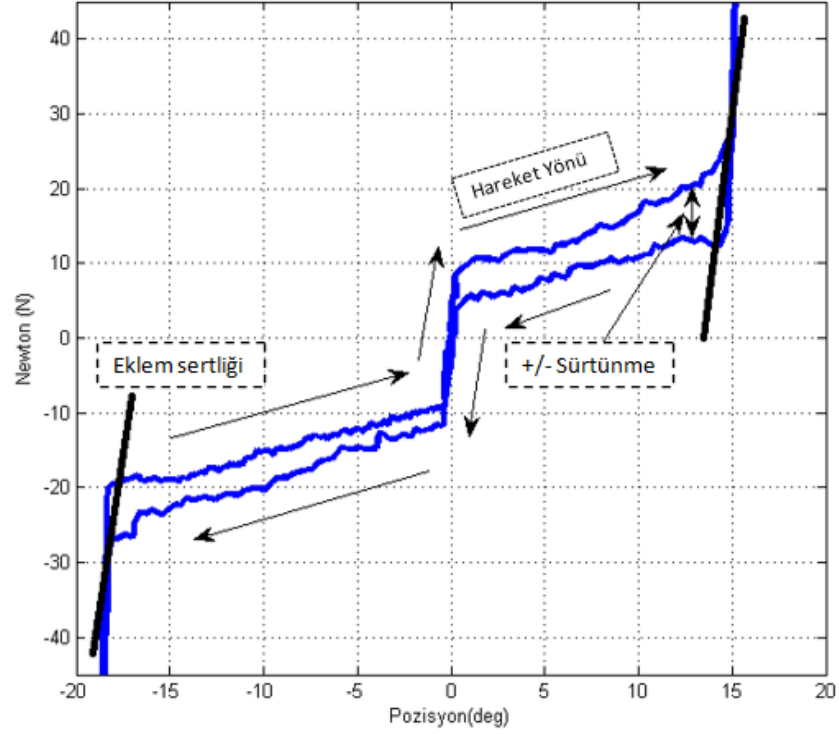
Bulunmaktadır. Uygun aparatlar ile ölçüm alınacak kanala, yük hücresi ve atalet ölçer bağlanır (Şekil 19). Helikopter ve simülatörden ölçüm alınırken ölçüm aletlerinin aynı şekilde ve konumda bağlanması gerekmektedir.



Şekil 19. Yük hücresi ve açölçer ile kuvvet ölçümü

Her bir kanaldan hareket limitleri ve konuma karşılık kuvvet bilgileri alınır. Yük hücresi pilot kabzalarına takılarak hareket limitleri boyunca konuma karşılık kuvvet grafikleri elde edilir. Ölçüm alınırken kumanda sıfır konumundan pozitif hareket limitine, sonra negatif hareket limitine daha sonra da tekrar sıfır konumuna sabit ve yavaş bir hızda hareket ettirilir. Böylece kumanda kolu ileriye ve geriye doğru hareket ederken veriler alınır. İleri ve geri yönde hareket boyunca sürtünme kuvvetleri ve ağırlık kuvveti bileşeninin değişiminden dolayı histerisiz oluşmaktadır. Hareket limitlerine ulaşıldığında mekanik sistemin esnemesinden dolayı küçük yer değişimlerine karşılık yüksek kuvvet değişimi olduğu görülmektedir.

JAR FSTD H FFS D sınıfı standardına göre helikopter üzerinden alınan veriler ile aynı yöntem kullanılarak, simülatör üzerinden alınan veriler karşılaştırılır [16]. Karşılaştırma sonucu maksimum hata %10'un altında olmalıdır.



Şekil 20. Örnek kuvvet-konum grafiği

Kuvvet-konum grafiklerinde Şekil 20’de görüldüğü üzere histerisiz vardır. Bunun sebebi sürtünme kuvveti ve atalettir. KSM oluşturulurken hareketin yönü dikkate alınmalıdır. Hareket limitinin sonundaki ani kuvvet artışları kumanda sisteminin esnemesinden kaynaklanmaktadır.

KSM girdileri pozisyon ve yön (ileri veya geri), modelin çıktısı ise kuvvettir. Eksenlerden alınan ölçümler, ileri ve geri yön olmak üzere iki grafik oluşturulur (histerisizden iki ayrı grafik oluşturulur). Yön bilgisine göre uygun grafik seçimi sağlanarak, lineer interpolasyon yöntemi ile mevcut pozisyon için kuvvet değeri hesaplanır. Yunuslama ve yuvarlanma eksenlerinde trim anahtar (switch) değeri de KSM girdisidir.

### 3.3. Kumanda Kuvvetlerinin Ölçümü

Bu bölümde, helikopter kumandalarından alınan konuma karşı kuvvet ve zamana karşı konum ölçümleri açıklanmıştır.

### 3.3.1. Konuma Karşı Kuvvet Ölçümleri

Kumanda sisteminin anlık kuvvetlerinin modellenenbilmesi için trim, hidrolik ve AFCS bileşenlerinin farklı durumlarında konuma karşı kuvvet ölçümleri alınır. Dört kanalda toplam 20 durum için ölçüm alınır. Bu durumlar Tablo 1’de verilmiştir.

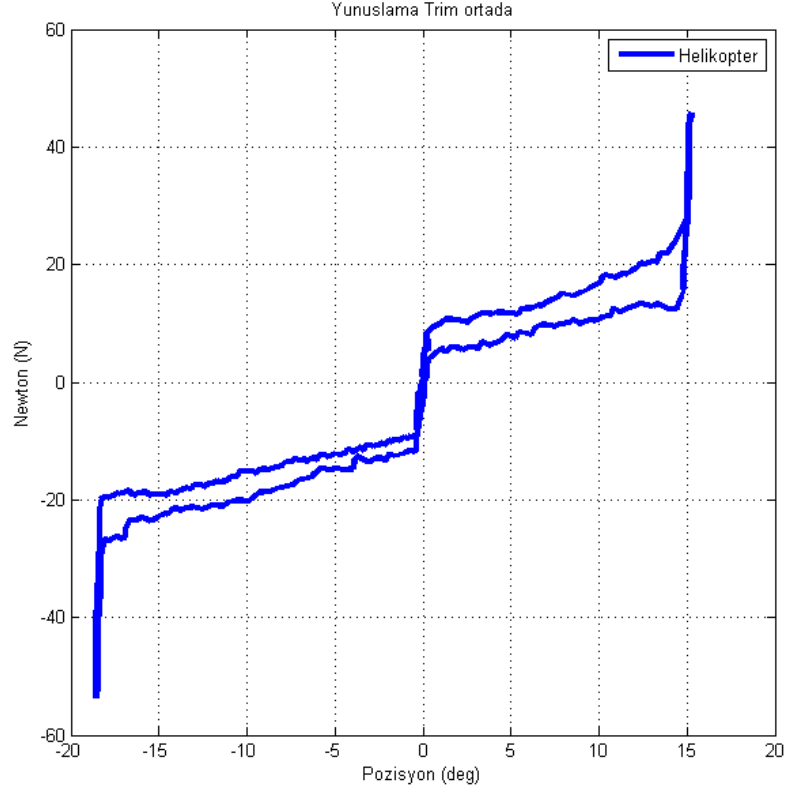
‘Trim’ durumu için ölçüm alınırken hidrolik sistem açıktır. ‘Hidrolik’ durumu için sistemle ilgili ölçümler alınırken de trim ortadadır. Her iki durumda da ölçüm alınırken AFCS kapalıdır.

Tablo 1. Helikopter kumandalarından konuma karşı kuvvet ölçülen durumlar

<b>YUNUSLAMA</b>	<b>TRIM</b>			
	ORTA	ND	NU	Serbest
	<b>HİDROLİK</b>			
	A/P Kapalı		Açık/Kapalı	
<b>YUVARLANMA</b>	<b>TRIM</b>			
	ORTA	LWD	RWD	Serbest
	<b>HİDROLİK</b>			
	A/P Kapalı		Açık/Kapalı	
<b>KOLEKTİF</b>	<b>TRIM</b>			
	ORTA			
	<b>HİDROLİK</b>			
	A/P Kapalı		Açık/Kapalı	
<b>PEDAL</b>	<b>TRIM</b>	ORTA		
	<b>HİDROLİK</b>	A/P OFF	Orta	
			Yukarı	
			Aşağı	
Açık/Kapalı				



Tablo 1 de verilen durumlarda helikopter üzerinden alınan diğer ölçümler Ek 1’de verilmiştir. Yunuslama kanalında trim ortada durumunda alınan ölçüm Şekil 21’de verilmiştir.



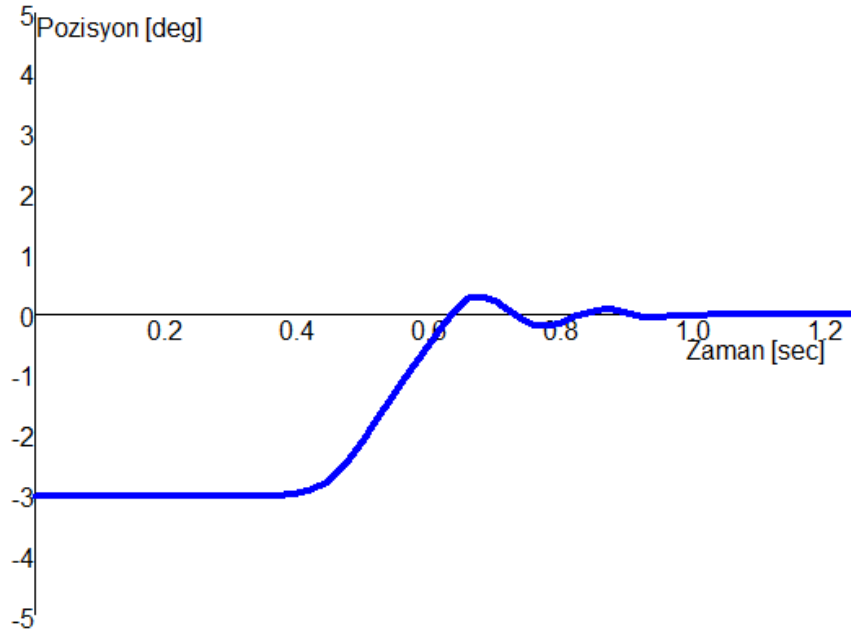
Şekil 21. Yuvarlanma Kanalı, trim ortada durumunda alınan konuma karşı kuvvet ölçümü

Yunuslama ve yuvarlanma kanallarında dört adet trim durumu için alınan ölçümler, saykılık üzerinde yer alan trim düğmesi ile pilot kontrolündedir. Pilotlar saykılık üzerinde yer alan trim düğmesine basılı tuttuğunda trim serbest durumunda alınan kuvvetleri hisseder. Pilotun trim düğmesini bıraktığı pozisyon artık sanal sıfır olarak kabul edilir ve saykılık mutlak sıfır yerine sanal sıfır noktasına doğru dinamik davranışını gerçekleştirir. Hidrolik durumlar için alınan ölçümler donanım arızasındaki kuvvetleri temsil eder. Trim durumları arasında geçişleri pilot kontrolündeki, saykılık üzerinde bulunan anahtar (switch) trim ile gerçekleşir. Hidrolik durumlar ise donanım arıza durumunu simüle ettikleri için sadece ana bilgisayar tarafından durumlar arasında geçiş yapılır.

### 3.3.2. Zamana Karşı Konum Ölçümleri

Saykılık eksenleri, yunuslama ve yuvarlama, sıfır konumundan uzaklaştırılıp serbest bırakıldığında sıfır konumu çevresinde sönümlü salınım yaparlar (Şekil 22). Zamana karşı konum ölçümleri kumandaların serbest davranışını gösterir. Bu ölçüm sadece yunuslama ve yuvarlama kanallarından alınır. Pedal ve kolektif, kuvvet uygulanmadığı durumda konumlarını korudukları için bu ölçüme gerek yoktur.

Serbest davranışın doğrulanmasında konumun sıfıra ilk ulaştığı zamandaki hata % 10'un altında olmalı, oturma periyot sayısı aynı olmalıdır.



Şekil 22. Yunuslama kanalının zamana karşı konum grafiği

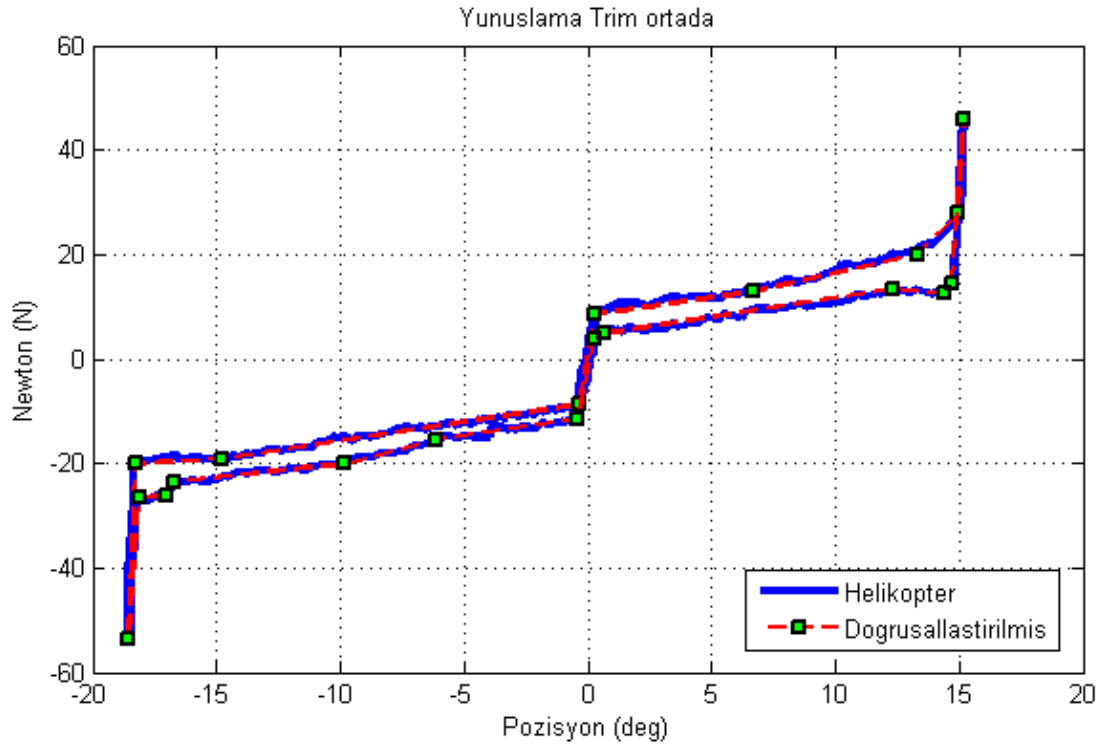
Kuvvet ölçüm sistemindeki atalet ölçer saykılık eksenlerine bağlanır, ölçüm yunuslama ve yuvarlanma kanalı için ayrı ayrı yapılır. İstenilen herhangi bir pozisyona (örn. -3 derece) getirilerek, ölçüm başlatılır ve eksen serbest bırakılarak zamana karşı konum grafiği çizdirilir (Şekil 22).

### 3.4. Kuvvet Ölçümlerinin Doğrusallaştırılması

Helikopterden alınan ölçümlerden alınan verilerdeki gürültünün giderilerek doğrusallaştırılması gerekir. Küçük konum değişimlerine (<%0.5) ait kuvvet ve

pozisyon verileri filtrelenir. Kumanda kolları hareket yönüne göre farklı kuvvet değerlerine sahip olduğu için konum - kuvvet verileri hareket yönüne göre ayrılarak ileri ve geri yön olmak üzere iki farklı veri oluşturulur. Tüm verilerdeki x-ekseni (konum) ve y-ekseninin (kuvvet) pozitif yönde değiştiği kabul edilerek eğimin belirli değere ulaşması durumunda bu konum-kuvvet değerini kırılma noktası olarak belirler. Bu şekil ileri ve geri yön verileri doğrusallaştırılır.

Bu işlem sonucunda doğrusal interpolasyon yöntemi ile istenilen konumda kuvvet hesaplanabilir. Konuma karşı kuvvet grafiklerinin tümü doğrusallaştırılarak KSM oluşturulur. Şekil 23’de doğrusallaştırma işlemine bir örnek gösterilmiştir. KSM de kullanılan doğrusallaştırılmış grafiklerin tümü Ek 1 de verilmiştir.



Şekil 23. Doğrusallaştırılmış konuma karşı kuvvet grafiği örneği

## 4. KUMANDA YÜKLEME SİSTEMİ TASARIMI

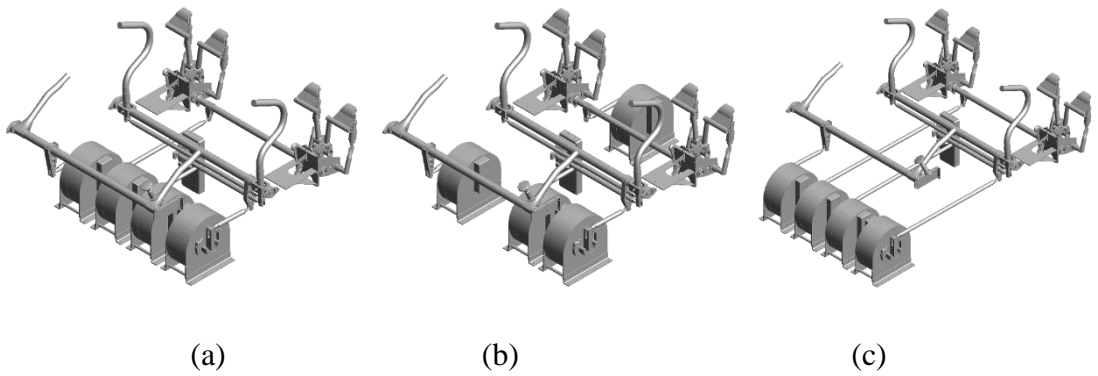
Kumanda Yükleme Sistemi tasarımı, donanım bileşenleri ve kontrol sistemi olarak iki gruba ayrılmıştır.

### 4.1. Donanım Bileşenleri

Bu çalışmada yapılan tasarım Eurocopter firmasına ait Cougar (AS 532) helikopter simülatörü içindir. Bu helikopter iki pilotlu olduğundan eklemli KYS konsepti tercih edilmiştir. Bu bölümde KYS'nin mekanik parçalarının tasarımı ile elektromekanik bileşenlerin seçimi anlatılmıştır.

#### 4.1.1. Mekanik Aksamın Tasarımı

Cougar AS 532 helikopterinin kokpit ölçülerinin baz alındığı, pilot kumandalarının gerçek helikopter ile birebir aynı boyutta ve konumda olduğu bir KYS için ön tasarımlar geliştirilmiştir. Bu tasarımlarda kullanılan motorların ölçüleri benzer bir simülatörden alınmıştır. Şekil 24'de verilen görseller sırasıyla KYS mekanik aksam tasarımının evrimine aittir.

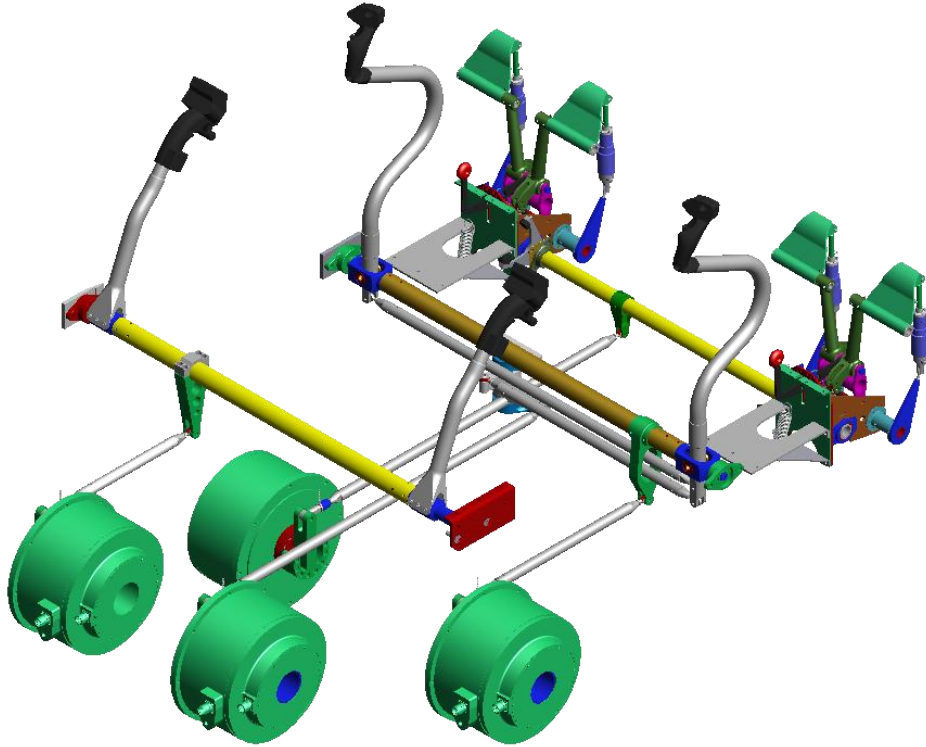


Şekil 24 KYS ön tasarım evrimi

Başlangıçta tasarım minimum hacim kriterine göre yapılmış ve Şekil 24(a)'daki konsept ortaya çıkmıştır. Ancak, ileride simülatöre eklenmesi muhtemel aviyonik sistemler gibi bileşenler için yeterli yer bulunamaması riski vardır. İkinci tasarımda

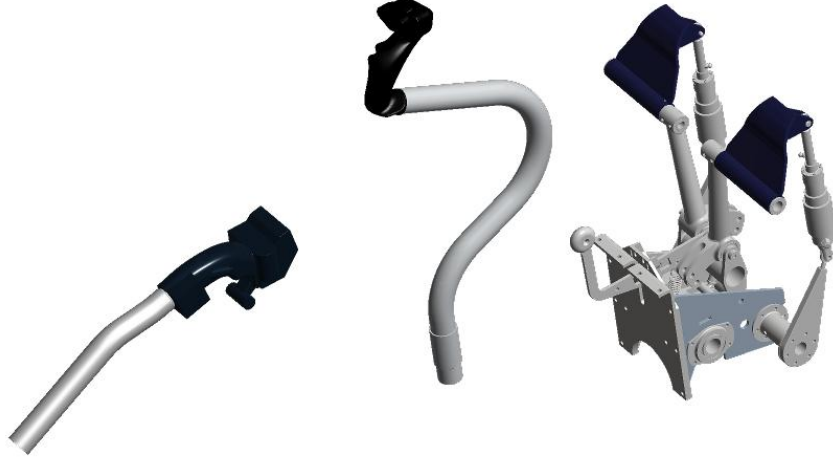
(Şekil 24(b)) pedal eksenini motoru ve bağlantıları ön kısma yerleştirilerek ek komponentlere nispeten yer açılmıştır. Fakat pedal eksenindeki eklem boylarının kısalmasının hareket iletiminin doğrusallığını azalttığı anlaşılmıştır. Şekil 24(c)'de gösterilen tasarımda minimum hacim hedefinden vazgeçilmiş, bağların boyları uzatılarak bütün motorlar sistemin arkasına taşınmıştır. Böylece hem diğer komponentlere yer açılmış, hem de tüm eksenlerdeki doğrusallık artırılmıştır. Olası bakım işlemleri için sistem bileşenlerine ulaşım diğer tasarımlara göre daha kolaydır.

Ön tasarım üzerinde yapılan analizler ve kullanılacak motorun seçiminden sonra tasarım revize edilmiş ve son halini almıştır (Şekil 25). Tanesi 30 kilogramın üzerinde olan motorların tek bir modül üzerinde olmasının montaj ve bakım işlemlerini zorlaştıracığı öngörülmüş ve motor yerleşimleri ikişerli gruplar halinde olacak şekilde değiştirilmiştir.



Şekil 25. KYS mekanik tasarımı

#### 4.1.2. Pilot Kumandaları

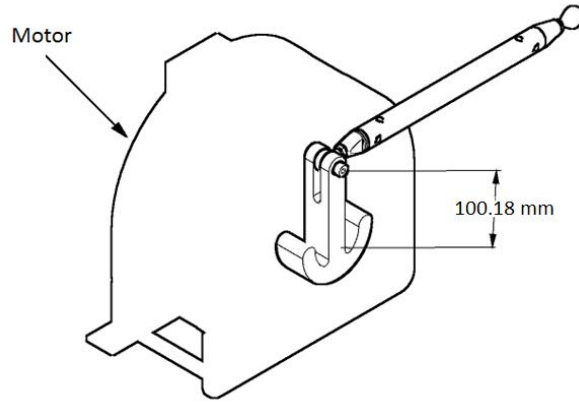


Şekil 26.Pilot kumandaları

Pilot kumandaları ve kabzaları (Şekil 26) Cougar AS532 ile tamamen aynıdır. Metal aksam helikopter üzerinden ölçüm alınarak modellenmiş ve üretilmiştir. Saykılık ve kolektif kabzalarının modelleri helikopter üzerinden üç boyutlu tarama yöntemi ile alınarak bilgisayara aktarılmıştır. Her saykılık kabzası üzerinde trim ayarı ve bip trim için bir adet aç/kapa ve bir adet dört yönlü olmak üzere iki adet anahtar (switch) bulunmaktadır. Kolektif kabzalarında anahtar bulunmamaktadır.

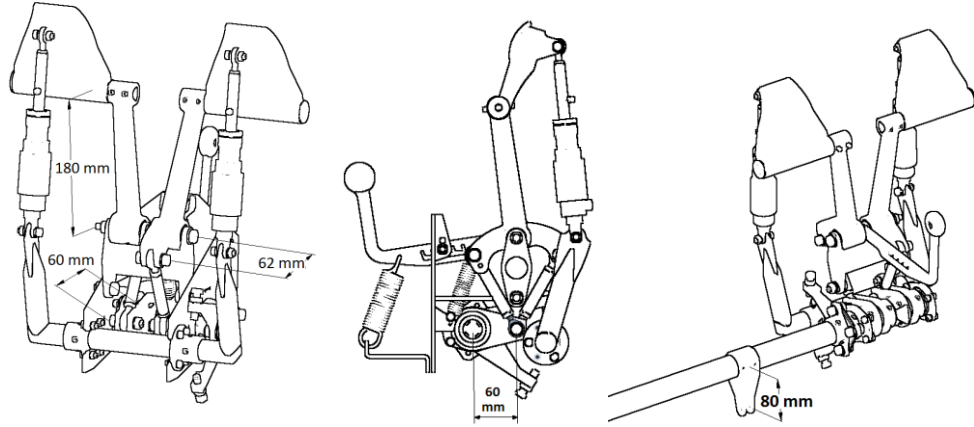
#### 4.1.3. Aktarma Oranlarının Hesaplanması

Eklemlili kumanda yükleme sistemlerinde bağlantı parçalarının boyutlarından kaynaklanan aktarma oranlarının hesaplanması gerekmektedir. Aktarma oranları pilot kumandalarının konumlarının motor tarafındaki konum sensörleri tarafından doğru algılanması ve pilotun hissetmesi gereken kuvvetin doğru üretilmesi için önemlidir. Diğer taraftan, KYS eksenlerine bağlanacak motorların sahip olması gereken asgari kapasitenin belirlenmesi için aktarma oranlarının bilinmesine ihtiyaç vardır.



Şekil 27. Motor bağlantı çubuğu

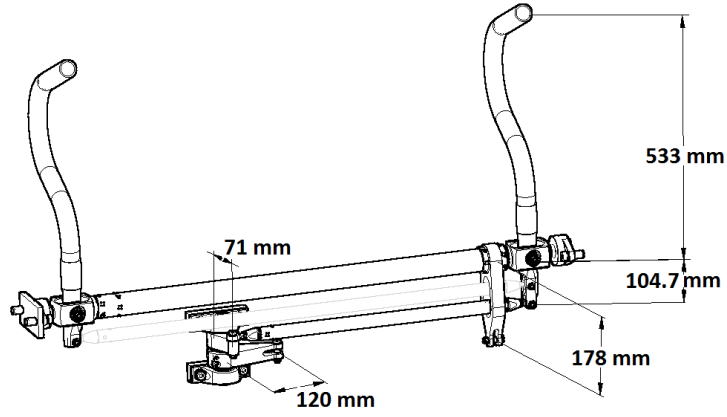
Motor bağlantısı Şekil 27’de gösterildiği gibidir. Motor miline bağlı moment kolu 100,18 mm’dir, bu değer aşağıdaki aktarma oranı hesaplarına dahil edilmiştir. Sapma eksen mekanizmasının ölçüleri Şekil 28’de, aktarma oranı hesabı (4.1)’de verilmiştir.



Şekil 28. Pedal mekanizması

$$L_{sap} = \frac{([180 \cdot 60] / 62) \cdot 100,18}{80} = 218 \text{ mm} = 0,218 \text{ m} \quad (4.1)$$

Saykılık kumandasının yunuslama ve yuvarlanma eksenlerinin ölçüleri Şekil 29’de, aktarma oranı hesapları (4.2) ve (4.3)’te verilmiştir. Şekilde gösterilmeyen pilot kabzasının uzunluğu 120 mm hesaplara dahil edilmiştir.



Şekil 29. Saykılık mekanizması

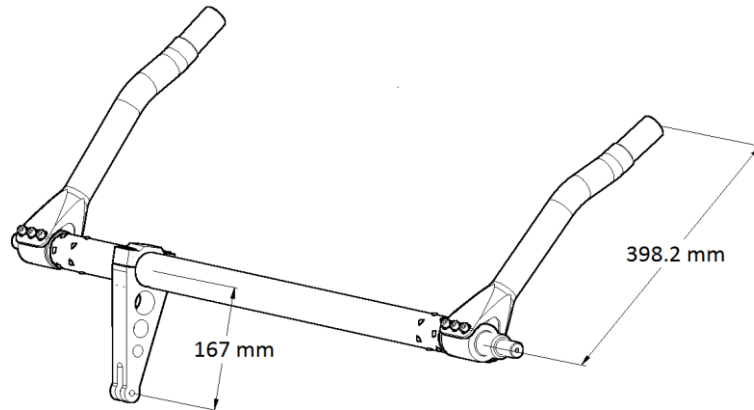
Yunuslama:

$$L_{yun} = \frac{(533+120)*100.18}{178} = 367 \text{ mm} = 0.367 \text{ m} \quad (4.2)$$

Yuvarlanma:

$$L_{yuv} = \frac{(533+120)*71*100.18}{104.7*120} = 369.7 \text{ mm} = 0.370 \text{ m} \quad (4.3)$$

Kolektif ekseninin ölçüleri Şekil 30'da, aktarma oranı(4.4)'te verilmiştir. Resimde olmayan pilot kabzasının uzunluğu 120 mm hesaba dâhil edilmiştir.



Şekil 30.Kolektif mekanizması



$$L_{kol} = \frac{(398+120)*100.18}{167} = 310 \text{ mm} = 0.310 \text{ m} \quad (4.4)$$

Kumanda kuvvetlerini oluşturabilmek için tork motorları tercih edilmiştir. Motorların tork kapasitesi belirlenirken her ekseninde karşılaşılabilecek en yüksek kuvvetler baz alınmıştır. Bölüm 3'te açıklanan kuvvet ölçümleri incelendiğinde en yüksek kuvvetlerin hidrolik kapalı durumda ortaya çıktığı görülmektedir. Her eksenin hidrolik kapalı durumunda karşılaştığı en yüksek kuvvet değeri yukarıda hesaplanan net moment kolu ile çarpılarak motorun uygulaması gereken sürekli tork değeri elde edilmiştir. Atalet ve sürtünme kuvvetleri hesaplara dahil edilmemiştir. Eksenlerin maksimum kumanda kuvvetleri, aktarma oranları ve karşılık gelen motor torkları Tablo 2'de verilmiştir.

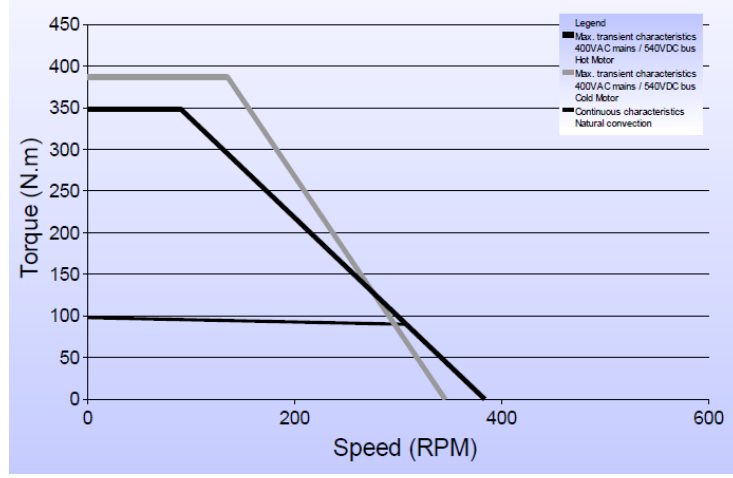
Tablo 2. KYS eksenlerinde maksimum kuvvetler, aktarma oranları ve motor torkları

No	Kanal	Maksimum Kuvvet(N)	Aktarma Oranı, L (m)	Maksimum Tork (Nm)
1	Sapma	350	0.218	76.3
2	Yunuslama	60	0.367	22.02
3	Yuvarlanma	50	0.370	18.5
4	Kolektif	150	0.310	46.5

En yüksek torka sapma ekseninde ihtiyaç duyulmaktadır. Bu değer 1.3 güvenlik katsayısıyla çarpılarak motorların uygulaması gereken maksimum sürekli tork değeri 100 N.m olarak belirlenmiştir.

#### 4.1.4. Elektromekanik Bileşenlerin Seçimi

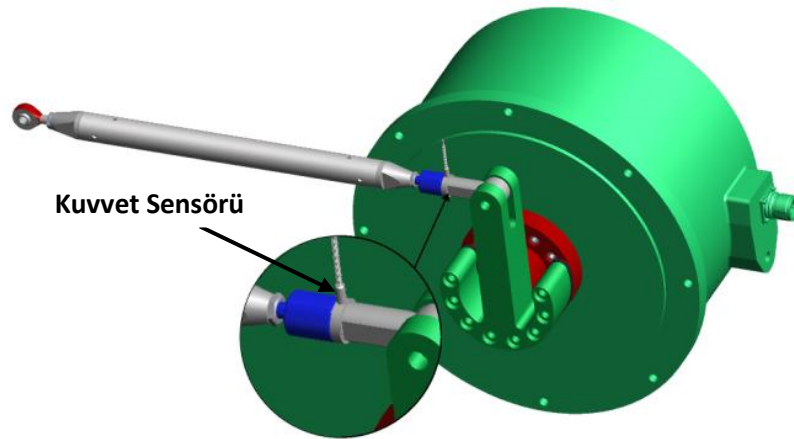
Eksenlerin her biri için Parker 300ST2M tork motoru seçilmiştir. Hava soğutmalı olarak kullanılan motorlar 200 rpm hızda 98 N.m tork üretilebilmektedir (Şekil 31). Motorun özellikleri Ek 2'de verilmiştir.



Şekil 31. PARKER 300ST2M tork motorunun tork/hız karakteristiği

Motorlar Parker firmasının C3S075 V4 F10 I31 T11M00 kodlu sürücüsü ile sürülmüştür. 8 A nominal akım, 15 A tepe akımı sağlayabilen sürücüler EtherCAT iletişim arayüzüne sahiptir.Sürücü hakkında detaylı bilgi Ek 3'te verilmiştir. Sürücükonum, hız veya tork kontrolüne olanak sağlamaktadır.Sinyal akış diyagramı Ek 4'de verilmiştir.

Kumanda uzuvlarına uygulanan net kuvveti algılamak için her eksende yük hücrelerine ihtiyaç vardır.Yük hücreleri mekanik bağlantı çubuklarına Şekil 32'de gösterildiği gibi aksenal bağlanmıştır.



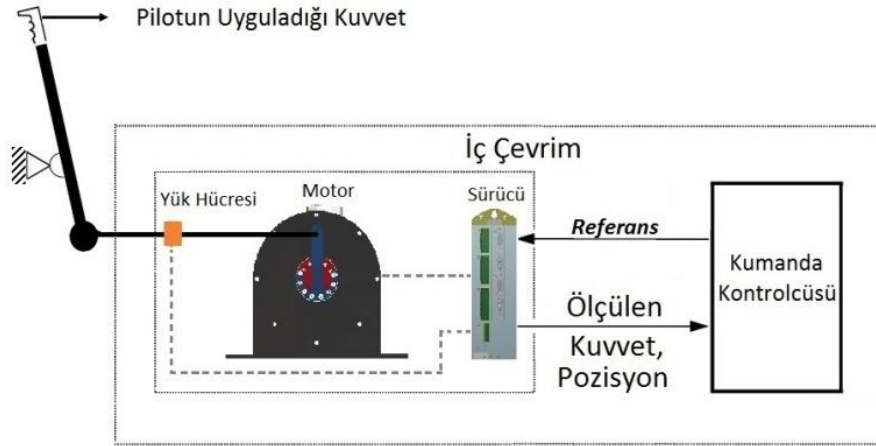
Şekil 32.Kuvvet sensörü bağlantısı

FUTEK LCM 200 kuvvet sensörleri, FUTEK CSG110 analog yükselticiler ile birlikte kullanılmış, kuvvet verisi motor sürücüleri üzerinden okunmuştur. Eksenel yönde 1112 N (250lb) çekme ve basma kuvvetleri  $\pm 10$  V aralığında okunabilmektedir. Kuvvet ölçümleri 1kHz bant genişliğinde alınabilmektedir. Yük hücresi ve analog yükseltici bilgileri Ek 5’te verilmiştir.

Kumanda yükleme sisteminde kullanılan motorların ve sürücüleri güç beslemesi sırasıyla 360 V ve 24 V ile sağlanmaktadır.

#### 4.2. Kontrol Sistemi

Kumanda Simülasyon Modeli (KSM) tarafından hesaplanan kuvvetlerin pilot kumandalarında anlık olarak gerçekleşmesi her kanalın iç çevriminin görevidir. Kumanda uzvunun konumu ve kumanda uzvuna uygulanan net kuvvet anlık olarak ölçülür. Motorlara gönderilecek referans sinyaller, ölçülen konum ve kuvvet bilgilerine bağlı olarak üretilir. İç çevrimin şeması Şekil 33’te verilmiştir.



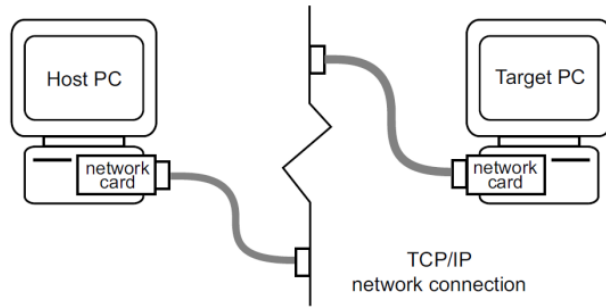
Şekil 33. İç çevrim şeması

Pilotun dokunsal algısının gerçekçi olması için iç çevrim hızının asgari 2 kHz olması gerekmektedir. Bu gereksinimin sağlanması için, öncelikle, kontrol bilgisayarında gerçek zamanlı işletim sistemi kullanılmalıdır. Motor sürücüleri ile kontrol bilgisayarı arasındaki veri iletişiminin de yüksek hızlı bir iletişim protokolüyle sağlanması gerekir. Bu çalışmada gerçek zamanlı işletim sistemi olarak

MATLAB/xPC Target, haberleşme protokolü olarak da EtherCAT tercih edilmiştir. Bölümün devamında bu teknolojiler detaylandırılmış ve yapılan uygulama anlatılmıştır.

#### 4.2.1. xPC Target

Bir MATLAB eklentisi olan xPC Target, katı gerçek zamanlı işlem yapılabilmesine olanak sağlar. Ana bilgisayar ve hedef bilgisayar olmak üzere iki bileşenden oluşur. Ana bilgisayarda MATLAB/Simulink çalışmaktadır. Hedef bilgisayarda ise xPC Target kerneli çalışır (Şekil 34). Bilgisayarlar arasındaki bağlantı TCP/IP üzerinden kurulduktan sonra, MATLAB’da geliştirilen model C koduna dönüştürülerek hedef bilgisayara gönderilir ve çalıştırılır. Model hedef bilgisayarda çalışırken herhangi bir parametre sistemi durdurmadan izlenebilir ve değiştirilebilir. Hedef bilgisayar olarak herhangi bir masaüstü bilgisayar kullanılabilir ancak ağ kartı ve ekran kartı çip seti, sistemin düzgün çalışması için önemlidir. Bu çalışmada hedef bilgisayar olarak endüstriyel çalışma istasyonu olan HP Z 620 bilgisayarı kullanılmıştır.



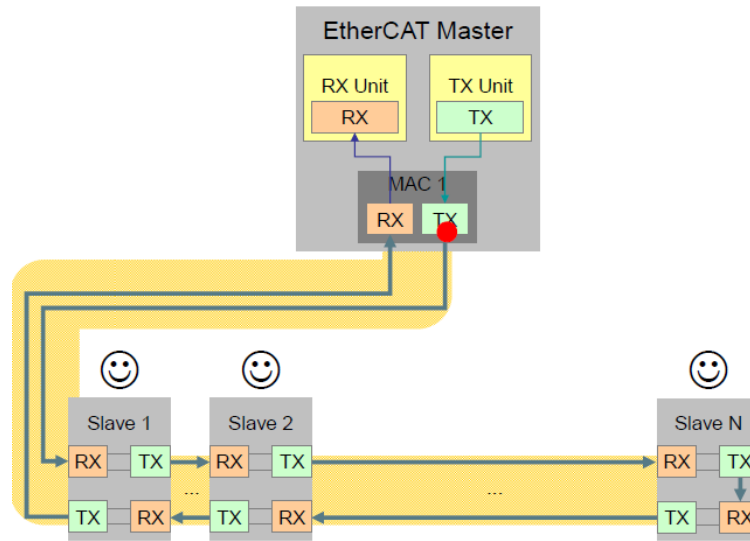
Şekil 34.xPC Target bağlantı şeması [45]

C kodu gönderildikten sonra hedef bilgisayar, isteğe bağlı olarak, tek başına da çalışabilir. xPC Target CAN, etherCAT, RS232 gibi birçok haberleşme protokolünü desteklemektedir. EtherCAT’ın çalışabilmesi için gerekli ağ adaptörü konusunda çip set kısıtlamaları bulunmaktadır. EtherCAT’ın kullanılabilmesi için Intel 825XX çip setli bir ağ adaptörü gerekmektedir.

#### 4.2.2. EtherCAT haberleşme protokolü

EtherCAT (Ethernet for Control Automation Technology) protokolü, diğer endüstriyel haberleşme protokolleri arasında en yeni ve en hızlı protokoldür. 2004 yılında ETG firması tarafından açık kaynak olarak Ethernet altyapısından geliştirilmiştir. EtherCAT, en etkili haberleşme çözümü sunan çözümdür [46, 47].

Merkez-uydu (master-slave) haberleşmesine dayalı olarak çalışan EtherCAT, bir merkez ve birçok uydu cihazdan oluşmaktadır (Şekil 35). Merkez, uydu cihazlara önceden belirlenmiş veri paketlerini gönderir. Veri paketi uydu cihazlarda veri alış-verişini aynı anda yapar. Kullanılan datagram ethernet temelli olup endüstriyel uygulamalar için değiştirilmiş ve geliştirilmiştir.



Şekil 35. EtherCAT iletişim şeması [47]

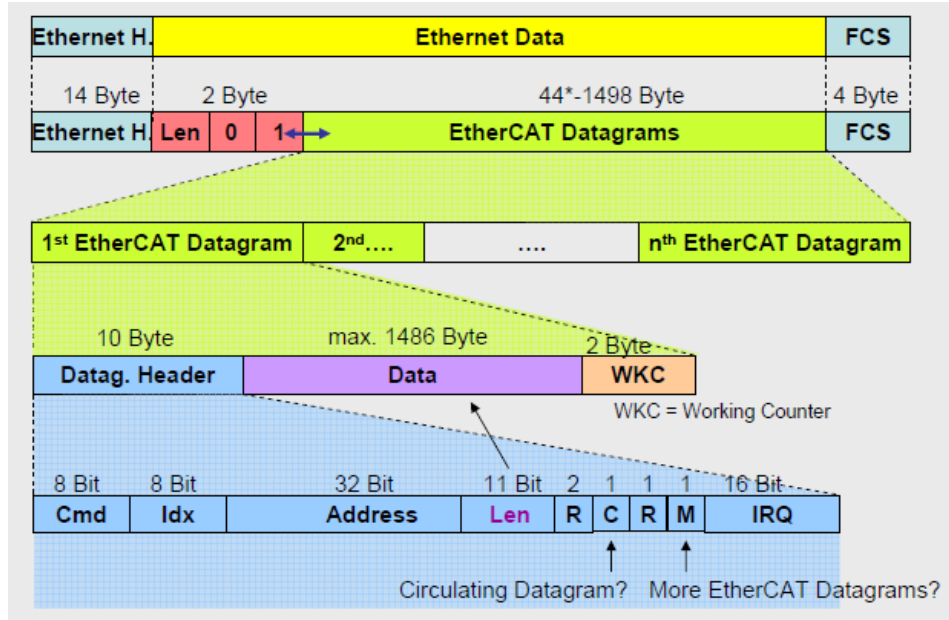
EtherCAT I/O seviyesinde gerçek zamanlı haberleşmeyi sağlar. Dijital, analog giriş çıkışlar, motor sürücüler ve farklı ara yüzü sistemleri tek bir EtherCAT protokolü ile kontrol edilebilir. EtherCAT transfer hızı 2x100 Mbit/s (tam çift yönlü iletim hızı)'dır. Ayrıca aynı ağda 256 adet dijital I/O ile 11µs, ayrıştırılmış 100 merkeze dağıtılmış 1000 dijital I/O ile 30 µs, 16 bit çözünürlüklü 20 kHz örnekleme 200 analog I/O ile 50 µs, 100 adet servo motoru ile 100µs yenileme sürelerinde

haberleşmek mümkündür. I/O modülleri sisteme sonradan eklenebilir veya çıkarılabilir.

Merkez olarak tabir edilen ana cihaz, özel bir karta ihtiyaç duymaz, çok basit bir arabirimle mevcut Ethernet denetleyicileri EtherCAT cihazı olarak kullanılabilir. Bu nedenle EtherCAT küçük ve orta büyüklükteki kontrol platformları için de uygundur.

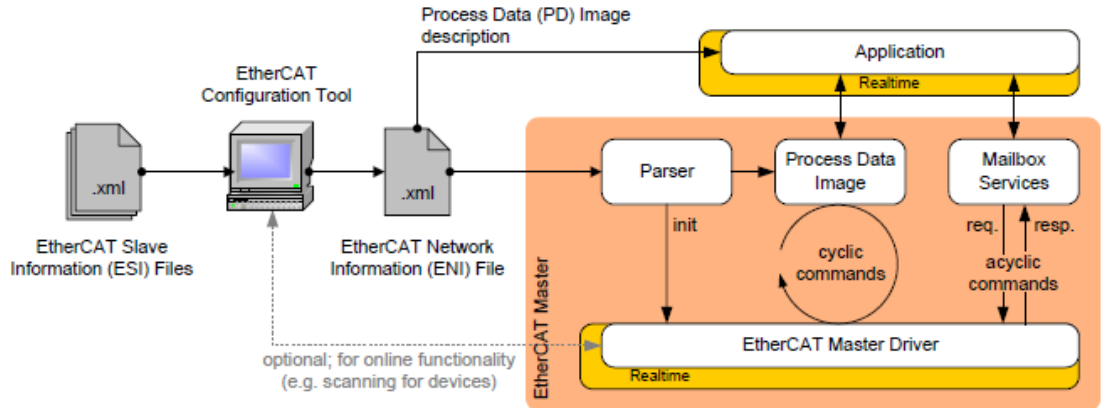
EtherCAT teknolojisinin sunduğu yüksek performans ile klasik fieldbus yapılarıyla gerçekleştirilen sistemlerin denetim ve düzenlenmesi yapılabilir [48]. EtherCAT protokolünün işlemlerini bilgisayar işlemcisi yaptığı için yüksek işlem kapasiteli işlemciler ile daha yüksek performans değerlerine ulaşmak mümkündür. EtherCAT protokolü sadece servo sürücülerinin hız kontrolünün yanında dağıtık sürücülerin akım kontrolünü de sağlayabilmektedir.

EtherCAT, standart IEEE 802.3 ethernet yapısını kullanmaktadır. EtherCAT veri yapısı Şekil 36’da verilmiştir.



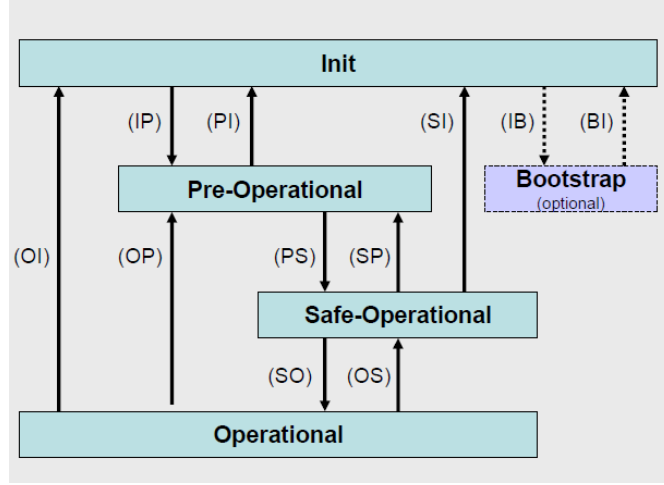
Şekil 36. EtherCAT veri yapısı [47]

EtherCAT veri yapısının önceden oluşturulması, hangi uydularda hangi veri alışverişlerinin gerçekleştirileceğinin belirlenmesi gerekmektedir [49]. Tüm uydu cihazlar için cihaz bilgi (ESI –EtherCAT Slave Info) xml dosyası gerekmektedir. ESI xml dosyası veri isimleri, indeks bilgilerini içerir. Tüm cihazlar arasındaki bağlantılar standart ethernet kabloları (>CAT5) ile yapıldıktan sonra TwinCAT veya benzeri EtherCAT yapılandırma programları yardımı ile uydu cihazlarda kullanılmak istenen veriler ve çevrim süreleri ayarlanır. İşlemlerin veri bilgilerini içeren EtherCAT ağ bilgisi (ENI) xml formatında EtherCAT merkezine yüklenir ve tüm veri yapısı ENI dosyasına göre çalışır (Şekil 37).



Şekil 37. EtherCAT yapılandırması [49]

EtherCAT çalışma durumları, başlangıç durumu (INIT), operasyon öncesi durum (Pre-OP), güvenli operasyon durumu (Safe-OP), Operasyon durumu (OP) olmak üzere dört adettir. Durumlar arası geçişler Şekil 38’de veriliği üzeredir. Safe-OP’da uydu cihazlardan veri alınıp okunabilir durumdadır. Tüm fonksiyonel görevlerin yerine getirilebilmesi için OP durumda olunması gerekmektedir.



Şekil 38. EtherCAT çalışma durumları [46]

EtherCAT, servo sürücüleri için standart haline getirilmiş DS402 (Draft Standard) profil durumlarına göre çalışmaktadır [50]. DS402 CAN standartlarına göre geliştirilmiştir. EtherCAT DS402 profilini CoE (CAN over EtherCAT) üzerinden çalıştırmaktadır.

#### 4.2.3. EtherCAT Merkez Bilgisayarının Yapılandırılması

Gerçek zamanlı çalışan xPC Target hedef bilgisayarı EtherCAT merkezi olacak şekilde yapılandırılmıştır. Hedef bilgisayarda Intel 82576 LM ve Intel 82574 L çipsetli iki adet ethernet adaptörü kullanılmıştır. Intel 82576 LM çipsetli adaptör EtherCAT ağı için, Intel 82574 L ise xPC Target ana ve hedef bilgisayarları arasındaki bağlantının kurulması için kullanılmıştır. EtherCAT merkezi EtherCAT uyduları olan motor sürücüleri ile veri alışverişi yapacaktır (Şekil 39).



Şekil 39. EtherCAT merkez-uydu bağlantısı



Simulink modelinde EtherCAT'ın kullanılabilmesi için EtherCAT başlangıç, yenileme ve veri yapısının alınması ve gönderilmesi için bloklar kullanılmıştır. Ayrıca, EtherCAT durumları arasında geçişler sağlanabilmektedir.

Hedef bilgisayarın merkez olarak görev yapabilmesi için EtherCAT başlangıç bloğunda EtherCAT ağ bilgisi (ENI) dosyasının xml formatında yüklenmesi gerekmektedir. Bu dosya merkez ve uydu cihazlara ait bilgileri, yürütülecek görevleri ve taşınan değişkenleri içerir. Kullanılan diğer tüm Simulink blokları ENI xml dosyasının içeriğine göre çalışmaktadır.

ENI xml dosyasını oluşturmak için ilk aşama cihaz bilgi (ESI –EtherCAT Slave Info) xml dosyasında gerekli düzenlemeleri yapmaktır. ESI, kullanılan cihaz ile ilgili veri tipleri ve indeks bilgilerini içermektedir. DS402'ye göre kullanılmak istenilen kontrolcü modu ESI içeriğine göre belirlenir. Tüm kontrollerin yapılabileceği bir ESI oluşturmak mümkün olsa da, sisteme ek işlem yükü getirdiği için sadece kullanılacak olan kontrolcü tercih edilmelidir. DS402 profili, tork kontrolcüsü olacak şekilde istenilen ek özellikler de eklenerek, ESI güncellenmiştir (Şekil 40).

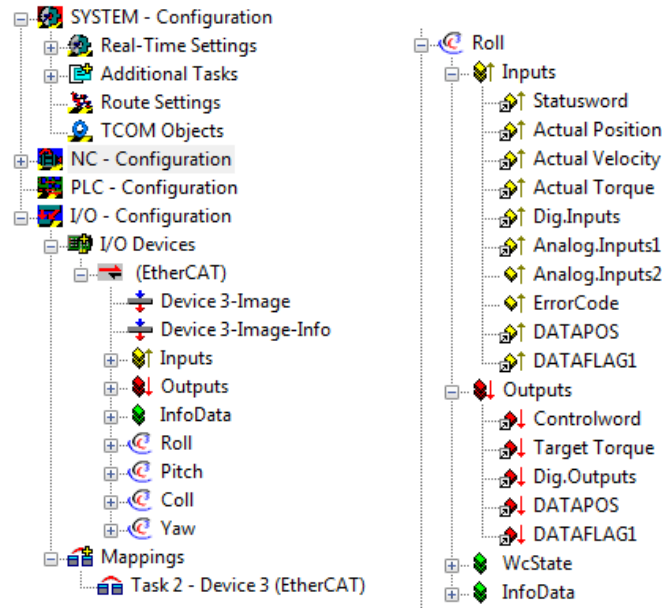
```
1 <?xml version="1.0" encoding="utf-8"?>
2 <EtherCATInfo xmlns:xsi="http://www.w3.org/2001/XMLSchema-instance" xsi:noNamespaceSchemaLocation="EtherCAT
3 >
4 <Vendor> [4 lines]
5
6 <Descriptions>
7
8 <Groups> [6 lines]
9
10 <Devices>
11
12 <Device Physics="YY">
13
14 <Type ProductCode="3030001" RevisionNo="#x00020004">Compax3 EtherCat DS402 (CoE)</Type>
15
16 <Name LcId="1033"><![CDATA[C3SxxxVxFxxI31T11Mxx_OpMode08 V2]]></Name>
17
18 <URL>http://www.parker-eme.com/</URL>
19
20 <GroupType>Drive</GroupType>
21
22 <Profile> [1086 lines]
23
24 <Fmmu>Outputs</Fmmu>
25
26 <Fmmu>Inputs</Fmmu>
27
28 <Fmmu>MBoxState</Fmmu>
29
30 <Sm MinSize="40" MaxSize="128" DefaultSize="128" StartAddress="#x1300" ControlByte="#x26" Enable="1"
31 <Sm MinSize="40" MaxSize="128" DefaultSize="128" StartAddress="#x1380" ControlByte="#x22" Enable="1"
32 <Sm DefaultSize="12" StartAddress="#x1000" ControlByte="#x24" Enable="1">Outputs</Sm>
33 <Sm DefaultSize="8" StartAddress="#x1180" ControlByte="#x20" Enable="1">Inputs</Sm>
34 <Su>Drives</Su>
35
36 <RxPdo Sm="2"> [24 lines]
37
38 <TxPdo Sm="3"> [24 lines]
39
40 <Mailbox> [25 lines]
41
42 <Dc> [19 lines]
43
44 <Eeprom> [3 lines]
45
46 </Device>
47 </Devices>
48 </Descriptions>
49 </EtherCATInfo>
```

Şekil 40. Değiştirilmiş ESI xml dosya içeriği

ESI dosyasında gönderilen ve alınan 'işlem data ayarlarına' (PDO) data setlerine kuvvet sensöründen gelen verileri almak, trim anahtarına basıldığında pozisyon kaydetmek, hata durumunu gözetlemek ve sürücü kontrolcüsü olarak tork kontrolünü olarak belirlemek için xml içeriği değiştirilmiştir.

Tüm motor sürücüleri arasında CAT5 ethernet kablosu ile bağlantı kurulur. Sürücü-merkez ve merkez-ana bilgisayar arası yine CAT5 ethernet kablosu bağlandıktan sonra tüm sistem bileşenleri çalışmaya hazır hale getirilmiştir.

EtherCAT yapılandırma programı olarak TwinCAT 2.1 kullanılmıştır. ESI dosyası tamamlandıktan sonra sistemin tüm bileşenlerine güç verilerek, TwinCAT aracılığı ile sistem bileşenleri taranır (Şekil 41).

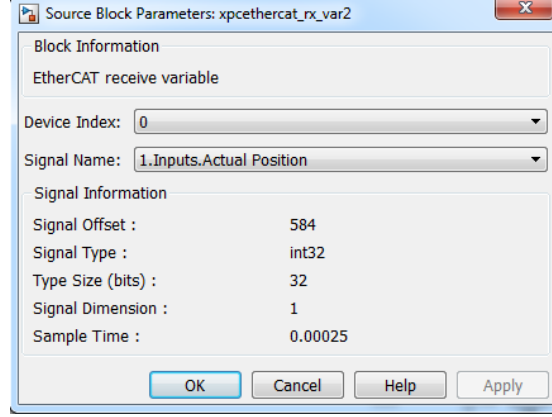


Şekil 41. EtherCAT yapılandırma programı sistem ağacı

Tarama işleminden sonra, sistem ile ilgili yapılandırmalar yapılabilir. Her kanal için farklı frekanslar ve farklı kontrol çevrimleri kullanılabilir. Dağıtık zaman ve CoE (CANopen over Ethernet) destekli bir şekilde, tüm kanalların çevrim süresi 250µs (4kHz) olarak ve tork kontrolü ile ENI xml dosyası oluşturulur.

Oluşturulan ENI xml dosyası EtherCAT başlangıç bloğunu yapılandırmak için kullanılır. EtherCAT girdi ve çıktı blokları ENI dosyasında belirtilen değişkenleri

otomatik olarak görür. İstenilen değişken bu bloklar ile kullanılabilir (Şekil 42). İşlem tamamlandıktan sonra EtherCAT datagramı hazır hale gelmiştir.



Şekil 42. EtherCAT girdi bloğu

Veri yapısı hazır hale getirildikten sonra C koduna dönüştürülen kod, hedef bilgisayarın merkez olarak atamasını yapar ve EtherCAT ile master, slave ilişkisi tamamlanmış olur.

#### 4.2.4. İç Çevrim Motor Girdilerinin Hesaplanması

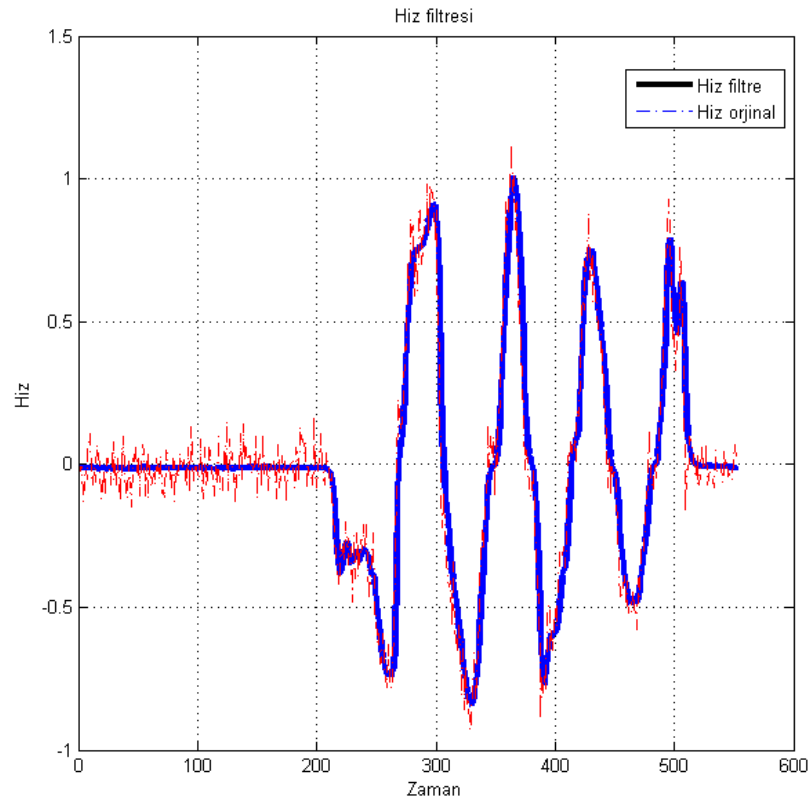
İç çevrimin girdileri konum, hız ve yük hücresi kuvvet bilgileridir. Konum bilgisi KSM'ye gönderilerek mevcut konuma karşılık gelen kuvvet belirlenir. KSM her konum için iki farklı değer verir. Bu değerler kumanda uzvunun ileri veya geri hareket etmesi durumlarındaki kuvvetlerdir.

Kumanda uzvunun hareket yönünün belirlenmesi gerekmektedir. Bunun için hız bilgisi kullanılmaktadır. Her kanal için ayrı olarak hız limitleri belirlenmiştir. Hız bilgisi hız limiti ile karşılaştırılarak kumanda uzvunun hareket yönü belirlenir. Durma halinde bir önceki yön seçilir.

Kumanda uzvunun serbest davranışını gerçekleyebilmek için kütle-yay-sönümleyici modeli kullanılmıştır. Serbest davranış, pilotun kumanda uzvunu serbest bıraktığında, uzvun sıfır noktasına ilk gidiş süresi ve sıfır noktasında yaptığı salınımıdır. Serbest bırakıldığını anlama için sadece yük hücresi verisine bakıldığında düşük kuvvet değerlerinde kararsız hareket ederek ani kuvvet değişimlerine neden

olmaktadır. Kumanda uzvu serbest bırakıldığını anlamak için sistem bilgileri, belirlenen dört adet limit değeri ile karşılaştırılması ile kararlı bir sistem oluşturulur. Bunlar yük hücresi kuvvet limiti, ölçülen hız limiti, hesaplanan hız limiti, hesaplanan ivme limitidir. Bu limitlerin karşılanması durumunda serbest davranışı KSM'ye göre gerçekleşir.

Kuvvet ve hız verilerindeki gürültülerin temizlenmesi için birinci derece filtre kullanılmıştır. Filtre katsayıları kuvvet verisi için 25, hız için 15 alınmıştır. Ham ve filtrelenmiş hız verisinin grafiği Şekil 43'te verilmiştir.



Şekil 43. Ham ve filtrelenmiş hız verisi

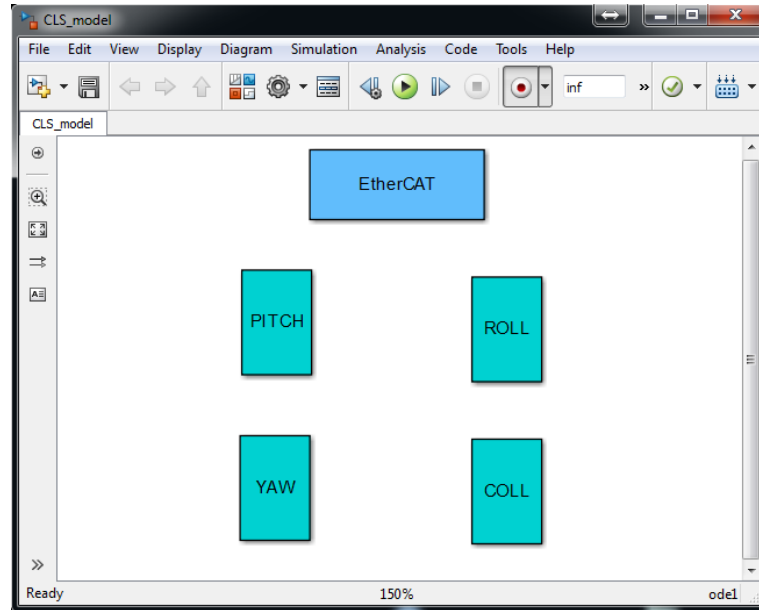
Pilota düzgün kuvvet hissiyatı verebilmesi için ani kuvvet değişimlerinin engellenmesi gerekmektedir. Ani kuvvet değişimleri engellemek için bir Simulink bloğu hazırlanmıştır. Bu blok sadece aşağıdaki iki durumda aktif olmaktadır, aktif olduğunda 500 örnekleme boyunca hesaplanan kuvvet değeri filtrelenir.

- Birbirini takip eden iki örneklemedeki tork verileri arasındaki farkın belirlenen kuvvet değişim limitini (1 N) aştığı durum.
- Kumanda uzvunun hareket yönünün değiştiği durum.

Sayıklıkta trim ve bip olmak üzere iki adet anahtar bulunmaktadır. Bip anahtarı dört yön, trim anahtarı ise aç/kapa olarak çalışmaktadır. Trim anahtarına basılı tutulurken KSM trim serbest modu aktif olur. Anahtarın bırakıldığı pozisyon sanal sıfır noktası kabul edilir ve serbest davranış sanal sıfıra göre olur. Sanal sıfır noktasına göre KSM trim modları aktif olur. Bip anahtarı ise sayıklığı kuvvet uygulamadan yunuslama ve yuvarlanma kanalında hareket ettirmek için kullanılır. Bip anahtarı basılı tutulduğu müddetçe kanal anahtar yönünde hareket limitine kadar belirlenen hızda hareket eder. Bip anahtarının bırakıldığı konum yeni sanal sıfır kabul edilir.

#### 4.2.5. KYS Simulink Modeli

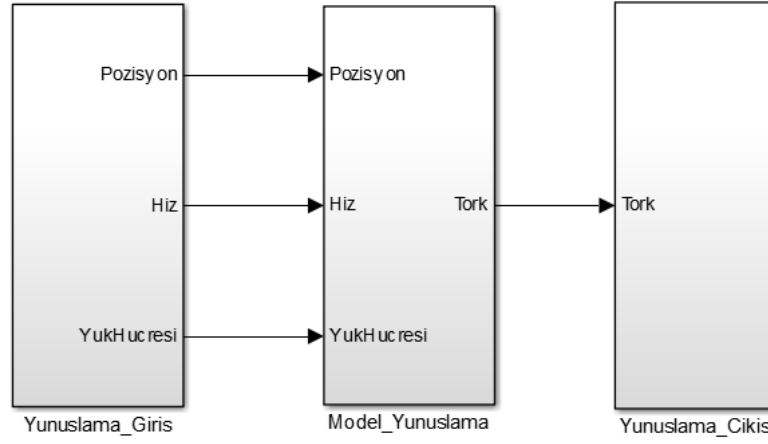
Gerçek zamanlı bilgisayarda çalışan KYS Simulink modeli, iç çevrim, dış çevrim ve EtherCAT protokolü bloklarından oluşmaktadır. KYS Simulink modeli (Şekil 44) MATLAB'DA Visual studio 2010 C++ derleyicisi kullanılarak derlenerek gerçek zamanlı kernele sahip bilgisayarda çalışabilir kod haline getirilir.



Şekil 44.KYS Simulink modeli

EtherCAT bloğu, xPC Target bilgisayarının EtherCAT master bilgisayarı olarak atanması ve motor sürücülerini ile veri alış verişı yapabilmesi için gerekli xml dosyasını ve bloklarını içerir.

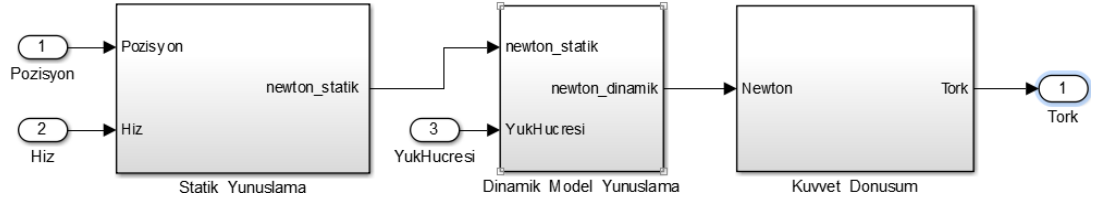
Dört kanallı KYS de, her kanal için ayrı olarak iç çevrim, dış çevrim ve kuvvet dönüşüm modeli bulunmaktadır. Her kanalın giriş, çıkış ve işlem bloğu olmak üzere üç ayrı alt modeli vardır. Yunuslama kanalı modeli Şekil 45'te verilmiştir.



Şekil 45. Yunuslama kanalı KYS modeli

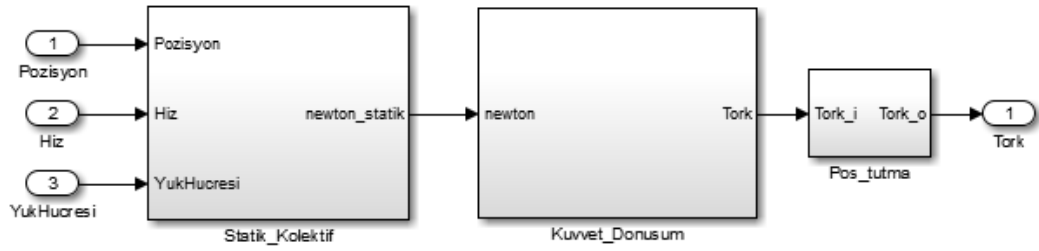
Her kanalın giriş bloğunda (örn. yunuslama) EtherCAT protokolü ile motor sürücülerinden alınan verilerin veri tipleri tekrar düzenlenir, hız ve yük hücreleri verileri filtrelenir.

Üretilmesi gereken tork değerinin hesaplanması işlem bloğunda gerçekleştirilir. Kumanda çubuğunun hareket yönüne ve serbest bırakılıp bırakılmama durumuna göre kuvvetler hesaplanır ve kuvvet dönüşüm modeline gönderilir. Kuvvet dönüşüm modeli üretilmesi gereken tork değerini çıktı bloğuna gönderir (Şekil 46). Çıktı bloğunda, hesaplanan tork değerini tork filtresinden geçirilerek motor sürücüsüne gönderilir.



Şekil 46. Yunuslama kanalı KYS modeli

Pedal ve kolektif kanallarının serbest davranışı yoktur. Bu iki kanalda pilot eğer kuvvet uygulamıyorsa konum değişmemelidir. Bu ek özellik için pozisyon tutma bloğu eklenmiştir (Şekil 47). Temel olarak tork referansı ile konum kontrolü yapılmaktadır. Pilotun uyguladığı kuvvetin belli eşik değeri geçmesi durumunda konum referans bilgisi değişmektedir.



Şekil 47. Kolektif kanalı KYS modeli

Çıkış bloğunda ise tork filtresi ve tork limiti bulunmaktadır. Sürücülerini aktif etmek için gerekli sinyalin gönderilmesi bu bloğun görevidir.

## **5. GÖRSEL SİMÜLASYON MODELİ**

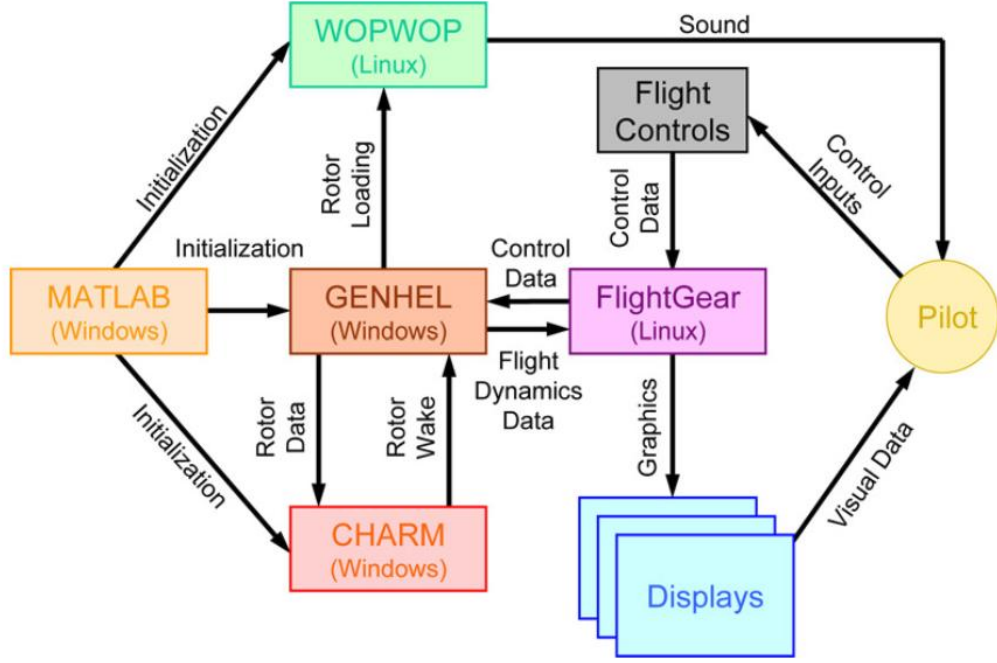
Gerçekçi bir uçuş deneyimi için pilotlara uçuş ile ilgili görsel geribildirim olması gerekmektedir. Görsel geribildirim için helikopterin altı serbestlik dereceli matematiksel modeli geliştirilmeli ve bu modelin çıktısı olan uçuş parametrelerini girdi olarak alan dış dünya modeli oluşturulmalıdır.

### **5.1. Helikopter Dinamik Modelleri**

Altı serbestlik dereceli helikopter dinamik modeli oluşturmak için genellikle spesifik modelleme yazılımları kullanılmaktadır. Bunlardan başlıcası NASA'nın geliştirdiği ve sadece bazı ABD üniversitelerinde kullanılmasına izin verilen GENHEL'dir [38, 51, 52]. GENHEL'in yanı sıra, ticari yazılımlar olan FlightLab [11] ve HeliDyn'in [53] kullanıldığı örnekler de vardır.

XV-15 hava aracı için geliştirilen mühendislik uçuş simülatörünün veri akış şeması Şekil 48'de verilmiştir [38]. Görüntü sistemi için C++'da yazılmış olan ve OpenGL kullanan açık kaynak FlightGear yazılımı, aviyonik sistemler için ise LabView kullanılmıştır. GENHEL modelinden gelen uçuş dinamiği verilerine göre oluşturulan görüntü üç adet projeksiyon cihazı ile yansıtılmaktadır. GENHEL modelinin zaman adımı 10 milisaniyedir. 10 milisaniyeden sonra 20 milisaniye beklenip, uçuş verileri ağ üzerinden FlightGear programına aktarılmaktadır. Haberleşmedeki gecikmeyi azaltmak için UDP ağ protokolü kullanılmıştır.





Şekil 48. XV-15 mühendislik uçuş simülâtörünün veri akış şeması [38]

SeaHawk helikopterinin havada asılı durma ve düşük hızda ilerleme durumlarının MATLAB/Simulink ortamında simüle edildiği çalışmada [51] GENHEL modeli kullanılmıştır. Ana simülasyon algoritması, oto pilot sistemi ve helikopter dinamiği bloklarından oluşmaktadır. Helikopter dinamiği bloğu katı cisimler dinamiği, ana ve kuyruk rotoru, gelen akım (inflow), güç ve rotor modellerini içermektedir.



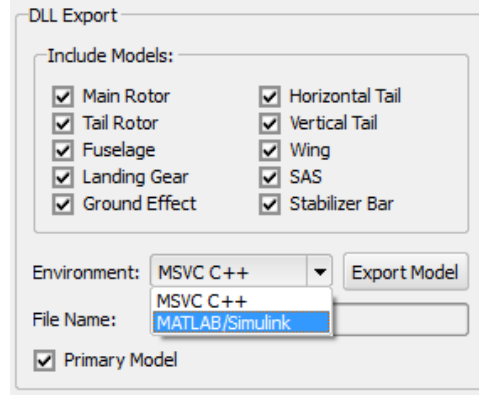
## 5.2. Cougar Helikopterinin Modellenmesi

Cougar (AS 532) helikopterinin dinamik modeli HeliDyn yazılımı kullanılarak oluşturulmuştur. HeliDyn, yüksek gerçeklik seviyesinde altı serbestlik dereceli helikopter modeli oluşturmaya olanak sağlar. Peter-He indüklenmiş akış modeli, flap dinamiği, ana rotor stabilizasyon barı modeli, yer etkileşim aerodinamiği, rotor-rotor etkileşimleri, iniş takımı modelleri, yükseklik ve hava sıcaklığı etkileri, üç boyutlu gövde, dikey ve yatay kuyruk aerodinamiği gibi model kütüphaneleri kullanmaktadır. Cougar modellenirken Helidyn'in kullandığı teoriler ve kütüphaneler Tablo 3'de, model parametreleri Ek 6 de verilmiştir.

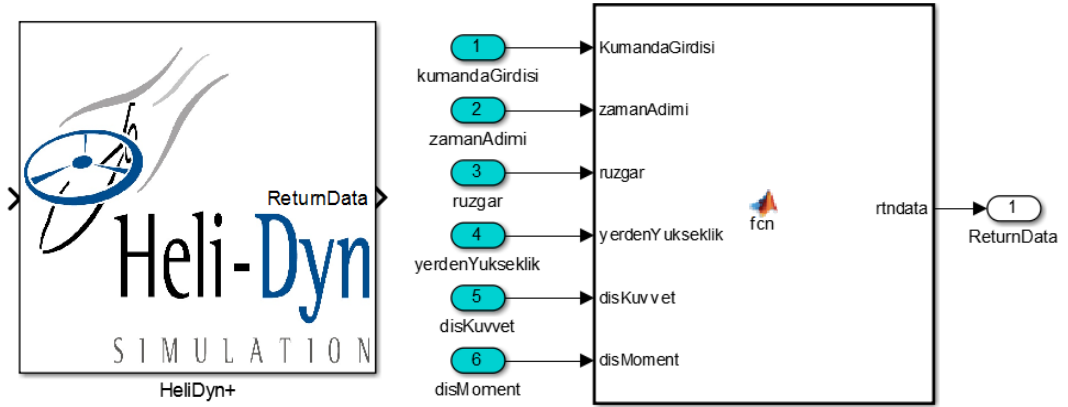
Tablo 3. Helidyn teori ve kütüphaneleri

<b>Bileşenler</b>	<b>Teoriler</b>
Ana Rotor	Blade Element Momentum Theory
Kuyruk Rotoru	Blade Element Momentum Theory
Gövde	3-D Equivalent Flat Plate Drag
Kanat	-
Yatay Kuyruk	1-D Quadratic Lift Aerodynamics
Dikey Kuyruk	1-D Quadratic Lift Aerodynamics
İniş Takımı	Dahil edildi
Yer Etkileri	Cheeseeman ve Bennet Teorisi
Denge Çubuğu	Dahil edildi
SAS	Dahil edildi
Etkileşimler	Ana Rotor ve Kuyruk Rotoru Etkileşimleri

Oluşturulan model DLL dosyası olarak dışarıya aktarılabildiğinden MATLAB/Simulink veya herhangi bir C/C++ yazılımı ile entegre edilebilmektedir [53]. Model "Model.dll", "Modelm.h" ve "PrimaryModel.hld" isimli üç dosya halinde dışarı aktarılır (Şekil 50). Bu dosyalar MATLAB/Simulink modelinin içine eklenir.



Şekil 50. HeliDyn+ DLL dışı aktarım menüsü



Şekil 51. HeliDyn'in Simulink bloğu

Helikopter modelinin bulunduğu, Şekil 51'de gösterilen Simulink bloğunun ihtiyaç duyduğu girdiler şunlardır:

- Kumanda konumları: Sayıklık yuvarlanma/yunuslama, kolektif ve pedalın konum(derece) bilgileridir.
- Zaman Adımı: Sabit zaman adımıyla çalışacak olan modelde ne kadar sürede bir işlem yapılacağını belirtir. Zaman adımı modeldeki diğer zaman adımlardan (örn: Simulink'in zaman adımı) aynı veya büyük olmalıdır.
- Rüzgâr: Sanal ortamdaki modelde hava koşullarının eklenmesini sağlar. Üç ekseninde girdi gönderilmesi gerekir.
- Arazi Yüksekliği: Uçuş yapılan arazi ile helikopter arasındaki mesafenin metre cinsinden yükseklik bilgisidir. Helikopter ile iniş/kalkış yapabilmek için gereklidir.

- **Dış Kuvvetler ve Momentler:** Helikopter modeline eklenmesi istenen herhangi bir kuvvet veya moment üç ekseninde girilebilir. Bu yöntem ile konteynır taşıyan bir helikopterin modellemesi yapılabilir.

Bloğun çıktısı ise helikopter durumunu içeren 49 elemanlı bir dizidir. Ek 7’de blok çıktısı elemanların listesi verilmiştir.

### 5.3. Dış Dünya Modeli

Uçuş simülatörlerinde kullanılan dış dünya modeli için yazılım geliştirmek çok maliyetli olacağından genellikle simülasyon oyunu yazılımları kullanılmaktadır. Literatürde X-Plane, FlightGear ve Flight Simulator yazılımları dış dünya modeli olarak yaygın bir şekilde kullanılmıştır [55]. Flight Simulator yazılımının tüm haklarını Lockheed Martin firması satın alarak değişiklikler yapmıştır. X-plane [56] dış dünya modeli nispeten daha iyi olmasına karşın ticari bir programdır ve veri alışverişinde kısıtlamaları vardır. FlightGear ise açık kaynak kodlu ve modifikasyona izin veren bir simülasyon yazılımıdır [57]. Bu yazılımların birbirine karşı avantaj ve dezavantajları bulunmaktadır temel bir karşılaştırma Tablo 4’de verilmiştir.

Tablo 4. Dış dünya modeli programlarının karşılaştırılması

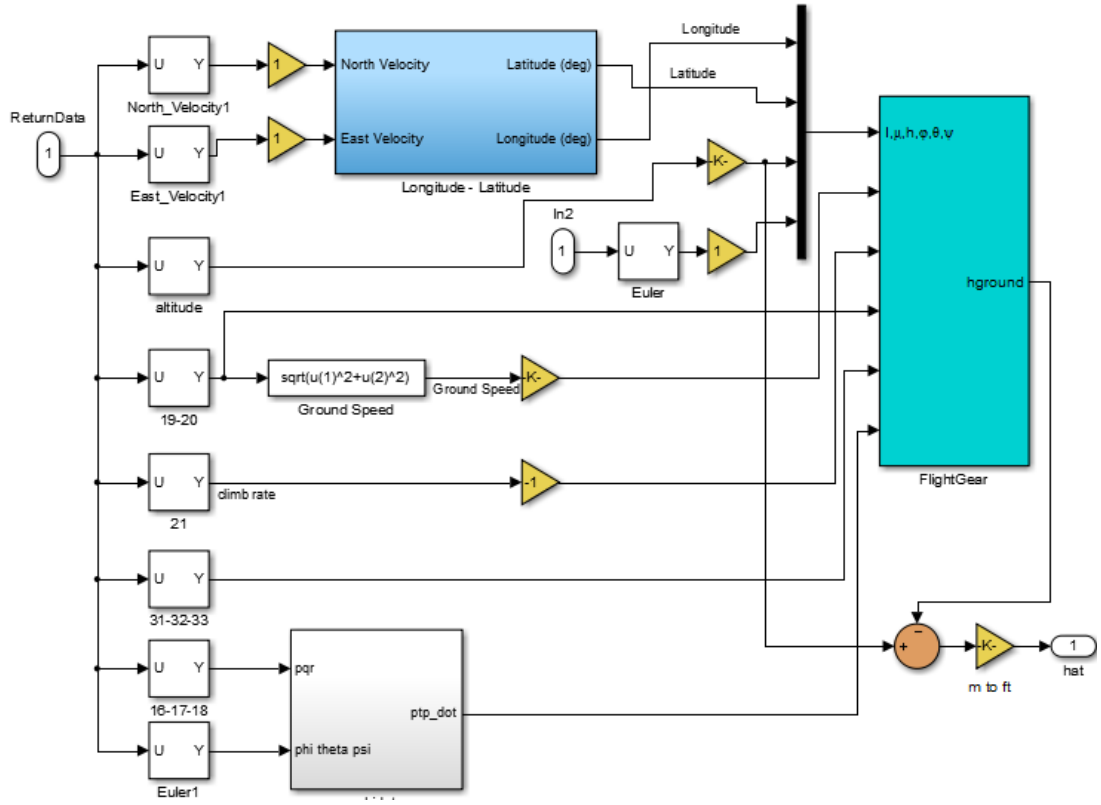
<b>Simulator</b>	<b>Fiziki Doğruluk</b>	<b>Fonksiyonel Doğruluk</b>	<b>Geliştirme Kolaylığı</b>	<b>Ücret</b>
<b>USARSim</b>	Düşük	Orta	Orta	Orta
<b>X-Plane</b>	Yüksek	Yüksek	Orta	Orta
<b>FlightGear</b>	Orta	Yüksek	Kolay	Düşük
<b>MS Flight Simulator</b>	Yüksek	Yüksek	Zor	Yüksek

Bu çalışmada dış dünya modeli sadece KYS’nin doğrulanacağı test platformunda kullanılacağından derinlemesine bir incelemeye gerek duyulmamıştır. En düşük maliyetli ve en kolay uyarlanabilen alternatif olan FlightGear yazılımı seçilmiştir.

FlightGear modeli tüm kıtaları içerisinde bulundurmaktadır. Helikopterin bulunacağı başlangıç noktasının modelde belirtilmesi gerekmektedir. Herhangi bir nokta için

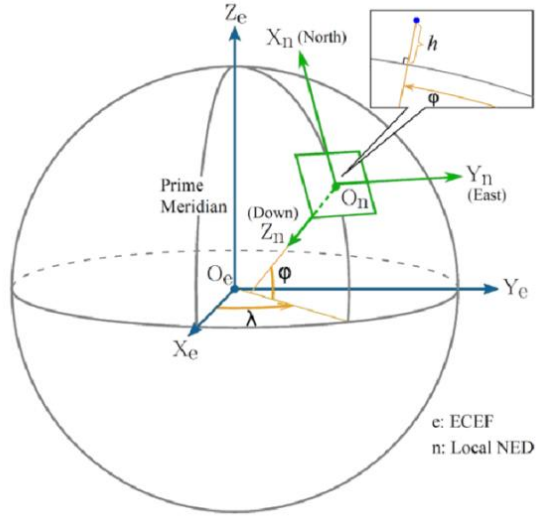
enlem-boylam bilgisi girilerek, o bölgedeki haritada uçuş yapılabilir (örn: -111.118 derece enlem, -35.414 derece boylam).

FlightGear'ın MATLAB/Simulink ile veri alışverişi yapılabilmesi için bir Simulink bloğu oluşturulmuştur (Şekil 52). Bu bloğun girdileri helikopterin matematiksel modelinin çıktılarıdır ve örnekleme zamanı 0.01 saniyedir. Navigasyon sistemi çevrimi, hat verisi hesaplamaları, matematiksel model ile FlightGear arasındaki birim dönüşümleri ve uçuş göstergeleri için gerekli hesaplamalar bu blokta yapılır ve FlightGear'a girdi olarak sağlanır.



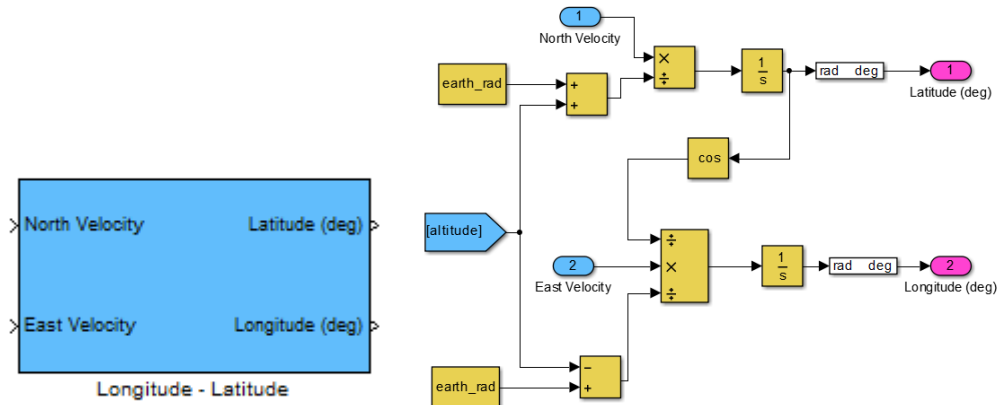
Şekil 52. Görsel sistem Simulink modelinin genel yapısı

HeliDyn, North-East-Down (NED) navigasyon sistemini, FlightGear ise geodetic koordinat sistemi kullanmaktadır. Bu iki navigasyon sistemi arasında geçiş sağlanmalıdır. HeliDyn çıktıları olan North-East-Down (NED) navigasyon sisteminden alınan x ve y eksenlerindeki konumları FlightGear'ın kullandığı geodetic koordinat sisteminde enlem ve boylama çevrilmesi gerekmektedir.



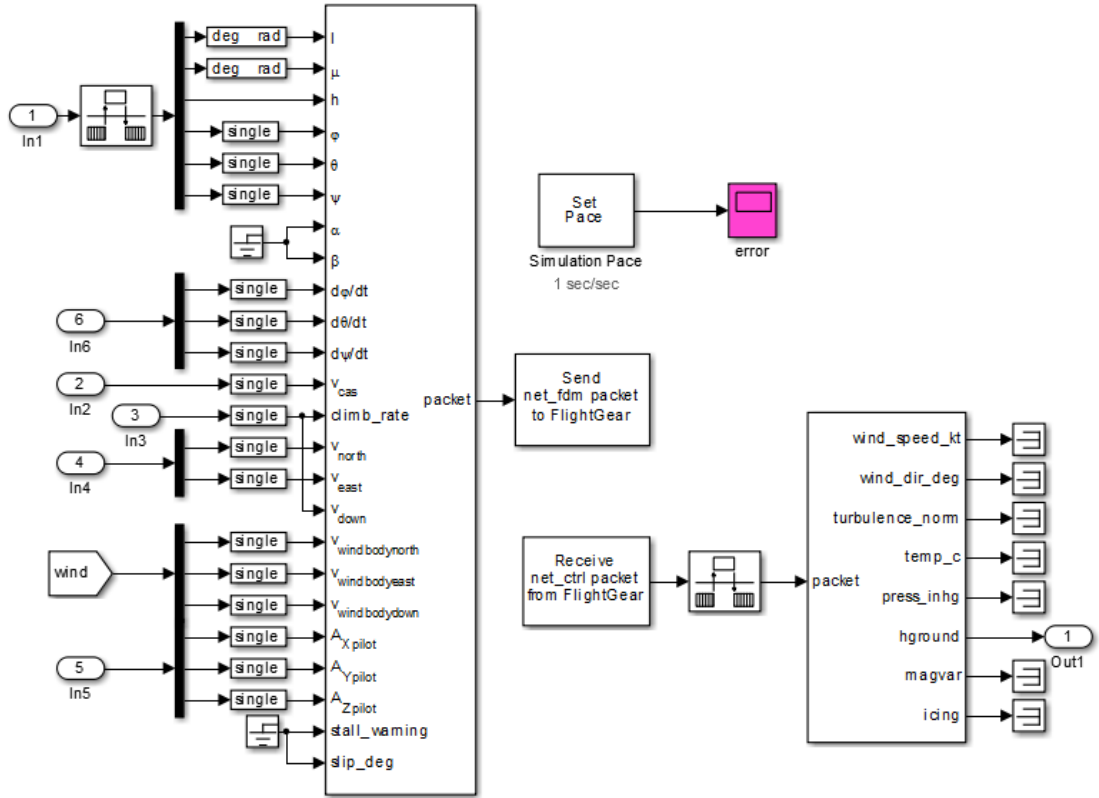
Şekil 53. Geodetic ve NED koordinat sistemleri

Bu çevrim için dünyanın yarıçapı ve ilk başlangıç noktasının enlem ve boylam bilgileri gereklidir. Dünyanın yarıçapı 637813.0 metre olarak alınmıştır. Başlangıç noktasının enlem-boylam bilgileri derece olarak kullanıcı tarafından girilir. Simulink'te hazırlanan dönüşüm modeli Şekil 54'de verilmiştir.



Şekil 54. NED ve Geodetic koordinat sistemleri arasında dönüşüm için Simulink modeli

Dış dünya modelinde, üzerinde uçulan arazinin deniz seviyesine göre olan yüksekliği anlık olarak alınır ve helikopter ile yer arasındaki mesafe hesaplanır. Bu veri sayesinde istenilen bir noktaya iniş yapılabilir.



Şekil 55. Simulink FlightGear bloğu

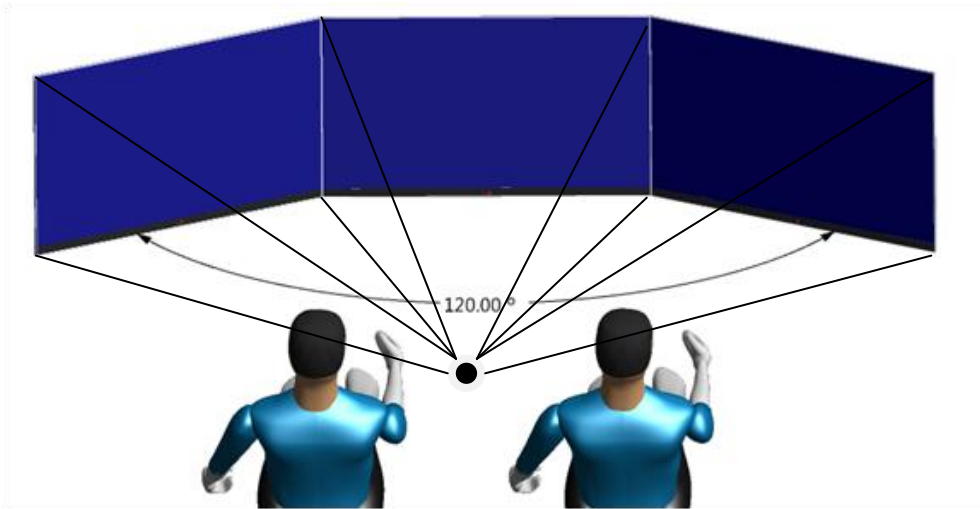
MATLAB, FlightGear ile UDP üzerinden haberleşmektedir (Şekil 55). FlightGear'ın MATLAB ile UDP port üzerinden haberleşmeye uygun bir şekilde çalıştırılabilmesi için açılış koşullarını belirten komutlar verilmelidir. Bu komutlar kullanılarak FlightGear'ın Ms-Dos da çalıştırılması gerekmektedir. ".bat" dosyası haline getirilen komutlar Dış dünya modeli açıldığında alt rutin olarak otomatik olarak çalışmaktadır. Alt rutin Şekil 56'da verilmiştir.



```
C:  
cd C:\FlightGear  
  
SET FG_ROOT=C:\FlightGear\data  
.\bin\win32\fgfs --aircraft=as532 --  
fdm=network,localhost,5501,5502,5503 --native-  
ctrls=socket,out,30,127.0.0.1,5505,udp --fog-fastest --enable-  
clouds3d --enable-random-objects --enable-horizon-effect --  
enable-enhanced-lighting --start-date-lat=2004:06:01:09:00:00 --  
in-air --enable-freeze --lon=-122.4778 --lat=37.6637 --  
altitude=10000 --heading=0 --offset-distance=0 --offset-azimuth=0  
--geometry=1200x800 --bpp=32 --texture-filtering=8 --  
timeofday=noon --disable-sound --prop:/sim/view[0]/config/z-  
offset-m=-5 --prop:/sim/menubar/visibility=false  
  
exit
```

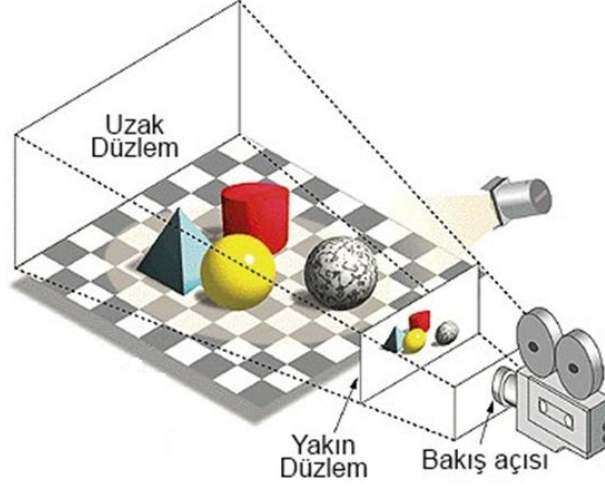
Şekil 56. Dış dünya modelinin alt rutini

Üç kanaldan oluşan görüntü sistemini oluşturmak için üç adet 47” LCD ekran kullanılmıştır. Böylece pilot görüş alanı ekranlar ile çevrelenmiş ve gerçekçi uçuş hissi oluşturulmuştur. Görüntü sisteminin her kanalına ayrı görüntü gönderilmelidir. Görüntünün doğru bir şekilde bölünmesi için iki pilotun tam ortasında, göz hizasında, sanal bir nokta oluşturulur (Şekil 57). Bu sanal nokta görüntünün düzgün bir şekilde bölünmesinde referans alınacaktır.



Şekil 57. Pilotların görüş alanı

Toplam görüş alanı (FoV-Field of View) 120°'dir, her kanal için 40°görüş alanı oluşturulması gerekir. Kanallara aktarılacak görüntü oluşturulurken görsel gövde Şekil 58'de gösterildiği üzere yakın ve uzak düzlem arasında kalan kısımlardan oluşmaktadır. Bu yöntem ile istenilen herhangi bir açıdan bir alanın görüntüsü oluşturulabilir.



Şekil 58. Görsel gövdenin oluşturulması [57]

Görüntünün bölünmesi için bir xml kodu oluşturulmuştur (bkz. Ek 8). Kod FlightGear açılışında otomatik olarak çalışmaktadır.

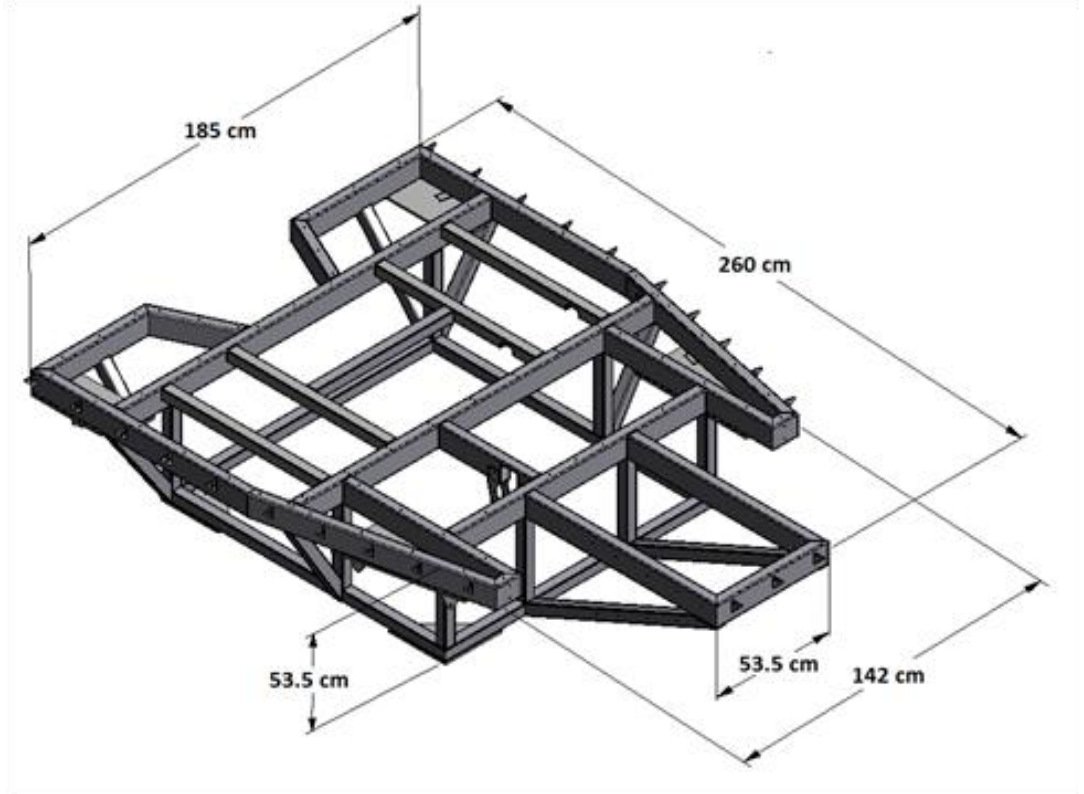
## 6. SİSTEM ENTEGRASYONU

Test platformu, görsel sistem, iç ve dış çevrim yazılımlarının entegrasyonu yapılarak sistem bütünlüğü sağlanmıştır. Sistem entegrasyonu aşamasında yapılan işlemler bu bölümde anlatılmaktadır.

### 6.1. Test Platformu

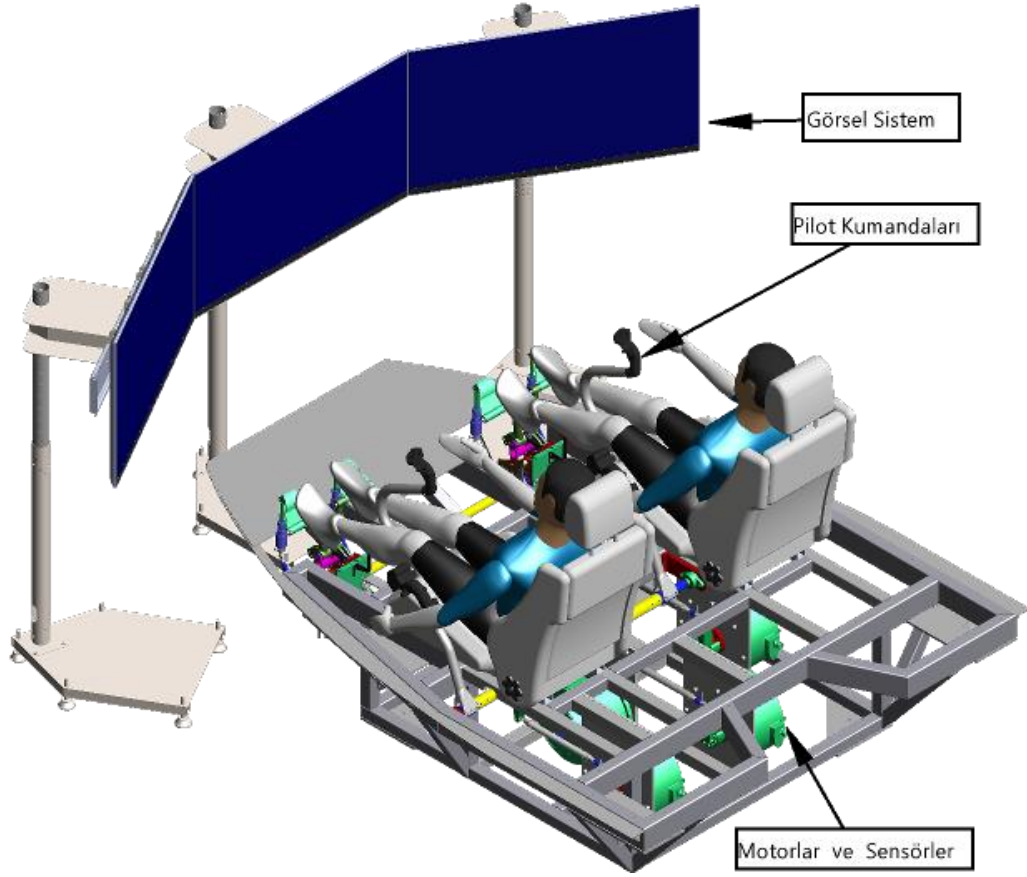
Kumanda yükleme sisteminin yerleştiği test platformunun çerçevesi, Cougar AS 532 helikopterin kokpit ölçüleri baz alınarak aşağıdaki kriterlere göre tasarlanmıştır.

- Sayıklık, kolektif ve pedal yerlerinin gerçek helikopterle aynı olması.
- Ön taraftaki genel ölçülerin genişliğinin gerçek helikopterle aynı olması.
- Arkaya doğru uzunluğun KYS'yi tamamen içine alacak şekilde olması
- Yüksekliğin motorlar ve bağlantı parçalarına rahatlıkla ulaşılacak şekilde olması.

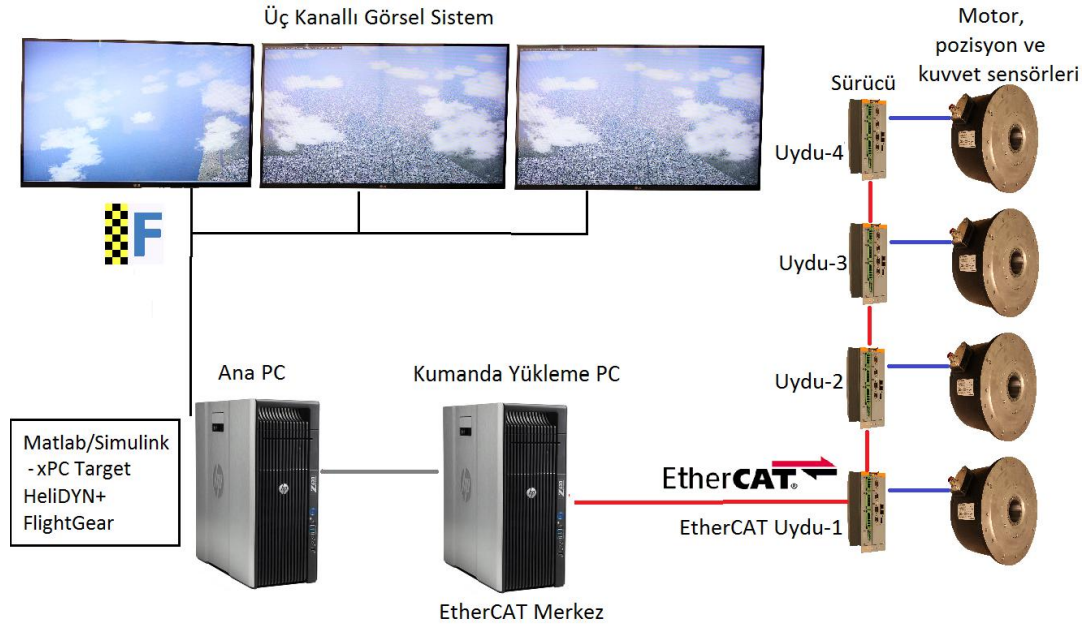


Şekil 59. KYS test platformu

Test platformu çerçevesinin 3B modeli ve boyutları Şekil 59’da verilmiştir. ST37 çelik malzemeden üretilen platform 196 kg ağırlığındadır. Kumanda yükleme sisteminin eklemleri, motorları, pilot kumandaları ve koltuklar test platformuna eklenmiş ve sistem Şekil 60’da gösterilen şekli almıştır. Test platformunun üç boyutlu görselleri ve entegrasyon aşamasında çekilmiş fotoğrafları sırasıyla Ek 10 ve Ek 11’de yer almaktadır.



Şekil 60. KYS Simülatörü 3B görseli



Şekil 61. KYS donanımı

Ana bilgisayar olarak HP Z820 iş istasyonu, kumanda yükleme bilgisayarı olarak ise HP Z620 iş istasyonu kullanılmıştır. Görüntü sistemi üç adet 47” LCD televizyon ve bir adet 21” monitörden oluşmaktadır ve ana bilgisayarda bulunan Nvidia GTX 690 ekran kartına bağlıdır. Sistemin genel yapısı Şekil 61’de verilmiştir.

## 6.2. Yazılım Entegrasyonu

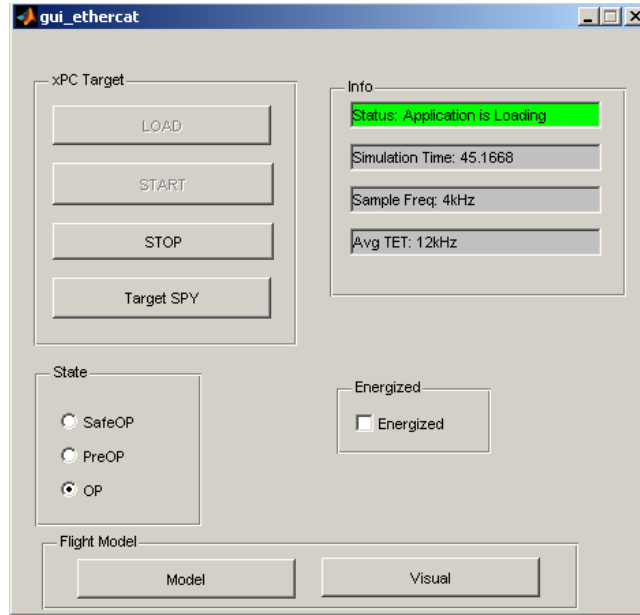
Yazılım entegrasyonunun ilk aşaması ana bilgisayar, kumanda yükleme bilgisayarı ve motor sürücüleri arasındaki bağlantının sağlanmasıdır. İkinci aşama ise geliştirilen yazılımın entegrasyonudur.

Ana bilgisayarda dış dünya modeli olarak kullanılan FlightGear programı ve MATLAB/Simulink çalışmaktadır. Matematiksel model ve görüntü sistemine ait Matlab modeli ana bilgisayarda koşar. Kumanda yükleme bilgisayarında ise gerçek zamanlı kernel çalışmaktadır. Bu bilgisayardan ana bilgisayara TCP/IP üzerinden pilot kumandalarının konum bilgileri aktarılır. Ana bilgisayar ve kumanda yükleme bilgisayarı arasında TCP/IP üzerinden, kumanda yükleme bilgisayarı ve motor sürücüleri arasında ise EtherCAT protokolü ile ağ kurulmuştur.

Yazılım, kumanda yükleme modeli ve uçuş modeli olmak üzere iki ayrı ana MATLAB/Simulink modelinden oluşmaktadır. Geliştirilen yazılımın kolaylıkla kullanılabilmesi için kullanıcı arayüzü geliştirilmiştir (Şekil 62). Bu arayüz sayesinde tüm alt modeller otomatik olarak çalıştırılabilir.

Arayüz çalıştırıldığında otomatik olarak kumanda yükleme modelini derleyerek gerçek zamanlı bilgisayara yükler. Uçuş modelini ve dış dünya modelini çalıştırır. Görüntüler ilgili ekranlarda açılır. Tüm bu alt modeller çalıştırdıktan sonra kumanda yükleme sistemi kullanıma hazır hale gelir.

Geliştirilen arayüz olası hataları ayıklamak için kullanacak yazılımı da gerekli durumda çalıştırır. Arayüz aracılığı ile sistemin genel durumu gözlemlenebilir.

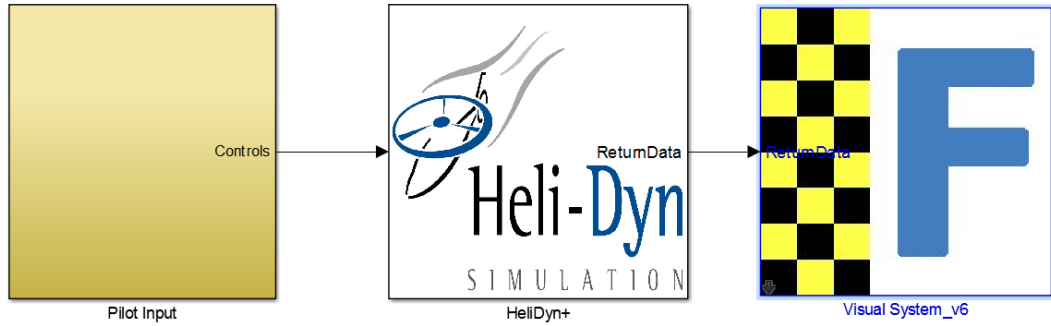


Şekil 62. Kumanda yükleme sistemi kullanıcı arayüzü

Kullanıcı arayüzünü kullanarak, Yükle butonu ile hedef ve ana bilgisayar arasındaki bağlantı kurulur ve KYS modeli hedef bilgisayara aktarılır. Başlat butonu, EtherCAT datagramını oluşturulur ve modeli başlatır. Modelin çalışmaya başlaması ile birlikte sistem çalışma frekansı, ortalama işlem frekansı ve simülasyon zamanı arayüzden takip edilebilir. Arayüz sayesinde EtherCAT durumları arasında kolayca geçiş yapılabilir ve motorlara enerji verilebilir. Arayüz ile KYS modeli çalıştırıldıktan

sonra uçuş modeli otomatik olarak açılır, görsel sistem ve KYS uçuşa hazır hale gelir.

Uçuş modeli; matematiksel model, dış dünya modeli ve pilot girdi bloğu olmak üzere üç ana bloktan oluşmaktadır (Şekil 63). Pilot girdi bloğu pilot kumandalarının konum bilgilerini matematiksel modele aktarır.



Şekil 63. Uçuş modeli

Matematiksel model, kumanda girdilerini baz alarak, helikopterin uçuş parametrelerini hesaplar. Dış dünya modeli, 5. bölümde anlatıldığı üzere, uçuşa dair görselleri oluşturur.

Tablo 5. Modelde veri akışı sırasındaki birim değişiklikleri

	Birim	
	Mat. Model	FlightGear
North Velocity	ft/sec	-
East Velocity	ft/sec	-
Latitude	deg	rad
Longitude	deg	rad
Altitude	ft	m
Euler	rad	rad
hground	-	m
hat	ft	-

Matematiksel model ve dış dünya modeli farklı birimler kullanmaktadır. Bu birimler Tablo 5’de verilmiştir. Birim dönüşümleri dış dünya modelinde yapılmaktadır.

## 7. SİSTEM DOĞRULAMA

Gerçekçi bir uçuş gerçekleştirilmesi için gerekli doğrulama testleri bu bölümde anlatılmaktadır.

Sistem doğrulama testlerine başlamadan önce kumanda yükleme bilgisayarında kullanılan kernel ve EtherCAT protokolünün çalışma frekansı test edilmiştir. Analog çıkıştan (AO) 4 kHz'lik kare dalga gönderilmiş ve osiloskopdan aynı şekilde izlenmiştir. Bu şekilde kumanda yükleme bilgisayarının 4 kHz'de çalıştığı doğrulanmıştır.

Tablo 6. xPC target işlem süresi

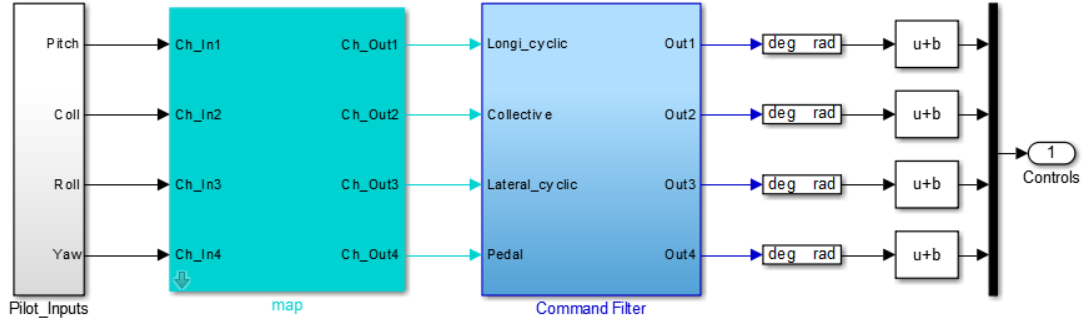
	Süre (saniye)
Örnekleme zamanı	0.000250
Ortalama zaman	0.000083
Minimum zaman	0.000075
Maksimum zaman	0.000178

xPC kerneli yüklü olan kumanda yükleme bilgisayarında, KYS modelinin bir çevrimi için geçen süre kontrol edilmiştir (Tablo 6). EtherCAT datagramının oluşturulduğu ilk saniye işlem süresi maksimum olmaktadır. Bu maksimum süreyi düşürmek için EtherCAT datagramını oluşturmak için yapılan işlemleri farklı bir CPU da yapmak faydalı olacaktır.

### 7.1. Kumanda Konum Bilgilerinin Doğrulanması

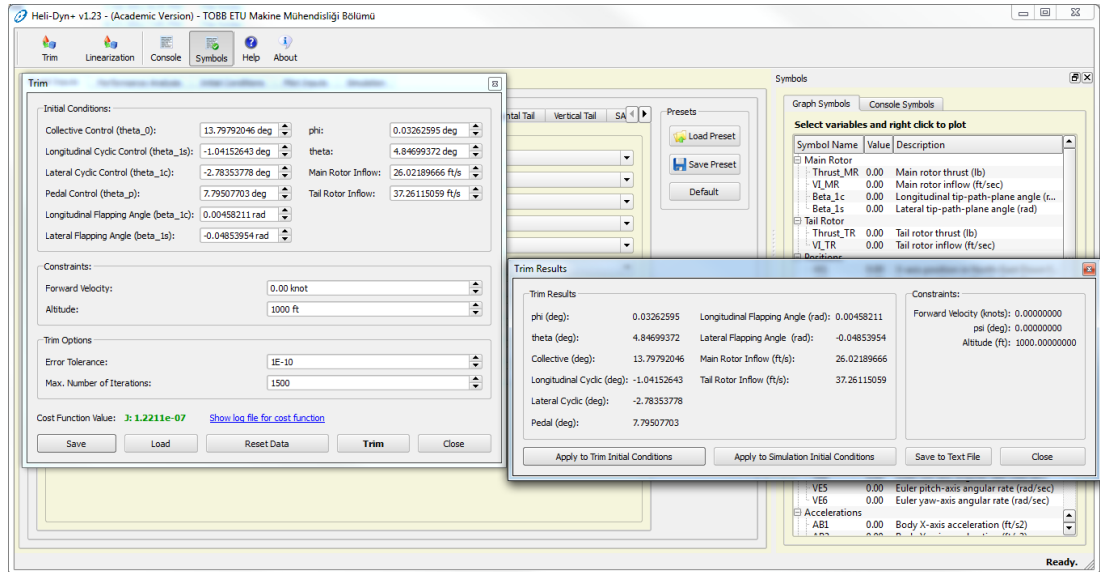
Uçuş modeli için gerekli olan pilot kumandalarının konum bilgilerinin KYS modelinden belirli aralıklar ile alınması gerekmektedir. Dört kanallı pilot kumanda konum bilgileri (yunuslama, yuvarlanma, kolektif, pedal) gerçek zamanlı bilgisayardan 0.01 saniye aralıklarla UDP üzerinden alınır (Şekil 64).





Şekil 64.Kumanda konum girdisi bloğu

Cougar AS532 modeli ile istenilen yükseklik ve hızda uçuş gerçekleştirilebilmesi için gerekli olan pilot girdilerini hesaplanır. 1000ft yükseklik ve sıfır knot ileri uçuş hızı için Şekil 65 'de görüldüğü üzere HeliDYN programında hesaplamalar yapılmış ve Tablo 7' de verilen trim değerleri elde edilmiştir.



Şekil 65.HeliDYN+ Trim menüsü

Tablo 7. 1000 ft’de sıfır knot da uçuş için trim değerleri

Trim Sonuçları					
phi	1.4288423	deg	Longitudinal Flapping Angle	0.1095622	rad
theta	-1.3007614	deg	Lateral Flapping Angle	0.0415028	rad
Collective	16.438511	deg	Main Rotor Inflow	45.988147	ft/s
Longitudinal Cyclic	-6.3021418	deg	Tail Rotor Inflow	62.568106	ft/s
Lateral Cyclic	2.3761348	deg	Cost Function Value	7.116E-09	-
Pedal	25.199241	deg			

Sistem entegrasyonu aşamasında kullanılacak olan farklı hızlardaki trim değerleri Tablo 8’de verilmiştir. Bu tabloda ki minimum/maksimum değerler ile KYS modelinden gelen konum (derece) minimum/maksimum değerleri kullanılarak oransal bağıntı kurulur.

Tablo 8.1000ft de farklı hızlarda trim sonuçları

derece	0 knot	30 knot	60 knot
<b>phi</b>	1,428833	1,210158	0,768577
<b>theta</b>	-1,30077	0,252916	-3,11127
<b>Kolektif</b>	16,4384	14,76558	13,90378
<b>Yunuslama</b>	-6,28114	-3,7312	-2,43648
<b>Yuvarlanma</b>	2,368199	1,834554	1,69055
<b>Pedal</b>	25,19918	20,50371	18,14908

Pilot kumandalarının konumları, matematiksel modelleme aşamasında yapılan trim sonuçlarına uygun bir şekilde hareket limitleri ile eşleştirilir. Tablo 9’da hareket limitlerinin eşleştirilmesi verilmiştir.

Tablo 9. Cougar AS532 Hareket Limitlerinin eşleştirilmesi

HAREKET LİMİTLERİ				
KANAL	Sistem		Mat. Model	
	Min	Max	Min	Max
Yunuslama	-18.57°	15.19°	-5°	4°
Yuvarlanma	-11.94°	12.53°	-2°	3°
Kolektif	-0.073°	25.14°	0°	5°
Pedal	-3.91°	6.85°	-8°	12°

Uçuş modeli çalıştırıldığında otomatik olarak iki bilgisayar arasında bağlantı kurulur ve daha önceden belirlenen frekansta kumanda yükleme bilgisayarından konum bilgileri alınır. Konumlar Cougar helikopterin kumanda kollarının hareket limitlerine göre limitlenir.

## 7.2. Uçuş Modelinin Testi

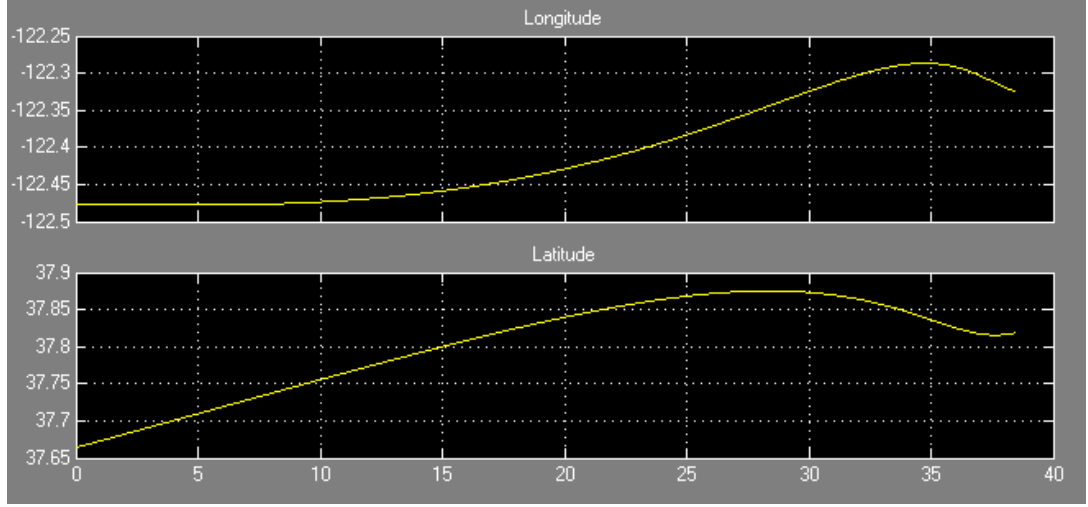
Uçuş modeli ilk olarak dört kanallı oyun kumanda kolu ile test edilmiştir. Oyun kumanda kolunda yunuslama, yuvarlanma ve pedal kanalları [-1 1], kolektif kanalı ise [0 1] aralığında çalışmaktadır. Tablo 10’da verilen hareket limitleri eşleştirmesi yapılmıştır.

HeliDyn+ pilot girdilerini radyan olarak almaktadır. Modellenen helikopterin karakteristiğine bağlı kalarak her bir kanalın hareket limitleri belirlenir ve bu limitler ile joystick aralığı eşleştirilir. Kanalların hareket limitleri tablo 10’da verilmiştir.

Tablo 10. Hareket Limitlerinin Oyun kumanda kolu için eşleştirilmesi

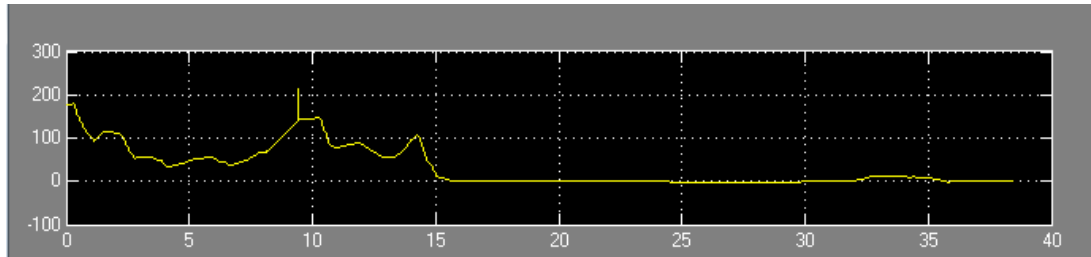
HAREKET LİMİTLERİ				
KANAL	Oyun kumanda kolu		Mat. Model	
	Min	Mak	Min	Mak
Yunuslama	-1	1	-5°	4°
Yuvarlanma	-1	1	-2°	3°
Kolektif	0	1	0°	5°
Pedal	-1°	1	-8°	12°

Simulink’te oluşturulan uçuş modeli kullanılarak örnek bir uçuş yapılmıştır. Los Angeles/USA de -122.4778, 7.6637 enlem ve boylamlarından 1000ft yükseklikte uçuşa başlanmıştır. Uçuş boyunca izlenen yolun grafiği Şekil 66’da verilmiştir. Uçuş -122.2994 enlem, 37.8618 boylamına kadar devam etmiştir.



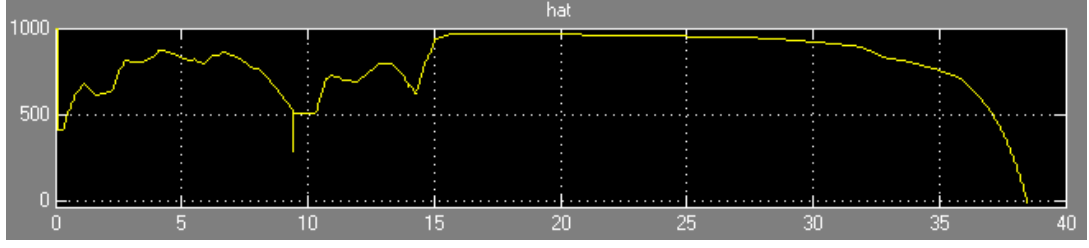
Şekil 66. Uçuş boyunca izlenen enlem - boylam bilgileri

Uçuş boyunca, üzerinden bulunulan arazinin deniz seviyesine göre olan yüksekliği alınmış ve hesaplamalara dahil edilmiştir. Arazi yüksekliğinin yanı sıra, haritada üzerindeki bina gibi yapıların yükseklikleride hesaplamalara dahil edilmiştir. Bu yapıların yüksekliği hesaba katılarak daha gerçekçi bir simülasyon yapılır. Şekil 67' de görüldüğü üzere grafikte 9. saniyede görülen ani yükseklik değişimi helikopterin üzerinden geçtiği bir binaya aittir.



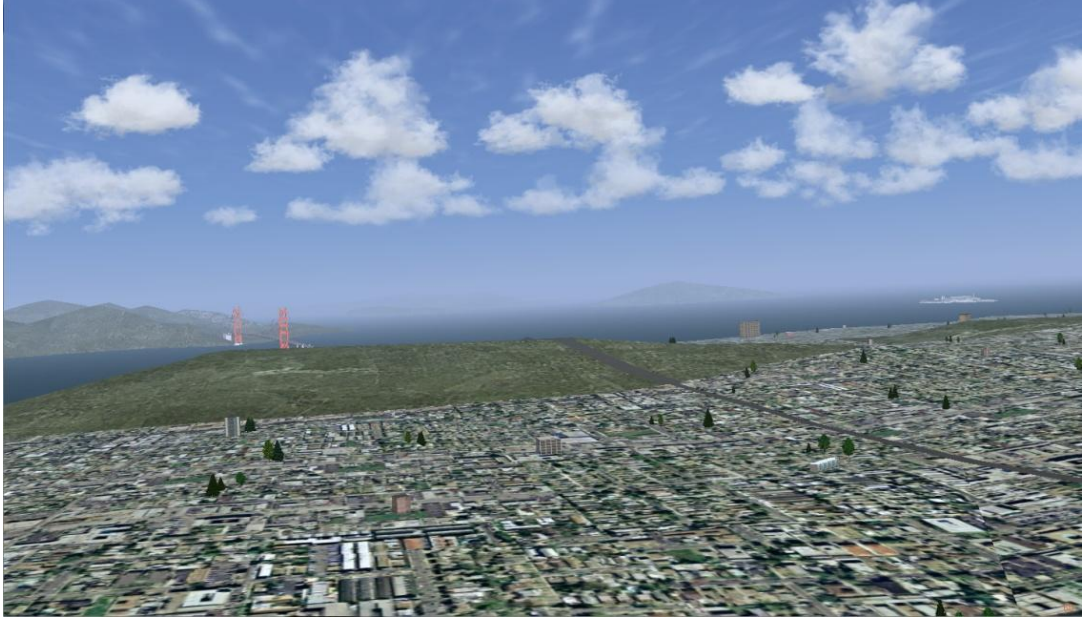
Şekil 67. Uçuş boyunca üzerinden geçilen arazinin yüksekliği

Arazi yükseklik verisi, helikopterin deniz seviyesi yüksekliğinden çıkartılarak arazi ile arasındaki yükseklik hesaplanabilir. Bu veri sayesinde arazi üzerinden herhangi bir noktaya iniş ve kalkış yapılabilir ve uçuş esnasında bina gibi ani yükseltilere dikkat edilerek uçuş yapılması sağlanır. Şekil 68 de görüldüğü gibi 9.saniyede bu ani yükseklik değişimi görülmektedir.



Şekil 68. Üzerinden geçilen arazi ile helikopter arasındaki uzaklık

Uçuş esnasında alınan ekran görüntüleri Şekil 69 ve 70 de verilmiştir.



Şekil 69. Test uçuşu esnasında alınan ekran görüntüsü-1



Şekil 70. Test uçuşu esnasında alınan ekran görüntüsü-2

### 7.3. Kuvvet Dönüşüm Modeli Analizi

Pilot kumanda kollarında üretilen torka karşılık ne kadar kuvvet oluştuğunun KYS modeline girilmesi gerekmektedir. Bunun için KYS mekanik sisteminde kuvvet ölçüm cihazı kullanılarak ölçümler yapılmıştır.

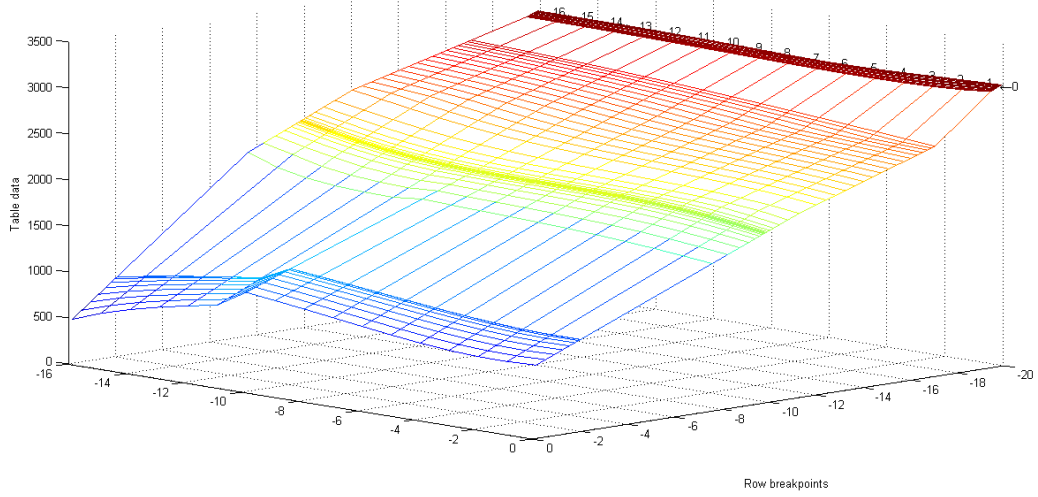
Kuvvet ölçüm cihazı kumanda uzuvlarında pilotun kuvvet uyguladığı noktalara takılarak ölçüm alınması için hazırlanır.

İlk aşamada motor konum sensöründen ölçülen değer ile kuvvet ölçüm cihazından okunan kumanda kolunun gerçek açısal değişimi eşleştirilir. Bu işlemden sonra motor konum sensöründen alınan açı bilgisi ilgili kumanda kolunun gerçek açı bilgisi olmaktadır.

Kuvvet/tork analizi için tork sabit tutulup ilgili kanalın hareket limitleri boyunca konum kuvvet grafiği alınır. Tork belirli aralıklar ile artırılarak aynı şekilde grafikler alınır.

Alınan grafiklerde histerezis oluşmaktadır. Bunun başlıca sebebi sistemdeki sürtünme kuvvetleri ve sistemin ağırlığıdır. Grafik, ileri ve geri yönelim olarak ikiye

ayrılarak 4. dereceden polinomla ifade edilir. Oluşturulan denklemler kullanılarak kuvvet-tork-konum bilgilerini içeren üç boyutlu grafik çıkartılır (Şekil 71).



Şekil 71. Yunuslama kanalının ileri yönelimde kuvvet-tork-pozisyon grafiği

Kuvvet dönüşüm bloğu girdileri istenilen kuvvet ve mevcut pozisyon bilgisi olmalıdır. Ölçümler, kuvvetin pozisyon ve torca karşılık değişimini vermektedir. İstenilen ise kuvvet ve pozisyona karşılık gelen tork bilgisidir. Gerekli dönüşüm yapılarak ileri ve geri yönelim için ayrı bloklar hazırlanmıştır. Böylece kumanda kolunun yönelimine göre istenilen pozisyonda hesaplanan kuvveti üretmek için gerekli tork değeri hesaplanır.

Cougar helikopteri baz alınarak geliştirilen KSM'de her kanal için istenilen maksimum kuvvet değeri üretmek için sürücüden motora gönderilen amper değerleri Tablo 11 de verilmiştir.

Tablo 11. Sürücü maksimum amper değerleri

	Maksimum	
	Newton	Amper
Yunuslama	55.01	1.93
Yuvarlanma	48.24	1.72
Pedal	262.57	3.94
Kolektif	139.93	2.17

#### 7.4. KYS Model Parametreleri ve Uyarlanabilirlik

Kumanda yükleme sisteminde toplam 1012 adet değişken tanımlanmış ve bu değişkenler sistem çalışırken de değiştirilebilir ve sistem tepkisi gözlenebilir. Tüm bu değişkenler ana bilgisayardan izlenebilir.

KYS'nin başka helikopter modellerine uyarlanabilirliği için KSM modelini istenilen helikoptere bilgilerine göre değiştirilmesi gerekmektedir.

Başka bir helikoptere uyarlamak için gereken, helikopterden dış çevrim bölümünde Tablo 1’de verilen durumlar için pozisyon/kuvvet grafiklerinin alınması ve KSM’nin oluşturulmasıdır (Bölüm 3). Helikopterden alınan bu pozisyon/kuvvet grafikleri ile istenilen helikopterin kumanda yükleme sistemi yapılabilir.

Kuvvet hissiyatını pilotların arzusuna göre değiştirebilmek veya ince ayar (tuning) için model parametreleri değiştirilebilir. Bu şekilde pilotun hissetmesi gereken kuvvetler ayarlayabilir.

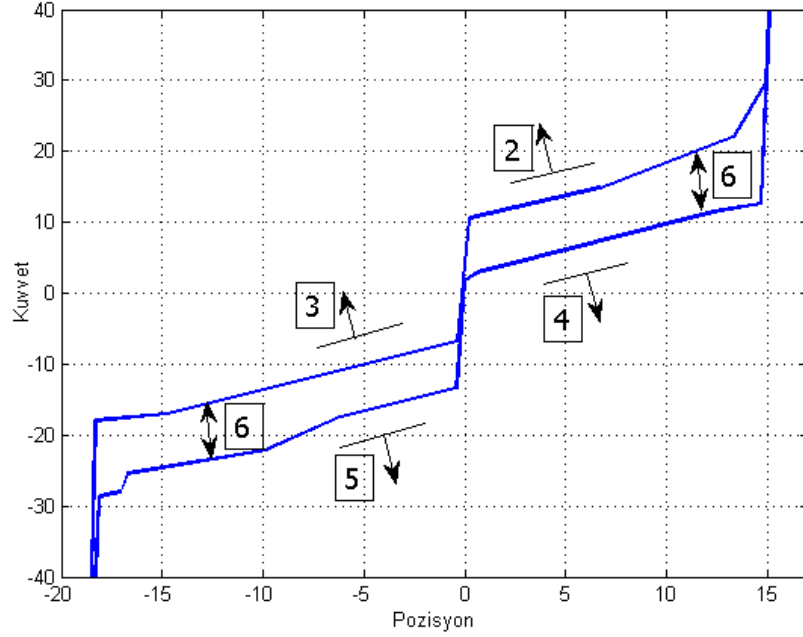
Tablo 12. Model parametre listesi

Model Parametreleri					
	No	Parametre		No	Parametre
Kuvvet Dönüşüm	1	Hız Limiti	Filtre	12	Hız filtresi
	2	İleri negatif tork		13	Yük filtresi
	3	İleri pozitif tork		14	Kuvvet filtre
	4	Geri negatif tork		15	Tork filtre
	5	Geri pozitif tork		16	Yük sınırlama
	6	Dönüşüm katsayı			
Dinamik	7	Limit yük	Pozisyon Tutma	17	Kazanç
	8	Limit hız		18	Sönümlleme
	9	Limit ivme		19	Tork pozitif limit
	10	Sönümlleme		20	Tork negatif limit
	11	Atalet		21	Pozitif tork yük referans sabiti
				22	Pozitif tork yük ref. Değeri denklemi
				23	Negatif tork yük ref. sabiti
				24	Negatif tork yük ref. değ. denklemi
				25	Ref. değ. Filtre



Model doğrulama aşamasında Tablo 12 de verilen parametreleri değiştirerek ince ayar yapılabilir. Dört kanalda da kullanılan modeller aynıdır sadece parametre değerleri farklıdır, KYS modelinde ince ayar için kullanılan toplamda 72 parametre vardır.

Kuvvet dönüşüm parametrelerinde değişiklik yaparak pilotun hissettiği kuvveti bölgesel veya tamamen artırıp azaltmak mümkündür. Kuvvet dönüşüm katsayısını (no 6) değiştirerek tüm hareket bandında kuvvetler ayarlanabilir veya istenirse sadece ileri veya geri hareketde ki kuvvetler değiştirilebilir. Şekil 72 de gösterildiği üzere dört kanalında ayrı olarak 2, 3, 4, 5 nolu parametreleri değiştirerek, kuvvetler istenildiği gibi ayarlanabilir. Kuvvet parametrelerini (no 2'den 6'ya) modeldeki sürtünme katsayısını genel olarak veya lokal olarak değiştirmektedir.

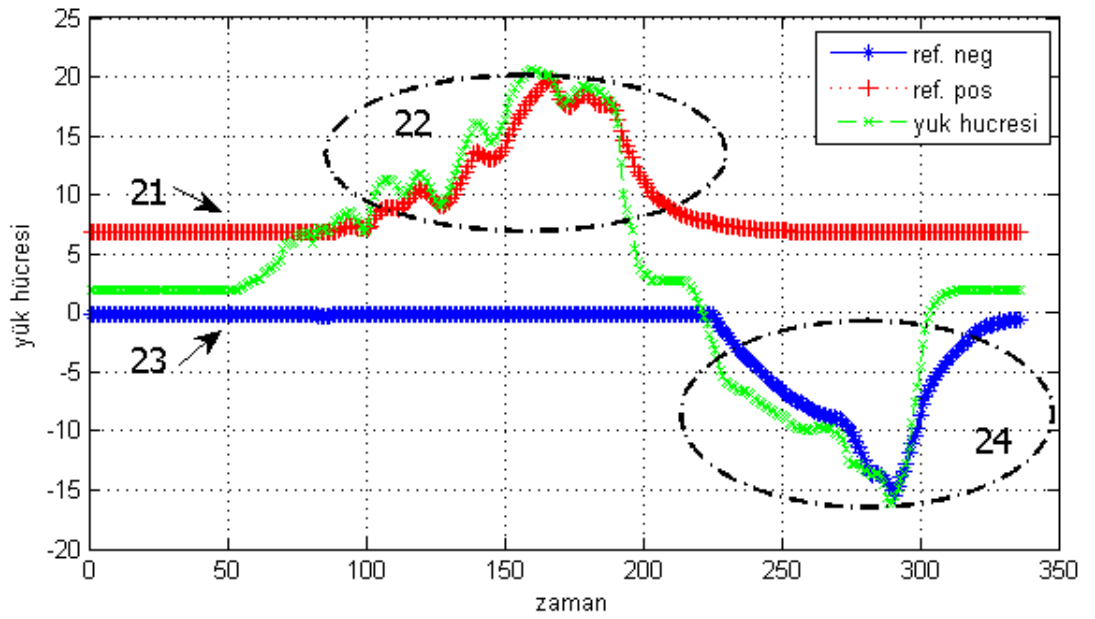


Şekil 72. Uygulanan kuvvetin değiştirilmesi için gerekli parametreler

Hız limiti (no 1) kumanda kolunun hangi yönde hareket ettiğini belirlemede kullanılmaktadır. Hız bilgisi, hız limiti (no 1) ile karşılaştırılarak hareket yönü belirlenir.

Dinamik modelinde yük, hız, ivme limit değerlerini değiştirerek dinamik modelin hangi durumlarda aktif olacağı belirlenir. Sönümleme ve atalet değerleri ile de sıfır pozisyonuna oturma süresi kontrol edilir.

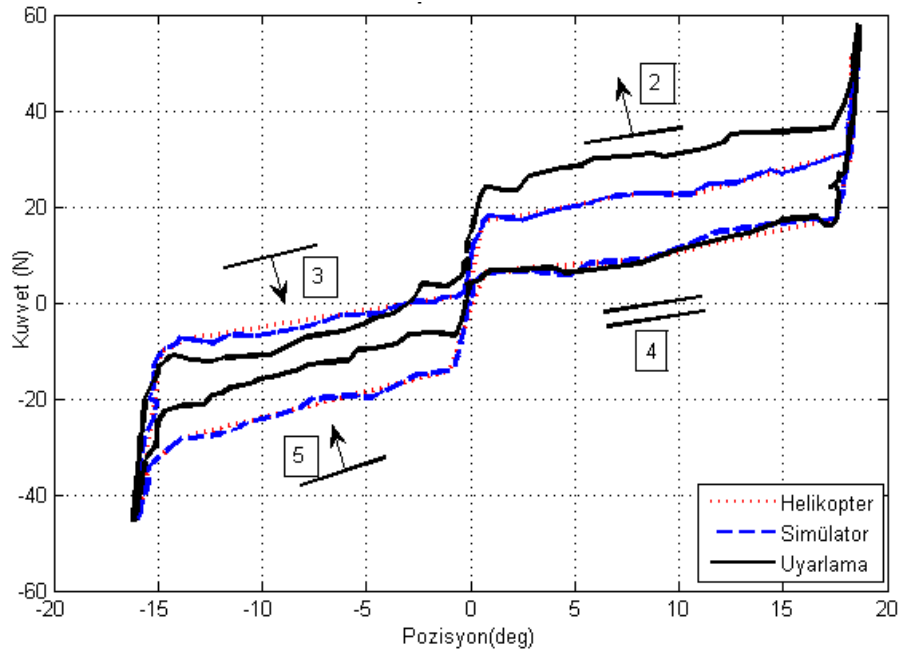
Pozisyon tutma modelinin parametreleri (no 17'den 25'e) ile pilot kumanda kolunu bıraktığında, o anki konumunu koruması için kullanılan parametrelerdir. Referans kuvvet değeri değiştirilerek pozisyon kontrolüne geçiş kontrol edilmektedir.



Şekil 73. Pozisyon tutma modelinin parametreleri

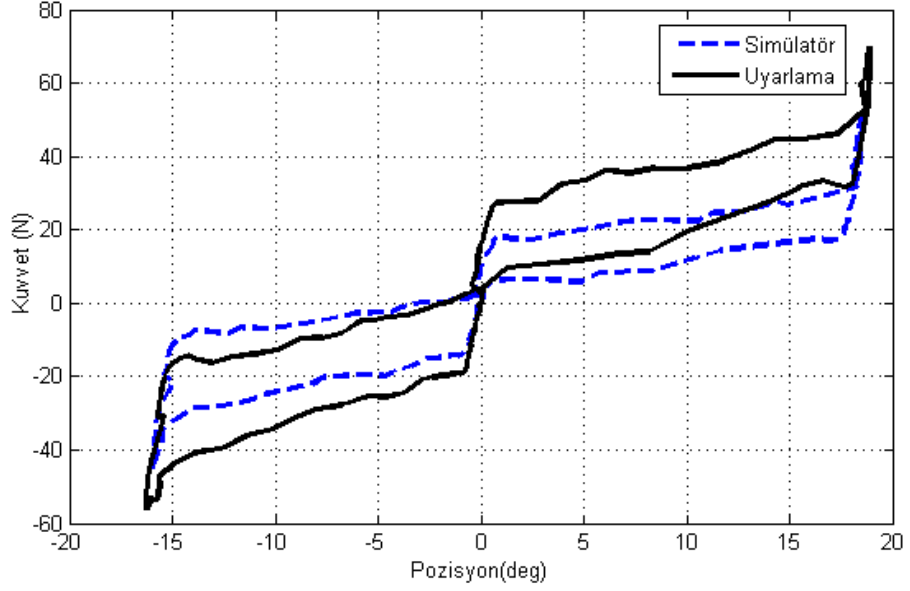
Kuvvet dönüşüm modelinin hesapladığı tork değeri pozitif ve negatif tork limiti (no 19 ve 20) ile karşılaştırılır eğer bu limitler arasında ise pozitif ve negatif referans sabitleri (no 21 ve 23) aktif olur. Hesaplanan tork değeri belirlenen limitler dışına çıktığında ise pozitif ve negatif referans denklemleri (no 22 ve 24) aktif olur. Referans denklemleri, pozisyon tutma modeli kapalı iken yük hücresinden okunan değerler ile oluşturulur. Şekil 73'de görüldüğü üzere yük hücresinden okunan değer belirlenen limitlerin dışına çıktığında pilotun kumanda kolunu tuttuğu anlaşılır. Limit içerisinde kaldığı durumda ise pilotun bıraktığı son noktada kalmak için pozisyon kontrolü yapmaktadır. Pozisyon kontrolünde kazanç (no 17) ve sönümleme (no 18) katsayı ile oturma zamanı ayarlanabilir.

Modelin başka helikoptere uyarlanabilirliğini test etmek için yunuslama kanalına hareket limiti  $15.9^\circ$  ve  $18.5^\circ$  olan senaryo hazırlanmıştır. Bu senaryoda helikopter Yunuslama kanalından alındığı varsayılan grafik %10 hata limitinin altından olduğu gösterilerek doğrulanmıştır (Şekil 74). Ayrıca ileri pozitif tork (no 3) parametresi 1.6 kat, geri pozitif tork (no 5) ise 2 kat azaltılarak, ileri negatif tork (no 2) parametresi 0.7 kat artırılarak, geri negatif tork (no 4) parametresi ise sabit tutularak yunuslama model parametrelerinin etkisi gözlenmiştir (Şekil 74). Pilotun isteğine göre veya kuvvetlerin tolerans bandı içerisinde kalmasını sağlamak için bu parametre değerlerinin kazançları değiştirilir.



Şekil 74. Yunuslama kanalı kuvvet uyarlama parametrelerinin etkisi

Kuvvet dönüşüm katsayısı (no 6) değiştirilerek tüm hareket bandındaki kuvvetleri istenildiği oranda arttırmak veya azaltmak mümkündür. Yunuslama kanalı dönüşüm katsayısı (no 6) %50 artırılmış ve doğrulanmış simülasyon verisi ile karşılaştırılarak etkisi gözlenmiştir (Şekil 75). Tüm hareket bandında kuvvetlerin yine aynı oranda değiştiği gözlenmiştir.



Şekil 75. Yunuslama kanalı kuvvet dönüşüm katsayısının etkisi

Sistem olası hata durumlarında hata ayıklamak ve sistem parametrelerini gözlemlemek için ayrı model geliştirilmiştir. Hata ayıklama ve gözleme modeli, tüm sistem parametrelerini etherCAT hatalarını belirlenen bir frekansta (100 Hz) ana bilgisayara aktarmaktadır.

## 7.5. KYS Kuvvetlerinin Doğrulanması

KYS kuvvetlerinin doğrulanması için helikopter ve simülatörden bütün eksenlerde kuvvet-konum ölçümleri, 3. bölümde anlatıldığı gibi alınır.

KYS'nin JAR FSTD-H sınıf D simülatörlerde kullanılabilmesi için simülatör ve hava aracı arasındaki hata oranı %10'u geçmemelidir. Hidrolik sistemlerinin kapalı olduğu durumun doğrulanmasında JAR standartlarına göre tolerans bandı uygulanmaz, bunun yerine genel davranışın benzer olması istenir.

Hava aracından alınan ölçüme %10 tolerans bandı eklenerek simülatörden alınan ölçümler ile karşılaştırılır. Simülatörden alınan ölçümlerin %10'luk tolerans bandı içerisinde kalması beklenmektedir. Ayrıca hareket limitlerinin aynı olması gerekmektedir. Ölçüm sisteminin helikoptere ve simülatöre bağlantı şekilleri ve konumları aynı olmalıdır.

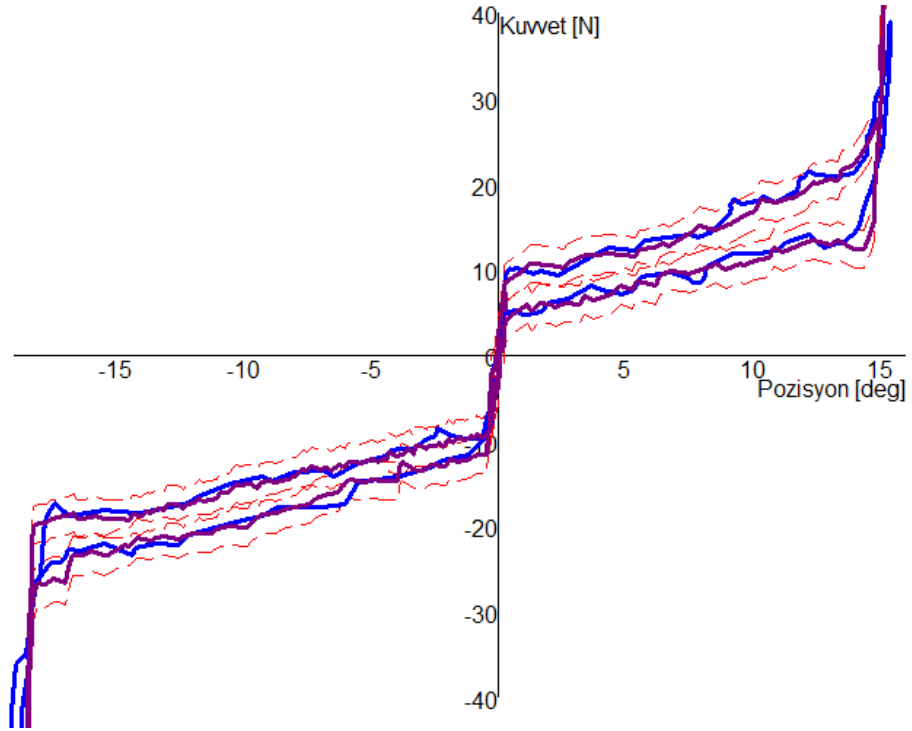
Saykılık kanallarından ölçüm alırken, diğer kanal (yunuslama veya yuvarlanma) kanalı KYS modelinden pozisyonu sıfır konumunda sabitlenir. Bu şekilde diğer kanalın ölçüme etki etmesi engellenir.

Mor renkli çizgiler helikopterden alınan verileri mavi çizgiler simülatörden alınan verileri göstermektedir. Kırmızı kesik çizgiler ise tolerans bandıdır.

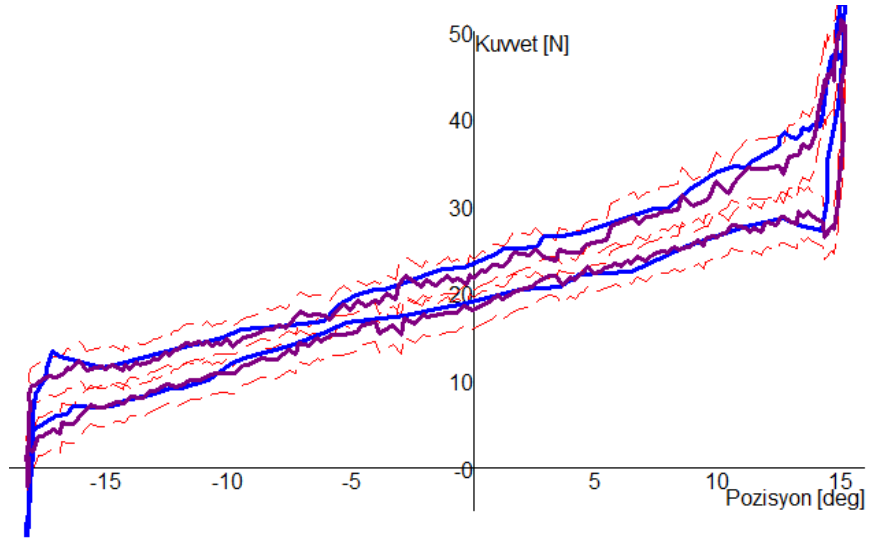
Yunuslama kanalı:

- Trim ortada (Şekil 76): Simülatörden alınan veriler tolerans bandı içerisinde kalmaktadır. -35 N 'dan fazla kuvvet uygulandığında negatif hareket limitini 0.6 derece aşmaktadır.
- Trim ND (Şekil 77): Kuvvetler tolerans bandı içerisinde kalmaktadır. Sadece -16.3 derecede tolerans bandını 0.4 N aşmıştır. Bunun dışında tamamen tolerans bandı içerisinde kalmaktadır.
- Trim NU (Şekil 78): Negatif hareket limitini 1 derece aşmıştır. Kuvvetler tamamen tolerans bandı içerisinde kalmaktadır.
- Trim serbest (Şekil 79): Tamamen tolerans bandı içerisinde hareket etmektedir.

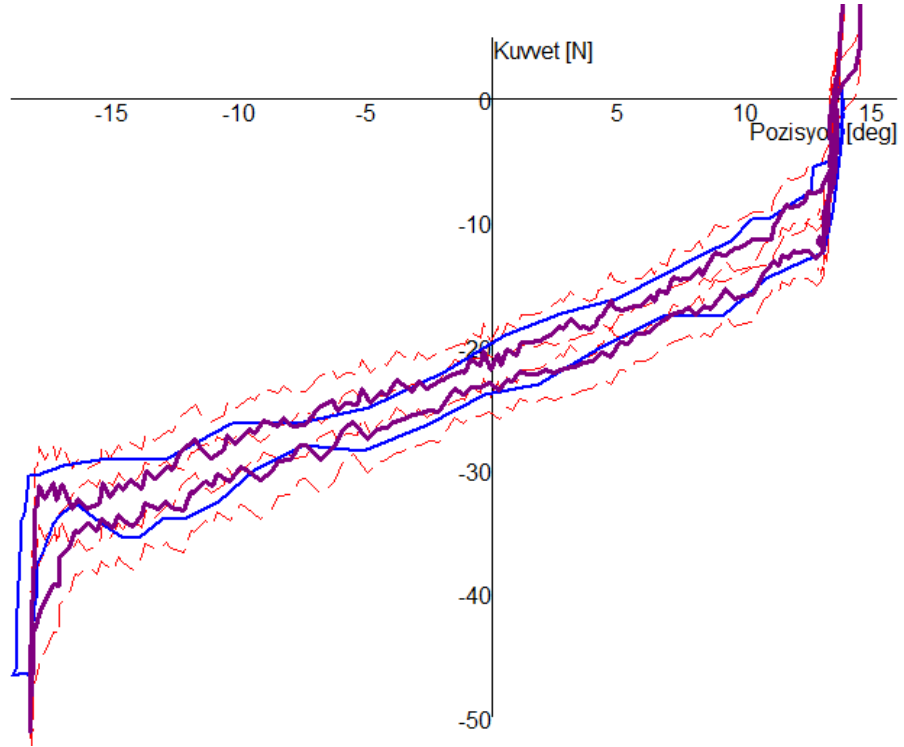
- AP kapalı (Şekil 80): Kuvvetler tolerans bandı içerisindedir. 40 N üzeri kuvvetlerde pozitif hareket limitinde 0.9 aşmaktadır.
- Hidrolikler kapalı (Şekil 81): Tolerans bandı yoktur. Helikopterden alınan ölçüm ile benzer davranışta olmalıdır ve bu şart sağlanmaktadır.



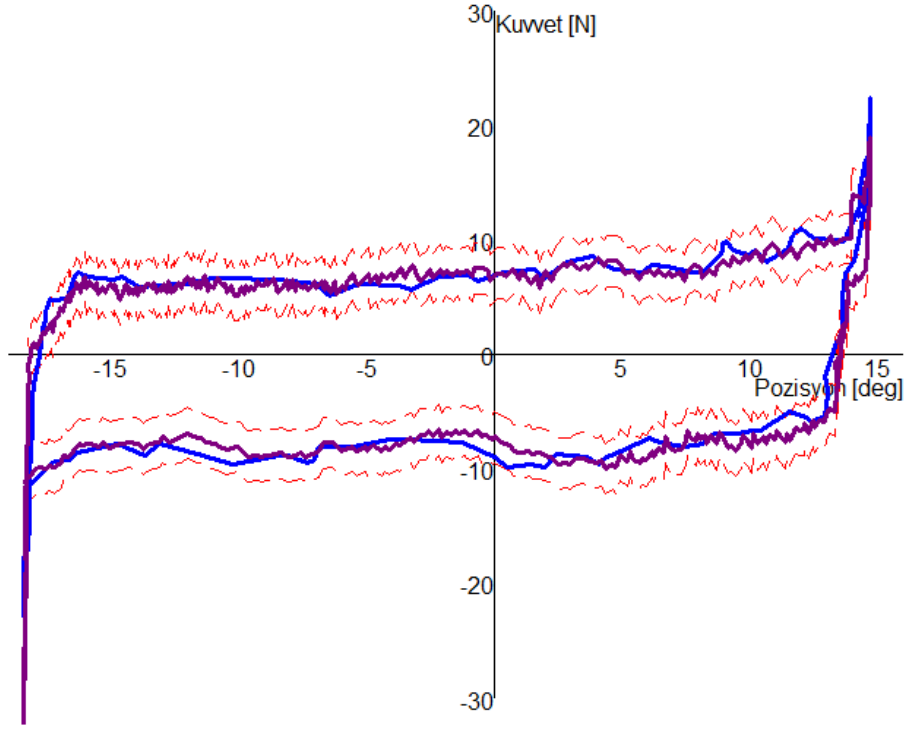
Şekil 76.Yunuslama kanalı-Trim ortada durumunda alınan ölçüm



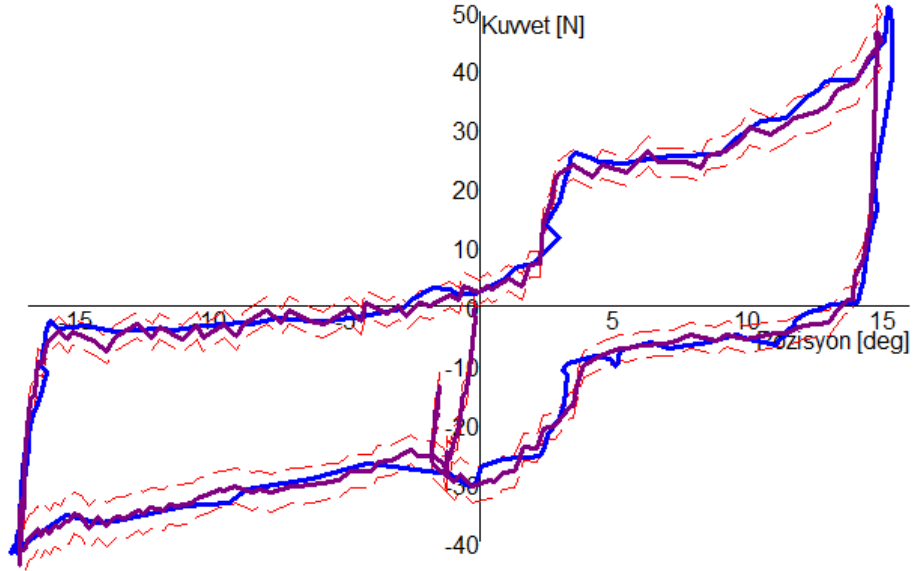
Şekil 77. Yunuslama kanalı-Trim ND durumunda alınan ölçüm



Şekil 78. Yunuslama kanalı-Trim NU durumunda alınan ölçüm

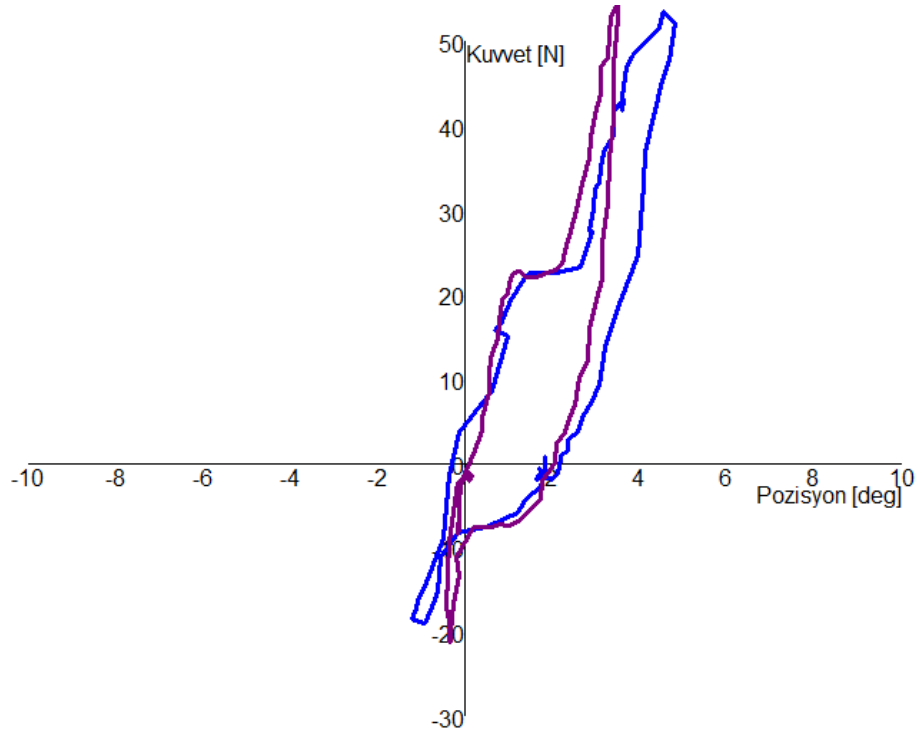


Şekil 79. Yunuslama kanalı-Trim serbest durumunda alınan ölçüm



Şekil 80. Yunuslama kanalı-A/P hidrolik durumda alınan ölçüm

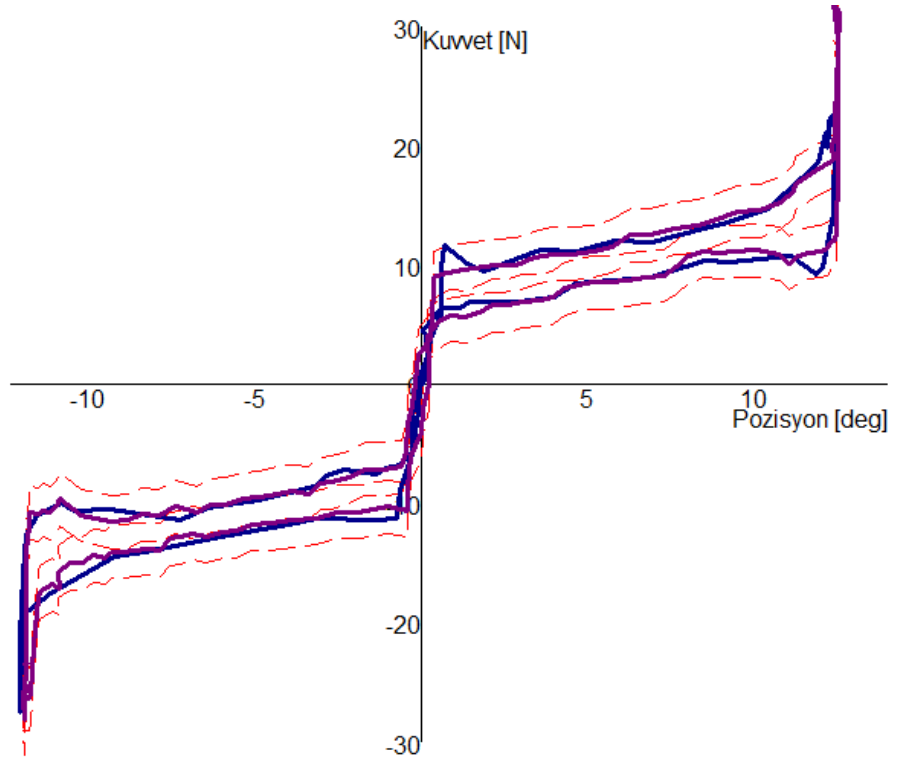




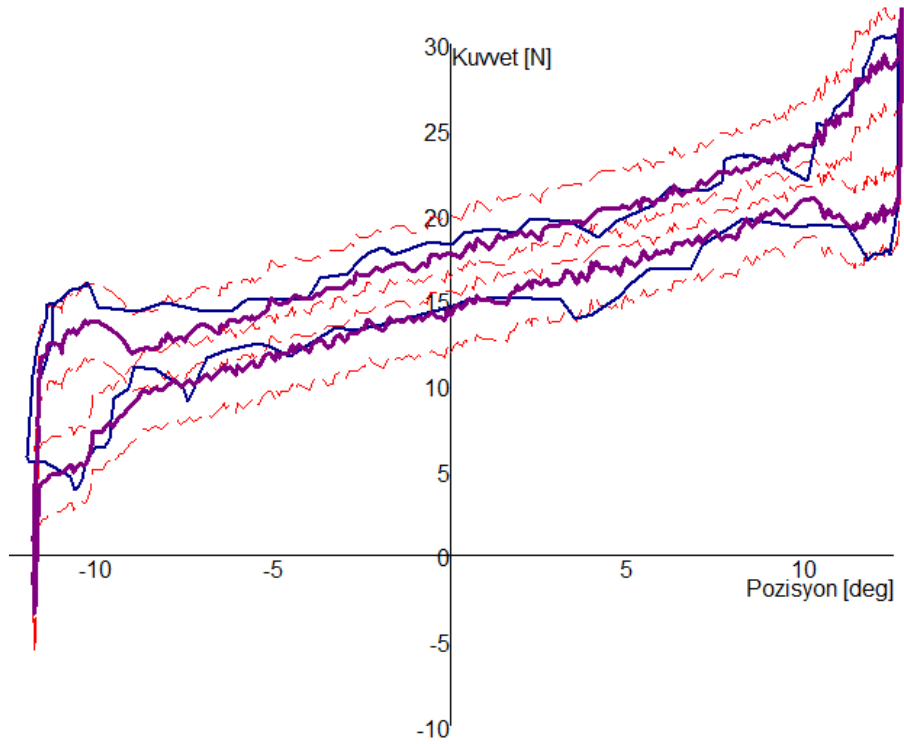
Şekil 81. Yunuslama kanalı-tüm hidrolik kapalı durumda alınan ölçüm

Yuvarlanma kanalı:

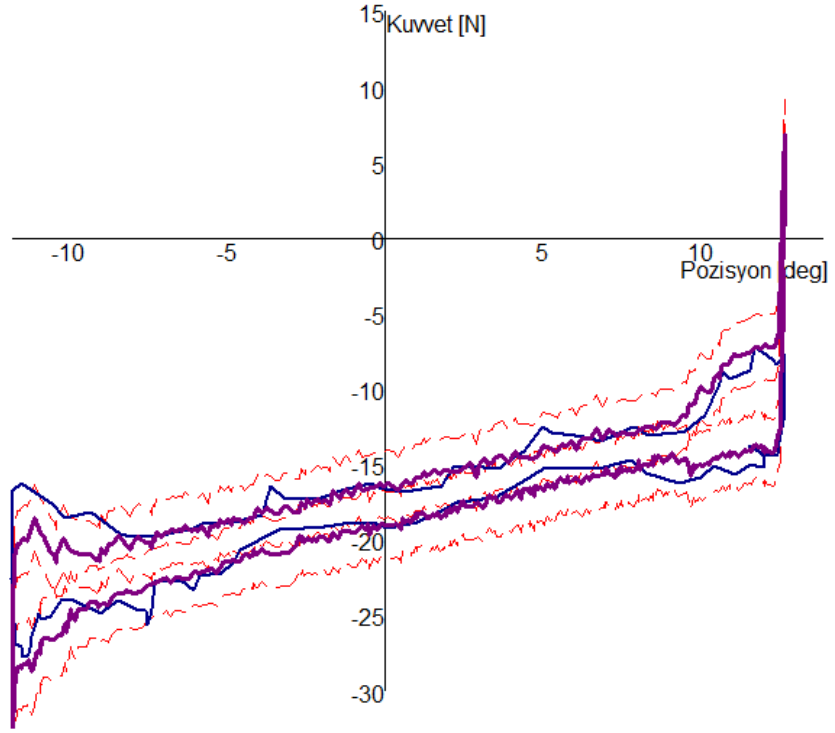
- Trim ortada (Şekil 82): Simülatörden alınan veriler tolerans bandı içerisinde kalmaktadır.
- Trim LWD (Şekil 83): Kuvvetler tolerans bandı içerisinde kalmaktadır. Negatif hareket limitine yakın olan bölgede ( $-12^{\circ}$ / $-10^{\circ}$  arası) tolerans sınırında hareket etmektedir.
- Trim RWD (Şekil 84): Negatif hareket limitinde lokal olarak ( $-12^{\circ}$ / $-11^{\circ}$  arası) kuvvet tolerans limitini 2 N kadar aşmıştır
- Trim serbest (Şekil 85): Tamamen tolerans bandı içerisinde hareket etmektedir.
- AP kapalı (Şekil 86): Kuvvetler tolerans bandı içerisindedir.
- Hidrolikler kapalı (Şekil 87): Tolerans bandı yoktur. Helikopterden alınan ölçüm ile benzer yapıda olmalıdır ve bu şart sağlanmaktadır.



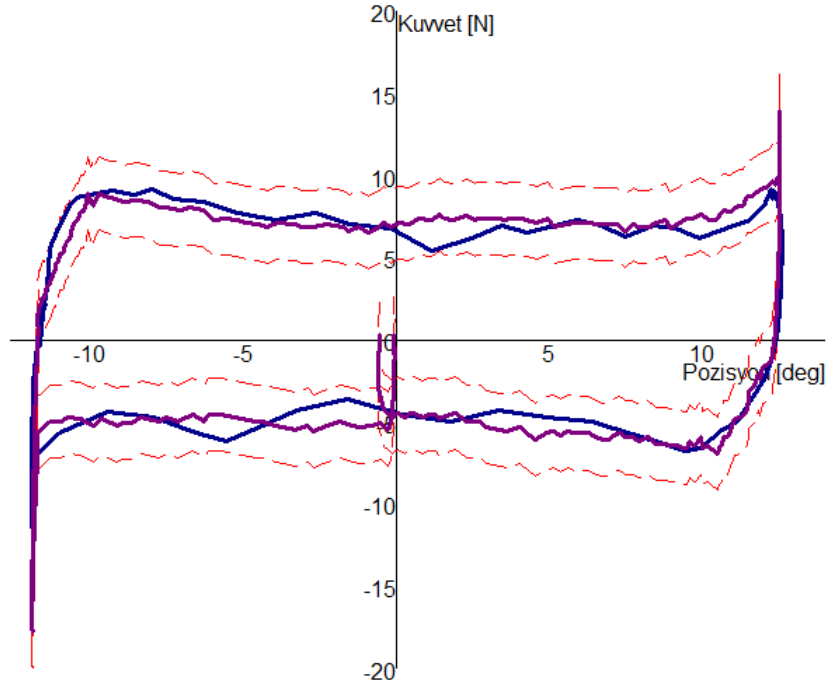
Şekil 82. Yuvarlanma kanalı-Trim ortada durumunda alınan ölçüm



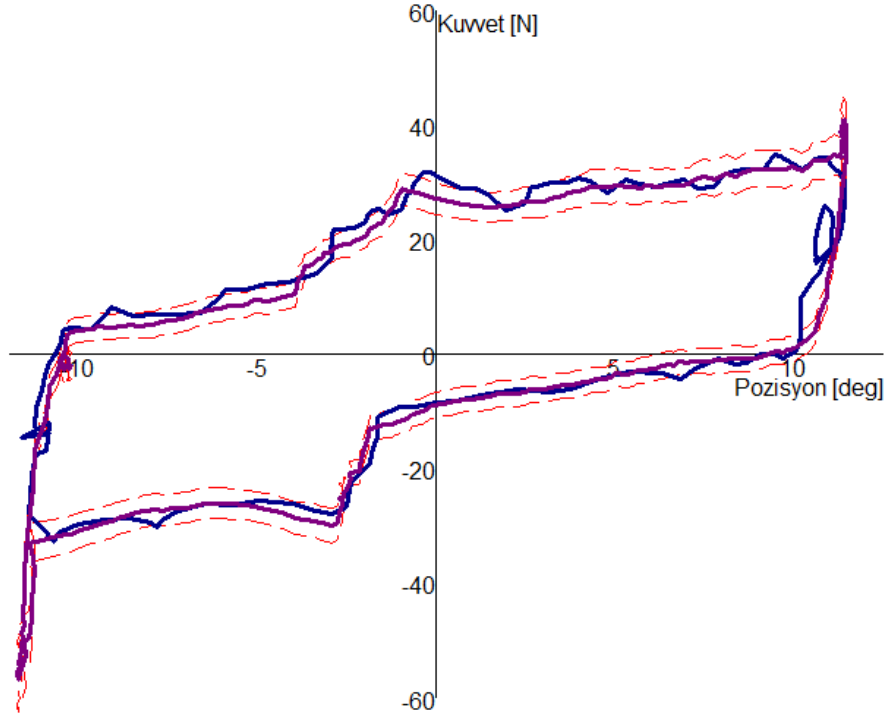
Şekil 83. Yuvarlanma kanalı-Trim LWD durumunda alınan ölçüm



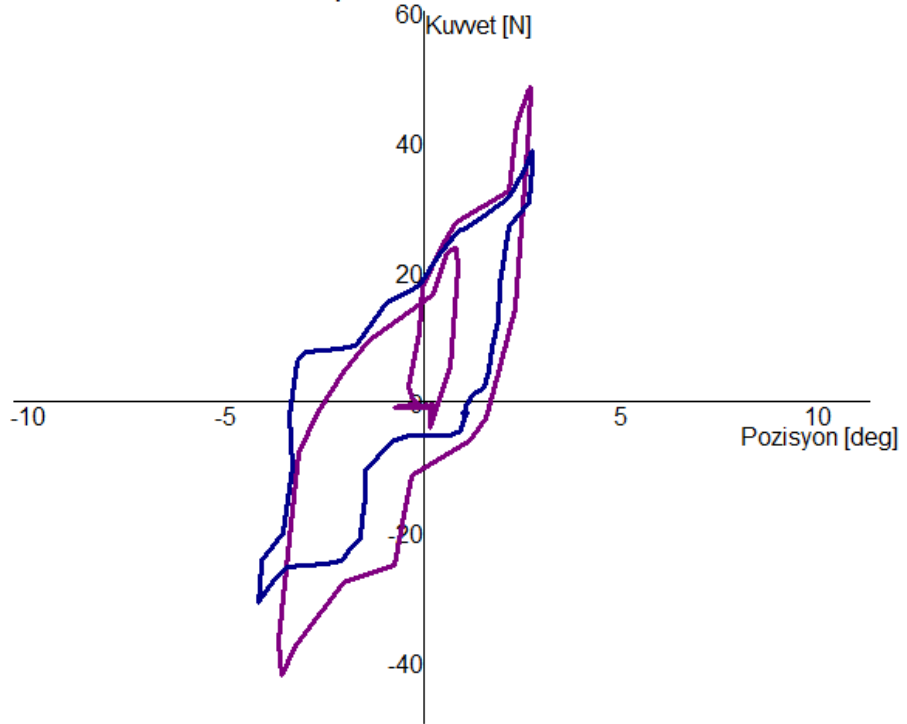
Şekil 84. Yuvarlanma kanalı-Trim LWD durumunda alınan ölçüm



Şekil 85. Yuvarlanma kanalı-Trim serbest durumunda alınan ölçüm

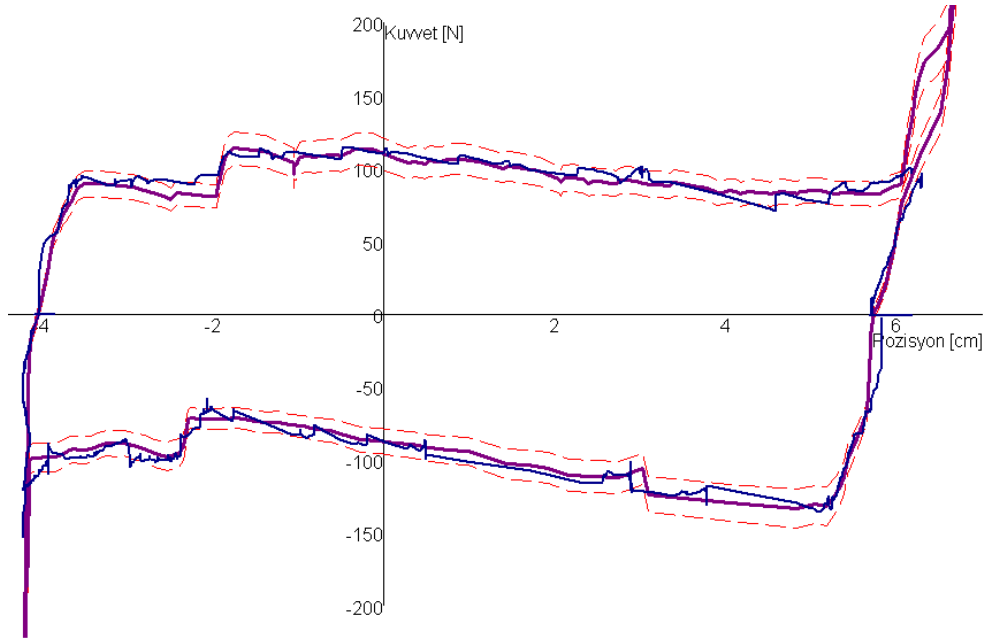


Şekil 86. Yuvarlanma kanalı-A/P hidrolik kapalı durumda alınan ölçüm

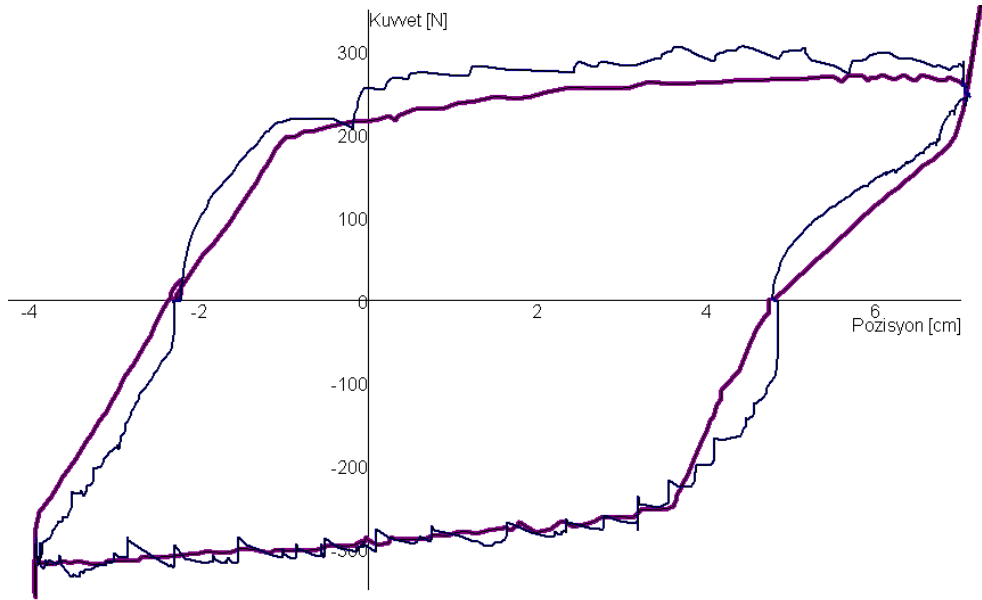


Şekil 87. Yuvarlanma kanalı-tüm hidrolik kapalı durumda alınan ölçüm





Şekil 89. Pedal Kanalı, AP hidrolik ortada durumunda alınan ölçüm

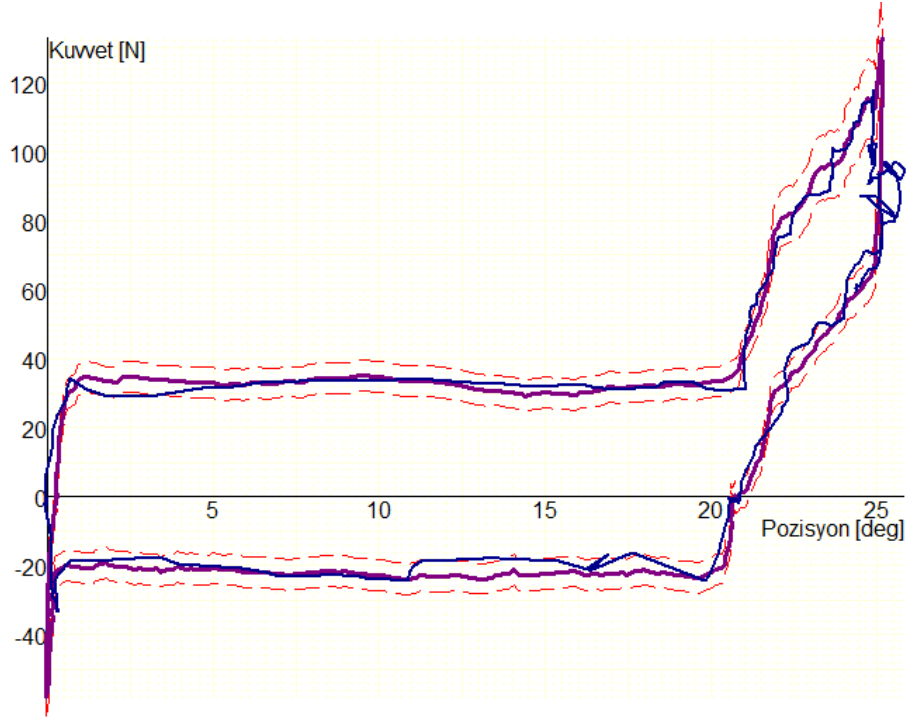


Şekil 90: Pedal Kanalı, tüm hidrolik kapalı durumunda alınan ölçüm

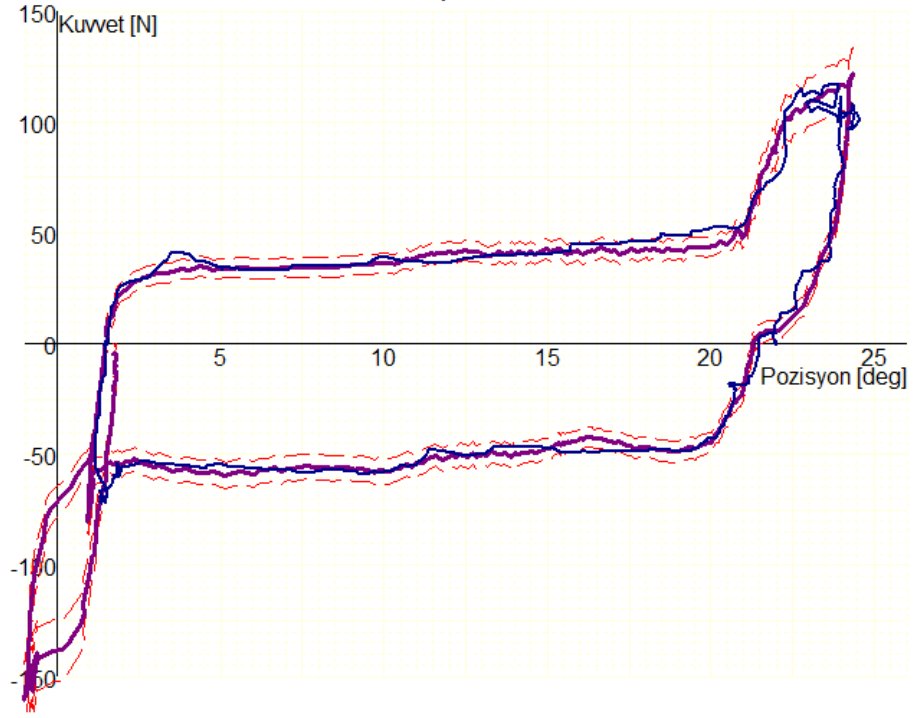
Kolektif kanalı:

22 derecenin üstündeki pozisyonlarda, kuvvetler tolerans bandı dışına çıktığı gözlenmiştir. Bunun sebebi küçük pozisyon değişimine karşı büyük kuvvet değişimidir.

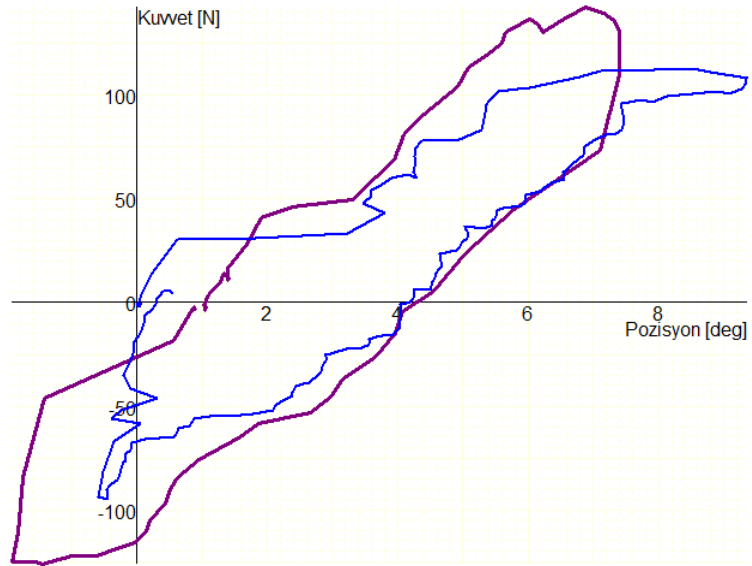
- Trim ortada (Şekil 91): Kuvvetler tolerans bandı içerisindedir. Sadece pozitif hareket limiti sınırında band dışına çıkmıştır.
- AP kapalı, trim ortada (Şekil 92): Kuvvetler tolerans bandı içerisindedir.
- Hidrolikler kapalı (Şekil 93): Tolerans bandı yoktur. Helikopterden alınan ölçüm ile benzer yapıda olmalıdır ve bu şart sağlanmaktadır.



Şekil 91. Kolektif kanalı-Trim ortada durumunda alınan ölçüm



Şekil 92: Kolektif Kanalı, AP hidrolik durumunda alınan ölçüm



Şekil 93. Kolektif Kanalı, tüm hidrolik on/off durumunda alınan ölçüm



## 7.6. KYS Simulatörü ile Uçuş Testi

Tüm sisteminler birlikte test edilmiştir. Geliştirilen ara yüz kullanılarak KYS modeli ve uçuş modeli çalıştırılmış ve helikopter ile uçuş gerçekleştirilmiştir.

-122.4778 enlem, 7.6637 boylamında 1000 ft yükseklikten başlayan uçuş 540 saniye boyunca devam ettirilmiştir. Simülasyon -122.6846 enlem, 37.7378 boylamında pilot tarafından sona erdirilmiştir. Uçuş esnasında sistem geliştirilen hata ayıklama modelinde de gözlenmiştir. Uçuş yapılan bu süre boyunca uçuş modeli ve KYS modeli hatasız bir şekilde çalışmıştır.

Yapılan uçuş esnasında alınan fotoğraf Şekil 94'de verilmiştir.



Şekil 94 Uçuş testi fotoğrafı

Ek 12'de uçuş testi esnasında alınan ekran görüntüleri ve fotoğraflar yer almaktadır.

## 8. SONUÇLAR

Bu çalışmada elde edilen sonuçlar ve tavsiyeler aşağıda belirtilmiştir.

- Dört kanallı helikopter simülatörleri için uyarlanabilir yapıda KYS geliştirilmiştir. Test sonuçlarına göre en üst standart olan 'JAR FSTD sınıf D' simülatörlerinde kullanılabilir. Cougar AS532 helikopteri baz alınarak geliştirilen KYS rahatlıkla başka helikoptere uyarlanabilir.
- Katı gerçek zamanlı kernel kurulmuş ve ana bilgisayar ile bağlantı gerçekleştirilmiştir. KYS 1, 2 ve 4 kHz'te çalıştırılmıştır. 2 ve 4 kHz arasında dokunsal algıya etki edecek herhangi bir unsur görülmemiştir. Modelin işlem yükü azaltılır veya model işlemçi çekirdeklerine uygun olarak bölünüp çalıştırılırsa daha yüksek frekanslara çıkılabilir.
- EtherCAT haberleşme protokolü ile gerçek zamanda motor sürücüleri ile veri alış verişi Gerçekleştirilmiştir. Aynı EtherCAT ağı üzerinden veri toplama işlemleride yapılmıştır. EtherCAT, yeni bir protokol olduğundan Türkiye'de de bu konu üzerine yapılmış çalışmalar çok azdır.
- Eyleyici olarak tork motoru tercih edildiğinde yük hücresi kullanılmasına gerek kalmamaktadır. Yük hücresi hız veya pozisyon kontrolü ile motor sürülürse gereklidir.
- Mekanik aksamındaki boşluklar kuvvet hissiyatına çok büyük ölçüde etki etmektedir. Mekanik bağlantı boşluklarını gidermek için boşluksuz yataklar kullanılmalı ve bağlantı elemanlarının üretimi ve montajı esnasında kalite kontrolü yapılmalıdır.
- Cougar helikopteri için matematiksel model geliştirilmiştir.
- Açık kaynak kodlu dış dünya modeli ile istenilen koordinatlarda uçuş gerçekleştirilebilir. Uçuş görselleri için üç kanallı görsel sistem geliştirilmiştir. Uçuş modeli ana bilgisayarda çalışmaktadır, gerektiğinde başka bir bilgisayarda çalıştırılması da mümkündür.
- Tek pilotlu KYS geliştirilmesi durumunda modüler KYS tercih edilmelidir.

## KAYNAKLAR

- [1] J. M. Rolfe, K. J. Staples, Flight Simulation, *Cambridge University Press*, 12 May 1988 - 282 sayfa
- [2] Gu, H., Wu, D., Liu, H., “Development of a novel low-cost simulator for pilot training,” *World Academy of Science Engineering and Technology*, vol. 60, pp. 685-689, 2009.
- [3] Coiro, D. P., De Marco, A., Nicolosi, F., “A 6DOF flight simulation environment for general aviation aircraft with control loading reproduction,” in *Proc. of the AIAA Modeling & Simulation Technology Conference*, South Carolina, USA, August 2007.
- [4] Domenico P. Coiro, Agostino De Marco, Fabrizio Nicolosi, Flight Simulation Environment of The University of Naples And Recent Developments In Control Loading Reproduction, SIMAI Congress, Vol. 2, 2007, pp. 1-5
- [5] Landers, S., “Real-time pilot-in-the-loop and hardware-in-the-loop simulation at Gulfstream,” in *Applied Dynamics International (ADI) User Society Conference*, San Diego, USA, December 2007.
- [6] ”Aeroseng” erişim adresi <http://www.aerosyseng.com> (son ziyaret tarihi 22.03.2014)
- [7] ”SIMONA Simulator” erişim adresi <http://www.lr.tudelft.nl/?id=28205&L=1> (son ziyaret tarihi 22.03.2014)
- [8] ”FFS ” erişim adresi <https://www.thalesgroup.com/en/training-simulation> (son ziyaret tarihi 22.03.2014)
- [9] ”Simulation Product” erişim adresi <http://www.cae.com/civil-aviation/simulation-products/> (son ziyaret tarihi 10.11.2013)
- [10] ”Aircraft Simulation” erişim adresi <http://www.opinicus.com/-aircraftsimulated.html> (son ziyaret tarihi 22.03.2014)

- [11] M.D. White, P. Perfect, G. D. Padfield, A. W. Gubbels, A. C. Berryman, Acceptance testing and commissioning of a flight simulator for rotorcraft simulation fidelity research, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, March 2012, pp: 1–24
- [12] Chudy, P., Zemic, P., Rzucidlo, P., Affordable Light Aircraft Flight Simulators AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Toronto, Ontario Canada, August 2010, pp. 1-10
- [13] Landrum, D.B., Cerny, J., Warden, L., Affordable Flight Simulation In an Educational Environment American Helicopter Society 63rd Annual Forum Virginia Beach, May 2007
- [14] Teufel, H. J., H. G. Nusseck, K. A. Beykirch, J. S. Butler, M. Kerger, H. H. Bülthoff, MPI Motion Simulator: Development and Analysis of a Novel Motion Simulator, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, August 2007, South Carolina, pp: 1-11
- [15] Allerton, D. *Principles of Flight Simulation*, Wiley, (2009).
- [16] JAR-FSTD H: Helicopter flight simulation training devices, Joint Aviation Authorities (JAA), 2008.
- [17] Gerretsen, A., Mulder, M., Paassen, M.M., Comparison of Position-Loop, Velocity-Loop And Force-Loop Based Control Loading Architectures, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, San Francisco, California, August 2005, pp. 1-15
- [18] "Eurocopter AS 532 Cougar" erişim adresi [http://www.eurocopter.com/sitedocs/wswmediasPV14956\\_1.jpg/](http://www.eurocopter.com/sitedocs/wswmediasPV14956_1.jpg/) (son ziyaret tarihi 22.03.2014)
- [19] Shutao, Z., Qitao, H., Dacheng, C., Junwei, H., Experiment And Study of Control Loading System In Flight Simulator Based On RCP, IEEE International Conference on Integration Technology, Shenzhen, China, March 2007, pp. 208-21

- [20] Williams, G., Lawrence, K., Weeks, R., Modeling And Simulation Technologies reconfigurable Flight Simulators In Modeling And simulation, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Providence, Rhode Island, August 2004, pp. 1-13
- [21] Zhao, J., Shen, G., Yang, C., Liu, G., Yin, L., Han, J., Feel force control incorporating velocity feedforward and inverse model observer for control loading system of flight Simulator, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering, January 2013, pp: 1-15
- [22] P. Qi, H. Wang, J. Han, Stability of Position-loop Based Hydraulic Control, International Conference on Mechanic Automation and Control Engineering, 2010, Wuhan, pp: 3363 - 3366
- [23] M. L. Preatoni, A. Ragazzi, A. Ceruti, G. M. Saggiani, Flight Mechanics Simulator for Rotorcraft Development, Proceedings of the International Council for the Aeronautical Sciences 26th, Alaska, USA, September 2008, pp. 1-12
- [24] Marchesini, L., The Pilatus Engineering Flight Simulator, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 2000, pp. 1-8
- [25] L. Changhua, S. Hua, Design of Electric Loading System in Flight Simulator Based on PIDNN, 2011 International Conference on Mechatronic Science, Electric Engineering and Computer, August 19-22, 2011, Jilin, China, pp: 1-4
- [26] Lucas Marchesini, The Pilatus Engineering Flight Simulator, AIAA, 2000, pp. 1-8
- [27] Jayaraman, G., Szulyk, Z., Active Sidestick Design Using Impedance Control, IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics, TX, USA, October 2009, pp. 4432-4437
- [28] J. Fu, X. Liu, M. Tianchu, Experiment and Study of Electric Control Loading System, Advanced Materials Research Vol. 462,2012, pp 720-726

- [29] Vu, T.L., Thamm, R., Analysis of A Flight Motion Controller Technologies for Synthetic Environments: Hardware-in-the-Loop XVI, Proc. of SPIE Vol. 8015, Orlando, Florida, USA, April 2011, pp. 1-26
- [30] Nam, Y., QFT Force Loop Design for the Aerodynamic Load Simulator, IEEE Transactions on Aerospace And Electronic Systems, Vol., 37- 4, 2001, pp. 1384-1392
- [31] Zhao, J., Shen, G., Han, J., “Application of adaptive inverse control in control loading system of flight simulator based on rapid prototyping of RT-Lab,” in *Proc. of the 3rd International Symposium on Systems and Control in Aeronautics and Astronautics*, Harbin, PRC, June 2010.
- [32] Park, J.-H., Kim, T.-K., Yoon, T.-S., Kwak, G.-P., Jeong, S.-C., “Systematic control parameter tuning for actuator in control loading system,” in *Proc. of the IEEE Conference on Industrial Technology*, Mumbai, India, December 2006.
- [33] Cowling, D., *The development of a new range of control loading systems*, Wittenstein Aerospace & Simulation.
- [34] Klaes, S., ATTAS ACT FHS System Simulation For Pre-Flight Software And Hardware Testing, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Monterey, California, August 2002, pp. 1-8
- [35] Lin, W.C., Young, K.Y., Design of Force-Reflection Joystick System for VR-Based Simulation, Journal of Information Science And Engineering, Vol. 23, 2007, pp. 1421-1436
- [36] Hsu, C.F., Lin, C.T., Huang, T.Y., Young, K.Y., Development of Multipurpose Virtual-Reality Dynamic Simulator With A Force-Reflection Joystick, Journal Systems and Control Engineering, Vol. 219, No.2, March 2005, pp. 187-195
- [37] Hermans, R.L., Design of an Actuated Side Stick Controller for the SIMONA Research Simulator, Thesis Report, Delft University of Technology, 1999

- [38] Horn, J.F., Bridges, D.O., Lopes, L.V., Brentner, K.S., Development of A Low-Cost, Multi-Disciplinary Rotorcraft Simulation Facility, AIAA Journal of Aerospace Computing, Information, And Communication, Vol.2, July 2005, pp. 267-284
- [39] Scannapieco, L., Benoit, B., Gaulene, P., Dequin, A., HELISIM: From Engineering Simulation to Level D Training Simulation, American Helicopter Society 60th Annual Forum, Baltimore, MD, June 7-10, 2004. pp: 1-16
- [40] Klaes, S., Development And Qualification of A FNPT II Helicopter Simulator Lessons Learned, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Keystone, Colorado, August 2006, pp. 1\_17
- [41] Greenfield, A., Sahasrabudhe V., Side-Stick Force-Feel Parametric Study of a Cargo-Class Helicopter, American Helicopter Society 67th Annual Forum, Virginia Beach, VA, May 2011
- [42] Mario G. Perhinschi, Steven Mullins, Phil Evans, Marcello R. Napolitano, Computational Environment For The Development of An Faa, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Toronto, Ontario Canada, August 2010, pp. 1-14
- [43] Wayne J., "Helicopter Theory", Princeton University Press, 1980
- [44] Christensen, K.T., Campbell, K.G., Griffith, C.D., Ivler, C.M., Tischler, M. B., Harding, J. W., Flight Control Development For The Arh-70 Armed Reconnaissance Helicopter Program, American Helicopter Society 63rd Annual Forum, Virginia Beach, VA, May 2007, pp 1-37
- [45] "xPC TARGET" erişim adresi: <http://www.mathworks.com/products/xpctarget/> (son ziyaret tarihi 22.03.2014)
- [46] "EtherCAT Technology Group" erişim adresi , <http://www.ethercat.org/> (son ziyaret tarihi 22.03.2014)

- [47] IEC 61158-3/4-12 (Ed.1.0), 2007 : Industrial communication networks – Fieldbus specifications – Part 3-4: Data-link layer service definition International Electrotechnical Commission.
- [48] Prtyz, G., A performance analysis of EtherCAT and PROFINET IRT, Proceedings of the 13th IEEE International Conference on Emerging Technologies and Factory Automation, pp. 408-415
- [49] Rostan, M., Stubbs, J.E., Dzilno, D., EtherCAT enabled Advanced Control Architecture, Proceedings of the 21st IEEE/SEMI Advanced Semiconductors Manufacturing Conference, 11-13 July 2010. San Francisco, California, pp 1-8
- [50] Rostan, M., "CANopen over EtherCAT - taking a CAN technology to the next level". Proceedings of the 11<sup>th</sup> International CAN Conference, March 2005, Rome, Italy, pp. 1-8
- [51] Langworthy, W., Seahawk Helicopter Simulation, Thesis Report, University of New South Wales, 2008
- [52] Landrum, D.B., Cerny, J., Warden, L., Affordable Flight Simulation In an Educational Environment, American Helicopter Society 63rd Annual Forum, Virginia Beach, VA, May 2007
- [53] Yavrucuk, I., Tarimci, O., Katircioglu, M., Kubali, E., and Yilmaz, D. (2010) A New Helicopter Simulation and Analysis Tool: Helidyn+, Thirty-Sixth European Rotorcraft Forum, pp:1-15, Paris, France, Sept 2010.
- [54] Vigano, L., Magnani, G., Modeling and Control of a Large Quad Rotor Robot, Modelica, 2006 pp. 377-384
- [55] Craighead J., Murphy R., Burke J., Goldiez B., A Survey of Commercial & Open Source Unmanned Vehicle Simulators, IEEE International Conference on Robotics and Automation, Roma, Italy, April 2007



[56] Ribeiro L. R., Oliveira N. M. F., UAV Autopilot Controllers Test Platform Using Matlab/Simulink and X-Plane, ASEE/IEEE Frontiers in Education Conference, Washington,USA,October, 2010

[57] "FlightGear" erişim adresi , <http://www.flightgear.org/> (son ziyaret tarihi 22.03.2014)

## ÖZGEÇMİŞ

### Kişisel Bilgiler

Soyadı, Adı : AYGÜN, Mehmet Murat  
Uyruğu : T.C.  
Doğum tarihi ve yeri : 26.10.1986, Kayseri  
Medeni hali : Bekar  
Telefon : 0505 841 12 81  
e-mail : m.ayg@hotmail.com

### Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet tarihi
Yüksek Lisans	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü	2014
Lisans	Erciyes Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü	2011

### İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2011–2014	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü	Araştırma Görevlisi
2010	Tübitak SAGE	Stajyer
2009	Pratt & Whitney Motor Bakım Merkezi.	Stajyer
2008	TAI	Stajyer

### Yabancı Dil

İngilizce (ileri düzeyde), Macarca (temel düzeyde), Almanca (temel düzeyde)

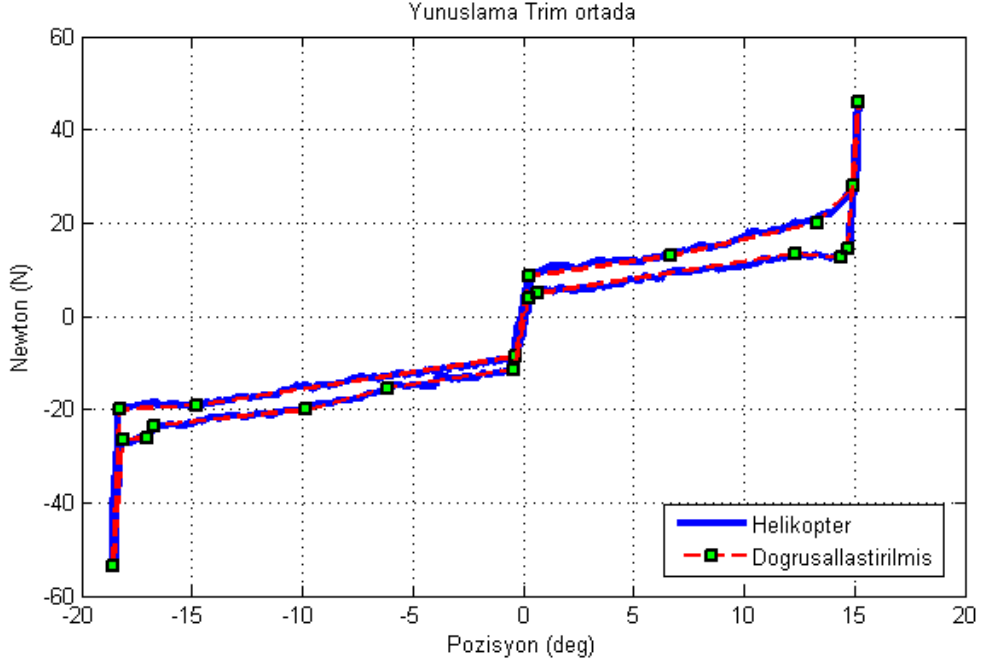
### **Uluslararası Konferans Bildirileri**

1. Topçu, O., **Aygün, M.M.**, Çöllü, Ö., Taşcıoğlu Y., Experimental investigation of a magnetorheological fluid damper with permanent magnet for haptic finger grasping, The 20th Int. Conf. on Mechatronics and Machine Vision in Practice, Ankara, September 2013, pp:1-5

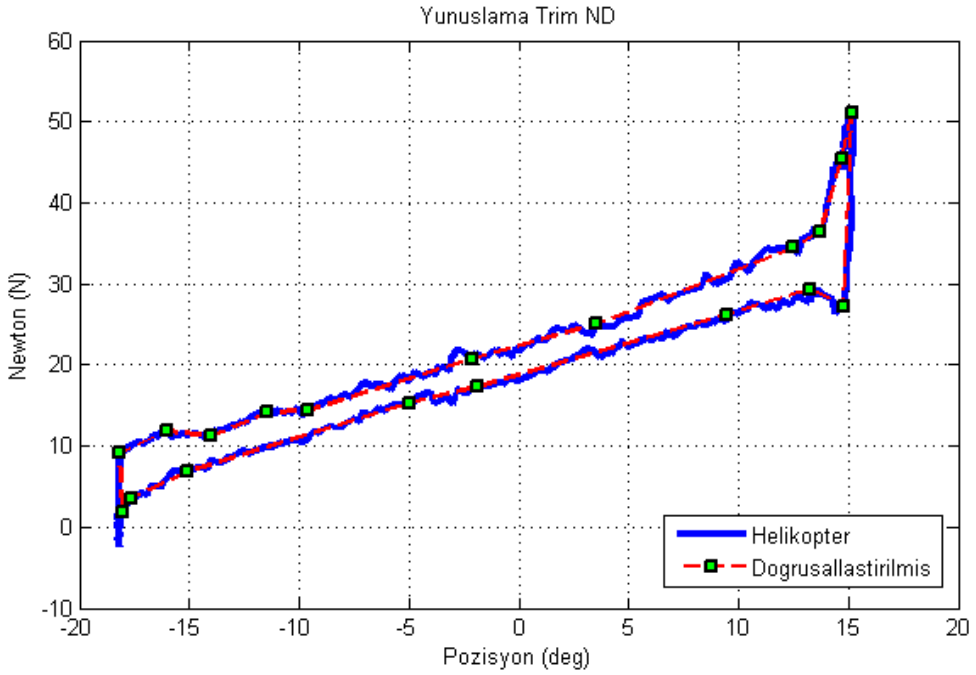
2. **Aygün, M.M.**, Taşcıoğlu, Y., Genç, G., Altunay, M., Electro-Mechanical control loading system for rotary wing aircraft simulators, Proceedings of the ASME 2014 12th Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis, Copenhagen, Denmark, June, 2014, pp:1-4

## EK 1 Cougar AS532 Kuvvet/Pozisyon Ölçümleri

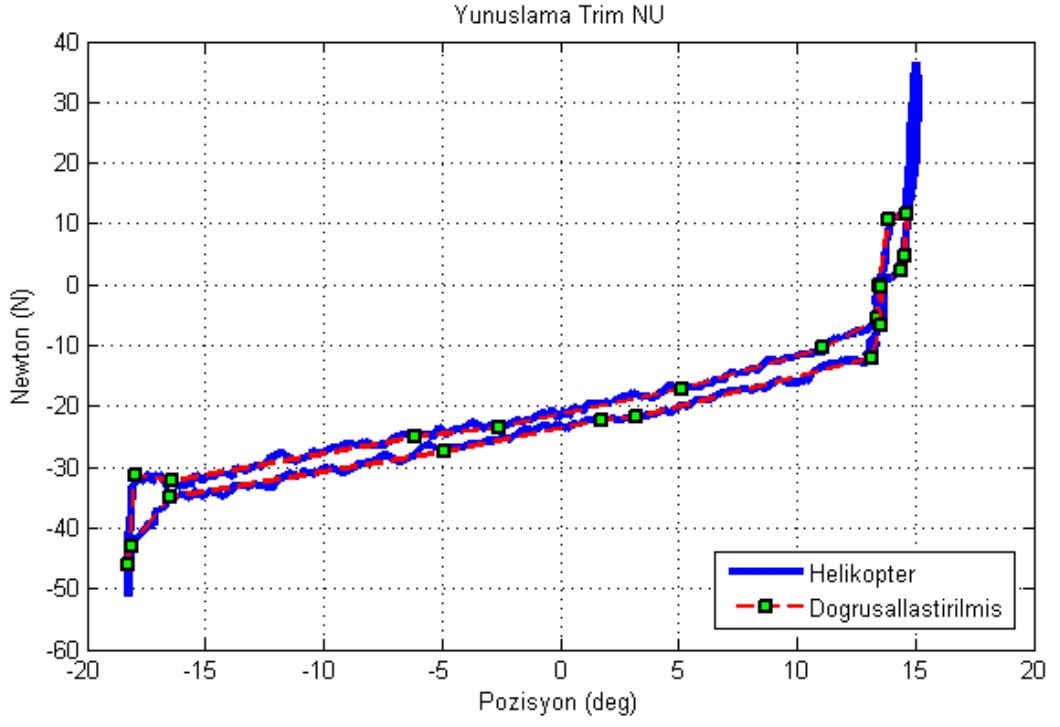
Yunuslama kanalından alınan kuvvet/pozisyon ölçümleri ve ölçümlerin doğrusallaştırılmış grafikleri



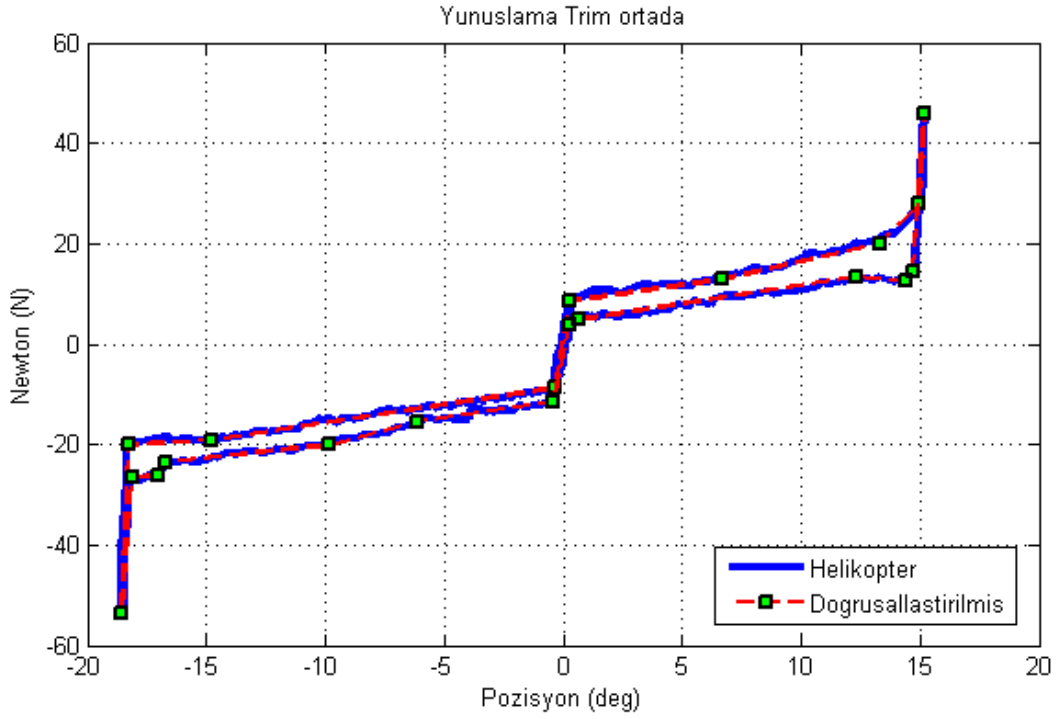
Şekil 1: Yunuslama Kanalı, trim ortada durumunda alınan ölçüm



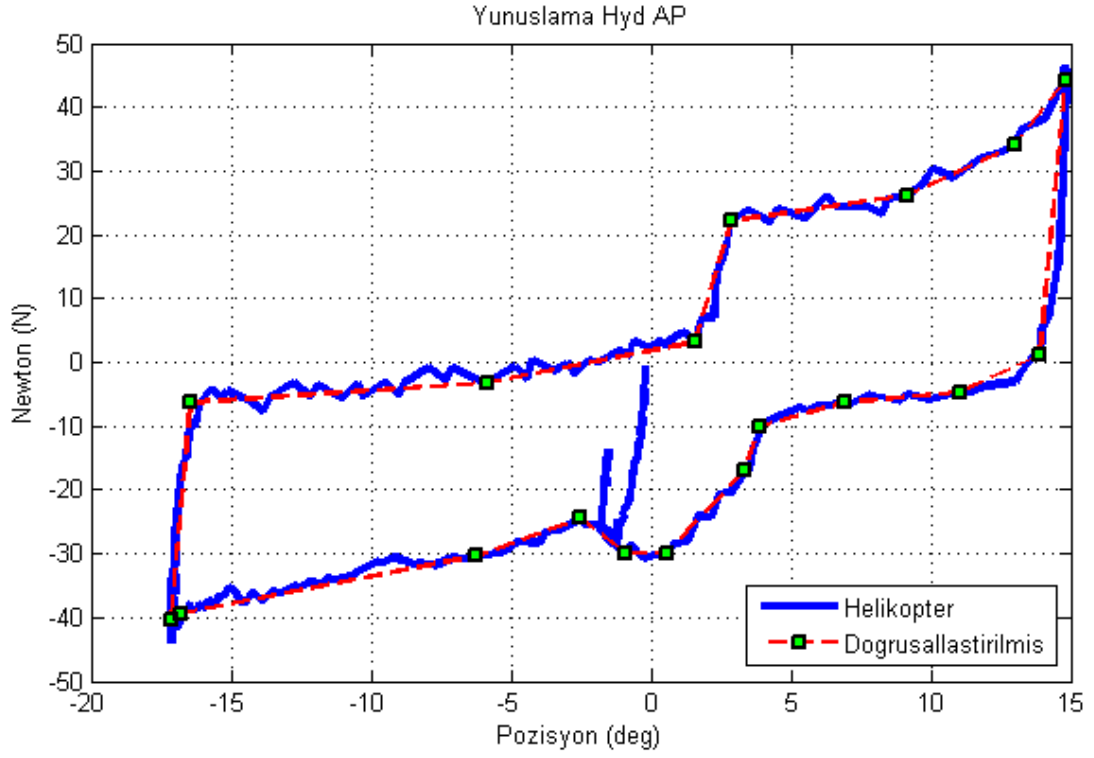
Şekil 2: Yunuslama Kanalı, trim ND durumunda alınan ölçüm



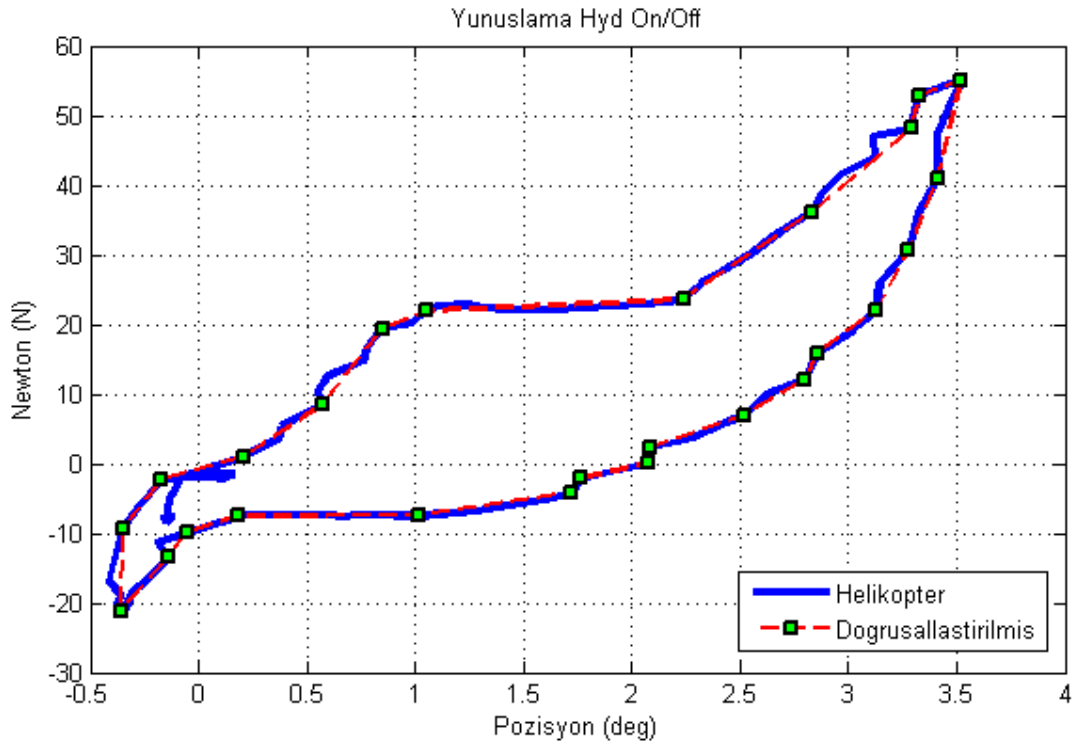
Şekil 3: Yunuslama Kanalı, trim NU durumunda alınan ölçüm



Şekil 4: Yunuslama Kanalı, trim serbest durumunda alınan ölçüm

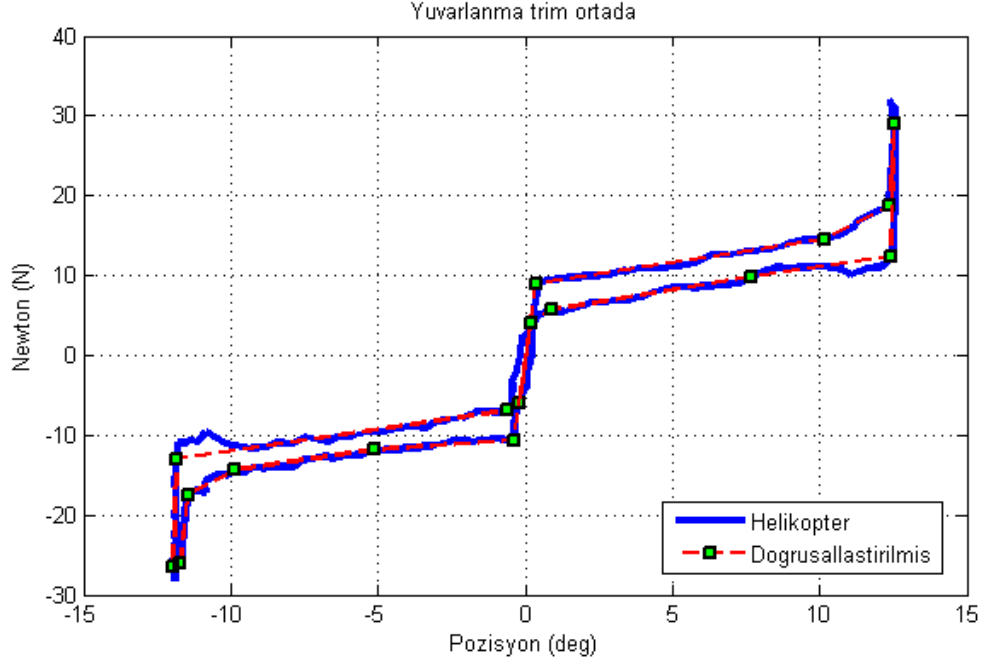


Şekil 5: Yunuslama Kanalı, AP hidrolik kapalı durumda alınan ölçüm

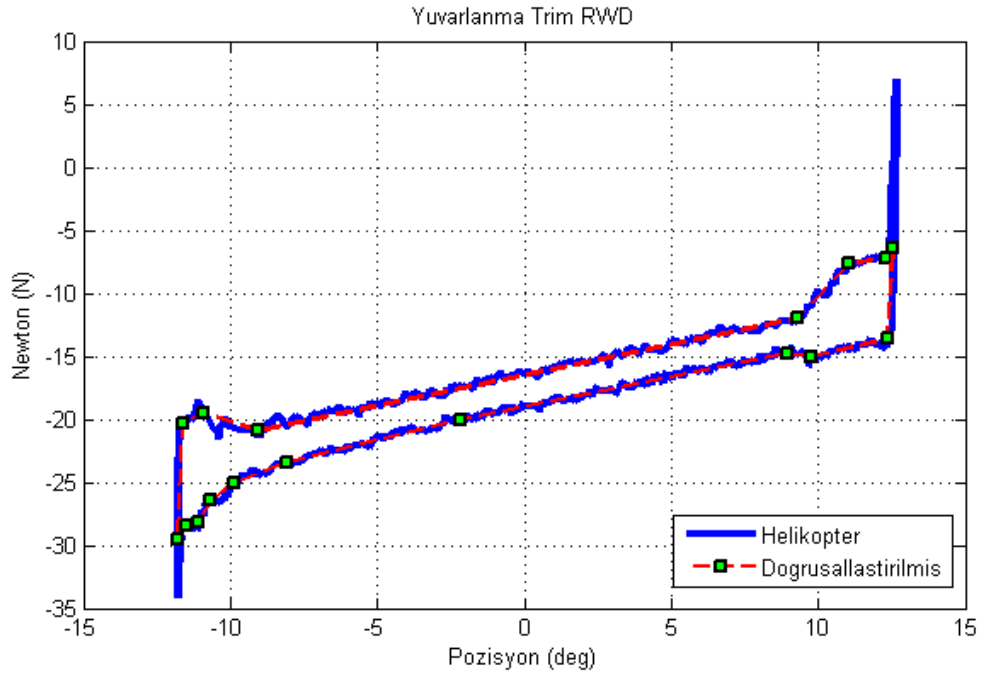


Şekil 6: Yunuslama Kanalı, tüm hidrolik kapalı durumda alınan ölçüm

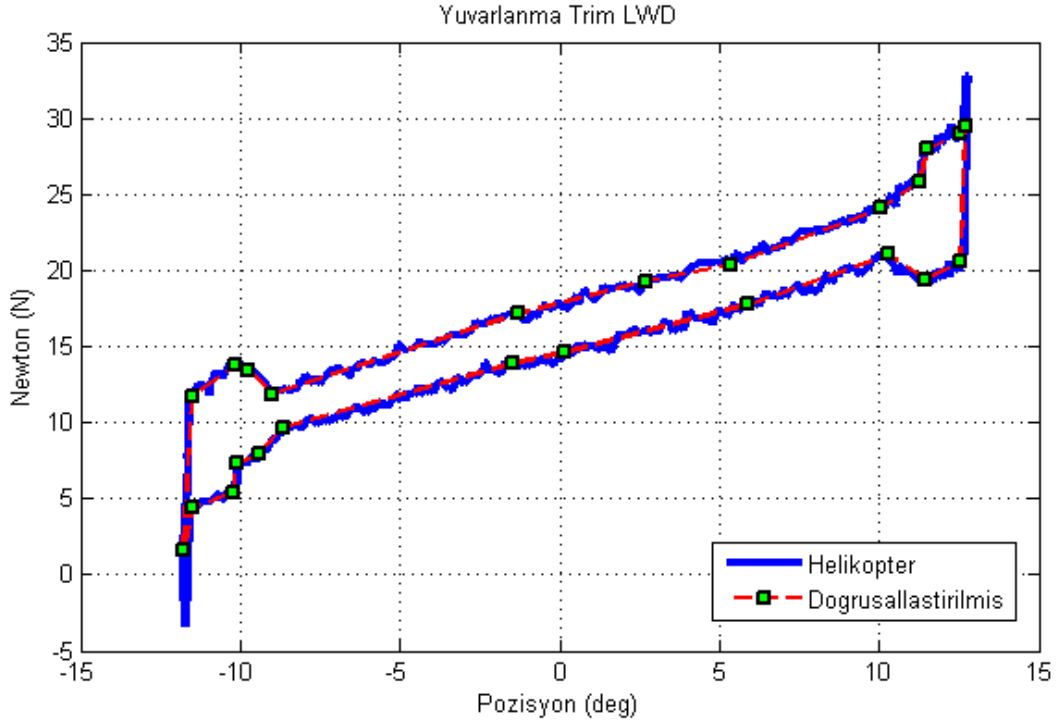
Yuvarlanma kanalından alınan kuvvet/pozisyon ölçümleri ve ölçümlerin doğrusallaştırılmış grafikleri



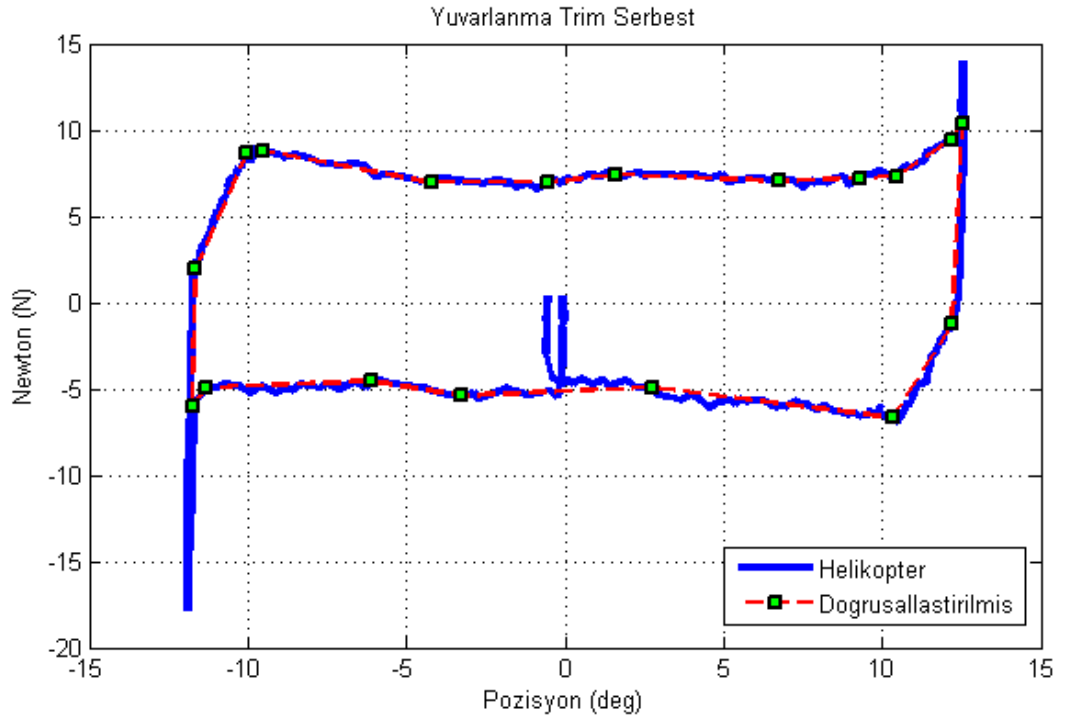
Şekil 7: Yuvarlanma Kanalı, trim ortada durumunda alınan ölçüm



Şekil 8: Yuvarlanma Kanalı, trim RWD durumunda alınan ölçüm

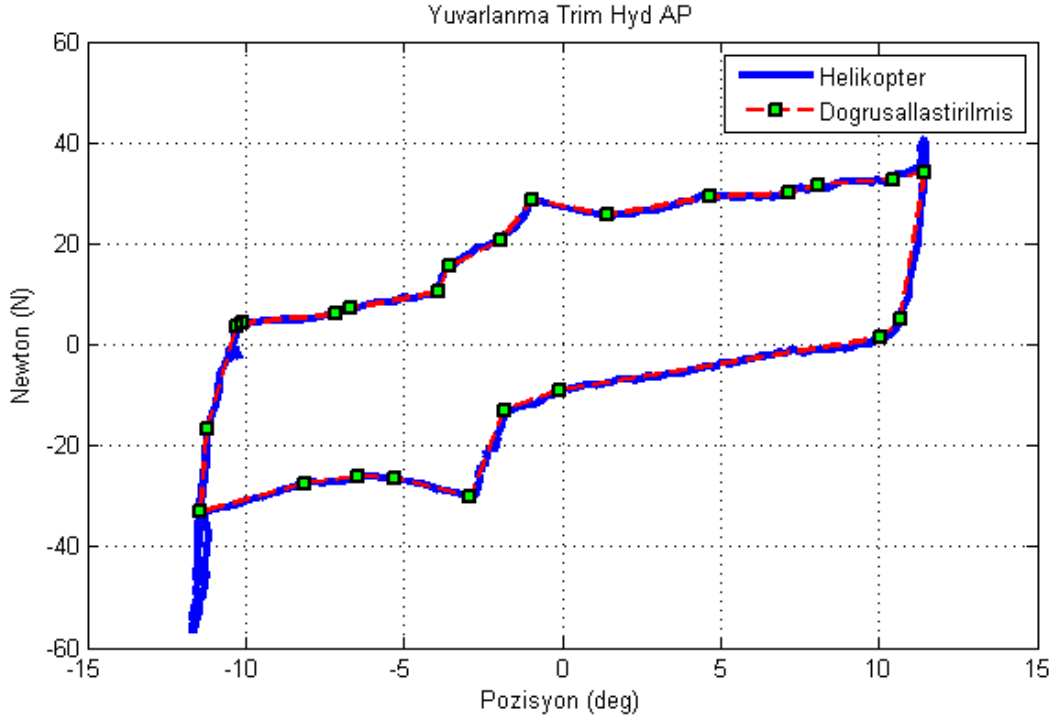


Şekil 9: Yuvarlanma Kanalı, trim LWD durumunda alınan ölçüm

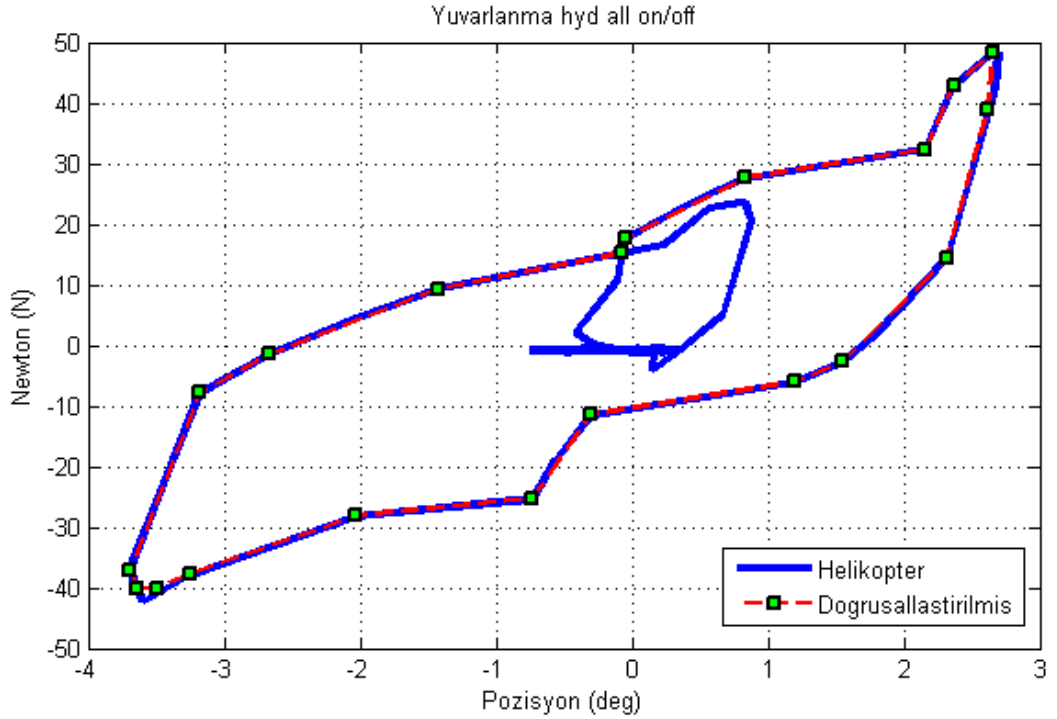


Şekil 10: Yuvarlanma Kanalı, trim serbest durumunda alınan ölçüm



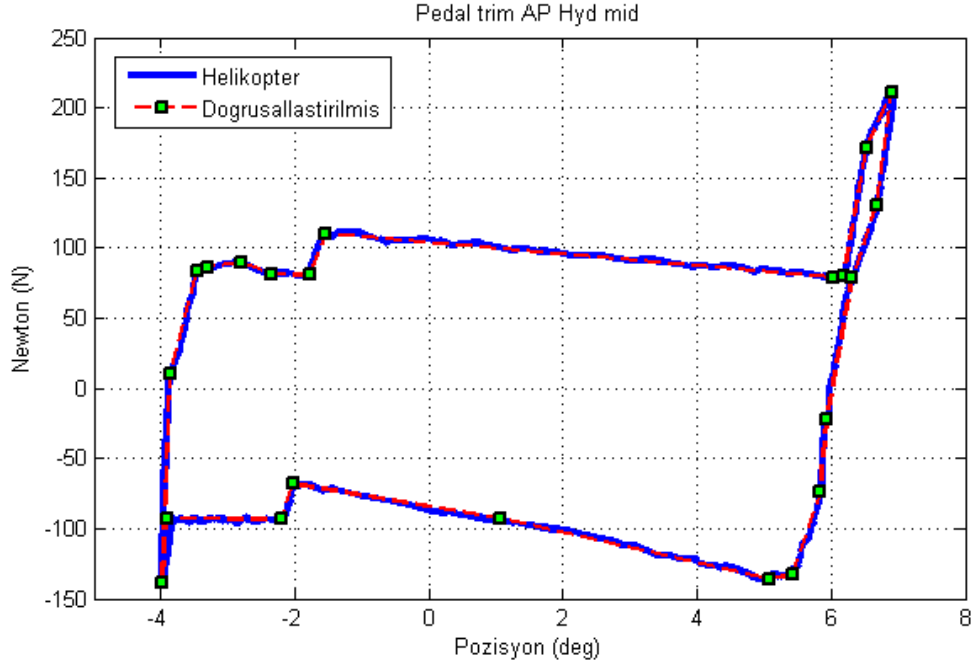


Şekil 11: Yuvarlanma Kanalı, AP hidrolik kapalı durumunda alınan ölçüm

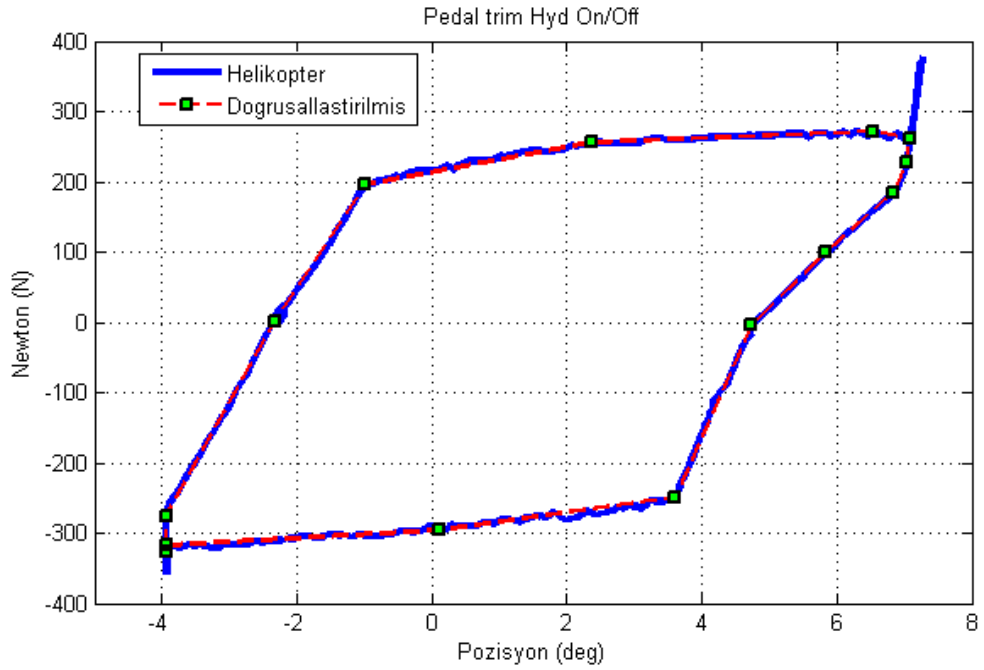


Şekil 12: Yuvarlanma Kanalı, tüm hidrolik kapalı durumunda alınan ölçüm

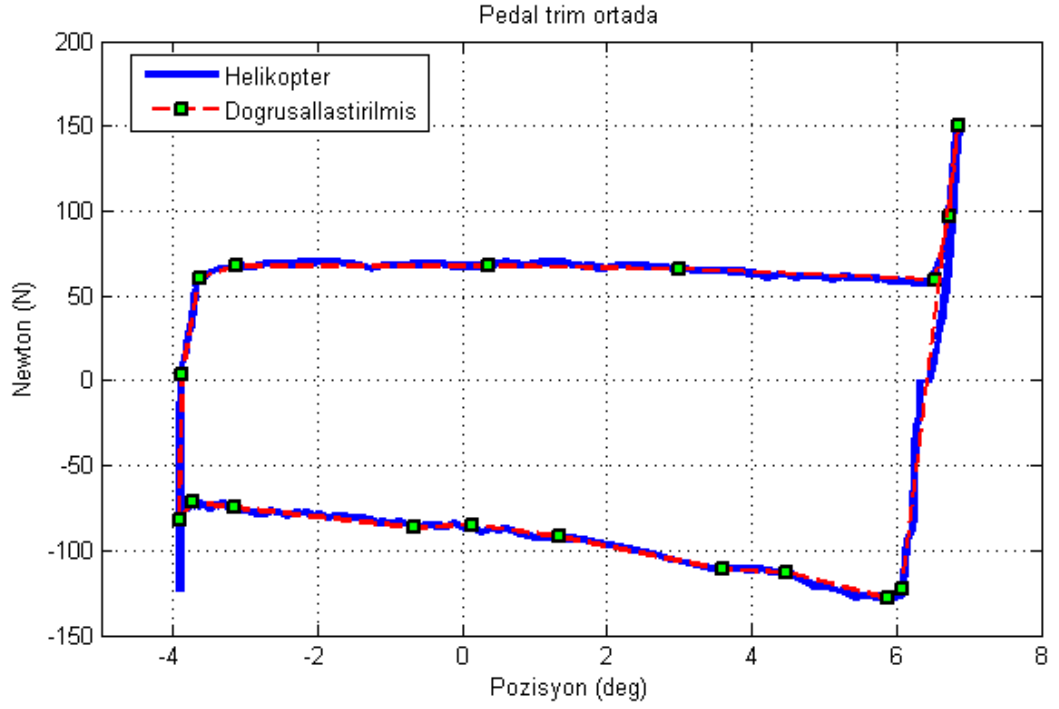
Pedal kanalından alınan kuvvet/pozisyon ölçümleri ve ölçümlerin doğrusallaştırılmış grafikleri



Şekil 13: Pedal Kanalı, tüm hidrolik kapalı durumda alınan ölçüm

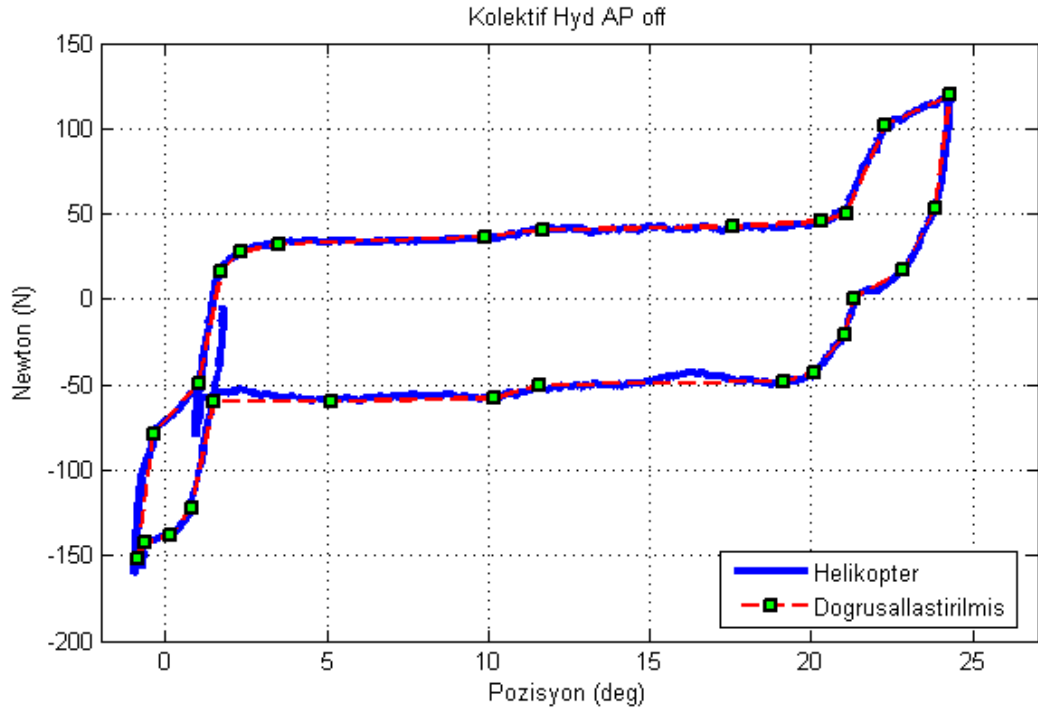


Şekil 14: Pedal Kanalı, AP hidrolik ortada durumunda alınan ölçüm

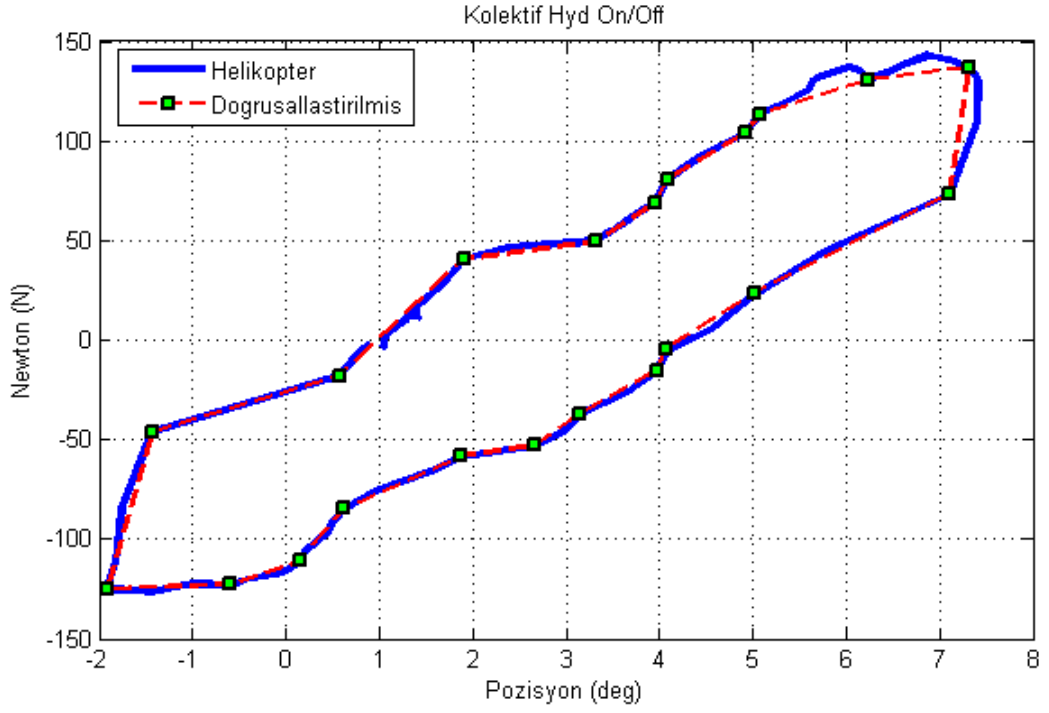


Şekil 15: Pedal Kanalı, trim ortada durumunda alınan ölçüm

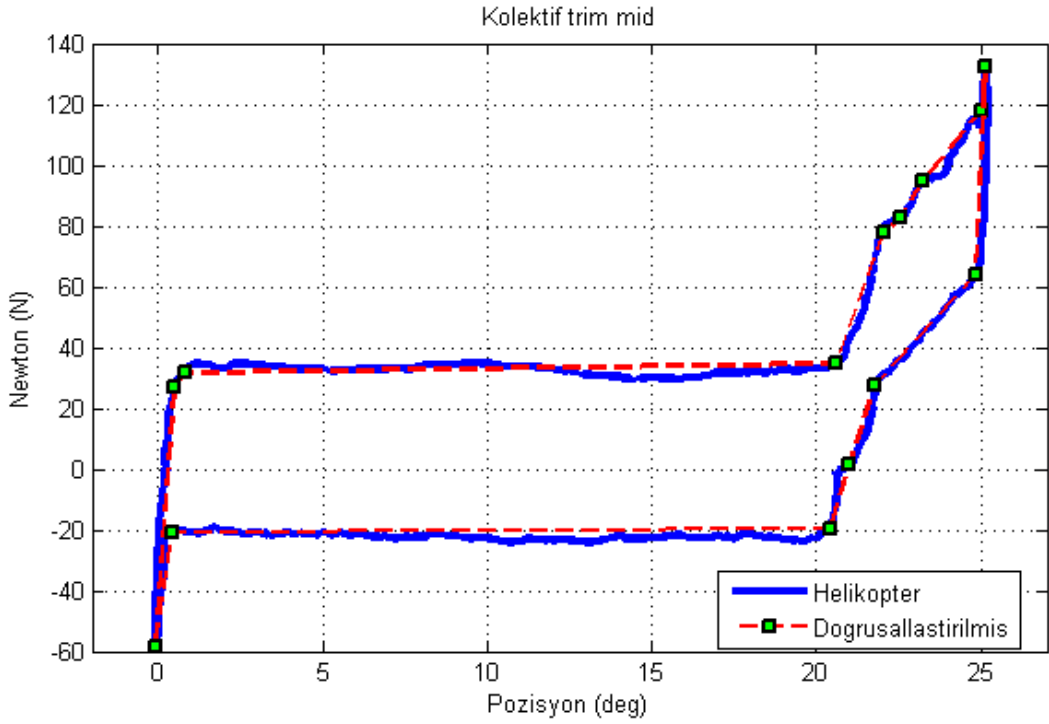
Kolektif kanaldan alınan kuvvet/pozisyon ölçümleri ve ölçümlerin doğrusallaştırılmış grafikleri



Şekil X: Kolektif Kanalı, AP hidrolik durumunda alınan ölçüm



Şekil 16: Kolektif Kanalı, tüm hidrolik on/off durumunda alınan ölçüm



Şekil 17: Kolektif Kanalı, trim ortada durumunda alınan ölçüm

## EK 2 Motor

300ST-2Mx11x01xx

Brushless servo motor

Moment of Inertia = 89030 Kgmm<sup>2</sup>

Rated Speed (400V) = 200 rpm

Rated Current (400V) = 7300 mA

Rated Torque (400V) = 90241 mNm

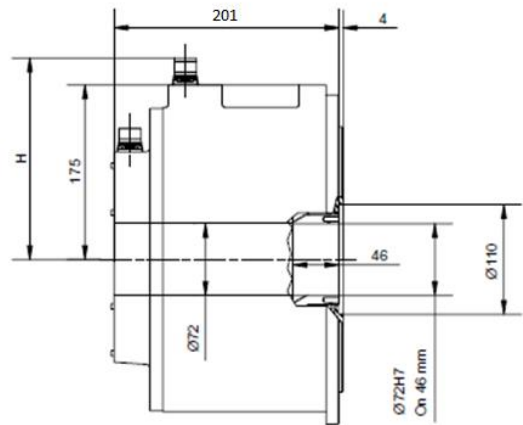
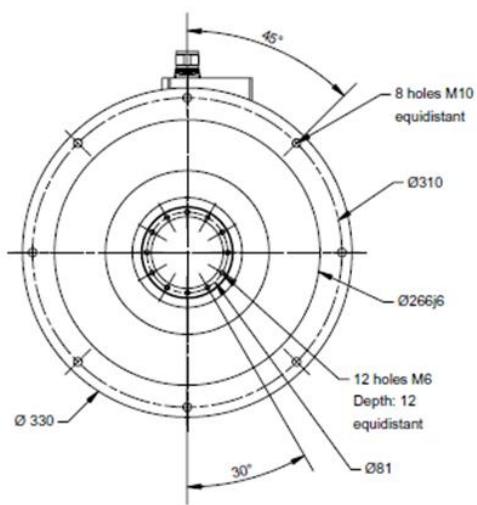
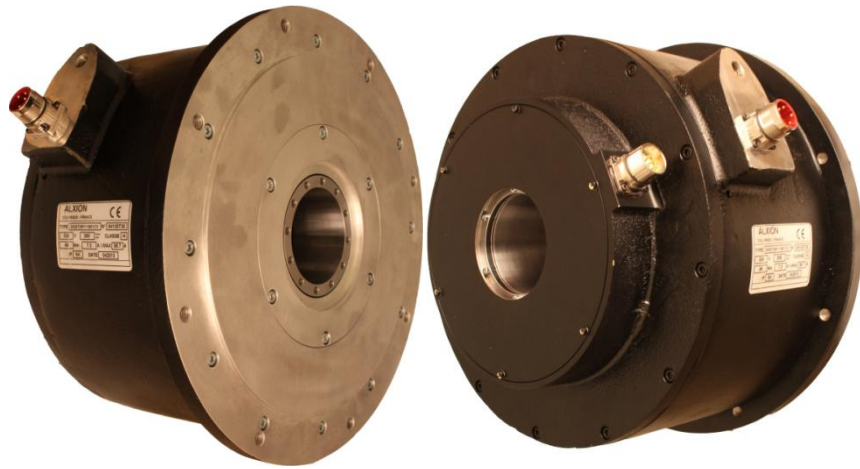
Maximum Speed = 240 rpm

Feedback Type = Resolver

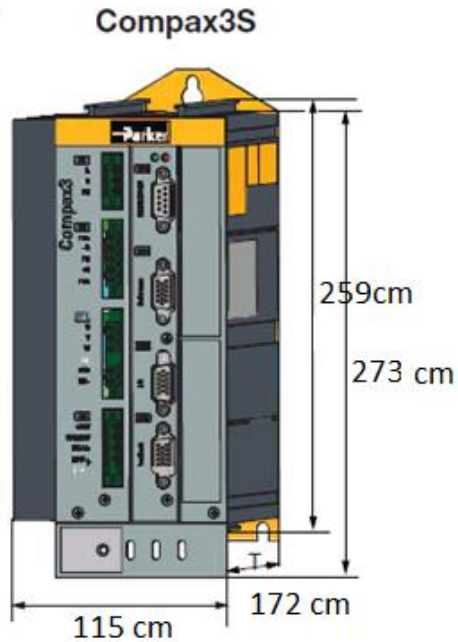
EMF (Voltage Constant) = 1348 Vp/1000 rpm

Kt= 15.765 Nm/A

		300STK2M	
Natural Convection	Rated speed	Rpm	200   800
	Continuous torque <sup>(1)(4)</sup>	Nm	98
	Current at continuous torque <sup>(1)</sup>	A	7.3   23.3
	Peak torque <sup>(2)(3)</sup>	Nm	387
	Current at peak torque <sup>(2)</sup>	A	36.7   92.6
	Rated power <sup>(1)</sup>	kW	1.89   7.06
	Inertia	10 <sup>-3</sup> kg · m <sup>2</sup>	52.7
	Weight	kg	18
	Thermal time constant <sup>(1)</sup>	s	669
	Thermal resistance <sup>(1)</sup>	°C / W	0.164
	Resistance (phase-to-phase) at 20°C <sup>(2)</sup>	Ω	4.884   0.762
	Inductance (phase-to-phase) at I continuous	mH	30.66   4.85
	Electrical time constant <sup>(2)</sup>	ms	6.3
	Power cable square section	mm <sup>2</sup>	4x1.5   4x4
	Power cable diameter	mm	Ø10.2   Ø13.1
	Motor Voltage Constant (phase-to-phase)	V/1000rpm	902   283
Number of Poles		24	



### EK 3 Sürücü



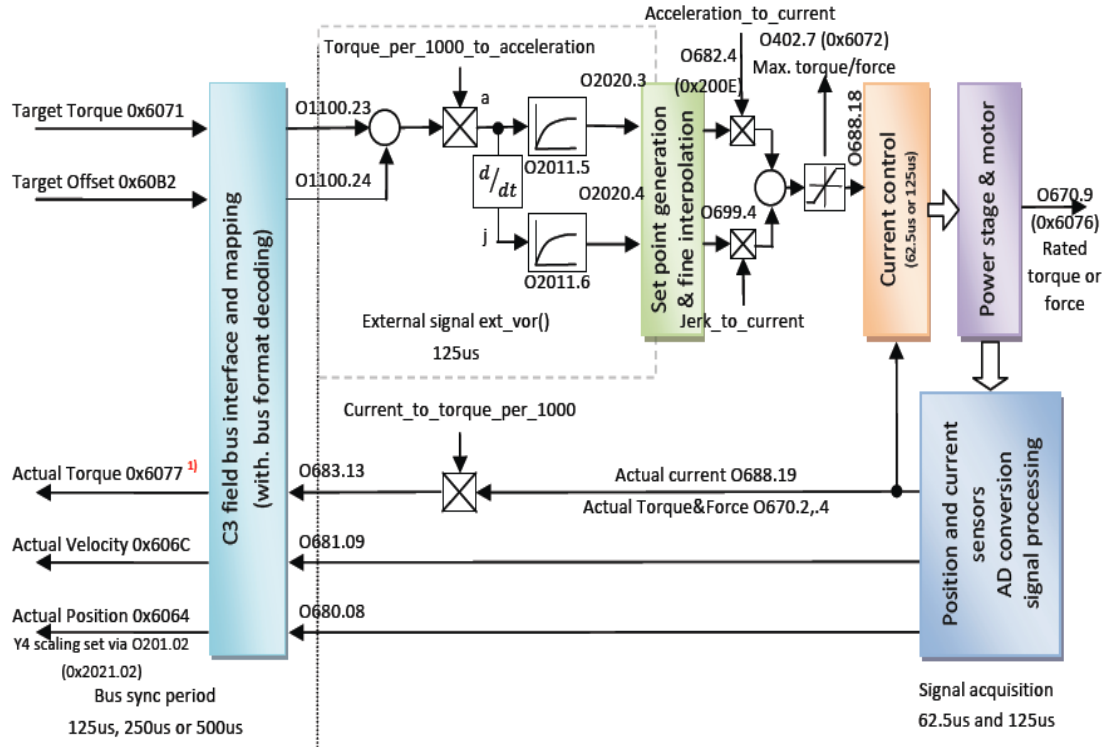
Weight 3.5 kg

C3 S075 V4 F10 I31 T11 M00		
Type		S075V4
Supply Voltage	V	400 VAC / 50...60 Hz
output nominal current (rms)	A	7,50
Peak Current (<5 s)	A	15,00
Power rating	kVA	6,20
Control Voltage	V	24 VDC +-10% ripple <1 Vpp
Electric current drain	A	0,8 A (digital output 0.1 A each)
Capacity	uF	470,00
Storable energy	Ws	75,00

EtherCAT (I31), 100 Mbit/s (FastEthernet), 1 ms cycle time

Positioning: Resolver , 16 bit resolution (=0.005 deg), +/- 0.167 deg absolute accuracy

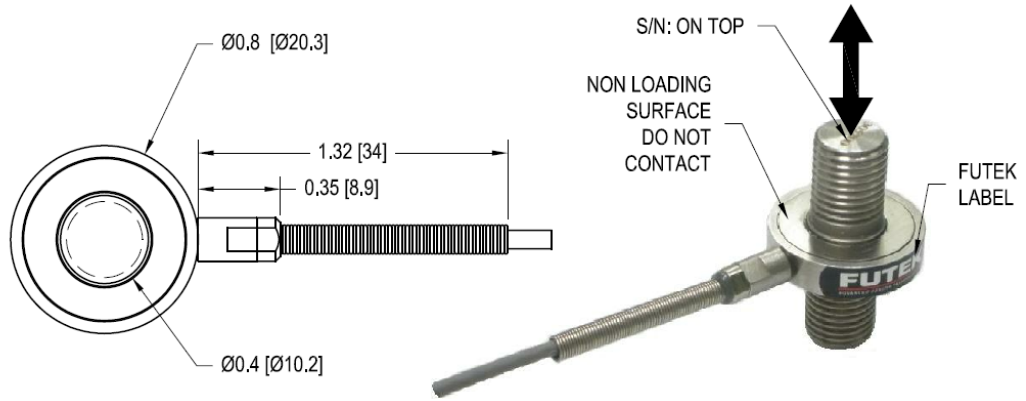
## EK 4 Tork Modu Sinyal Akış Diyagramı



Şekil 1. Sürücü sinyal akış diyagramı



## EK 5 Yük Hücresi



### SPECIFICATIONS:

RATED OUTPUT	1 mV/V nom (250 lb); 2 mV/V nom.
SAFE OVERLOAD	150% of R.O.
ZERO BALANCE	±3% of R.O.
EXCITATION (VDC OR VAC)	15 MAX
BRIDGE RESISTANCE	350 $\Omega$ nom.
NONLINEARITY	±0.5% of R.O.
HYSTERESIS	±0.5% of R.O.
NONREPEATABILITY	±0.1% of R.O.
TEMP. SHIFT ZERO	±0.01% of R.O./°F [0.018% of R.O./°C]
TEMP. SHIFT SPAN	±0.02% of LOAD/°F [0.036% of LOAD/°C]
COMPENSATED TEMP.	60 to 250°F [15 to 121°C]
OPERATING TEMP.	-60 to 285°F [-50 to 140°C]
WEIGHT	0.6 oz [17 g]
MATERIAL	17-4PH S.S.**
DEFLECTION	0.002 [0.05] nom.
CABLE: #29 AWG, 4 Conductor, Spiral Shielded Teflon Cable 10 ft [3 m] Long	
ACCESSORIES AND RELATED INSTRUMENTS AVAILABLE	
CALIBRATION (STD)	5 pt. TENSION; 60.4 K $\Omega$ SHUNT CAL. VALUE 100 K $\Omega$ FOR 250 lb SHUNT CAL. VALUE
CALIBRATION (AVAILABLE)	COMPRESSION
CALIBRATION TEST EXCITATION	10 VDC



## EK 6 Cougar AS532 Modeli için Veriler

Tablo 1 Cougar AS532 modeli için veriler

<b>Center of Gravity and Inertia</b>			
Stationline:	181.10 in	IX:	7108.62 slug ft2
Waterline:	47.24 in	IY:	27408.50 slug ft2
Buttline:	0.00 in	IZ:	21431.30 slug ft2
Weight:	19841.60 lb	IXY:	0.00 slug ft2
Mass:		IXZ:	1638.86 slug ft2
		IYZ:	0.00 slug ft2
<b>Main Rotor</b>			
Hub Stationline:	183.86 in	Hub Precone Angle:	0.00 deg
Hub Waterline:	138.70 in	Blade Flapping Inertia:	1113.72 slug ft2
Hub ButtJine:	0.00 in	Hinge Offset:	0,0372
Rotor Radius:	25.60 ft	Blade Profile Drag Coefficient:	0,01
Blade Chord Length:	2.00 ft	Blade Lift Curve Slope:	6.30/rad
Blade Twist:	-8.37deg	Shaft Tilt About Y-Axis:	-5.00 deg
Number of Blades:	4	Shaft Tilt About X-Axis:	0.00 deg
RPM	265	Delta-3 Angle:	0.00 deg
Ground Effect Coefficient:	0.62	Rotation Direction	Clockwise
<b>Tail Rotor</b>			
Hub Stationline:	1554.33 in	Number of Blades:	5
Hub Waterline:	104.13 in	RPM:	1279
Hub ButtJine:	39.37 in	Shaft Tilt About X-Axis:	0.00 deg
Rotor Radius:	5.00 ft	Blade Lift Curve Slope:	6.35 /rad
Blade Chord Length:	0.66 ft	Blade Twist:	-15.00 deg
<b>Fuselage</b>			
Stationline:	137.00 in	Equivalent Flat Plate Area (X-Axis):	85.00 ft2
Waterline:	157.70 in	Equivalent Flat Plate Area (Y-Axis):	325.00 ft2
Buttline:	0.00 in	Equivalent Fiat Plate Area (Z-Axis):	80.00 ft2
<b>Horizontal Tail</b>			
Stabonline:	535.78 in	Lift Coefficient at Zero Angle of Attack:	0.13
Waterline:	21.09 in	Lift Curve Slope:	16.40 1/rad
Buttiine:	47.24 in	Maximum Lift Coefficient:	1.6
Chord:	1 2.56 ft	Reference Surface Area:	16.15 ft2

Aspect Ratio:	2.45	Exposed Surface Area:	16.00 ft <sup>2</sup>
Span Efficiency Factor:	0.8		
<b>Vertical Tail</b>			
Stationline:	562.52 in	Lift Coefficient at Zero Angle of Attack:	0.09
Waterline:	75.75 in	Lift Curve Slope:	4.83 1/rad
Buttline:	0.00 in	Maximum Lift Coefficient:	1.5
Incidence Angle:	0.00 deg	Reference Surface Area:	13.35 ft <sup>2</sup>
<b>Landing Gears</b>			
Number of Landing Gears	3		
No:	1	2	3
Stationline:	50.00 in	50.00 in	224.00 in
Buttline:	45.00 in	-45.00 in	-45.00 in
Waterline:	0	0	0
Spring Constant	10000.00 lb/ft	10000.00 lb/ft	10000.00 lb/ft
Damping Constant	1000.00 lb s/ft	1000.00 lb s/ft	1000.00 lb s/ft
Static friction coefficient in X-axis	0.5	0.5	0.5
Static friction coefficient in Y-axis	0.35	0.35	0.35
Dynamic friction coefficient in X-axis	0.5	0.5	0.5
Dynamic friction coefficient in Y-axis	0.35	0.35	0.35
<b>SAS</b>			
K_phi	0.21	K_p	0
K_theta	-0.16	K_q	0
K_psi	0	K_r	-0.39
<b>Environmental Conditions</b>			
Gravity:	32.18152 ft/s <sup>2</sup>	Air Density (at sea level):	0.002377 slug/ft <sup>3</sup>

## EK 7 Matematiksel Model Çıktıları

Tablo 1. Matematiksel Model çıktıları

Array Nor	Returns	Array No	Returns
1	Error Code	26	Y-axis body velocity (ft/sec)
2	Input lateral cyclic swashplate (theta_1c)	27	Z-axis body velocity (ft/sec)
3	Input longitudinal cyclic swashplate (theta_1s)	28	Roll-axis body angular rate (rad/sec)
4	Input collective control (theta_0)	29	Pitch-axis body angular rate (rad/sec)
5	Input pedal control (theta_p)	30	Yaw-axis body angular rate (rad/sec)
6	Main rotor thrust normal to the tip path plane (lb)	31	X-axis body acceleration (ft/sec <sup>2</sup> )
7	Main rotor induced velocity in the body-z-axis (ft/sec)	32	Y-axis body acceleration (ft/sec <sup>2</sup> )
8	Power required by main rotor (ft-lb/sec)	33	Z-axis body acceleration (ft/sec <sup>2</sup> )
9	Torque required by main rotor (ft-lb)	34	Roll-axis body angular acceleration (rad/sec <sup>2</sup> )
10	Tail rotor thrust normal to the tip path plane (lb)	35	Pitch-axis body angular acceleration (rad/sec <sup>2</sup> )
11	Power required by tail rotor (ft-lb/sec)	36	Yaw-axis body angular acceleration (rad/sec <sup>2</sup> )
12	Tail rotor induced velocity in the body-y-axis (ft/sec)	37	X-axis resultant force in body frame (lb)
13	X-axis position in the north east down navigation frame (ft)	38	Y-axis resultant force in body frame (lb)
14	Y-axis position in the north east down navigation frame (ft)	39	Z-axis resultant force in body frame (lb)
15	Z-axis position in the north east down navigation frame (ft)	40	X-axis resultant moment in body frame (lb-ft)
16	Roll Euler angle (rad)	41	Y-axis resultant moment in body frame (lb-ft)
17	Pitch Euler angle (rad)	42	Z-axis resultant moment in body frame (lb-ft)
18	Yaw Euler angle (rad)	43	Longitudinal tip-path-plane angle (Beta_1c) (rad)
19	X-axis velocity in north east down navigation frame (ft/sec)	44	Lateral tip-path-plane angle (Beta_1s) (rad)
20	Y-axis velocity in north east down navigation frame (ft/sec)	45	Longitudinal tip-path-plane angle rate (Beta_1c_dot) (rad/s)
21	Z-axis velocity in north east down navigation frame (ft/sec)	46	Lateral tip-path-plane angle rate (Beta_1s_dot) (rad/s)
22	Roll-axis Euler angular rate (rad/sec)	47	X-axis wind velocity FROM north direction (ft/sec)
23	Pitch-axis Euler angular rate (rad/sec)	48	Y-axis wind velocity FROM east direction (ft/sec)
24	Yaw-axis Euler angular rate (rad/sec)	49	Z-axis wind velocity FROM down direction (ft/sec)
25	X-axis body velocity (ft/sec)		

## EK 8 Görüntülerin Ekranlara Dağıtılması

Görüntüyü bölmek için kullanılan xml kodu

```
<?xml version="1.0"?>
<PropertyList>
  <camera-group>
    <camera>
      <window>
        <host-name type="string"></host-name>
        <display>0</display>
        <screen>0</screen>
        <fullscreen type = "bool">>false</fullscreen>
      </window>
      <view>
        <heading-deg type = "double">45.3</heading-deg>
      </view>
      <frustum>
        <top>0.133</top>
        <bottom>-0.133</bottom>
        <left>-.1668</left>
        <right>.1668</right>
        <near>0.4</near>
        <far>120000.0</far>
      </frustum>
    </camera>
    <camera>
      <window>
        <name type="string">main</name>
        <host-name type="string"></host-name>
        <display>0</display>
        <screen>1</screen>
        <fullscreen type = "bool">>false</fullscreen>
      </window>
    </camera>
  </camera-group>
</PropertyList>
```

```

</window>
<view>
  <heading-deg type = "double">0</heading-deg>
</view>
<frustum>
  <top>0.133</top>
  <bottom>-0.133</bottom>
  <left>-.1668</left>
  <right>.1668</right>
  <near>0.4</near>
  <far>120000.0</far>
</frustum>
</camera>
<camera>
  <window>
    <host-name type="string"></host-name>
    <display>0</display>
    <screen>2</screen>
    <fullscreen type = "bool">false</fullscreen>
  </window>
  <view>
    <heading-deg type = "double">-45.3</heading-deg>
  </view>
  <frustum>
    <top>0.133</top>
    <bottom>-0.133</bottom>
    <left>-.1668</left>
    <right>.1668</right>
    <near>0.4</near>
    <far>120000.0</far>
  </frustum>
</camera>
<camera>

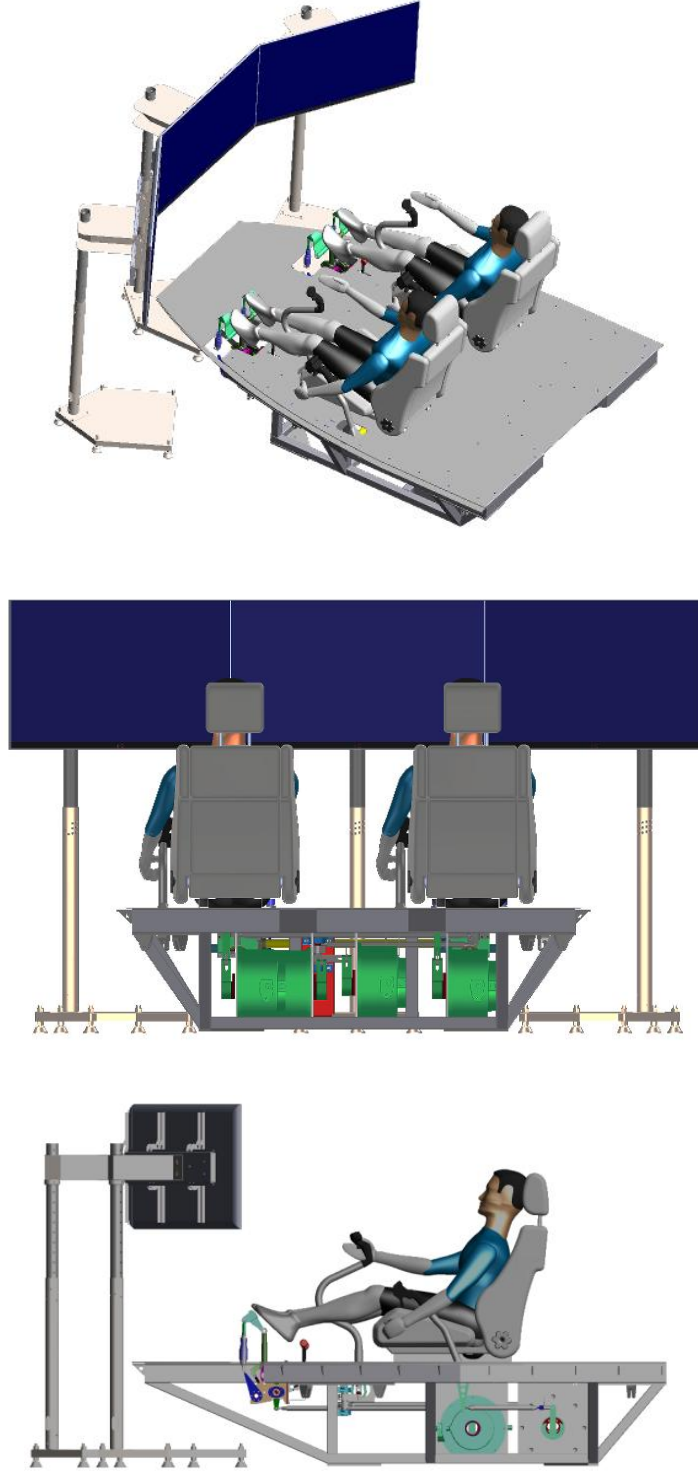
```

```

<window>
  <name type="string">main1</name>
  <host-name type="string"></host-name>
  <display>0</display>
  <screen>1</screen>
  <fullscreen type = "bool">>false</fullscreen>
</window>
<view>
  <heading-deg type = "double">0</heading-deg>
</view>
<frustum>
  <top>0.133</top>
  <bottom>-0.133</bottom>
  <left>-.1668</left>
  <right>.1668</right>
  <near>0.4</near>
  <far>120000.0</far>
</frustum>
</camera>
<gui>
  <window>
    <name type="string">main1</name>
  </window>
</gui>
</camera-group>
</PropertyList>

```

## EK 9 KYS Simulatörünün 3D GörSELLERİ



Şekil 1 KYS simülâtörü 3B görselleri.



## EK 10 KYS Simulatörünün Fotoğrafları



Şekil 1. Test platformu üretim ve montaj aşamasına ait fotoğraflar



Şekil 2. KYS simütatörü



Şekil 3. KYS Kumanda kolları

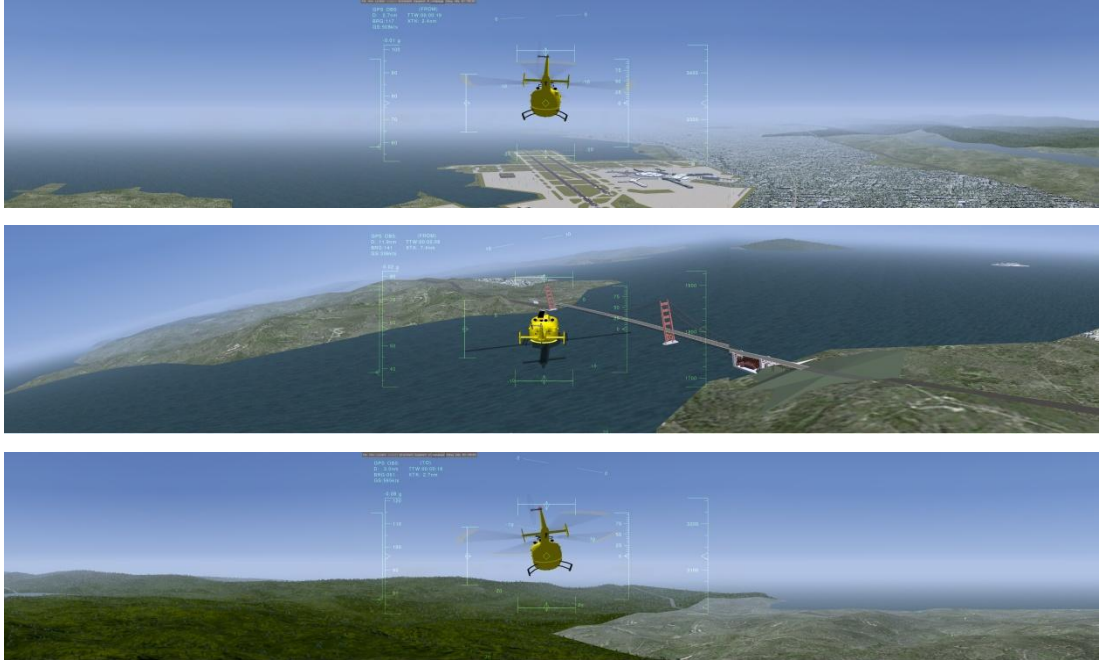


Şekil 4. Kuvvet ölçüm sistemi

## EK 11 Uçuş Testinden Görüntüler



Şekil 1 Uçuş esnasında çekilen fotoğraf



Şekil 2 Uçuş esnasında alınan keran görüntüleri