İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

İTÜ – HAFİF TİCARİ HELİKOPTER UÇUŞ DİNAMİĞİ, KARARLILIK ANALİZİ VE GELİŞTİRİLMİŞ KONTROL SİSTEMLERİ TASARIMI

DOKTORA TEZİ

Erkan ABDULHAMİTBİLAL

Anabilim Dalı : Uçak ve Uzay Mühendisliği

Programı : Uçak ve Uzay Mühendisliği

MART 2010

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

İTÜ – HAFİF TİCARİ HELİKOPTER UÇUŞ DİNAMİĞİ, KARARLILIK ANALİZİ VE GELİŞTİRİLMİŞ KONTROL SİSTEMLERİ TASARIMI

DOKTORA TEZİ

Erkan ABDULHAMİTBİLAL
(511042006)

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 09 Eylül 2009
Tezin Savunulduğu Tarih : 12 Mart 2010

Tez Danışmanı : Prof. Dr. Elbrus CAFEROV (İTÜ)
Diğer Jüri Üyeleri : Prof. Dr. Levent GÜVENÇ (İTÜ)
Doç. Dr. Y. Kemal YILLIKÇI (THY Teknik AŞ)
Yard. Doç. Dr. T. Berat KARYOT (İTÜ)
Yard. Doç. Dr. İlkay YAVRUCUK (ODTÜ)

MART 2010

Aileme,

ÖNSÖZ

DTP destekli HAGU projesi dâhilinde Türkiye'de helikopter çalışmalarının desteklenmesi ve nitelikli iş gücünün kazandırılması için kurulan Rotorlu Araçlar Tasarım ve Mükemmeliyet Merkezi (ROTAM) geçen beş yıllık süreçte arzu edilen katkıyı sağlamıştır. Ayrıca ROTAM'da İTÜ-Hafif Ticari Helikopter (İTÜ-HTH) adıyla bir prototip helikopter tasarlanıp üretilmektedir. Bu doğrultuda mühendislik çalışmaların yanı sıra onlarca yüksek lisans tezi de hazırlanmıştır. ROTAM tasarım ofisinde görev alan araştırma mühendisleri arasındaki bu ilk doktora tezi prototip helikopter dinamiği matematiksel modelinin oluşturulması, dinamik denge (trim) analizi, uçuş performansı ve analizi, kararlılık analizi, pilotlu uçuş ve otomatik uçuş kontrol sistemlerinin tasarımı için yapılan çalışmaları içermektedir. Bu çalışmanın konu ile ilgili araştırmacı ve çalışanlara faydalı olmasını temenni ederim.

Bu tezin hazırlanması için anlayış, sabır, motivasyon ve desteğini esirgemeyen danışmanın Prof. Dr. Elbrus Caferov'a içtenlikle teşekkür ederim. Tez izleme komitesi değerli üyelerinden Prof. Dr. Levent Güvenç ve Doç. Dr. Turgut Berat Karyot, tez jüri üyelerinden Doç. Dr. Yıldırım Kemal Yıllıkçı ve Yard. Doç. Dr. İlkay Yavrucuk hocalarıma tezin kalitesini arttıran kıymetli görüş, yorum, çaba ve katkılarından dolayı minnettarım. Tezin son dönemlerinde maddi ve manevi destek gösteren Nesrin Özgün arkadaşıma da teşekkür ederim. ROTAM dâhilinde bu tezin oluşması için gerekli bilgi birikimi, hesap yöntemi ve sonuçların elde edilmesinde kıymetli çalışma arkadaşlarımın emekleri ve yardımlarından ötürü teşekkür ederim. Rotor göbeği alanında çalışmış Yük. Müh. Mehmet Suat Kay ve Yük. Müh. İlyas Toprak, helikopter aerodinamiği ve modellenmesinde görev almış Yük. Müh. Fahri Ersel Ölçer, Müh. İlhan Kurtaran, Yük. Müh. Cavit Çınar ve Yük. Müh. Gürkan Çetin, yine aerodinamik ve turbo-şaft motor bilgilendirmeden görev alan Yük. Müh. Kerem Ambarcı, analiz imkânı ve hesaplama desteğinde görev alan Yük. Müh. Evren Öner, tasarım grubunda helikopteri şekillendiren Yük. Müh. Hasan İbacoğlu ve Yük. Müh. Utku Türkyılmaz'ın yapmış olduğu çalışmalar prototip helikopterin uçuş dinamikleri modellenmesinde önemli yer almaktadırlar. Ayrıca ROTAM yöneticileri Prof. Dr. H. Temel Belek ve Prof. Dr. Âlim Rüstem Aslan'a sağladıkları iş, çalışma imkânı ve kıymetli tavsiyelerinden dolayı teşekkür ederim.

Son olarak maddi ve manevi desteğini hiçbir zaman esirgemeyen ve bu çalışma sürecindeki anlayışlarını koruyan ve moral veren aileme içtenlikle teşekkür ederek bugüne dek sarf edilen emeklerinin karşılığı olarak bu çalışmayı onlara ithaf ediyorum.

Mart 2010 Erkan Abdulhamitbilal

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ ..... **v**
İÇİNDEKİLER ..... **vii**
KISALTMALAR ..... **xi**
ÇİZELGE LİSTESİ ..... **xiii**
ŞEKİL LİSTESİ ..... **xv**
1. GİRİŞ **1**
1.1 Literatür Taraması 3
1.2 Çalışmanın Amacı 15
1.3 Helikopter ile Kolay Uçmak 19
1.4 Helikopter Tipleri 21
1.4.1 Tek ana rotorlu helikopter 22
1.4.1.1 Konvansiyonel Kuyruk Rotorları 22
1.4.1.2 Fan Kuyruk Rotorları 23
1.4.1.3 NOTAR Kuyruklar 24
1.4.2 Ardışık rotorlu helikopterler 25
1.4.3 Eş Eksenli Rotorlu Helikopter 26
2. İTÜ-HAFİF TİCARİ HELİKOPTER **27**
2.1 Helikopterin Genel Özellikleri ve Boyutları 28
2.2 Ağırlık Merkezi Değişimi 33
2.3 Ana Rotor 34
2.3.1 Ana rotor kafası 34
2.3.2 Ana rotor palaları 34
2.3.3 Yalpa çemberi 35
2.4 Kuyruk Rotoru 36
2.5 Güç Aktarım Sistemi 37
2.6 Gövde 42
2.7 Kuyruk 43
2.8 İniş Takımı 44
2.9 Uçuş Kontrol Sistemi 44
2.10 İtki Sistemi 46
2.10.1 Motor yerleşimi 46
2.10.2 Hava girişi 46
2.10.3 Egzoz sistemi 47
2.11 Motor Tipi ve Performansı 47
2.12 Yakıt Sistemi 49
2.13 Elektrik Sistemi 49
2.13.1 Elektrik gücü üretim alt sistemi 50
2.13.1.1 Harici güç 50
2.13.1.2 Batarya gücü 50
2.13.1.3 Jeneratör gücü 51

2.13.2 Güç dağıtım sistemi 51
2.13.3 Ana bara 51
2.13.4 Acil durum barası 51
2.13.5 Teçhizat ve seçenekler 52
2.14 Aviyonikler 54
2.15 İç Yerleşim Planı 54
2.16 Performans 55
2.17 Maliyet 56
3. HELİKOPTER AERODİNAMİĞİ 57
3.1 Momentum Teorisi 60
3.1.1 Askı halinde momentum analizi 60
3.1.2 Tırmanma ve alçalma uçuşlarında momentum analizi 64
3.1.3 İleri uçuşta momentum analizi 68
3.2 Pala Elemanı Analizi 72
3.2.1 Uç kayıp katsayısı 82
3.2.2 Prandtl uç ve kök kayıp fonksiyonları 83
3.2.3 Yer etkisi 83
3.2.4 İleri hızlarda ters akım 85
3.2.5 Rotor izinde tetiklenmiş hız modeli 87
3.3 Gövde Aerodinamiği 92
3.4 Kontrol Yüzeylerin Aerodinamiği 93
3.5 Rotor İç Akış Oranı Modeli 98
4. ROTOR DİNAMİĞİ 101
4.1 Rotor Palasının Çırpma Hareketi 107
4.1.1 Rotor göbeğine menteşe ile bağlı pala 108
4.1.2 Rotor göbeğine menteşe ve menteşe yay ile bağlı pala 113
4.1.3 Rotor göbeğinden ofsetli menteşe ve menteşe yayı ile bağlı pala 119
4.1.4 İleri uçuşta ters akımın etkisi 125
4.2 Rotor Palasının Çırpma Dinamik Denklemi 127
4.3 Rotor Palasının Gerileme Hareketi 132
4.4 Çırpma-Gecikme Dinamikleri 140
5. KATI CİSİM DİNAMİĞİ 143
5.1 Konum Dinamikleri 143
5.2 Konum Kinematiği 144
5.3 Yönelme Dinamikleri 145
5.4 Yönelme Kinematiği 146
5.5 Altı Serbestlik Dereceli Katı Cisim Dinamiği 147
5.6 Ağırlık Merkezi ve Kütle Atalet Momentleri 149
5.6.1 Ağırlık merkezinin belirlenmesi 149
5.6.2 Kütle atalet momentleri ve çarpımlarının hesabı 149
5.6.3 Hava aracı ağırlık merkezleri zarfı ve kütle atalet değerlerin hesaplayıcı yazılım ve analizi 151
6. PERFORMANS HESABI VE MOTOR MODELİ 155
6.1 Helikopter Performansı 156
6.1.1 Askı hali ve dikey uçuşta gerekli güç 156
6.1.2 İleri uçuşta güç hesabı 159
6.1.3 Tırmanma ve alçalma 161
6.1.4 Asgari ve azami hız 162
6.1.5 Azami irtifa 163
6.1.6 Azami menzil ve seyir süresi 164

6.1.7 Yer etkisindeki rotorun gücü ... 166
6.1.8 Prototip helikopterin genel performans grafiği ... 168
6.2 Motor Modeli ... 169
6.2.1 Arrius 2T motor modeli ... 169
6.2.2 Arriuıs 2T governor modeli ... 173
7. DOĞRUSAL OLMAYAN UÇUŞ DİNAMİĞİ MODELİ ... 177
7.1 Ana Rotor ... 179
7.2 Kuyruk Rotoru ... 188
7.3 Yatay Dengeleyici ... 192
7.4 Dikey Kanat ... 197
7.5 Gövde ... 200
7.6 Kumanda Mekanizmaları ... 204
7.7 Transmisyon ve Motor Modeli ... 207
7.8 Doğrusal Olmayan Helikopter Uçuş Dinamiğinin Matematiksel Modeli ... 210
8. DİNAMİK DENGE ANALİZİ ... 213
8.1 Dinamik Denge Denklemi ... 213
8.2 Dinamik Denge Çözüm Algoritması ... 214
8.3 Düzgün İleri Uçuş Manevrası ... 215
9. LİNEER UÇUŞ DİNAMİĞİ MODELİ ... 221
9.1 Doğrusal Olmayan Sistemin Lineerleştirilmesi ... 221
9.1.1 Kararlılık ve kontrol türevlerinin hesaplanması ... 224
9.1.2 İlerlemesine lineer uçuş dinamikleri ... 227
9.1.3 Yanlamasına lineer uçuş dinamikleri ... 228
9.2 Transfer Fonksiyonların Elde Edilmesi ... 228
9.2.1 İlerlemesine hareketin transfer fonksiyonları ... 229
9.2.1.1 Kısa periyot yaklaşımı ... 231
9.2.1.2 Uzun periyot yaklaşımı ... 232
9.2.2 Yanlamasına hareketin transfer fonksiyonları ... 234
9.2.2.1 Yuvarlanma yaklaşımı ... 236
9.2.2.2 Yanal-yönel salınım yaklaşımı ... 236
9.2.2.3 Spiral ve yuvarlanma azaltma yaklaşımı ... 237
10. KARARLILIK ANALİZİ ... 239
10.1 Özdeğerlerin Hesaplanması ... 239
10.2 İlerlemesine Dinamik Kararlılık ... 243
10.2.1 Prototip helikopterin ilerlemesine dinamik kararlılık analizi ... 245
10.3 Yanlamasına dinamik kararlılık ... 246
10.3.1 Prototip helikopterin yanlamasına dinamik kararlılık analizi ... 248
11. PİLOT KABİLİYETİ VE MODELİ ... 251
11.1 Helikopterde Göstergeler ... 252
11.2 Helikopterin Pilotlu Kontrolü ... 253
11.2.1 Pilotun Fiziksel Kabiliyeti ... 253
11.2.2 Pilotun Matematiksel Modeli ... 257
11.2.3 Geliştirilmiş Pilot Modeli ... 261
12. GELİŞTİRİLMİŞ KONTROL SİSTEMLERİNİN TASARIMI ... 271
12.1 Geleneksel ve Geliştirilmiş Kontrol Teknikleri ... 272
12.1.1 Geleneksel kontrol yöntemleri ... 272
12.1.2 Geliştirilmiş kontrol yöntemleri ... 274
12.1.3 Lineer kuadratik takipçi problemi ... 276
12.2 Kararlılık Arttırıcı Sistemlerin (KAS) Tasarımı ... 279
12.2.1 Eyleyici dinamikleri ... 280

12.2.2 Algılayıcı dinamikleri....281
12.2.3 Kararlılık arttırıcı sistemlerin kontrol yapıları....281
12.2.4 Kısa periyot KAS....282
12.2.5 Uzun periyot KAS....285
12.2.6 Spiral ve yuvarlanma azaltma KAS....289
12.2.7 Yanal-yönel salınım modu KAS....291
12.3 Geliştirilmiş KAS Tasarımı....294
12.3.1 Geliştirilmiş kısa periyot KAS....294
12.3.2 Geliştirilmiş uzun periyot KAS....298
12.3.3 Geliştirilmiş spiral ve yuvarlanma azaltma KAS....302
12.3.4 Geliştirilmiş yanal-yönel sönümleyici KAS....307
12.4 Otomatik Uçuş Kontrol Sistemlerin (OUKS, AFCS) Tasarımı....311
12.4.1 İrtifa muhafaza OUKS....311
12.4.2 İleri ve dikey uçuş hızı muhafaza OUKS....316
12.4.3 Yön takip OUKS....322
12.5 Otomatik Uçuş Kontrol Sistemlerin Performansları....328
13. MODELLERİN KARŞILAŞTIRILMASI....341
13.1 Sikorsky UH-60A Modelinin Sağlaması ve Doğrulanması....341
13.2 Prototip Helikopterin Flight-Lab Modeli ile Karşılaştırılması....347
14. SONUÇLAR....353
14.1 Genel Sonuçlar....353
14.2 Değerlendirme....355
14.3 İleride Yapılabilecek Çalışmalar....357
KAYNAKLAR....359
EKLER....367
ÖZGEÇMİŞ....395

KISALTMALAR

İTÜ/ITU	: İstanbul Teknik Üniversitesi
HAGU	: Havacılık Araştırma ve Geliştirme Uygulamaları Projesi
ROTAM	: Rotorlu Hava Araçlar Tasarım ve Mükemmeliyet Merkezi
HTH (LCH)	: Hafif Ticari Helikopter (Light Commercial Helicopter)
HAD (CFD)	: Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (Computational Fluid Dyn.)
YED (OGE)	: Yer Etkisi Dışında (Out of Ground Effect)
YEA (IGE)	: Yer Etkisi Atında (In Ground Effect)
CRD (ARE)	: Cebirsel Riccati Denklemi (Algebraic Riccati Equation)
ASG (MCP)	: Azami Sürekli Güç (Maximum Cntinuos Power)
HG	: Havalanma Gücü (Take-off power)
AHK	: Azami Havada Kalma
AM	: Azami Menzil
TF	: Transfer Fonksiyonu
KAS (SAS)	: Kararlılık Arttırıcı Sistemler (Stability Augumentation Systems)
OUKS (AFCS)	: Otomatik Uçuş Kontrol Sistemleri (Automatic Flight Control Systems)
LQR	: Lineer Kuadratik Regülâtör

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1 : CL-475 Genel özellikler. 20
Çizelge 2.1 : İTÜ-Hafif Ticari Helikopterin işlevleri [63]. 27
Çizelge 2.2 : Tasarım isterleri [63]. 28
Çizelge 2.3 : Görev bölümleri [63]. 28
Çizelge 2.4 : Genel boyutlar [63]. 29
Çizelge 2.5 : Ağırlık bilgileri [63]. 29
Çizelge 2.6 : Rotor verileri [63]. 30
Çizelge 2.7 : Dikey kanat geometrik verileri [63]. 30
Çizelge 2.8 : Yatay dengeleyici geometrik verileri [63]. 30
Çizelge 2.9 : Azami kalkış ağırlığı için performans özeti [63]. 33
Çizelge 2.10 : Görev 1: Operasyonun %50'si [63]. 37
Çizelge 2.11 : Görev 2: Operasyonun %50'si [63]. 38
Çizelge 2.12 : Motor spesifikasyon değerleri [63]. 48
Çizelge 2.13 : Aviyonikler [63]. 53
Çizelge 2.14 : Opsiyonel Aviyonikler [63]. 54
Çizelge 2.15 : Ön tasarım maliyet analiz sonuçları [63]. 56
Çizelge 4.1 : Prototip helikopter rotor palasının gecikme karakteristikleri. 135
Çizelge 5.1 : Ağırlık dağılımı [63]. 152
Çizelge 5.2 : Prototip helikopter kütle, kütle atalet momentleri ve çarpımları. 153
Çizelge 5.3 : Aircraft Inertia ile helikopterin boş ve brüt ağırlığında çıktı dosyası. 154
Çizelge 6.1 : Arrius 2T lineer motor modeli verileri [38]. 170
Çizelge 6.2 : N1(%) bağlı değişen kontrol parametreleri [38]. 174
Çizelge 6.3 : Governer parametreleri [38]. 174
Çizelge 6.4 : Kerosine yakıtının özellikleri [93]. 175
Çizelge 7.1 : Ana rotor parametreleri. 179
Çizelge 7.2 : Kuyruk rotor parametreleri. 189
Çizelge 7.3 : Yatay dengeleyici parametreleri. 193
Çizelge 7.4 : Dikey kanat parametreleri. 198
Çizelge 7.5 : Gövde parametreleri. 201
Çizelge 7.6 : Döngüsel ve müşterek için azami-asgari girişlerinin % dağılımları [39]. 205
Çizelge 7.7 : Pedal girişlerinin azami ve asgari girişlerinin % dağılımları [39]. 206
Çizelge 7.8 : Kinematik analiz sonuçları [55]. 207
Çizelge 8.1 : Dinamik denge analizi algoritmasının Matlab ekran çıktısı. 215
Çizelge 9.1 : Lineer uçuş dinamiğinin sistem ve kontrol dağıtım matrisleri. 227
Çizelge 10.1 : Bazı uçuş şartlarında özdeğerlerin sayısal karşılıkları. 242
Çizelge 10.2 : İlerlemesine dinamik kararlılık. 246
Çizelge 10.3 : Yanlamasına dinamik kararlılık. 248
Çizelge 11.1 : Helikopter kontrolü için kol kuvveti tasarım değerleri [41]. 255
Çizelge 11.2 : Motor performansı için tasarım değerleri (kas gücü) [41]. 255

Çizelge 11.3 : Geliştirilmiş pilot parametreleri [22]. 268
Çizelge 11.4 : Örnek manevra için lineer uçuş dinamik sistemin parametreleri. 269
Çizelge 12.1 : Zeigler-Nichols P, PI, PID kontrol katsayıları [33]. 274
Çizelge 12.2 : Kararlılık ve kontrol türevleri, (h=609.6m, u_0=30m/s). 283
Çizelge 12.3 : Kararlılık ve kontrol türevleri, (h=609.6m, u_0=30m/s). 286
Çizelge 12.4 : Kararlılık ve kontrol türevleri, (h=609.6m, u_0=30m/s). 289
Çizelge 12.5 : Kararlılık ve kontrol türevleri, (h=609.6m, u_0=0m/s). 292
Çizelge 12.6 : Geliştirilmiş kısa periyot KAS'in sistem ve kontrol parametreleri. 295
Çizelge 12.7 : Geliştirilmiş uzun periyot KAS'in sistem ve kontrol parametreleri. 299
Çizelge 12.8 : Geliştirilmiş spiral ve yuvarlanma azaltma KAS'in parametreleri. 304
Çizelge 12.9 : Geliştirilmiş yanal-yönel salınım KAS'in parametreleri. 308
Çizelge 12.10 : Örnek irtifa muhafaza OUKS tasarımı. 312
Çizelge 12.11 : Örnek ileri ve dikey hız muhafaza OUKS tasarımı. 317
Çizelge 12.12 : Örnek yön takip OUKS tasarımı. 323
Çizelge 12.13 : Sistem ve kontrol dağıtım matrisleri (h=0m, u0=30m/s). 330
Çizelge 12.14 : Yön muhafaza OUKS tasarım matrisleri. 339
Çizelge 13.1 : Sikorsky UH-60A parametreleri [13]. 342
Çizelge 13.2 : Sikorsky UH-60A ana rotor parametreleri [13]. 342
Çizelge 13.3 : Sikorsky UH-60A kuyruk rotor parametreleri [13]. 343
Çizelge 13.4 : Sikorsky UH-60A yatay dengeleyici parametreleri [13]. 343
Çizelge 13.5 : Sikorsky UH-60A dikey kanat parametreleri [13]. 343
Çizelge 13.6 : Sikorsky UH-60A gövde parametreleri [13]. 343

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Leonardo Da Vinci'nin gök vidası [91]. 2
Şekil 1.2 : Sikorsky R4 [92]. 2
Şekil 1.3 : Lockheed CL-475'in uçuşu 1962 [42]. 20
Şekil 1.4 : Tek ana rotorlu helikopter, Sikorsky S-92 [84]. 22
Şekil 1.5 : EC-130B-4 helikopteri [85]. 23
Şekil 1.6 : Fan rotoru şematik resmi [86]. 23
Şekil 1.7 : NOTOR kuyrukların şematik çalışma prensibi [87]. 24
Şekil 1.8 : Notar kuyruklu MD Explorer [88]. 24
Şekil 1.9 : Ardışık rotorlu helikopter, Chinook C-47 [89]. 25
Şekil 1.10 : Eş eksen rotorlu helikopter, Kamov Ka-32T [90]. 26
Şekil 2.1 : Özgörev profili [63]. 28
Şekil 2.2 : Genel görünümler [63]. 31
Şekil 2.3 : İTÜ-HTH poster resmi [63]. 32
Şekil 2.4 : Ağırlık merkezi değişimi [63,69]. 33
Şekil 2.5 : Ana rotor kafası [63]. 34
Şekil 2.6 : Ana rotor palası [63]. 35
Şekil 2.7 : Yalpa çemberi [63]. 36
Şekil 2.8 : Kuyruk rotoru şematik görünümü [63]. 37
Şekil 2.9 : Helikopter güç aktarma sisteminde yük çıkışları [63]. 38
Şekil 2.10 : Güç aktarma sisteminin kinematik şeması [63]. 39
Şekil 2.11 : Güç aktarma sistemin kuyruk şaftı [63]. 39
Şekil 2.12 : Güç aktarma sistemi ana dişli kutusu teknik resmi [63]. 40
Şekil 2.13 : Güç aktarma sistemi kuyruk dişli kutusu teknik resmi [63]. 40
Şekil 2.14 : Yağlama sistemi [63]. 41
Şekil 2.15 : Yağ filtresi şematik resmi [63]. 41
Şekil 2.16 : Güç aktarma sisteminde kullanılan fanın teknik resmi [63]. 42
Şekil 2.17 : Gövde [63]. 43
Şekil 2.18 : Kuyruk kısmı: kuyruk konisi, yatay ve dikey dengeleyiciler [63]. 43
Şekil 2.19 : İniş takımı [63]. 44
Şekil 2.20 : Uçuş Kontrol Sistemi [63]. 45
Şekil 2.21 : Hidrolik sistem [63]. 45
Şekil 2.22 : Motor yerleşimi [63]. 46
Şekil 2.23 : Hava girişi [63]. 46
Şekil 2.24 : Egzoz sistemi [63]. 47
Şekil 2.25 : Motor Kesiti [63]. 47
Şekil 2.26 : Turbomeca Arrius 2T Motoru [63]. 48
Şekil 2.27 : Genel elektrik şeması [63]. 50
Şekil 2.28 : Kabin içi yerleşim seçenekleri [63]. 55
Şekil 2.29 : Paralı yük-menzil şeması [63]. 55
Şekil 2.30 : Azami menzil haritası [63]. 56
Şekil 3.1 : Helikopter aerodinamiği [36]. 58
Şekil 3.2 : Askı halinde rotorun momentum analizi için akış modeli [36]. 61

Şekil 3.3 : Rotor izi [43]. 63
Şekil 3.4 : Momentum teorisi analizi için dikey tırmanma uçuş modeli [36]..... 65
Şekil 3.5 : Momentum teorisine bağlı tırmanma ve alçalma hızlarının fonksiyon halinde değişimleri, tetiklenmiş hız eğrisi (tekrar çizim [36]). 66
Şekil 3.6 : Momentum teorisi analizi için dikey alçalma uçuş modeli [36]. 67
Şekil 3.7 : Momentum analizi için ileri uçuş modeli [36]. 69
Şekil 3.8 : Değişik rotor hücum açılarında iç akışın ileri hız oranına göre değişimi. 71
Şekil 3.9 : Ana ve kuyruk rotorlarının iç akış oranları. 72
Şekil 3.10 : Rotor pala elemanın aerodinamiği [30]. 73
Şekil 3.11 : μ ilerleme oranlarının 0, 0.1091, 0.2182 ve 0.3273 değerlerinde rotor diski gelince birim uzunlukta hücum açısı dağılımları..... 74
Şekil 3.12 : Rotor palasına etki eden hızlar. 75
Şekil 3.13 : u_R, u_P, u_T hızların palanın bir tur boyunca 3B dağılımları (u=30m/s). 75
Şekil 3.14 : Bazı kesitlerde α hücum açısı ve c_L taşıma katsayısı. 76
Şekil 3.15 : İleri uçuşta (μ = 0, 0.1091, 0.2182, 0.3273) rotor diski gelince birim uzunlukta taşıma ve sürükleme katsayıları dağılımları. 77
Şekil 3.16 : Rotor göbeğindeki kuvvet ve momentlerin şematik gösterimi..... 79
Şekil 3.17 : Rotor düzlemlerin şematik gösterimi. 81
Şekil 3.18 : Yer etkisindeki helikopterin şematik görünümü [36]..... 84
Şekil 3.19 : Yer etkisi altında (YEI) ve yer etkisi dışında (YED) ana rotorun şematik ve deneysel resim görünümü [36]..... 84
Şekil 3.20 : Akım ve ters akım geometrisi [30]. 85
Şekil 3.21 : Ters akım bölgesi ve ters akımın hücum açısı..... 86
Şekil 3.22 : Değişik tetiklenmiş hız hesaplama yöntemi ile yanal çırpma ilerleme oranına göre değişimi ($C_T/\sigma = 0.08$, $\alpha_{TPP} = 1.0^\circ$) [30]. 88
Şekil 3.23 : Tetiklenmiş hız oranı v/v_0 'ın $\chi = 0^\circ$ ve $\chi = 45^\circ$ için kontur grafiği [6]. 88
Şekil 3.24 : İleri uçuşta iz bölgesinin HAD analiz sonuçları [43]. 89
Şekil 3.25 : Tetiklenmiş iç akış oranının kontur grafiği [43]..... 91
Şekil 3.26 : Prototip helikopter gövdesinin C_Y – ß ve C_M – ß grafikleri [48]..... 92
Şekil 3.27 : Prototip helikopter gövdesinin C_X – α, C_Z – α, ve C_M – α grafikleri [48]. 93
Şekil 3.28 : Gövdesi üzerinde oluşan örnek basınç katsayısı konturları [44]..... 94
Şekil 3.29 : Kanat profilinin aerodinamik kuvvetleri ve açı geometrisi [30]. 95
Şekil 3.30 : NACA0015 profilinin c_L, c_D, c_M aerodinamik katsayı grafikleri..... 96
Şekil 3.31 : NACA4412 profilinin c_L, c_D, c_M aerodinamik katsayı grafikleri..... 97
Şekil 3.32 : Kuyruk konisi, yatay dengeleyici ve dikey kanat basınç katsayısı dağılımının HAD analiz sonucu [44]. 98
Şekil 3.33 : İterasyon sayısına karşılık yakınsama hatası değişimi. 99
Şekil 4.1 : Sanal (eşdeğer) menteşelerin yerleşimi [30]. 103
Şekil 4.2 : Çırpma, gecikme, yunuslama açılarının şematik gösterimi [30]. 104
Şekil 4.3 : Dört palalı rotor için çırpma harmonikleri β_0, β_{1c}, β_{1s} ve β_2 [61]..... 105
Şekil 4.4 : Dört palalı rotor için gecikme harmonikleri ζ_0, ζ_{1c}, ζ_{1s} ve ζ_2 [61]. ... 106
Şekil 4.5 : Rotor göbeğine menteşe ile bağlı pala [30]. 108
Şekil 4.6 : İleri uçuş dinamik denge (trim) şartında çırpma harmonikleri ve 30m/s için palaların tam bir turu için çırpma açıları değişimi. 112

Şekil 4.7 : Rotor göbeğine menteşe yayı ile bağlı pala [30]. 115
Şekil 4.8 : İleri uçuş dinamik denge (trim) şartında çırpma harmonikleri değişimi. 116
Şekil 4.9 : Rotor göbeğinden e kadar ofsetli yaylı menteşe ile bağlı pala [30]. 119
Şekil 4.10 : İleri uçuş dinamik denge (trim) şartında çırpma harmonikleri ve 30m/s için palaların tam bir turu için çırpma açıları değişimi. 123
Şekil 4.11 : M_θ, $M_{\theta_{tw}}$, M_λ, $M_{\dot{\beta}}$ ve M_β aerodinamik katsayıların μ ilerleme oranının 0–0.9 aralığında rotorun istikamet açısına göre değişimi. ... 126
Şekil 4.12 : Rotor göbeğinden e kadar ofsetli yaylı menteşe ile bağlı pala [30]. 133
Şekil 4.13 : İleri uçuş dinamik denge (trim) şartında gecikme harmonikleri ve 30m/s için palaların tam bir turu için gecikme açıları değişimi. 138
Şekil 5.1 : Referans çerçeve ve eksen dönüşümü. 144
Şekil 5.2 : Açılar ve açısal hızlar. 146
Şekil 5.3 : Altı serbestlik dereceli katı cisim dinamiklerinin şematik blok diyagramı. 148
Şekil 5.4 : Referans eksen takımı, konum ve konum vektörü [69]. 150
Şekil 5.5 : Aircraft Inertia yazılımının kullanıcı ara yüzü. 151
Şekil 5.6 : Ağırlığa göre ağırlık merkezinin göre x-y-z eksenlerindeki değişimi. .. 153
Şekil 6.1 : Dikey uçuşta bileşik tetiklenmiş ve tırmanma rotor gücü [36]. 158
Şekil 6.2 : Brüt ağırlıkta uçuş hızı ve irtifaya bağlı iki ve üç boyutlu güç eğrileri. 160
Şekil 6.3 : Brüt ağırlıkta uçuş irtifasına bağlı tırmanma oranı. 161
Şekil 6.4 : 4267.2m'de (14000ft) asgari ve azami hız sınırlarının şematik gösterimi. 163
Şekil 6.5 : 4267.2m'de azami seyir süresi, azami menzil ve azami uçuş hızları..... 165
Şekil 6.6 : İrtifa ve ileri uçuş hızına bağlı yakıt sarfiyatı. 166
Şekil 6.7 : Prototip helikopterin YEA ve YED toplam güç eğrileri. 167
Şekil 6.8 : Prototip helikopter genel performans grafiği. 168
Şekil 6.9 : Arrius 2T turboşaft motor modelinin blok diyagramı. 170
Şekil 6.10 : Turbomeca Arrius 2T1 motorunun şematik görünümü [39]. 172
Şekil 6.11 : Helikopter-motor-pilot kapalı çevrim dinamik sistemin blok diyagramı. 172
Şekil 6.12 : Manüel kontrol girişine karşılık motor zaman yanıtları. 173
Şekil 6.13 : Motor ve Arrius 2T ECU Matlab-Simulink blok diyagramı. 174
Şekil 6.14 : Helikopter-motor-elektronik kontrol ünitesi (ECU) kapalı çevrim dinamik sistemin Matlab-Simulink blok diyagramının üst görünüşü. 175
Şekil 6.15 : Helikopter-motor-ECU zaman yanıtları. 176
Şekil 7.1 : Helikopterdeki eksen takımları [63]. 178
Şekil 7.2 : Ana rotor palası ve her % istasyondaki burulma değerleri. 180
Şekil 7.3 : Çırpma ve gecikme başlangıç açıları. 180
Şekil 7.4 : Ana rotor hızları, kuvvetleri, momentleri ve konumu. 181
Şekil 7.5 : Kuyruk rotor hızları, kuvvetleri, momentleri ve konumu. 189
Şekil 7.6 : Kuyruk rotoru dikey kanat etkileşimi [35]. 191
Şekil 7.7 : Yatay dengeleyici hızları, kuvvetleri, momentleri ve konumu. 193
Şekil 7.8 : Yatay dengeleyicinin denklem akış şeması. 193
Şekil 7.9 : Yatay dengeleyici tasarım dosyası içeriği (bkz. Ek.5). 195
Şekil 7.10 : Yatay dengeleyicinin hücum açısı, aerodinamik kuvvetleri ve eksen takımı. 195
Şekil 7.11 : Dikey kanat hızları, kuvvetleri, momentleri ve konumu. 198

Şekil 7.12 : Dikey kanat hızları, kuvvetleri, momentleri ve konumu. 198
Şekil 7.13 : Dikey kanadın hücum açısı ve aerodinamik kuvvetleri..... 199
Şekil 7.14 : Gövdenin denklem akış diyagramı. 202
Şekil 7.15 : Gövde ve kuyruk konisinin birleşimi. 203
Şekil 7.16 : Tabla asamblesinin kinematik şeması [39]..... 204
Şekil 7.17 : Ana rotor tabla asamblesi. 205
Şekil 7.18 : Kuyruk rotor tabla asamblesi [39]. 206
Şekil 7.19 : Kontrol sistemi. 207
Şekil 7.20 : Arrius 2T motoru ve helikopter bağlantısı. 208
Şekil 7.21 : Motor transmisyon ve aktarma organlarının gücü ve devri [63]. 209
Şekil 7.22 : Doğrusal olmayan uçuş dinamik modelin şematik blok diyagramı. 211
Şekil 7.23 : Doğrusal olmayan uçuş dinamiklerinin Matlab-Simulink blok diyagramı. 212
Şekil 7.24 : Doğrusal olmayan modelin örnek manevra için zaman yanıtları. 212
Şekil 8.1 : Yakınsama değerleri. 216
Şekil 8.2 : Müşterek kontrol girişinin dinamik denge değerleri. 217
Şekil 8.3 : İlerlemesine döngüsel kontrol girişinin dinamik denge değerleri. 217
Şekil 8.4 : Yanlamasına döngüsel kontrol girişinin dinamik denge değerleri. 218
Şekil 8.5 : Pedal girişinin değişik irtifa ve ileri uçuş hızlarıyla değişimi. 219
Şekil 8.6 : Helikopter gövdesinin yuvarlanma ve yunuslama yönelme açıları. 219
Şekil 9.1 : x_u, z_w, m_q, y_v, l_p, n_r kararlılık türevlerinin hız ve irtifayla değişimi. 226
Şekil 9.2 : Doğrusal uçuş dinamiklerinin zaman yanıtları (h=0m, u0=30m/s). 227
Şekil 10.1 : Deniz seviyesi (0m/0ft) hıza bağlı değişen özdeğerler. 241
Şekil 10.2 : 1219.2m (4000ft) ve 2438.4m (8000ft) hıza bağlı değişen özdeğerler. 241
Şekil 10.3 : 3048m (10000ft) ve 3657.6m (12000ft) hıza bağlı değişen özdeğerler. 241
Şekil 10.4 : Üssel (eksponansiyel), sönümlü ve sönümsüz salınım zaman yanıtı [35]. 244
Şekil 11.1 : Helikopter-göstergeler-pilot kapalı çevrim sisteminin blok diyagramı. 251
Şekil 11.2 : Gösterge panelindeki muhtelif göstergeler [94]. 252
Şekil 11.3 : Pilot kolunun ulaşabildiği mesafeler [41]. 254
Şekil 11.4 : Ayak erişim zarfı ve ayak kuvveti [41]. 256
Şekil 11.5 : Pilot dinamiklerinin blok diyagramı [7]. 258
Şekil 11.6 : Pilot-helikopter kapalı çevrim blok diyagramı. 259
Şekil 11.7 : Pilotun iki-serbestlik-dereceli sapma hareketi kontrolü. 259
Şekil 11.8 : Pilotun dört-serbestlik-dereceli sapma hareketi kontrolü. 260
Şekil 11.9 : Çok geri-beslemeli kontrol yapısının blok diyagramı. 260
Şekil 11.10 : Pilot modelinin blok diyagramı [22]. 266
Şekil 11.11 : İvme kumanda sistemi ölçülen insan-betimleyen fonksiyon ve model tabalı pilot transfer fonksiyonun frekans yanıtları [22]. 267
Şekil 11.12 : Hız kumanda sistemi ölçülen insan-betimleyen fonksiyon ve model tabalı pilot transfer fonksiyonun frekans yanıtları [22]. 267
Şekil 11.13 : Konum kumanda sistemi ölçülen insan-betimleyen fonksiyon ve model tabalı pilot transfer fonksiyonun frekans yanıtları [22]. 267
Şekil 11.14 : Hız kumanda sistemi için modellenen pilotun efektif zaman..... 268
Şekil 11.15 : Pilot kontrollü helikopter dinamiklerinin zaman yanıtları. 269

Şekil 12.1 : Pilot, denetleyici, gösterge, algılayıcı ve dinamik sistemin entegre edilmiş şematik blok diyagramı. 271
Şekil 12.2 : Kontrol sistemini yapısı. 273
Şekil 12.3 : Tasarım ve dengeleme tekniği [33]. 273
Şekil 12.4 : Lineer kuadratik regülâtör problemi için uçuş dinamikleri ve optimal geri beslemeli kontrol şeması [26] (tekrar çizim). 276
Şekil 12.5 : Lineer kuadratik takipçi problemi için uçuş dinamikleri ve optimal geri beslemeli kontrol şeması [26] (tekrar çizim). 278
Şekil 12.6 : Genel KAS blok şeması [27] (tekrar çizim). 280
Şekil 12.7 : KAS'in genel blok diyagramı. 281
Şekil 12.8 : Kısa periyot köklerin geometrik yerleri, (h=609.6m, u=30m/s). 284
Şekil 12.9 : Kısa periyot KAS'in Matlab-Simulink blok diyagramı. 284
Şekil 12.10 : Kısa periyot KAS'nin örnek zaman yanıtları, (h=609.6m, u=30m/s). 284
Şekil 12.11 : Kapalı çevrim kontrol sistemin köklerin geometrik yeri. 285
Şekil 12.12 : Köklerin geometrik yer grafikleri. 287
Şekil 12.13 : Uzun periyot KAS'in Matlab-Simulink blok diyagramı. 287
Şekil 12.14 : Uzun periyot KAS'nin örnek zaman yanıtları, (h=609.6m, u=30m/s). 288
Şekil 12.15 : Kapalı çevrim kontrol sistemin köklerin geometrik yeri. 288
Şekil 12.16 : Köklerin geometrik yer grafikleri. 290
Şekil 12.17 : Spiral ve yuvarlanma azaltma KAS Matlab-Simulink blok diyagramı. 291
Şekil 12.18 : Spiral ve yuvarlanma azaltma KAS'in zaman yanıtları. 291
Şekil 12.19 : Spiral ve yuvarlanma modu KAS blok diyagramı. 293
Şekil 12.20 : Yanal-yönel salınım modu KAS zaman yanıtları, (h=609.6m, u=0m/s). 293
Şekil 12.21 : Geliştirilmiş kısa periyot SAS Matlab-Simulink blok diyagramı. 296
Şekil 12.22 : Geliştirilmiş kısa periyot KAS zaman yanıtları. 296
Şekil 12.23 : Geliştirilmiş kısa periyot KAS açık ve kapalı çevrim özdeğerlerinin uçuş irtifası ve hızına bağlı değişimleri. 297
Şekil 12.24 : $F_{kp}(h,u_0)$ kontrol katsayı yüzeyleri. 298
Şekil 12.25 : Geliştirilmiş uzun periyot KAS Matlab-Simulink blok diyagramı. 300
Şekil 12.26 : Geliştirilmiş uzun periyot KAS zaman yanıtları. 300
Şekil 12.27 : Geliştirilmiş uzun periyot KAS açık ve kapalı çevrim özdeğerlerinin uçuş irtifası ve hızına bağlı değişimleri. 301
Şekil 12.28 : $F_{up}(h,u_0)$ kontrol katsayı yüzeyleri. 302
Şekil 12.29 : Geliştirilmiş spiral ve yuvarlanma azaltma blok diyagramı. 304
Şekil 12.30 : Geliştirilmiş spiral ve yuvarlanma azaltma KAS zaman yanıtları. 305
Şekil 12.31 : Geliştirilmiş spiral ve yuvarlanma azaltma KAS açık ve kapalı çevrim özdeğerlerinin uçuş irtifası ve hızına bağlı değişimleri. 305
Şekil 12.32 : $F_{sy}(h,u_0)$ kontrol katsayı yüzeyleri. 306
Şekil 12.33 : Geliştirilmiş yanal-yönel sönümleyici KAS blok diyagramı. 309
Şekil 12.34 : Geliştirilmiş yanal-yönel sönümleyici KAS zaman yanıtları, (h=0m). 309
Şekil 12.35 : Geliştirilmiş yanal-yönel salınım KAS açık ve kapalı çevrim özdeğerlerinin uçuş irtifasına bağlı değişimleri. 310
Şekil 12.36 : $F_{yy}(h)$ kontrol katsayı eğrileri. 310
Şekil 12.37 : İrtifa muhafaza OUKS Matlab-Simulink blok diyagramı. 313

Şekil 12.38 : İrtifa muhafaza OUKS zaman yanıtları. 313
Şekil 12.39 : Açık ve kapalı çevrim irtifa muhafaza OUKS özdeğerleri dağılımı. . 314
Şekil 12.40 : F_{ij} kontrol matris bileşenlerinin uçuş hızı ve irtifasına göre değişimi. 315
Şekil 12.41 : Hız muhafaza OUKS Matlab-Simulink blok diyagramı. 318
Şekil 12.42 : Durum değişkenleri ve kontrol girişinin zaman yanıtları. 318
Şekil 12.43 : Açık ve kapalı çevrim irtifa muhafaza OUKS özdeğerleri dağılımı. . 319
Şekil 12.44 : F_{ij} kontrol matris bileşenlerinin uçuş hızı ve irtifasına göre değişimi. 320
Şekil 12.45 : H_{ij} matris bileşenlerinin uçuş hızı ve irtifasına göre değişimi. 321
Şekil 12.46 : Bazı G_{ij} matris bileşenlerinin uçuş hızı ve irtifasına göre değişimi... 322
Şekil 12.47 : Yön muhafaza OUKS Matlab-Simulink blok diyagram. 324
Şekil 12.48 : Durum değişkenleri ve kontrol girişinin zaman yanıtları. 324
Şekil 12.49 : Açık ve kapalı çevrim yön muhafaza OUKS özdeğerleri dağılımı. ... 325
Şekil 12.50 : F_{ij} matris bileşenlerinin uçuş hızı ve irtifasına göre değişimi. 326
Şekil 12.51 : Bazı H_{ij} matris bileşenlerinin uçuş hızı ve irtifasına göre değişimi. 327
Şekil 12.52 : Bazı G_{ij} matris bileşenlerinin uçuş hızı ve irtifasına göre değişimi... 328
Şekil 12.53 : Doğrusal olmayan uçuş dinamiği ve kontrol sistemi Matlab-Simulink blok diyagramının üst görünümü. 329
Şekil 12.54 : Kontrol sisteminin Matlab-Simulink blok diyagramı. 329
Şekil 12.55 : Dikey anı ve kuvvetli rüzgâr altında OUKS zaman yanıtları. 331
Şekil 12.56 : Yatay anı ve kuvvetli rüzgâr altında OUKS zaman yanıtları. 332
Şekil 12.57 : Birim müşterek kontrol girişine GKAS zaman yanıtları. 333
Şekil 12.58 : Birim ilerlemesine döngüsel kontrol girişine GKAS zaman yanıtları. 334
Şekil 12.59 : Birim yanlamasına döngüsel kontrol girişine GKAS zaman yanıtları. 335
Şekil 12.60 : Birim pedal girişine GKAS zaman yanıtları. 336
Şekil 12.61 : GKAS ile durum düzeltme manevrasının zaman yanıtları. 337
Şekil 12.62 : Dikey ani ve güçlü rüzgâr altında yükseklik muhafaza OUKS zaman. 338
Şekil 12.63 : Yanal ani ve güçlü rüzgâr altında yön muhafaza OUKS zaman 339
Şekil 13.1 : Sikorsky UH 60A Kara Şahin helikopteri [98]. 344
Şekil 13.2 : Sikorsky UH-60A dinamik denge sonuçlarının karşılaştırması. 345
Şekil 13.3 : Sikorsky UH-60A modellerinin kararlılık türevleri karşılaştırılması... 346
Şekil 13.4 : Prototip helikopterin üç izdüşüm görünüşü [63]. 348
Şekil 13.5 : Flight-Lab "xanalysis-trim" ve "flme editor" pencereleri. 349
Şekil 13.6 : Flight-Lab analizleri ile karşılaştırma. 350
Şekil 13.7 : Ana rotor tetiklenmiş hız ve kuyruk rotor iç akış oranı. 351
Şekil 13.8 : Toplam güç ve yakıt sarfiyatı. 352
Şekil A.1 : Müşterek %50, tabla asamblesi 0 derece [39]. 369
Şekil A.2 : Müşterek %0, tabla asamblesi 0 derece [39]. 370
Şekil A.3 : Müşterek %100, tabla asamblesi 0 derece [39]. 370
Şekil A.4 : Müşterek %0, tabla asamblesi -8 derece [39]. 371
Şekil A.5 : Müşterek %0, tabla asamblesi -8 derece [39]. 371
Şekil A.6 : Müşterek %50, tabla asamblesi -8 derece [39]. 372
Şekil A.7 : Müşterek %50, tabla asamblesi +8 derece [39]. 372

Şekil A.8 : Müşterek %100, tabla asamblesi -8 derece [39]..... 373
Şekil A.9 : Müşterek %100, tabla asamblesi +8 derece [39]..... 373

İTÜ – HAFİF TİCARİ HELİKOPTER UÇUŞ DİNAMİĞİ, KARARLILIK ANALİZİ VE GELİŞTİRİLMİŞ KONTROL SİSTEMLERİ TASARIMI

ÖZET

Bu tez çalışmasında ilk kez tasarımı ve prototipi yapılan bir hafif ticari helikopterin uçuş dinamiği modeline, kararlılık analizi ve uçuş kontrol sistemlerin tasarıma yer verilmiştir. Helikopter tasarımı ve üretimi İstanbul Teknik Üniversitesi (İTÜ) Rotorlu Araçlar Tasarım ve Mükemmeliyet (ROTAM) Merkezi tarafından yürütülmekte ve T.C. Başbakanlık Devlet Planlama Teşkilatı tarafından HAGU Projesi kapsamında desteklenmektedir. Bu tez yürütülen proje çerçevesinde ele alındığından dolayı konusu günceldir ve projeden çıkacak ilk doktora tezi olduğundan dolayı kapsamlıdır.

Bir ana rotor ve bir kuyruk rotor yapılandırmasından oluşan geleneksel helikopter tipi olarak İTÜ-ROTAM Merkezi tarafından tasarlanan helikopterin prototipi TAI tesislerinde üretim aşamasındadır. Bu hava aracının dinamik modelini oluşturmak ve kontrol sistemleri tasarlamak ve sınamak amacı ile bu tez çalışmasında altı serbestlik dereceli uçuş dinamiği, ana ve kuyruk rotor dinamiği ve aerodinamiği, hava aracının aerodinamiği, pilot, geleneksel ve geliştirilmiş kontrol sistemi modelleri oluşturulmuş ve simülasyonları yapılmıştır. Bu modelleme, simülasyon, kararlılık ve performans analizleri birbirine bağımlı çapraz etkileşimli doğrusal olmayan denklemlerden oluşmaktadır. Kontrol sistemleri tasarımlarını daha kolay kılabilmek için doğrusal olmayan helikopter uçuş dinamiği modelinin durum değişkenleri ağırlık merkezine etki eden üç asal eksendeki çizgisel hızlar (u, v, w), açısal hızlar (p, q, r) ve yönelme açıları (φ-yuvalanma, θ-yunuslama) olarak seçilmiş ve tanımlanmıştır. Bunun için rotor palasının çırpma ve gecikme dinamikleri analitik çözülerek doğrusal olmayan helikopter uçuş dinamiği modelinin serbestlik dereceleri azaltılarak basitleştirilmiş ve gerçek zamanlı benzetimi sağlanmıştır. Bunun yanında prototip helikopter doğrusal uçuş dinamik modelini kararlılık ve kontrol türevleri cinsinden yazılmış ve hesaplanmıştır. Değişik uçuş modları için transfer fonksiyonları çıkartılmıştır. Geleneksel insan operatör modelinin yetersiz kaldığı durumlar için geliştirilmiş pilot modeli tasarlanmıştır. Böylece çok girişli çok çıkışlı (MIMO) pilot-uçuş dinamiği modelinin kapalı-çevrim benzetimleri yapılmıştır ve pilotun kabiliyetleri sınanmıştır. Pilot yanında helikopter uçuş dinamiği modelini kararlı kılabilecek kararlılık arttırıcı sistemler (KAS) ve otomatik uçuş kontrol sistemleri (OUKS) tasarımına yer verilmiştir. Geleneksel kontrol tekniklerinin yetersiz kaldığı KAS tasarımında geliştirilmiş kontrol teknikleri ile uçuş dinamiği modelinin kararlılığı sağlanmıştır.

Bu doğrultuda oluşturulacak helikopter uçuş dinamiği modelini ve kontrol sistemleri tasarımlarını özgün kılan yanlar şunlardır: 1) Rotor göbeğine yekpare esnek eleman ve aerodinamik kesitli palanın bağlandığı yumuşak düzlem içi rotor tipinden olan Tom Hanson patentli tasarımının eşdeğeri esnek elemanın bel vermesini ofsetli bir menteşe ve esnek elemanın katılığını menteşe yayı ile tanımlayarak oluşturulan rotor modeli baz alınarak pala dinamiği çırpma ile gecikme hareketi için analitik çözülmüş ve modele dâhil edilerek doğrusal olmayan modelin serbestlik dereceleri

azaltılmıştır, 2) İç akış oranı kontrol girişleri cinsinden tanımlanarak taşıma katsayısı ile iteratif döngüde birlikte çözülmüştür, 3) Yumuşak düzlem içli rotor modeli için gecikme hareketinin eşdeğer yay katsayısı, eşdeğer menteşe konumu ve gecikme kütle atalet momenti rotorun açısal hızına bağlı parametrik tanımlanmıştır, 3) Sekiz durum değişkeni $[u\ w\ q\ \theta\ v\ p\ \phi\ r]$ ve analitik çözülmüş rotor hareketi (β-çırpma, ζ-gecikme) ile tanımlanmış doğrusal olmayan helikopter uçuş dinamiği modeli bu tasarım için ilk kez hazırlanmıştır, 4) Prototip helikopter modelinin doğrusal uçuş dinamiği incelemeleri ile transfer fonksiyonları kararlılık ve kontrol türevleri cinsinden formüle edilmiştir, 5) Pilotun yeni MIMO matematik modeli incelenmiştir, 6) Helikopter uçuş modlarını dengede tutmak için tek döngülü Geliştirilmiş KAS önerilmiştir, 7) Uçuş irtifası ve hızına bağlı aşırı kontrol uygulamayan optimal Uyarlanabilen OUKS geliştirilmiştir. Özetlersek bu tezde tasarlanan prototip helikopter uçuş dinamiği modeli, geliştirilmiş kararlılık arttırıcı sistemler, otomatik uçuş kontrol sistemleri, önerilen yeni pilot modeli MIMO sistem gibi ele alınmış ve incelenmiştir.

Prototip helikopter uçuş dinamiği modelini sınamak ve doğrulamak amacı ile hali hazırdaki Sikorsky Black Hawk (Kara Şahin) UH-60A helikopterinin parametreleri tanımlanarak dinamik denge (trim), lineerleştirme analizleri ve simülasyonlar yapılmıştır. Elde edilen sonuçlar Sikorsky helikopter modeli sonuçları ve AEFA uçuş testinden elde edilen veriler ile karşılaştırılmıştır. Bu tezde oluşturulan matematiksel model ilerlemesine uçuş dinamiği Sikorsky modeli ve uçuş test verilerinden analiz edilen 5250ft uçuş irtifası ve 0-136 knots uçuş hız aralığında azami %10 sapma göstermektedir. Yanlamasına uçuş dinamiğinde ise 80 knots kadar benzer olup azami %5 sapmalar daha büyük uçuş hızları için ise sapma oranları %20-30 kadar artmaktadır. Dolayısıyla doğrusal olmayan helikopter uçuş dinamiği modelinin doğruluğu 80 knots kadar ihmal edilebilir hata oranları ile kabul edilebilirdir. Doğrusal olmayan uçuş dinamiği modeldeki farklılıkların nedeni ise kullanılan değişik iç akış oranı modelleri ve disk dinamiği modelleme ve çözüm tekniğindendir.

Önerilen geliştirilmiş pilot modeli ve uyarlanabilir kontrol kuralları kararsız uçuş modlarını aşırı kontrol uygulamadan sonlu bir zaman içinde doğrusal veya lineerleştirmenin geçerli olduğu bölge dâhilinde doğrusal olmayan helikopter uçuş dinamiği modellerini denge noktasına taşımaktadır ve denge nokta civarında muhafaza etmektedir. Elde edilen kapalı çevrim dinamik sistem zaman yanıtlarından gerekli düzeltici kontrol etkileri değişik uçuş rejimleri için 3-10 saniye içinde gösteren önerilmiş kontrol kurallarının başarısını pekiştirmektedir.

Bu tezde prototip helikopterin tanıtım dokümanından faydalanılarak hava aracı hakkında geniş, açıklayıcı ve referans bilgiler bulunmaktadır. Helikopterin ön tasarım ve detaylı tasarım aşamasında yapılan bazı önemli hesaplamalar ve araştırmalar, yazılan programlar da bu tezde yer almaktadır. Ayrıca Fransız turbo şaft motor üreticisi Turbomeca ve Rus kontrol sistemi tasarımcı ve üretici AVIA Engineering mühendisleri ile yapılan toplantı ve istişarelerde elde edilen bilgilere, varılan sonuçlara ve önerilere de yer verilmiştir.

Bu tez 14 Bölüm, Kaynaklar ve Ekler bölümünden oluşmaktadır.

ITU – LIGHT COMMERCIAL HELICOPTER FLIGHT DYNAMICS, STABILITY ANALYSIS AND ADVANCED CONTROL SYSTEMS DESIGN

SUMMARY

In this thesis flight dynamics model, stability analysis and control systems design of conceptual prototype of a light commercial helicopter is studied. The design of the rotorcraft and manufacturing process is performed by Istanbul Technical University (ITU) Rotorcraft Design and Excellence Center (ROTAM) and sponsored by Turkish Republic Prime Ministry State Planning Organization in HAGU (Aviation Research and Development Applications) Project. Since this thesis is considered in research project, the topic is up to date and since it is the first PhD thesis, the study is comprehensive.

A single main rotor with a tail rotor configured conventional helicopter is designed by ITU-ROTAM Center and the rotorcraft is in manufacturing phase in Turkish Aerospace Industry (TAI). In this thesis, to model helicopter dynamics and design control systems, six degree of freedom flight dynamics, main and tail rotor dynamics and aerodynamics, aircraft aerodynamics, pilot, conventional and developed control system models are obtained and simulations are performed as objectives of prototype helicopter flight dynamics, design and examination of control systems. The modeling, simulations, stability and performance analyses are interconnected nonlinear equations. State variables of nonlinear helicopter model are selected and defined to be body velocities (u, v, w), body angular rates (p, q, r) and attitude angles (φ-roll, θ-pitch) to ensure easiness of control systems design. For this purpose rotor blade flapping and lagging dynamics are solved analytically to reduce degree of freedom for simplicity of nonlinear helicopter dynamics and to obtain simulation capability in real-time. Beside, linear helicopter dynamics are written and calculated in terms of stability and control derivatives. Transfer functions for different flight modes are obtained. Developed pilot model is designed when conventional human operator was insufficient. Therefore, multi-input multi-output (MIMO) pilot-flight dynamics model closed-loop simulations are performed and capability of the pilot is tested. Beside the pilot, the design of stability augmentation systems (SAS) and automatic flight control systems (AFCS) for stabilization of helicopter flight dynamics is studied. Developed control techniques ensure stability of flight dynamics model where conventional control techniques were insufficient in SAS design.

The originality of helicopter flight dynamics model and control systems design are as follows: 1) Equivalent model of patented design of Tom Hanson that is integrated flexure and aerodynamic blade connected to the rotor hub so called soft in-plane rotor is developed by equalization of flexure bending to an offset hinge and equalization of flexure stiffness to a hinge spring. Based on the rotor model flapping and lagging motions of blade dynamics are solved analytically and substituted in to reduce degrees of freedom of nonlinear model, 2) Inflow ratio is written in terms of control inputs and solved together with thrust ratio in an iteration loop, 3) Defined eight state variables $[u\ w\ q\ \theta\ v\ p\ \phi\ r]$ and analytically solved rotor motion (β-flap,

ζ-lag) is a unique nonlinear helicopter flight dynamics model for the designed prototype, 4) Investigation of linear helicopter flight dynamics of prototype helicopter and transfer functions are formulated in terms of stability and control derivatives, 5) A new MIMO mathematical model is investigated for pilot, 6) For stabilization of rotorcraft modes single loop Developed SAS are proposed, 7) Adaptive to flight altitude and forward speed and excessive control free optimal AFCS are developed. As a summary, designed helicopter flight dynamics model, developed stability augmentation systems, automatic flight control systems, proposed new pilot model in the thesis are considered and investigated as MIMO systems.

For testing and verification of flight dynamics of modeled prototype rotorcraft is performed with Sikorsky Black Hawk UH-60A rotorcraft data for trim and stability analysis and simulations of flight dynamics. Obtained results are compared with Sikorsky helicopter model results and AEFA flight test data. Mathematical model of longitudinal flight dynamics obtained in this thesis have maximum 10% deviation comparison to Sikorsky model and flight test data results analyzed and tested in flight altitude of 5250 ft and 0-136 knots forward flight speed. Lateral flight dynamics are similar till 80 knots with 5% of maximum deviation. But for higher speeds, calculated results diverge form Sikorsky model and flight test data up to 20-30%. Therefore, nonlinear helicopter flight dynamics model is valid till 80 knots if small errors are neglected. The Differences in the nonlinear flight dynamics model are caused by inflow ratio model, modeling and solution techniques of flapping and lagging disk dynamics.

Developed pilot model and adaptive control laws force flight dynamics towards equilibrium point in finite time without applying excessive control and keep them near equilibrium point. Required correcting control forces for different flight regimes are performed only in 3-10 seconds. Time responses of closed-loop dynamic system show the effectiveness of proposed control laws.

This thesis includes wide and explanatory information with reference data for the designed rotorcraft. During preliminary and detailed designs period, developed software's and some important calculation and researches can be found in this study, as well, Moreover, gathered tips and suggestions in meetings and consultation form engineers of Turbomeca, a French turbo shaft engine manufacturer, and AVIA Engineering, a Russian control system designer and manufacturer, are cited in this thesis.

This thesis consists of 14 Chapters, References and Appendices.

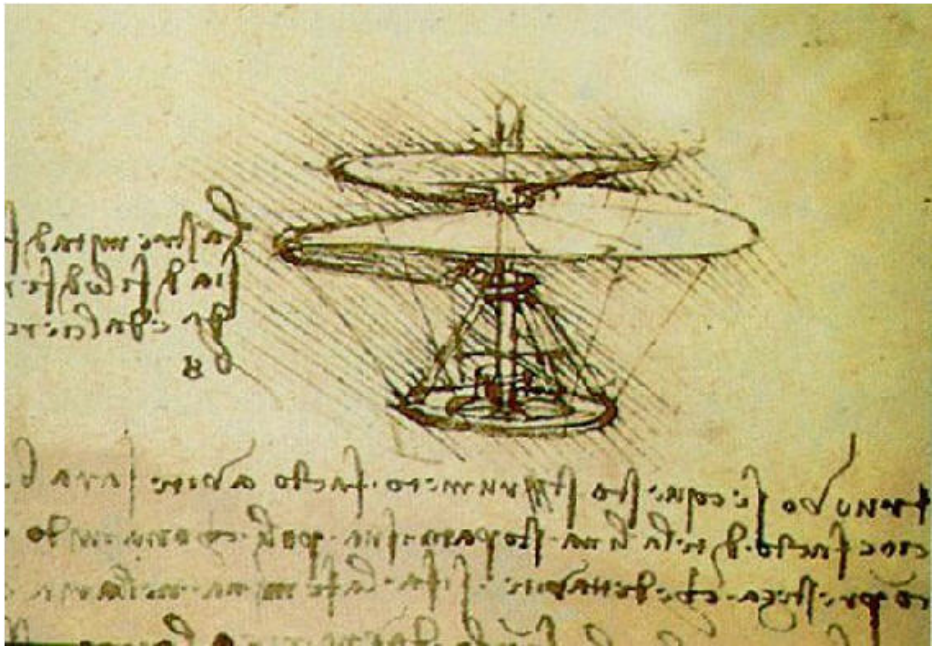
1. GİRİŞ

İnsanoğlu uçma hayalini gerçekleştirebilmek için pek çok yöntem aramıştır. Tarihte göze çarpan, Hazarfen Çelebi'nin Galata Kulesi'nden Üsküdar'a kadar kanatlı uçuşu gerçekleştirmiştir. Write kardeşler ise 1900 başlarında ilk uçak modelleriyle uçmayı becerebilmişlerdir. Bunların yanında rotorlu hava taşıtları için Da Vinci'nin gök vidası (bkz. Şekil 1.1) düşey uçuş kabiliyetini hedefleyen ilk uçan taşıt modeli olmasına rağmen uçma kabiliyetine sahip değildir. Da Vinci'nin modeli pek işe yaramasa da pek çok araştırmacının ve mucidin düşey uçuş konusundaki ufuklarını açmıştır. Havacılık ve aerodinamik konusundaki bilgi ve beceriler arttıkça, düşey uçuş yapma kapasitesine sahip olabilecek ilk kavramlar 19. yüzyılın sonları ile 20. yüzyılın başlarında ortaya çıkmıştır. Bir eksen etrafında dönen kanatlar yardımıyla düşey uçuşun gerçekleştirilebileceği düşünülerek, çeşitli modeller yapılmıştır. Düşey ve askı uçuşlarında başarı yakalanmakla birlikte ileri uçuştaki başarısızlıklar, Cierva'nın 1923 yılında menteşeli rotor sistemini geliştirmesi ve kendi oto cirolarında başarıyla kullanmasıyla aşılmıştır. Sikorsky, tek ana rotor ve kuyruk rotoru kavramıyla, etkin bir şekilde kullanılabilecek ilk helikopter olan R–4 modelinin seri imalatına 1941 yılında başlamıştır.

Sikorsky'nin R-4'ünden (bkz. Şekil 1.2) günümüze kadar pek çok helikopter geliştirilmiş ve imal edilmiştir. Helikopterleri uçaklardan ayıran en önemli özellik, düşey uçuş yapabilme kabiliyetleridir. Bu kabiliyet sayesinde, arama kurtarmadan yangın söndürmeye, emniyet ve askeri güçlerin operasyonlarından medyaya kadar pek çok sektörde faydalı olmaktadırlar. Ancak maalesef helikopterler, yüksek işletme maliyetleri ve satış fiyatları, aerodinamik ve geometrik limitleri nedeniyle uçakların gerisinde kalmışlardır.

Günümüzde helikopterlerin kullanımı halen kısıtlı olmakla birlikte genel olarak rotorlu uçakların geleceği oldukça parlak gözükmektedir. Son zamanlarda düşey uçuş kabiliyetine sahip araçların (VTOL), geliştirilmesi ve yeni kavramların ortaya konması hızla ilerlemektedir. Karayolu taşımacılığına alternatif olarak kişisel hava taşıtları, rotorlu uçak tasarımcılarının gelecek hedeflerinin başında gelmektedir.

Kapıdan kapıya kişisel taşıma kabiliyetine sahip kavramlar üzerindeki çalışmaların yakın gelecekte hayata geçirilmesi beklenmektedir. Bir diğer gelişme insansız hava araçlarında sivil ve askeri alanlarda çok geniş bir yelpazede kullanım alanı bulmaktadır. Bu nedenle otonom uçuş kabiliyetine sahip pek çok rotorlu hava aracı üzerinde çalışılmaktadır.



Şekil 1.1 : Leonardo Da Vinci'nin gök vidası [91].



Şekil 1.2 : Sikorsky R4 [92].

Helikopterler döner kanatlarını kullanarak taşıma, itki ve kontrol kuvvetlerini sağlayarak hava aracının yere göre ileri hıza gereksinim duyulmadan oluşturulan kuvvetlerle askıda kalabilen her hangi bir uçan makine şeklinde tanımlanabilir. Rotor veya rotorlardaki itki, dönen palalar üzerinde oluşan aerodinamik kaldırma kuvveti ile meydana gelmektedir. Rotoru döndürmek için, güç rotor şaftına motordan aktarılmalıdır. Dikey iniş-kalkış yapabilen (VTOL) hava araçlarına gereken güç miktarı, helikopterin kalkışı için gerekli olan güç ile karşılaştırıldığında helikopteri eşsiz kılar.

1.1 Literatür Taraması

Eğer geçmişte yapılan çalışmalar bakmaksızın bir işe girişilir ise, önceki araştırmacıların yaptığı hataları tekrarlama olasılığımız hayli yüksektir. Dolayısıyla iyi bir çalışma ortaya çıkarabilmek için evvelden yapılan temel nitelikli işleri irdelemek lazım. Bu manada ilk kaynaklar NACA/NASA'nın kütüphanesinden ulaşmak mümkündür. Bunlar kronolojik sıraya göre aşağıda verilmişlerdir.

Glauert ve Lock'un otojiro modelinin genişletilmiş hali sunulmuş olup deneysel sonuçlar ve hesaplanan değerler arasında yapılan karşılaştırmalardan birçok rotor parametresinin makul doğrulukla hesaplanabileceğini ifade edilmiştir [1].

Pala kesitinde hava akımı ve gerilme, tork, doğrusal burulmalı dikdörtgen palanın eksenel ve normal itki ve burulmasız konik pala için formüller elde edilmiştir [2]. Bu çalışmadaki teori otojirodan (autogiro) güç girişsiz helikoptere kadar döner kanatlı hava araçları tüm uçuş aşamalarını içermektedir. Yüksek ilerleme oranlarında elde edilen analitik ifadeler geçerliliğini yitirmekte olduğu belirtilmiş. Böylece dönen kanatlı hava araçları aerodinamiği hakkında katkı sağlamaktadır.

Bire bir ölçülerle rüzgâr tünelinde NACA 0009, 0012 ve 0018 kanat profillerinin karakteristiklerini belirlemek üzere testler yapılmıştır [3]. Değişik kanat ucu geometrisi için taşıma ve uç kayıp sonuçlar elde edilmiş ve her bir kanat kesiti için aerodinamik katsayıların değerleri hücum açısına göre çizdirilmiştir.

İleri uçuşta taşıma oluşturan rotorun karakteristiklerini belirlemek için basit teorik model sunulmuştur [4]. Çırpma dinamikleri, iç akış oranı, taşıma katsayısı, tork katsayısı ve taşıma sürükleme oranı için teorik olarak denklemler çıkartılmıştır. Tüm

katsayılar için çalışmanın sonunda uç kaybı, ilerleme oranı ve Lock numarasına göre denklemler verilmiştir.

NACA0009 kanat kesitinin aerodinamik karakteristiklerinin belirlenmesi için yapılan rüzgâr tüneli çalışma sonuçları sunulmuştur [5]. Kanada takılan kanatçıklar (flaplar) bağımsız ve kombinasyonlar halinde denenmiştir ve kuvvet ve moment katsayıları tablo ve grafikler halinde sunulmuştur.

Taşıma oluşturan rotor civarındaki tetiklenmiş hızın normal bileşenini üzerindeki daimi olmayan dairesel simetrik disk yüklemesinin etkilerini hali hazırdaki daimi disk yüklemesi hesaplamalarından faydalanılarak bir yöntem sunulmuştur [6]. Tetiklenmiş hızın normal bileşeni değişik iz açısına göre çizdirilmiştir. Ayrıca daimi yüklenmiş rotor düzlemindeki tetiklenmiş hızlar için kesin simetrik bağıntılar ve iz bölgesindeki tetiklenmiş hızların ışınsal yükleme dağılımı için bazı bağıntılar geliştirilmiştir.

Tanımlanan basit insan pilot-modeli için parametrelerin genişletilmiş Kalman filtresi ile kestirimi çalışılmıştır [7].

Helikopter ana rotoru için basitleştirilmiş analitik matematiksel model oluşturularak gerçek zamanlı pilot döngülü helikopter uçuş kaliteleri araştırılmıştır [8]. Rotor modeli açıkça uç-düzlem dinamiklerini ve birçok rotor tasarım parametrelerini ki bunlar çırpma menteşesi durdurucuları, çırpma menteşesi ofseti, pala Lock numarası ve yunuslama-çırpma etkileşimini içermektedir.

Beş helikopter için hava aracı özellikleri, kararlılık ve kontrol türevleri ile transfer fonksiyonları derlenmiştir. Bu helikopterler şöyledir: Hughes OH-6A, Boeing Vertol BO-105C, Bell AH-1G, Bell UH-1H, ve Sikorsky CH-53D'dir. Ayrıca çok döngülü kontrol kuralları kullanılarak tüm veriler analiz edilmiştir. Genel telafi edici kontrol geri beslemeleri önemli kullanım kalitesi özelliklerinin direk denenebilecek şekilde birbirine bağlı ilerlemesine-yanal-yönel denklemlere uygulanmıştır [9, 10].

Helikopterlerde çeviklik, kararlılık ve işlevsel güvenliği etkileyen dört ana rotor tasarım özelliklerinin çırpma dinamiklerine etkileri ele alınmıştır [11]. Çırpma dinamik modelleri oluşturulmuş ve karşılaştırılmalı grafikler, analiz ve benzetim sonuçları verilmiştir. Bu çalışma [8] devamı niteliğinde düşünülebilir.

Rotor aerodinamik ve dinamikleri için geniş kapsamlı analitik model oluşturulmuştur [12]. Bu çalışmada rotor modelinde yapısal analiz, ataletsel analiz, pala eğilme ve

burulma modları, aerodinamik analiz ve ortam çalışılmıştır. Rotor izi analizlerinde daimi olmayan iz ile tetiklenmiş hız ve serbest iz geometrisi ele alınmıştır. Hava aracı modelinde düzenin belirlenmesi, analizler ve dişli kutusu ile motor analizlerinde bahsedilmiştir. Rotorlu aracın hareketi için çözüm başlığı altında rotor hareketi ve yapının titreşimi, rotor performansı, yükleme ve gürültü, sürekli hal veya yavaş değişen hava aracı hareketi çalışılmıştır. Ayrıca aeroelastik kararlılık ele alınarak rotor, hava aracı, rotor ve hava aracının etkileşimi ve rotorun hareket denklemleri çıkarılmıştır. Son olarak lineer sistem analizleri yapılmıştır.

Tam belgelenmiş, operasyonel ve doğrulanmış mühendislik simülasyona uygun UH-60A Black Hawk (Kara Şahin) helikopter modeli eksiksiz sunulmuştur [13]. Bütün tasarım, aerodinamik, model veri ve parametreler, helikopterde kullanılan kontrol sistemlerin yapısı ve parametrelerine yer verilmiştir. Bu çalışmada iniş takımları, güç ünitesi, yer etkisi, güçlü ve ani rüzgâr modelleri de ayrıca sunulmuştur. Bu çalışma Sikorsky tarafından ABD ordusu ve NASA için yapılmıştır.

Pilotlu simülasyonlar için tek ana rotorlu helikopter için doğrusal olmayan matematiksel model oluşturulmuştur [14]. Ana rotorun oluşturduğu kuvvetler, momentler ve çırpma dinamikleri, kuyruk rotorunun oluşturduğu kuvvetler, momentler ve çırpma hareketi, yatay ve dikey kontrol yüzeyler ile gövdenin oluşturduğu kuvvetler ve momentler, devir regülâtörü, pilot köşkü kontrolleri ve döngüsel kontrol safhaları ile helikopter uçuş dinamiklerinin lineerleştirilmiş modeli AH-1G helikopter parametreleri ile birlikte çalışılmıştır. Ayrıca bu çalışma [8,11] devamı niteliğinde düşünülebilir.

Rus ve batı yapımı helikopterler tasarım bakımından motor gücü ve ağırlıklarına göre geniş bir bakış açısıyla karşılaştırılmıştır [15]. Bir sonraki adımda ağırlığın, bakımın ve önemli bileşenleri tasarım ölçütleri ele alınmıştır [16]. Bir önceki çalışma gibi araştırma konuları geniş olarak irdelenmiş veriler ve grafikler ile desteklenmiştir.

İleri uçuşta helikopter rotor izini genelleştirmek ve rotor yükleri ile performansını kestirebilmek üzere rotor izi deformasyonunun etkilerini göstermek için analitik inceleme yapılmıştır [17]. Test ölçümleri ve modeller karşılaştırmalı grafikler halinde sunulmuştur.

Daha evvel [14]'te ele alınan tek ana rotorlu helikopter matematiksel modelinin Sikorsky UH-60A helikopter modeline uyarlanması için UH-60A'ya özgü gövde

aerodinamiği, eğimli kuyruk rotor, değişken oturma açılı yatay dengeleyici ve yunuslama sapma eyleyicisi (pitch bias actuator, PBA) gibi gerekli değişiklikler yapılmıştır [18]. Hava aracının model parametreleri, gövde aerodinamik eğrileri sunulmuş ve kararlılık ile kontrol türevleri karşılaştırmalı verilmiştir.

Transmisyon tasarımında, dişli çark tipleri ve geometrisi, işlem ve üretimi, gerilme ve eğilme, ömür, yağlama, güç kayıp tahminleri geniş olarak ele alınmıştır [19] ve kapsamlı bir tasarım çalışmasıdır.

Gerçek zamanlı UH-60A Kara Şahin helikopter simülasyonu Sikorsky'nin genel helikopter matematiksel modeli ile uçuş test verileri ve Sikorsky'nin gerçek zamanlı olmayan bilgisayar programıyla karşılaştırılmıştır [20]. Ayrıca gerçek zamanlı programlama için gerekli teknikler de anlatılmıştır ve simülasyonların uçuş test verileriyle uyum içinde olduğu görülmüştür.

General Electric T700-GE-700 turbo şaft motorun yüksek doğruluklu gerçek zamanlı dijital simülasyonu hâlihazırdaki gerçek zamanlı rotor pala elemanı helikopter benzetimleri için geliştirilmiştir [21]. UH-60A Kara Şahin helikopterinde kullanılan yakıt kontrol sistemine dayanılarak bir kontrol sistem modeli de oluşturulmuştur. Üretici, test verilerinden ve uçuş testlerinden elde edilen birçok motor parametresi, lineer modeller, kontrol şemaları ayrıca geniş olarak yer almaktadır.

İnsan operatörün optimal kontrol modeline dayanan değiştirilmiş pilot modelinin bilgisayar tabanlı tasarımı ve analizi çalışılmış [22]. Kapalı çevrim geri besleme için pilotun birçok durum değişkenini görsel okuyabiliyor veya hissedebiliyor olarak kabul edilmiştir. Bu çalışmada pilot tek kontrol çıkışı için modellenmiş ve benzer tasarımlara sahip üç model ve ölçüm değerleri ile karşılaştırmalı verileri sunulmuştur.

Helikopter kullanma kalitelerin araştırılması yerde yapılan benzetimlerde gerçek helikopterin özellikleri araştırmanın frekans aralığı üzerinde yüksek doğrulukla ifade edilmesi gerekmektedir. Bu manada NASA Ames araştırma merkezinde UH-60A Kara Şahin helikopterini için yapılan deneysel çalışmalar hali hazırdaki helikopterin kapasitesini irdelenmiş, benzetimin doğruluğu arttıran metotlar geliştirilmiştir [23].

Genişletilmiş müşterek kontrol sistemi tasarımı başlığı altında gelişmiş pilot modeli ve geri beslemeli kontrol sistemi tasarımı sunulmuştur [24]. İfade edilmeli ki bu

çalışmadaki pilot modeli [22] ile benzer şekilde optimal kontrol teorisine dayanarak modellenmiştir.

Puma araştırma helikopterinin taşıma-çizgisi ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği metotlarının uçuş testi verileri ile karşılaştırılması geniş olarak işlenmiştir [25]. Bu çalışmada değişik pala tipleri için üç boyutlu taşıma grafikleri çıkartılmış ve pala kesitleri için basınç eğrileri genişlemesine irdelenmiştir.

Bir diğer temel kaynaklar ise yazılan kitaplar ve projenin alt yüklenici firmaların sağladığı katalog ve tasarım raporlarıdır. Bu tezin hazırlanmasında başvurulan kaynaklar aşağıdaki sıralanmıştır.

Optimal kontrol teorisi bu kaynak kitapta anlatılmıştır [26]. Durum geri beslemeli lineer kuadratik problemi ve takipçi tasarımları teorik olarak yeterince net anlatılmıştır.

Otomatik uçuş kontrol sistemleri başlığı altında hava aracının hareket denklemleri, kararlılık analizleri, bozucu etkiler, uçuş ve kullanım kaliteleri, kontrol tasarım metotları, kararlılık arttırıcı sistemler, yönelme kontrol sistemleri, uçuş yolu kontrol sistemleri, helikopter uçuş kontrol sistemleri, dijital kontrol konuları örnekler ile anlatılmış [27]. Birçok kontrol sistemi tasarımına yer verilmiştir. Helikopter uçuş dinamiklerinin kararlılık analizlerinde ve kararlılık arttırıcı sistemler ile otomatik uçuş kontrol sistemlerin tasarımında kaynak eser niteliğindedir.

Hava aracı kontrol ve benzetimi hakkında yazılan kitap doğrusal olmayan hareket denklemleri, trim hesabı, hava araçlarının kararlılığı, geleneksel kontrol teknikleri, modern kontrol teknikleri, dayanıklı kontrol ve çok değişkenli frekans-bölgesi teknikleri ve dijital kontrol teknikleri anlatılmıştır [28]. Ayrıca gözlem vektörü geri beslemeli lineer kuadratik probleminden de bahsedilmiştir.

“Dönen kanatların yapısal dinamiği ve aeroelastisite” başlıklı kitabın geniş içeriğinden bir kaçı ise gövde titreşimi, titreşim kontrol metotları, titreşim test işlemleri, kararlılık analiz yöntemleri, rotorların mekanik ve aeromekanik kararsızlıkları, rotorların düzensiz aerodinamik ve hasar verici çırpma(flutter) olayı, aeroelastik kararlılık için model rotor terslerine yer verilmiştir [29]. İfade edilmeli ki tasarım ve analiz için değerli bir kaynaktır.

Helikopter teorisi başlığı altında dikey uçuş, ileri uçuş, performans, tasarım, döner kanatların dinamik ve aerodinamiği, aeroelastisite, kararlılık ve kontrol, taşıma kaybı

(stall), gürültü geniş biçimde teorik anlatılmıştır [30]. Helikopter uçuş dinamiklerinin modellenmesi ve analizlerinde temel kaynak eser niteliğindedir.

Helikopter performans, kararlılık ve kontrol başlıklı kitabı askı hali, dikey ve ileri uçuş aerodinamiğini, performans analizini, rotor palaları için kanat profilleri, rotorun çırpma karakteristikleri, trim hesabı, kararlılık ve kontrol analizleri konularını ele almış ve geniş örnekler ile anlatmıştır [31]. Helikopter uçuş dinamiklerinin kararlılık analizlerinde ve kontrolünde temel kaynak eser niteliğindedir.

Bell 205 Helikopteri için yüksek mertebeli benzetim modeli ana rotor, kuyruk rotor, yatay dengeleyici ve dikey kanat, dengeleyici bar ve transmisyon modellenerek oluşturulmuştur [32]. Zaman ve frekans bölgesinde karşılaştırmalar yapılmış ve birkaç ileri uçuş hızı için trim değerleri tablolar halinde verilmiştir.

Elektromekanik, akışkanlar ve ısı geçiş kontrol sistemlerin modellenmesi, köklerin yer eğrisi tasarım ve analizi ile kontrol sistemlerin tasarımı, frekans tanım bölgesinde kontrol sistemlerin tasarımı, PID ve durum uzayında kontrol sistemleri anlatılmıştır [33].

Helikopter rotor göbeği tasarımı için el kitabı olarak değişik helikopter rotor göbek tasarımları ve analizleri ile esnek pala ve rotor göbeği tasarımına yer verilmiştir [34]. Prototip helikopter rotor göbeği ve pala tasarımı burada anlatılan esnek pala ve rotor göbeği ölçütleri ile tasarlanmıştır.

Helikopter uçuşu ve rotor sistemlerinin basit mekanikleri, dikey ve ileri uçuşta rotor aerodinamiği, dinamiği, performans analizi ve trim, uçuş dinamikleri ve kontrol, rotorun sebep verdiği titreşimler ve aeroelastik analizler “helikopter Dinamikleri” başlığı altında toplanmıştır [35].

Helikopter aerodinamiğini temel ilkeleri başlığı altında rotor aerodinamiğinin temel bilgileri pala elemanı analizi, dönen palanın hareketi, performans analizleri helikopterin aerodinamik tasarımı, rotor pala kesitlerinin aerodinamiği, düzensiz kesit davranışı, dinamik taşıma kaybı (stall), rotor izi, rotor gövde etkileşim aerodinamiği ve helikopter aerodinamiği için hesaplamalı yöntemler örnekler analizler ile geniş bir şekilde anlatılmıştır [36]. Helikopter uçuş dinamiklerinin modellenmesinde temel kaynak eser niteliğindedir.

Hava ve rotorlu araçların sistem tanımlama ve mühendislik yöntemler ile uçuş test örnekleri başlıklı kitapta sistem tanımlama, frekans yanıtları metodu, CIFER

yazılımı, zaman yanıtları verilenin toplanması, verilerin geçerliği ve tekrar oluşturulması, tek-girişli tek-çıkışlı frekans yanıtlı tanımlama teorisi, durum uzayında model tanımlama yer almaktadır [37]. Birçok örnek tasarım ve model örnekler ile anlatılmıştır.

Gaz jeneratörü hızına bağlı parametrik Arrius 2T turbo şaft motorunun lineer modeli ve elektronik kontrol ünitesi tasarımı verilmiştir [38]. Turbomeca tarafından üretilen Arrius 2T motorunun kurulum ve bakım kitabı [39] verilmiştir.

Prototip helikoptere ait döner tabla mekanizmasının tasarımı ve kuyruk rotorun kumanda tasarımına teknik resim çizimleri ve üç boyutlu modeller ile yer verilmiştir [40].

Normal bir insan başının dönüş açısı, el ile kolun dönüş açıları ve ulaşabileceği mesafeler ile değişik konumlarda uygulayabileceği kuvvetlerin araştırılması yapılmıştır [41].

Prototip helikopterin ana rotor göbeği ve palaları Tom Hanson tasarımı olup bu tasarımın helikopter uçuş kalitelerini arttırdığını onaylayan diğer bir araştırmacı Ray Prouty yazısına yer verilmiştir [42].

Ayrıca ROTAM'da yapılan araştırma ve geliştirme çalışmaları bu tezin oluşması ve formlaşmasında epey faydalı olmuştur. Bu süreçte onlarca rapor, bildiri ve birkaç yüksek lisans tezi hazırlanmıştır. Konu ile alakalı çalışmalar aşağıda özetlenmiştir.

Ticari hesaplamalı akışkanlar dinamiği yazılımı Fluent kullanılarak rotordaki akış çözümü eyleyici disk metodu ile sadece ana rotor ve gövdenin var olduğu kabul edilen prototip helikopter modeli için yapıldı [43]. Grafiksel analiz sonuçları geniş olarak sunulmuştur.

Prototip helikopter için asılı kalma ve ileri uçuş şartlarındaki aerodinamik incelemeler kapsamında, en iyi menzil ileri uçuş hali için eyleyici disk yöntemi kullanılarak rotor akışı dâhil edilmiş ve helikopter etrafında oluşan akım incelenmiştir [44].

Doğrusal olmayan helikopter uçuş dinamikleri Matlab-Simulink kullanılarak sendelemeli-göbekli (teetering-hub) rotorun çırpma dinamikleri, ana ve kuyruk rotorun aerodinamik ve dinamik modelleri, yatay dengeleyici, dikey kanat ve gövdenin aerodinamik modeli oluşturulmuş, trim analizi değişik uçuş şartları için

yapılmış, dinamik sistemin trim şartında zaman yanıtları elde edilmiş ve Matlab-Simulink bilgisayar modeli oluşturulmuştur [45]. Ayrıca doğrusal olmayan helikopter uçuş dinamikleri örnek Bell 205 helikopterinin askı hali çalışılmıştır [46]. Benzer şekilde ileri uçuş hali için de uçuş dinamikleri yine örnek Bell 205 helikopteri için çalışılmış ve 10m/s-60m/s ileri uçuş hızı aralığında analiz sonuçları ve grafikleri verilmiştir [47].

Prototip helikopter gövdesinin hesaplamalı akışkanlar dinamiği ile elde edilen aerodinamik katsayılarının hücum ve yana kayma açısına göre değişimi verilmiş ve ayrıca da yatay dengeleyici ile dikey kanat aerodinamik tasarımı bu çalışmada yapılmıştır [48].

Prototip helikopterin tabla mekanizması tasarımında düz uçuş halinde kontrol girişlerinin alacağı değerler hesaplanmış ve ön kıstaslar tavsiye edilmiştir [49].

Prototip helikopterin farklı uçuş seviyelerinde uçuş dinamiklerinin karakteristik modlarını incelemek üzere trim şartında kararlılık analizleri yapılmış ve kontrol girişlerine verilen bozucu etkileri görmek için doğrusal olmayan uçuş dinamiklerinin zaman yanıtları elde edilmiştir [50].

Prototip helikopterin deniz seviyesi, 2500ft, 5000ft uçuş irtifalarında lineer uçuş dinamikleri hesaplanmış ve sunulmuş, parametrik model için bir algoritma verişmiş ve simülatör yardımıyla gerçek zamanlı (real-time) benzetimde helikopterin pilot tarafından yönlendirilen kontrol komutları yanıtları elde edilmiştir [51].

Daha evvel [45, 46, 47] verilen doğrusal olmayan helikopter uçuş dinamik modeline dünya ve atmosfer modeli eklenerek iyileştirilmiş, Matlab-Simulink modelinin blok diyagramı sunulmuş, bir yüksek ileri uçuş hızı için de simülasyon yapılmış ve denge şartı için kontrol sistemi tasarlanmıştır [52].

Bu çalışmada helikopter ön tasarımı yazılımı ROTAP geliştirilmiştir [53]. Potansiyel müşterilerin beklentileri doğrultusunda tespit edilen tasarım isterleri programa girilerek optimum helikopter parametreleri hesaplanır. ROTAP helikopteri boyutlandırma ve ağırlık kestirimini, istatiksel verilerden elde edilmiş ampirik denklemler yardımı ile yapmaktadır. Geliştirilen bu yazılım helikopter ön tasarımı için gerekli ve kıymetli bir araçtır.

Bu çalışmada [51]'deki parametrik model algoritması kullanılarak deniz seviyesi ve 0-120 kts ileri uçuş hızı aralığında parametrik lineer uçuş dinamik modeli

oluşturulmuş ve bunun yanında optimal kontrol kuralının durum geri besleme katsayı matrisi de parametrik olarak hesaplanmıştır [54]. Helikopter uçuş dinamiklerinin kararlılığı incelenmiş ve dinamik sitemin zaman yanıtları elde edilmiştir. İfade edilmeli ki bu çalışma değişik uçuş koşullarına ayak uydurabilen otomatik uçuş kontrol sistemleri tasarımında temel kaynak niteliğindedir.

Prototip helikopterin askı halindeki ilerlemesine hareketin dinamik kararlılık analizleri yapılmış ve sonuçlar karşılaştırmalı olarak sunulmuştur [55]. Analizlerden helikopterin ilerlemesine hareketi kararsız yapı sergilemesine rağmen pilotun müdahale edecek vakti mevcut olduğu hesaplanmış ve helikopterin askıda tutunabileceği görülmüştür.

Prototip helikopter için değişik manevralarda kontrol girişlerine uygulanması gereken pilot kuvvetleri hesaplanmış ve tabla mekanizmasının kinematik analizi sunulmuştur [56].

Prototip helikopterin askı halindeki ilerlemesine hareketin dinamik kararlılık analizleri yapılmış ve sonuçlar karşılaştırmalı olarak sunulmuştur [57]. Analizlerden helikopterin ilerlemesine hareketi kararsız yapı sergilemesine rağmen pilotun müdahale edecek vakti mevcut olduğu hesaplanmış ve helikopterin askıda tutunabileceği görülmüştür.

UH-60A Kara Şahin helikopterinin Flight-Lab ile modellenmesi ve analizi yapılmıştır [58]. Modellenen helikopter uçuş dinamikleri yapılan karşılaştırılmalı benzetimlerde referans değerlere yakın hesaplanmıştır.

Bazı basit perçinli yapılar üzerinde testlerden ölçülen modal veriler yardımıyla, perçinli bağlantılar için lineer Sonlu Eleman (SE) modelleri elde edilmiş ve doğrulanmış perçin modeli başarıyla prototip helikopterin kuyruk konisi kesitine uygulanmıştır. Ayrıca çok detaylı testler gerçekleştirilmiş ve yapıyı çok iyi temsil eden bir SE modeli inşa edilmiştir. Bunlara ek olarak prototip helikopter gövdesinin dinamik yapısını belirlemek için titreşim testleri yapılarak elde edilen deneysel verilerden faydalanılarak helikopter gövdesinin bazı SE modelleri oluşturulmuştur [59].

MVEN tarafından tasarlanan prototip helikopter güç aktarma sisteminin modelleri oluşturularak ARMD yazılımı kullanılarak burulma titreşimleri analizi yapılmış oto

rotasyon hali düşünülmüş ve tasarımı iyileştirmek için tavsiyelerde bulunulmuştur [60].

Yataksız bir rotor test düzeneğinin hareket denklemleri Newton yaklaşımıyla türetilerek hava rezonansı açısından incelenmiştir [61]. Aerodinamik kuvvetlerin sistem davranışı üzerindeki etkisi de incelemeye dâhil edilmiştir.

Yer rezonansı, helikopter kızakları üzerinde yerde dururken rotorun düzlem-içi ileri-geri titreşim modunun, gövdenin yuvarlanma ve yunuslama moduyla bağlanması sonucu meydana gelen mekanik kökenli bir dinamik kararsızlık halidir. Başka bir ifadeyle, rotor kütle merkezinin gövdenin temel modlarını tahrik etmesiyle ortaya çıkan ve karşılıklı olarak her iki sistemin ataletsel etkileşimi sonucu oluşan kendini besleyen bir titreşimdir. Bu doğa olayı doğrultusunda prototip helikopterin yer rezonansı kararsızlığı incelenmiş, gövde moduna ve rotorun ileri-geri titreşim moduna karşılık gelen sönüm oranlarının çarpımı kritik bir değerin üzerinde getirilerek yer rezonansı sorunu giderilmiştir [62]. Bu çalışma analitik modeller ve analiz sonuçları ile desteklenmiştir.

Tasarlanan prototip helikopter ayrıntıları tanımlama dokümanı derlenmiştir [63]. Helikopterin özellikleri ve tasarlanan ve hazır alınan tüm sistemler ve alt sistemler ayrıntıyla ifade edilmiştir.

Prototip helikopterin askı halinde yanlamasına hareketin dinamik kararlılık analizleri yapılmış ve sonuçlar karşılaştırmalı sunulmuştur [64]. Analizlerden helikopterin yanlamasına hareketi kararlı yapı sergilediğini gözlenmiştir ve prototip helikopteri havada tutunarak askıda kalmaya kabil olduğu görülmüştür.

Tasarım çalışmaları esnasında 18.02.2007 tarihinde prototip helikopterin ağırlık merkezleri güncellenmiş, atalet momentleri ve çarpımları hesaplanmış, ayrıca mürettebat oturma düzenlerine ve de yakıt durumuna göre ağırlık merkezi zarfı hesabı gerçekleştirilmiş ve ek olarak MIL-STD-1374 kurallarına uygun tablo hazırlanmıştır [65]. Mürettebat oturma düzenlerine, bagaj konumuna ve de yakıt durumuna göre ağırlık merkezi zarfı hesabı 2.10.2007 tarihinde güncellenmiştir [66]. Helikopter bileşenlerinin tasarım ve imalat durumlarına göre atalet momentlerinin çıkarımı yapılmış ve 26.02.2008 tarihinde bileşenlerin ağırlıkları, ağırlık merkezi konumları ve ağırlık merkezi zarfları güncellenmiştir [67]. Helikoptere eklenen yeni bileşenlerin tasarım ve imalat bilgileri derlenmiştir ve 6.8.2008 tarihinde bileşenlerin

ağırlıkları, ağırlık merkezi konumları, kütle atalet momentleri ve çarpımları ile ağırlık merkezi zarfları güncellenmiştir [68].

Ön tasarım aşamasındaki karmaşık hava araçları modellerinin hızlıca değişik yüklemeler altında kütle atalet momentleri, çarpımları ve ağırlık merkezleri zarfını hesaplamak için geliştirilen yazılımın mantığı ve çalışma yöntemi tanıtılmış ve tasarım aşamasındaki prototip helikoptere ait bir uygulama örneği verilmiştir [69].

Hafif ticari helikopter için dinamik kararlılık analizleri ve askı halinde yer etkisi altında ve dışı için kontrol sistem tasarımı verilmiştir [70]. Helikopterin kararlılık ve kontrol türevleri Flight-Lab yazılımı kullanılarak elde edilmiş ve optimal kontrol teorisi ile askı halinde yer etkisi altında ve dışındaki durumlar için lineer kuadratik regülâtörler tasarlanmıştır.

Örnek bir helikopter için yunuslama dinamikleri modellenmiş ve kontrol sistemi tasarımına yer verilmiştir [71]. Tek girişli tek çıkışlı dinamik sistem için PD-kontrolörü ve çok girişli çok çıkışlı dinamik sistem için köklerin yerleşimi yöntemi kullanılarak durum geri beslemeli kontrol uygulanmıştır. Kapalı çevrim dinamik sistem zaman yanıtları elde edilmiştir.

Bu çalışmada UH-1H helikopteri için askı ve ileri uçuş için uçuş dinamikleri çalışılmış, modellenmiş ve zaman yanıtları elde edilmiştir [72].

Ayrıca literatürde mevcut birçok makale ve bildiri mevcuttur. Bu çalışmanın konusuna yakın veya değerli araştırmalar aşağıda sunulmuştur.

Helikopter uçuş kontrol sistemi tasarım ve ters kontrol tekniği çalışılmıştır [73]. Bilgisayar benzetimli yörüngeler kullanılarak aday kontrol kuralının hızlı değerlendirilmesini sağlayan uçuş kontrol sistemi tasarım yöntemi ele alınmıştır. İki adımlı yöntem öncelikle basit hava aracı için optimal yörüngeyi hesaplamakta ve daha sonra gerekli pilot kontrol girişini oluşturarak hava aracının bu yörüngede uçması sağlanmaktadır. Bu yöntem dış iticili muharebe helikopteri için belirgin ve belirgin olmayan model takip kontrol kuralı benzetimler ve karşılaştırmalar yapılarak izah edilmiştir.

Helikopter-motor bütünleşmiş kontrol sistemlerini iyileştirmek için bir yöntem çalışılmıştır [74]. Bu yöntem palanın döngüsel ve müşterek girişlerinin neden olduğu rotor hızı değişikliklerinin ilişkili olduğu transfer matrisine bir sınır belirlenmesi üzerinedir ve bu sınır tahrik kontrol sistemi tasarımcısı için helikopterin görev-seviye

performans amaçlarını içeren yeni bir tanımlamadır. Ayrıca örnek bir uygulama Black Hawk/T700 sistemi için zaman ve frekans tanım bölgelerinde çalışılmış, uçuş dinamiği ve kontrol matrisleri ayrıca verilmiştir.

Belirsiz helikopter uçuş dinamiği için nicelik (quantitative) geri besleme teorisi kullanılarak kontrol sistem tasarımı BO-105C helikopterinin ilerlemesine uçuş dinamiği için yapılmıştır [75]. Hava aracının belirsizliği 0-100kts arasında değişen hava hızın uçuş dinamiğine neden olduğu değişim olarak kabul edilmiştir ve açıklayıcı olsun diye rotor ve eyleyici dinamikleri ihmal edilmiştir. Tasarım örneğinde helikopter modelinde önemli belirsizliklerin varlığında uçuş kontrol sistemleri tasarlanırken kullanım kaliteleri kriteri ile nasıl birleştirilebileceğini göstermektedir. Ayrıca değişik uçuş hızları için helikopterinin uçuş dinamiği ve tasarlanan kompansatör ile filtre parametreleri verilmiştir.

Askı hali için katı cisim ve rotor durum geri besleme katsayıları helikopter uçuş kontrol sisteminin tasarımı analitik olarak pala elamanı, menteşeli rotor ve helikopter modeli üzerinde yapılmıştır [76]. Bu çalışmada yuvarlanma ve yunuslama değişimi dinamikleri bilindiği gibi birinci mertebeden olmayıp ikinci mertebe olarak sanki-statik (quasi-static) ve altı serbestlik dereceli modele bağlı olarak çalışılmıştır.

T700 turboşaft motorunun basitleştirilmiş dinamik modeli motorun normal çalışma aralığında geçerli olup durum uzayında tanımlanmış ve değişik çalışma şartları için benzetimler yapılmıştır [77].

Askı halindeki UH-60 helikopterinin uçuş test verilerinden ön dört serbestlik dereceli kararlılık türevi modeli frekans-cevap-hata tanımlama yöntemi kullanılarak elde edilmiştir [78]. Modelde katı cisim dinamiği, rotor çırpma ve gecikme dinamiği, ana rotor iç akışı, rotor PRM, motor/ekü dinamiği mevcuttur ve 0.1-20 rad/s frekans aralığında geçerlidir. Ayrıca, dinamik sistem ile parametreleri tanımlanmış ve frekans ile zaman tanım bölgesindeki uçuş yanıtları karşılaştırmalı verilmiştir.

UH-60 kara-şahin (Black Hawk) helikopterinin ileri uçuşta ADS-33C teknik şartına ve yapısal tekil değer (μ) analizi temeline bağlı dayanıklı çok-değişkenli helikopter kontrol sistemi sentezi ve analizi ele alınmıştır [79]. Birçok dayanıklı kontrolcü değişik yapılandırmayla en iyi kullanım kalitesi performansını veren belirlemek üzere oluşturulmuştur. Karşılaştırmalı sonuçlardan ideal model yapısıyla üç eksenli oran komutu en iyi sonuçları verildiği gösterilmiştir.

Tandem rotorlu helikoptere uygulanan yeniden ayarlanılabilir kontrol çalışması ele alınmıştır [80]. İki yeniden düzenlenebilir yöntem denenmiştir Bunlar kontrol katsayılarının çevrimiçi yeniden hesaplanması ve arıza halinde dahi kontrol gücünü tekrar dağıtılmasıyla telafinin sağlanmasıdır. Tüm şartlarda tekrar ayarlama ile helikopter kararlaştırılmıştır ve birçok uçuş kalitesi değerlendirilmesi yapılmıştır. Sonuç olarak kontrolün tekrar ayarlaması kısıtlar dâhilinde uygulanabilir.

Modifiye edilmiş kablo-iletimli-uçan NRC Bell 205 helikopterinin düşük mertebeli katı cisim dinamiği kullanılarak çok-değişkenli helikopter uçuş kontrol sistem tasarımı H_∞ optimizasyonu ile uçuş testleri askı hali ve düşük/orta uçuş hızlarında yapılmıştır [81]. Bu çalışma H_∞ optimal çok-değişkenli kontrolörün ilk başarılı uçuş testi olduğuna inanılmaktadır. Sekiz saatlik uçuş testinden toplanan verilerin özeti ve bazı kullanım kalitelerin değerlendirilmesi sunulmuştur.

Uçuş test verilerinden kullanılarak Yamaha R-MAX helikopterinin askı ve ileri uçuş dinamiğinin durum uzayı modelleri frekans tanım bölgesi sistem tanımlama yöntemiyle kontrol ve kararlılık katsayıları ve dinamik sistemin özdeğerleri elde edilmiştir. [82]. Verilen zaman yanıtı grafiklerinden görüldüğü gibi tanımlanmış modeller frekans ve zaman tanım bölgelerinde gayet iyi bir uyum göstermektedirler. Hava aracının zaman yanıtına 10-25 rad/s aralığında tanımlanan az sönümlü birbirine bağlı rotor-dengeleyici-gövde modelleri hâkimiyeti gözlenmiştir.

Pilotun uçuş yörüngesi tahmini ve görüş mesafesindeki objeler ile yeryüzü şekillerinden güvenli geçişi saylayacak gerekli kontrol girişlerinin uygulanması incelenmiş ve çalışılmıştır [83]. Elde edilen sonuçlar grafiksel gösterilmiş ve değişik görüş ortamları için önerilen model parametreleri sunulmuştur.

1.2 Çalışmanın Amacı

2000'li yılların başında Türkiye Cumhuriyeti (T.C.) Hükümeti, yerli kaynakların kullanılarak bir helikopter tasarımı ve imalatı için araştırmalara başlamış ve bu bağlamda Devlet Planlama Teşkilatı (DPT) HAGU projesi kapsamında takip eden beş yılda "Rotorlu Hava Araçları Mükemmeliyet Merkezi" kurulması amacıyla İstanbul Teknik Üniversitesi'nin (İTÜ) fonlanmasına karar vermiştir. İTÜ, kendi vizyonu ve misyonu ışığında DPT tarafından onaylanmış aşağıdaki proje ana hedeflerini teklif etmiştir.

İTÜ'nün hedefleri:

- Eğitim, araştırma ve endüstriyel uygulama becerileri,
- Uluslararası düzeyde bilgi birikimi.

Proje hedefleri:

- Rotorlu hava araçları mühendisliği alanında uygulama kabiliyetini geliştirmek,
- Yerel helikopter endüstrisine bilgi birikiminde katkıda bulunacak seviyede "bilgi ve teknoloji transferi" sağlamak,
- Yerel havacılık endüstrisinin kabiliyetleri üzerine veritabanı geliştirmek,
- Daha gelişmiş teknolojilere doğru yerel endüstriye destek ve cesaret sağlamak,
- Maksimum yerel iştirak ile bir hafif ticari prototip helikopter tasarlamak ve imal etmek,
- "Rotorlu Hava Araçları Mükemmeliyet Merkezi" kurulmasını ve "Helikopter Tasarımı ve İmalatı" yüksek lisans programı geliştirilmesini sağlamak,
- "Rotorlu Hava Araçları Bileşenleri Test Merkezi" kurmak.

Bu tezde yer alan çalışmalar İTÜ'nün hedeflerini tam manada karşılarken proje hedeflerini birkaç başlık dışında tümünü kapsamaktadır. Bu amaç doğrultusunda ROTAM tarafından projelendirip prototip olarak ilk kez üretilecek bir hafif ticari helikopter (İTÜ Hafif Ticari Helikopter, İTÜ-HTH, veya ITU Light Commercial Helicopter, ITU-LCH) yapımına 2003 yılı sonunda tasarım ofisi kurularak çalışmalara başlandı. Prototip helikopter uçuş dinamikleri modellenerek kararlılık analizlerinin yapılması, pilotlu helikopter uçuş testlerinin bilgisayar ortamında gerçekleştirilmesi tasarımın uçuş kalitesi ve kullanım kolaylığını arttıracaktır. Buna yönelik bu tezde yapılacak çalışmalar aşağıdaki gibi kısaca özetlenebilir.

- Aerodinamiği başlığı altında helikopterin askı hali, ileri uçuşu ve dikey uçuşu için momentum teorisi kullanılarak rotor iç akış oranı ve tetiklenmiş hız modellenecektir. Rotor disk aerodinamiği rotor dinamiğini tanımlamak için analitik olarak çözülecektir. Yanı sıra pala aerodinamiği çalışılarak pala ucu ve kökündeki kayıplar değerlendirilecektir. İleri uçuşta rotor diskinin gerileyen bölgesindeki ters akım modeli oluşturulacak ve rotor izi modellenecektir. Ayrıca hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerinden elde edilen gövde aerodinamik katsayılarından gövde modeli oluşturulacaktır.

Buna ek olarak yatay dengeleyici ve dikey kanat için seçilen kanat profillerin aerodinamik katsayılarından her iki kontrol yüzeyini aerodinamik modeli oluşturulacaktır.

- Rotor dinamiği başlığı altında üç değişik menteşeli rotor göbeği için çırpma hareketi ve gecikme hareketi analitik olarak çözülecek ve modellenecektir. Ayrıca çırpma ve gecikme dinamikleri çözülerek rotor diskinin dinamik denklemi oluşturulacak ve ters akım özellikleri dâhil edilecektir.
- Katı cisim dinamiği başlığı altında helikopterin altı serbestlik dereceli dinamik denklemleri yazılarak helikoptere etki eden kuvvetler ve momentler sonucunda çizgisel hızlar, ivmeler ve konum bilgisi ile açısal hızlar, ivmeler ve yönelme açıları hava aracının ağırlığı ve ataletlerine bağlı hesaplanacaktır. Ayrıca Aircraft Inertia yazılımı tanıtılarak değişik yüklemeler altında prototip helikopterin ağırlık merkezi, atalet momentleri ve çarpımları hesaplanacaktır.
- Performans analizleri momentum teorisine bağlı kalınarak kuvvetin dengesi prensibi ile değişik uçuş irtifası ve ileri uçuş hızları için analizler gerçekleştirilecek. Prototip helikopter için tırmanma oranı, tavan irtifa, azami ve asgari hızın belirlenmesi, azami menzil ve uçuş süresi ve yer etkisindeki rotorun güç gereksinimi çalışılacaktır.
- Turbomeca Arrius 2T turboşaft motoru üretici firma tarafından sağlanan parametreler ile modellenecek ve pilotlu kapalı çevrim simülasyonları yapılacaktır. Ayrıca yine üretici tarafından tasarlanan elektronik kontrol ünitesi (ECU) dâhil edilerek motor-ECU-helikopter kapalı çevrim kontrol sistemi de sınanacaktır.
- Prototip helikopterin ana rotor, kuyruk rotoru, yatay dengeleyici, dikey kanat, gövde, altı serbestlik dereceli katı cisim dinamikleri, kontrol sistemi ve tabla mekanizması, güç ünitesi ve aktarma organları gibi alt sistemler hesaba katılarak entegreli bir doğrusal olmayan uçuş dinamikleri modeli oluşturulacaktır.
- İleri uçuş hali için dinamik denge (trim) analizi yapılacaktır. İfade edilmeli ki bu analiz doğrusal olmayan uçuş dinamiklerinin lineerleştirilmesi ve sonrasında kararlılık analizlerin yapılması için gereklidir.

- Doğrusal olmayan uçuş dinamikleri lineerleştirilerek kararlılık ve kontrol türevleri şeklinde yazılacaktır. Ayrıca transfer fonksiyonları analitik hesaplanarak yine kararlılık ve kontrol türevleri cinsinden verilecektir.
- Kararlılık analizleri başlığı altında lineer uçuş dinamiklerinin ilerlemesine ve yanlamasına hareket olarak ikiye ayrılarak hem özdeler analizi hem de dinamik kararlılık analizi gerçekleştirilecektir.
- Pilotlu uçuş için tek-girişli tek-çıkışlı dinamik sistem için pilot modeli ve optimal kontrol ve gözlemleyici teorisine dayanan çok-girişli çok-çıkışlı değişkenlere sahip pilot modeli oluşturularak helikopter uçuş dinamiklerinin kararlılığı sağlanacak,
- Prototip helikopterin kararlılık analizleri sonucunda belirlenen kararsız modları ele alınarak kararlılık arttırıcı sistemler ve talep edilen uçuş şartlarında otomatik uçuş kontrol sistemleri tasarlanacaktır.
- Ayrıca modellenen prototip helikopter uçuş dinamik modeli ve alt sistemleri diğer yazılım, araçlar ve literatürdeki bazı çalışmalar ile karşılaştırılması yapılacaktır.
- Yukarıda yer alan tüm maddelerdeki modelleme, analiz ve sonuçların gösterimi Matlab-Simulink kullanılarak yapılacaktır. Ayrıca gelişmiş helikopter modelleme yazılımı Flight-Lab kullanılarak modellenen helikopter karşılaştırılacaktır.

Elde edilecek helikopter uçuş dinamiği modelleri ileriki çalışmalarda kararlılık ve performans analizlerinde kullanılması, kararlılık arttırıcı sistemler veya otomatik uçuş kontrol sistemlerin geliştirilmesinde ve bu çalışmada yer almayan fakat ileride yapılabilecek diğer analiz ve araştırmalarda kullanılması planlanmaktadır.

ROTAM kolektifinde yaklaşık beş buçuk sene, Kasım 2003 - Mayıs 2009 döneminde Prof. Dr. Levent Güvenç yönetiminde ve Prof. Dr. Elbrus Caferov danışmanlığında Kontrol ve Kararlılık Grubu'nda araştırma mühendisi statüsünde görev alarak araştırma projesinin çeşitli olanaklarını kullandım ve dolayısıyla belki de bu tez çalışması helikopter uçuş dinamiği modelleri, analizleri ve benzetimleri başlıkları altındaki çalışmalar daha kapsamlı ele alınmış ve ortaya konulmuştur. Bundan dolayı

ROTAM araştırma merkezinde bu imkânı sağlayan çalışma arkadaşlarım ve hocalarıma teşekkürlerimi bildirmek zorundayım.

1.3 Helikopter ile Kolay Uçmak

Prototip helikopterin dört palalı rotor tasarımı Tom Hanson'nın üç palalı tasarımı baz alınarak modellenmiş ve üretilmiştir. Tom Hanson'ın tasarladığı rotor modelinde "oto-trim" sağladığından helikopter ile kolay uçuş öngörmüştür [42]. Ray Prouty'nin Vertiflite 2006 bahar sayısında yayınlanan mektubu, uçuş kalitelerini arttırmak için daha fazla dikkat edilmesini tavsiye etmiştir. Bu mektubun Türkçe metni Tom Hanson konseptinin onaylandığından dolayı bu çalışmada Türkçe metninin sunulması uygun görülmüştür.

1950 yılında, Lockheed'in Kolay Uçabilen Helikopteri, CL-475'i (Kaliforniya Lockheed Tesisinde ki 475. ön proje çalışması) tasarlayan küçük bir mühendis grubunun bir üyesi olduğundan beri Tom Hanson'un bu konuya özel bir ilgisi varmış. Bu helikopter Şekil 1.3'te gösterilmiştir.

Bu hava aracının çok iyi kararlı olmasının sırrı, hafifçe ileriye doğru alınmış rotor palalarının bir cayro ile iç içe geçmesidir. Cayro tasarımı, Bell ve Hiller'ın eskiden kullandıklarından çok farklı değildir, fakat sendelemeli (teetering) bir menteşe yerine menteşesiz pala kullanımı büyük bir farklılık yaratmıştır. (Not: Bu sistem hakkında önceki bakış açısı, onu bir rijit rotor olarak kabul etmiştir, fakat palaların biraz esnekliği vardır). Günümüzde, geniş etkin menteşe ofseti ile ona menteşesiz (hingeless) rotor diyoruz. BO–105 ve sonraki benzer helikopterler gibi.

Askıda kalma karakteristiklerinin analizi, negatif sönümlü, uzun-periyotlu salınımlardan ziyade yüksek sönümlü, kısa periyotlu salınımları ortaya çıkarmıştır. Günümüzde, öğrenci pilotların uçuş esnasında bununla yaşamaları ve öğrenmeleri için çeşitli zamanlarda deneme yanılma yöntemleri gerektirir. Helikopter deneyimi olmayan pilotlar, birkaç dakikalık oryantasyondan sonra CL-475 ile uçabilirler.

Bu helikopterin kontrol sistemi, yayları kapsayan kontrol çubukları hariç geleneksel bir helikoptere benzemektedir. Tabla asamblesine (swashplate) bağlı cayrodan dolayı olan bu benzerlik, döngüsel kontrol (cyclic pitch) üretmek için eksen açıklığı olan bir kuvvet ile sağlanmak zorundadır. Cayrodan ötürü, tabla asamblesinin yanıtı girişten 90 derece sonra etkisini gösterir. Pilotun isteği üzerine, döngüsel kontrol vermek için

cayro eksenden saptığında levyenin eski hale gelmesiyle oluşan yay kuvvetiyle rahatlamıştır ve cayro yeni pozisyonunda kalmıştır. (Bu durum, CL-475'in ilerlemesine levyenin trim pozisyonunda gösterildiği gibi "hız kararlılığı" hissi yoktur. Lockheed helikopterlerinin sonraki modelleri, bu kısa gelişi düzeltmek için aşağı bir yük taşıyan yatay dengeleyici kullanmıştır.



Şekil 1.3 : Lockheed CL-475'in uçuşu 1962 [42].

Çizelge 1.1 : CL-475 Genel özellikler.

Özellikler	Değeri - birim
Rotor Çapı	9.75 m (32 ft)
Uzunluk	4.88 m (16 ft)
Yükseklik	2.82 m (9 ft 3 in)
Boş Ağırlığı	737 kg (1,625 lb)

İleriye doğru alınmış rotorun palalarından dolayı oluşan kanat çırpma (feathering) momenti, palaların yunuslama hareketi esnasında cayroya uygulanır, dolayısıyla palaya moment etki etmeden sistem çalışır. Fakat gövde üzerine aerodinamik yunuslama momenti veya ağırlık merkezi ofseti gibi şeylerin dengesi için eğer bazı flap girişleri gerekli olursa, pilot yunuslayan palalardan gelen geri besleme momentine karşı döngüsel kontrolü tutmak için cayroya uygulanan yeterli kuvvet ile kontrol sistemindeki yayı kullanarak trim edebilir.

Ayrıca, cayro kararlılık için kullanılmıştır. Eğer dış kaynaklı bir bozucudan dolayı helikopter yunuslama ve yuvarlanma hareketi yaparsa cayro yatayda sabit kalmak

isteyecektir. Bu durum, uç yörünge düzlemini cayro ile paralel konuma getiren döngüsel giriş ile sonuçlanan mil ile cayro arasında konum değişimine neden olur. Böylece altındaki gövde kararlılığı sağlar. Şekil 3'te basit bir analoji (benzerlik) gösterilmiştir.

Burada, "evet-fakat" düşüncesinin oluştuğu görülür. Pilot levyeyi tutarken, cayro yerinde durduğunda hareket eden mil cayronun sabit pozisyonunu boşluktan ayırmak için cayroyu zorlaması sonucunda yay kuvveti oluşur. Bunun üstesinden pozitif her yayın yanına negatif bir yayın konmasıyla gelinir. Ön yükü ile negatif yay, konumlu anahtar ile ışıklı düğmeye daha da benzemiştir. İki yayın sonucunda cayro karşıt kuvvete maruz kalmamaktadır ve dengeleme esnasında doğru işleri yapmak için serbesttir. Fakat pilot levyeyi hareket ettirdiğinde cayro pilotun emirlerine uymaktadır.

Cl-475 gizlice geliştirildi ve Edwards Hava Üssü yakınındaki kuru bir gölün uzak köşesinde test edildi. Lockheed'in o sırada elinde helikopter pilotu yoktu, bu yüzden test için bir zirai uçak pilotu ile kontrat yapıldı. Hava üssünden epey uzakta, ihtiyati bir iniş esnasında bir gün motor problemi ortaya çıkınca pilotun yapılacak bir işi vardı, o da ayrılmaktı. Helikopteri üsse geri çekmek yerine motor problemi halledildi ve uçak pilotu olan fakat helikopterle tanışmamış Lockheed mekanikleri, araca bindi ve uçurarak geri getirdi.

Projenin üzerinden yıllar geçtikten sonra ve sırlar azaldığında FAA'dan pilotlar ve askeri yetkililer bunu değerlendirmek için danıştı. Danışanlar ve " Bana ihtiyacı olan özel veya genel herhangi bir kuşunuz var mı?" diye söyleyen kaptan Army dâhil hepsi, iyi uçuş kalitesinden etkilendi.

Bu durum, pilot ego hakkında soruşturma doğurdu. Bir kere pilot zor uçan helikopteri askıda tutmasını öğrenirse, kolay uçan helikopteri çalıştırmak için fazla motivasyona ihtiyacı duymayacaktır. Bu olay bir bisikletçiye üç tekerlekli bisiklet kullanmayı öğretmek gibidir.

1.4 Helikopter Tipleri

Rotorlarının sayısı, tipi ve dizilişlerine göre pek çok helikopter (Rotorlu uçak) biçimi mevcuttur, her birinin avantaj ve dezavantajları olduğundan ideal helikopter biçiminden bahsetmek mümkün değildir. Tasarımcı, tasarım isterlerine en uygun,

öngörülen görevleri en iyi ve en başarılı şekilde gerçekleştirebilecek helikopter biçimini kavramsal tasarım aşamasında belirler. En çok, tek ana rotorlu, eş eksenli rotorlu ve ardışık rotorlu helikopter biçimleri kullanılmaktadır.



Şekil 1.4 : Tek ana rotorlu helikopter, Sikorsky S-92 [84].

1.4.1 Tek ana rotorlu helikopter

Tek ana rotorlu helikopterler en çok tercih edilen helikopter biçimlerindendir (bkz. Şekil 1.4). Taşıma tek bir ana rotordan karşılanmaktadır. Ana rotorun karşı torku ise kuyruk bölgesinde yer alan kuyruk karşı tork sistemi tarafından karşılanır. Askı performansı ve düşük hızlardaki manevra kabiliyeti ile kararlı yapıları avantajlarıdır. Tek ana rotorlu helikopterlerde değişik kuyruk karşı tork sistemi kullanılmaktadır. Bunlardan üç tip aşağıda açıklanmıştır.

1.4.1.1 Konvansiyonel Kuyruk Rotorları

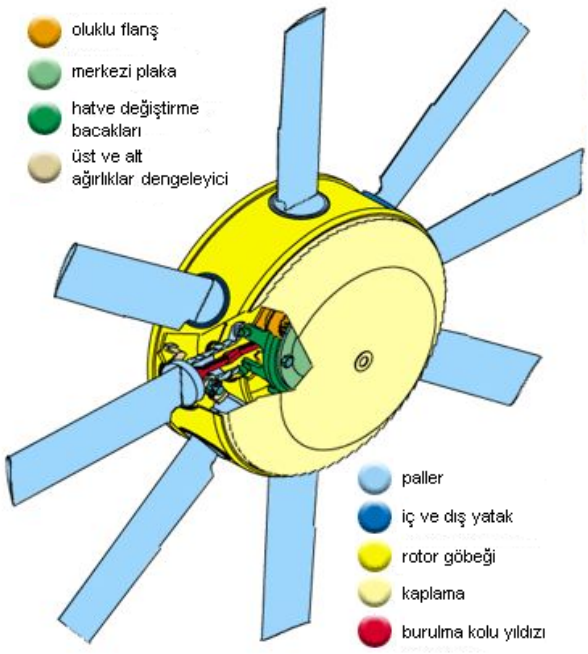
En çok kullanılan karşı tork sistemleridir. Basit hafif ve ucuz sistemlerdir. Pedal giriş kontrolü palaların hatve açısını değiştirerek istenilen aerodinamik kuvvet ve dolayısıyla karşı tork oluşturulmaktadır. Bu tip kuyruk rotoruna örnek Şekil 1.4'teki Sikorsky S-92 gösterilebilir.

1.4.1.2 Fan Kuyruk Rotorları

Daha düşük güç gereksinimleri vardır, daha sessiz ve emniyetlidirler. Bu yüzden Eurocopter EC-130B-4 helikopterinde fan kuyruk rotoru kullanılmıştır (bkz. Şekil 1.5). Kuyruk fanının şematik resmi Şekil 1.6'da gösterilmiştir.



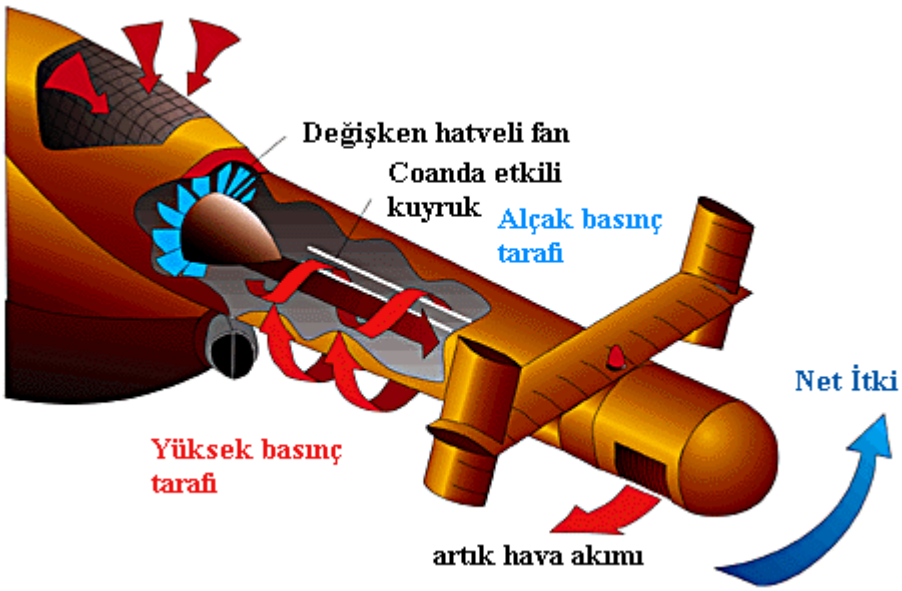
Şekil 1.5 : EC-130B-4 helikopteri [85].



Şekil 1.6 : Fan rotoru şematik resmi [86].

1.4.1.3 NOTAR Kuyruklar

Kuyruk silindiri içerisinden geçen dönen hava akımı, silindir yanlarından dışarı çıkarken rotor aşağı akımı ile karşılaşır Koanda etkisi sayesinde silindir üzerinde dağılı bir karşı tork yükü oluşur (bkz Şekil 1.7). Oldukça sessiz ve emniyetli sistemlerdir. Bu tip kuyruk rotoruna örnek MD Explorer gösterilebilir, Şekil 1.8.



Şekil 1.7 : NOTOR kuyrukların şematik çalışma prensibi [87].



Şekil 1.8 : Notar kuyruklu MD Explorer [88].

1.4.2 Ardışık rotorlu helikopterler

Ardışık rotorlu helikopterlerde motor gücünün tamamının taşıma için kullanılması mümkündür çünkü ters istikamette dönen rotorlar karşı torka ihtiyaç duymazlar. Böylece motor gücünün %10 – 20'sinin karşı torka harcanması gerekmez. Bu yüzden ardışık rotorlar ağır nakliye için tercih edilirler. Ağırlık merkezi müsaade edilebilir değişim aralığı fazla olduğundan, harici yük taşıma kabiliyetleri yüksektir. Çift rotoru olduğundan göreceli olarak tek ana rotora göre daha küçük rotorlara sahip olabilir. Bu da, daha yüksek rotor devrinde çalışma olanağı sağlar ki böylece, rotor-motor arasındaki redüksiyon oranını azalır. Sonuç olarak transmisyon ağırlığı azalır. Ancak ardışık rotorların en büyük dezavantajı, uzun gövdeleri ve ardışık rotorları nedeniyle, yan rüzgârlara hassas olmaları, ve sapma kararlılıklarının düşük olmasıdır. Kararlılığı arttırmada etkili olan kuyruk rotorlarının olmaması nedeniyle, yüksek hızlardaki uçuşlar için otomatik kontrol sistemlerine ihtiyaç duyarlar. Rotorların konumları nedeniyle büyük ve ağırdırlar. Ardışık rotorlu helikopterlere Boeing üretimi olan Chinook C-47 gösterilebilir (bkz. Şekil 1.9).



Şekil 1.9 : Ardışık rotorlu helikopter, Chinook C-47 [89].

1.4.3 Eş Eksenli Rotorlu Helikopter

Aynı mil ekseninde üst üste yerleştirilmiş iki rotordan oluşurlar (Şekil 1.8). Ardışık rotorlara benzer olarak, eş eksenli rotorlarda alt ve üstteki rotorlar aksi yönlerde dönerek birbirlerinin yarattığı torkları karşılarlar. Bu yüzden ayrıca bir karşı tork sistemine ihtiyaç duymazlar. Böylece motor gücünün tamamı taşıma için harcanabilir. Tek ana rotorlarla kıyaslandığında, motor gücünün verimli kullanımı, düşük yapısal ağırlık, yer emniyeti ve ebatsal olarak derli toplu olmaları, eş eksenli rotorların avantajları şeklinde sıralanabilir. Dezavantajları ise, çok kötü oto rotasyon kabiliyeti, kontrol zorluğu ve özellikle yüksek disk yüklemelerindeki aerodinamik verimsizliği olarak sıralanabilir. Bu tür rotor sistemlerin tasarım ve üretim kabiliyeti Rusların elindedir. Eş eksen rotorlu Kamov Ka-32T helikopteri Şekil 1.10'da gösterilmiştir.

Yukarıdaki helikopter biçimlerinin haricinde eğilebilir rotorlar (tilt rotor), birbiri içine geçen (intermeshing) rotorlar gibi başka helikopter biçimleri de vardır.



Şekil 1.10 : Eş eksen rotorlu helikopter, Kamov Ka-32T [90].

2. İTÜ-HAFİF TİCARİ HELİKOPTER

İTÜ – ROTAM Merkezinde Kontrol ve Kararlılık grubunda araştırma mühendisi olarak çalıştığım beş buçuk yıl süresince prototip helikopterin ön tasarım ve detaylı tasarım süreçlerinde bulundum. Bu başlık altında prototip helikopter hakkında kaynak niteliğinde kapsamlı bilgi ve tasarımın modelleri sunulmuş [63] ve bu başlık altında ayrıntılı olarak sunulmuştur.

Prototip helikopter beş yolculu, tek pilotlu, tek motorlu geleneksel bir helikopter olarak tasarlanmıştır. Diğer kabiliyetler ise emniyet, ödenebilirlik, düşük gürültü seviyesi, yüksek güvenilirlik, düşük bakım maliyeti olarak ifade edilebilir. Ana rotorun ön tasarım aşamasında aşağıdaki özelliklere sahip olması tasarlanmıştır:

- Yüksek Anadolu Platosu'nda yüksek irtifa işletim kabiliyeti
- Yataksız, tam kompozit palalar
- Düşük rotor RPM ile uç hızı, böylece düşük gürültü seviyesi
- Düşük disk yüklemesi ve görece düşük güç gereksinimi

Dolayısıyla prototip helikopter, farklı öz görev profilleri için askı durumu, düşük hızda gezinme ve uzun menzil seyir gibi çok yönlü işlevleri gerçekleştirebilecek şekilde tasarlanmıştır ve Çizelge 2.1'de tüm uygulamaları özetlenmiştir.

Çizelge 2.1 : İTÜ-Hafif Ticari Helikopterin işlevleri [63].

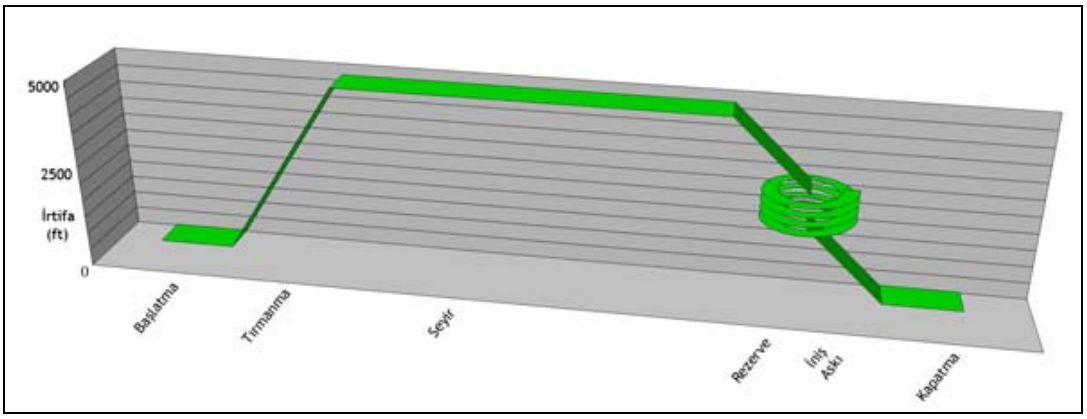
Özel Seyahat Uygulamaları	**Ticari Uygulamalar**
• Şehir içi taşımacılığı • İş seyahatleri • Uzun mesafe taşımacılık • Eğlence, spor ve hobi	• Medya / trafik • Hava taksi • Tarım / çiftçilik / hayvancılık • Keşif turları • Hızlı paket gönderimi • Kıyı şeridi için yağ donanımı taşımacılığı
Kamu uygulamaları	**Şirket Uygulamaları**
• Acil tıp hizmetleri / ambulans • Kanun uygulamaları • Yangın / kurtarma • Çok amaçlı askeri / keşif	• Şirket taşımacılığı • Personel taşıma hizmeti • Feribot hizmeti

2.1 Helikopterin Genel Özellikleri ve Boyutları

Prototip helikopterin tasarım isterleri Çizelge 2.2'de özetlenmiştir. Çizelge 2.2'deki tasarım isterleri için Şekil 2.1'deki özgörev profili oluşturulmuştur. Bu özgörev profilinin özel bölümleri Çizelge 2.3'te gösterilmiştir ve özgörevin bölümleri özetle Çizelge 2.3'te anlatılmıştır.

Çizelge 2.2 : Tasarım isterleri [63].

Tasarım İsteri	Talep edilen
Askı Durumu	10000 ft = 3000 m @ ISA+20^{0}C (36^{0}F)
İleri Uçuş Hızı	RFP > 120 knots @ SLS
Rotor Palası Kesitleri	Ana Rotor Kanat Profili: NACA 0015
	Kuyruk Rotoru Kanat Profili: VR7
Ana Rotor Disk Yüklemesi (DL)	209 N/m^2 (4,37 lb/ft^2)
Katılık Oranı (σ)	0,0534
Ana Rotor Uç Hızı	183 m/s (600 ft/s)
Kuyruk Rotoru Uç Hızı	213 m/s (699 ft/s)
Paralı Yük	700 kg (1540 lb)



Şekil 2.1 : Özgörev profili [63].

Çizelge 2.3 : Görev bölümleri [63].

Bölüm	**Açıklama**	**Özgörev Tanımı**	**Zaman (dakika)**	**İrtifa (ft - m)**	**Sıcaklık (^{0}F – ^{0}C)**
1	Isınma - Taksi	Isınma	3	0	95 – 35
2	Kalkış / Askı	Kalkış - Tırmanma	2	2500 - 762	86 – 30
3	Seyir	Seyir	200	5000 - 1524	77 – 25
4	İniş / Askı	Alçalma	2	2500 - 762	86 – 30
5	Taksi / Kapatma	İniş - Kapatma	3	0	95 - 35

Prototip helikopterin genel boyut ölçüleri Çizelge 2.4'te verilmiştir. Helikopterin ön tasarımı aşamasında belirlenen muhtemel ağırlık dağılımları da Çizelge 2.5'te tasarım ön kriteri olarak öngörülmüştür. Daha detaylı ve geniş açıklamalı alt bileşenler Bölüm 2.19'da, hesaplama yöntemi ve tekniği ise Bölüm 5.6'da ayrıca ele alınıp anlatılmıştır.

Çizelge 2.4 : Genel boyutlar [63].

Genel Boyutlar		
Gövde	Uzunluk	10,35 m
	Genişlik	1,65 m
	Yükseklik	3,60 m
	Yerden Yükseklik	0,60 m
İniş Takımı	Genişlik	2,00 m
Bütün Boyutlar	Rotor Çapı	10,97 m
	Uzunluk (Rotor ile Birlikte)	12,70 m

Çizelge 2.5 : Ağırlık bilgileri [63].

Tanımlar	Ağırlık (N)
Boş Ağırlık	9908
Mürettebat	883
Yolcular	353
Bagaj	2260
Kullanılabilir Yakıt	3302
Azami Kalkış Ağırlığı	19885

Prototip helikopterin alt sistemlerinden ana ve kuyruk rotorlarının özellikleri Çizelge 2.6'da verilmiştir. Ayrıca ana rotor palasının istasyonlara bağlı burulma açısı değişimi Şekil 7.2'de ayrıntılı gösterilmiştir.

Prototip helikopterin üç görünüşü ve küçük bir perspektif resmi Şekil 2.2'de verilmiştir. Şekilde gösterilen helikopterin kaba ölçüleri Çizelge 2.4 ile uyumludur. Prototip helikopter poster resmi ise tam sayfa Şekil 2.3'te verilmiştir.

Prototip helikopterin alt sistemlerinden dikey kanat ve yatay dengeleyicinin özellikleri de Çizelge 2.7 ile 2.8'de sırasıyla verilmişlerdir. Yapılan duyarlılık analizlerinde yatay dengeleyicinin kararlılığa etkisi çok az olduğu görülmüş fakat gövdenin yunuslama açısına etkisi yani uçuş konforunu etkilediği görülmüştür. İfade edilmeli ki yatay dengeleyicini ve dikey kanadın tasarımları, konumları ve oturma

açıları ROTAM Aerodinamik grubu tarafından belirlendiğinden dolayı kontrol yüzeyleri kuyruk konisine sabit monte edilmişlerdir.

Çizelge 2.6 : Rotor verileri [63].

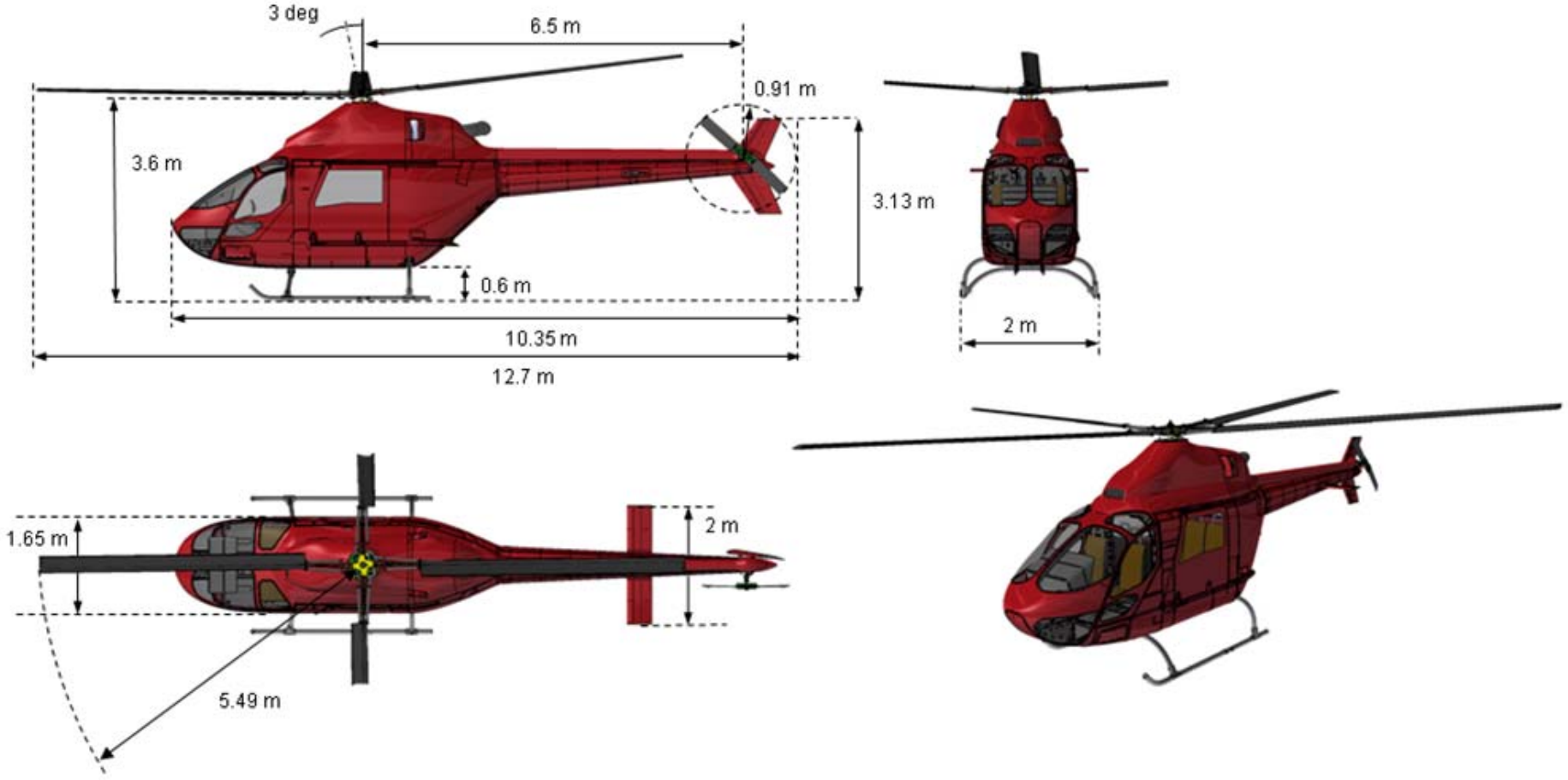
Parametreler	**Ana**		**Kuyruk**	
Pala sayısı	4		2	
Yarıçap	5,486 m	18,0 ft	0,914 m	3,0 ft
Veter Uzunluğu	0,2794 m	11 in	0,183 m	0,6 ft
Uç Hızı	183 m/s	600 ft/s	213 m/s	699 ft/s
Katılık Oranı	0,065		0,127	
Süpürme Açısı (derece)	-1,6		0	
Şaft Eğiklik Açısı (derece)	3		0	
Rotor Açısal Hızı (RPM)	318		2226	
Burulma Açısı (derece)	-10,0		-10,0	
Uç Kayıpları	0,97		0,92	
Kanat Profili	NACA 0015		VR7	
Güç Yüklemesi (lb/hp)	6,65			
CT/σ (İtki Katsayısı/Katılık Oranı)	0,079			
Pala Yüklemesi (N/m^2)	3960 (82,7 lb/ft^2)			

Çizelge 2.7 : Dikey kanat geometrik verileri [63].

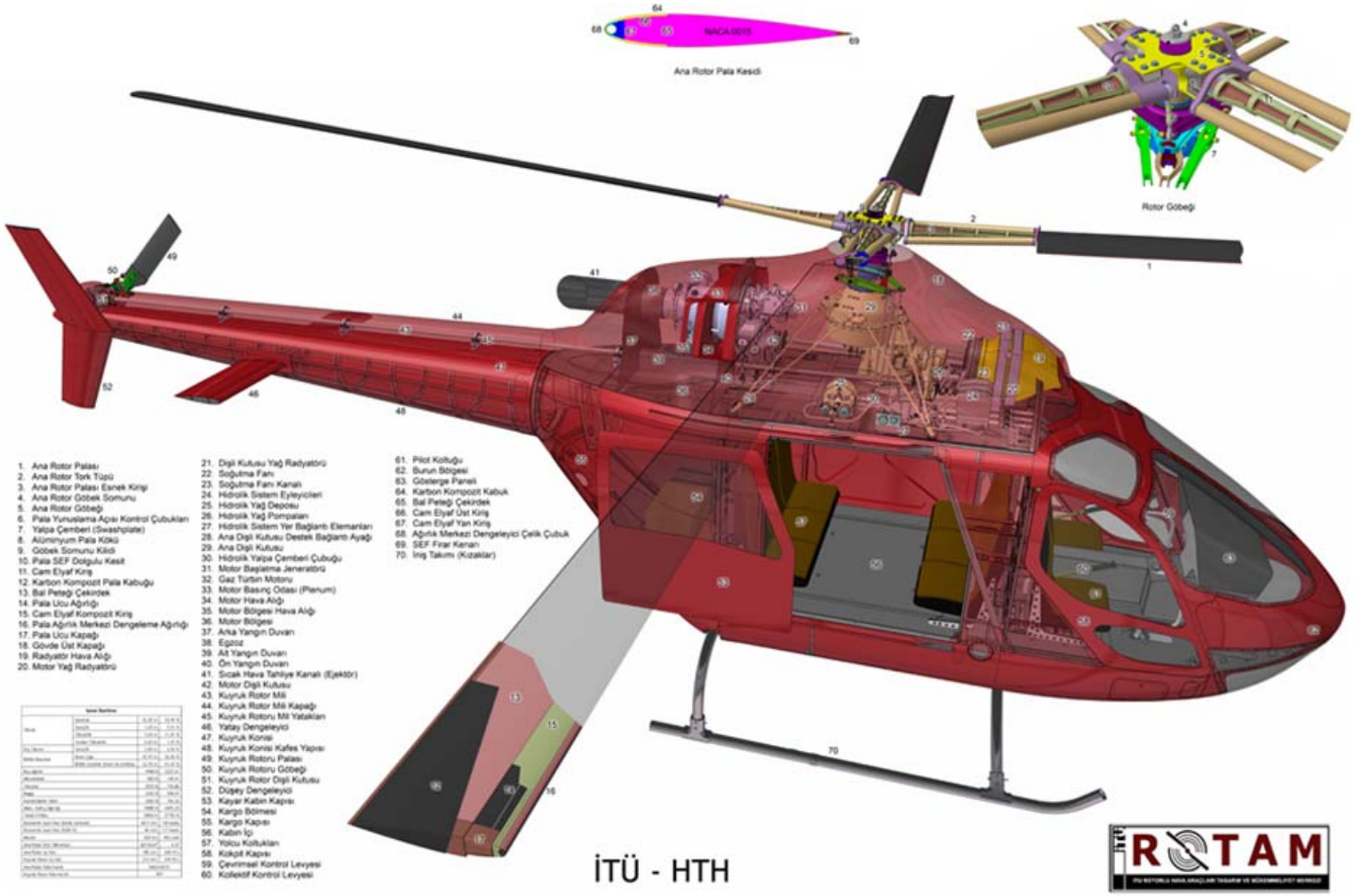
Toplam Alan	0,796 m^2	8,57 ft^2
Düşey Dengeleyici Moment Kolu	6,2 m	24,23 ft
Oturma Açısı	7,1 derece	
Kesit (Kanat Profili)	NACA 4412	

Çizelge 2.8 : Yatay dengeleyici geometrik verileri [63].

Toplam Alan	0,544 m^2	5,855 ft^2
Oturma Açısı	0,0 derece	
Açıklık Oranı	4,9	
Kesit (Kanat Profili)	NACA 0012	



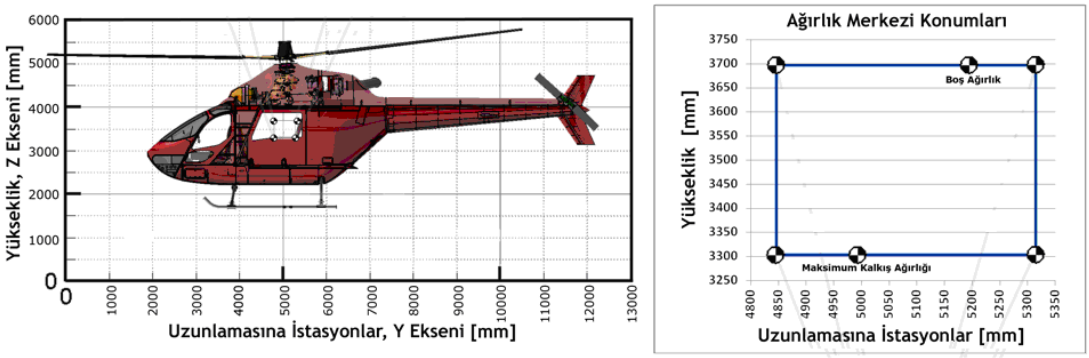
Şekil 2.2 : Genel görünümler [63].



Şekil 2.3 : İTÜ-HTH poster resmi [63].

2.2 Ağırlık Merkezi Değişimi

Azami kalkış için helikopterin performans özellikleri Çizelge 2.9'da özetlenmiştir. Elde edilen tüm değerler ön tasarım aşamasında Flight-Lab yazılımı kullanılarak modellenen helikopter dinamikleri analizlerinden elde edilmiştir. Değişik yükleme durumlarına göre ağırlık merkezi değişimi Şekil 2.4'te gösterilmiştir.



Şekil 2.4 : Ağırlık merkezi değişimi [63,69].

Çizelge 2.9 : Azami kalkış ağırlığı için performans özeti [63].

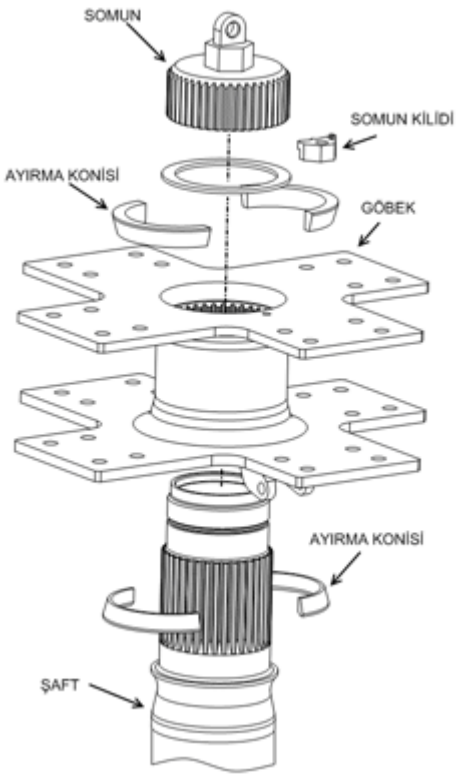
Tavan İrtifası	8458	m (ISA)	27750	ft (ISA)
Deniz Seviyesi Standart Gün Koşulları				
Azami Tırmanma Hızı	7,5	m/s	1474	ft/dak
Azami Dikey Tırmanma Hızı	5,4	m/s	1067	ft/dak
Atılma Hızı	73,7	m/s	143	knots
Azami Seyir Hızı	68,9	m/s	134	knots
Ekonomik Seyir Hızı	68,9	m/s	134	knots
En iyi Menzil Hızı	48,9	m/s	95	knots
En iyi Havada Kalma Süresi Hızı	30,9	m/s	60	knots
Havada Kalma Süresi	04:57	saat		
5000 ft İrtifada Standart Gün Koşulları				
Azami Tırmanma Hızı	7,5	m/s	1474	ft/dak
Azami Dikey Tırmanma Hızı	4,1	m/s	800	ft/dak
Atılma Hızı	62,7	m/s	122	knots
Azami Seyir Hızı	62,7	m/s	122	knots
Ekonomik Seyir Hızı	60	m/s	117	knots
En iyi Menzil Hızı	47,6	m/s	93	knots
En iyi Havada Kalma Süresi Hızı	32,9	m/s	64	knots
Havada Kalma Süresi	05:20	saat		

2.3 Ana Rotor

Ana rotor, helikopterin hareketi için gerekli itki ve taşımayı üretir. Ayrıca helikopterin kontrolü için bu kuvvetlerin yönünü değiştirir. Ana rotor sistemi, yalpa çemberi, rotor göbeği, palalar ve tork tüplerden oluşur. Transmisyona bağlı olan döner şaft, palaların ve tork tüplerin kendisine bağlandığı rotor göbeğini tutar. Yalpa çemberi mekanizması şaftı çevreler ve pilottan gelen kontrol girdilerini tork tüpler vasıtasıyla palalara iletir.

2.3.1 Ana rotor kafası

Şekil 2.5'te detaylı olarak gösterilen ana rotor göbeği, talaşlı imalat yöntemiyle üretilmiş alüminyum bir parçadır ve palalar göbeğe 4'er adet cıvata ile bağlanır. Göbek, şaft üzerinde iki ayırma konisi çiftiyle merkezlenir ve sistemin tepesinde bulunan somun belirli bir torkta sıkılır. Bu somun bir kilit vasıtasıyla, gevşemeye karşı emniyete alınır.



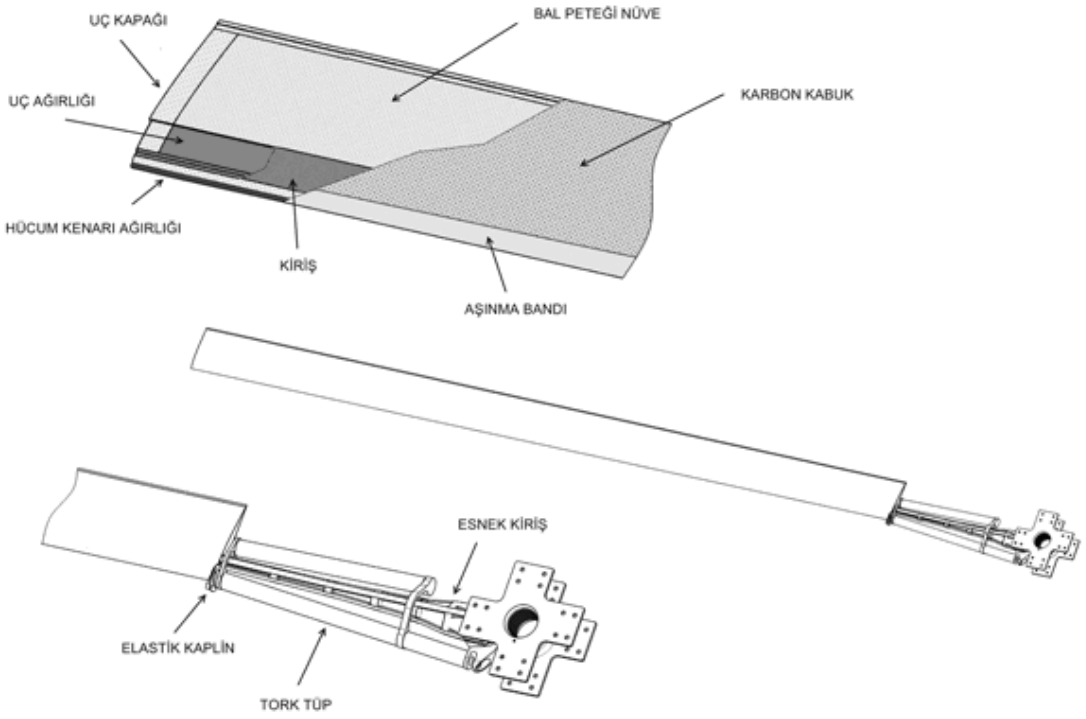
Şekil 2.5 : Ana rotor kafası [63].

2.3.2 Ana rotor palaları

Şekil 2.6'da detaylı olarak gösterilen ana rotor palaları, esnek bir kiriş ve gecikme düzleminde nispeten rijit pala kesitinden oluşur. Rotorun yataksız tertibi bütün

menteşeleri ve yatakları ortadan kaldırmaktadır. İki adet tork tüp, göbekte pivotlanır ve palaya elastik bir kaplin ile bağlanır.

Dört adet cam elyaf ve epoksiden imal edilmiş kiriş yapı pala boyunca uzanır ve kök ile uçtan dönerek, karşısında bulunan kirişle birleşir. Bu kirişler merkezkaç kuvvetten dolayı oluşan çekme kuvveti ile aerodinamik yükleme neticesinde oluşan eğilme momentlerini taşır. Pala içerisinde bulunan bal peteği yapı bu eğilme esnasında oluşan kesme kuvvetlerini alır.



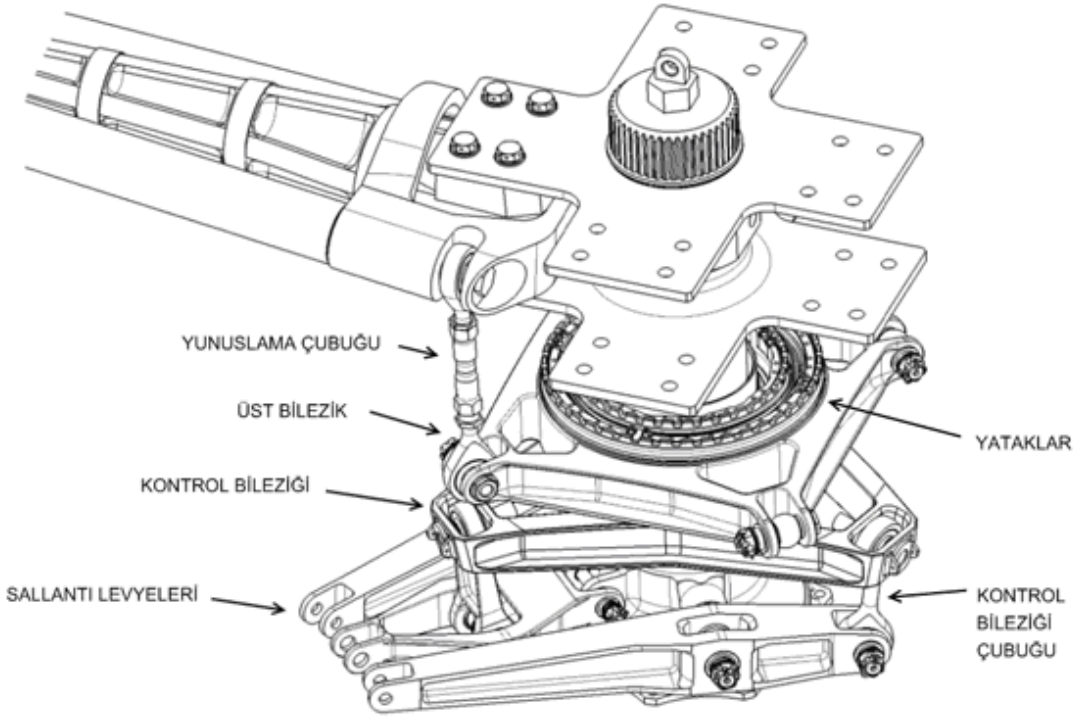
Şekil 2.6 : Ana rotor palası [63].

Palanın kütle merkezi, hücum kenarında bulunan denge kütlesi ile veter boyunca yüzde 24'te konumlandırılmıştır. İyi bir "flare faktörü" elde etmek için, palaların ucuna çelik uç ağırlıkları eklenmiştir. Palanın hücum kenarı, aşınmalara karşı özel koruyucu bir bantla kaplanmıştır.

2.3.3 Yalpa çemberi

Yalpa çemberi mekanizması, kontrol girdilerini dönmeyen sistemden, rotordaki dönen parçalara aktarır. Yalpa çemberinin eğikliği ve yüksekliği Şekil 2.7'de görüldüğü üzere destek motoruna bağlı üç adet çubuk tarafından belirlenir. Yalpa çemberinin yüksekliği müşterek kontrolü, eğimi ise çevrimsel kontrolü verir. Üst bilezik her bir tork tüpe birer çubukla bağlıdır. Göbekte bulunan 16 mm pala

kaçıklığı ve öne doğru 1.6 derecelik süpürme açısı, gerekli kontrol kuvveti ihtiyacını azaltır.

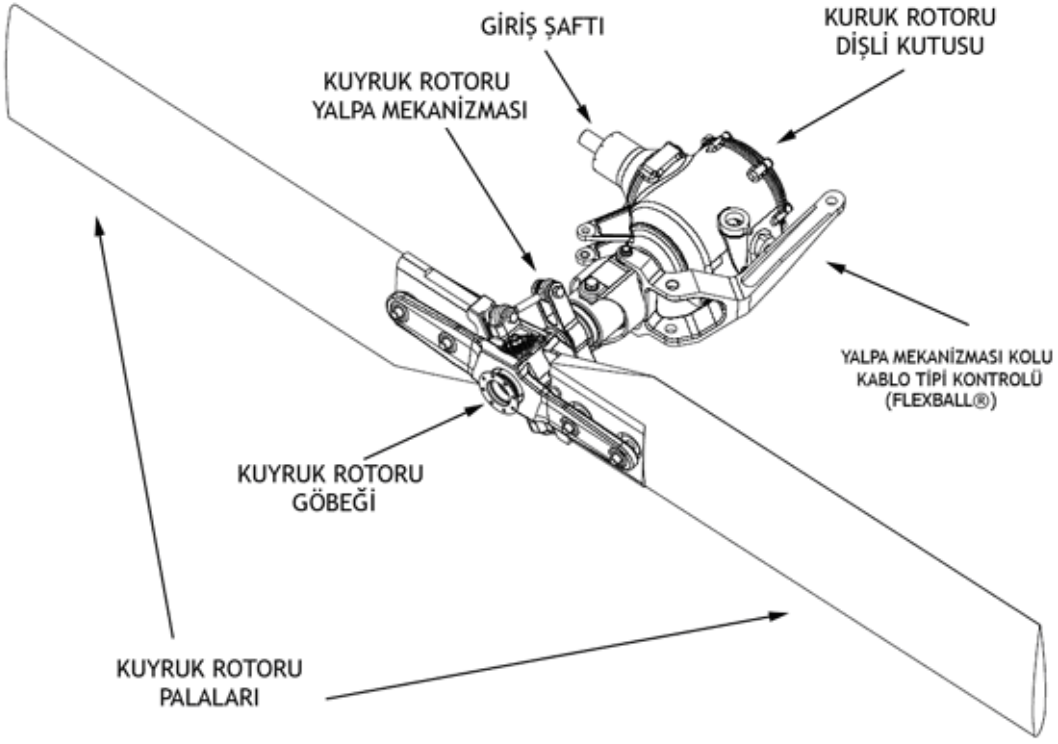


Şekil 2.7 : Yalpa çemberi [63].

2.4 Kuyruk Rotoru

Kuyruk rotoru, kuyruk konisinin ucunda bulunmaktadır. Pilot, tabanda bulunan pedallar yardımıyla kuyruk rotorunu kontrol eder. Düz uçuş için, gövdenin ana rotorun tersi istikametine dönmemesi için kuyruk rotorunun yunuslama açısı ayarlanır. Pilot sola doğru dönmek için, sol pedala basarak kuyruk rotorunun yunuslama açısını arttırır. Aynı şekilde, pilot sağ pedala bastığında da kuyruk rotorunun yunuslama açısı azalır ve helikopter sağa doğru döner. Kuyruk rotoru, ana dişli kutusundan gelen bir şaft vasıtasıyla tahrik edilmektedir.

Prototip helikopterde, VR7 kanat profiline sahip iki palalı geleneksel bir kuyruk rotoru mevcuttur ve 2225.7 rpm açısal hızıyla dönmektedir. Kuyruk rotoru montajı Şekil 2.8'de görülmektedir.



Şekil 2.8 : Kuyruk rotoru şematik görünümü [63].

2.5 Güç Aktarım Sistemi

Çizelge 2.10 ve 2.11'de prototip helikopterin bir operasyon süresi boyunca gerçekleştirmesi beklenen uçuş rejimleri ve motordan çekilen güç değerleri görülmektedir. Şekil 2.9'da görülen güç aktarma sisteminin, Ana rotor palası, kuyruk palası ve fan olacak şekilde üç ayrı yük çıkışı bulunmaktadır. Motorun verebileceği maksimum mekanik güçte ana rotor palası motordan 620 Hp, kuyruk palası 50 Hp ve Fan 10 Hp güç çeker.

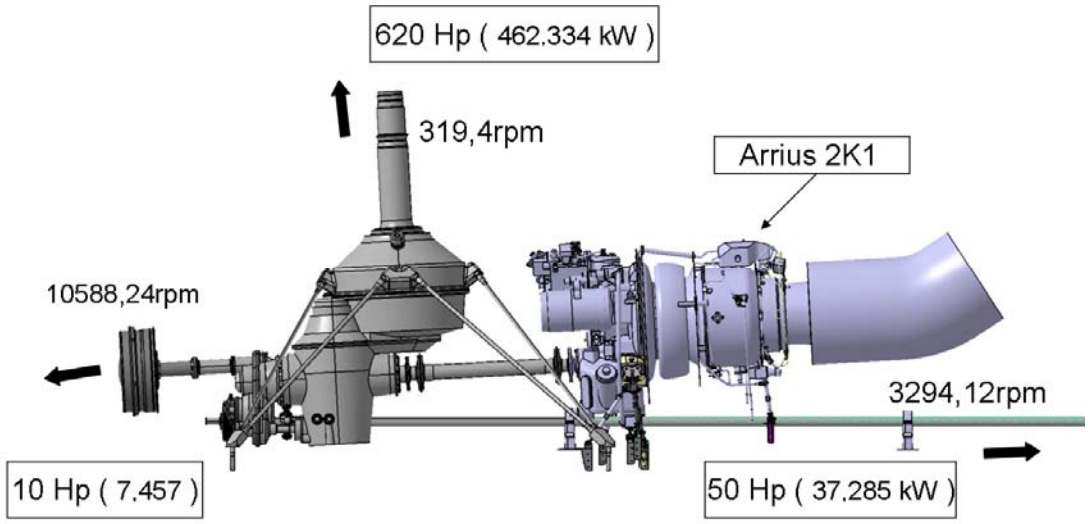
Çizelge 2.10 : Görev 1: Operasyonun %50'si [63].

Uçuş rejimleri		**Süre (dk.)**	**Oran %**	**Güç (Hp)**
1	Yerde ısınma	5	6.7	100
2	Askı Durumu	1	1.3	420
3	İleri uçuş ile tırmanma +1000 ft	4	5.3	275
4	Sabit irtifa uçuşu (70 knots)	60	80.0	220
5	İleri Uçuş ile Alçalma	3	4.0	200
6	Askı Durumu	1	1.3	420
7	Soğuma	1	5.3	100
	TOPLAM :	75	100.0	-

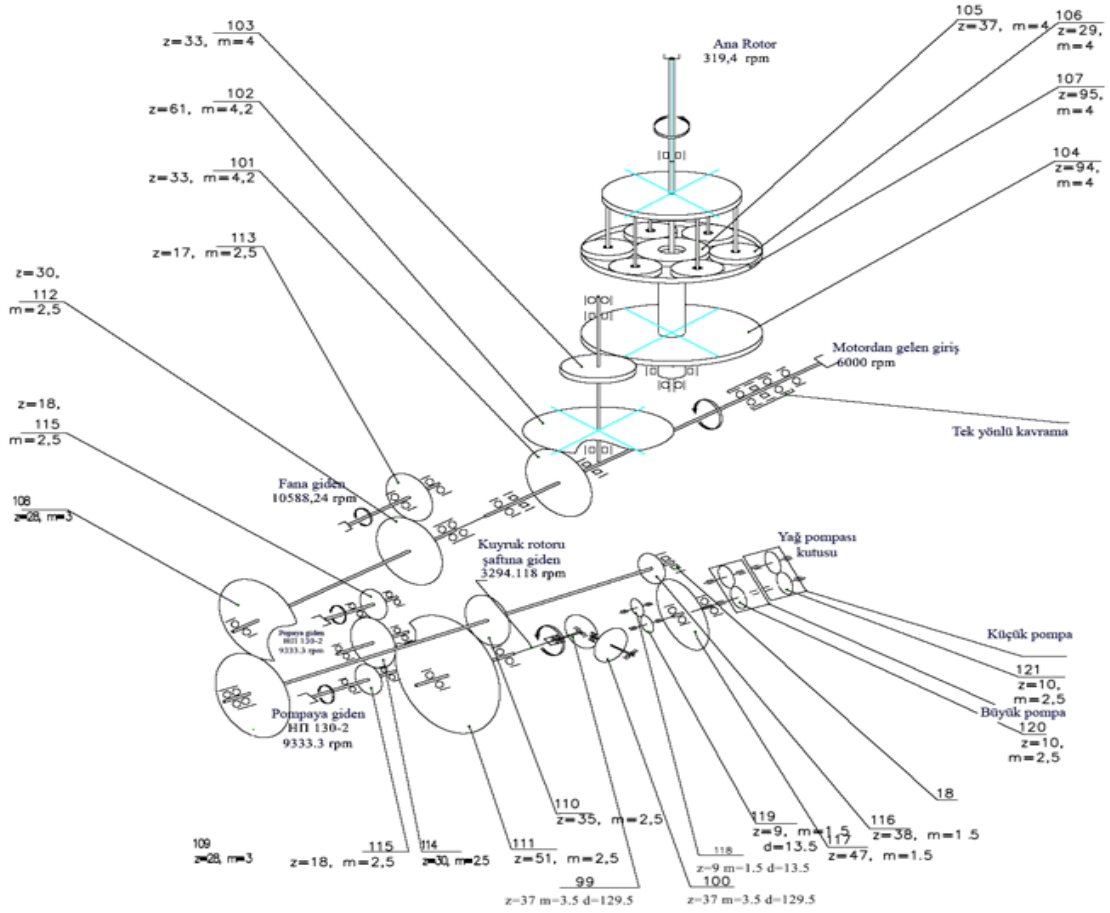
Çizelge 2.11 : Görev 2: Operasyonun %50'si [63].

Uçuş rejimleri		Süre (dk.)	Oran %	Güç (Hp)
1	Yerde Isınma	5	3.6	100
2	Yer Testleri	60	43.2	240-480
3	Askı Durumu	10	7.2	420
4	İleri uçuş ile tırmanma +1000 ft	4	2.9	275
5	Sabit irtifa uçuşu (70 knots)	60	43.2	220
	TOPLAM :	139	100.0	-

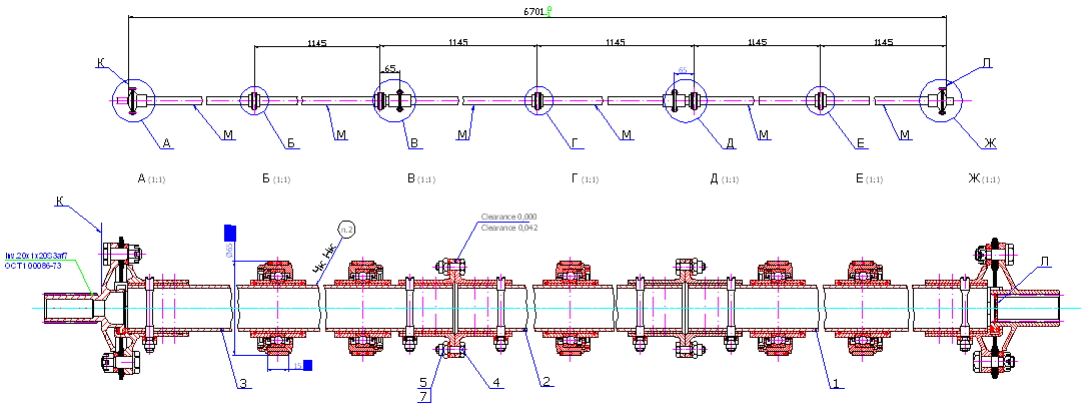
Ana rotora giden zincirin toplam çevrim oranı 18,785:1 ve kuyruk rotoruna giden zincirin toplam çevrim oranı 2,696:1'dır. Kinematik şemada (bkz. Şekil 2.10) görülen НП 130-2A markalı pompalar yalpa çemberinin kontrol edilebilmesi için, kontrollere ek hidrolik güç sağlar. Kinematik şemada küçük pompa ve büyük pompa şeklinde isimlendirilmiş, 120-121 numaralı dişli pompalar; yağlama yaparak, dişli kutusunda dişliler arasındaki sürtünmeyi azaltmak ve ortamdaki ısıyı düşürmek için kullanılır.



Şekil 2.9 : Helikopter güç aktarma sisteminde yük çıkışları [63].

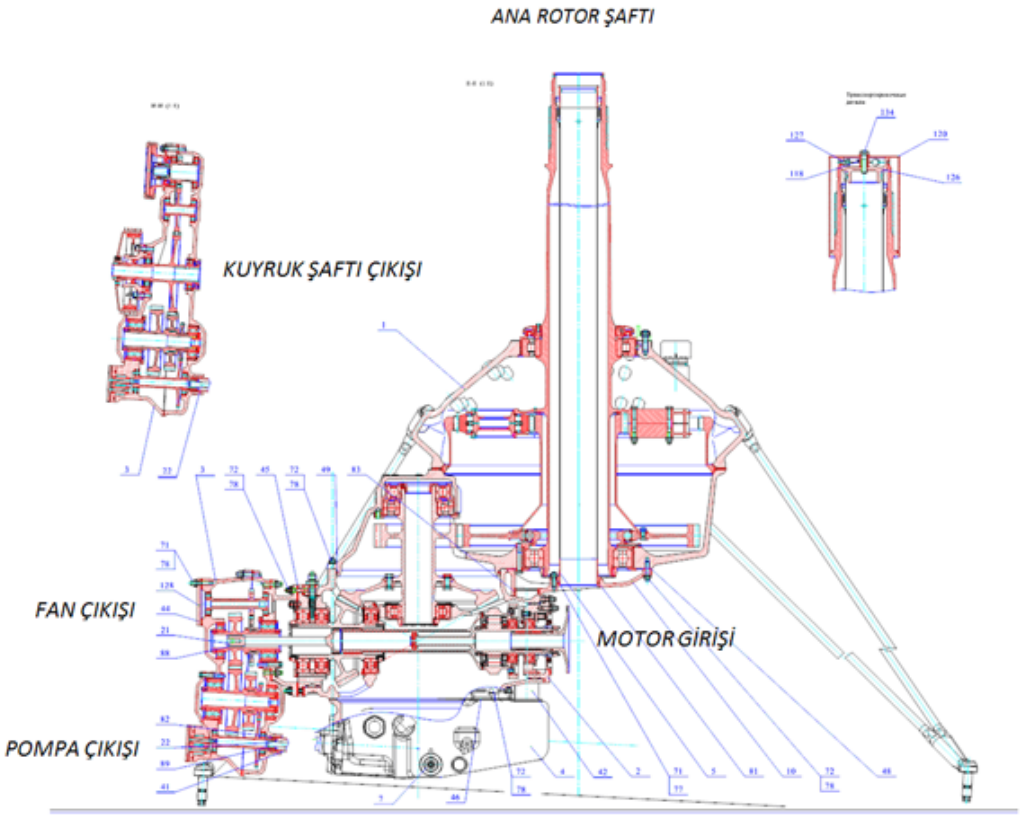


Şekil 2.10 : Güç aktarma sisteminin kinematik şeması [63].

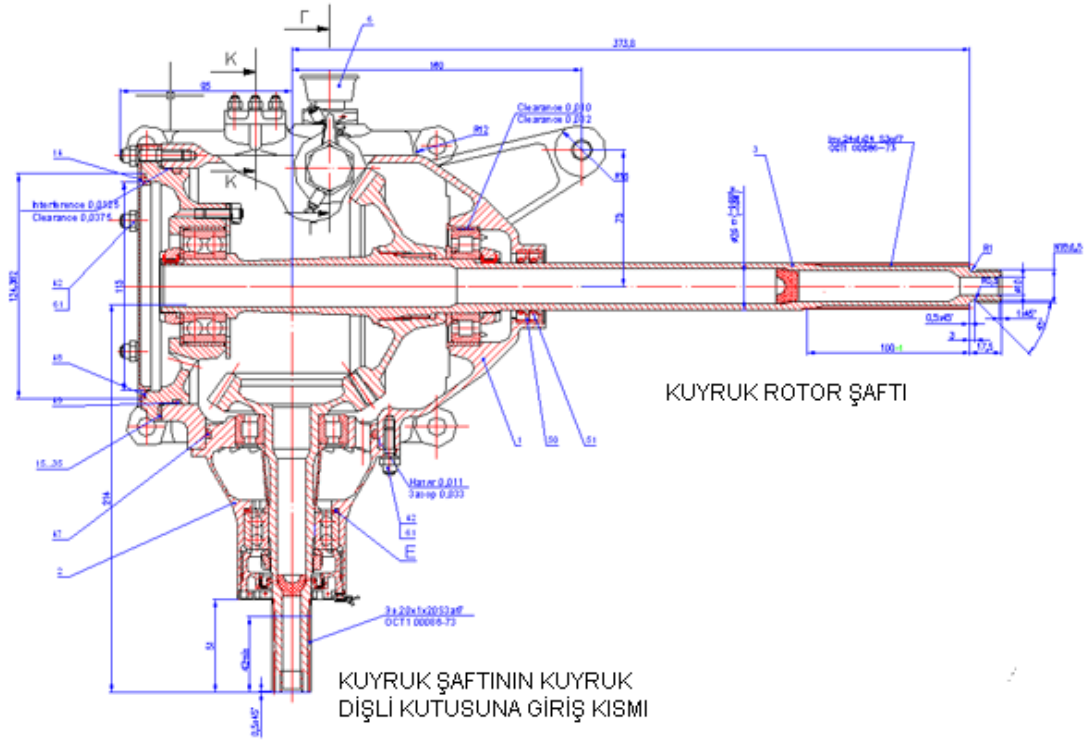


Şekil 2.11 : Güç aktarma sistemin kuyruk şaftı [63].

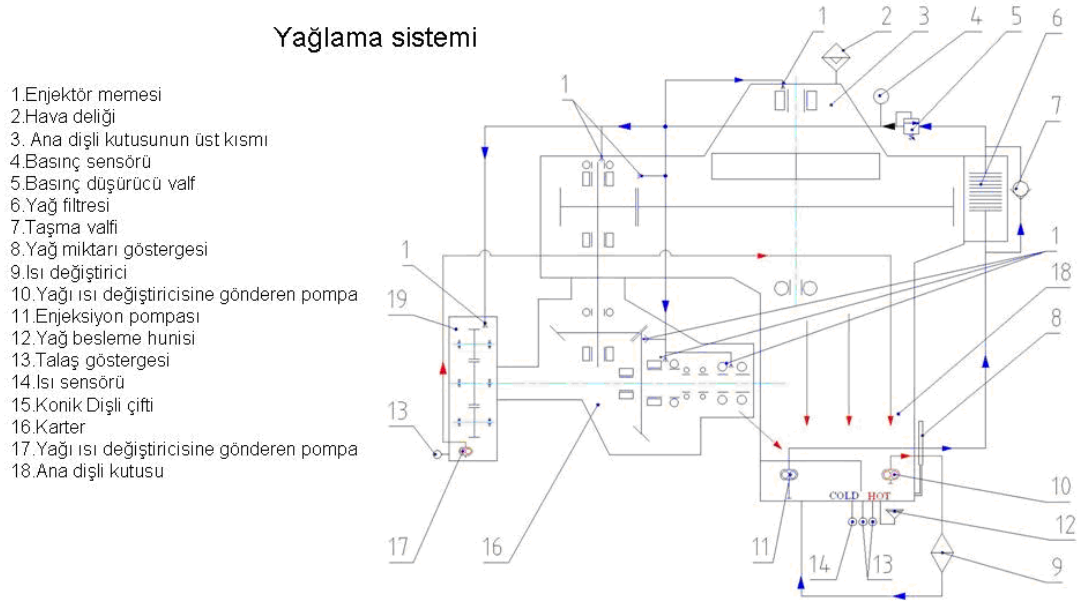
Ana dişli kutusunun teknik resmi Şekil 2.12'de ve kuyruk dişli kutusuna giden uzun kuyruk şaftı ve kuyruk dişli kutusunun teknik resmi Şekil 2.13'te görülmektedir.



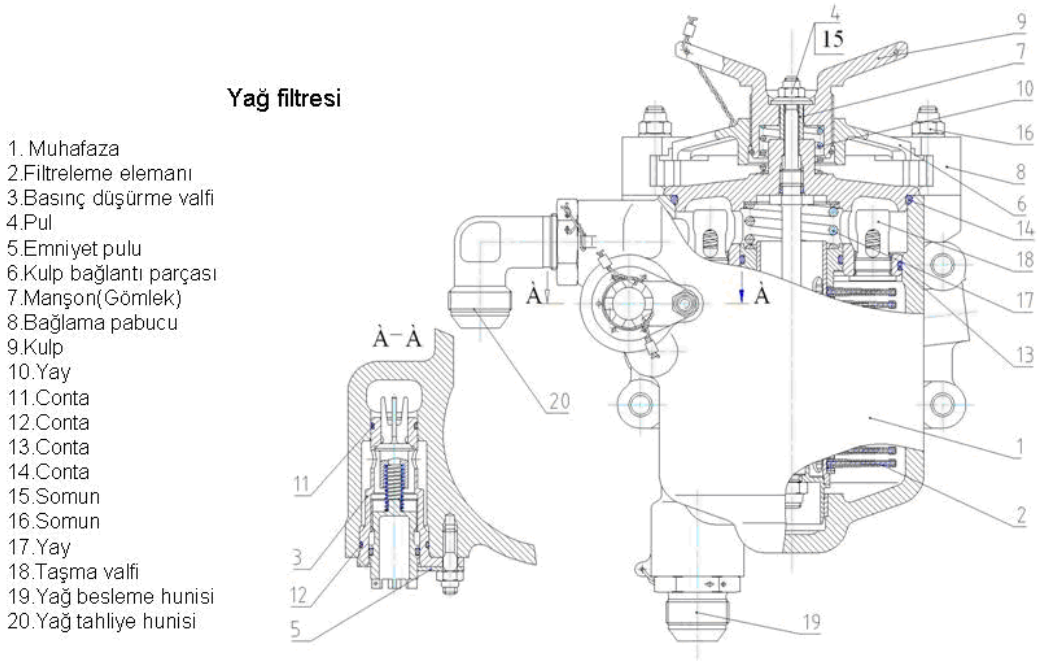
Şekil 2.12 : Güç aktarma sistemi ana dişli kutusu teknik resmi [63].



Şekil 2.13 : Güç aktarma sistemi kuyruk dişli kutusu teknik resmi [63].

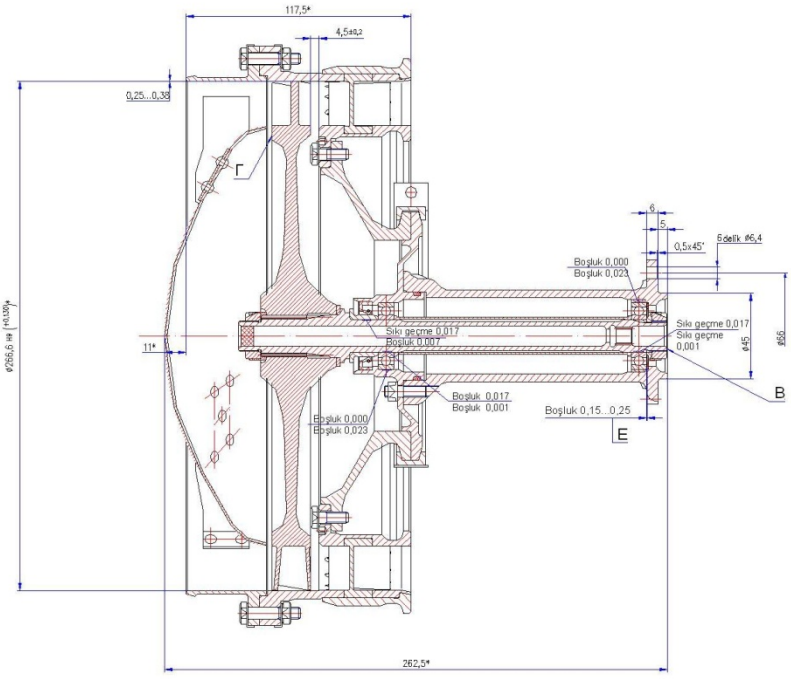


Şekil 2.14 : Yağlama sistemi [63].



Şekil 2.15 : Yağ filtresi şematik resmi [63].

Prototip helikopterin yağlama sistemi özetle Şekil 2.14'te görülmektedir. Yağ filtresi şematik resmi Şekil 2.15'te, soğutucu fanın teknik resmi ise Şekil 2.16'da verilmiştir.



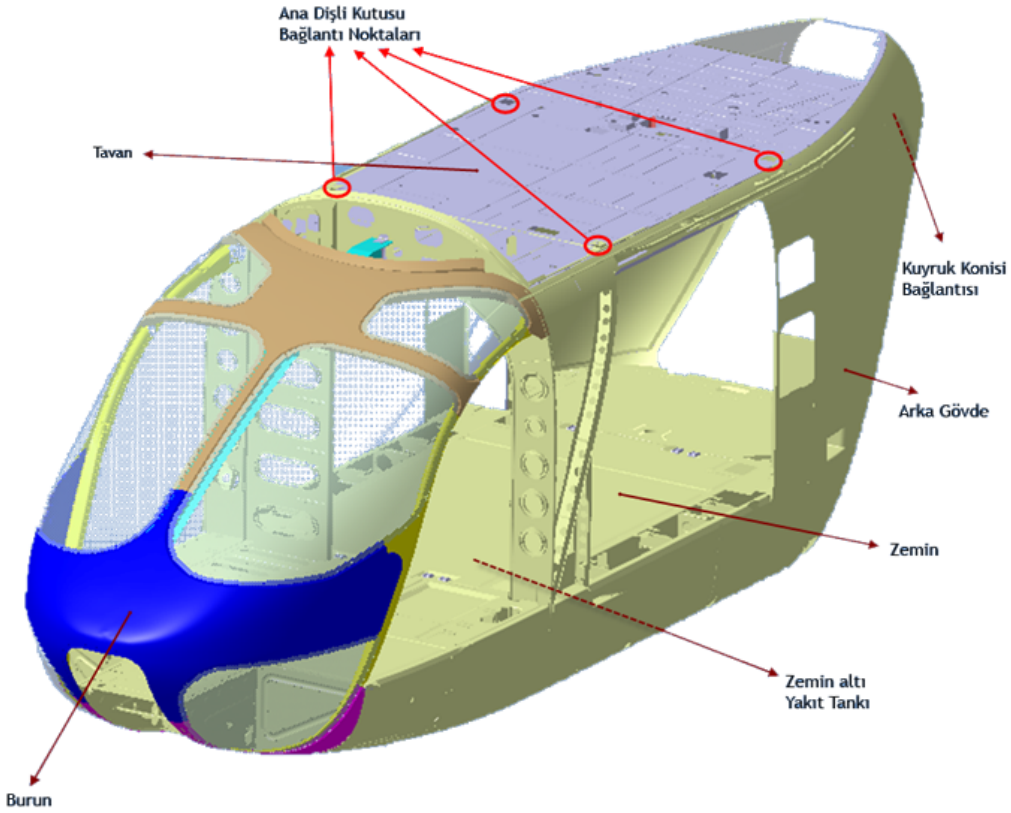
Şekil 2.16 : Güç aktarma sisteminde kullanılan fanın teknik resmi [63].

2.6 Gövde

Genel olarak, Şekil 2.17'te gösterilen gövde yapısı kiriş ve sac yapılarından oluşmaktadır. Bu yapısal elemanların birbirleriyle bağlantılarında perçinler yoğun olarak kullanılmış, bunun dışında önemli bağlantı noktalarında bağlantı elemanı olarak cıvatalar tercih edilmiştir. Gövde yapısı alt ana montajların bir araya gelmeleriyle oluşmaktadır ve bunlar:

- Burun ve ön camlar
- Alt ve çekirdek gövde
- Üst ve arka gövde
- Kapılar

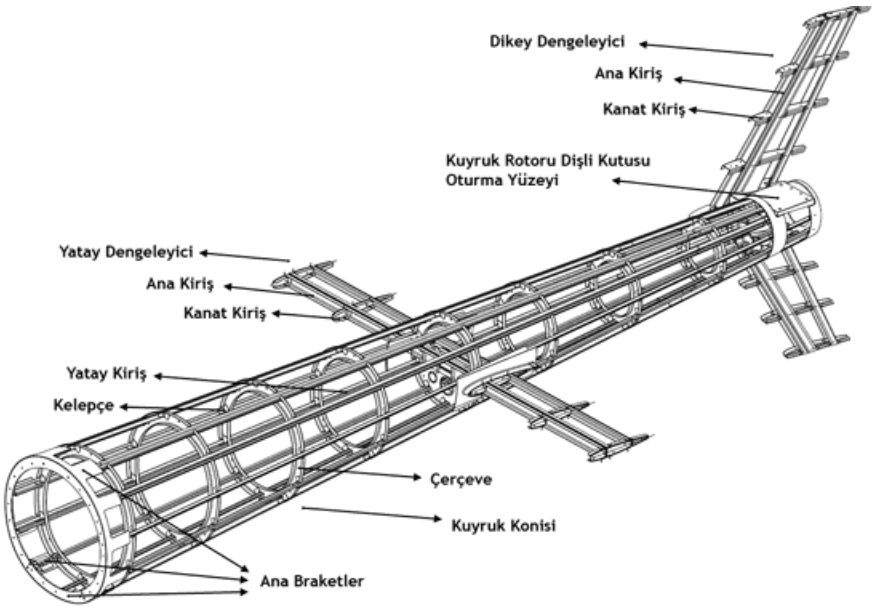
Arka gövdenin yan kısımları ve kuyruk yapısıyla bağlantı kısımları karbon fiber kompozit katmanlarıyla güçlendirilmişlerdir. Gövdenin geri kalan büyük bir kısmını ise temelde alüminyum alaşımlarından yapılmış olan irili ufaklı saç ve kiriş yapılar teşkil etmektedir.



Şekil 2.17 : Gövde [63].

2.7 Kuyruk

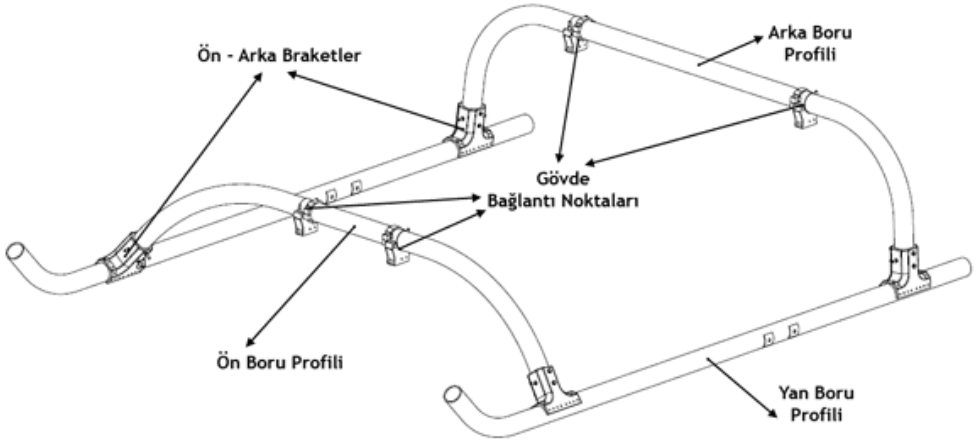
Kuyruk konisi, yatay dengeleyici ve dikey kanat prototip helikopterin kuyruk bölümünü oluşturmaktadır. Tüm kontrol yüzeyleri sabittir ve aerodinamik performansı sağlamaktadırlar.



Şekil 2.18 : Kuyruk kısmı: kuyruk konisi, yatay ve dikey dengeleyiciler [63].

2.8 İniş Takımı

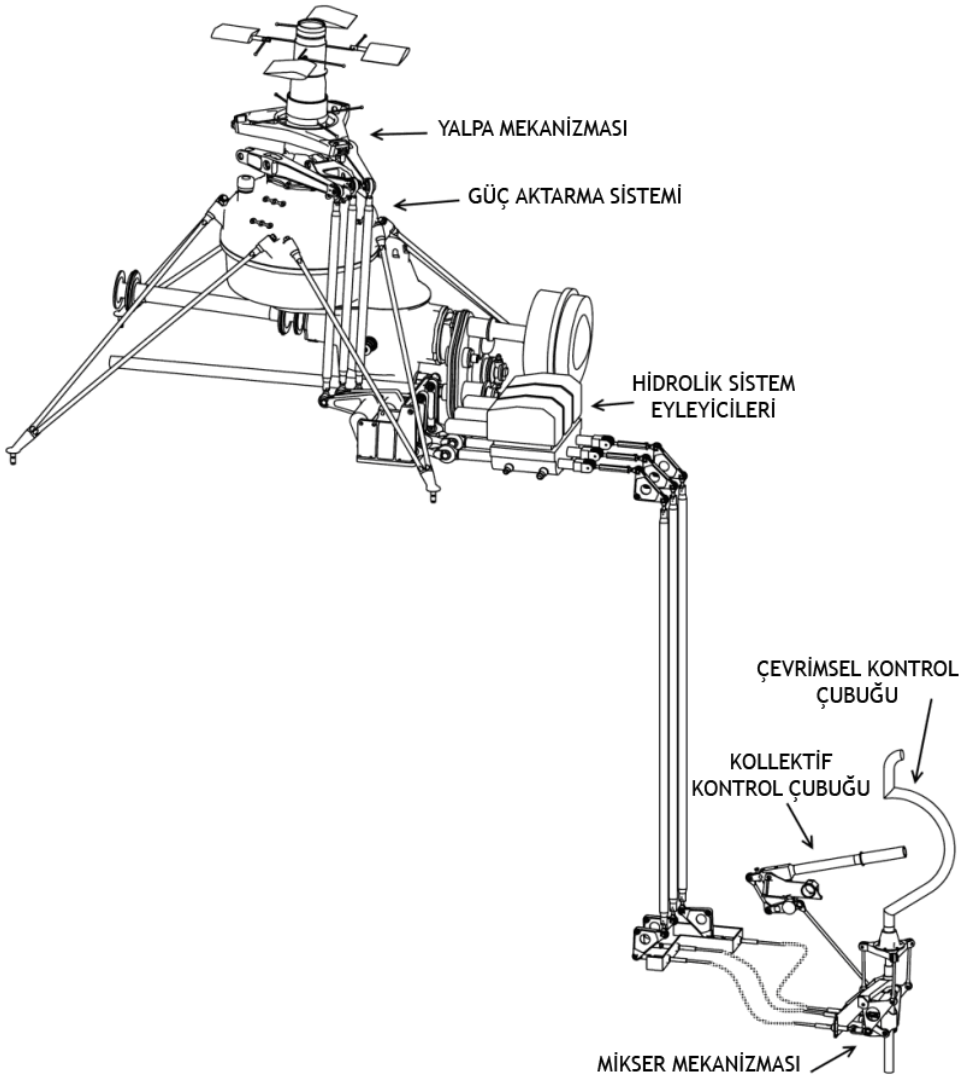
Prototip helikopterde kızak tipi iniş takımları kullanılmaktadır. Kızakların malzemesi için gövdede olduğu gibi alüminyum alaşımları tercih edilmiştir. Kızak iniş takımı, ön, arka ve yan boru profillerini "T" tipi boru braketlerin cıvatalarla birbirilerine bağlanmasından meydana gelmektedir. İniş takımının ana parçaları Şekil 2.19'da gösterilmiştir.



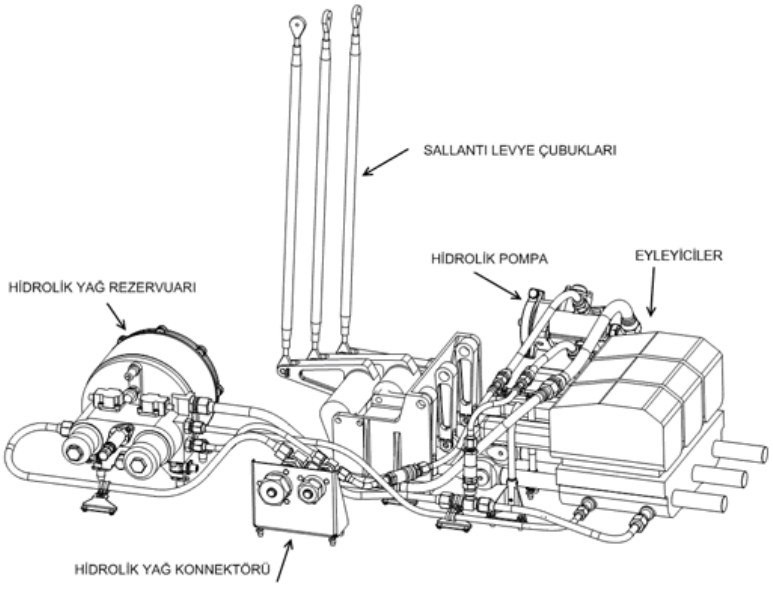
Şekil 2.19 : İniş takımı [63].

2.9 Uçuş Kontrol Sistemi

Helikopter, uçuş sırasında müşterek kolu, döngüsel levye ve pedallar ile kontrol edilir. Kontrol çubukları ana rotor palalarının değişik istikamet açılarında çapraz etkileşim altında hücum açılarını değiştirerek itki ve yanal kuvvetleri oluştururken pedallar ise kuyruk rotorunun itki kuvvetini oluşturmaktadır. Kabinin altına yerleştirilmiş olan mikser mekanizması döngüsel ve müşterek kontrol girişlerini birleştirerek hidrolik destekleyici sisteme iletir. Hidrolik destek sistemi pilotun uyguladığı kontrol kuvvetleri arttırarak yalpa mekanzması (çemberi) üzerinden pala köküne dönme momenti olarak aktarmaktadır. Böylelikle pala kökünde hatve düzleminde oluşan dönme momentleri hücum açısı değişikliğine neden olur ve nihayetinde pilotun talep ettiği yöne doğru helikopter oluşan aerodinamik kuvvetler altında ilerler veya döner. Hidrolik sistemi ve uçuş kontrol sistemi Şekil 2.21 ve Şekil 2.20'de gösterilmiştir.



Şekil 2.20 : Uçuş Kontrol Sistemi [63].

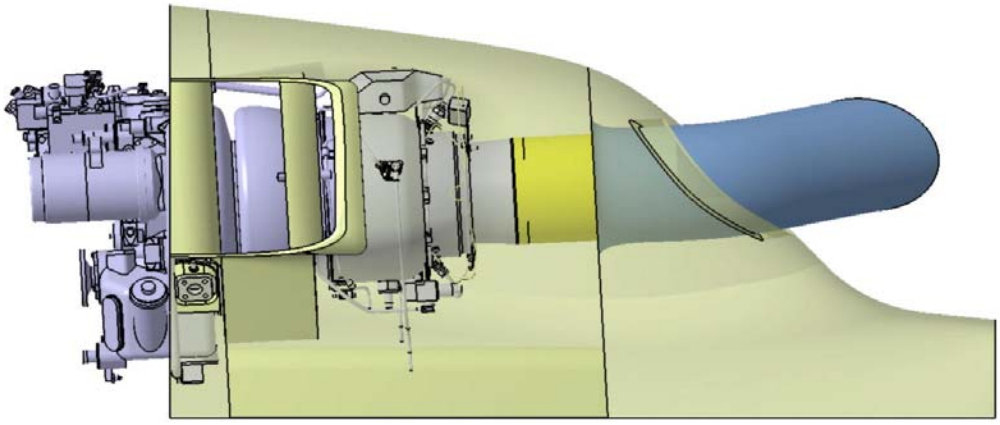


Şekil 2.21 : Hidrolik sistem [63].

2.10 İtki Sistemi

2.10.1 Motor yerleşimi

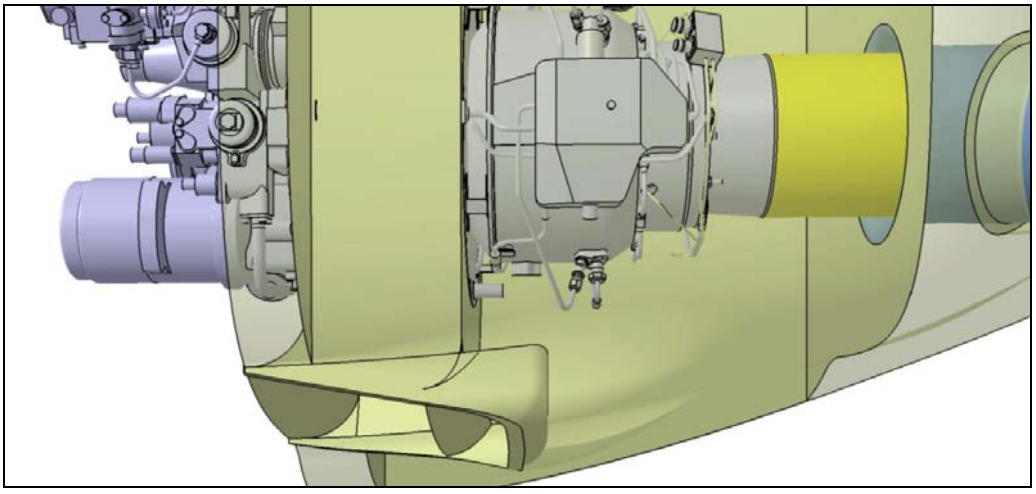
Bir adet Turbomeca Arrius 2T motoru yatayla üç derece açı yapacak şekilde transmisyon sisteminin arkasına yerleştirilmiştir. Motorun sürüş şaftı doğrudan transmisyona bağlanmış durumdadır. Motorun yerleşimi Şekil 2.22 de görülmektedir.



Şekil 2.22 : Motor yerleşimi [63].

2.10.2 Hava girişi

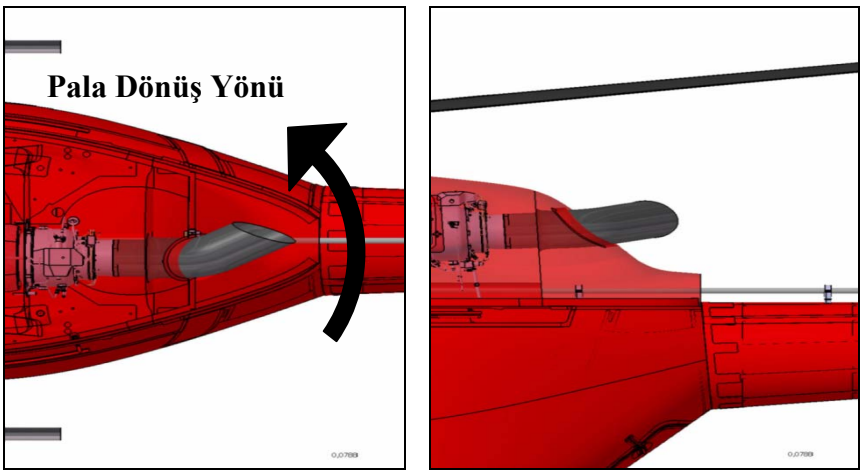
Her tarafta bir adet olmak üzere toplam iki hava girişi bulunmaktadır. Bu yapılandırma hem motorun hava gereksinimini hem de motor bölgesi hava dolaşımını sağlayan birleşik bir yapıdır (bölmeler "plenum" duvarı ile birbirlerinden ayrılmıştır). Motor hava alığı ile motor bölgesi hava alığı arasında bir yönlendirme kanatçığı bulunmaktadır. Hava girişinin üstten görünüşü Şekil 2.23'te görülmektedir.



Şekil 2.23 : Hava girişi [63].

2.10.3 Egzoz sistemi

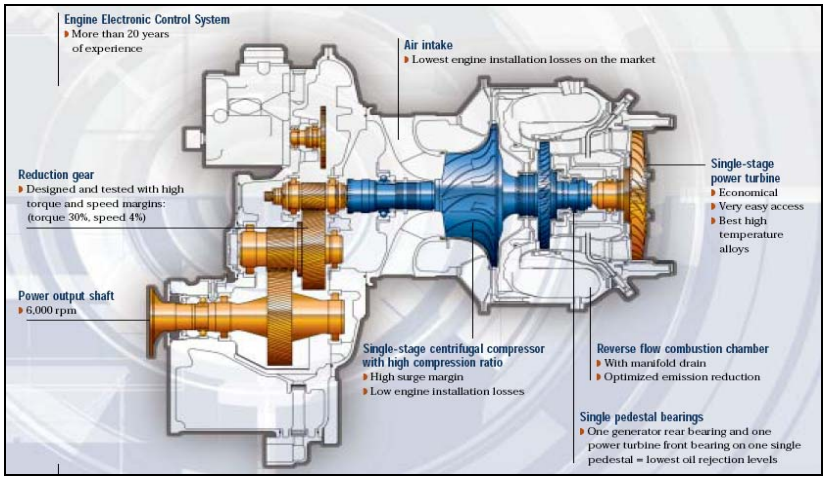
Tasarlanan sıcak hava tahliye kanalı (ejektör), kuyruk konisi kaplamasının sıcak egzoz gazları ile ısınmasını engellemek amacıyla, pala dönüş yönünde 30 derece açı ile bükülmüştür. Buna ek olarak, rotorun yarattığı aşağı yönlü akıştan (downwash) etkilenmemesi için merkez ekseni etrafında 15 derece döndürülmüş ve havayı biraz daha yukarı doğru yönlendirmesi sağlanmıştır. Egzoz sistemi Şekil 2.24'de görülmektedir.



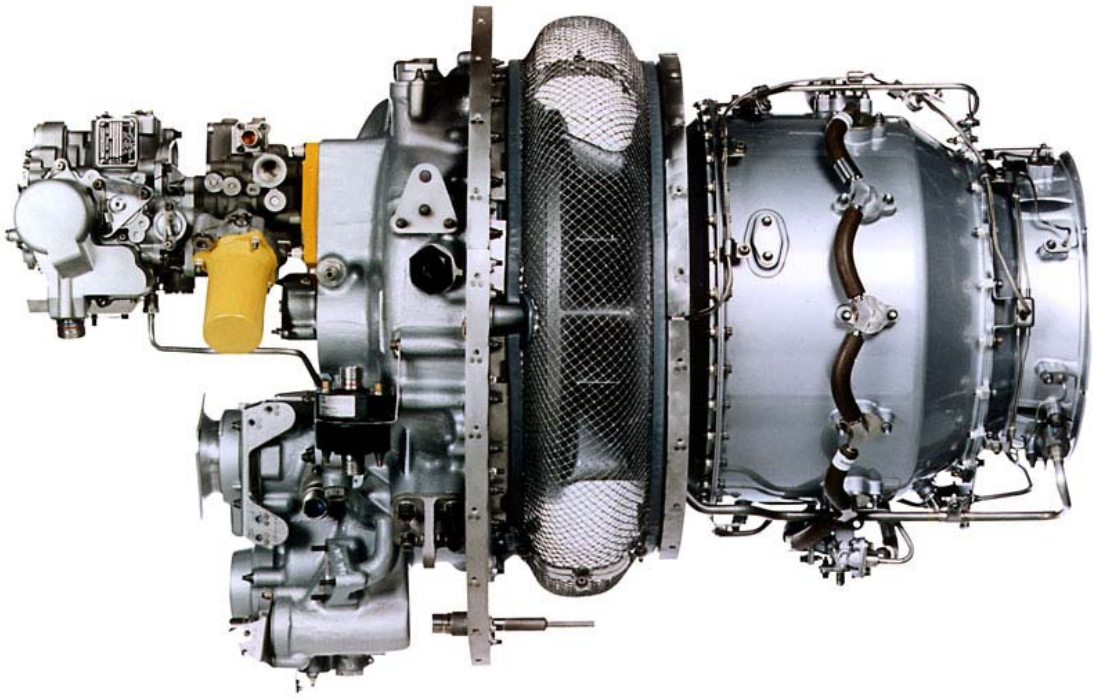
Şekil 2.24 : Egzoz sistemi [63].

2.11 Motor Tipi ve Performansı

Turbomeca Arrius 2T motoru tek bir güç bölümü ve gerekli indirgeme ve diğer sürüş işlevlerini yerine getiren bir dişli kutusu bölümünden oluşan bir gaz türbin motorudur. Motor kesiti Şekil 2.25'de gösterilmiştir. Motorun matematiksel modeli ve elektronik kontrol ünitesi (ECU) Bölüm 6'da ele alınmış ve modellenmiştir.



Şekil 2.25 : Motor Kesiti [63].



Şekil 2.26 : Turbomeca Arrius 2T Motoru [63].

Çizelge 2.12 : Motor spesifikasyon değerleri [63].

ÇALIŞMA ŞARTLARI	TORK (N.m)		Azami Gözlem-lenmiş T45(2) (°C)	Azami ΔN1 (%)	Azami N2 Hızı (%)	Güç Çıkartımı	
	Motor					Gaz jeneratörü ile çalışırken kW	Dişli kutusu ile çalışırken kW
	Azami	Otomatik sınır					
Kalkış (5min)	760	-	905	0	106(5)	3	7
Azami Sürekli	680	-	866	-2.4	106(5)	3	7
Boşta Uçuş	-	-	-	-	106(5)	3	7
Boşta Yerde	-	-	-	-		3	7
Başlangıç/ Yeniden başlangıç	-	-	810(3)	-	-	İzin verilmez	1(8)
Geçici	961 (1)	-	855(4)	3.6(7)	112(6)	12(7)	-

(1) Bu değer 20 saniye ile sınırlıdır.
(2) T45: Egzoz gaz sıcaklığı
(3) Sınırsız sure için
(4) Başlangıç/Yeniden başlangıç durumlarında arızasız çalışma için Maks. aşırı-sıcaklık değeri. Bu değer 5 saniye ile sınırlıdır.
(5) 100% = 44009 rpm ve çıkış şaftı için 6000 rpm. Çalışma hali normal mod'da 90% (39608 rpm) ile 106% (46650 rpm) içindir.
(6) 20 saniye ile sınırlı
(7) 5 saniye ile sınırlı
(8) Boşta Yerde değerinin 1 KW altında

Güç bölümü: dairesel bir hava girişi, tek-aşamalı yüksek sıkıştırma oranlı bir merkezkaç kompresör, halkasal biçimli bir yanma odası, tek aşamalı bir kompresör

türbini, motor merkezinden geçen bir şaftla dişli kutusuna bağlanmış tek-aşamalı bir güç türbini ve eksenel bir hava egzozundan oluşmaktadır.

Dişli kutusu bölümü: iki-aşamalı hız azaltıcı, ateşleyici ve jeneratör için gerekli ek donanımlar, yakıt kontrol sistemi, motor yağ pompaları, akım düzenleyici ve hidrolik pompaların olduğu bölümdür.

2.12 Yakıt Sistemi

Yakıt sistemi aşağıdaki bileşenlerden oluşmaktadır;

- Yakıt tankı:
  - Tek hücreli esnek torba tipli
  - Çarpmalara dayanıklı
  - Kurşungeçirmezlik özelliği olmayan
  - Yaklaşık yakıt hacmi 417 litre
  - Kabin döşemesi altında, köpük yapılarla destekli karbon kompozit bölme içerisine yerleşik şekilde
- Yakıt tankı havalandırması ve drenajları
- Yakıt ikmal girişi (yerçekimi etkisi ile doluma izin veren)
- Santrifüj yakıt pompası
- Yakıt boruları
- Yakıt seviye probları
- Yakıt kapama vanası
- Konektörler, kablolar, vanalar, kaplamalar, vb.

2.13 Elektrik Sistemi

Elektrik sistemi, helikopter sistemlerinin çalıştırılması ve kontrolü için ihtiyaç duyulan elektrik enerjisinin üretimini ve dağıtımını gerçekleştirir. Prototip helikopterin sistemleri 28VDC elektrik ile çalışır ve AC elektrik gücüne ihtiyaç duymaz. Genel elektrik sistemi şeması Şekil 2.27'de verilmiştir. Elektrik sistemi aşağıdaki alt sistemleri kapsamaktadır:

- Elektrik gücü üretim alt sistemi
- Elektrik gücü dağıtım alt sistemi

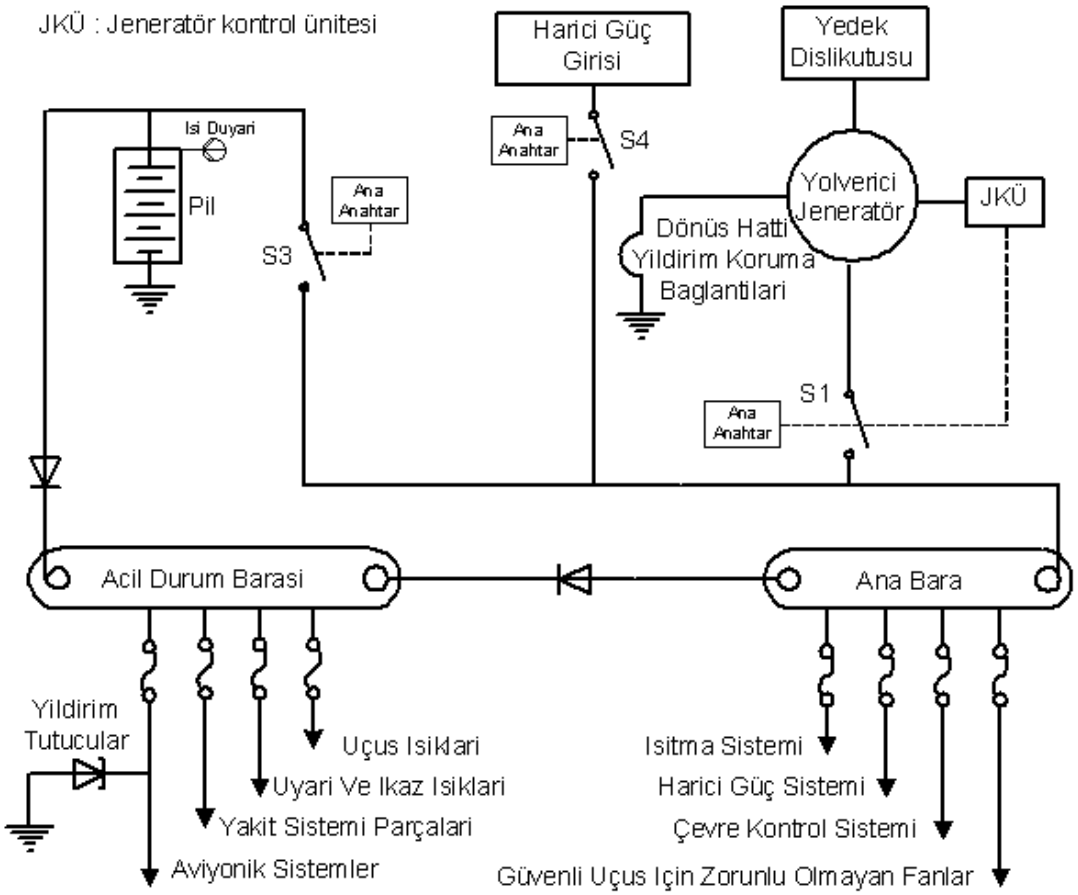
2.13.1 Elektrik gücü üretim alt sistemi

Güç üretim alt sistemi elektrikli ekipmanın elektrik ihtiyacını karşılamaktadır. Prototip helikopterin güç ihtiyacı üç kaynaktan sağlanmaktadır:

- Harici güç
- Batarya gücü
- Jeneratör gücü

2.13.1.1 Harici güç

Harici güç yuvası yanlış bağlantıyı önleyici yapıya sahip 3lü konektör ile kullanılacak şekilde tasarlanmıştır. Harici güç uygulandığında, güç ana bara, acil durum barası ve jeneratör barasına verilmektedir.



Şekil 2.27 : Genel elektrik şeması [63].

2.13.1.2 Batarya gücü

Batarya ilk çalıştırma için gereken gücü sağlar. Aynı zamanda uçuş sırasında acil durum barası ve ana baraya yedek güç sağlar. Batarya 20Ah, 24VDC

Nikel/Kadmiyum pildir. Batarya uçuş esnasında jeneratör tarafından şarj edilmektedir, aynı zamanda harici güç yoluyla şarj edilir.

2.13.1.3 Jeneratör gücü

Yolverme-Jeneratör ünitesi yerleşik gücü üretir. Bu ünite İTÜ-HTH'nin ana elektrik gücü kaynağıdır ve 150A/30VDC güç üretmektedir. Bu ünite üzerinde bulunan Jeneratör Kontrol Ünitesi(JKÜ) tarafından kontrol edilmektedir. Yolverme evresi tamamlandığında jeneratör kontağı "AÇIK" durumuna gelir, JKÜ bara kontağını aktif hale getirir ve jeneratör gücü tüm baralara iletilir.

2.13.2 Güç dağıtım sistemi

DC güç dağıtım sistemi jeneratör tarafından üretilen elektrik gücünü ana bara ve acil durum barası yoluyla cihazlara iletir.

2.13.3 Ana bara

Ana bara aşağıdaki ünitelere elektrik gücü iletir:

- JKÜ
- Transmisyon ateşleme
- Motor ateşleme
- Yakıt kapatma valfı
- Pitot tüp rezistans
- Motor Durum Göstergeleri
- Gösterge aydınlatma lambaları
- Ses paneli
- Nav/Com

2.13.4 Acil durum barası

Acil durum barası acil durum sigorta kutusu üzerinden aşağıdaki ünitelere güç dağıtır:

- Besleme pompası
- Elektronik Motor Kontrol Ünitesi (EMKÜ)
- Ateşleme
- Konsol ışıkları

- Gösterge ışıkları
- Pozisyon ışıkları
- Flaş ışıkları
- Aviyonik ana kontak
- Yangın algılama sistemi
- Sayısal altimetre
- Projeksiyon ışıkları (askı ve iniş)

2.13.5 Teçhizat ve seçenekler

Kokpit Konfigürasyonu aşağıdaki gibidir:

- FAR/JAR bölüm 27.562 gereklerini karşılayacak nitelikte koltuk ve koltuk kemerleri. Kolektif ve döngüsel çubuk kontrolleri.
- Bendix/King KMA-28 Ses Kontrol Paneli.
- Bendix/King KX-155A NAV/COMM.
- JAR-27 standartlarınca belirtilen minimum aviyonikler (Manyetik Pusula, Altimetre, Hava hızı göstergesi).
- Sigma Tek Suni Ufuk Göstergesi.
- Yakıt Göstergesi
- Yakıt Basınç Göstergesi
- Transmisyon Yağ Sıcaklık ve Basınç Göstergesi
- Motor Yağ Sıcaklık ve Basınç Göstergesi
- Türbin Gaz Sıcaklık Göstergesi
- Gaz Üreteci Takometre
- Rotor/Türbin Takometre
- Torkmetre
- Dış Ortam Sıcaklık Göstergesi
- Ampermetre/Voltmetre
- Kulaklık bağlantılı 3lü(pilot, yardımcı pilot ve mürettebat) interkom.
- Fan destekli havalandırma.
- Isıtıcı/Sis önleyici.
- Tavan ışık.

Çizelge 2.13 : Aviyonikler [63].

Aviyonik Ünite	Kütle (kg)	Boyut WxHxL(cm)	Güç Gereksinimi
Audio Panel, Marker Alıcı (KMA-28)	0.68	15.9×3.3×17.3	11-33VDC, 2.5A
NavCom1 (KX-155A, KI-208)	1.905+0.454	15.9 x 5.1 x 25.8 8.2×8.2×20.3	27.5 VDC, 6A
Blind Enkoder (transponder için) (AK-450)	0.181	10.8×7.5×14.3	5W
Transponder (S modlu) (KT-70)	1.769	15.9×4.1×25.4	35W
Hava Hızı Göstergesi (United Instruments 8000 Series)	0.318	7.6 dia	---
Altimetre (United Instruments 5934 Series)	0.369	8.25×8.25×10.4	---
Manyetik Pusula (Falcon Gauge MCPN-2L)	0.198	5.7 dia	24V
Suni Ufuk Göstergesi (Sigma Tek 1U149–012)	0.862	8.5×8.5×18.6	---
Yatay Konum Göstergesi (Sigma Tek 1U262-002-32)	1.179	8.5×8.2×16.96	---
Sayısal Saat (Falcon Gauge MFC500)	0.150	6×6×7	10–30 VDC
Dönme Oranı Göstergesi (Falcon Gauge TB02E-2-1)	0.70	5.7×5.7×15.2	10-30 VDC Max. 0.35A
Dikey Hız Göstergesi (United Instruments 7000 series 7040 C.28)	0.544	8.255×8.255×10. 41	---
Yakıt Göstergesi (Falcon Gauge FR-001W)	---	5.08 çap	---
Yakıt Basınç Göstergesi (Insco 4344 series)	---	---	5 or 28 VDC
Transmisyon Yağ Sıcaklık ve Basınç Göstergesi (Insco 4344 series)	---	---	5 or 28 VDC
Motor Yağ Sıcaklık ve Basınç Göstergesi (Insco 4344 series)	---	5.08 çap	5 or 28 VDC
Türbin Gaz Sıcaklık Göstergesi (INSCO 5032 Series)	---	5.08 çap	5 or 28 VDC
Gaz Üreteci Takometre (INSCO 6503A series)	---	5.08 çap	28 VDC
Rotor/Türbin Takometre (INSCO P/N: 6502-3003)	---	---	---
Torkmetre (INSCO 4308)	---	5 çap	28 VDC
Dış ortam Sıcaklık Göstergesi (UMA Instruments P/N: 12-100-100C)	0.255	5.715 çap	---
Ampermetre/Voltmetre Göstergesi	---	5 çap	---

- Rotor freni.
- Ana Bara Sigorta Kutusu
- Konsola monteli motor kontrol anahtarları
- Bir adet 28VDC çıkış.

Kabin Konfigürasyonu ise şöyledir:

- Fan destekli havalandırma.
- Acil Durum Barası sigorta kutusu.
- Bir adet "mürettebat şefi" interkom jak.

2.14 Aviyonikler

Prototip helikoptere takılması planlanan aviyonikler Çizelge 2.13 ve opsiyonel aviyonikler 2.14'te açıklamalı olarak verilmiştir.

Çizelge 2.14 : Opsiyonel Aviyonikler [63].

Aviyonik Ünite	Kütle (kg)	Boyut WxHxL/D (cm)	Güç Gereksinimi
Mesafe Ölçüm Cihazı(DME) (panel monteli) (KN-62)	1.179	16×3.3×31.1	15W
Otomatik Yön Bulucu(ADF) (ana ünite + gösterge + anten) (KR-87)	1.315+0.318+1.905	16.1×3.4×27.3	12W+1 W
Elektronik Uçuş Bilgilendirme Sistemi(EFIS) (Sandel SN-3308)	1.315	8.1×8.1×27.1	35W
GPS_NAV_COMM (GARMIN GNS530)	3.175	15.9×10.9×27.9	27.5 VDC

2.15 İç Yerleşim Planı

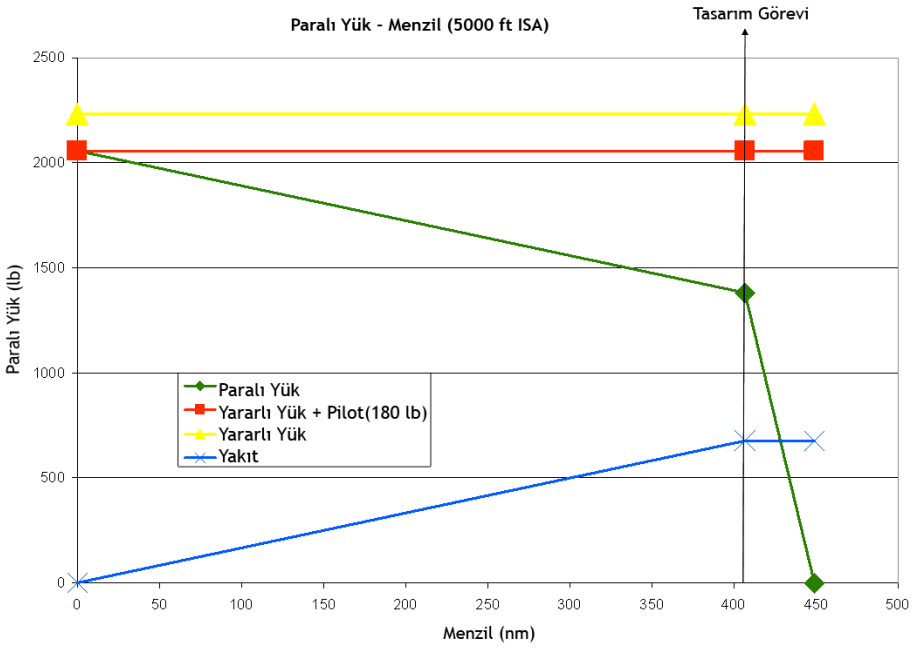
Tek rotorlu hava aracı olarak tasarlanmış prototip helikopterin ön tasarımında, 1 pilot ve 5 yolcu taşıma kapasiteli VIP yerleşimi çalışma menzilinin üzerine çıkabilmektedir. Düşürülmüş menzil ile 1 pilot ve 7 yolcu kapasiteli mekik yerleşimi seçeneği de mevcuttur. Ayrıca 1 pilot, 3 yolcu ve 2 sedye yerleşimi de ambulans seçeneği olarak sunulmaktadır. Bahse geçen üç yerleşim düzeni Şekil 2.28'de gösterilmiştir.



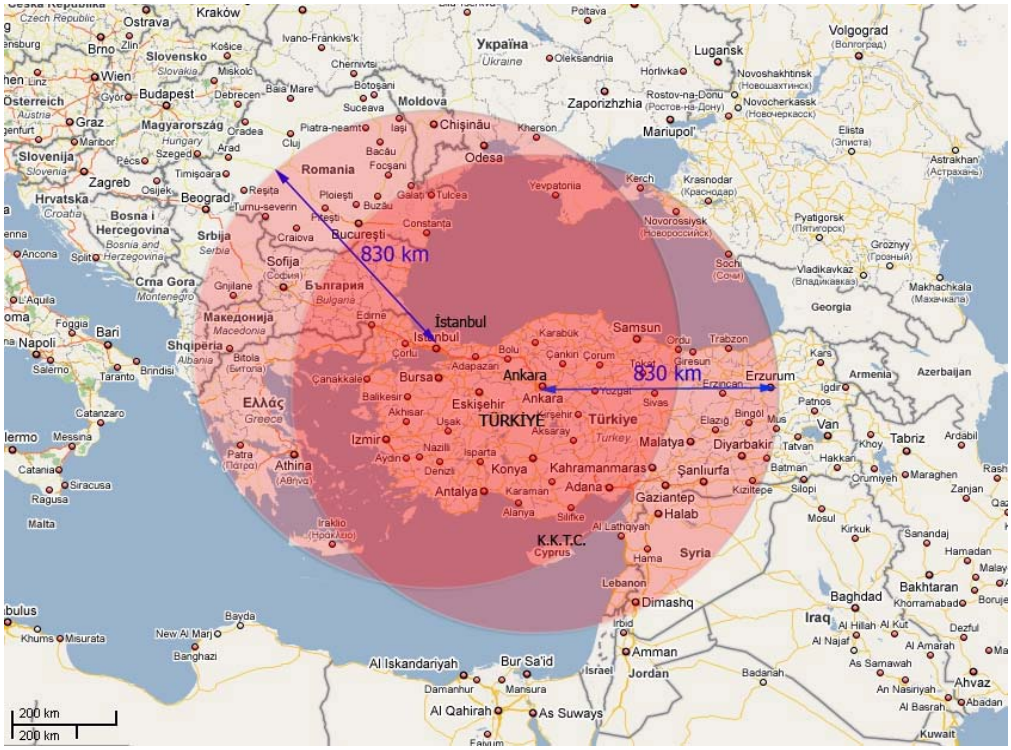
Şekil 2.28 : Kabin içi yerleşim seçenekleri [63].

2.16 Performans

Prototip helikopterin ön tasarım ölçütleri olarak Şekil 2.29'daki paralı yük-menzil şemasındaki performansı sağlaması arzu edilmektedir. Prototip helikopterin ek yakıt depoları olmadan Ankara ve İstanbul'dan kalkarak tek yönlü uçuş menzil dairesi Şekil 2.30'da harita üzerinde gösterilmiştir.



Şekil 2.29 : Paralı yük-menzil şeması [63].



Şekil 2.30 : Azami menzil haritası [63].

2.17 Maliyet

Prototip helikopterin ön tasarımında hesaplanan maliyet analizinin sonuçları özetle Çizelge 2.15'te verilmiştir.

Çizelge 2.15 : Ön tasarım maliyet analiz sonuçları [63].

Alt Sistemler	**Maliyet ($) (2008) Toplam 500 Helikopter için**
Ana Rotor	104975
Kuyruk Rotoru	30221
Yapı (Gövde)	294468
Uçuş Kontrol Sistemi	21344
Aviyonikler	116673
Dişli Sistemi	115373
Elektrik Sistemi	18570
Motor	137726
İtki Sistemi / Motor Sistemleri (motor hariç)	174122
İniş Takımı	16499
Aletler	9800
Kabin İçi	22586
Havalanırma	4027
Montaj	112844
Toplam	1179228
Diğer	**Yıl 2008**
Temel Satiş Fiyatı ($)	1441559
Üretkenlik (Ton-Knot)	177
Doğrudan İşletme Maliyeti (birim saat için) ($/hr)	376

3. HELİKOPTER AERODİNAMİĞİ

Helikopterin tamamını iyice anlamak için öncelikle rotor, gövde ve kontrol yüzeylerin ortamdaki hava ile etkileşerek oluşturdukları kuvvetler ve momentler önem arz ettiğinden helikopter aerodinamiğini ilk aşamada ele almak gerekmektedir.

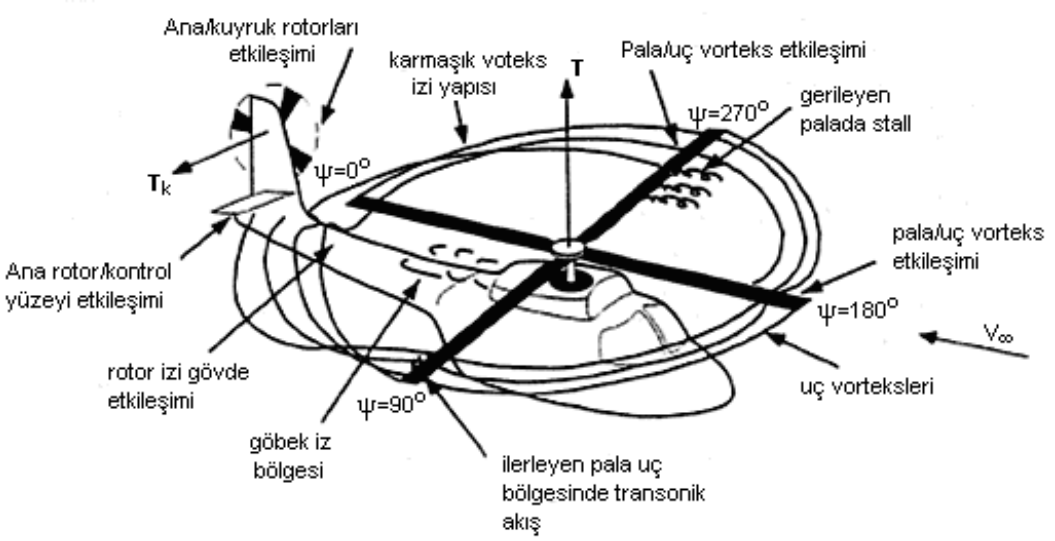
Helikopterin rotoru üç fonksiyonu gerçekleştirmektedir: 1) helikopterin ağırlığına karşı dikey taşıma kuvveti (itki) oluşturmak, 2) ileri uçuşta yatay itki kuvvetinin oluşturmak, ve 3) kuvvetleri ve momentleri oluşturmanın manası üç boyutlu uzayda helikopterin yönelmesini ve konumunu kontrol etmek içindir. Bu üç fonksiyon pilot tarafından tam olarak kontrol edilebilir olmalıdır. Sabit kanatlı hava araçların aksine helikopter rotoru tek başına bu üç temel işlemi gerçekleştirmelidir. Talep edilen bu isteri karşılamak üzere rotor tasarımcısının rotorun çalıştığı aerodinamik ortam, aerodinamik yüklerin çırpınan pala dinamik yanıtlarını nasıl etkilediği ve rotorun genel davranışı hakkında yeterince bilgi sahibi olmalıdır.

Rotordaki herhangi bir dönen palanın taşıma kabiliyeti yerel hücum açısı ve dinamik basıncına bağlıdır. Yerel dinamik basınç dönüş eksenine olan uzaklığın karesiyle orantılıdır ve palanın dönen eksen takımındaki konumu ψ istikamet açısı ile tanımlanır. Şu açıktır ki ileri uçuş hızı, palanın hatve açısı ve herhangi bir pala çırpınması ayrıca da rotordan akan tetiklenmiş akım dağılımı pala kesitinin hücum açısını etkilemektedir. Böylece palanın taşıma dağılımı, rotorun itkisi ve rotorun sarf ettiği güç de etkilenmiş olur. Rotor diski üzerindeki bu hücum açısının düzensizliği helikopter rotoru aerodinamik analizlerini zorlaştırmaktadır.

Tüm helikopterler kayda değer bir vaktini askı halinde harcamaktadırlar. Bu uçuş şartında helikopterler özellikle operasyonel olarak etkili olmak için tasarlanmıştır. Askı halinde rotorun ana görevi helikopter ağırlığı tersi yönünde dikey taşıma kuvvetini oluşturmak ve uçuş kontrolünü sağlamaktır. Aslında ileri uçuşta rotor yatay itici kuvveti ve helikopterin sürükleme kuvvetine karşı gelen kuvveti oluşturmalıdır. Bu da rotor düzlemini öne eğerek sağlanmaktadır. Bu durum toplam taşıma kuvvetini arttırırken itki kuvvetinin dikey bileşeni de hava aracının ağırlığına eşit olmaktadır. İleri uçuşta ayrıca rotor palalarında asimetrik hız alanı oluşturmaktadırlar. Azami hız

ilerleyen pala ve asgari hız gerileyen palada gözlenmektedir. Böylece lokal dinamik basınç ve pala hava yükleri başlıca rotorun dönüş hızında periyodik (1/tur) olmaktadırlar. Rotor palaların tasarımında dâhil edilen eklemlerden dolayı rotor palası çırpma menteşe etrafında hareket ederek rotor diskin eğilmesine neden olacaktır. Bu yapısal eğilim pilot tarafından palalara uygun döngüsel hatve girişleri uygulanarak karşılanabilir. Bu da rotor diskindeki aerodinamik taşıma kuvvetlerinin büyüklüğünü ve 1/tur esnasındaki fazını değiştirmektedir. Rotor ve palasının aerodinamiği bu bölümde ele alınacaktır lakin palanın çırpma ve gecikme hareketi Bölüm 4'te işlenecektir.

İleri uçuştaki helikopterin tüm aerodinamik karmaşıklığı Şekil 3.1'de şematik olarak gösterilmiştir. Sabit kanatlı hava araçlarına göre rotorun çalıştığı akış alanında kayda değer bir karmaşıklık vardır. Bunun nedeni de her bir paladan hususi izbölgesidir. Sabit kanatlı hava araçlarında rüzgârın izi ve üç vorteksleri hava aracının alt tarafına doğru akmakta iken, helikopterde ileri uçuş halinde palanın uç vorteksleri rotora yakın kalkmaktadır yani birçok dönüş için arkadaki palalar etkilenmektedir. Düşük disk yüklemesinde ve genellikle rotordan akan düşük ortalama akış hızlarında bu vorteksler güçlü üç boyutlu tetiklenmiş hız alanı oluşturmaya meyillidirler. Takip eden palalar bu tetiklenmiş hız alanına rastladıklarında palalarda dalgalanan hava yükleri oluşur. Bunun yanında rotorun performansı etkilenmektedir ve zamana bağlı bu hava yükleri yüksek rotor titreşimlerine ve odaklanmış rahatsız edici güçlü gürültü kaynağı olabilirler.



Şekil 3.1 : Helikopter aerodinamiği [36].

Yüksek ileri uçuş hızlarında rotor diski üzerindeki akışın yapısal asimetrik özelliği rotor performansını sınırlandıran aerodinamik problemlerin sayısını arttırmaktadır. En açık olan şudur ki rotor diskinin ilerleyen bölgesinde pala ucu süperkritik ve transonik akış rejimleri ile karşılaşabilir. Ayrıca, sıkışabilirlik bölgeleri ve nihayetinde güçlü şok dalgaların ortak oluşumu ile de yüz yüze kalınır. Ek olarak, şok dalga sürüklemesi oluşumuna ve şokun tetiklediği akım ayrılması ihtimalinden dolayı her iki olayda rotoru sürmek için daha fazla güç gereksinimine ihtiyaç duyulmaktadır ve ayrıca şok dalgalarının periyodik olması rahatsız edici gürültünün kaynağıdır. Sıkışabilirlik etkiler başrolde yer alırken rotor sisteminde artan güç talebi oluşursa ileri uçuş hızını nihayetinde sınırlandırır. Sıkışabilirlik etkileri hafifletmek için pala ucunun geometrisi uygun bir şekilde değiştirilerek ve daha ince transonik pala profilleri kullanılarak problemli olan aşırı güç gereksinimi ve gürültü daha büyük ileri uçuş hızlarında olacak şekilde geciktirilebilir fakat ortadan kaldırılamazlar.

Rotor diskinin gerileyen pala tarafında, lokal hızlar ve dinamik basınç izafi olarak düşüktürler ve palalar yüksek hücum açısında çalışarak taşıma sağlamaktadır. Eğer hücum açısının değerleri çok büyük olursa gerileyen pala taşıma kaybına uğrar (stall). Bu da toplam taşıma ve yatay itki kuvvetinde kayba neden olur ve ileri uçuş hızının daha fazla artmasını engellemek için iç bir bariyer oluşturur. Sabit kanatlı hava araçlarında düşük hızlarda taşıma kaybı (stall) oluşurken, şunu ifade etmek ilginç olacaktır ki helikopterde taşıma kaybı problemi izafi olarak yüksek hızlarda rastlanır. İleri uçuşta rotor palası üzerindeki akış ortamının zamana bağlı yapısal özelliğinden gerileyen palanın taşıma kaybı doğal olarak hayli düzensizdir ve bu da dinamik taşıma kaybı manasına gelmektedir. Dinamik taşıma kaybı esnasında oluşan düzensiz hava yükleri helikopterde ek titreşim kaynağıdırlar ve manevra kabiliyeti ile ileri uçuş hızını önemli ölçüde sınırlamaktadırlar. Rotor izi ile gövde, kuyruk rotoru ve diğer kuyruk kontrol yüzeyleri arasında birçok aerodinamik etkileşim var olabilir.

Helikopter aerodinamiği başlığı altında yatay ve dikey uçuş halinde momentum teorisi pala elemanı teorisiyle birlikte rotor aerodinamik katsayıları, kuvvetler ve momentler belirlenip hesaplanması, pala uç kayıplarının dâhil edilmesi, yüksek ileri uçuş hızlarında gerileyen pala bölgesindeki ters akımın rotor aerodinamiğine dâhil edilmesi, yer etkisindeki rotorun itki kuvvetinin modellenmesi, rotorun iz bölgesi

modellerine giriş, gövde ile dikey kanat ve yatay dengeleyici aerodinamiği bu bölümde çalışılacaktır.

3.1 Momentum Teorisi

Askı halinde helikopter ele alınırsa, rotor ve izinin çevrelendiği alanın değeri S olsun (bkz. Şekil 3.2) ve $d\vec{S}$ yüzeyin normaline ve dışa doğru birim vektör olsun. Bu sonlu kontrol hacmine uygulanan akışkan kütlesinin korunumu prensibini sağlayan denklem aşağıdaki gibi yazılabilir [36]:

$$\iint_S \rho\vec{V}\cdot d\vec{S} = 0 \qquad \textbf{(3.1)}$$

burada akışkanın yerel hızı $\vec{V}$ ve yoğunluğu ρ. Bu denklem kontrol hacmine giren hava akımının çıkan hava akımına eşit olması gerektiğini ifade eder. İfade edilmeli ki, (3.1) skaler bir denklemdir. Benzer olarak akışkan momentumunun korunumu prensibini sağlayan denklem aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\vec{F} = \iint_S p d\vec{S} + \iint_S \left(\rho\vec{V}\cdot d\vec{S}\right)\vec{V} \qquad \textbf{(3.2)}$$

Kontrol hacmi içerisinde kalan akışkan net basınç kuvveti sıfırdır. Böylece akışkana etki eden net kuvvet kontrol hacmi boydan boya geçen akışkan momentumunun zamanla değişim oranına eşittir. Vektörel olan (3.2) denklemi sanki bir boyutlu yaklaşımı yapılarak basitleştirilebilir. Son olarak akıştaki enerjinin korunumu denklemi aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$W = \iint_S \frac{1}{2}\left(\rho\vec{V}\cdot d\vec{S}\right)\left|\vec{V}\right|^2 \qquad \textbf{(3.3)}$$

Bu skaler denklem akışkan üzerinde rotor tarafından yapılan işi ifade eder.

3.1.1 Askı halinde momentum analizi

Yukarıda akışkan kütlesi, momentumu ve enerjinin korunumun genel denklemleri özel hal olan askı durumu için uygulanabilir. Şekil 3.2'de 0 kesit düzlemi rotorun epey üstündeki akışı ifade etmektedir. Askı halinde akışkan 0 kesit düzleminde durağandır yani $V_0 = 0$. Rotorun disk alanı A, kesit düzlemleri 1 ve 2 rotorun hemen üstü ve altıdır, ve rotorun uzağındaki akış düzlemi de ∞ ile ifade edilmiştir. Rotor

düzlemindeki tetiklenmiş hız v_i ise iz bölgesinin uzağında (venta contracta) w ile tanımlanan akış hızı artacaktır.

Akışın sanki-düzenli (quasy-steady) kabulünden ve kütle korunumu prensibinden, kütlenin akış oranı rotor izinin sınırları (kontrol hacmi) içerisinde sabit kalmalıdır.

$$\dot{m} = \iint_{\infty} \rho \vec{V} \cdot d\vec{S} = \iint_{2} \rho \vec{V} \cdot d\vec{S} \tag{3.4}$$

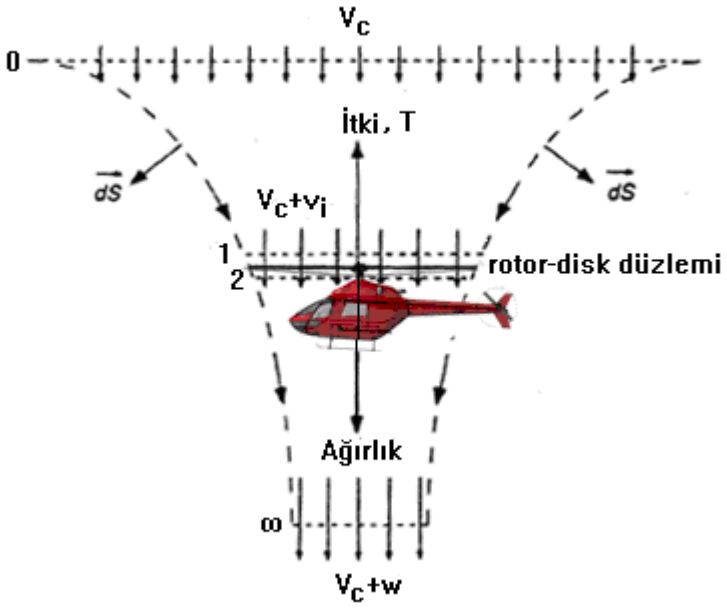
Bir boyutlu ve sıkıştırılamaz akış kabulü (3.4) aşağıdaki ifadeye indirgenir:

$$\dot{m} = \rho A_{\infty} w = \rho A_2 v_i = \rho A v_i \tag{3.5}$$

Akışkan momentumu korunumu prensibi rotor itki kuvveti ve kontrol hacminden çıkan akışkan momentumunun net zaman değişim oranı arasındaki bağıntıyı vermektedir. Rotorun itki kuvveti ters yöndeki akışkana etki eden kuvvete eşittir ve aşağıdaki gibidir [36]:

$$\begin{aligned} -\vec{F} = T &= \iint_{\infty} \left(\rho \vec{V} \cdot d\vec{S}\right)\vec{V} - \iint_{0} \left(\rho \vec{V} \cdot d\vec{S}\right)\vec{V} \\ &= \iint_{\infty} \left(\rho \vec{V} \cdot d\vec{S}\right)\vec{V} = \dot{m} w \end{aligned} \tag{3.6}$$

Askı halinde, 0 m/s hızında, (bkz Şekil 3.2) hava hareketsiz olduğundan dolayı yukarıdaki denklemin ilk satırın sağ tarafındaki ikinci terimi sıfırdır ve askı halinde rotor itki kuvveti skaler denklem gibi yazılabilir.



Şekil 3.2 : Askı halinde rotorun momentum analizi için akış modeli [36].

Enerjinin korunumu prensibinden, rotor üzerinde yapılan iş bir zamanındaki akış enerjisinin kazanç değerine eşittir. Birim zamanında yapılan iş, veya rotor tarafından çekilen güç aşağıdaki gibidir:

$$Tv_i = \iint_{\infty} \frac{1}{2}\left(\rho \vec{V} \cdot d\vec{S}\right)\vec{V}^2 - \iint_{0} \frac{1}{2}\left(\rho \vec{V} \cdot d\vec{S}\right)\vec{V}^2 = \iint_{\infty} \frac{1}{2}\left(\rho \vec{V} \cdot d\vec{S}\right)\vec{V}^2 = \frac{1}{2}\dot{m}w^2 \qquad \textbf{(3.7)}$$

Askı halinde (3.7) denklemin ilk satırının ikinci terimi sıfırdır ve rotorun tükettiği güç basitçe yukarıdaki (3.7) denkleminin ikinci satırındaki gibi hesaplanabilir.

Rotor itki kuvveti denklemi (3.6) ve güç denklemi (3.7)'den rotor düzlemi ve kontrol hacminin ∞ düzlemindeki tetiklenmiş hızların basit bağıntısı aşağıdaki gibidir:

$$v_i = \frac{1}{2}w \qquad \textbf{(3.8)}$$

Askı halinde denklem (3.5) uzaktaki izin kesiti ile rotor disk alanı arasındaki bağıntı ise aşağıdaki gibidir:

$$\frac{A_{\infty}}{A} = \frac{1}{2} \qquad \textbf{(3.9)}$$

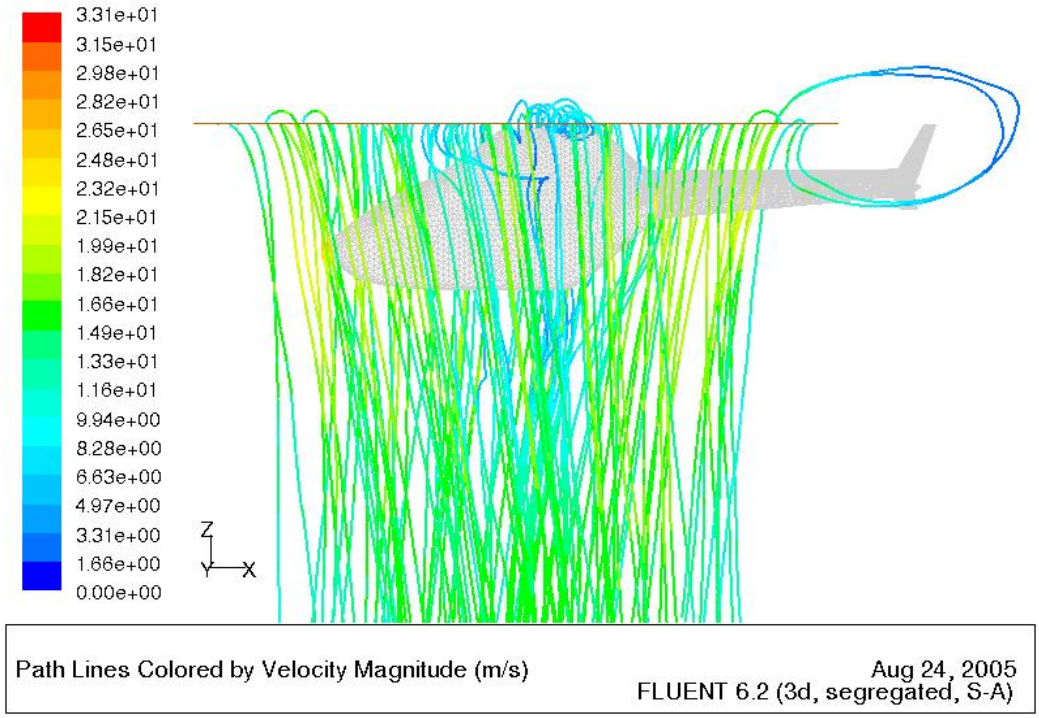
Başka bir değişle uzaktaki izin kesit alanı (vena contracta) rotor disk alanının tam yarısıdır. Dolayısıyla alan bağıntısından yola çıkarak yarıçaplar arasındaki ilişki ise şöyledir:

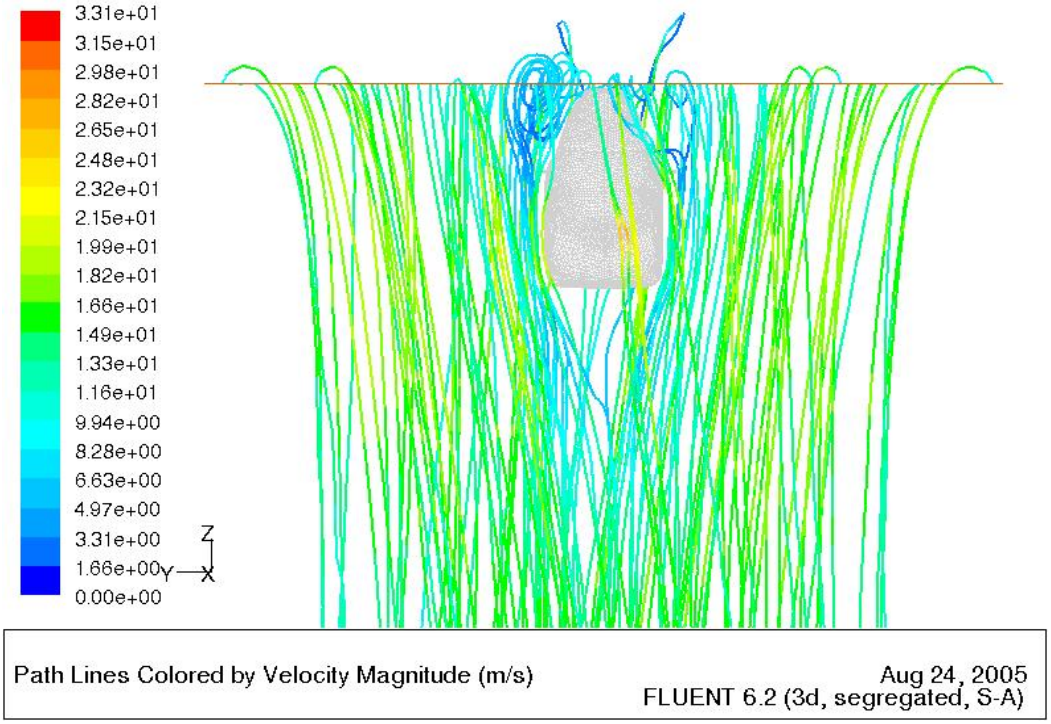
$$r_{\infty} = \frac{R}{\sqrt{2}} \qquad \textbf{(3.10)}$$

Rotor izi yarıçapı ile rotor yarıçapı oranına "iz daralma oranı (wake contraction ratio)" denir ve sayısal olarak $1/\sqrt{2} = 0.707$ eşittir. Deneyler sonucunda elde edilen iz büzülme oranı yaklaşık 0.78 olarak ölçülmüştür. Momentum teorisinden elde edilen değerden biraz farklı çıkmasının sebebi akışkanın viskozitesi, disk üzerinde düzensiz (nonuniform) akışın oluşumu ve dönen palaların tetiklediği rotor izindeki küçük döngüsel hız (swirl) bileşenleridir. Akım çizgilerin Fluent ile örnek bir analiz için şematik gösterimi Şekil 3.3'te verilmiştir.

Momentum teorisi rotor itki kuvveti ile rotorun tetiklemiş olduğu hız arasında ilişki kurmak üzere denklem (3.8)'i (3.6) yerine konulursa:

$$v_h \equiv v_i = \sqrt{\left(\frac{T}{A}\right)\frac{1}{2\rho}} \qquad \textbf{(3.11)}$$





Şekil 3.3 : Rotor izi [43].

Burada çok önemli parametrelerden biri olan disk yüklemesi $DL = T/A$'dır. Tetiklenmiş hız ayrıca aşağıdaki gibi de yazılabilir:

$$v_h \equiv v_i = \lambda_h \Omega R \qquad \textbf{(3.12)}$$

Burada askı halinde boyutsuz olan λ_h "tetiklenmiş iç akış oranı", Ω ise rotorun açısal hızı ve R rotorun yarıçapıdır. Rotor açısal hızı ve yarıçapının çarpımı ise V_{tip} uç hızı verir.

3.1.2 Tırmanma ve alçalma uçuşlarında momentum analizi

Helikopterde yeterli tırmanma performansı önemli işlevsel bir etkendir ve bunun için yeterli güç kaynakları tırmanma performansını geniş brüt ağırlık aralığında ve irtifalarda sağlamak üzere hazır olmalıdırlar. Tırmanma uçuşundaki rotorun kontrol hacmine ve iz bölgesine üç korunum yasasını Şekil 3.4'te gösterildiği gibi uygulanabilir. Bu hal içinde yine bu problemi sanki-bir boyutlu kabulü ve akışın dikey doğrultuda değiştiğini var sayarak yapılabilir. Şekil 3.4'te kontrol hacminin 0 hizasındaki hız bileşenin büyüklüğü V_c'dir. Rotor düzleminde ise hız $V_c + v_i$, ve iz bölgesinin uzağındaki hız $V_c + w$ dir. Maddenin korunumundan kontrol hacmindeki kütle debisi sabittir ve genel formu (3.1) ve asılı hal şartına benzer (3.4) göre yazıldığı gibidir ve tırmanma uçuşu sınır şartları yazılarak değerlendirilirse aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$\dot{m} = \rho A_\infty \left(V_c + w\right) = \rho A(V_c + v_i) \tag{3.13}$$

Momentumun korunumu prensibinden ve sabit tırmanma uçuşunda rotor diskinden yeterince yukarıda olan üst akımın hızı sonlu bir değer olduğundan dolayı (3.2)'den farklı olarak sağ taraftaki her iki terim hesaba katılır ve rotorun itki kuvveti aşağıdaki gibi oluşur:

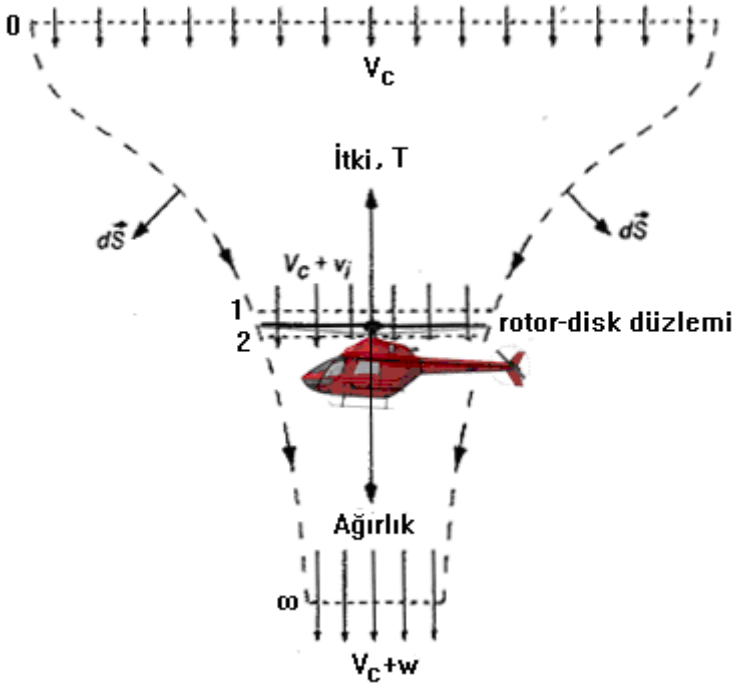
$$T = \dot{m}(V_c + w) - \dot{m}V_c = \dot{m}w = \rho A\left(V_c + v_i\right)w = 2\rho A\left(V_c + v_i\right)v_i \tag{3.14}$$

Hatırlatılmalı ki, sabit tırmanma uçuşunda rotorun itki kuvveti askı halindeki ile aynıdır. Tırmanma uçuşunda ise enerjinin korunumu prensibinden rotorun yapmış olduğu iş veya gerekli güç aşağıdaki gibidir:

$$T(V_c + v_i) = \frac{1}{2}\dot{m}(V_c + w)^2 - \frac{1}{2}\dot{m}V_c^2 = \frac{1}{2}\dot{m}w(2V_c + w) \tag{3.15}$$

Tırmanma uçuşunda momentumun korunumu prensibi (3.14)'ten yola çıkarak rotor tarafından tetiklenmiş hızlar ve tırmanma hızı arasındaki ilişki aşağıdaki gibidir:

$$\frac{T}{2\rho A} = v_h^2 = \left(V_c + v_i\right)v_i = V_c v_i + v_i^2 \tag{3.16}$$



Şekil 3.4 : Momentum teorisi analizi için dikey tırmanma uçuş modeli [36].

Yukarıdaki denklem v_h^2 ile bölünürse, ikinci dereceden olan aşağıdaki denklem elde edilir:

$$\left(\frac{v_i}{v_h}\right)^2 + \frac{V_c}{v_h}\left(\frac{v_i}{v_h}\right) - 1 = 0 \qquad \textbf{(3.17)}$$

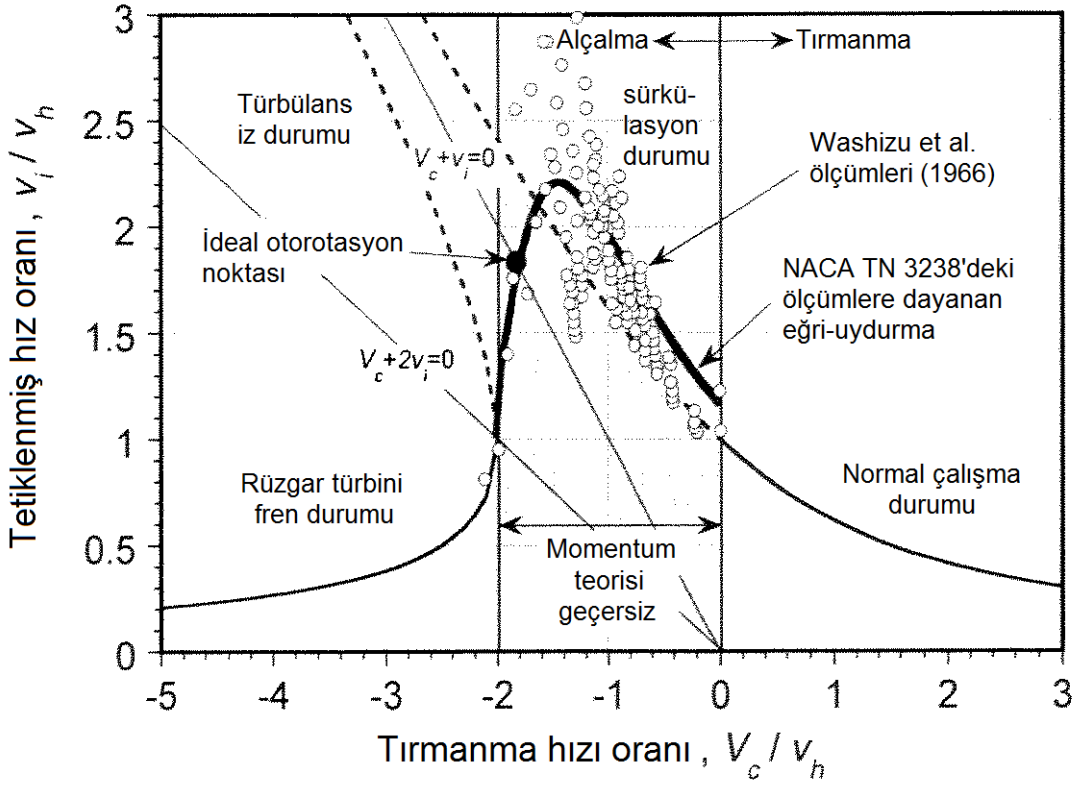
Bu denklemin çözümü kareköklü ifadenin bir negatif ve bir de pozitif işaretli olan iki çözümü mevcuttur. Tırmanma uçuşunda ise kabul edilen akım modeline aykırı olmaması için çözüm daima aşağıdaki gibi pozitif olmalıdır:

$$\frac{v_i}{v_h} = -\frac{V_c}{2v_h} + \sqrt{\left(\frac{V_c}{2v_h}\right)^2 + 1} = 0 \qquad \textbf{(3.18)}$$

Bu analizin sonuçları Şekil 3.4'te gösterilmiştir. Diğer kök V_c/v_h eksenin sol tarafında kaldığından dolayı fiziksel bir mana içermemektedir. Tırmanma hızı artarken rotordaki tetiklenmiş hız azalmaktadır ki bu duruma askı hali alt limit olmak üzere rotorun normal çalışma hali denir. İfade edilmeli ki, Şekil 3.5'te kesik çizgiyle gösterilen eğriler negatif V_c hızları (alçalma hızı) için sadece matematiksel çözümlerdir. Rotor alçalmaya başlayınca iki olası çözüm oluşabilir ki bu kabul edilen akış modeli ile çelişmektedir. Yapılan deneysel ölçümler fiziksel manası olmayan

kökü belirli bir azalma hızına kadar yaklaşık olarak takip etmektedir. Dolayısıyla düşük alçalma hızlarında (3.18) denklemiyle çözüm yapılabilir.

Tırmanma modeli V_c hızının ters yönde olacağından ve izbölgesinin rotorun üst tarafına geçeceğinden ötürü alçalma için kullanılamaz. Alçalma uçuş hali için akış modeli ve kontrol hacmi Şekil 3.6'da verilmiştir. Bu model ancak askı halindeki tetiklenmiş hızın iki katı ve fazlası olan hız değerleri için geçerlidir $|V_c| > 2v_h$. Böylece iyi tanımlanmış iz akışı rotorun üst tarafı ve rotor diskini çevresinde daima var olacaktır. Kontrol hacminin girişindeki hız büyüklüğü V_c , rotor düzleminde $|V_c| - v_i$, ve iz bölgesinin uzağında $|V_c| - w$ büyüklüğündedir.



Şekil 3.5 : Momentum teorisine bağlı tırmanma ve alçalma hızlarının fonksiyon halinde değişimleri, tetiklenmiş hız eğrisi (tekrar çizim [36]).

Rotor diskinin hava debisi kütle korunumu prensibi (3.4) temel alınarak aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$\dot{m} = \rho A_\infty \left(V_c + w\right) = \rho A (V_c + v_i) \qquad \textbf{(3.19)}$$

Momentumun korunumu prensibinden ve sabit alçalma uçuşunda rotor diskinden yeterince aşağıda olan üst akımın hızı sonlu bir değer olduğundan dolayı (3.2)'den

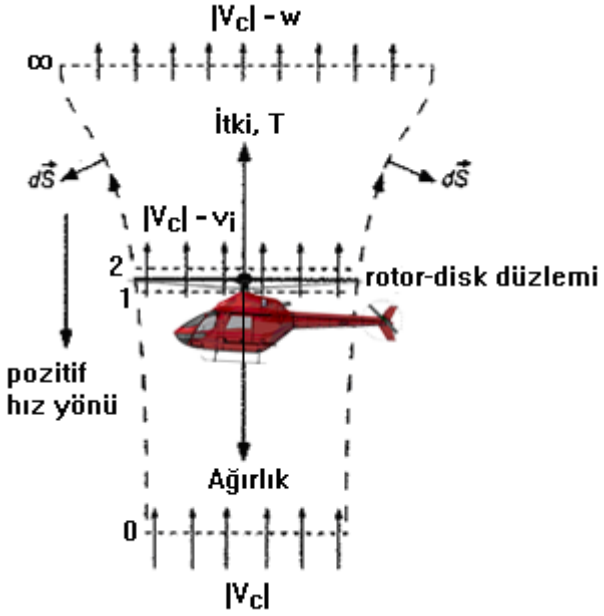
farklı olarak sağ taraftaki her iki terim hesaba katılır ve rotorun itki kuvveti aşağıdaki gibi oluşur:

$$T = -\left[\iint_{\infty}\left(\rho\vec{V}\cdot d\vec{S}\right)\vec{V} - \iint_{0}\left(\rho\vec{V}\cdot d\vec{S}\right)\vec{V}\right] \\ = \left(-\dot{m}\right)(V_c + w) - \left(-\dot{m}\right)V_c = -\dot{m}w \tag{3.20}$$

Rotor tarafından alçalma uçuşunda yapılan iş aşağıdaki gibidir:

$$T(v_i + V_c) = \frac{1}{2}\dot{m}V_c^2 - \frac{1}{2}\dot{m}(V_c + w)^2 = -\frac{1}{2}\dot{m}w(2V_c + w) \tag{3.21}$$

Yukarıdaki denklem eksi işaretlidir. Böylece rotor hava akımından güç çıkarmakta ve rotorun bu işlev haline rüzgâr türbini hali (windmill state) denmektedir.



Şekil 3.6 : Momentum teorisi analizi için dikey alçalma uçuş modeli [36].

Alçalan rotor için

$$\frac{T}{2\rho A} = v_h^2 = -\left(V_c + v_i\right)v_i = -V_c v_i - v_i^2 \tag{3.23}$$

Yukarıdaki denklem v_h^2 ile bölünürse, ikinci dereceden olan aşağıdaki denklem elde edilir:

$$\left(\frac{v_i}{v_h}\right)^2 + \frac{V_c}{v_h}\left(\frac{v_i}{v_h}\right) + 1 = 0 \tag{3.22}$$

Bu denklemin çözümü kareköklü ifadenin bir negatif ve bir de pozitif işaretli olan iki çözümü mevcuttur. (3.22) denklemin pozitif terimli çözüm kabul edilen akış

modeline uymadığı için fiziksel bir mana içermediği gibi çözüm de olamaz. Alçalma uçuşunda ise kabul edilen akım modeline aykırı olmaması için çözüm aşağıdaki gibi olmalıdır:

$$\frac{v_i}{v_h} = -\frac{V_c}{2v_h} - \sqrt{\left(\frac{V_c}{2v_h}\right)^2 - 1} = 0 \qquad \textbf{(3.24)}$$

Bu ifade $V_c \le -2v_h$ şartlar için geçerlidir.

Alçalma hızı $-2v_h \le V_c \le 0$ aralığında ise, rotorun iz bölgesindeki hızlar aşağı veya yukarı yönde olabilir. Bu koşullar altında rotorda daha karışık sirkülâsyon akış modeli var olabilir. Momentum teorisi bu bölgede rotoru çevreleyen kesin bir kontrol hacminin olmamasından ötürü kullanılamaz. Dolayısıyla daha karışık işlevsel durum aşağıdaki gibi tanımlanmıştır [30]:

$$\frac{v_i}{v_h} = \kappa + k_1\left(\frac{V_c}{v_h}\right) + k_2\left(\frac{V_c}{v_h}\right)^2 + k_3\left(\frac{V_c}{v_h}\right)^3 + k_4\left(\frac{V_c}{v_h}\right)^4 \qquad \textbf{(3.25)}$$

Burada $k_1 = -1.125$, $k_2 = -1.372$, $k_3 = -1.718$, $k_4 = -0.655$ katsayılarıyla $-2v_h \le V_c \le 0$ bölgesinde tanımlı (bkz. Şekil 3.4) tetiklenmiş hız değeri hesaplanabilir. Ayrıca κ askı halinde ölçülen tetiklenmiş güç faktörüdür ve [30] göre $\kappa = 1.15$ seçilebilir.

3.1.3 İleri uçuşta momentum analizi

Ana rotor ileri uçuş halinde hava hızının rotor diskine paralel bileşeni olan $V_\infty \cos\alpha$ ile hareket etmektedir. Helikopter rotorları kaldırma ve itici kuvveti oluşturmakla yükümlü olduklarından, rotor diski gelen hava akımına doğru belirli bir hücum açısında eğilmelidir. Bu şartlar altında rotordaki eksenel simetrilik kaybolur. Doğal olarak ileri uçuştaki rotor akımının mahiyeti daha karmaşık olmasına rağmen, basit momentum teorisi bu halleri kesin kabuller altında içermek üzere genişletilebilir. İleri uçuş hali için akış modeli ve kontrol hacmi Şekil 3.7'de verilmiştir.

Diskin kütle debisi:

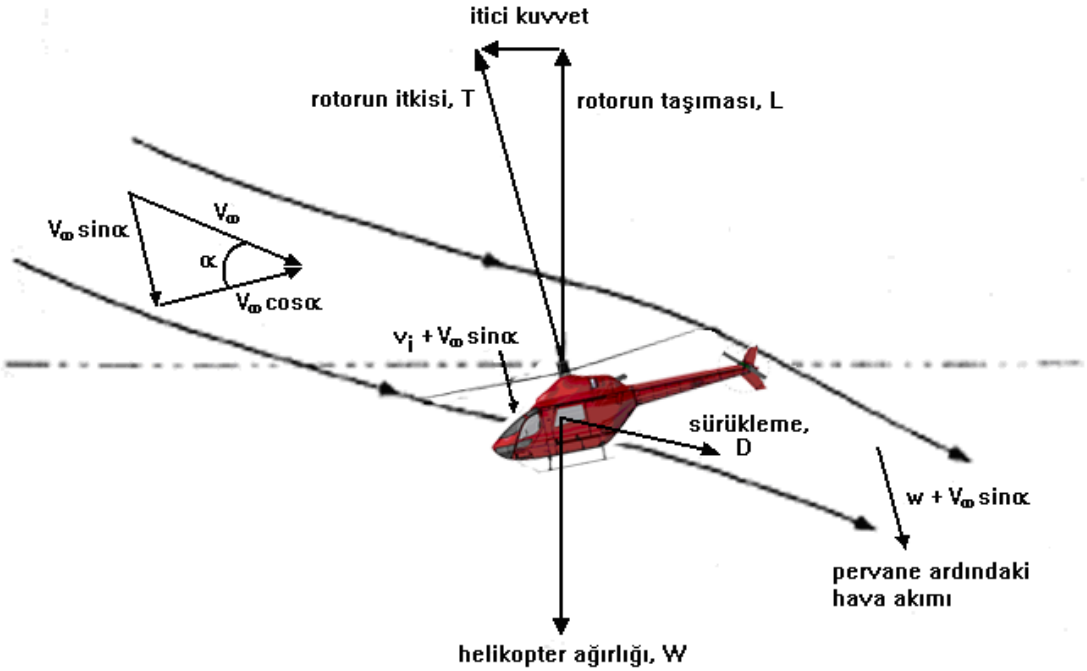
$$\dot{m} = \rho A_\infty w = \rho A_2 v_i = \rho A v_i \qquad \textbf{(3.26)}$$

ve rotor diskine etki eden hızın büyüklüğü aşağıdaki gibidir:

$$V = \sqrt{(V_\infty \cos\alpha)^2 + (V_\infty \sin\alpha + v_i)^2} = \sqrt{V_\infty^2 + 2V_\infty v_i \sin\alpha + v_i^2} \qquad \textbf{(3.27)}$$

Diske dik yönündeki momentumun korunumu uygulaması halinde itki (kaldırma) kuvvetini verir:

$$T = \dot{m}\left(w + V_\infty \sin\alpha\right) - \dot{m}V_\infty \sin\alpha = \dot{m}w \qquad \textbf{(3.28)}$$



Şekil 3.7 : Momentum analizi için ileri uçuş modeli [36].

Enerjinin korunumundan ve (3.7)'den faydalanılarak:

$$P = T\left(v_i + V_\infty \sin\alpha\right) = \frac{1}{2}\dot{m}\left(2V_\infty w \sin\alpha + w^2\right) \qquad \textbf{(3.29)}$$

Denklem (3.28) ve (3.29) kullanarak, ve ayrıca $w = 2v_i$ ile (3.27) yerine koyarak

$$T = 2\dot{m}v_i = 2\rho A U v_i = 2\rho A v_i \sqrt{V_\infty^2 + 2V_\infty v_i \sin\alpha + v_i^2} \qquad \textbf{(3.30)}$$

Yüksek ileri uçuş hazırlarında, $V_\infty << v_i$, yukarıdaki denklem basitçe $T = 2\rho A v_i V_\infty$ olarak yazılabilir. Hatırlama mahiyetinde ise, askı halinde $V_\infty = 0$'dır ve yukarıdaki denklem $T = 2\rho A v_h^2$ halini alır.

Askı halinde (3.30) denkleminde $V_\infty = 0$ olduğundan tetiklenmiş hız $v_h^2 = T/2\rho A$ şeklindedir. İleri uçuşta ise tetiklenmiş hız aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$v_i = \frac{v_h^2}{\sqrt{(V_\infty \cos\alpha)^2 + (V_\infty \sin\alpha + v_i)^2}} \tag{3.31}$$

Ana rotorun boyutsuz ilerleme hızı oranı $\mu = V\cos\alpha/\Omega R$, bu aşamada devreye girerse, rotor diskinden geçen hava oranı veya iç akış oranı aşağıdaki gibi tanımlanabilir.

$$\lambda = \frac{V\sin\alpha + v_i}{\Omega R} = \mu\tan\alpha + \lambda_i \tag{3.32}$$

İndüklenmiş hız $v_i = \lambda_i \Omega R$ ve $\lambda_h = \sqrt{c_T/2}$ 'dir ve tetiklenmiş iç akış oranı

$$\lambda_i = \frac{\lambda_h^2}{\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} = \frac{c_T}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} \tag{3.33}$$

Sonuç olarak iç akış oranını çözmek için aşağıdaki ifade kullanılır [30, 31, 36]:

$$\lambda = \mu\tan\alpha + \frac{c_T}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} \tag{3.34}$$

Aşağıda grafikte iç akış oranının disk hücum açısıyla değişimi verilmiştir.

İç akış oranının çözümü iki iteratif yöntem ile hesaplanabilmektedir. Bu yöntemlerden birincisi sabit nokta iterasyonudur. Başlangıç adımı olan $n = 0$ için askı halinde iç akış oranı $\lambda_0 = \lambda_h = \sqrt{c_T/2}$ yazılır ve genelde yakınsama ölçütünü $\varepsilon < 0.0005$ veya %0.05 olarak alınır. Sonuca ulaşmak için ortalama 10-15 iterasyon adımı gereklidir.

$$\lambda_{n+1} = \mu\tan\alpha + \frac{c_T}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda_n^2}} \tag{3.35}$$

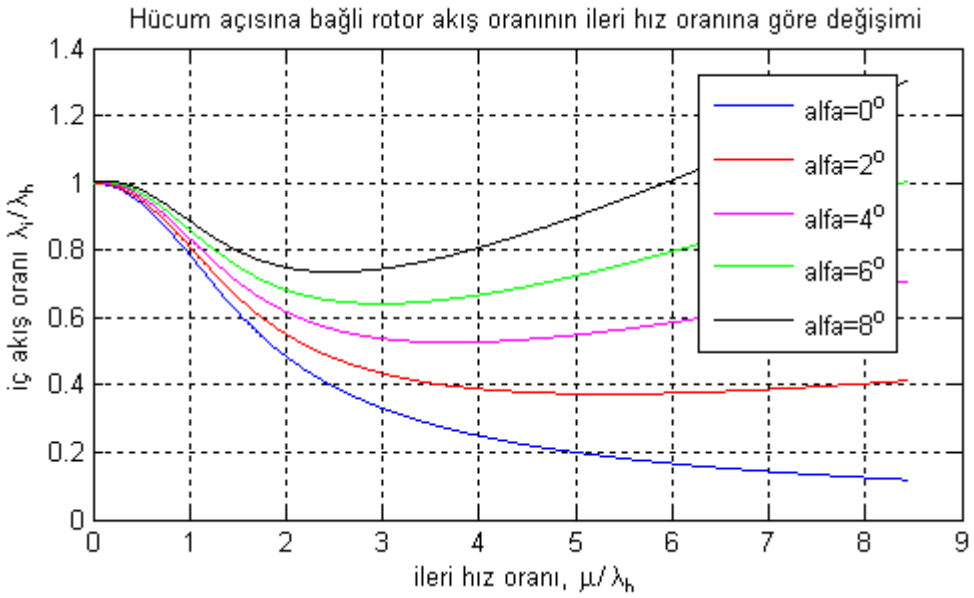
$$\varepsilon = \left\| \frac{\lambda_{n+1} - \lambda_n}{\lambda_{n+1}} \right\| \tag{3.36}$$

İkinci yöntem ise Newton-Raphson iteratif yöntemidir. Bu yöntemin avantajı hesaplama süresini azaltan fonksiyonun birinci türevinin hesaba katılmasıdır. Başlangıç şartı olarak $\lambda_0 = \lambda_h$ ile yola çıkılırsa 3 ile 4 iterasyonda (3.36) yakınsama ölçütünü sağlayarak iç akış oranı aşağıdaki üç denklem ile hesaplamaktadır.

$$f(\lambda) = \lambda - \mu \tan\alpha - \frac{c_T}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} = 0 \tag{3.37}$$

$$f'(\lambda) = 1 + \frac{c_T}{2}\left(\mu^2 + \lambda^2\right)^{-3/2} \lambda \tag{3.38}$$

$$\lambda_{n+1} = \lambda_n - \left[\frac{f(\lambda)}{f'(\lambda)}\right]_n = \left[\frac{\mu \tan\alpha + \dfrac{c_T\left(\mu^2 + \lambda^2\right)}{2\left(\mu^2 + \lambda^2\right)^{3/2}}}{1 + \dfrac{c_T}{2}\dfrac{\lambda}{\left(\mu^2 + \lambda^2\right)^{3/2}}}\right]_n \tag{3.39}$$

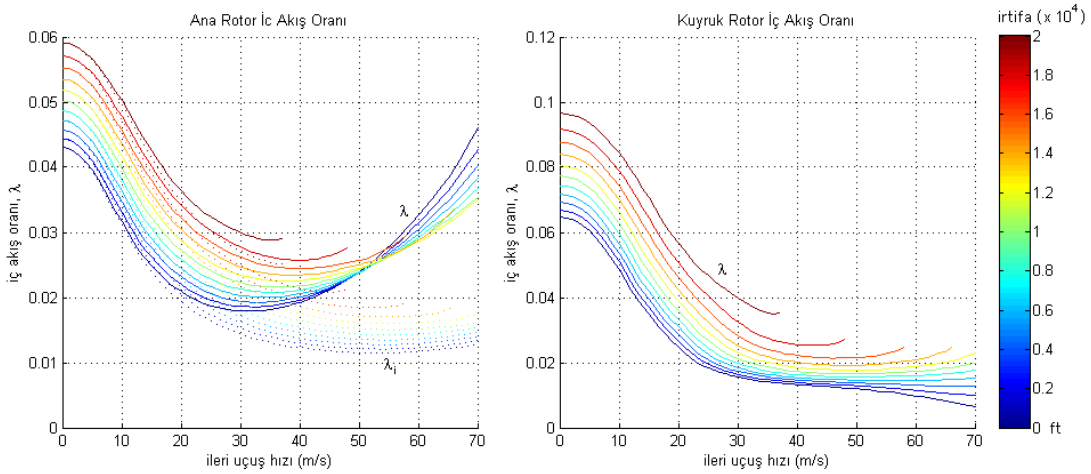


Şekil 3.8 : Değişik rotor hücum açılarında iç akışın ileri hız oranına göre değişimi.

Değişik rotor diski hücum açılarına göre iç akış oranının λ/λ_h ve μ/λ_h ilerleme oranına değişimi Şekil 3.8'de verilmiştir. Şekilden görüleceği üzere ilerleme oranı arttıkça iç akış oranı azalmaktadır. Fakat hücum açısının artması ile büyük ileri uçuş hızlarında içe akış oranı da artmaktadır. Hücum açısının negatif olması durumunda disk negatif içe akış oluşturur ve buda gerekli gücün sıfıra doğru yönelmekte olduğunu göstermekte veya oto rotasyon şartıdır denilebilir. Dikey uçuş halinde iç akış oranı aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\lambda = \mu \tan\alpha + \frac{c_T}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} + \mu\frac{c_H}{c_T} + \lambda_c \cos\alpha \tag{3.40}$$

Prototip helikopterin brüt ağırlıkta dinamik denge halinde değişik uçuş irtifaları ve ileri uçuş hızlarında ana ve kuyruk rotorlarının iç akış oranları Şekil 3.9'da verilmiştir. Ana rotor için (3.40) iç akış oranı bağıntısı kullanılmıştır. Kuyruk rotoru için de (3.34) iç akış oranı bağıntısından faydalanılmıştır.



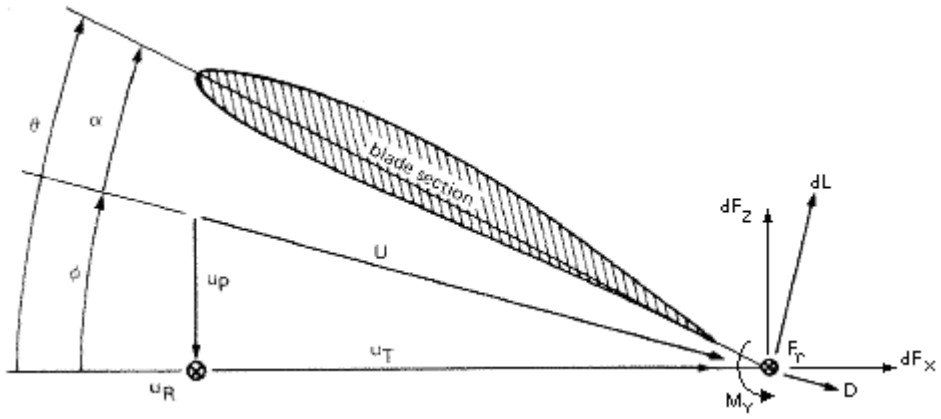
Şekil 3.9 : Ana ve kuyruk rotorlarının iç akış oranları.

3.2 Pala Elemanı Analizi

Bu bölümde pala elemanı teorisi aerodinamik kuvvetleri ve momentleri hesaplamak için kullanılmıştır. Pala elamanı yaklaşımı helikopter rotor analizlerinde [30, 31, 35] ile yerleşmiştir. Pala elemanı teorisi her bir pala kesitinin iki boyutlu kanat profili gibi davrandığı kabulünü yapmaktadır. Ayrıca rotor izi pala kesitinde bütünüyle tetiklenmiş hızı içermektedir. Kesitteki aerodinamik ortam ve pala hareketleri tipinden kesit yüklerini bulmak için iki boyutlu kanat özellikleri kullanılabilir. Tetiklenmiş hız değişik yöntemler ile hesaplanabilir ki bunlar momentum teorisi, vorteks teorisi, ya da düzensiz iç akış hesaplama yöntemleridir. Bu tezde tetiklenmiş hız bir önceki bölümde anlatılan momentum teori si kullanılarak modellenmiştir. Pala elemanı teorisini kullanmak için boy oranının (aspect ratio) büyük olması gerekmektedir ki dönen kanatlar için bu doğrudur. Fakat pala ucu civarında veya vorteks-pala etkileşiminin büyük tetiklenmiş hız gradiyentlerinde taşıma yüzeyi teorisi kullanılarak daha doğru sonuçlar alınabilir [30]. İfade edilmeli ki ilk aşamada aerodinamik yükleri hesaplanırken ters akım etkisi ihmal edilmiştir. Fakat ileriki bölümde büyük ileri uçuş hızlarında etkili olan ters akımın etkisi hesaba katılmıştır.

Rotor palasına etki eden hızlar rotorun dönüş hızı, helikopterin ilerleme oranı ve palanın istikamet (azimut) açısına bağlıdır. Pala kesitinin bileşke hızı, iç akış açısı ve

hücum açısı Şekil 3.10'da gösterilen pala elemanı şekline göre aşağıda sırasıyla verilmiştir.



Şekil 3.10 : Rotor pala elemanın aerodinamiği [30].

$$u = \sqrt{u_T^2 + u_P^2} \tag{3.42}$$

$$\phi = \tan^{-1}\frac{u_P}{u_T} \tag{3.43}$$

$$\alpha = \theta - \phi \tag{3.44}$$

Müşterek (collective) θ_c kontrol girişi, döngüsel (cyclic) θ_{1c}, θ_{1s} kontrol girişleri ve pala boyunca burulma açısını θ_{tw} içeren palanın istikamet açısına bağlı olarak her bir pala kesitinde periyodik değeri $\theta = \theta_c + \theta_{tw} r + \theta_{1c}\cos\psi + \theta_{1s}\sin\psi$ şeklinde hesaplanır.

Prototip helikopter modelinin 0, 20, 40, 60 m/s değişik ileri uçuş hızlarında rotor diski genelince dinamik denge şartında oluşan hücum açısı kontur grafikleri Şekil 3.11'de gösterilmiştir. İlerleme oranının büyük olduğu uçuş şartlarında hücum açısının -4 dereceden küçük olan değerleri ters akımı ifade ettiklerinden dolayı hesaba katılmamışlardır fakat ters akımın işlendiği bölümde ele alınmıştır.

İleri uçuştaki helikopterin hızı V, rotor diskinin hücum açısı α (rotor öne eğildiği yön pozitif), rotorunda dönme hızı Ω ve dönüş hızı üstten bakıldığında saat yönün tersinde ise rotor diskinin ilerleyen bölgesi sağ (sancak) yönündedir. Rotorun x, y, z ekseni, geri, sağ ve yukarı yönlerde olup Şekil 3.12'de O ile gösterilen dönüş merkezindedir. Rotor diski düzlemindeki helikopter hız bileşeni $V\cos\alpha$ ve pala ucu hızı açısal hızın rotor yarıçapının çarpımına eşittir. Bu iki hızın oranı ilerleme oranını vermektedir ve aşağıdaki gibi tanımlanır:

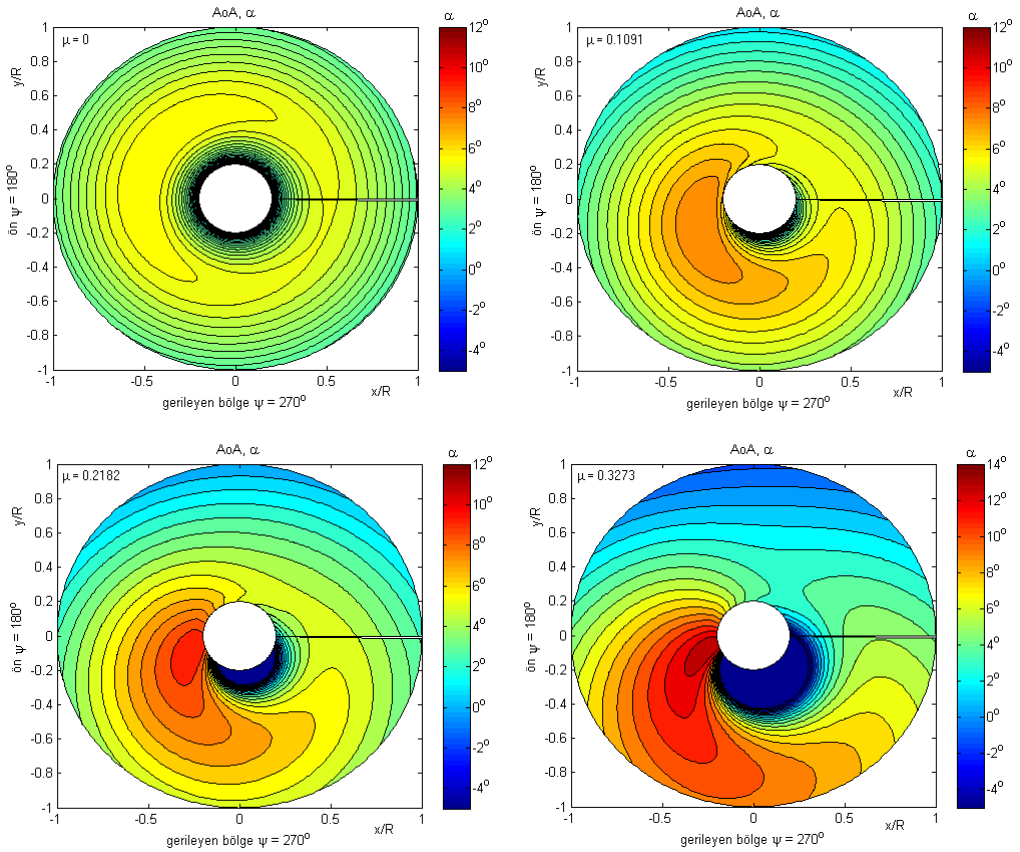
$$\mu = \frac{V \cos \alpha}{\Omega R} \tag{3.45}$$

İfade edilmeli ki, ilerleme oranı rotorun boyutsuz hızıdır. Palanın dönüşü esnasında istikamet açısının (azimut) değeri $\psi = \Omega t$. Pala kesitine etki eden hız bileşenleri u_T disk düzlemine paralel ve firar kenarına doğru pozitif yöndedir, u_R radyal ve dışa doğru pozitif ve u_P disk düzlemine dik ve aşağı doğru pozitiftir. Rotor palasının dönen eksenlerdeki boyutlu (büyük harf ile yazılanlar) ve boyutsuz hız bileşenleri aşağıdaki gibidir:

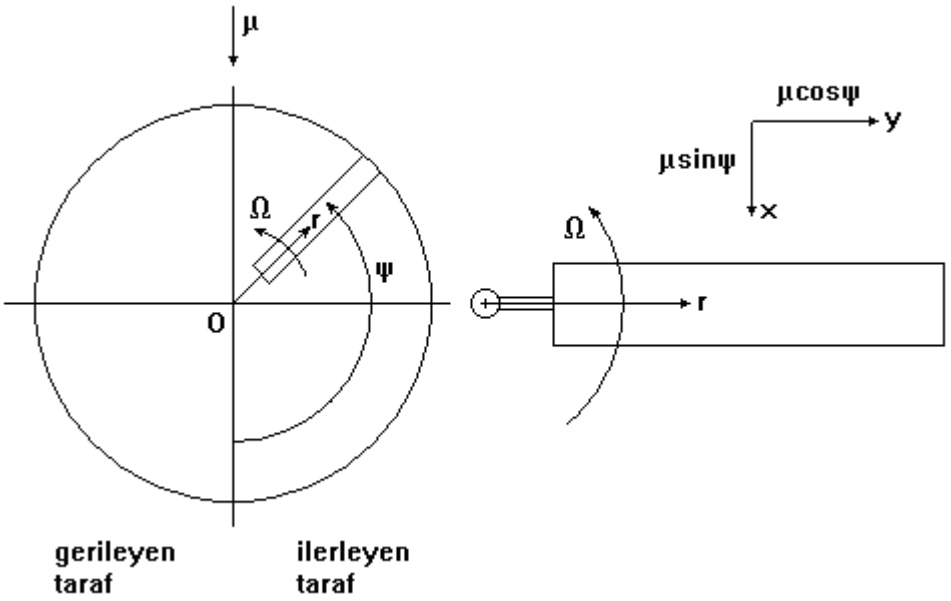
$$\frac{U_T}{\Omega R} = u_T = r + \mu \sin \psi \tag{3.46}$$

$$\frac{U_R}{\Omega R} = u_R = \mu \cos \psi \tag{3.47}$$

$$\frac{U_P}{\Omega R} = u_P = \lambda + r\dot{\beta} + \beta\mu \cos \psi \tag{3.48}$$

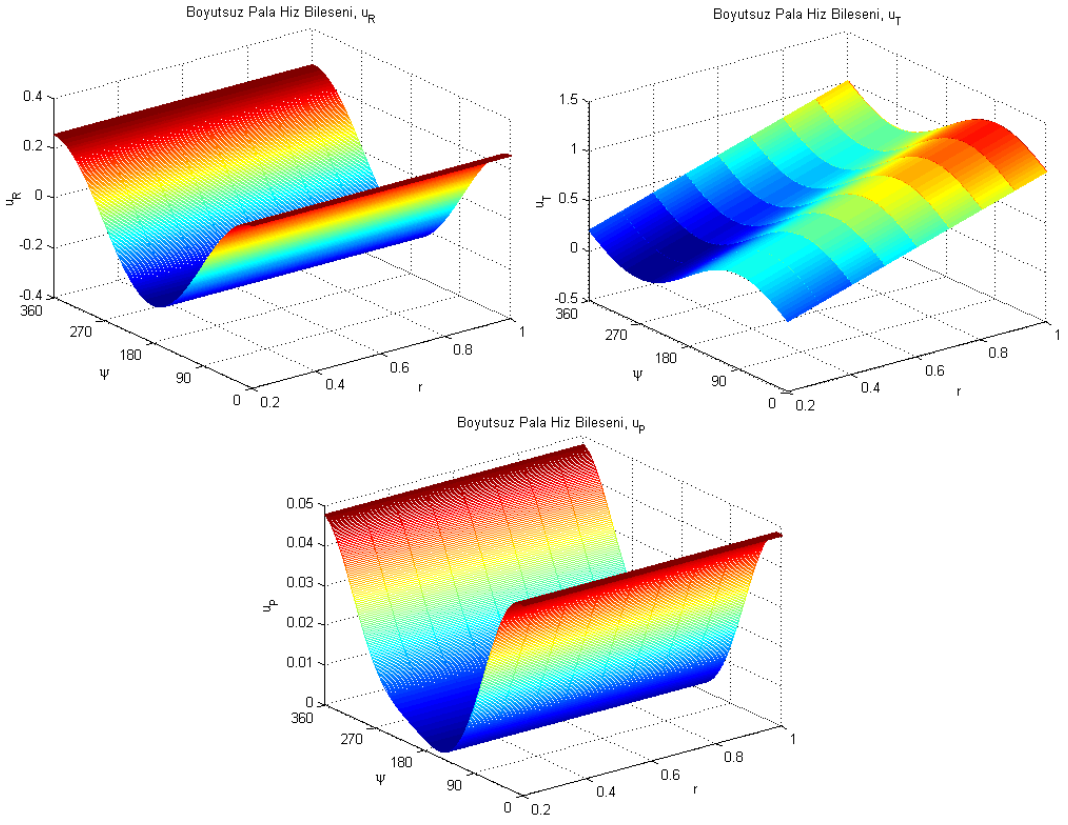


Şekil 3.11 : μ ilerleme oranlarının 0, 0.1091, 0.2182 ve 0.3273 değerlerinde rotor diski gelince birim uzunlukta hücum açısı dağılımları.



Şekil 3.12 : Rotor palasına etki eden hızlar.

burada palanın çırpma hareketinden gelen $\dot{\beta}, \beta$ değerleri Bölüm 4'te değişik rotor yapılandırmaları için ele alınmıştır. Örnek bir ileri uçuş şartında rotor palasının kökünden ucuna kadar ve tam bir turu için u_T, u_P ve u_R hızların değişimi üç boyutlu grafikte olarak Şekil 3.13'te gösterilmiştir.



Şekil 3.13 : u_R, u_P, u_T hızların palanın bir tur boyunca 3B dağılımları (u=30m/s).

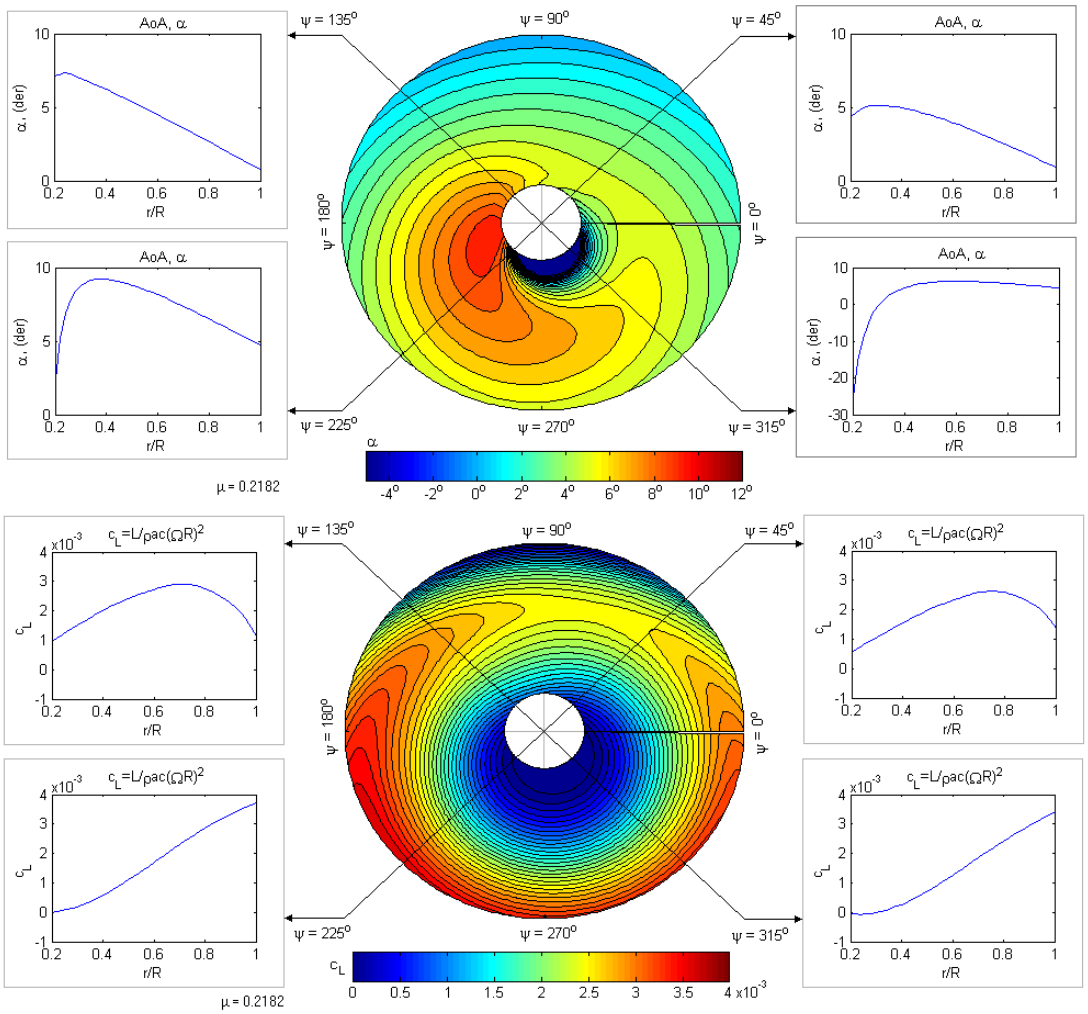
Pala kesitine etki eden aerodinamik taşıma ve sürükleme kuvvetleri ile yunuslama momenti aşağıdaki denklemler ile hesaplanabilirler:

$$dL = \frac{1}{2}\rho U^2 c c_L \tag{3.49}$$

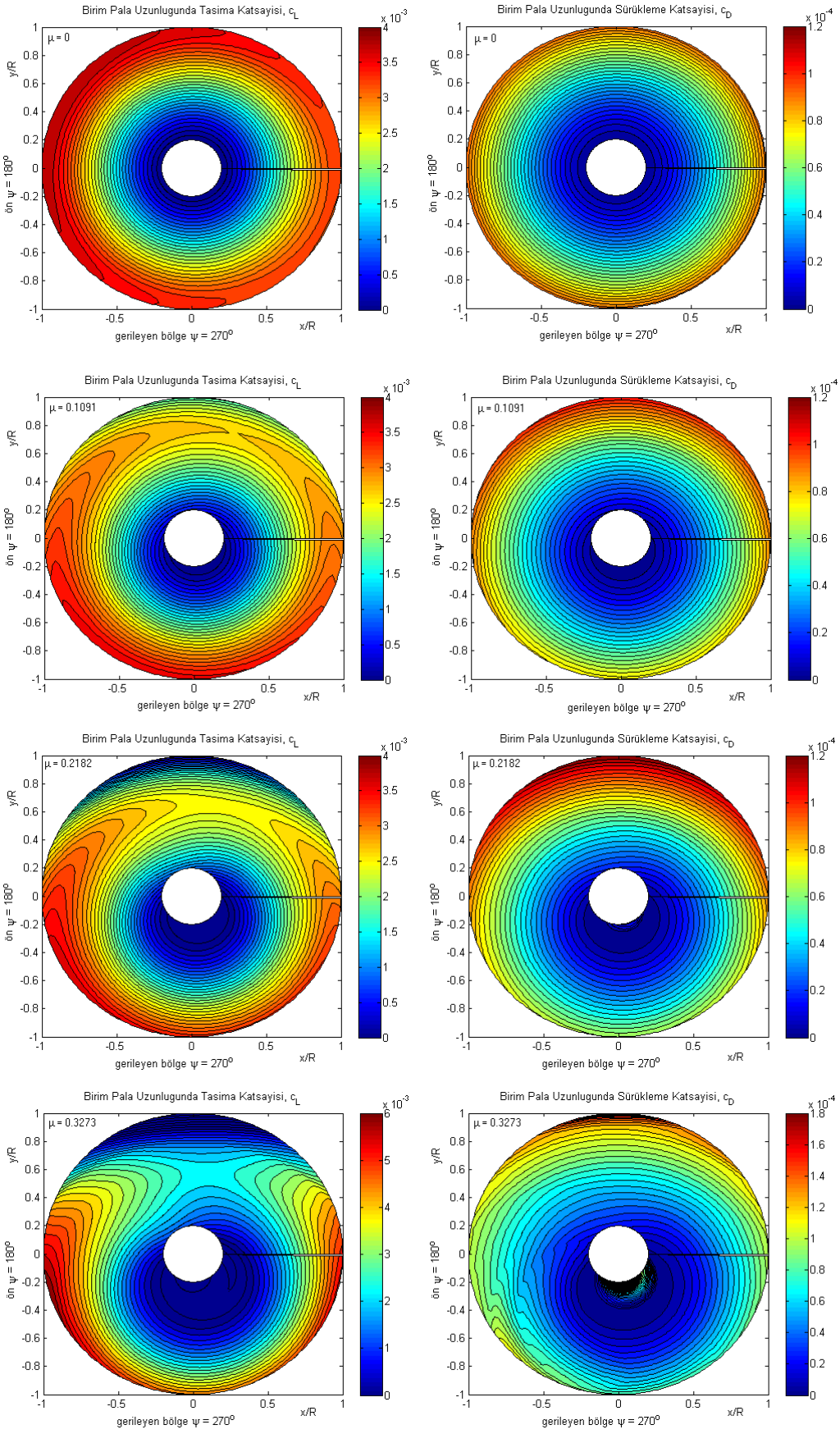
$$dD = \frac{1}{2}\rho U^2 c c_D \tag{3.50}$$

$$dM = \frac{1}{2}\rho U^2 c^2 c_M \tag{3.51}$$

Burada c_L, c_D, c_M sırasıyla taşıma, sürükleme ve yunuslama momenti aerodinamik katsayılarıdır. Bu katsayılar Mach numarası veya Reynold numarası ile aerodinamik profilinin karakteristiğine göre değişmektedirler. Ayrıca c palanın veteri, ρ hava yoğunluğu ve U pala kesitinin bileşke hızıdır. Hücum açısı ve taşıma katsayısının $\psi = 45,135,225,315$ istikamet açılarındaki kesit grafikleri Şekil 13.14'te verilmiştir.



Şekil 3.14 : Bazı kesitlerde α hücum açısı ve c_L taşıma katsayısı.



Şekil 3.15 : İleri uçuşta (μ = 0, 0.1091, 0.2182, 0.3273) rotor diski gelince birim uzunlukta taşıma ve sürükleme katsayıları dağılımları.

Rotor diski genelince $dL/\rho ac(\Omega R)^2$ taşıma ve $dD/\rho ac(\Omega R)^2$ sürükleme katsayılarının kontur grafikleri Şekil 13.15'te değişik uçuş hızları için verilmiştir. İleri uçuş hızı arttıkça rotor diskinin dinamik denge halinde oluşturduğu taşıma ve sürükleme kuvvetlerindeki değişim de rahatlıkla görülmektedir.

Pala kesitinin firar kenarındaki rotor düzlemine dik, düzlem içi ve radyal kuvvetler iç akış açısına bağlı olarak aşağıdaki gibidir:

$$dF_z = dL\cos\phi - dD\sin\phi \tag{3.52}$$

$$dF_x = dL\sin\phi + dD\cos\phi \tag{3.53}$$

$$dF_r = -\beta dF_z + D_{radial} \tag{3.54}$$

Sıkışabilirlik ve hız kaybı (stall) etkileri ihmal edilerek ve ayrıca β, ϕ, θ için küçük açı kabulü yapılarak pala kesitinin (3.42) bileşke hızı $u \cong u_T$, ve hücum açısı pala kesitinin hatve ve iç akış açılarına bağlı olarak $\alpha \cong \theta - \phi = \theta - u_P/u_T$ referans düzlemi dönüşümü yapılsa da değişmemektedirler. Ayrıca yukarıdaki aerodinamik kuvvetler havanın yoğunluğu ρ ile de aşağıda boyutsuzlaştırılmıştır:

$$\frac{dF_z}{ac} = U^2\left(\frac{c_L}{2a}\cos\phi - \frac{c_D}{2a}\sin\phi\right) = \frac{1}{2}u_T^2\alpha = \frac{1}{2}\left(u_T^2\theta - u_P u_T\right) \tag{3.55}$$

$$\begin{aligned}\frac{dF_x}{ac} &= U^2\left(\frac{c_L}{2a}\sin\phi + \frac{c_D}{2a}\cos\phi\right)\\ &= u_T^2\left(\frac{\alpha}{2}\phi + \frac{c_D}{2a}\right) = \frac{1}{2}\left(u_P u_T\theta - u_P^2\right) + \frac{c_D}{2a}u_T^2\end{aligned} \tag{3.56}$$

$$\frac{dF_r}{ac} = -\beta\frac{dF_z}{ac} = -\beta\frac{1}{2}\left(u_T^2\theta - u_P u_T\right) \tag{3.57}$$

Rotora etki eden toplam aerodinamik kuvvetler ve momentler her bir palanın istikamet açısında ve pala boyunca eR'den R'ye kadar kesitte oluşan aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin integralleri alınarak hesaplanır. Rotora etki eden kuvvetler şöyledir: rotor sürükleme kuvveti H disk düzleminde ve geriye doğru pozitif yönde, yanal kuvvet Y disk düzleminde ve ilerleyen pala tarafına doğru pozitif, itki kuvveti T disk düzlemine dik olup yukarı doğrudur. Ayrıca rotordaki tork momenti Q çekilen rotor gücü yönünde pozitiftir. Rotorun x, y, z ekseni

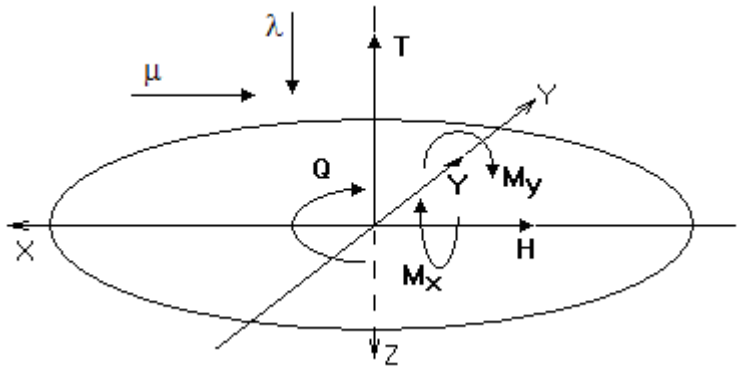
boyunca etki eden aerodinamik kuvvetler ve momentler Şekil 3.16'da şematik olarak gösterilmiş olup sırasıyla aşağıdaki gibidir:

$$H = \sum_{i=1}^{N_b} \left(\int_{r=eR}^{R} (dF_x \sin\psi_i + dF_r \cos\psi_i) dr \right) \tag{3.59}$$

$$Y = \sum_{i=1}^{N_b} \left(\int_{r=eR}^{R} (-dF_x \cos\psi_i + dF_r \sin\psi_i) dr \right) \tag{3.60}$$

$$T = \sum_{i=1}^{N_b} \left(\int_{r=eR}^{R} dF_z dr \right) \tag{3.61}$$

$$M_X = \sum_{i=1}^{N_b} \left(\int_{r=eR}^{R} r dF_z \sin\psi_i dr \right) \tag{3.62}$$



Şekil 3.16 : Rotor göbeğindeki kuvvet ve momentlerin şematik gösterimi.

$$M_Y = -\sum_{i=1}^{N_b} \left(\int_{r=eR}^{R} r dF_z \cos\psi_i dr \right) \tag{3.63}$$

$$Q = \sum_{i=1}^{N_b} \left(\int_{r=eR}^{R} r dF_x dr \right) \tag{3.64}$$

Rotordaki her bir palanın istikamet açısı $\psi_i = \psi_0 + (i-1)2\pi/N_b$ ve $i = 1,...,N_b$'den hesaplanmaktadır.

Aerodinamik katsayılar hesaplanırken sürükleme, yön kuvvetleri ile tork sürükleme katsayısı c_d'ye bağlı profil terimi ve taşıma katsayısı c_L'ye bağlı tetiklenmiş terimi ikiye ayırmak hesabı kolaylaştıracaktır. Dolayısıyla aerodinamik katsayılar aşağıdaki gibi yazılabilir [30]:

$$\frac{c_H}{\sigma a} = \int_0^1 \left[\frac{dF_x}{ac} \sin\psi + \frac{dF_r}{ac} \cos\psi \right] dr$$
$$= \int_0^1 \left[\sin\psi \left(\frac{1}{2}\left(u_P u_T \theta - u_P^2 \right) + \frac{c_d}{2a} u_T^2 \right) + \cos\psi \frac{1}{2} \beta \left(u_T^2 \theta - u_P u_T \right) \right] dr \quad \textbf{(3.65)}$$

$$\frac{c_Y}{\sigma a} = \int_0^1 \left[-\frac{dF_x}{ac} \cos\psi + \frac{dF_r}{ac} \sin\psi \right] dr$$
$$= \int_0^1 \left[-\cos\psi \left(\frac{1}{2}\left(u_P u_T \theta - u_P^2 \right) + \frac{c_d}{2a} u_T^2 \right) + \sin\psi \frac{1}{2} \beta \left(u_T^2 \theta - u_P u_T \right) \right] dr \quad \textbf{(3.66)}$$

$$\frac{c_T}{\sigma a} = \int_0^1 \frac{dF_z}{ac} dr = \int_0^1 \frac{1}{2}\left(u_T^2 \theta - u_P u_T \right) dr \quad \textbf{(3.67)}$$

$$\frac{c_{M_X}}{\sigma a} = \int_0^1 \sin\psi \frac{dF_z}{ac} r dr = \int_0^1 \sin\psi \frac{1}{2}\left(u_T^2 \theta - u_P u_T \right) r dr \quad \textbf{(3.68)}$$

$$\frac{c_{M_Y}}{\sigma a} = -\int_0^1 \cos\psi \frac{dF_z}{ac} r dr = -\int_0^1 \cos\psi \frac{1}{2}\left(u_T^2 \theta - u_P u_T \right) r dr \quad \textbf{(3.69)}$$

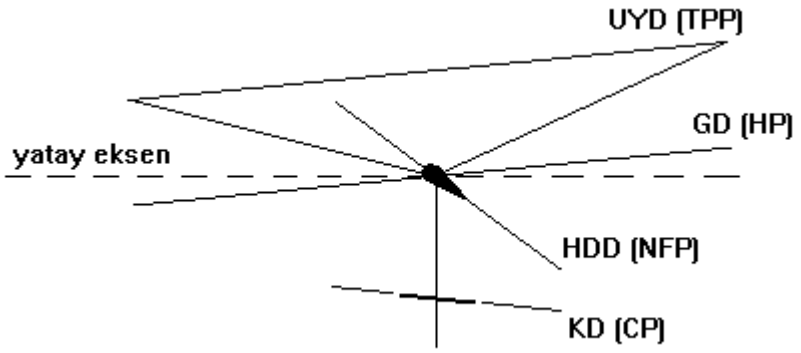
$$\frac{c_Q}{\sigma a} = \int_0^1 r \frac{dF_x}{ac} dr = \int_0^1 r \left(\frac{1}{2}\left(u_P u_T \theta - u_P^2 \right) + \frac{c_d}{2a} u_T^2 \right) dr \quad \textbf{(3.70)}$$

Yukarıda σ rotorun katılık oranıdır (tüm palaların alanı bölü disk alanı, $\sigma = N_b cR/\pi R^2$) ve (3.67) ile genel olarak tanımlanan rotorun itki katsayısı aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$\frac{c_T}{\sigma a} = \frac{1}{2} \int_0^1 \left[\left(\theta_0 + r\theta_{tw} \right) \left(r^2 + \frac{\mu^2}{2} \right) + \theta_{1s} r\mu - \lambda r \right] dr$$
$$= \frac{1}{2} \left[\frac{\theta_0}{3} \left(1 + \frac{3}{2}\mu^2 \right) + \theta_{tw} \left(1 + \mu^2 \right) + \theta_{1s} \frac{\mu}{2} - \frac{\lambda}{2} \right] \quad \textbf{(3.71)}$$

Aerodinamik kuvvet katsayıları ile kuvvet arasındaki bağıntılar: $c_H = H/\rho A(\Omega R)^2$, $c_Y = Y/\rho A(\Omega R)^2$, $c_T = T/\rho A(\Omega R)^2$ iken aerodinamik moment katsayıları ile momentler arasındaki bağıntılar: $c_{M_x} = M_x/\rho A(\Omega R)^2 R$, $c_{M_y} = M_y/\rho A(\Omega R)^2 R$, $c_Q = Q/\rho A(\Omega R)^2 R$ 'dır. Ayrıca ρ havanın yoğunluğu, A rotor disk alanı, ve R rotor yarıçapıdır.

Diğer kuvvet ve momentler benzer şekilde analitik hesaplanabilir. Aerodinamik kuvvetlerin, iç akış oranının ve hücum açısının hesaplandığı değişik referans rotor düzlemleri Şekil 3.17'de verilmiştir.



Şekil 3.17 : Rotor düzlemlerin şematik gösterimi.

Bu düzlemler UYD (TPP): pala ucunun bir tur boyunca çizdiği hayali uç yörünge düzlemi, GD (HP): ana rotorun göbek düzlemi, HDD (NFP): rotor palası boyunca hatvenin değişmediği düzlem, ve KD (CP): kontrol düzlemidir.

Uç yörünge düzlemi (UYD/TPP) ve hatve açısının değişmediği düzlem (HDD/NFP) arasındaki iç akış oranı, hücum açısı, sürükleme ve yanal kuvvet arasındaki bağıntı aşağıdaki gibidir:

$$\lambda = \lambda_{NFP} + \mu\theta_{1s} = \lambda_{TPP} - \mu\beta_{1c} \tag{3.72}$$

$$\alpha = \alpha_{NFP} + \theta_{1s} = \alpha_{TPP} - \beta_{1c} \tag{3.73}$$

$$H = H_{NFP} + T\theta_{1s} = H_{TPP} - T\beta_{1c} \tag{3.74}$$

$$Y = H_{NFP} - Y\theta_{1s} = Y_{TPP} - Y\beta_{1c} \tag{3.75}$$

Palanın yarıçapının %75 göre ($\theta_{0.75} = \theta_0 + 3\theta_{tw}/4$) ve iç akışın hatvenin değişmediği düzleme ($\lambda_{NFP} = \lambda - \mu\theta_{1s}$) göre rotorun ileri uçuştaki itki katsayısı aşağıdaki gibi yazılır [30, 31, 36]:

$$c_T = \frac{\sigma a}{2}\left[\frac{\theta_{0.75}}{3}\left(1+\frac{3}{2}\mu^2\right)+\frac{\theta_{tw}}{8}\mu^2-\frac{\lambda_{NFP}}{2}\right] \tag{3.76}$$

Rotorun uç yörünge düzleminde sürükleme katsayısı ise aşağıdaki gibi hesaplanır [30]:

$$c_{H_{TPP}} = \frac{\sigma c_{d0}}{2} + \frac{\sigma a}{2}\left[\frac{1}{2}\mu\lambda_{TPP}\left(\theta_0 + \frac{1}{2}\theta_{tw}\right) - \frac{1}{6}\theta_{1c}\beta_0 + \theta_{1s}\frac{1}{4}\lambda_{TPP} + \frac{1}{4}\mu\beta_0^2\right] \quad \textbf{(3.77)}$$

Rotorun uç yörünge düzlemdeki yanal kuvvet katsayısı ise aşağıdaki gibidir [30]:

$$c_{Y_{TPP}} = -\frac{\sigma a}{2}\left[\frac{3}{4}\mu\beta_0\left(\theta_0 + \frac{2}{3}\theta_{tw}\right) + \frac{1}{4}\theta_{1c}\lambda_{TPP} + \frac{1}{6}\theta_{1s}\beta_0\left(1+3\mu^2\right) - \frac{3}{2}\mu\beta_0\lambda_{TPP}\right] \quad \textbf{(3.78)}$$

Rotorun uç yörünge düzlemindeki tork katsayısı ise aşağıdaki gibidir [30]:

$$c_Q = \frac{\sigma a}{2}\int_0^1 r(u_P u_T\theta - u_P^2)dr - \int_0^1 \frac{\sigma c_d}{2} r u_T^2 dr = c_{Q_i} - c_{Q_0} \quad \textbf{(3.79)}$$

Pala kesitindeki sürükleme katsayısı rotor diski genelince sabit olduğu ve c_{d_0} ortalamasına sahip olduğu kabul edilerek istikamet açısı genelince tork katsayısının pofil terimi aşağıdaki gibidir [30]:

$$c_{Q_0} = \int_0^1 \frac{\sigma c_d}{2} r\left(r^2 + \frac{\mu^2}{2}\right)dr = \frac{\sigma c_{d_0}}{8}\left(1+\mu^2\right) \quad \textbf{(3.80)}$$

Tetiklenmiş tork katsayısı aşağıdaki bağıntıdan hesaplanır:

$$c_{Q_i} + \mu c_{H_i} = \sigma a\int_0^1 \lambda\frac{F_z}{ac}dr = \int \lambda dc_T \quad \textbf{(3.81)}$$

ve tetiklenmiş rotor sürükleme kuvveti katsayısı şöyle hesaplanır:

$$\begin{aligned} c_{H_i} = \frac{\sigma a}{2}\Bigg[&\theta_0\left(\frac{-\beta_{1c}}{3} + \frac{\mu\lambda}{2}\right) + \theta_{tw}\left(\frac{-\beta_{1c}}{4} + \frac{\mu\lambda}{4}\right) - \frac{1}{6}\theta_{1c}\beta_0 + \theta_{1s}\left(\frac{-\mu\beta_{1c}}{4} + \frac{\lambda}{4}\right) \\ &+ \frac{3}{4}\lambda\beta_{1c} + \frac{1}{6}\beta_0\beta_{1s} + \frac{\mu}{4}\left(\beta_0^2 + \beta_{1c}^2\right)\Bigg] \end{aligned} \quad \textbf{(3.82)}$$

3.2.1 Uç kayıp katsayısı

Askı halinde tetiklenmiş hız uç kayıp katsayısına bağlı olarak aşağıdaki gibidir [30, 31, 36]:

$$v_h = \frac{1}{B}\sqrt{\left(\frac{T}{A}\right)\frac{1}{2\rho}} \quad \textbf{(3.83)}$$

Pala kökünde ve ucunda oluşan aerodinamik kayıplar hesaba katılırsa, (3.67) taşıma katsayısı aşağıdaki gibi elde edilir [30]:

$$c_T = \frac{\sigma a}{2}\left[\frac{\theta_0}{3}\left(B^3 - b^3 + \frac{3}{2}(B-b)\mu^2\right) + \frac{\theta_{tw}}{4}\left(B^4 - b^4 + (B^2 - b^2)\mu^2\right) - \frac{\lambda_{NFP}}{2}(B^2 - b^2)\right] \quad \textbf{(3.84)}$$

Yukarıdaki denklemde b pala kökündeki kayıp ve B pala ucundaki kayıp katsayılarıdır. Uç kayıplarının hesaba katılmasının temel etkisi müşterek kontrolü ile oluşan taşıma kuvvetinin kabaca B^3 oranında azaltmaktadır. Palanın kökündeki aerodinamik kayıp ise taşıma katsayısına önemsenmeyecek kadar az etki etmektedir. Bu nedenle çırpma dinamiklerinin çözümünde uç kayıpları hesaba dâhil edilmelidir. Ayrıca uç kayıpları ileri uçuşta rotorun tetiklenmiş gücünü B^{-2} oranında arttırmaktadır.

3.2.2 Prandtl uç ve kök kayıp fonksiyonları

Prandtl'in tetikleniş etkilerden dolayı sonlu palanın ucundaki taşıma kaybının modellenmesinde önerdiği fonksiyon aşağıdaki gibidir:

$$F = \frac{2}{\pi}\cos^{-1}\left(e^{-f_{tip}}\right)\cos^{-1}\left(e^{-f_{root}}\right) \quad \textbf{(3.85)}$$

Uç kaybı katsayısı f_{tip} ve kök kaybı katsayısı f_{root} aşağıdaki denklemlerle ifade edilirler:

$$f_{tip} = \frac{N_b}{2}\left(\frac{1-r}{r\phi}\right) \quad \textbf{(3.86)}$$

$$f_{root} = \frac{N_b}{2}\left(\frac{r-e}{1-(r-e)}\right) \quad \textbf{(3.87)}$$

Burada ϕ tetiklenmiş iç akış açısıdır ve e rotor menteşe ofsetidir.

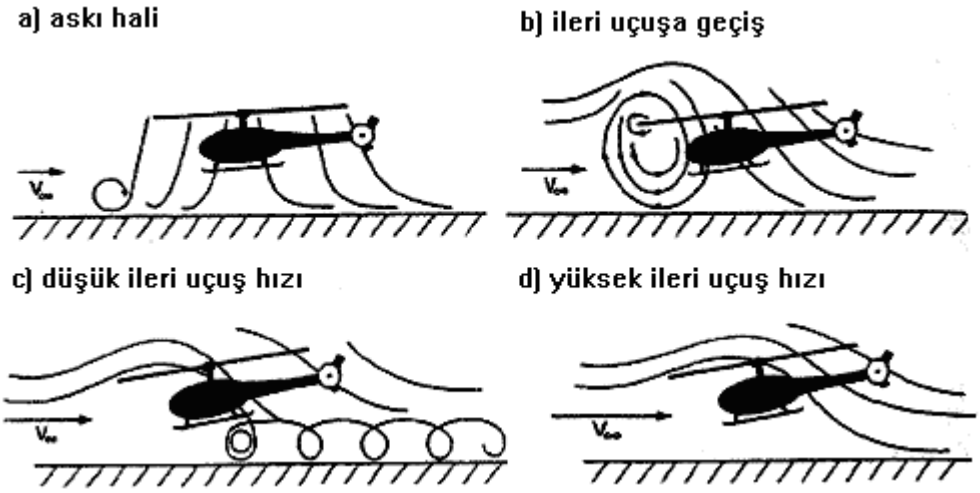
3.2.3 Yer etkisi

Rotoru bir kaynak olarak ele alıp ve içe akış izini kullanarak askı hali için verilen Cheeseman ve Bennett ilişkisi sabit güç altında aşağıda verilmiştir. Ayrıca bu ilişki deneysel verilerle gayet iyi bir uyum içerisindedir [30]:

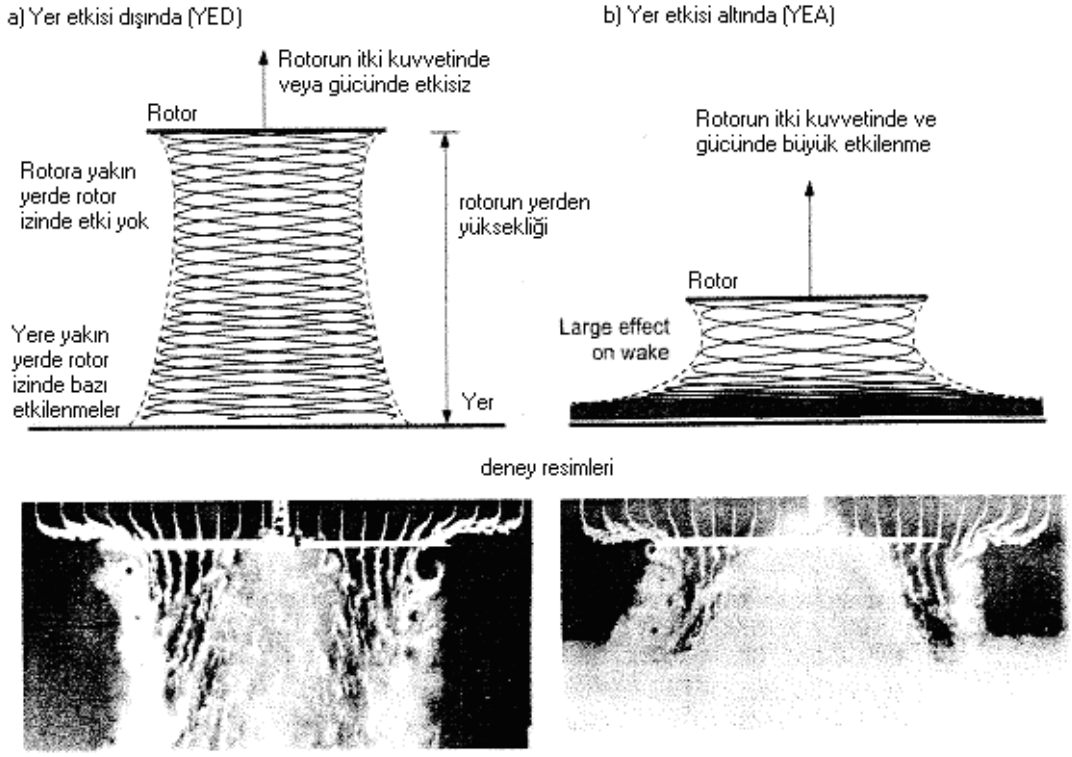
$$\frac{T}{T_\infty} = \frac{1}{1-\left(\frac{R}{4z}\right)^2} \quad \textbf{(3.88)}$$

Burada T_∞ yer etkisi dışındaki itki kuvveti ve T yer etkisindeki itki kuvvetidir. İleri uçuşta yere yakın uçuşun itki vektörüne olan etkisi ilerleme oranı ve içe akış oranına bağlı olarak aşağıdaki gibi tanımlanır:

$$\frac{T}{T_\infty} = \frac{1}{1 - \dfrac{(R/4z)^2}{1+(\mu/\lambda)^2}} \qquad \textbf{(3.89)}$$



Şekil 3.18 : Yer etkisindeki helikopterin şematik görünümü [36].



Şekil 3.19 : Yer etkisi altında (YEI) ve yer etkisi dışında (YED) ana rotorun şematik ve deneysel resim görünümü [36].

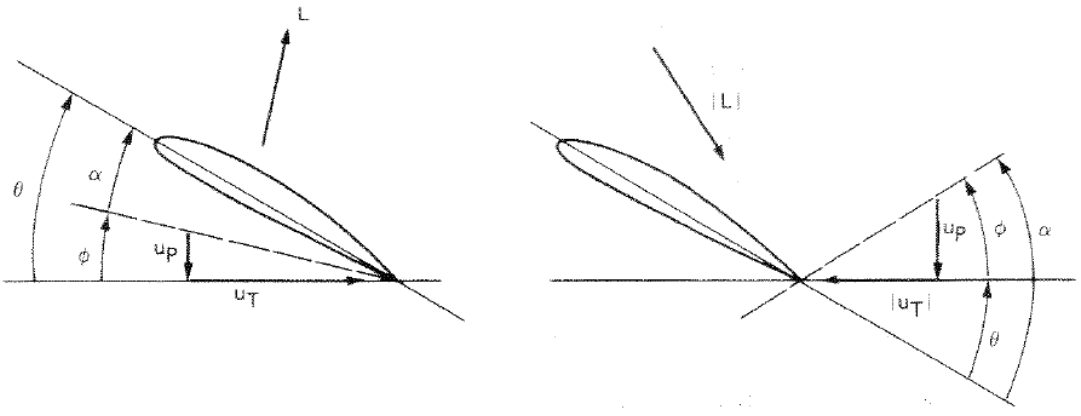
İleri uçuşta yere yakın uçuşun etkisini daha da iyi tanımlamak için aerodinamik itki katsayısını, katılık oranını ve taşıma eğrisinin eğimi hesaba katılırsa itki vektörü aşağıdaki oranla düzeltilir:

$$\frac{T}{T_\infty} = \frac{1}{1 - \dfrac{\sigma a \lambda}{4C_T} \dfrac{\left(R/4z\right)^2}{1+\left(\mu/\lambda\right)^2}} \tag{3.90}$$

Şekil 3.18'de askı hali, ileri uçuşa geçiş anı, düşük ileri uçuş hızında ve yüksek ileri uçuş hızlarında rotor izi şematik gösterilmiştir. Yer etkisi ve yer etkisi dışında olan rotorun şematik ve deneysel resimleri ise Şekil 3.19'da verilmiştir. Görüleceği üzere yerin yastıklama etkisi ile rotor aynı kontrol girişlerine karlılık daha fazla itki kuvveti oluşturmaktadır.

3.2.4 İleri hızlarda ters akım

Ters akımın bölgesi dairesel olup çapı ilerleme oranı μ eşittir ve rotorun gerileyen pala bölgesindedir. Düşük ilerleme oranlarında bu küçük alanda dinamik basınç az olduğundan ters akımın etkisi küçüktür. İlerleme oranı $\mu = 0.5$ değerine kadar olan ileri uçuş hızları için ihmal edilebilir iken daha büyük ilerleme oranları için ters akım alanı diskin gerileyen pala bölgesinde epey bir alan kaplayacağından aerodinamik kuvvetlerin ve çırpma ve gerileme hareketini tanımlamak için hesaba katılması gerekmektedir [30]. Ters akım bölgesini sınırında ayrılmalar ve radyal akışlar için daha iyi modeller gerekebilir. Bu aşamada basit ters akım modeli aşağıda verilmiştir

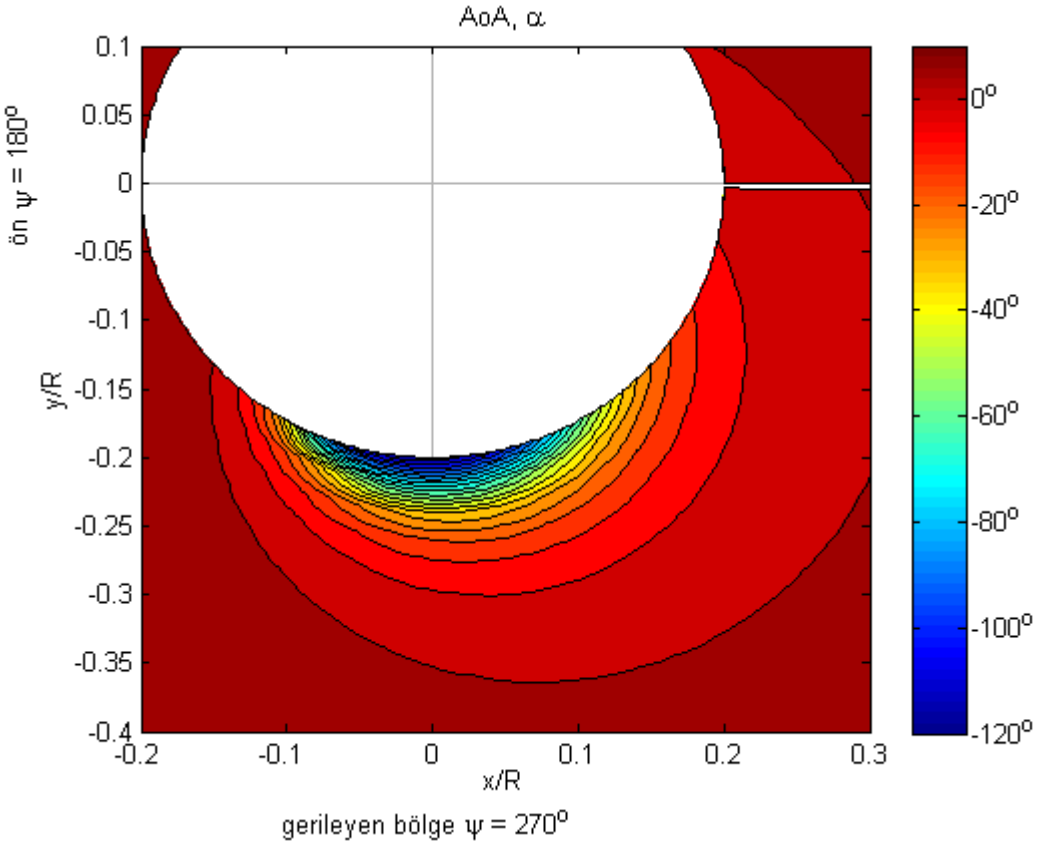


Şekil 3.20 : Akım ve ters akım geometrisi [30].

Ters akım geometrik gösterimi Şekil 3.20'de verilmiştir. Palanın normal ve ters akım için hücum açısı aşağıdaki bağıntıdan hesaplanır:

$$\alpha = \theta + \phi = \theta + \tan^{-1}\frac{u_P}{|u_T|} = \theta + \frac{u_P}{|u_T|} = \theta - \frac{u_P}{u_T} \tag{3.91}$$

Şekil 3.21'de prototip helikopterin deniz seviyesinde ve 40m/s ileri uçuş hızında ($\mu = 0.2182$) örnek bir uçuşu için dinamik denge halindeki ters akım bölgesi ve hücum açısı konturları gösterilmiştir.



Şekil 3.21 : Ters akım bölgesi ve ters akımın hücum açısı.

Aerodinamik kuvvetler ve moment hesaplanırken ters akım düzeltmesi aşağıdaki gibi yapılmaktadır:

$$dL = \frac{1}{2}\rho c u_T |u_T| c_L \tag{3.92}$$

$$dD = \frac{1}{2}\rho c u_T |u_T| c_D \tag{3.93}$$

$$dM = \frac{1}{2}\rho c^2 u_T |u_T| c_M \tag{3.94}$$

Ters akım etkilerini içeren rotor itki katsayısı ise aşağıdaki gibi elde edilir [30]:

$$c_T = \sigma a \int_0^1 \frac{1}{2}\left|u_T\right|(\theta u_T - u_P)dr = \frac{\sigma a}{2}\left[\theta_0\left(\frac{1}{3}+\frac{1}{2}\mu^2-\frac{4}{9\pi}\mu^3\right)\right.$$
$$\left.+\theta_{tw}\left(\frac{1}{4}+\frac{1}{4}\mu^2-\frac{1}{32}\mu^4\right)-\frac{\lambda_{NFP}}{2}\left(1+\frac{1}{2}\mu^2\right)-\frac{1}{8}\mu^3\beta_{1c_{NFP}}\right] \quad \textbf{(3.95)}$$

Ters akım ilerleme oranının yüksek terimli bileşenlerini hesaba dâhil etmektedir ve taşıma katsayısında $\lambda_{NFP}\mu^2$ terimi düşük ilerleme oranlarında ters akımın kayda değer olması için yer almaktadır. Diğer kuvvet ve moment katsayıları taşıma kuvveti katsayısına benzer şekilde hesaplanabilir.

3.2.5 Rotor izinde tetiklenmiş hız modeli

Tetiklenmiş hızı modellemek için daha evvel momentum teorisi kullanıldı. Bu bölümde ise kısaca vorteks teorisine değinilerek rotor izinde tetiklenmiş hız modeli oluşturulacaktır. Bu model ana rotorun gövde, yatay dengeleyici ve dikey kanat ile ayrıntılı analiz ve simülasyonlarda kullanılabilir.

Daimi olmayan tetiklenmiş hız dağılımına kabaca benzetim aşamasında, rotor diski üzerinde aşağıda tanımlanan doğrusal ifadeyi ele alınsın:

$$v = v_0\left(1+k_x x+k_y y\right) = v_0\left(1+k_x r\cos\psi + k_y r\sin\psi\right) \quad \textbf{(3.96)}$$

ve ya

$$\lambda = \lambda_0\left(1+k_x x+k_y y\right) = \lambda_0\left(1+k_x r\cos\psi + k_y r\sin\psi\right) \quad \textbf{(3.97)}$$

İleri uçuşta tetiklenmiş hız dağılımını klasik vorteks teorisi analizi k_x ve k_y parametreleri için tahmini bir sonuç vermektedir. Değişik yöntemler ile çözüm ve ölçüm değerleri arasındaki β_{1s} çırpma harmoniğinin μ bağlı değişimi Şekil 3.22'de verilmiştir.

Coleman, Feingold ve Stempin tetiklenmiş hız modeli için (3.91) ve (3.92)'deki k_x için aşağıdaki katsayıyı önermektedirler:

$$k_x = \tan\frac{\chi}{2} = \sqrt{1+\left(\frac{\lambda}{\mu}\right)^2} - \left|\frac{\lambda}{\mu}\right| \quad \textbf{(3.98)}$$

Burada χ rotor diski iz açısıdır. Yukarıdaki ifade yüksek ileri hızlar için k_x doğruluk değerine yaklaştırmaktadır ve yine ileri uçuş hızları için geçerli olan Mangler ve

Squire modelinden de çıkartılabilir [30, 36]. Askı hali için de geçerli olan model Dress tarafından şöyle önerilmektedir [30]:

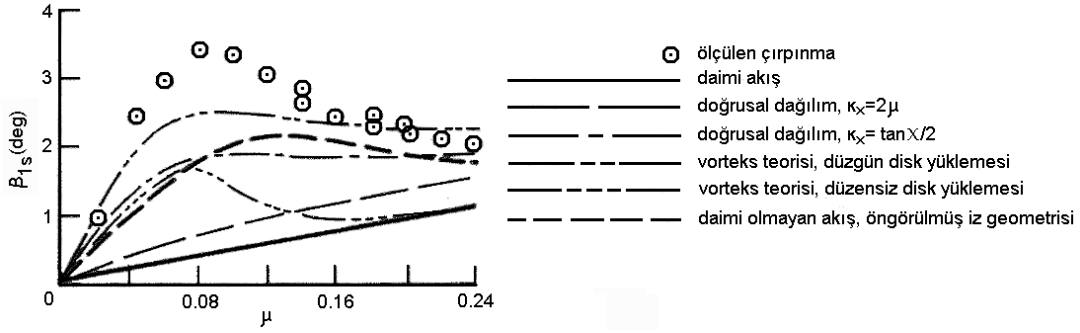
$$k_x = \frac{4}{3}\left(\frac{1-\cos\chi-1.8\mu^2}{\sin\chi}\right)=\frac{4}{3}\left(1-1.8\mu^2\right)\left[\sqrt{1+\left(\frac{\lambda}{\mu}\right)^2}-\left|\frac{\lambda}{\mu}\right|\right] \qquad \textbf{(3.99)}$$

$$k_y = -2\mu \qquad \textbf{(3.100)}$$

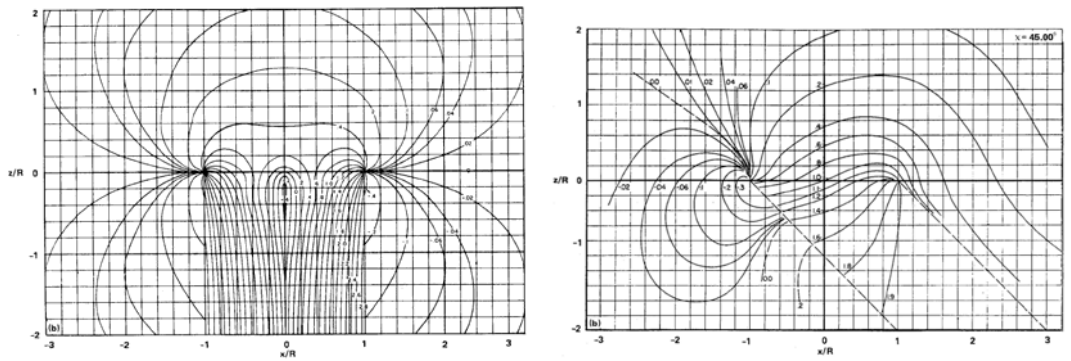
Böylece askı halinde $\mu=0$ için $k_x=0$, $\mu=0.16$ için $k_x=1.1$ azami değerine ulaşır, ve $\mu\cong 0.3$ için $k_x=1$ değerini alır (eğirinin genel trendi için bkz Şekil 3.22). Doğrusal ifade ile yöntemi ile k_x aşağıdaki gibi benzetilebilir [30]:

$$k_x = \frac{(4/3)\mu/\lambda}{1.2+\mu/\lambda} \qquad \textbf{(3.101)}$$

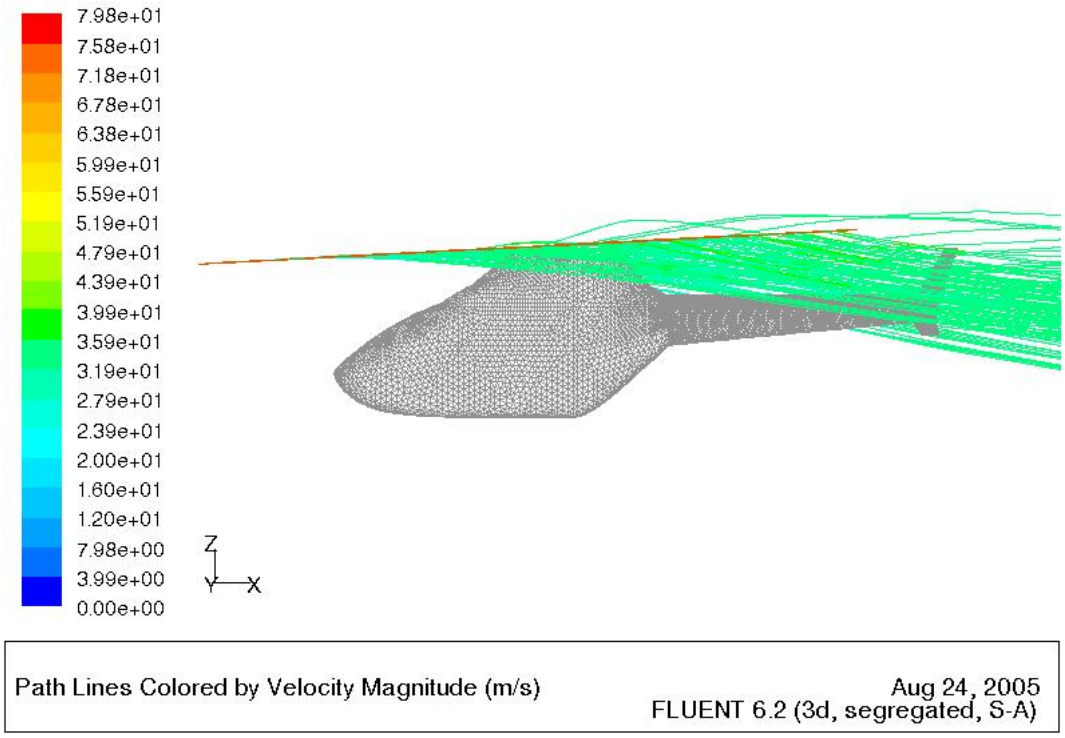
Yüksek hızlarda $k_x = 4/3$ eşit olur. Askı ve ileri uçuş halleri için tetiklenmiş hız yörünge grafikleri. Şekil 3.23'te verilmiştir. Askı halinde χ rotor diski izi açısı 0 derece iken uygun bir ileri uçuş hızında 45 derecedir. Prototip helikopterin değişik iki ileri uçuş hızı için rotor izinin analizi HAD yapılmış [43] ve Şekil 3.24'te sunulmuştur. Sonuç olarak ileri uçuş hızı arttıkça rotorun iz açısı da artmaktadır.

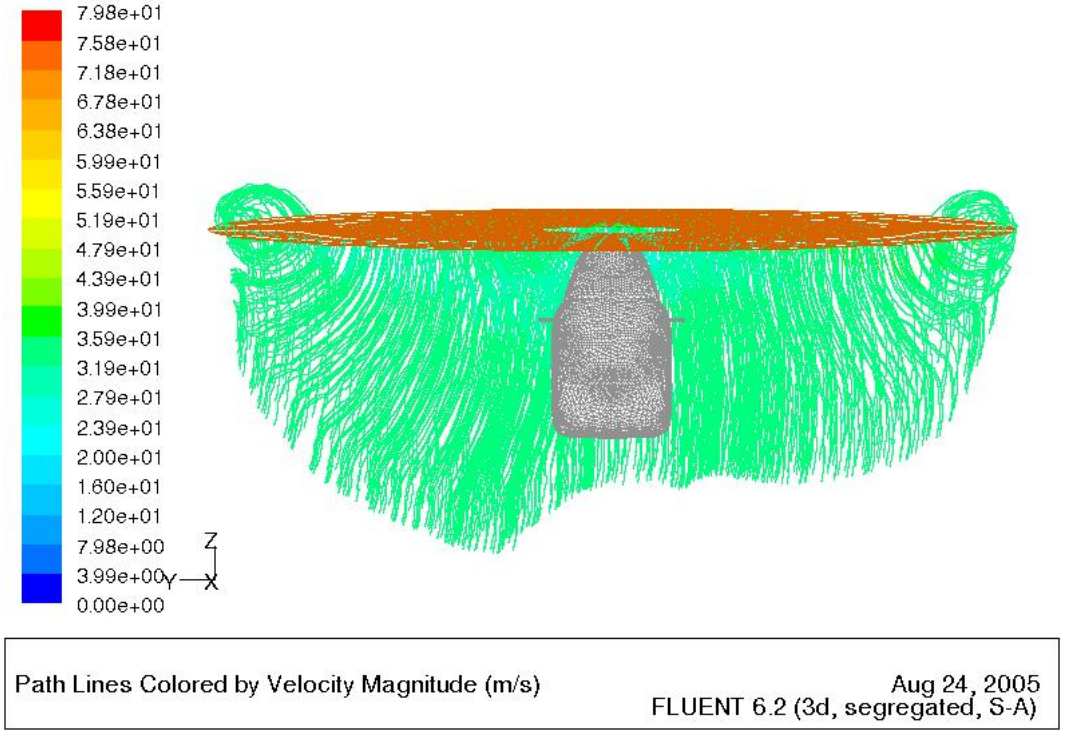


Şekil 3.22 : Değişik tetiklenmiş hız hesaplama yöntemi ile yanal çırpma ilerleme oranına göre değişimi ($C_T/\sigma = 0.08$, $\alpha_{TPP} = 1.0^\circ$) [30].

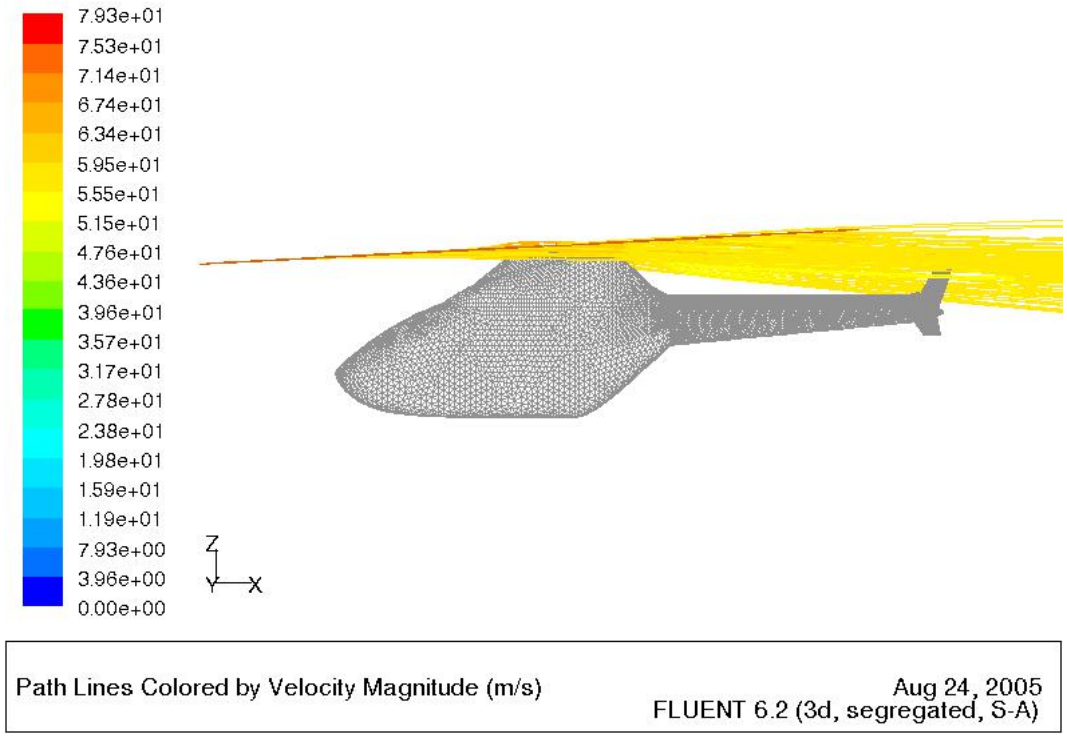


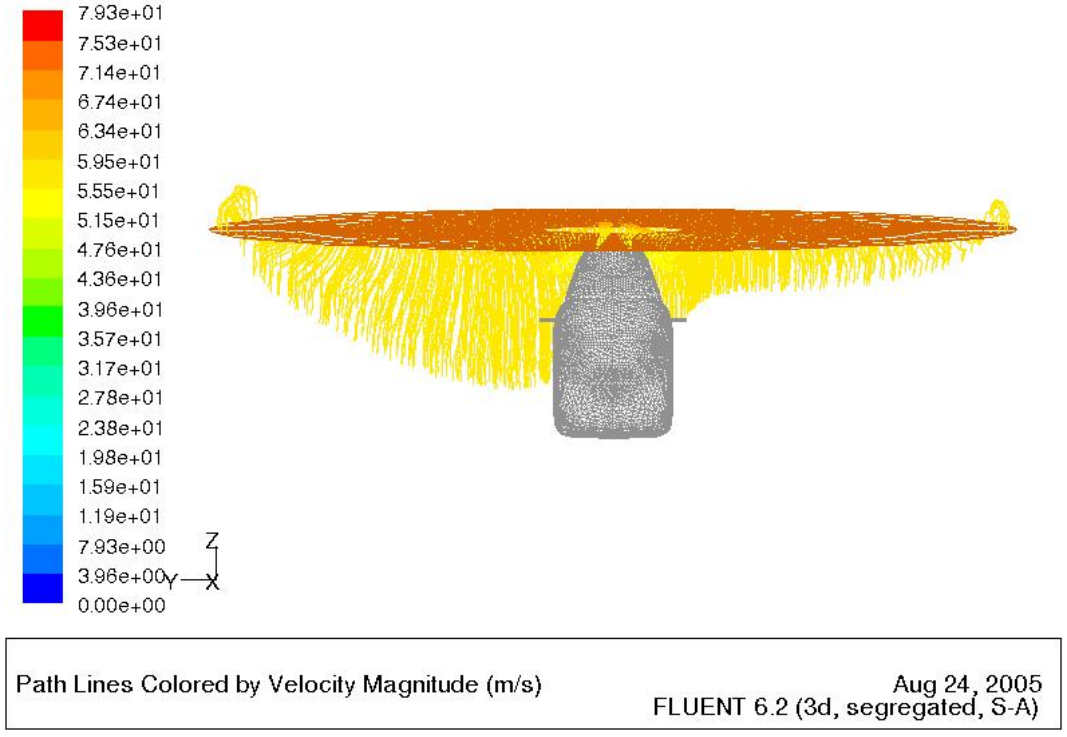
Şekil 3.23 : Tetiklenmiş hız oranı v/v_0 'ın $\chi = 0^\circ$ ve $\chi = 45^\circ$ için kontur grafiği [6].





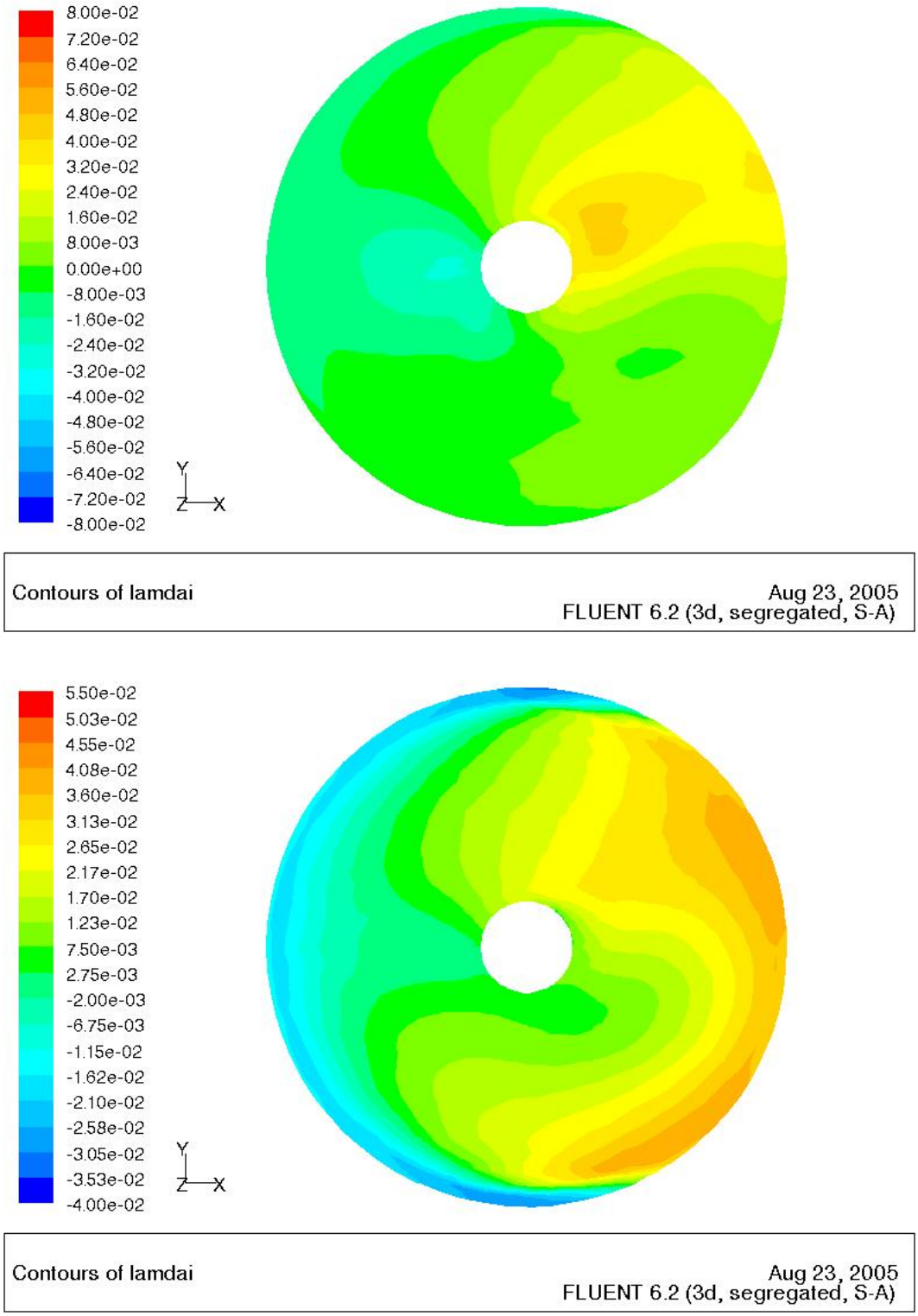
Şekil 3.24 : İleri uçuşta iz bölgesinin HAD analiz sonuçları [43].





Şekil 3.24 (devam) : İleri uçuşta iz bölgesinin HAD analiz sonuçları [43].

İki örnek uçuş için prototip helikopterin tetiklenmiş iç akış oranının, λ_i, rotor diski genelince dağılımı Şekil 3.25'te verilmiştir [43].



Şekil 3.25 : Tetiklenmiş iç akış oranının kontur grafiği [43].

3.3 Gövde Aerodinamiği

Bu tezde ROTAM aerodinamik grubu tarafından helikopter gövdesinin aerodinamik kuvvetleri ve momentleri deneysel veya hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) yöntemleriyle hesaplanan bazı analiz sonuçları mevcuttur.

Gövdeye etki eden aerodinamik kuvvetler ve momentler her bir aerodinamik katsayının α hücum ve β yana kayma açılarının -180/ +180 derece aralığındaki değişimi Şekil 3.26 ve 27'de verilmiştir. Bu grafiklerden elde edilen $C_{F_{X,Y,Z}}$ kuvvet katsayıları ile $C_{M_{X,Y,Z}}$ moment katsayıları üç kartezyen eksende gövdenin aerodinamik kuvvetleri ve momentleri aşağıdaki bağıntılardan hesaplanır:

$$F_X = qA_X C_{F_X} \quad \textbf{(3.102)}$$

$$F_Y = qA_Y C_{F_Y} \quad \textbf{(3.103)}$$

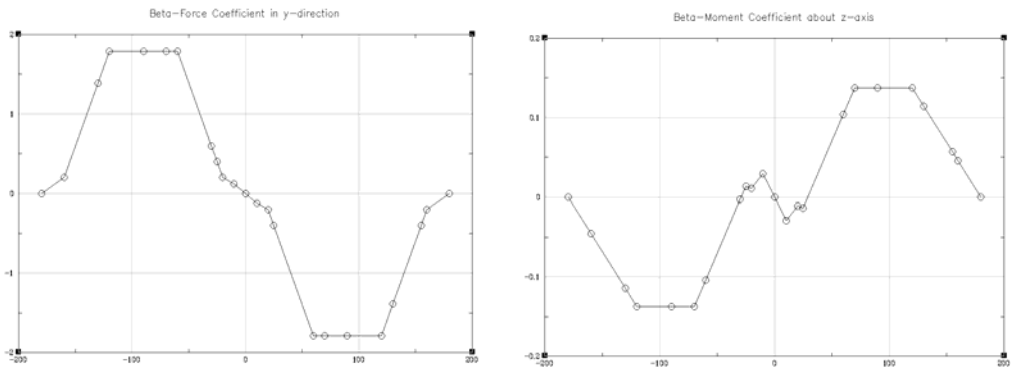
$$F_Z = qA_Z C_{F_Z} \quad \textbf{(3.104)}$$

$$M_X = ql_X A_X C_{M_X} \quad \textbf{(3.105)}$$

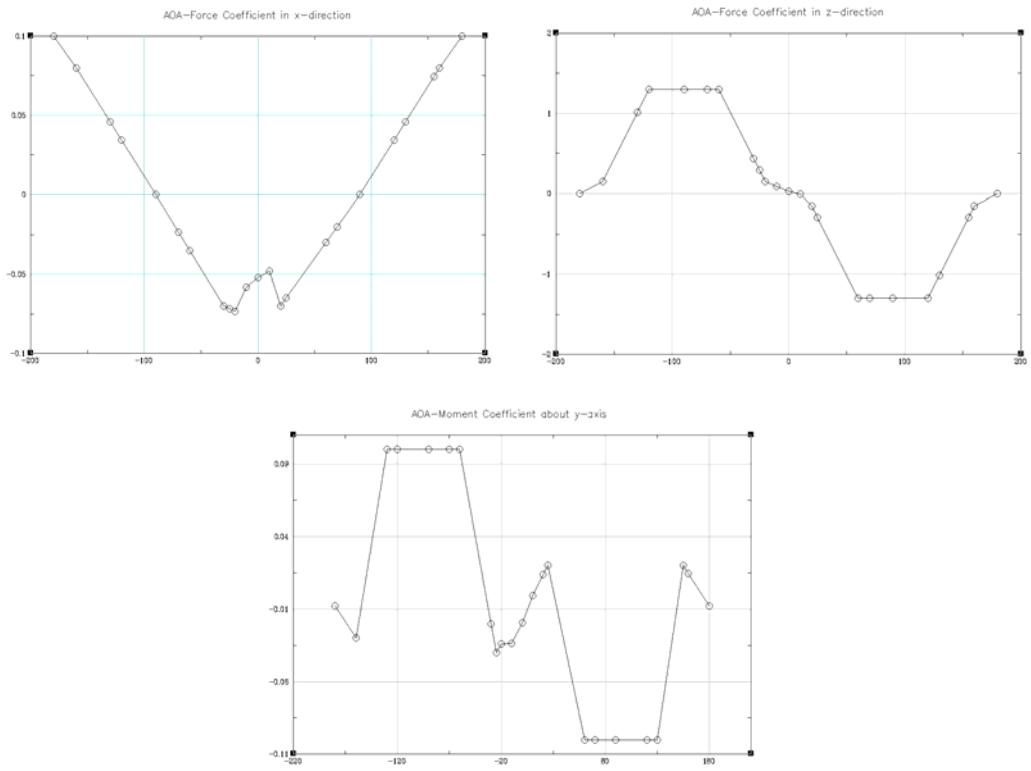
$$M_Y = ql_Y A_Y C_{M_Y} \quad \textbf{(3.106)}$$

$$M_Z = ql_Z A_Z C_{M_Z} \quad \textbf{(3.107)}$$

Burada $q = (1/2)\rho V^2$ dinamik basınç, $A_{X,Y,Z}$ ilgili eksendeki eşdeğer birim alanlar, ve $l_{X,Y,Z}$ ilgili eksendeki birim uzunluklardır. Ayrıca, prototip helikopter gövdesinin HAD analizleri sonucunda elde edilen basınç katsayısı konturları Şekil 3.28'de verilmiştir.



Şekil 3.26 : Prototip helikopter gövdesinin C_Y – ß ve C_M – ß grafikleri [48].



Şekil 3.27 : Prototip helikopter gövdesinin $C_X - \alpha$, $C_Z - \alpha$, ve $C_M - \alpha$ grafikleri [48].

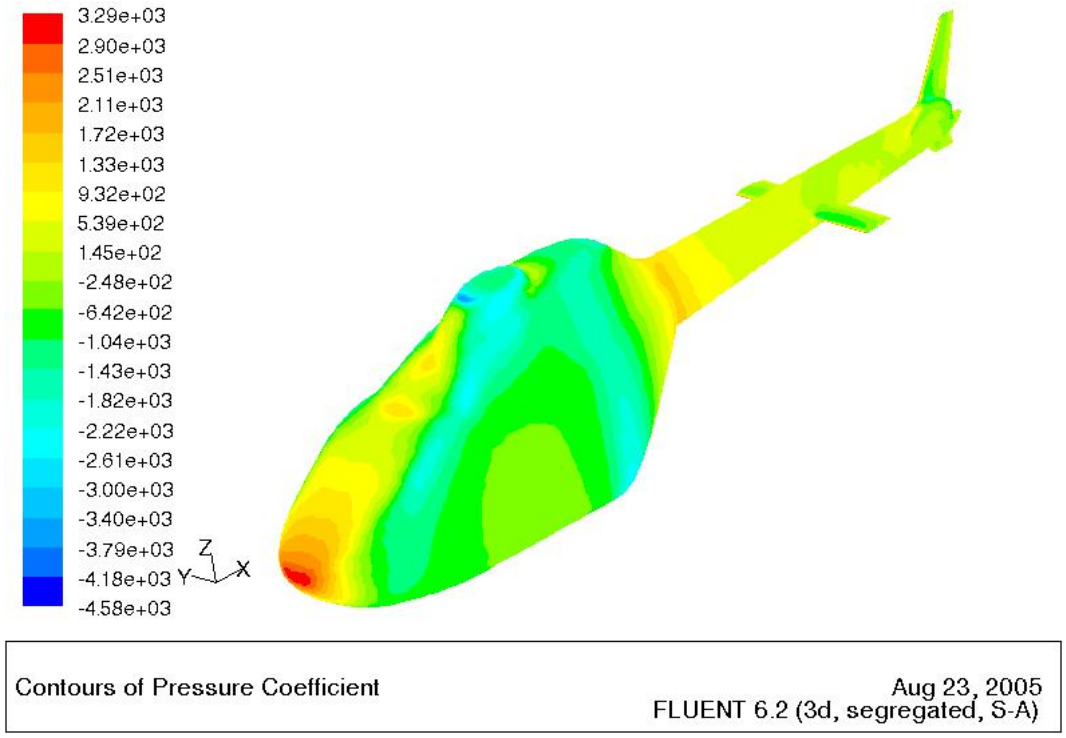
3.4 Kontrol Yüzeylerin Aerodinamiği

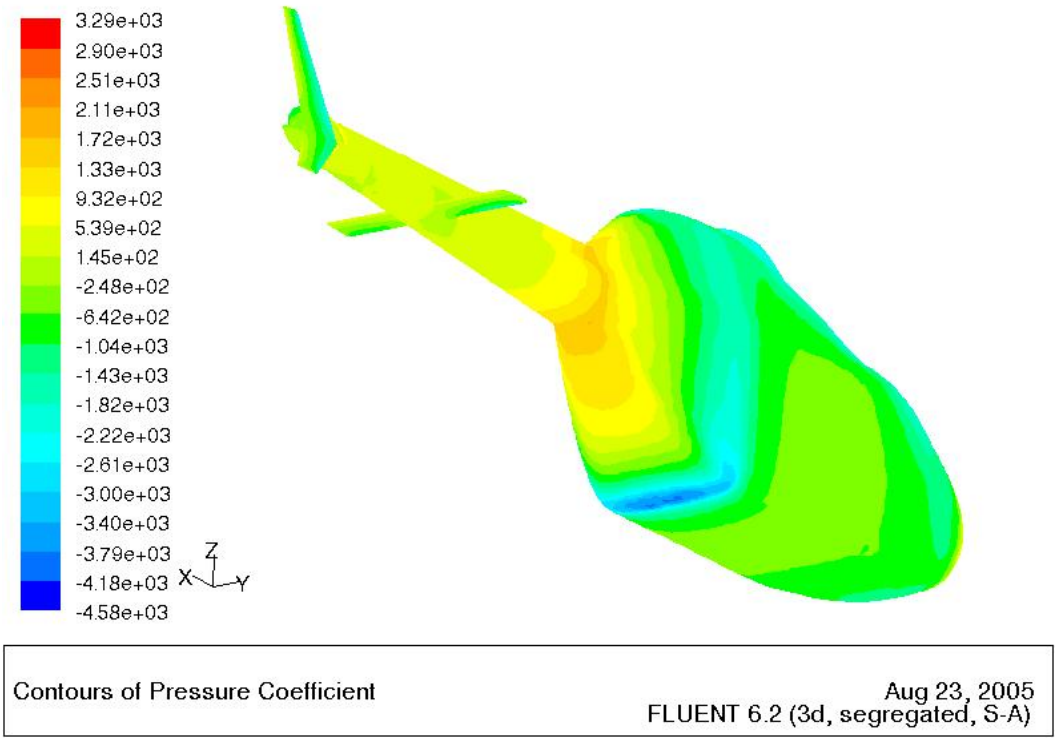
Helikopterin kontrol yüzeyleri yatay dengeleyici ve dikey kuyruktur. Bu bileşenler aerodinamik şekillidir ve helikopterin uçuş kalitesiyle kararlılığını artırmaktadırlar. Bir kontrol yüzeyi etrafında akan havanın oluşturduğu kuvvetler ve moment değerleri aerodinamik hesaplama yöntemleri ile belirlenebilir. Helikopterin askı hali ve düşük ileri uçuş hızlarında ana rotorun tetiklediği hava hızı bu bileşenlerin dikey hız bileşenlerine eklenmelidir. Dolayısıyla kanat kesitinin maruz kaldığı hava akımının hızı ve efektif hücum açısına göre oluşan aerodinamik sürükleme ve taşıma kuvvetleri şematik olarak Şekil 3.29'da gösterilmiştir. Oturma i, hücum α ve uçuş yönü γ_c açıları arasındaki bağıntı aşağıdaki gibidir:

$$i = \alpha + \gamma_c \tag{3.108}$$

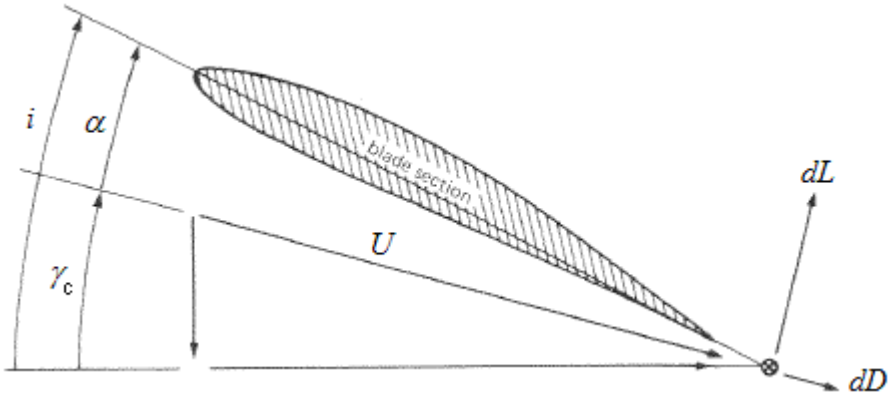
Dinamik basınç ise havanın yoğunluğu ve uçuş hızına bağlı olarak aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır:

$$q = (1/2)\rho U^2 \tag{3.109}$$





Şekil 3.28 : Gövdesi üzerinde oluşan örnek basınç katsayısı konturları [44].



Şekil 3.29 : Kanat profilinin aerodinamik kuvvetleri ve açı geometrisi [30].

Aerodinamik kuvvetler ve momentler dinamik basıncın, veterin ve hücum açısı ile ses hızına bağlı değişen aerodinamik katsayıların birer fonksiyonu şeklindedirler. Böylece kanat kesitinin taşıma kuvveti, sürükleme kuvveti ve yunuslama momenti aşağıdaki ifadelerden kolaylıkla hesaplanabilirler:

$$dL = qC_L d_{st} bc \tag{3.110}$$

$$dD = qC_D d_{st} bc \tag{3.111}$$

$$dM = qC_M d_{st} bc^2 \tag{3.112}$$

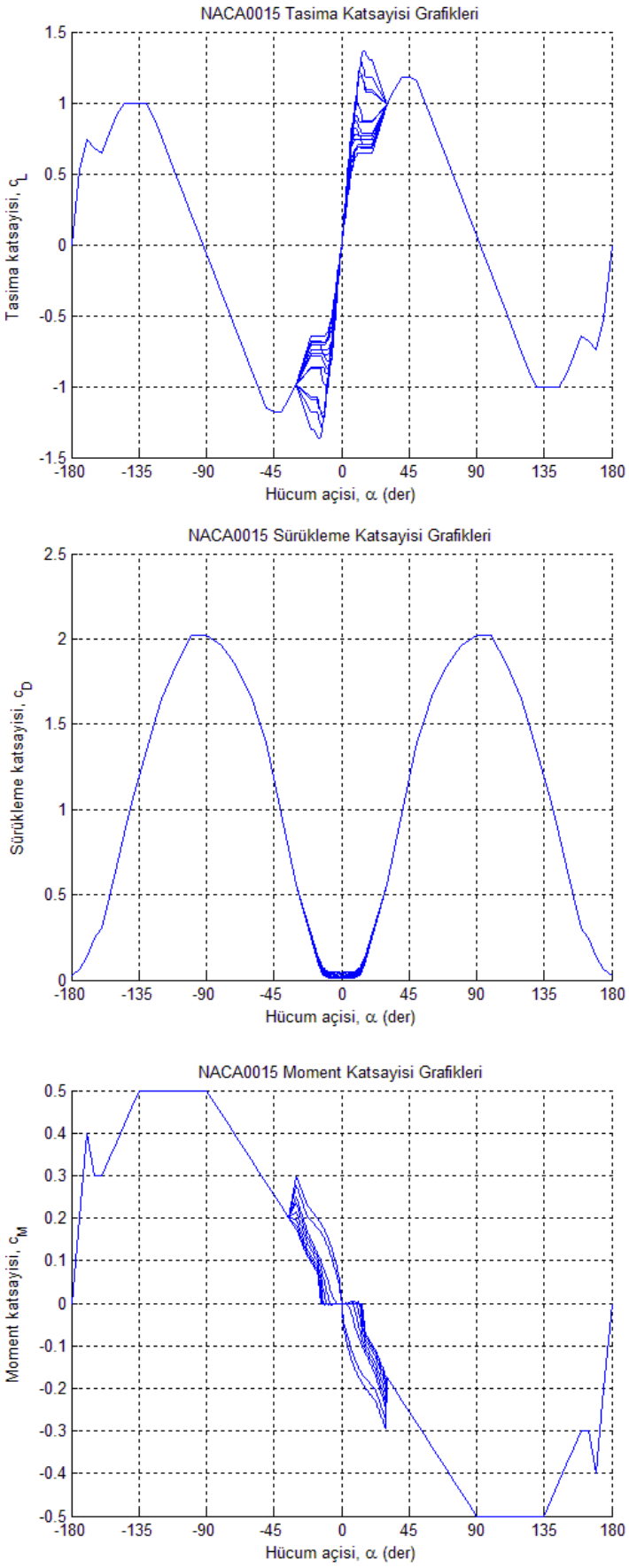
Burada c kanat veteri, b kanat açıklığı, d_{st} kanat kesitleri arası mesafe; aerodinamik kanat profilinin taşıma kuvveti katsayısı C_L, sürükleme kuvveti katsayısı C_D ve yunuslama momenti katsayısı C_M'dir. Taşıma ve sürükleme kuvvetleri ile yunuslama momenti tüm kontrol yüzeyi boyunca integrali alınarak hesaplanırlar [30, 36]:

$$L = \sum_{j=1}^{N_s} dL_j \tag{3.113}$$

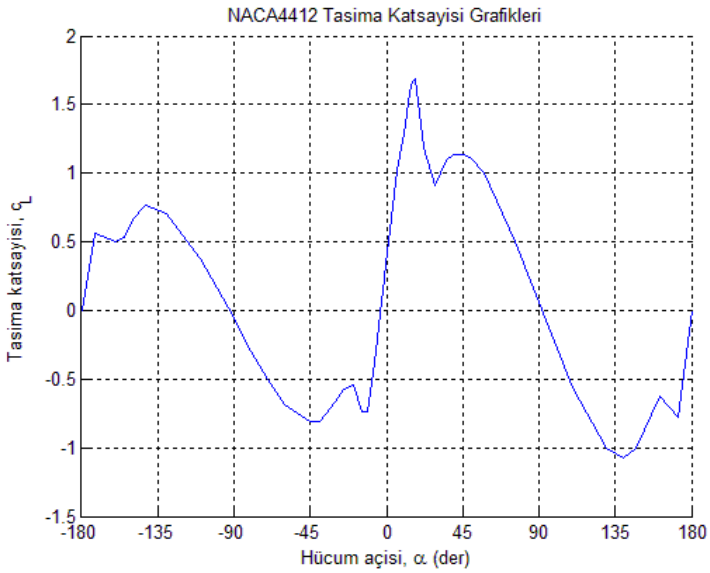
$$D = \sum_{j=1}^{N_s} dD_j \tag{3.114}$$

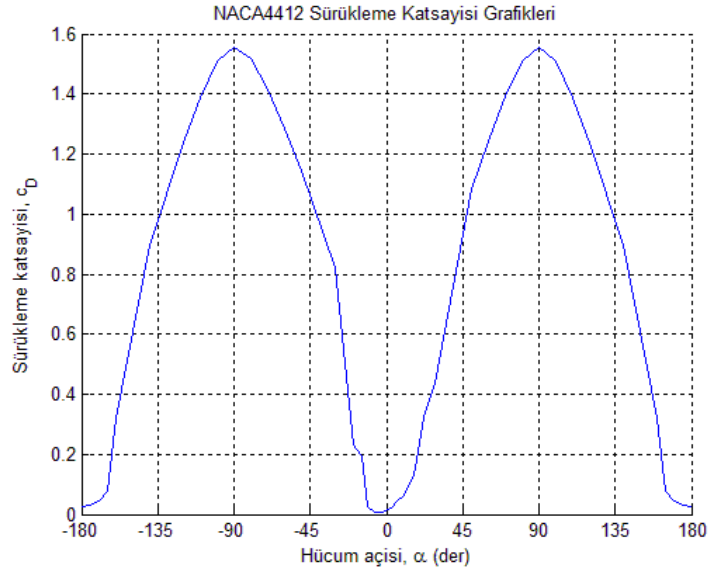
$$M = \sum_{j=1}^{N_s} dM_j \tag{3.115}$$

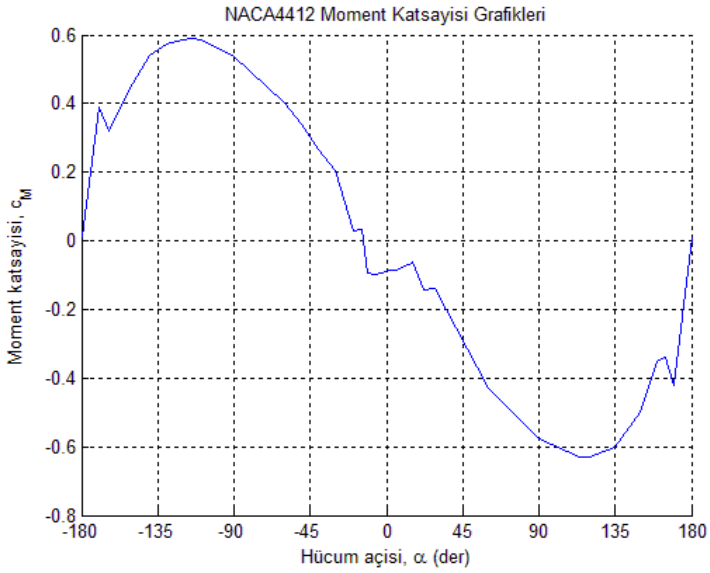
Kanadın ucunda ve kökündeki aerodinamik kayıp Bölüm 3.2.2'den faydalanılarak hesaba dâhil edilebilir. Prototip helikopterin yatay dengeleyici profili NACA0015 (bkz. Şekil 3.30) ve dikey kanat profili NACA4412 (bkz Şekil 3.31) olarak ön tasarımdaki performans analizleri sonucunda seçilmiştir [48].



Şekil 3.30 : NACA0015 profilinin c_L, c_D, c_M aerodinamik katsayı grafikleri.



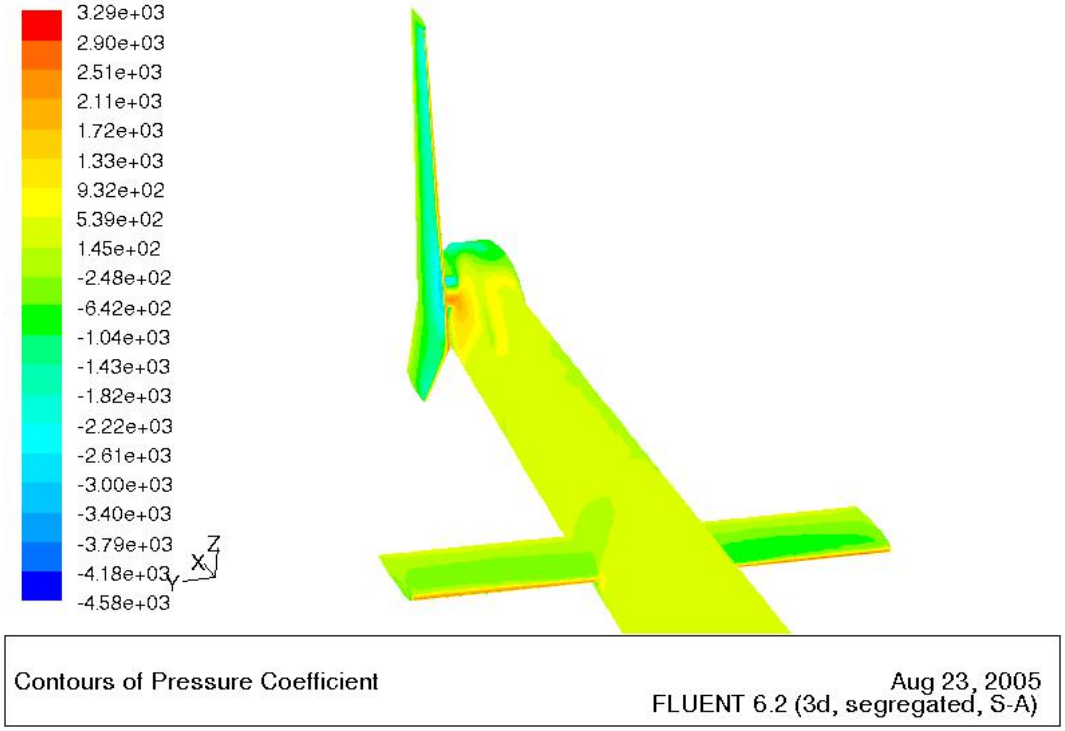




Şekil 3.31 : NACA4412 profilinin c_L, c_D, c_M aerodinamik katsayı grafikleri.

NACA0015 profili için aerodinamik kuvvet ve moment katsayıların –180 ile +180 derece arasındaki hücum açılarına bağlı değişimi Şekil 3.30'da verilmiştir. Benzer şekilde NACA4412 profilin aerodinamik kuvvet ve moment katsayıların –180 ile +180 derece arasındaki hücum açılarına bağlı değişimi Şekil 3.31'de sunulmuştur. Aerodinamik katsayıların rüzgar tünelinde yapılan deneyler sonucu belirlenirler. NACA0009, 0012 ve 0018 ile deneysel sonuçlar [3, 5] mevcuttur.

Örnek bir analiz için kuyruk konisi, yatay dengeleyici ve dikey kanat üzerinde HAD yöntemleri ile hesaplanan basınç katsayısı konturları Şekil 3.32'de gösterilmiştir.



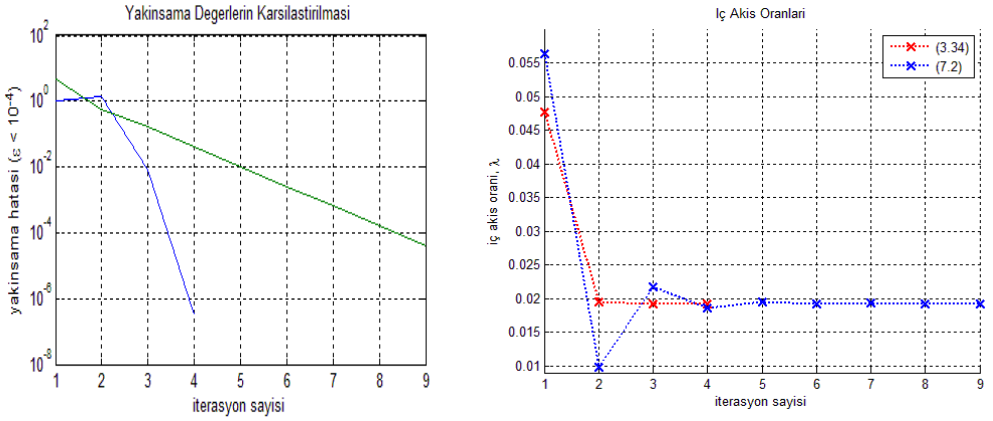
Şekil 3.32 : Kuyruk konisi, yatay dengeleyici ve dikey kanat basınç katsayısı dağılımının HAD analiz sonucu [44].

3.5 Rotor İç Akış Oranı Modeli

Bu tezde daimi iç akış oranını hesaplanırken (3.34) denklemiyle çözüm yapmaktansa taşıma katsayısı (3.71) dâhil ederek bir döngüde iç akış oranı ve taşıma katsayısını hesaplamak daha tutarlı sonuç elde edilmesine neden olur. Bu yöntem ile üç kontrol girişi, ilerleme oranı, palanın burulma açısı, katılık oranı ve taşıma eğrisinin eğiminden taşıma katsayısını ve iç akış oranını hesaplama imkânı vermektedir. Dolayısıyla daimi iç akış oranı aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\lambda = \mu \tan\alpha + \frac{\dfrac{\sigma a}{2}\left[\dfrac{\theta_0}{3}\left(1+\dfrac{3}{2}\mu^2\right)+\theta_{tw}\left(1+\mu^2\right)+\theta_{1s}\dfrac{\mu}{2}-\dfrac{\lambda}{2}\right]}{2\sqrt{\mu^2+\lambda^2}} \qquad \textbf{(3.116)}$$

Yukarıdaki iç akış oranını hesaplayan Matlab koduyla yazılmış fonksiyon EK E'de verilmiştir. Geleneksel daimi iç akış oranı hesaplama yöntemi ve önerilen daimi iç akış oranı ile taşıma katsayısı hesaplama yöntemlerinin iterasyon sayısına bağlı yakınsama hataları Şekil 3.33'ün sol tarafında verilmiştir. Geleneksel daimi iç akış oranı modeli ile 4 adımda hızlıca sonuca varılırken yaklaşma trendi parabolik bir eğridir. Bir diğer yandan önerilen daimi iç akış oranı ile taşıma katsayısını hesaplama yöntemi doğrusal yaklaşma trendine sahipken ancak 9 iterasyonda istenilen hata değerinin altına ulaşmaktadır. Bu yöntemin hesaplama yükü fazla olmasına rağmen birbirine bağlı iç akış oranı ve taşıma katsayısı gibi rotor modellemesinde önemli iki değişkenin bir döngüde aynı anda hesaplaması çok önemlidir. Nitekim iç akış modeli ne kadar iyi tanımlanırsa rotorun oluşturduğu aerodinamik kuvvetler uçuş testlerinden elde edilen verilere o kadar yakın hesaplanabilir.



Şekil 3.33 : İterasyon sayısına karşılık yakınsama hatası değişimi.

Her iki yöntemin iterasyon adımlarında hesapladığı anlık iç akış oranları Şekil 3.33'ün sağ tarafında verilmiştir. (3.34) ile hesaplanan iç akış oranı kırmızı, (3.116) ile hesaplanan iç akış oranı mavi kesik çizgiler ile çizdirilmiştir. Hesap yükünü azaltmak için yaklaşma hatası makul sınırlar dâhilinde büyütülürse iterasyon sayısı da azalabilir. Bu işlem tamamen tasarımcıya bağlıdır.

4. ROTOR DİNAMİĞİ

Bu bölüm rotor disk hareketlerini ve dinamiğini incelemektedir. Öncelikle dönen rotor palasının değişik menteşe yerleşimi ve menteşede yayın eklenmesi ile çırpma, gecikme ve çırpma-gecikme hareketleri beraber incelenecektir.

Havada askıda kalma kabiliyeti helikopterlerin temel karakteristiklerinden biridir. Ne var ki iyi olmayan ileri uçuş performansı ile askıda kalmanın hiçbir değeri kalmamaktadır. İleri uçuşta palaların dönüş hızına helikopterin ileri uçuş hızı da dâhil olmaktadır. Rotor palasının ilerleyen bölgesinde ileri uçuş hızına bağlı palaya etki eden bileşke dönüş hızı artmakta ve gerileyen bölgede bileşke hız azalmaktadır. Sabit hücum açısı kabulü altında, ileri uçuşta rotor aerodinamik ortamının değişken dinamik basınç altında ilerleyen tarafın gerileyen taraftan daha fazla taşıma üreterek bir dönme momentine neden olur. Bu momenti karşılamak üzere bir tepki verilmez ise helikopter gerileyen tarafa doğru dönerek denge noktasına ağırlık merkezine etki eden çekim kuvvetleri ile eşitlenen kadar döner. Bu moment değeri çok büyük olabilir ve bir yuvarlanma denge açısına ulaşamayabilir. İlk helikopter tasarımlarında ileri uçuştaki bu hadisenden dolayı sayısızca kaza yaşanmıştır. Rotor diskindeki yuvarlanma momenti pala kökünde bükme momentine neden olmaktadır. Bükme momenti bir tur boyunca azami pozitif ilerleyen taraftan azami negatif gerileyen tarafa doğru salınır.

İleri uçuştaki aerodinamik ortamın asimetrisi ileri uçuş hızından ve rotorun dönüşünden ötürü palanın yükleri ve hareketi istikamet açısına (azimut) bağlı olacaktır. Sürekli hal durumunda, palanın dönerken davranışı belirli bir istikamet açısında daima aynı olmalıdır. Bu durumda rotor pala yükleri ve hareketi pala istikameti boyunca periyodiktir ve periyot 2π 'dir. Periyodik fonksiyonlar Fourier serisine açılarak gösterilebilir. Çırpma açısının β istikamet açısına bağlı periyodik fonksiyonu aşağıda verilmiştir:

$$\beta(\psi) = \beta_0 + \sum_{n=1}^{\infty} \left(\beta_{nc} \cos n\psi + \beta_{ns} \sin n\psi \right) \qquad \textbf{(4.1)}$$

İfade edilmeli ki, rotorun hareketini layıkıyla tanımlamak için ilk birkaç harmonik yeterlidir. Böylece çırpma açısının periyodik fonksiyonu β_0, β_{1c}, β_{1s} katsayıları ile tanımlanabilir. Çırpma denklemin Fourier katsayıları veya harmonikleri ise aşağıdaki integrallerden hesaplanır [30]:

$$\beta_0 = \frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi} \beta d\psi \tag{4.2}$$

$$\beta_{nc} = \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} \beta \cos n\psi d\psi \tag{4.3}$$

$$\beta_{ns} = \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} \beta \sin n\psi d\psi \tag{4.4}$$

Daha özlü anlatım ise Fourier serilerinin karmaşık formuyla açıklanabilir. İfade edilirse, bu matematiksel işlemler [30] geniş olarak ele alınmıştır. Ayrıca β_n harmonikleri aşağıdaki bağıntıyı sağlar:

$$\beta(\psi) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} \beta_n e^{in\psi} \tag{4.5}$$

burada

$$\beta_n = \frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi} \beta e^{-in\psi} d\psi \tag{4.6}$$

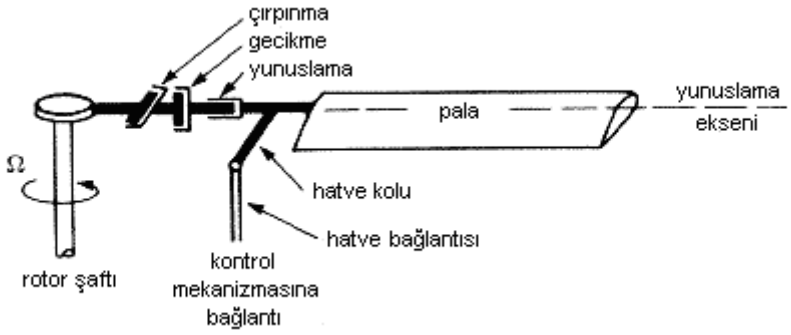
Eğer β reel ise, β_n ve β_{-n} eşlenik karmaşık sayı olması gerekmektedir. Dolayısıyla reel ve karmaşık harmonikler $\beta_n = (\beta_{nc} - i\beta_{ns})/2$ şeklinde tanımlanır.

Palanın serbestlik dereceli hareketi diferansiyel denklemler ile ifade edilmekte ve dönen eksen takımında periyodik hareket için çözülmelidir. Çözüm yöntemlerinden biri yerine koyma metodudur ve şu adımlardan oluşur: serbestlik derecelerinin Fourier serisi açılımı ve türevleri hareket denklemlerinde yerine konulur, harmoniklerin çarpımı trigonometrik bağıntılar ile harmoniklerin toplamına indirgenir, denklemdeki bütün terimler her bir harmonik $(1, \cos\psi, \sin\psi, \cos 2\psi, \sin 2\psi, ...)$ için birlikte yazılır ve her bir harmoniğin katsayısı sıfıra eşitlenir. Sonuç olarak pala hareketinin harmonikleri için bir cebirsel denklem seti elde edilir. Bir yöntem ise operatör yöntemidir ve operatörler aşağıdaki gibidir:

$$\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}(\cdot)d\psi\ ,\ \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}(\cdot)\sin\psi d\psi\ ,\ \frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}(\cdot)\cos\psi d\psi\ ,$$

$$\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}(\cdot)\sin 2\psi d\psi\ ,\ \frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}(\cdot)\cos 2\psi d\psi$$

Bu yöntem şu adımlardan oluşur: her bir operatör hareketin diferansiyel denklemine uygulanır, harmoniklerin tanımı kullanılarak pala hareketinin integralleri yerine Fourier katsayıları yazılır. Sonuç olarak pala hareketinin harmonikleri için bir cebirsel denklem seti elde edilir. Böylece, Fourier serileri de belirli bir eleman sayısına kadar yazıldığından sonlu sayıda bir cebirsel denklem seti elde edilir ve palanın hareketi için yaklaşık çözüm hesaplanır. Pala kökünde oluşan gerilmeleri ve göbek momentlerini hafifletmek için çırpma menteşesi kullanılarak palanın düzlem dışı hareketine müsaade edilir. Çırpma hareketi rotorun disk düzlemi içinde aerodinamik, ataletsel ve bilhassa Coriolis kuvvetlerinin oluşmasına neden olur. Böylece veter boyu oluşan pala yüklerinden ötürü gecikme menteşesi kullanılarak palanın düzlem içi hareketine müsaade edilir. Gecikme menteşesi rotor göbeğinin mekanik tasarımını daha da karmaşık hale getirirken, yer rezonansı olarak adlandırılan mekaniksel kararsızlığa da neden olabilir. Mekanik bir gecikme sönümleyici eleman ile bu kararsızlık giderilebilir. Ayrıca kontrol girişlerine bağlı palanın hatve açısını değişebilmesi için hatve menteşesine ihtiyaç duyulmaktadır. Tam eklemeli (articulated) rotor çırpma, gecikme ve hatve menteşelerine sahiptir. Şekil 4.1'de şematik olarak rotor sistemi gösterilmiştir.

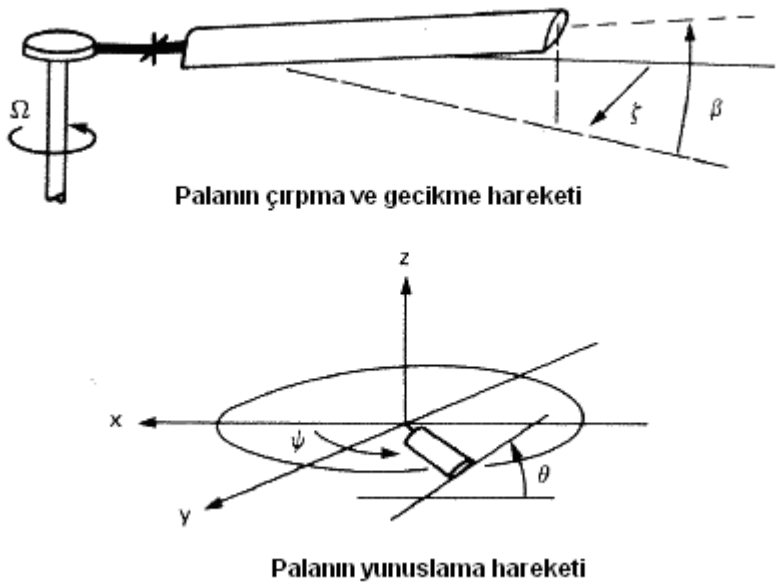


Şekil 4.1 : Sanal (eşdeğer) menteşelerin yerleşimi [30].

Çırpma ve gecikme menteşesi etrafındaki hareket pala dönüşü esnasında oluşan merkezkaç kuvvetleri ile sınırlandırılmaktadır. Hatve menteşesi etrafındaki hareket ise kontrol sistemi tarafından sınırlandırılmaktadır. Hatırlatılmalı ki rotor menteşeleri

denildiğinde genellikle çırpma ve gecikme menteşesinden bahsedilmektedir. Mekaniksel tasarım gereği tam eklemli rotor sistemi için gecikme ve çırpma menteşelerini dönüş merkezinden biraz osfetlenmesi (ötelenmesi) gerekmektedir. Çırpma menteşesinin ofsetli olması helikoptere bazı yunuslama ve yuvarlanma momentlerini ileterek helikopterin kullanım kalitesini arttırmaktadır. Gecikme menteşesinin ofsetlenmesi bir gerekliliktir çünkü dönen şaft torkunu rotoru döndüren palalara aktarma imkânı bulamayacaktır. Menteşesiz rotorlarda çırpma ve gecikme hareketi pala kökündeki burulmalardan dolayı oluşur. Bu tür palalar kabaca ofsetli ve menteşe yaylı tam eklemli rotora eşdeğer düşünülebilir.

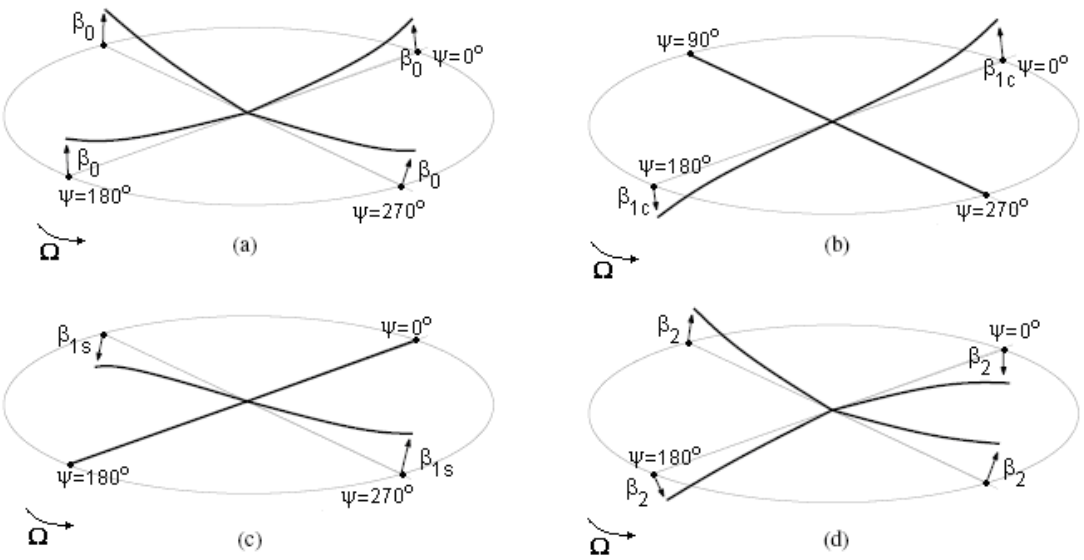
Basit pala hareketi çırpma, gecikme ve yunuslama açılarının serbestlik dereceleri ile tanımlanmaktadır. Şekil 4.2'de şematik olarak bu üç serbestlik derecesi gösterilmiştir. Düzlem dışı veya çırpma hareketi çırpma menteşesi etrafındaki β açısı kadar (yukarı doğru pozitif yöndedir) katı cisim dönüş hareketinden oluşur. Düzlem içi veya gecikme hareketi gecikme menteşesi etrafında ζ açısı kadar (rotorun dönüş yönünün tersine doğru pozitif yöndedir) dönüşünden meydana gelir. Palanın yunuslama hareketi hatve menteşesi etrafında θ açısı kadar (burun yukarı pozitif yöndedir) dönüşünden dolayı oluşmaktadır.



Şekil 4.2 : Çırpma, gecikme, yunuslama açılarının şematik gösterimi [30].

Dört palalı ve saat yönünün tersinde Ω açılsa hızı ile dönen bir rotorda β_0, β_{1c}, β_{1s} ve β_2 çırpma harmonikleri ayrı ayrı şematik olarak Şekil 4.3'te gösterilmiştir. β_0

harmoniği rotor diskinin koniklik açısını, β_{1c} harmoniği ilerlemesine rotor diskinin eğilme açısını, β_{1s} harmoniği yanlamasına rotor diskinin eğilme açısını ve β_2 harmoniği ilerlemesine ve yanlamasına koniklik açısını vermektedir. İfade edilmeli ki β_2 harmoniği koniklik açısı β_0 yanında çok küçüktür. Fakat çift pala sayılı rotorlarda hesaba katılması gereken bir harmoniktir.



Şekil 4.3 : Dört palalı rotor için çırpma harmonikleri β_0, β_{1c}, β_{1s} ve β_2 [61].

Çırpma hareketine benzer şekilde gecikme hareketi de Fourier serisi şeklinde yazılabilir:

$$\zeta(\psi) = \zeta_0 + \sum_{n=1}^{\infty} \left(\zeta_{nc} \cos n\psi + \zeta_{ns} \sin n\psi \right) \tag{4.7}$$

Gecikme hareketinin katsayıları aşağıdaki integrallerden hesaplanabilir [30]:

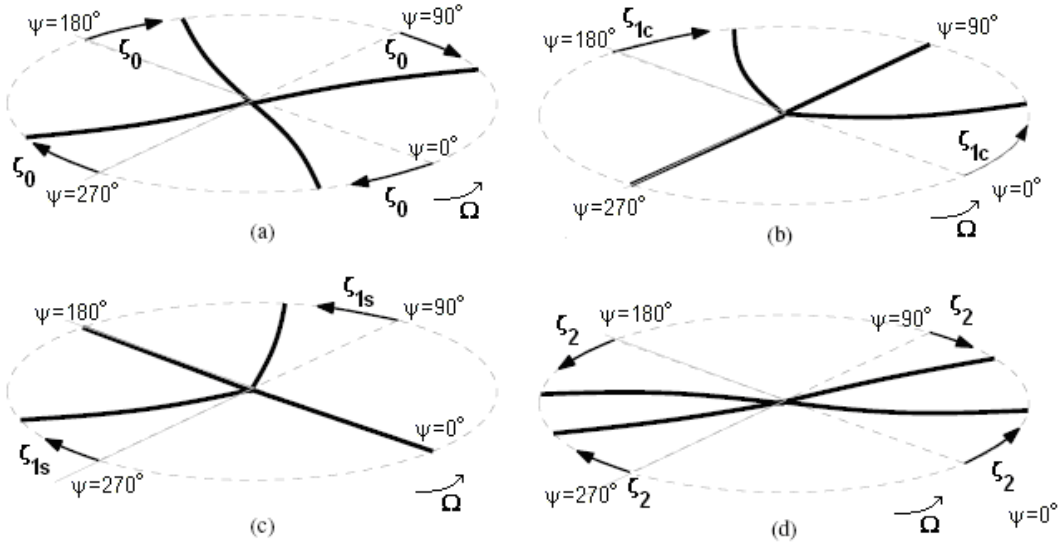
$$\zeta_0 = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \zeta \, d\psi \tag{4.8}$$

$$\zeta_{nc} = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \zeta \cos n\psi \, d\psi \tag{4.9}$$

$$\zeta_{ns} = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \zeta \sin n\psi_m \, d\psi \tag{4.10}$$

$$\zeta_n = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \zeta e^{-in\psi} \, d\psi \tag{4.11}$$

Burada sıfırıncı harmonik ζ_0 palanın rotor göbeği ve şafta göre öteleme veya gerileme açısıdır. Birinci harmoniklerden ζ_{1c} döngüsel gecikme yanlamasına ötelemeye neden olmakta ve ζ_{1s} döngüsel gecikme ilerlemesine ötelemeye neden olmaktadır. Dört palalı bir rotorda ζ_0, ζ_{1c}, ζ_{1s} ve ζ_2 çırpma harmonikleri şematik olarak Şekil 4.4'te gösterilmişlerdir.



Şekil 4.4 : Dört palalı rotor için gecikme harmonikleri ζ_0, ζ_{1c}, ζ_{1s} ve ζ_2 [61].

Rotor çırpma ve gecikme hareketinin en küçük harmoniklerinden β_0 palanın toplam taşıma kuvvetinin reaksiyonu sonucunda oluşurken ζ_0 toplam rotor torkunun reaksiyonu sonucunda oluşmaktadır. Döngüsel çırpma harmonikleri β_{1c} ve β_{1s} rotor diski üzerindeki momentlerin sonucunda oluşmakta ve döngüsel gecikme harmonikleri ζ_{1c} ve ζ_{1s} rotor göbeğinin düzlem içi hareketinden oluşmaktadır. Tasarım aşamasında dikkat edilmesi gereken bir hususta döngüsel gecikme dinamiklerinin neden olacağı yer rezonansıdır. Prototip helikopterin yer rezonansı [62] çalışılmıştır.

Pala hatve hareketinin Fourier serisi açılımı kontrol girişlerinin ortalama ve birinci harmonikleri içeren ifadesi aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\theta(\psi) = \theta_0 + \theta_{1c}\cos\psi + \theta_{1s}\sin\psi \qquad \textbf{(4.12)}$$

Sıfırıncı harmonik θ_0 ortalama pala hatve açısı, θ_{1c} ve θ_{1s} harmonikleri döngüsel hatve açılarıdır. Palanın hatve veya yunuslama hareketi iki nedenden dolayı oluşur.

Birincisi pala ve kontrol sisteminin elastik deformasyonundan oluşan yunuslama hareketi ve ikincisi helikopterin kontrol sistemi girişlerinden yönlendirilen palanın yunuslama hareketidir. Bu tezde elastik deformasyon sonucu oluşan yunuslama hareketi hesaba katılmayarak sadece kontrol siteminin neden olduğu yunuslama hareketi ele alınacaktır. Pala üzerindeki yunuslama momentleri küçük olduğundan hatve açısının değişiminden hücum açısına bağlı taşıma kuvvetinde büyük değişiklikler oluşur. Dolayısıyla rotorda oluşan kuvvetleri kontrol etmenin en etkili yolu palanın hatve açısını kontrol etmektir.

Prototip helikopterde ana rotorun aerodinamik profilli palaları rotor göbeğine esnek eleman (flexure) ile yekpare olarak Tom Hanson'nun menteşesiz rotor ve pala tasarımı konseptine benzer üretilmiştir. Bire bir Hanson menteşesiz rotor tipi modelini oluşturmak yerine modellenmesi nispeten daha kolay ve çırpma ile gecikme hareketi için analitik çözümler elde edebilecek menteşeli eşdeğer bir modelin oluşturulması simülasyonlarda ve analizlerde kolaylıklar sağlayacaktır. Palanın esnek eleman sönüm değeri, yay katsayısını ve sanal menteşenin ofset değeri göz ününde bulundurularak daha kolay ve basit bir yöntemle rotor palasının çırpma ve gecikme hareketleri modellenebilir. Aksi halde palanın ve esnek elemanın birçok yapısal özellikleri göz önünde bulundurarak daha karmaşık ve çözümü vakit ve modellenmesi uğraş gerektiren aeroelastik modeller üretilebilir. Performans analizlerinde eşdeğer model ile yaklaşık çözüm vereceğinden daha basit ve modellenmesi kolay rotor dinamikleri ile çalışmak elbette her bir mühendisin tercih edeceği yoldur.

Bu başlık altında ilk önce palanın çırpma hareketi analitik olarak çözülecektir. İkinci aşamada dört palalı bir rotor için çırpma dinamik denklemi oluşturularak modellenecektir. Üçüncü aşamada gecikme hareketi analitik olarak çözülecektir. Son olarak çırpma ve gecikme dinamik denklemi oluşturulacaktır.

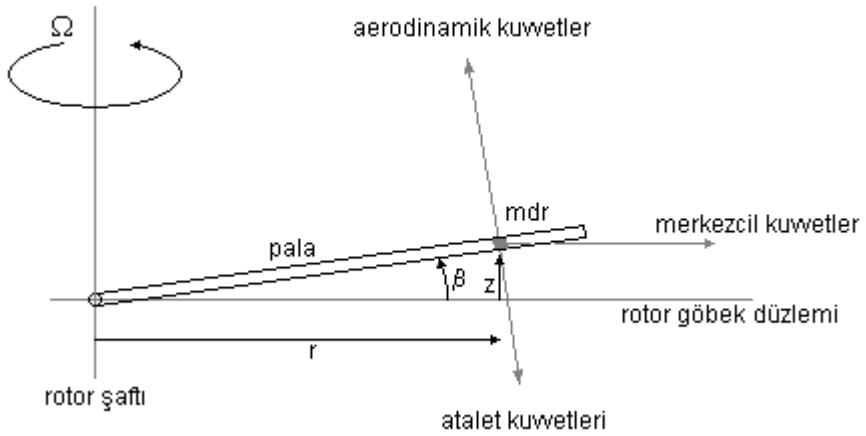
4.1 Rotor Palasının Çırpma Hareketi

Bu başlık altında menteşeli palanın çırpma (flapping) hareketi ele alınacak ve rotor göbeğine menteşe ile bağlı pala, rotor göbeğine menteşe ve yay ile bağlı pala, ve rotor göbeğine ofsetli menteşe ve yay ile bağlı pala konfigürasyonundaki üç değişik rotor tipi için çırpma hareketinin analitik denklemlerine yer verilecektir.

4.1.1 Rotor göbeğine menteşe ile bağlı pala

Rotor diskinin ileri uçuştaki davranışını çözebilmek için palanın çırpma hareketinin harmonikleri olan koniklik açısı ve uç yörünge düzleminin eğim açılarına (β_0 , β_{1c} , β_{1s}) ihtiyaç duyulmaktadır.

Palanın çırpma hareketi çırpma mafsalı etrafında oluşan ataletsel ve aerodinamik momentlerin dengesinden belirlenir. İlk adımda basit sistem ele alınacak olursa, mesela ofsetsiz ve yaysız menteşeli rijit rotorun çırpma hareketinin analizi aşağıdaki gibi yapılabilir.



Şekil 4.5 : Rotor göbeğine menteşe ile bağlı pala [30].

İç akış için küçük açı kabulü yapılır ise F_z kuvveti palanın aerodinamik taşıma kuvvetine eşit olur. Ayrıca palaların dönüşünden de merkezkaç kuvveti oluşmaktadır ve çırpma hareketine karşı koyan bir yay kuvveti gibi davranmaktadırlar. Ofsetsiz menteşeli rijit palanın eğilme yönü $z = r\beta$ kadar düzlem dışına doğrudur. Çırpma mafsalı etrafındaki momentleri oluşturan pala elemanına etki eden kuvvetler aşağıdaki gibidir (bkz Şekil 4.5).

i) çırpma yönüne ters atalet kuvveti $m\ddot{z} = m\eta\ddot{\beta}$, ve r moment kolu,

ii) dışa doğru olan merkezcil kuvveti $m\Omega^2 r$, ve $z = r\beta$ moment kolu,

iii) palaya dik aerodinamik kuvvet F_z, ve r moment kolu.

Palaların dönmesinden dolayı merkezkaç kuvveti radyal olarak (pala boyunca) etki ederken ayrıca da çırpma hareketinin tersi yönünde de yay kuvveti gibi davranmaktadır. Çırpma menteşesi etrafındaki momentler ise veter boyunca kesit kuvvetlerinin ilgili moment kolları ile çarpımının integrali alınmasıyla ifade

edilmektedir. Çırpma menteşesi yayının olamamasından dolayı toplam moment değeri sıfıra eşit olur. Böylece çırpma hareket denklemi aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned} &\int_0^R mr\ddot{\beta}rdr + \int_0^R m\Omega^2 r(r\beta)dr - \int_0^R F_z rdr = 0 \\ &\left(\int_0^R mr^2 dr\right)\left(\ddot{\beta} + \Omega^2\beta\right) - \int_0^R F_z rdr = 0 \end{aligned} \tag{4.13}$$

Burada $\beta = \beta(\psi)$ 'dır ve çırpma masalı etrafındaki ataletsel moment aşağıdaki gibi tanımlanır:

$$I_b = \int_0^R mr^2 dr \tag{4.14}$$

Çırpma hareketi denklemi hava yoğunluğu ρ, rotor dönüş hızı Ω ve rotor çapı R parametrelerine bağlı boyutsuzlaştırılır ise,

$$\ddot{\beta} + \Omega^2\beta = \frac{1}{I_b}\int_0^1 rF_z dr \tag{4.15}$$

Çırpma hareketini zamana bağlı ifade edilirse $\psi = \Omega t$ dönüşümü yapılmalıdır ve dolayısıyla $\dot{\beta}(\psi) = \Omega\dot{\beta}(t)$ ve $\ddot{\beta}(\psi) = \Omega^2\ddot{\beta}(t)$ elde edilir.

Lock numarası palanın boyutsuz parametresi olup aerodinamik kuvvetlerin ataletsel kuvvetlere oranı şeklinde tanımlanır. Genel olarak, menteşeli rotorlar için 8 ile 10 arasında iken, menteşesiz rotorlarda 5 ile 7 arasında değişmektedir. Dolayısıyla Lock numarası aşağıdaki bağıntıda hesaplanır:

$$\gamma = \frac{\rho acR^4}{I_b} \tag{4.16}$$

Palanın sabit vetere sahip olduğunu kabul ederek çırpma hareketini tanımlayan denklemi aşağıdaki gibi yazılabilir [30, 36]:

$$\ddot{\beta} + \beta = \gamma\int_0^1 r\frac{F_z}{ac}dr = \gamma M_F \tag{4.17}$$

Denklemin sol tarafı kütle yay sistemi şeklinde olup doğal frekansı 1/devirdir. Denklemin sağ tarafındaki zorlayıcı aerodinamik kuvvet palanın çırpma hareketini rezonans frekansıyla tahrik etmektedir. Rezonanstaki zorlanmış sistemin genliğini sönüm değerinden belirlenmektedir. Bu aşamada sönüm değeri ise aerodinamik

kuvvetin kendisinden gelmektedir. Dolayısıyla, yanıtın faz açısı sönümün büyüklüğüne bağlı olmayarak tam olarak 90 derece gecikmelidir.

Aerodinamik çırpma momenti ise aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned} M_F &= \int_0^1 r \frac{F_z}{ac} dr = \int_0^1 r \frac{1}{2}\left[u_T^2 \theta - u_P u_T \right] dr \\ &= \int_0^1 r \frac{1}{2}\left[\left(r + \mu \sin\psi \right)^2 \theta - \left(\lambda + r\dot{\beta} + \mu\beta\cos\psi \right)\left(r + \mu\sin\psi \right) \right] dr \end{aligned} \tag{4.18}$$

Palanın doğrusal burulmaya ve düzenli iç akışa sahip olduğunu varsayarak pala uzunluğu boyunca integral alma işlemi aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned} M_F &= M_\theta \theta_{con} + M_{\theta_{tw}} \theta_{tw} + M_\lambda \lambda + M_{\dot{\beta}} \dot{\beta} + M_\beta \beta \\ &= \theta_{con}\left(\frac{1}{8} + \frac{\mu}{3}\sin\psi + \frac{\mu^2}{4}\sin^2\psi \right) + \theta_{tw}\left(\frac{1}{10} + \frac{\mu}{4}\sin\psi + \frac{\mu^2}{6}\sin^2\psi \right) \\ &- \lambda\left(\frac{1}{6} + \frac{\mu}{4}\sin\psi \right) - \dot{\beta}\left(\frac{1}{8} - \frac{\mu}{6}\sin\psi \right) - \beta\mu\cos\psi\left(\frac{1}{6_1} + \frac{\mu}{4}\sin\psi \right) \end{aligned} \tag{4.19}$$

Burada müşterek ve döngüsel hatve kontrol girişi şöyledir:

$$\theta_{con} = \theta_0 + \theta_{1c}\cos\psi + \theta_{1s}\sin\psi \tag{4.20}$$

Böylece çırpma hareketi aşağıdaki formda yazılır:

$$\ddot{\beta} + \beta = \gamma\left(M_\theta \theta_{con} + M_{\theta_{tw}} \theta_{tw} + M_\lambda \lambda + M_{\dot{\beta}} \dot{\beta} + M_\beta \beta \right) \tag{4.21}$$

Yukarıdaki denklemde hücum açısına bağlı değişen çırpma momentini oluşturan aerodinamik katsayılar sırasıyla palanın hatve değeri, burulma açısı, iç akış oranı, çırpma hızı ve çırpma açısıdır. Çırpma açısı hücum açısında perturbasyonlara neden olmaktadır. Bu perturbasyonlar palanın taşıma kuvvetini harekete karşı koyacak şekilde değiştirmektedir. Böylece pala $M_{\dot{\beta}}$ katsayısı ile aerodinamik sönüme sahip olmaktadır.

Pala çırpma hareketinin kalıcı durum (steady state) çözümü yüksek harmonikleri ihmal ederek, sıfırıncı ve birinci harmonikler analitik olarak aşağıdaki denklem takımlarında elde edilir:

$$\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\left(\ddot{\beta} + \beta \right) d\psi = \beta_0 = \gamma\left[\frac{\theta_0}{6}\left(1 + \mu^2 \right) + \frac{\theta_{tw}}{10}\left(1 + \frac{5}{6}\mu^2 \right) + \frac{\mu}{6}\theta_{1s} - \frac{\lambda}{6} \right] \tag{4.22}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\ddot{\beta}+\beta\right)\cos\psi\, d\psi = 0 = \frac{1}{8}\theta_{1c}\left(1+\frac{1}{2}\mu^2\right)-\frac{1}{8}\beta_{1s}-\frac{\mu}{6}\beta_0-\frac{\mu^2}{16}\beta_{1s} \tag{4.23}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\ddot{\beta}+\beta\right)\sin\psi\, d\psi = 0 = \frac{1}{8}\theta_{1s}\left(1+\frac{3}{2}\mu^2\right)+\frac{\mu}{3}\theta_0+\frac{\mu}{4}\theta_{tw}-\frac{\mu}{4}\lambda+\frac{1}{8}\beta_{1c}-\frac{\mu^2}{16}\beta_{1c} \tag{4.24}$$

Böylece $\lambda-\mu\theta_{1s}=\lambda_{NFP}$, $\lambda_{TPP}=\lambda_{NFP}+\mu\left(\beta_{1c}+\theta_{1c}\right)$ dönüşümü yapılarak sıfırıncı ve birinci harmonikler aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$\beta_0=\gamma\left[\frac{\theta_{0.8}}{6}\left(1+\mu^2\right)-\frac{\mu^2}{60}\theta_{tw}-\frac{\lambda_{TPP}}{6}+\frac{\mu}{6}\left(\beta_{1c}-\theta_{1s}\right)\right] \tag{4.25}$$

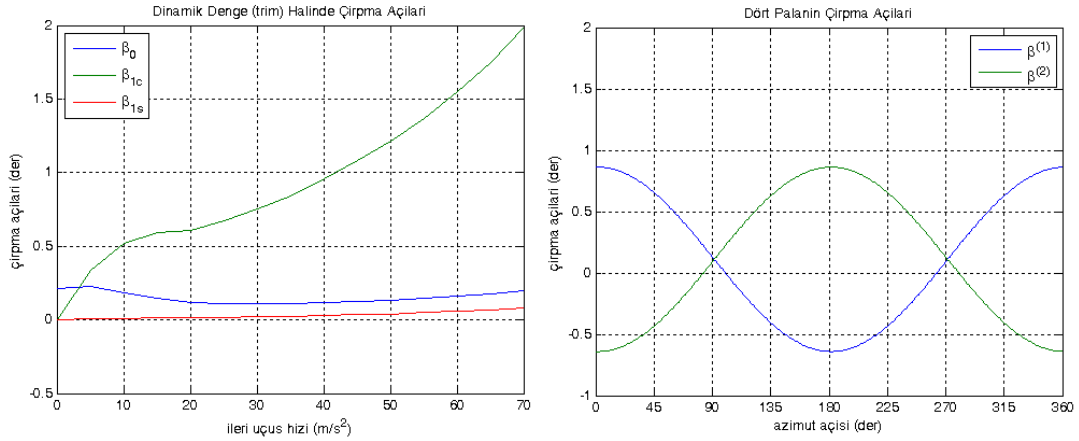
$$\beta_{1s}=\theta_{1c}-\frac{4\mu\beta_0/3}{1+\mu^2/2} \tag{4.26}$$

$$\beta_{1c}=-\theta_{1s}-\frac{\frac{8}{3}\mu\left[\theta_{0.75}-\frac{3}{4}\lambda_{TPP}\right]}{1+\frac{3\mu^2}{2}} \tag{4.27}$$

veya

$$\begin{bmatrix}\beta_0\\ \beta_{1c}\\ \beta_{1s}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\gamma\left(\frac{1+\mu^2}{6}-\frac{4\mu^2/9}{1+3\mu^2/2}\right) & 0 & -\gamma\frac{\mu}{3}\\ \frac{8\mu/3}{1+3\mu^2/2} & 0 & -1\\ -\gamma\frac{4\mu/3}{1+\mu^2/2}\left(\frac{1+\mu^2}{6}-\frac{4\mu^2/9}{1+3\mu^2/2}\right) & 1 & \gamma\frac{4\mu^2/9}{1+\mu^2/2}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\theta_{0.75}\\ \theta_{1c}\\ \theta_{1s}\end{bmatrix}$$
$$+\begin{bmatrix}\gamma\frac{1-\mu^2}{120}\\ 0\\ -\gamma\frac{1-\mu^2}{120}\left(\frac{4\mu/3}{1+\mu^2/2}\right)\end{bmatrix}\theta_{tw}+\begin{bmatrix}-\frac{\gamma}{6}+\frac{2\mu}{1+3\mu^2/2}\\ \frac{2\mu}{1+3\mu^2/2}\\ -\frac{4\mu/3}{1+\mu^2/2}\left(-\frac{\gamma}{6}+\frac{2\mu}{1+3\mu^2/2}\right)\end{bmatrix}\lambda_{TPP} \tag{4.28}$$

Yukarıda (4.25)-(4.27) ile tanımlanan çırpma hareketi modeli prototip helikopterin kuyruk rotorunun matematiksel modelinde kullanılmıştır. Şekil 4.6'da helikopterin brüt ağırlığında, deniz seviyesi uçuş irtifasında ve ileri uçuş hızına bağlı kuyruk rotoru parametreleri tanımlanarak prototip helikopterin dinamik denge (trim) durumunda çırpma harmoniklerin değişimi solda ve kuyruk rotorunun 30 m/s ileri uçuş hızında her bir palaların tam bir tur dönüşündeki çırpma açısı değişimi sağda verilmiştir.



Şekil 4.6 : İleri uçuş dinamik denge (trim) şartında çırpma harmonikleri ve 30m/s için palaların tam bir turu için çırpma açıları değişimi.

Palanın hareketinin β_{2c} ve β_{2s} yüksek harmoniklerine düzensiz iç akış ve elastik pala eğilmelerinin etkisi büyüktür. Fakat aşağıdaki çözüm bu yüksek harmoniklerin basit çözümleri ele alınacaktır. Eğer ikinci harmonikler birinci harmoniklerden yeterince küçük ve ikinci harmoniklerin birinci harmoniklere olan etkisi ihmal edilirse ataletsel ve merkezkaç terimleri (4.22)-(4.24)'e benzer şekilde hesaplanabilirler. Genel olarak β_{nc} ve β_{ns} denklemleri için ataletsel ve merkezkaç kuvvetleri $\left(1-n^2\right)\beta_{nc}$ ve $\left(1-n^2\right)\beta_{ns}$ çözümlerine sahiptirler. Dolayısıyla,

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\ddot{\beta}+\beta\right)\cos 2\psi\, d\psi = -3\beta_{2c} = \gamma\left(-\frac{\mu^2}{8}\theta_0 - \frac{\mu}{6}\theta_{1s} - \frac{\mu^2}{12}\theta_{tw} - \frac{1}{4}\beta_{2s} - \frac{\mu}{6}\beta_{1c} + \frac{\mu}{12}\lambda_x\right) \qquad \textbf{(4.29)}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\ddot{\beta}+\beta\right)\sin 2\psi\, d\psi = -3\beta_{2s} = \gamma\left(\frac{\mu}{6}\theta_{1c} + \frac{1}{4}\beta_{2c} - \frac{\mu}{6}\beta_{1s} - \frac{\mu^2}{8}\beta_{1s} - \frac{\mu}{12}\lambda_x\right) \qquad \textbf{(4.30)}$$

Yukarıdaki ifadelerde doğrusal iç akış kabulü yapılmıştır. Çözümleri ise aşağıdaki gibidir:

$$\beta_{2c} = \frac{\frac{\gamma}{24}\mu}{1+\left(\frac{\gamma}{12}\right)^2}\left[\left(\mu\theta_{0.67} + \frac{4}{3}(\beta_{1c}+\theta_{1s}) - \frac{2}{3}\lambda_y\right) + \frac{\gamma}{12}\left(\mu\beta_0 + \frac{4}{3}(\beta_{1s}-\theta_{1c}) + \frac{2}{3}\lambda_x\right)\right] \qquad \textbf{(4.31)}$$

$$\beta_{2s} = \frac{\frac{\gamma}{24}\mu}{1+\left(\frac{\gamma}{12}\right)^2}\left[-\frac{\gamma}{12}\left(\mu\theta_{0.67} + \frac{4}{3}(\beta_{1c}+\theta_{1s}) - \frac{2}{3}\lambda_y\right) + \left(\mu\beta_0 + \frac{4}{3}(\beta_{1s}-\theta_{1c}) + \frac{2}{3}\lambda_x\right)\right] \qquad \textbf{(4.32)}$$

Yapılan kabul doğrultusunda ikinci harmonikler β_{2c} ve β_{2s} birinci harmoniklerden bir kaç onlu mertebe küçüktürler. Genel olarak yüksek harmonikler (β_{nc} , β_{ns}) bir alt mertebedeki harmoniklere göre μ^n/n^2 oranında azalmaktadırlar.

Yüksek mertebeli harmonikleri tahrik eden düzensiz iç akışlardır ki bu etkiler basit doğrusal dağılımlarda bile göz önünde tutulmamaktadır. Düzensiz iç akışlı bir pala hareketinde yüksek mertebeli harmonikler burada gösterilenden daha büyük genliklidir. Buna ek olarak palanın burulma modları yerinde ve daha doğru çözüm için palanın yüksek frekanslı cevaplarında hesaba katılmalıdır. Buna nazaran yüksek mertebeli harmonikler pala yüklemesi ve helikopterin titreşiminde orta seviyede önem arz ederken, helikopterin performansına ve kontrolüne olan etkisi pek fazla değildir. Dolayısıyla bu tezde kuyruk rotoru göbeğe bağlı menteşe olarak modellendiğinden yüksek mertebeli harmonikler göz önüne alınmayacaktır.

Çırpma hareketinin genlik ve fazı aşağıdaki gibidir:

$$\bar{\beta}/\bar{\theta} = \frac{\gamma/8}{\sqrt{(n\gamma/8)2 + (n^2-1)2}} \tag{4.33}$$

$$\Delta\psi = 90^\circ - \tan^{-1}\frac{n^2-1}{n\gamma/8} \tag{4.34}$$

Sıfırıncı, birinci ve ikinci harmonikleri hesaba katarak çırpma hareketi nihai olarak aşağıdaki gibi tanımlanabilir:

$$\beta(\psi) = \beta_0 + \beta_{1c}\cos\psi + \beta_{1s}\sin\psi + \beta_{2c}\cos 2\psi + \beta_{2s}\sin 2\psi \tag{4.35}$$

4.1.2 Rotor göbeğine menteşe ve menteşe yay ile bağlı pala

Bu başlık altında dönüş ekseninde menteşeli ve rotor palasına bağlı yay ele alınacaktır (bkz. Şekil 4.7). Bu yay palayı geri getirmek için moment oluşturmaktadır. Bu yay ayrıca rotorun kontrol gücünü arttırmak için de kullanılabilir yani çırpma hareketi itki vektörünü eğerken bir diğer yandan da rotor göbeğinde bir momente de neden olur. Menteşesiz rotorun kök kısmındaki esnek eleman yapısal olarak yay etkisi gösterirken, yaylı çırpma menteşeli palanın ele alınması menteşesiz rotor davranışına doğru gitmektedir. Eğer yay çok sert ise pala kökü direnci sistemi kiriş problemine çevirmektedir ve temel çırpma modu tipine önemli bir eğilme katmaktadır. Ayrıca yayın sertliği merkezcil katılığa göre çok küçük olmalıdır ki rijit

çırpma hareketi manalı olsun. Böylece palanın hareketi çırpma menteşesi etrafında rijit dönüş kabiliyetine sahiptir ve düzlem dışı bükülme $z = r\beta$ olmaktadır. Rijit çırpma hareketi için rotor kuvvetleri ve rotor gücü denklemleri değişmemektedir. Menteşedeki yay ek bir çırpma momenti yarattığından dolayı ancak rotorun çırpma hareketini değiştirmektedir.

Çırpma hareketi denklemini yazabilmek için önceki başlık altında ele alınan rotor göbeğine menteşe ile bağlı pala modeline menteşe yayının neden olduğu çırpma momentini, $K_\beta\left(\beta - \beta_p\right)$, eklemek yeterli olacaktır. Burada K_β yayın katılık değeri ve β_p arzu edilen koniklik açısıdır. Yayın etkisi ise palanın arzu edilen koniklik dışında kökte sabit moment oluşturur ve böylece menteşedeki momenti $\beta = \beta_p$ için sıfırlar. Böylece çırpma denklemi aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$I_b\left(\ddot{\beta} + \Omega^2\beta\right) + K_\beta\left(\beta - \beta_p\right) = \int_0^R rF_z dr \qquad \textbf{(4.36)}$$

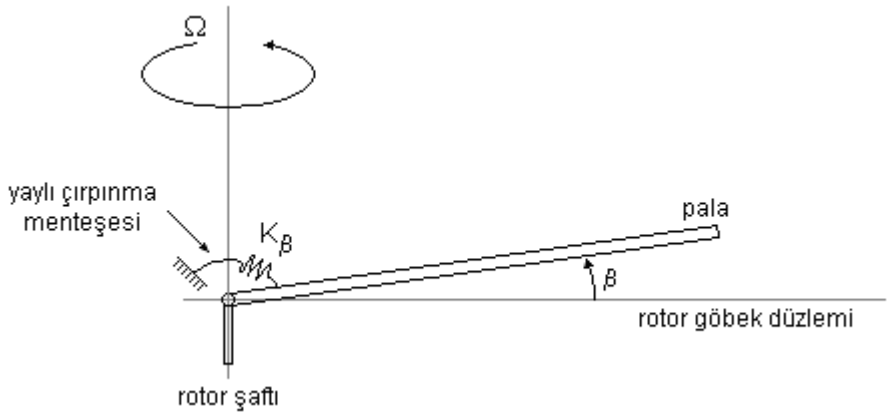
ya da

$$\ddot{\beta} + v^2\beta = \left(v^2 - 1\right)\beta_p + \gamma\int_0^1 r\frac{F_z}{ac}dr \qquad \textbf{(4.37)}$$

çırpma hareketinin dönen eksendeki boyutsuz doğal frekansı ise aşağıdaki gibidir:

$$v^2 = 1 + \frac{K_\beta}{I_b\Omega^2} \qquad \textbf{(4.38)}$$

Genel olarak $v > 1$ olacak şekildedir ve 1/devir'de etki eden aerodinamik kuvvetler artık palayı rezonans frekansında tahrik etmemektedirler. Böylece rotor bu tahrike karşı azaltılmış bir genlik ile yanıt vermektedir ve yayın hızlandırıcı cevabından ötürü faz gecikmesi artık 90 dereceden daha azdır. Bir diğer yandan çırpma menteşesini ofsetlemek veya kök direnci yüksek kiriş modeli kullanmak çırpma hareketinin frekansını artırır. Fakat, yaylı çırpma menteşesi çırpma frekansını önemli etkilerden soyutlamaya imkân verirken başka hiç bir şeyi değiştirmemektedir. Çırpma frekansı v olan herhangi bir rotorda yaklaşık çözüm pala mod tipleri için rijit çırpma kullanmaktan geçmektedir.



Şekil 4.7 : Rotor göbeğine menteşe yayı ile bağlı pala [30].

Menteşedeki yay aerodinamik çırpma momentlerini değiştirmemektedir, fakat ataletsel, merkezcil ve yay terimlerinden çırpma denkleminin sonucu aşağıdaki gibi olur [30]:

$$\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\left(\ddot{\beta}+v^2\beta-(v^2-1)\beta_p\right)d\psi=v^2\beta_0-(v^2-1)\beta_p \tag{4.39}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\ddot{\beta}+v^2\beta-(v^2-1)\beta_p\right)\cos\psi\, d\psi=(v^2-1)\beta_{1c} \tag{4.40}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\ddot{\beta}+v^2\beta-(v^2-1)\beta_p\right)\sin\psi\, d\psi=(v^2-1)\beta_{1s} \tag{4.41}$$

Böylece çırpma hareketi aşağıdaki denklem takımından çözülebilir:

$$v^2\beta_0=(v^2-1)\beta_p+\gamma\left[\frac{\theta_{0.8}}{3}\left(1+\mu^2\right)-\frac{\mu^2}{60}\theta_{tw}-\frac{\lambda_{NFP}}{6}\right] \tag{4.42}$$

$$(v^2-1)\beta_{1c}=\gamma\left[\frac{1}{8}\left(\theta_{1c}-\beta_{1s}\right)\left(1+\frac{1}{2}\mu^2\right)-\frac{\mu}{6}\beta_0\right] \tag{4.43}$$

$$(v^2-1)\beta_{1s}=\gamma\left[\frac{1}{8}\left(\theta_{1s}-\beta_{1c}\right)\left(1-\frac{1}{2}\mu^2\right)+\frac{\mu}{3}\theta_{0.75}-\frac{\mu}{3}\lambda_{NFP}\right] \tag{4.44}$$

Koniklik açısının çözümü ise şöyledir:

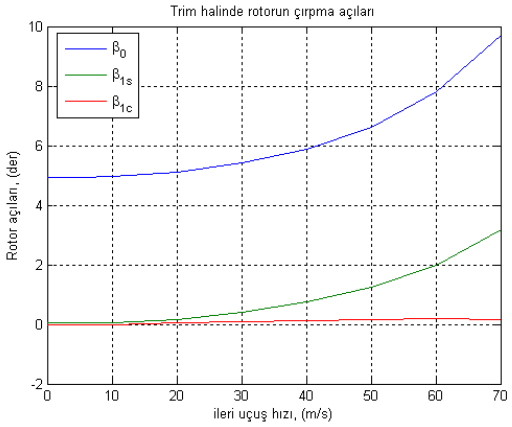
$$\beta_0=\frac{v^2-1}{v^2}\beta_p+\frac{\gamma}{v^2}\left[\frac{\theta_{0.8}}{3}\left(1+\mu^2\right)-\frac{\mu^2}{60}\theta_{tw}-\frac{\lambda_{NFP}}{6}\right] \tag{4.45}$$

İleri uçuşta ilerlemesine ve yanlamasına döngüsel katsayılar ise aşağıdaki gibi hesaplanmıştır:

$$\beta_{1s}=\frac{\left(-\frac{\gamma/8}{1-\frac{1}{2}\mu^2}\theta_{1s}+\frac{\gamma/8}{1+\frac{1}{2}\mu^2}\left(\frac{\frac{\gamma/8}{v^2-1}}{1-\frac{1}{2}\mu^2}\right)\theta_{1c}-\frac{\gamma\mu}{6}\left(\frac{\frac{\gamma/8}{v^2-1}}{1-\frac{1}{2}\mu^2}\right)\beta_0+\frac{\gamma\mu}{3}\theta_{0.75}-\frac{\gamma\mu}{4}\lambda_{NFP}\right)}{(v^2-1)+\frac{\gamma\mu}{6}\left(\frac{\frac{\gamma/8}{v^2-1}}{1-\frac{1}{2}\mu^2}\right)} \quad \textbf{(4.46)}$$

$$\beta_{1c}=\left(\frac{\frac{\gamma/8}{v^2-1}}{1+\frac{1}{2}\mu^2}\theta_{1c}-\frac{\frac{\gamma/8}{v^2-1}}{1+\frac{1}{2}\mu^2}\beta_{1s}-\frac{\gamma\mu}{6}\beta_0\right) \quad \textbf{(4.47)}$$

Yukarıda (4.45)-(4.47) ile tanımlanan çırpma hareketi modeli prototip helikopterin ana rotor matematiksel modellinde kullanılırsa helikopterin brüt ağırlığında, deniz seviyesi uçuş irtifasında ve ileri uçuş hızına bağlı dinamik denge durumunda çırpma katsayıları değişimi Şekil 4.8'de gösterilmiştir.



Şekil 4.8 : İleri uçuş dinamik denge (trim) şartında çırpma harmonikleri değişimi.

Çırpma denklemlerindeki $(v^2-1)/(\gamma/8)$ parametresi menteşe yayının aerodinamik çırpma sönümüne oranıdır. Merkezcil ve ataletsel kuvvetler birbirini sadeleştirdiklerinden ötürü çırpma hareketini yay ve sönüm kuvvetleri belirlemektedir. Çırpma frekansının birden büyük olması durumunda θ_{1c} girişi için ilerlemesine çırpma ve θ_{1s} girişi için yanlamasına çırpmaya neden olmaktadır. Askı halinde $\mu=0$, döngüsel çırpmayı $\beta\cos(\psi+\psi_0-\Delta\psi)$ ve döngüsel hatveyi $\theta\cos(\psi+\psi_0)$ şeklinde yazılırsa genliğin büyüklüğü ve faz değeri aşağıdaki gibi oluşur [30]:

$$\beta/\theta = \left[1 + \left(\frac{\nu^2 - 1}{\gamma/8}\right)^2\right]^{-1/2} \tag{4.48}$$

$$\Delta\psi = 90^\circ - \tan^{-1}\frac{\nu^2 - 1}{\gamma/8} \tag{4.49}$$

Çırpma frekansını arttırmak sistemin rezonans değeri altında tahrik ederken döngüsel girişe karşılık çırpma yanıtının genliğini hafifçe azaltır ve en önemlisi yanıtın gecikmesini azaltır. Mesela $\nu = 1.15$ ve $\gamma = 8$ ise, genlik %5 kadar azalır ve faz gecikmesi 72 derece olur. Faz açısındaki bu değişim uç-yörünge-düzleminin ilerlemesine ve yanlamasına yanıtının hatvenin-değişmediği-düzlemin kontrol girişleri arasında bağımlılık oluşturur. Helikopterin kontrolü önem arz ettiğinden dolayı, bu bağımlılık kontrol düzlemi (control plane) ile hatvenin değişmediği düzlem (bkz. Şekil 3.17) arasında telafi edici faz kaymasıyla elimine edilebilir. Bundan dolayı kontrol sistemi geometrisi her tasarım için değiştirilmektedir. Böylece rotor ilerlemesine levye girişine karşılık tamamen uç-yörünge-düzlemi ilerlemesine eğmektedir.

Rotoru kullanarak ağırlık merkezi etrafında moment oluşturarak helikopterin kontrolü sağlanmaktadır. Menteşeli rotorun pala kökünde herhangi bir moment oluşmadığından dolayı, helikopteri kontrol edebilmek için itki vektörünü eğmesi gerekmektedir. Yaylı çırpma menteşeli rotorda ise uç-yörünge-düzleminin eğilmesi rotor göbeğinde momente neden olur. Dönen eksen takımında çırpma açısının sapması halinde bir pala için göbekte oluşan moment aşağıdaki gibidir [30]:

$$M = K_\beta\left(\beta - \beta_p\right) = \left(\nu^2 - 1\right) I_b \Omega^2 \left(\beta - \beta_p\right) \tag{4.50}$$

Rotor göbeğinde oluşan yunuslama ve yuvarlanma momentleri dönmeyen eksen takımında çırpma momenti olarak hesaplamak için pala sayısıyla çarpıp istikamet açısı üzerinden ortalamasının alınmasıyla aşağıdaki gibi elde edilirler:

$$M_y = -\frac{N_b}{2\pi}\int_0^{2\pi} \cos\psi M d\psi = -\frac{N_b}{2\pi}\int_0^{2\pi} \cos\psi \left(\nu^2 - 1\right) I_b \Omega^2 \left(\beta_0 + \beta_{1c}\cos\psi + \beta_{1s}\sin\psi - \beta_p\right) d\psi$$

$$= -\frac{N_b\left(\nu^2 - 1\right) I_b \Omega^2}{2\pi}\int_0^{2\pi} \left[\cos\psi\left(\beta_0 - \beta_p\right) + \beta_{1c}\cos^2\psi + \beta_{1s}\cos\psi\sin\psi\right] d\psi$$

$$
\begin{aligned}
&= -\frac{N_b\left(v^2-1\right)I_b\Omega^2}{2\pi}\left[\left(\beta_0-\beta_p\right)\sin\psi+\beta_{1c}\left(\frac{\psi}{2}+\frac{1}{4}\sin 2\psi\right)-\frac{\beta_{1s}}{2}\cos^2\psi\right]_0^{2\pi} \\
&= -\frac{N_b\left(v^2-1\right)I_b\Omega^2}{2}\beta_{1c}
\end{aligned}
\tag{4.51}
$$

$$
\begin{aligned}
M_x &= \frac{N_b}{2\pi}\int_0^{2\pi}\sin\psi M d\psi = \frac{N_b}{2\pi}\int_0^{2\pi}\sin\psi\left(v^2-1\right)I_b\Omega^2\left(\beta_0+\beta_{1c}\cos\psi+\beta_{1s}\sin\psi-\beta_p\right)d\psi \\
&= \frac{N_b\left(v^2-1\right)I_b\Omega^2}{2\pi}\int_0^{2\pi}\left[\sin\psi\left(\beta_0-\beta_p\right)+\beta_{1c}\sin\psi\cos\psi+\beta_{1s}\sin^2\psi\right]d\psi \\
&= \frac{N_b\left(v^2-1\right)I_b\Omega^2}{2\pi}\left[-\left(\beta_0-\beta_p\right)\cos\psi-\frac{\beta_{1c}}{2}\cos^2\psi+\beta_{1s}\left(\frac{\psi}{2}-\frac{1}{4}\sin 2\psi\right)\right]_0^{2\pi} \\
&= \frac{N_b\left(v^2-1\right)I_b\Omega^2}{2}\beta_{1s}
\end{aligned}
\tag{4.52}
$$

Ek olarak, $c_M = M\big/\rho A(\Omega R)^2 R$ formunda boyutsuz moment katsayısı şeklinde Lock numarası ve katılık oranını hesaba katarak yunuslama ve yuvarlanma momentleri için sırasıyla aşağıdaki gibi yazılabilirler:

$$
\frac{2c_{M_y}}{\sigma a} = -\frac{v^2-1}{\gamma}\beta_{1c} \tag{4.53}
$$

$$
\frac{2c_{M_x}}{\sigma a} = \frac{v^2-1}{\gamma}\beta_{1s} \tag{4.54}
$$

Ayrıca rotorun düzlem içi kuvvetleri de şöyle yazılabilirler: $H_{HP} = H_{TPP} - T\beta_{1c}$ ve $Y_{HP} = Y_{TPP} - T\beta_{1s}$. Uç-yörünge-düzlemi kuvvetleri ihmal edilirse, helikopterin rotordan WL_{MR} kadar aşağıda bulunan ağırlık merkezi etrafındaki yunuslama ve yuvarlanma momentleri $M_y = WL_{MR}H_{HP} = -WL_{MR}T\beta_{1c}$ ve $M_x = -WL_{MR}Y_{HP} = WL_{MR}T\beta_{1s}$'dir. İtki kuvvetine ve menteşe yayına bağlı momentleri bir araya getirerek helikopter ağırlık merkezi etrafında rotorun uç-yörünge-düzleminin eğilmesiyle oluşan momentler ise aşağıdaki gibidir [30]:

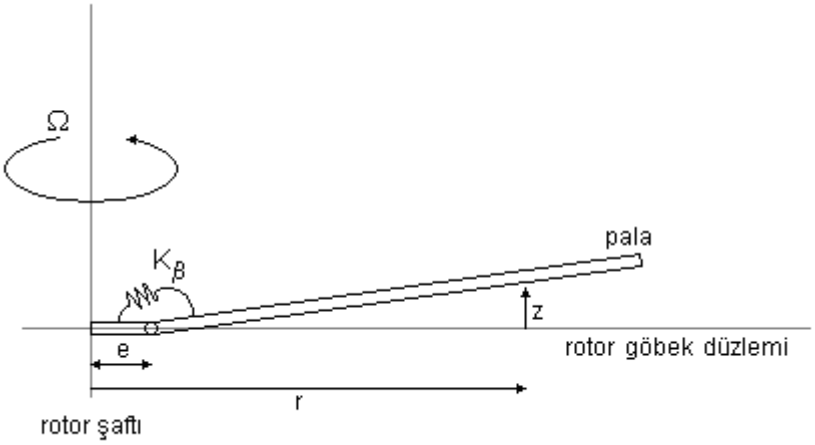
$$
\frac{2c_{M_y}}{\sigma a} = -\left[\frac{v^2-1}{\gamma}+h\frac{2c_T}{\sigma a}\right]\beta_{1c} \tag{4.55}
$$

$$
\frac{2c_{M_x}}{\sigma a} = \left[\frac{v^2-1}{\gamma}+h\frac{2c_T}{\sigma a}\right]\beta_{1s} \tag{4.56}
$$

Menteşeli rotorlarda göbekte oluşan momentin yarısı itki kuvvetinin eğiminden ve öteki yarısı menteşenin ofsetlenmesinden elde edilir. Menteşesiz rotorlarda ise göbekteki moment eğilmiş itki teriminden 2-4 katı kadar fazla olabilir. Ayrıca göbekteki moment terimi helikopter yükleme faktöründen bağımsızdır.

4.1.3 Rotor göbeğinden ofsetli menteşe ve menteşe yayı ile bağlı pala

Bu başlık altında dönüş ekseninden e kadar ofsetli yaylı menteşe ile bağlı pala ele alınacaktır (bkz. Şekil 4.9). Bu tarz ofsetlemenin ofsetsiz tasarıma göre mekanik olarak tasarımı ve üretimi daha kolaydır. Buna ek olarak çırpma frekansı birden büyük olduğundan helikopteri yönlendirme kalitesinde önemli etkileri mevcuttur. Menteşeli rotorlar genellikle %0.03 ile %0.05 arasında bir ofsete sahiptirler. Bu modelde palanın radyal koordinatı r dönüş ekseninden ölçülmektedir. Ayrıca pala çırpma menteşesi etrafında β serbestlik derecesi ve $\eta(r)$ mod şekli ile rijit dönüş hareketi yapmaktadır. Palanın eğilme yönü ise $z = r\beta$ kadar rotor-göbek düzleminin dışına doğrudur.



Şekil 4.9 : Rotor göbeğinden e kadar ofsetli yaylı menteşe ile bağlı pala [30].

Bu rotor modelinde e kadar ofsetli çırpma menteşesi etrafında rijit dönme aşağıdaki mod şekline karşılık gelmektedir:

$$\eta = \begin{cases} k(r-e) & r > e \\ 0 & r < e \end{cases} \qquad \textbf{(4.57)}$$

Burada $k = (1-e)^{-1}$ ve $\eta(1) = 1$'dir. Eğer çırpma menteşesinde ofset yok ise $\eta = r$ tekabül eder. Dolayısıyla keyfi bir çırpma mod şekli ile palaya etki eden hızlar

aşağıda verilmiştir. Bunun haricinde pala aerodinamiğinde başka bir değişiklik yoktur [30].

$$u_T = \eta + \mu \sin\psi \tag{4.58}$$

$$u_R = \mu \cos\psi \tag{4.59}$$

$$u_P = \lambda + \eta\dot{\beta} + \eta'\beta\mu \cos\psi \tag{4.60}$$

Çırpma menteşesi etrafındaki momentlerin dengede olduğu kabul edilirse pala kesitine etki eden kuvvetler aşağıdaki gibidir:

i) atalet kuvveti $m\ddot{z} = m\eta\ddot{\beta}$, ve $(r-e)$ moment kolu,

ii) merkezkaç kuvveti $m\Omega^2 r$, ve $z = \eta\beta$ moment kolu,

iii) aerodinamik kuvvet F_z, ve $(r-e)$ moment kolu.

Ayrıca çırpma menteşesinde $K_\beta(\beta - \beta_P)$ yay momenti de mevcuttur. Bu aşamada genel mod şekline $\eta = k(r-e)$ müsaade edilecektir. Çırpma momentlerin denge hali için pala boyunca integral alınırsa [30]:

$$\int_e^R \eta(r-e)mdr\ddot{\beta} + \int_e^R \eta r m dr\beta + K_\beta(\beta - \beta_P) = \int_e^R (r-e)F_z dr \tag{4.61}$$

Yukarıdaki denklem $k = \eta(1)/(1-e)$ ile çarpılır ve ρ ve R ile boyutsuzlaştırılırsa:

$$\begin{aligned} &\int_e^1 \eta^2 m dr\ddot{\beta} + k\int_e^1 \eta r m dr\beta + \frac{kK_\beta}{\Omega^2}(\beta - \beta_P) = \int_e^1 \eta F_z dr \\ &\int_e^1 \eta^2 m dr\ddot{\beta} + \left(\int_e^1 \eta^2 m dr + \frac{e}{1-e}\eta(1)\int_e^1 \eta m dr\right)\beta + \frac{kK_\beta}{\Omega^2}(\beta - \beta_P) = \int_e^1 \eta F_z dr \end{aligned} \tag{4.62}$$

Çırpma hareketini son olarak aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\ddot{\beta} + v^2\beta = \frac{K_\beta}{I_b\Omega^2(1-e)}\beta_P + \gamma\int_e^1 \eta\frac{F_z}{ac}dr \tag{4.63}$$

Burada Lock numarası $\gamma = \rho acR^4/I_b$ dır. Fakat karakteristik atalet momenti, I_b, bu defa mod şekline bağlı değişmektedir, yani $I_b = \int_e^R r^2 m dr$ olarak tanımlanırsa $I_\beta = \int_e^R \eta^2 m dr$ şeklindedir ve karakteristik atalet momentleri oranı $I_\beta^* = I_\beta/I_b$ şeklinde tanımlanır.

Çırpma hareketinin doğal frekansı ise aşağıdaki gibidir [30]:

$$v^2 = 1 + \frac{e}{1-e} \cdot \frac{\eta(1)\int_e^1 \eta m dr}{\int_e^1 \eta^2 m dr} + \frac{K_\beta}{I_b \Omega^2 (1-e)} = 1 + \frac{3}{2} \cdot \frac{e}{1-e} + \frac{K_\beta}{I_b \Omega^2 (1-e)} \quad \textbf{(4.64)}$$

İlk terim merkezcil yay, ikinci terim ofsetli menteşenin etkisi, ve üçüncü terim menteşe yayıdır. Menteşenin dönüş eksenine göre ofsetli olması mod şekillerindeki değişiklik aerodinamik çırpma momentlerinde küçük değişimlere neden olmaktadır. Çırpma hareketi denkleminin sağ tarafını oluşturan aerodinamik zorlayıcı moment ise şöyle tanımlanmıştır:

$$M_F = \int_e^1 \eta \frac{F_z}{ac} dr = \int_e^1 \eta (u_T^2 \theta + u_P u_T) dr = M_\theta \theta_0 + M_{\theta_{tw}} \theta_{tw} + M_\lambda \lambda + M_{\dot\beta} \dot\beta + M_\beta \beta \quad \textbf{(4.65)}$$

Böylece

$$M_\theta = \frac{1}{8} c_2 + \frac{1}{3} c_1 \mu \sin\psi + \frac{1}{4} c_0 \mu^2 \sin^2\psi \quad \textbf{(4.66)}$$

$$M_{\theta_{tw}} = \frac{1}{10} c_3 + \frac{1}{4} c_2 \mu \sin\psi + \frac{1}{6} c_1 \mu^2 \sin^2\psi \quad \textbf{(4.67)}$$

$$M_\lambda = -\left(\frac{1}{6} c_1 + \frac{1}{4} c_0 \mu \sin\psi \right) \quad \textbf{(4.68)}$$

$$M_{\dot\beta} = -\left(\frac{1}{8} d_1 + \frac{1}{6} d_0 \mu \sin\psi \right) \quad \textbf{(4.69)}$$

$$M_\beta = -\left(\frac{1}{6} f_1 + \frac{1}{4} f_0 \mu \sin\psi \right) \beta \mu \sin\psi \quad \textbf{(4.70)}$$

$\eta = (r-e)/(1-e)$, $\eta' = e/(1-e)$ mod şekilleriyle yukarıdaki katsayılar aşağıdaki gibi elde edilir [30]:

$$c_n = (n+2)\int_e^1 \eta r^n dr = \begin{cases} c_0 = 1-e \\ c_1 = 1-\left(e+e^2\right)/2 \\ c_2 = 1-\left(e+e^2+e^3\right)/3 \\ c_3 = 1-\left(e+e^2+e^3+e^4\right)/4 \end{cases} \quad \textbf{(4.71)}$$

$$d_n = (n+3)\int_e^1 \eta^2 r^n dr = \begin{cases} d_0 = 1-e \\ d_1 = 1-\left(2e+e^2\right)/3 \end{cases} \quad \textbf{(4.72)}$$

$$f_n = (n+2)\int_e^1 \eta\eta' r^n dr = \begin{cases} f_0 = 1 \\ f_1 = 1 + e/2 \end{cases} \tag{4.73}$$

Nihai olarak palanın çırpma katsayıları aşağıda bağıntılardan hesaplanabilir:

$$\beta_0 = \frac{\gamma}{v^2}\left[\frac{\theta_{0.8}}{8}\left(c_2 + c_0\mu^2\right) + \frac{1}{10}\left(c_3 - c_2 + \mu^2\left(\frac{5c_1}{6} - c_0\right)\right)\theta_{tw} - \frac{c_1}{6}\lambda_{NFP} + \frac{\mu}{12}\beta_{1c}(d_0 - f_1)\right] + \frac{K_\beta \beta_p}{v^2 I_b \Omega^2 (1-e)} \tag{4.74}$$

$$\left(c_2 + \frac{1}{2}\mu^2 c_0\right)\theta_{1c} = \left(d_1 + \frac{1}{2}\mu^2 f_0\right)\beta_{1s} + \frac{v^2 - 1}{\gamma/8}\beta_{1c} + \frac{4}{3}\mu f_1 \beta_0 \tag{4.75}$$

$$\left(c_2 - \frac{1}{2}\mu^2 c_0\right)\theta_{1s} = -\left(d_1 - \frac{1}{2}\mu^2 f_0\right)\beta_{1c} + \frac{v^2 - 1}{\gamma/8}\beta_{1s} + \frac{8}{3}\mu\left[\theta_{0.75}c_1 + \frac{3}{4}\theta_{tw}(c_2 - c_1) - \frac{3}{4}c_0\lambda_{NFP}\right] \tag{4.76}$$

Çözümü ise aşağıdaki gibi hesaplayabiliriz:

$$\beta_{1s} = \frac{1}{n_5}\left[n_1\theta_{1c} + n_6\theta_{1s} - n_7\lambda_{NFP} + n_8\theta_{tw} - n_9\theta_{0.8} + n_{10}\theta_{0.75} + n_{11}\right] \tag{4.77}$$

$$\beta_{1c} = \frac{1}{h_2}\left[-h_1\theta_{1s} - h_3\beta_{1s} - h_4\theta_{0.75} - h_5\theta_{tw} + h_6\lambda_{NFP}\right] \tag{4.78}$$

$$\beta_0 = m_1\theta_{0.8} + m_2\theta_{tw} - m_3\lambda_{NFP} + m_4\beta_{1c} + m_5 \tag{4.79}$$

veya durum uzayında çırpma harmonikleri aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\begin{bmatrix} \beta_0 \\ \beta_{1c} \\ \beta_{1s} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_1 - m_4\left[\frac{h_3}{h_2}\left(\frac{n_{10}-n_9}{n_5}\right) + \frac{h_4}{h_2}\right] & -m_4\frac{h_3 n_1}{h_2 n_5} & -m_4\left(\frac{h_1}{h_2} - \frac{h_3 n_6}{h_2 n_5}\right) \\ -\frac{h_3}{h_2}\left(\frac{n_{10}-n_9}{n_5}\right) - \frac{h_4}{h_2} & -\frac{h_3 n_1}{h_2 n_5} & -\frac{h_1}{h_2} + \frac{h_3 n_6}{h_2 n_5} \\ \frac{n_{10}-n_9}{n_5} & \frac{n_1}{n_5} & \frac{n_6}{n_5} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \theta_0 \\ \theta_{1c} \\ \theta_{1s} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} m_5 - m_4\frac{n_{11}h_3}{n_5 h_2} \\ -\frac{n_{11}h_3}{n_5 h_2} \\ \frac{n_{11}}{n_5} \end{bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} \frac{m_1}{20} + m_2 - m_4\left(\frac{h_3}{h_2}\frac{20n_8 - n_9}{20n_5} + \frac{h_5}{h_2}\right) \\ \frac{h_3}{h_2}\frac{20n_8 - n_9}{20n_5} + \frac{h_5}{h_2} \\ \frac{20n_8 - n_9}{20n_5} \end{bmatrix}\theta_{tw} + \begin{bmatrix} -m_3 + m_4\left(\frac{n_7 h_3}{n_5 h_2} + \frac{h_6}{h_2}\right) \\ \frac{n_7 h_3}{n_5 h_2} + \frac{h_6}{h_2} \\ -\frac{n_7}{n_5} \end{bmatrix}\lambda_{NFP} \tag{4.80}$$

ve (4.77) - (4.80)'da ki katsayılar aşağıdaki bağıntılardan bulabiliriz:

$$m_1 = \frac{\gamma}{v^2}\frac{\left(c_2 + c_0\mu^2\right)}{8},\ m_2 = \frac{\gamma}{v^2}\frac{\left(c_3 - c_2 + \mu^2\left(\frac{5c_1}{6} - c_0\right)\right)}{10},\ m_3 = \frac{\gamma}{v^2}\frac{c_1}{6},$$

$$m_4 = \frac{\gamma}{v^2}\frac{\mu\left(d_0 + f_1\right)}{12},\quad m_5 = \frac{K_\beta \beta_p}{v^2 I_b \Omega^2 (1-e)},$$

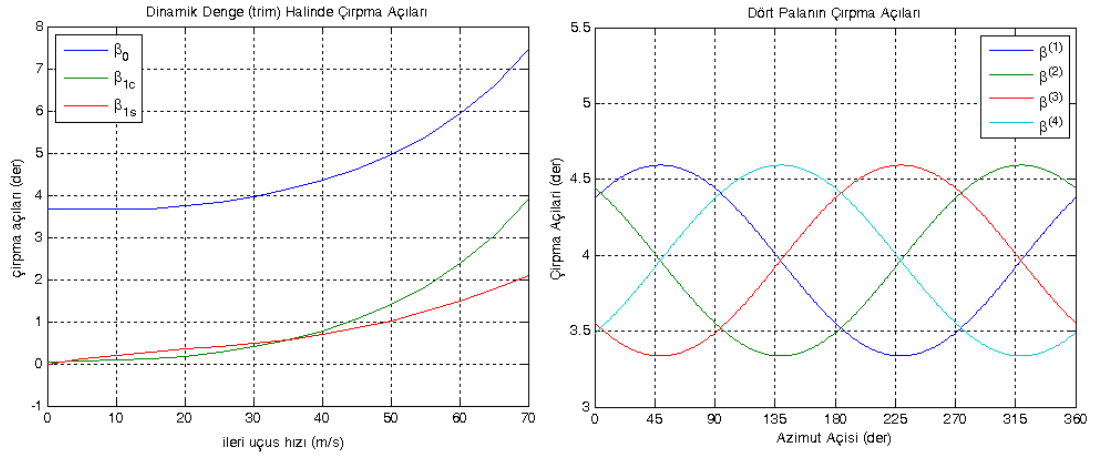
$$h_1 = c_2 - \frac{c_0\mu^2}{2},\ h_2 = d_1 - \frac{f_0\mu^2}{2},\ h_3 = \frac{v^2-1}{\gamma/8},\ h_4 = \frac{8c_1\mu}{3},\ h_5 = 2\mu(c_2 - c_1),\ h_6 = 2\mu c_0$$

$$n_1 = c_2 + \frac{c_0\mu^2}{2},\ n_2 = d_1 + \frac{f_0\mu^2}{2},\ n_3 = \frac{v^2-1}{\gamma/8},\ n_4 = \frac{4f_1\mu}{3},$$

$$n_5 = n_2 + \left(n_3 + n_4 m_4\right)\frac{h_3}{h_2},\ n_6 = \left(n_3 + n_4 m_4\right)\frac{h_1}{h_2},\ n_7 = \left(n_3 + n_4 m_4\right)\frac{h_6}{h_2} - n_4 m_4,$$

$$n_8 = \left(n_3 + n_4 m_4\right)\frac{h_5}{h_2} - n_4 m_2,\ n_9 = n_4 m_1,\ n_{10} = \left(n_3 + n_4 m_4\right)\frac{h_4}{h_2},\ n_{11} = n_4 m_5$$

Çırpma harmoniklerini hesaplayan Matlab koduyla yazılmış fonksiyon EK 5'te verilmiştir. Helikopterin brüt ağırlığında, deniz seviyesi uçuş irtifasında ve ileri uçuş hızına bağlı ana rotorun parametreleri ile dinamik denge (trim) durumunda çırpma açılarının değişimi ve ana rotorunun 30 m/s ileri uçuş hızında her bir palaların tam bir tur dönüşündeki çırpma açısı değişimi Şekil 4.10'da verilmiştir.



Şekil 4.10 : İleri uçuş dinamik denge (trim) şartında çırpma harmonikleri ve 30m/s için palaların tam bir turu için çırpma açıları değişimi.

Menteşenin ofsetli olmasının çırpma yanıtına esas etkisi ilerlemesine ve yanlamasına kontrolün bir birleriyle bağımlı olmasıdır. Askı halinde çırpma (flapping) ve döngüsel hatve (cyclic pitch) girişi arasındaki faz gecikmesi $\Delta\psi = -\tan^{-1}\left(v^2 - 1/(\gamma/8)\right) \cong -12e/\gamma$ olarak indirgenmiştir.

Ofsetli menteşeli rotorların göbeğinde ($r = 0$) oluşan momentleri aşağıdaki kuvvetler meydana getirir:

i) atalet kuvveti $m\eta\ddot{\beta}$, ve r moment kolu,

ii) merkezkaç kuvveti $m\Omega^2 r$, ve $\eta\beta$ moment kolu,

iii) aerodinamik kuvvet F_z , ve r moment kolu.

Rotor göbeğinde bir pala için oluşan çırpma momenti aşağıda tanımlanmıştır [30]:

$$M = -\left(\ddot{\beta} + \beta\right)\int_e^1 m\eta dr + \int_e^1 rF_z dr \qquad \textbf{(4.81)}$$

Yukarıdaki denklemde çırpma açısının ikinci türevi için (4.62) denklemi kullanılarak yerine yazılırsa:

$$M = -\left[\frac{K_\beta}{I_b\Omega^2(1-e)}\beta_P + \frac{1}{I_b}\int_e^1 \eta F_z dr + \beta\left(1-v^2\right)\right]\int_e^1 m\eta dr + \int_e^1 rF_z dr \qquad \textbf{(4.82)}$$

İkinci aşamada, arzu edilen koniklik açısı β_p sabit olduğundan göbekte oluşan yunuslama ve yuvarlanma momentleri bir katkısı olmadığından ihmal edilmiştir ve $r = (1-r)\eta + e$ kabulü yapılmıştır. Dolayısıyla [30] göre:

$$-\int_e^1 \eta F_z dr \int_e^1 \eta rm dr + \int_e^1 \eta^2 m dr \int_e^1 rF_z dr = e\left[-\int_e^1 \eta F_z dr \int_e^1 \eta m dr + \int_e^1 \eta^2 m dr \int_e^1 F_z dr\right] \qquad \textbf{(4.83)}$$

Ayrıca yukarıdaki denklemin sağ tarafındaki köşeli parantez içindeki ifade ikinci mertebeden olduğundan küçüktür ve ihmal edilebilir [30]. Böylece rotor göbeğindeki moment aşağıdaki ifadeye indirgenmiş olur:

$$M = I_b\Omega^2(v^2-1)\beta \qquad \textbf{(4.84)}$$

N_b palalı bir rotor için moment katsayıları aşağıdaki gibi yazılır:

$$c_{M_y} = -\frac{\sigma a}{2}\left(\frac{v^2-1}{\gamma}\right)\beta_{1c} \qquad \textbf{(4.85)}$$

$$c_{M_x} = \frac{\sigma a}{2}\left(\frac{v^2-1}{\gamma}\right)\beta_{1s} \qquad \textbf{(4.86)}$$

Elde edilen katsayılar tamamen bir önceki konuda ele alınan menteşe yaylı rotor modeliyle aynıdır. Rotorda çırpma menteşenin ofsetli olması rotor göbeği momentlerine olan katkısı çok düşüktür [30]. Menteşeli rotorlarda momentin yarısını

eğilmiş itki kuvvetinin ağırlık merkezi etrafında oluşturduğu moment ve öteki yarısı da direk rotor göbeğinin momentinden oluşturmaktadırlar.

4.1.4 İleri uçuşta ters akımın etkisi

İleri uçuşta ters akım gerileyen palanın tarafında ilerleme oranı μ kadar olan bir çemberin çapı ile sınırlıdır. Düşük ilerleme oranlarında bu etki küçüktür. Ancak büyük ilerleme oranlarında ters akım çember çapı büyüyeceğinden bu etki palanın oluşturacağı aerodinamik kuvvetleri elde ederken hesaba katılması gerekmektedir.

Bir önceki bölümde ters akımın aerodinamik incelemesine yer verilmiştir. Bu başlık altında ise ters akımın çırpma dinamiklerine olan etkisine değinilecektir. Merkezcil ve ataletsel kuvvetler ters akımdan etkilenmediklerinden dolayı çırpma denklemindeki zorlayıcı aerodinamik momenti ele almak yeterli olacaktır.

$$M_F = M_\theta \theta_0 + M_{\theta_{tw}} \theta_{tw} + M_\lambda \lambda + M_{\dot{\beta}} \dot{\beta} + M_\beta \beta \tag{4.87}$$

Ters akım hızın işaretini değiştirmektedir. Bundan dolayı aerodinamik katsayıların integrali alınırken işaret değişikliği göz önüne alınmalıdır. İleri hız oranı $\mu < 1$ durumu için ilerleyen ve gerileyen pala aşağıdaki gibi ayrı analiz edilmelidir.

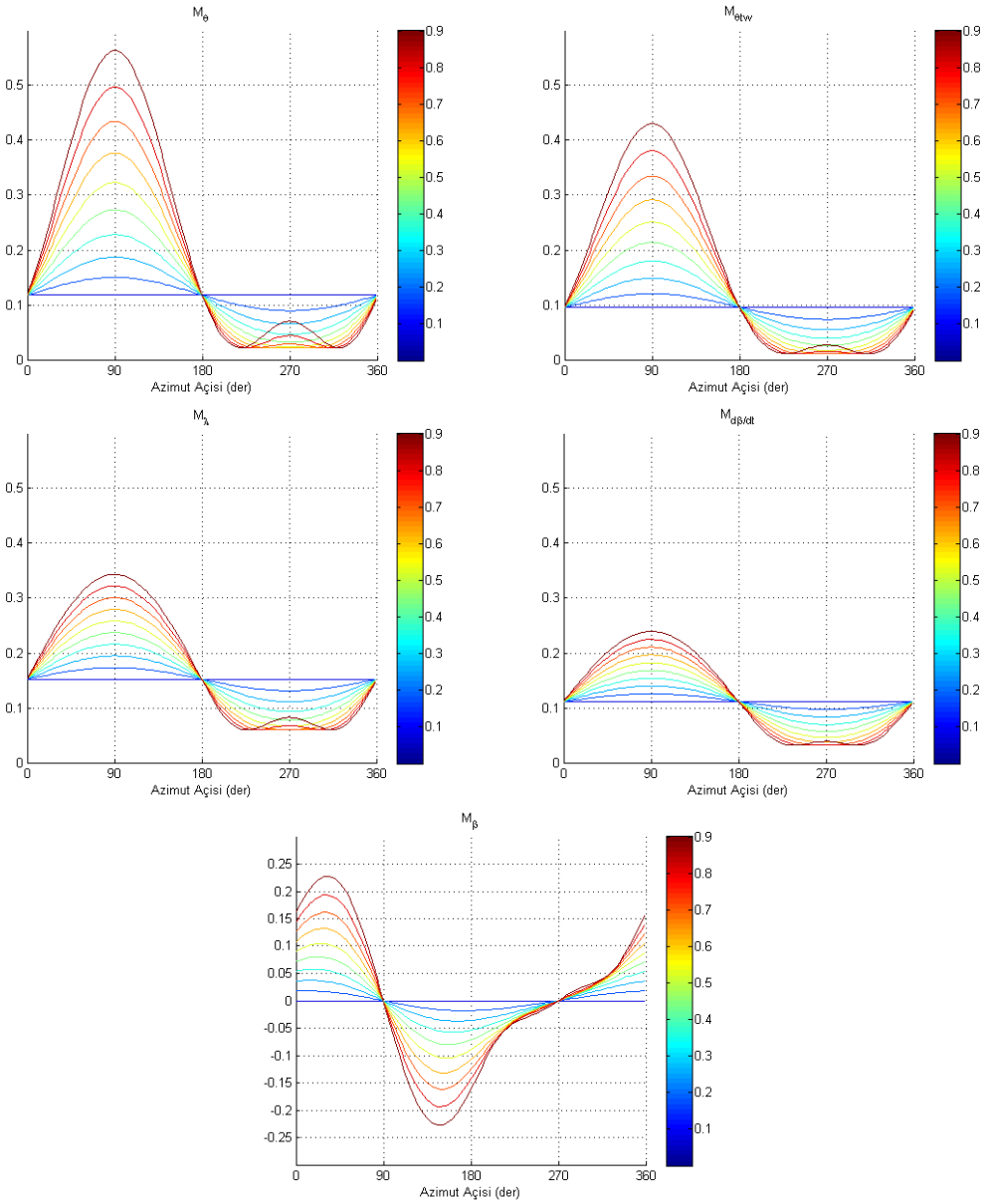
$$\int_e^1 sign(u_T) f(r,\psi) dr = \begin{cases} \int_e^1 f dr & 0^\circ \le \psi \le 180^\circ \\ \int_e^1 f dr - 2 \int_e^{-\mu \sin\psi} f dr & 180^\circ < \psi < 360^\circ \end{cases} \tag{4.88}$$

Çırpma dinamikleri $\mu < 1$ için Ek 4'de göre integraller alınırsa aerodinamik katsayılar aşağıdaki gibi elde edilir:

$$M_\theta = \begin{cases} \frac{1}{8}c_2 + \frac{1}{3}c_1 \mu \sin\psi + \frac{1}{4}c_0 \mu^2 \sin^2\psi & 0^\circ \le \psi \le 180^\circ \\ \frac{1}{8}c_2 + \frac{1}{3}c_1 \mu \sin\psi + \frac{1}{4}c_0 \mu^2 \sin^2\psi - \frac{1}{12}\mu^4 \sin^4\psi & 180^\circ < \psi < 360^\circ \end{cases} \tag{4.89}$$

$$M_{\theta_{tw}} = \begin{cases} \frac{1}{10}c_3 + \frac{1}{4}c_2 \mu \sin\psi + \frac{1}{6}c_1 \mu^2 \sin^2\psi & 0^\circ \le \psi \le 180^\circ \\ \frac{1}{10}c_3 + \frac{1}{4}c_2 \mu \sin\psi + \frac{1}{6}c_1 \mu^2 \sin^2\psi + \frac{1}{30}\mu^5 \sin^5\psi & 180^\circ < \psi < 360^\circ \end{cases} \tag{4.90}$$

$$M_\lambda = \begin{cases} -\left(\frac{1}{6}c_1 + \frac{1}{4}c_0 \mu \sin\psi\right) & 0^\circ \le \psi \le 180^\circ \\ -\left(\frac{1}{6}c_1 + \frac{1}{4}c_0 \mu \sin\psi - \frac{1}{6}\mu^3 \sin^3\psi\right) & 180^\circ < \psi < 360^\circ \end{cases} \tag{4.91}$$



Şekil 4.11 : M_θ, $M_{\theta_{tw}}$, M_λ, $M_{\dot{\beta}}$ ve M_β aerodinamik katsayıların μ ilerleme oranının 0–0.9 aralığında rotorun istikamet açısına göre değişimi.

$$M_{\dot{\beta}} = \begin{cases} -\left(\frac{1}{8}d_1 + \frac{1}{6}d_0\mu\sin\psi\right) & 0^\circ \le \psi \le 180^\circ \\ -\left(\frac{1}{8}d_1 + \frac{1}{6}d_0\mu\sin\psi + \frac{1}{12}\mu^4\sin^4\psi\right) & 180^\circ < \psi < 360^\circ \end{cases} \tag{4.92}$$

$$M_\beta = \begin{cases} -\left(\frac{1}{6}f_1 + \frac{1}{4}f_0\mu\sin\psi\right)\mu\sin\psi & 0^\circ \le \psi \le 180^\circ \\ -\left(\frac{1}{6}f_1 + \frac{1}{4}f_0\mu\sin\psi\right)\mu\sin\psi - \frac{1}{6}\mu^3\sin^3\psi & 180^\circ < \psi < 360^\circ \end{cases} \tag{4.93}$$

Eğer $\mu > 1$ ise gerileyen pala tamamen ters akım bölgesinde kalacaktır ve ilerleyen kısımla ters işaretli olacaktır: $\int_e^1 sign(u_T) f(r,\psi) dr = -\int_e^1 f dr$.

İlerleme oranının μ, 0.0 – 0.9 aralığında 0.1 adım boyu ile rotor istikamet açısı boyunca değişimi Şekil 4.11'de çizdirilmiştir (grafikleri çizdiren Matlab kodu Ek 4'te verilmiştir). Eğer ters akım hesaba katılmamış olsaydı gerileyen pala bölgesi (azimut açısının 270 derece olduğu bölge) ilerleyen pala bölgesi ile simetrik olmalıydı. Fakat şekilden görüleceği üzere ters akımın aerodinamik katsayılara etkisi özellikle büyük ilerleme oranlarında çarpıcı bir şekilde ortaya çıkmaktadır. İlerleme oranının $\mu < 0.3$ hali için etkiler az da olsa çırpma dinamiklerine etki etmektedir.

4.2 Rotor Palasının Çırpma Dinamik Denklemi

Genellikle rotorun hareket denklemleri dönen eksen takımında serbestlik derecelerinin tanımladığı her bir pala hareketi ile ayrı çıkartılır. Aslında dönmeyen eksen takımındaki tüm tahrik edici etkilere (ani aerodinamik etkiler, kontrol girişleri ve ya rotor şaftının hareketi) rotor bir bütün olarak yanıt vermektedir. Bu davranışı yansıtan serbestlik dereceleri ile çalışmak arzu edilen bir husustur. Rotorun bu tarz hareketi analizin ve hareketin anlaşılabilirliğini kolaylaştırmaktadır. Kararlı hal çözümünde pala hareketinin yaklaşık ifadesi Fourier serileridir ve harmonikler rotorun bütünüyle hareketini tanımlamaktadır. Dönmeyen eksen takımında hareket denklemleri harmonikler için basit cebirsel ifadelerden oluşmaktadır. Bu başlık altında kararlı hal çözümü yerine rotorun genel dinamik davranışını ve geçiş dinamikleri ele alınmaktadır.

Serbestlik dereceleri ve hareket denklemelerinin dönmeyen eksen takımına uygun transformasyonu Fourier tipindedir. Bu koordinat değişimi ile Fourier serileri, Fourier iç değerbiçim (interpolation) ve ayrık Fourier transformasyonu arasında birçok benzerlik mevcuttur. Genel etken sistemin periyodik yapısıdır. Fourier koordinat transformasyonu çırpma hareketinin kararlılık ve kontrol analizlerinde ve gecikme hareketin yer rezonansı analizlerinde literatürde geniş kullanım yeri bulmuştur [30, 62].

Pala sayısı N_b olan bir rotorun Fourier koordinat dönüşümü serbestlik derecelerinin dönen eksen takımından dönmeyen eksen takımına lineer transformasyonudur. Yeni serbestlik dereceleri aşağıdaki gibi tanımlanır ise

$$\beta_0 = \frac{1}{N_b}\sum_{m=1}^{N_b}\beta^{(m)} \tag{4.94}$$

$$\beta_{nc} = \frac{2}{N_b}\sum_{m=1}^{N_b}\beta^{(m)}\cos n\psi_m \tag{4.95}$$

$$\beta_{ns} = \frac{2}{N_b}\sum_{m=1}^{N_b}\beta^{(m)}\sin n\psi_m \tag{4.96}$$

$$\beta_{N_b/2} = \frac{1}{N_b}\sum_{m=1}^{N_b}\beta^{(m)}(-1)^m \tag{4.97}$$

Bu serbestlik dereceleri dönmeyen eksende rotorun hareketini tanımlamaktadır. Rotor göbeğinde net kuvvet veya moment içermediklerinden dolayı bu serbestlik derecelerine tepkisiz modlar denir. Bunlara karşı ters transformasyon aşağıdaki gibidir:

$$\beta^{(m)} = \beta_0 + \sum_n\left(\beta_{nc}\cos n\psi_m + \beta_{ns}\sin n\psi_m\right) + \beta_{N_b/2}(-1)^m \tag{4.98}$$

Ardışık palaları arasındaki açı miktarı eşit ve $2\pi/N_b$ olan bir rotorda, m'inci paladaki herhangi bir serbestlik derecesi $\beta^{(m)}$ için bu dönüşüm:

Çırpma dinamikleri (4.98)'nin birinci ve ikinci türevi kolayca şöyle hesaplayabiliriz:

$$\dot\beta^{(m)} = \dot\beta_0 + \sum_n\left[(\dot\beta_{nc} + n\dot\psi\beta_{ns})\cos n\psi_m + (\beta_{ns} - n\dot\psi\beta_{nc})\sin n\psi_m\right] + \dot\beta_{N_b/2}(-1)^m \tag{4.99}$$

$$\begin{aligned}\ddot\beta^{(m)} = \ddot\beta_0 + \sum_n\Big[&(\ddot\beta_{nc} + 2n\dot\psi\dot\beta_{ns} + n\ddot\psi\beta_{ns} - n^2\dot\psi^2\beta_{nc})\cos n\psi_m \\ &+ (\ddot\beta_{ns} - 2n\dot\psi\dot\beta_{nc} - n\ddot\psi\beta_{nc} - n^2\dot\psi^2\beta_{ns})\sin n\psi_m\Big] + \ddot\beta_{N_b/2}(-1)^m\end{aligned} \tag{4.100}$$

Burada rotor dönüş hızı, $\Omega = \dot\psi_m$'dir. Genelde rotorun denge durumu için rotor hızı sabittir ($\dot\Omega = 0$). Zamana bağlı birinci türevlerin dönmeyen eksen takımında ifadeleri:

$$\frac{1}{N_b}\sum_{m=1}^{N_b}\dot\beta^{(m)} = \dot\beta_0 \tag{4.101}$$

$$\frac{2}{N_b}\sum_{m=1}^{N_b}\dot\beta^{(m)}\cos n\psi_m = \dot\beta_{nc} + n\beta_{ns} \tag{4.102}$$

$$\frac{2}{N_b}\sum_{m=1}^{N_b}\dot{\beta}^{(m)}\sin n\psi_m = \dot{\beta}_{ns} - n\beta_{nc} \tag{4.103}$$

$$\frac{1}{N_b}\sum_{m=1}^{N_b}\dot{\beta}^{(m)}(-1)^m = \dot{\beta}_{N_b/2} \tag{4.104}$$

ve ikinci türevlerin dönmeyen eksen takımında ifadeleri de şöyledir:

$$\frac{1}{N_b}\sum_{m=1}^{N}\ddot{\beta}^{(m)} = \ddot{\beta}_0 \tag{4.105}$$

$$\frac{2}{N_b}\sum_{m=1}^{N}\ddot{\beta}^{(m)}\cos n\psi_m = \ddot{\beta}_{nc} + 2n\dot{\beta}_{ns} - n^2\beta_{nc} \tag{4.106}$$

$$\frac{2}{N_b}\sum_{m=1}^{N}\ddot{\beta}^{(m)}\sin n\psi_m = \ddot{\beta}_{ns} - 2n\dot{\beta}_{nc} - n^2\beta_{ns} \tag{4.107}$$

$$\frac{1}{N_b}\sum_{m=1}^{N}\ddot{\beta}^{(m)}(-1)^m = \ddot{\beta}_{N_b/2} \tag{4.108}$$

Hızları ve ivmeleri dönen eksen takımından dönmeyen eksen takımına dönüşümü esnasında Coriolis ve merkezkaç terimlerinin dâhil olmasına neden olur.

Çırpma dinamik denkleminin matris formu (4.98), (4.99) ve (4.100)'den yola çıkarak aşağıdaki gibi şöyle yazabiliriz:

$$\begin{bmatrix}\ddot{\beta}_0\\ \ddot{\beta}_{nc}\\ \ddot{\beta}_{ns}\\ \ddot{\beta}_{N/2}\end{bmatrix} + \Omega\begin{bmatrix}0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 2n & 0\\ 0 & -2n & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot{\beta}_0\\ \dot{\beta}_{nc}\\ \dot{\beta}_{ns}\\ \dot{\beta}_{N/2}\end{bmatrix} + \Omega^2\begin{bmatrix}\nu^2 & 0 & 0 & 0\\ 0 & \nu^2-n^2 & 0 & 0\\ 0 & 0 & \nu^2-n^2 & 0\\ 0 & 0 & 0 & \nu^2\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\beta_0\\ \beta_{nc}\\ \beta_{ns}\\ \beta_{N/2}\end{bmatrix} = \gamma\Omega^2\begin{bmatrix}M_{F_0}\\ M_{F_{nc}}\\ M_{F_{ns}}\\ M_{F_{N/2}}\end{bmatrix} \tag{4.109}$$

Dönmeyen eksen takımında aerodinamik çırpma momenti N_b palalı rotorun m'ci palası için aşağıdaki gibi yazılabilir [30]:

$$M_F^{(m)} = M_\theta\left(\theta^{(m)} - K_P\beta^{(m)}\right) + M_\lambda\lambda + M_{\dot{\beta}}\dot{\beta}^{(m)} + M_\beta\beta^{(m)} - M_\lambda\lambda \tag{4.110}$$

Fourier koordinat transformasyonu yapılarak ve aşağıdaki toplamları hesaplayarak dönmeyen eksen takımında aerodinamik kuvvetler elde edilebilir:

$$M_{F_0} = \frac{1}{N_b}\sum_{m=1}^{N_b} M_F^{(m)} \tag{4.111}$$

$$M_{F_{nc}} = \frac{2}{N_b}\sum_{m=1}^{N_b} M_F^{(m)} \cos n\psi_m \tag{4.112}$$

$$M_{F_{ns}} = \frac{2}{N_b}\sum_{m=1}^{N_b} M_F^{(m)} \sin n\psi_m \tag{4.113}$$

$$M_{F_{N/2}} = \frac{1}{N_b}\sum_{m=1}^{N_b} M_F^{(m)} (-1)^m \tag{4.114}$$

Yukarıda $\psi_m = \psi + m\Delta\psi$ m'ci palanın istikamet açısıdır ve $\Delta\psi = 2\pi/N_b$ her bir pala arasındaki açıdır. İleri uçuş halinde aerodinamik katsayılar ψ_m bağlı periyodik fonksiyonlar olduklarından dolayı (4.111)-(4.114)'deki toplamları hesaplamak zordur. Hareket denklemlerin dönen eksen takımından dönmeyen eksen takımına dönüşümü [30] geniş olarak verilmiştir. Bu bilgiler ışığında periyodik katsayılı diferansiyel denklemlerin çözümünde bir kaç özelliğin olduğu da gösterilmiştir. Serbestlik derecelerindeki transformasyon sistemin fiziksel davranışını değiştirmemekte ve hatta analizi de kolaylaştırmaktadır. Böylece periyodik katsayılar eğer dönen eksen takımında var iseler dönmeyen eksen takımındaki rotor denklemlerinde de var olmalıdır. Ayrıca dönmeyen eksen takımında periyodik katsayıları ile diferansiyel denklemler pala sayısına bağlıdırlar. Bölüm 4.1.3'teki ileri uçuş halinde aerodinamik katsayıları kullanarak ofsetli menteşeli rotorun dönmeyen eksen takımında çırpma momentleri prototip helikopter göz önüne alınarak $N_b = 4$ için aşağıdaki gibi yazabiliriz:

$$\begin{bmatrix} M_{F_0} \\ M_{F_{1c}} \\ M_{F_{1s}} \\ M_{F_2} \end{bmatrix} = -\begin{bmatrix} \frac{d_1}{8} & 0 & \frac{d_0\mu}{12} & 0 \\ 0 & \frac{d_1}{8} & 0 & \frac{d_0\mu}{6}\sin 2\psi \\ \frac{d_0\mu}{6} & 0 & \frac{d_1}{8} & -\frac{d_0\mu}{6}\cos 2\psi \\ 0 & \frac{d_0\mu}{12}\sin 2\psi & -\frac{d_0\mu}{12}\cos 2\psi & \frac{d_1}{8} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\beta}_0 \\ \dot{\beta}_{1c} \\ \dot{\beta}_{1s} \\ \dot{\beta}_2 \end{bmatrix}$$

$$
-\begin{bmatrix}
0 & 0 & 0 & \frac{f_0\mu^2}{8}\sin 2\psi \\
\frac{f_1\mu}{6} & \frac{f_0\mu^2}{16}\sin 4\psi & \frac{1}{8}\left(f_1+\frac{f_0\mu^2}{2}(1-\cos 4\psi)\right) & \frac{f_1\mu}{6}\cos 2\psi \\
0 & -\frac{1}{8}\left(f_1-\frac{f_0\mu^2}{2}(1-\cos 4\psi)\right) & -\frac{f_0\mu^2}{16}\sin 4\psi & \frac{f_1\mu}{6}\sin 2\psi \\
\frac{f_0\mu^2}{8}\sin 2\psi & \frac{f_1\mu}{6}\cos 2\psi & \frac{f_1\mu}{6}\sin 2\psi & 0
\end{bmatrix}
\begin{bmatrix}\beta_0\\ \beta_{1c}\\ \beta_{1s}\\ \beta_2\end{bmatrix}
$$

$$
+\begin{bmatrix}
\frac{c_2}{8}+\frac{c_0\mu^2}{8} & 0 & \frac{c_1\mu}{6} & -\frac{c_0\mu^2}{8}\cos 2\psi \\
0 & \frac{c_2}{8}+c_0\frac{\mu^2}{16}(1-\cos 4\psi) & -\frac{\mu^2}{16}\cos 4\psi & \frac{c_1\mu}{3}\sin 2\psi \\
\frac{c_1\mu}{3} & -\frac{c_0\mu^2}{16}\cos 4\psi & \frac{c_2}{8}+\frac{c_0\mu^2}{16}(3+\cos 4\psi) & -\frac{c_1\mu}{3}\cos 2\psi \\
-\frac{c_0\mu^2}{8}\cos 2\psi & \frac{c_1\mu}{6}\cos 2\psi & -\frac{c_1\mu}{6}\cos 2\psi & \frac{c_2}{8}+\frac{c_0\mu^2}{8}
\end{bmatrix}\times
$$

$$
\begin{bmatrix}\theta_0-K_p\beta_0\\ \theta_{1c}-K_p\beta_{1c}\\ \theta_{1s}-K_p\beta_{1s}\\ \theta_2-K_p\beta_2\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}-\frac{c_1}{6}\\ 0\\ -\frac{c_0\mu}{4}\\ 0\end{bmatrix}\lambda \qquad \textbf{(4.115)}
$$

Nihai olarak çırpma dinamik denklemini dört palalı, çırpma menteşesi ofsetli prototip helikopter için (4.115)'teki aerodinamik katsayıları (4.109)'de yerine konularak aşağıdaki gibi yazabiliriz:

$$
\begin{bmatrix}\ddot\beta_0\\ \ddot\beta_{1c}\\ \ddot\beta_{1s}\\ \ddot\beta_2\end{bmatrix}+\gamma\Omega\begin{bmatrix}
\frac{d_1}{8} & 0 & \frac{d_0\mu}{12} & 0 \\
0 & \frac{d_1}{8} & \frac{2}{\gamma} & \frac{d_0\mu}{6}\sin 2\psi \\
\frac{d_0\mu}{6} & -\frac{2}{\gamma} & \frac{d_1}{8} & -\frac{d_0\mu}{6}\cos 2\psi \\
0 & \frac{d_0\mu}{12}\sin 2\psi & -\frac{d_0\mu}{12}\cos 2\psi & \frac{d_1}{8}
\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot\beta_0\\ \dot\beta_{1c}\\ \dot\beta_{1s}\\ \dot\beta_2\end{bmatrix}+\gamma\Omega^2\times
$$

$$
\begin{bmatrix}
\frac{v^2}{\gamma} & 0 & 0 & \frac{f_0\mu^2}{8}\sin 2\psi \\
\frac{f_1\mu}{6} & \frac{(v^2-1)}{\gamma}+\frac{f_0\mu^2}{16}\sin 4\psi & \frac{1}{8}\left(f_1+\frac{f_0\mu^2}{2}\left(1-\cos 4\psi\right)\right) & \frac{f_1\mu}{6}\cos 2\psi \\
0 & -\frac{1}{8}\left(f_1-\frac{f_0\mu^2}{2}\left(1+\cos 4\psi\right)\right) & \frac{(v^2-1)}{\gamma}-\frac{f_0\mu^2}{16}\sin 4\psi & \frac{f_1\mu}{6}\sin 2\psi \\
\frac{f_0\mu^2}{8}\sin 2\psi & \frac{f_1\mu}{6}\cos 2\psi & \frac{f_1\mu}{6}\sin 2\psi & \frac{v^2}{\gamma}
\end{bmatrix}
\begin{bmatrix} \beta_0 \\ \beta_{1c} \\ \beta_{1s} \\ \beta_2 \end{bmatrix}
$$

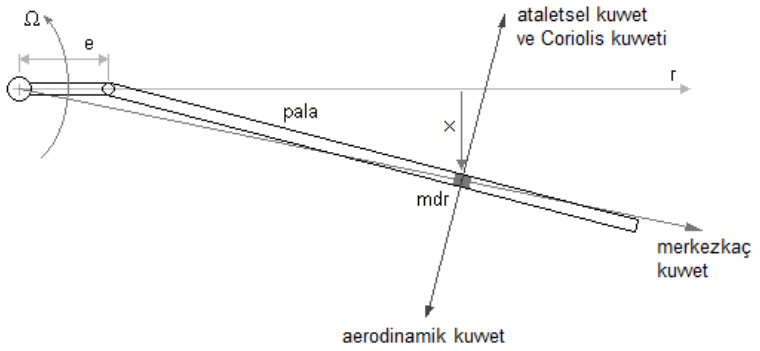
$$
= \gamma\Omega^2 \begin{bmatrix}
\frac{c_2}{8}+\frac{c_0\mu^2}{8} & 0 & \frac{c_1\mu}{6} & -\frac{c_0\mu^2}{8}\cos 2\psi \\
0 & \frac{c_2}{8}+c_0\frac{\mu^2}{16}\left(1-\cos 4\psi\right) & -\frac{\mu^2}{16}\cos 4\psi & \frac{c_1\mu}{3}\sin 2\psi \\
\frac{c_1\mu}{3} & -\frac{c_0\mu^2}{16}\cos 4\psi & \frac{c_2}{8}+\frac{c_0\mu^2}{16}\left(3+\cos 4\psi\right) & -\frac{c_1\mu}{3}\cos 2\psi \\
-\frac{c_0\mu^2}{8}\cos 2\psi & \frac{c_1\mu}{6}\cos 2\psi & -\frac{c_1\mu}{6}\cos 2\psi & \frac{c_2}{8}+\frac{c_0\mu^2}{8}
\end{bmatrix} \times
$$

$$
\begin{bmatrix} \theta_0 - K_p\beta_0 \\ \theta_{1c} - K_p\beta_{1c} \\ \theta_{1s} - K_p\beta_{1s} \\ \theta_2 - K_p\beta_2 \end{bmatrix} + \gamma \begin{bmatrix} -\frac{c_1}{6} \\ 0 \\ -\frac{c_0\mu}{4} \\ 0 \end{bmatrix} \lambda \qquad \textbf{(4.116)}
$$

Analitik olarak yazılan çırpma dinamik denkleminde çırpma-yunuslama etkileşimi K_p de dâhil edilmiştir. İstikamet açısına, çırpma menteşesi ofset değerine ilerleme oranı, Lock numarası ve rotor açılsa hızına bağlı anlık olarak rotor çırpma hareketi modellenerek analiz ve simülasyonlarda kullanılabilir.

4.3 Rotor Palasının Gerileme Hareketi

Helikopter rotor palaları dik düzlem dışı hareketinin yanı sıra düzlem içi hareketi de yapmaktadırlar. Bu harekete gecikme veya ilerleme-gecikme hareketi de denilmektedir. Eklemli rotorlarda gecikme menteşesinin varlığından dolayı dönüş merkezinin dikey ekseni etrafında rotor palası katı cisim dönüş hareketi de oluşur. Genel olarak gecikme hareketi için çırpma hareketinden daha komplike analizler gerekmektedir. Çırpma hareketi disk düzleminde ataletsel kuvvetlere de neden olur ki bu da çırpma ve gecikme hareketinin bir birine bağımlı olmasına neden olur. Bu başlık altında aerodinamik katsayılar çözülerek gecikme hareketi analitik elde edilecek ve modellenecektir.



Şekil 4.12 : Rotor göbeğinden e kadar ofsetli yaylı menteşe ile bağlı pala [30].

Disk düzemlinde dönüş ekseninden eR kadar ofsetli palanın şematik görünümü ve etkiyen kuvvetler ile birlikte Şekil 4.12'de gösterildiği gibi verilsin. Eğer gecikme menteşesi yayı yok ise menteşe ofset değeri sıfır olamaz ve bu da rotora torku iletmenin tek yoludur. Gecikme menteşesi etrafındaki katı cisim dönüşü ζ gecikme serbestlik derecesi ile tanımlanmaktadır ve rotor dönüş yönünün tersine pozitif yöndedir. Düzlem için sapma değeri $x = \eta\zeta$ ile tanımlanırken mod şekli de $\eta = (r - e_\zeta)/(1 - e_\zeta)$. Gecikme menteşesi yay sabiti K_ζ de analizlerde dâhil edilmiştir. Çırpma menteşesi etrafındaki momentleri oluşturan pala elemanına etki eden kuvvetler ve momentler aşağıdaki gibidir:

i) gecikme hareketine karşı koyan atalet kuvveti $m\ddot{x} = m\eta\ddot{\zeta}$ ve $(r - e)$ moment kolu;

ii) dönme merkezinden dışa doğru merkezkaç kuvveti $m\Omega^2 r$, ve gecikme menteşesi etrafında $x(e/r) = \eta\zeta(e/r)$ moment kolu;

iii) sürükleme yönündeki F_x aerodinamik kuvveti ve $(r - e)$ moment kolu;

iv) atalet kuvveti yönünde Coriolis kuvveti $2\Omega\dot{z}zm = 2\Omega\dot{\beta}\beta rm$ ve $(r - e)$ moment kolu;

İfade edilmeli ki, eğer gecikme menteşesi dönüş merkezinde olsaydı merkezkaç kuvveti gecikme momenti oluşturmazdı. Coriolis kuvveti rotorun açısal hızı ile radyal yöndeki $\dot{z}z'$ kesit hızının çarpımına eşittir. Radyal hızın disk düzlemindeki çırpma hızı $\dot{z} = r\dot{\beta}$ ve palanın $z' = \beta$ konikliğine bağlıdır. Coriolis kuvveti $\beta\dot{\beta} > 0$ iken palanın ilerleme yönüne doğrudur.

Gecikme menteşesi etrafındaki moment dengesi yay momenti $K_\zeta\zeta$ dâhil edilerek aşağıdaki gibi ifade edilir [30]:

$$\int_e^R \eta(r-e)mdr\ddot{\zeta} + \int_e^R m\Omega^2 r\left(\frac{e}{r}\eta\zeta\right)dr + \int_e^R 2\Omega\beta\dot{\beta}rm(r-e)dr + K_\zeta\zeta = \int_e^R (r-e)F_x dr \qquad \textbf{(4.117)}$$

$(r-e)$ ile bölerek ve boyutsuz ifade edecek olursak, yukarıdaki moment dengesi şöyle yazılabilir:

$$I_b\ddot{\zeta} + \left[\frac{e}{1-e}\int_e^1 \eta m dr + \frac{K_\xi}{\Omega^2(1-e)}\right]\zeta + 2I_b\beta\dot{\beta} = \int_e^1 \eta F_x dr \qquad \textbf{(4.118)}$$

Burada Lock numarası $\gamma = \rho acR^4/I_b$ olarak tanımlanır ve $I_b = \int_e^1 \eta^2 m dr$ alınırsa, gecikme dinamiklerinin diferansiyel denklemi aşağıdaki gibi elde edilir:

$$\ddot{\zeta} + v_\zeta^2\zeta - 2\beta\dot{\beta} = \gamma\int_e^1 \eta\frac{F_x}{ac}dr \qquad \textbf{(4.119)}$$

Gecikme dinamikleri düzlemdeki (in-plane) aerodinamik kuvvetler (profil ve tetiklenmiş sürükleme) ve palanın çırpma hareketinden doğan Coriolis kuvvetinin tahrik ettiği kütle yay sistemiyle tanımlanmıştır. İfade edilmeli ki aerodinamik kuvvetler gecikme hareketini düzlem dışı (out-of-plane) hareketinden daha az sönümlemektedir [30]. Eklemli (articulated) rotorlarda ayrıca mekanik damper kullanılmaktadır. İfade edilmeli ki prototip helikopterin rotor modeli eklemli olarak modellenmiştir ve gecikme sönüm elemanı kullanılmaktadır. Gecikme hareketinin doğal frekansı aşağıdaki gibidir [30]:

$$v_\zeta^2 = \frac{e}{1-e}\frac{\int_e^1 \eta m dr}{\int_e^1 \eta^2 m dr} + \frac{K_\zeta}{I_b\Omega^2(1-e)} = \frac{3}{2}\frac{e}{1-e} + \frac{K_\zeta}{I_b\Omega^2(1-e)} \qquad \textbf{(4.120)}$$

Eklemli rotorların gecikme frekansları genellikle $v_\zeta = 0.2 - 0.3/tur$ 'dur. Hatırlatılmalı ki, eğer gecikme menteşesi yayı ve menteşe ofset değeri sıfır ise gecikme frekansı da sıfır olur. Menteşesiz rotorlarda (gecikme menteşesi yayı ile) daha yüksek gecikme frekansı elde edilebilir. Aşırı pala yüklemelerinden kaçınmak için gecikme frekansı 1 civarında olmamalıdır. Gecikme frekansının 0.65-0.80 aralığında olan rotorlar için yumuşak düzlem içi rotor ve gecikme frekansının 1.4-1.6 olan rotorlar için katı düzlem içi rotor denilir. Eğer yumuşak düzlem içi rotorlarda gecikme frekansı düşük ise yer rezonansı denilen mekanik kararsızlığa neden olurlar. Bu nedenden dolayı

eklemli ve bazı yumuşak düzlem içi menteşesiz rotorlarda mekanik sönüm elemanı takılmalıdır.

Prototip helikopterin rotor sistemi menteşesiz yumuşak düzlem içli olup matematiksel modeli eşdeğer eklemli yumuşak düzlem içli olarak modellenmiştir. Çizelge 4.1'de rotorun dönüş hızına bağlı menteşe ofseti, palanın gecikme kütle atalet momenti, ve eşdeğer yay katılık değerleri verilmiştir.

Çizelge 4.1 : Prototip helikopter rotor palasının gecikme karakteristikleri.

Rotor hızı (%Ω)	e_ζ	I_ζ ($kg\ m^2$)	K_ζ (Nm/rad)
0.0	0.132	154.375	5392
0.1	0.120	159.916	5737
0.2	0.137	152.103	4834
0.3	0.133	153.919	4512
0.4	0.129	155.749	4067
0.5	0.125	157.592	3518
0.6	0.122	158.984	2820
0.7	0.118	160.851	2181
0.8	0.114	162.733	1502
0.9	0.111	164.153	648
1.0	0.107	166.058	37
1.1	0.104	167.497	-774
1.2	0.101	168.943	-1590

İlk aşamada gecikme hareketi tek başına ve daha sonra mekanik sönümleyici ile birlikte düşünülerek hesaplanacaktır.

Gecikme hareketi periyodik olduğundan Fourier serisi ile ifade edilebilir. İç ve Coriolis kuvvetlerinin ortalama değerleri sıfır olduğundan ortalama gecikme açısı

$$\zeta_0 = \frac{\left(\gamma c_Q/\sigma a\right)_0}{\nu_\zeta^2} \qquad \textbf{(4.121)}$$

Ortalama gecikme açısı genellikle birkaç derecedir ki oto-rotasyonda hafifçe negatif ve maksimum güçte yaklaşık olarak 10^o gibi bir değişiklik göstermektedir.

Aerodinamik ve Coriolis kuvvetlerine bağlı olarak gecikme hareketinin ilk harmoniklerinin çözümü aşağıdaki gibidir:

$$\zeta_{1c} = \frac{-\left(\gamma c_Q/\sigma a\right)_{1c} + 2\beta_0\beta_{1s}}{1-\nu_\zeta^2} \qquad \textbf{(4.122)}$$

$$\zeta_{1s} = \frac{-\left(\gamma c_Q/\sigma a\right)_{1s} - 2\beta_0\beta_{1c}}{1-v_\zeta^2} \tag{4.123}$$

Burada (4.121)-(4.123) çözümü (3.70) hesaplanmasına dayanmaktadır. Dolayısıyla (3.70) aşağıdaki gibi yazılabilir

$$\begin{aligned}\frac{c_Q}{\sigma a} &= \int_0^1 r\frac{dF_x}{ac}dr = \int_0^1 r\left(\frac{1}{2}\left(u_P u_T\theta - u_P^2\right) + \frac{c_d}{2a}u_T^2\right)dr \\ &= \int_0^1 \frac{r}{2}u_P u_T\theta dr - \int_0^1 \frac{r}{2}u_P^2 dr + \int_0^1 r\frac{c_d}{2a}u_T^2 dr\end{aligned} \tag{4.124}$$

Yukarıdaki (4.124) denkleminin analitik sonucu Bölüm 3'te daha evvel verilmişti. Şimdi ise gecikme denklemindeki ilk harmoniklerdeki tork katsayısı aşağıdaki gibi hesaplayabiliriz:

$$\begin{aligned}\left(\frac{c_Q}{\sigma a}\right)_0 &= \frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{c_Q}{\sigma a}\right)d\psi \\ &= \frac{\mu^2}{32}\left(-4\beta_0^2 - 3\beta_{1c}^2 + \beta_{1s}(-\beta_{1s}+\theta_{1c}) + \beta_{1c}\theta_{1s}\right) \\ &\quad + \left[-\frac{\beta_{1c}^2}{16} - \frac{\beta_{1s}^2}{16} + \frac{\beta_{1s}\theta_{1c}}{16} - \frac{\beta_{1c}\theta_{1s}}{16} + \left(\frac{\theta_0}{6} + \frac{\theta_{tw}}{8} - \frac{\lambda}{4}\right)\lambda\right. \\ &\quad \left. + \left(-\frac{\beta_0\beta_{1s}}{6} + \frac{\beta_0\theta_{1c}}{12} - \frac{\beta_{1c}\lambda}{4} + \frac{\theta_{1s}\lambda}{8}\right)\mu\right] + \frac{c_d}{8a}\left(1+\mu^2\right)\end{aligned} \tag{4.125}$$

$$\begin{aligned}\left(\frac{c_Q}{\sigma a}\right)_{1c} &= \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{c_Q}{\sigma a}\right)\cos\psi d\psi \\ &= \frac{\theta_{1c}}{6}\left[\lambda + \beta_{1c}\frac{\mu}{2}\right] + \beta_0\mu\left[\frac{\theta_0}{6} + \frac{\theta_{tw}}{8} - \frac{\lambda}{2} + \frac{\mu}{8}\left(\frac{\theta_{1s}}{2} - 3\beta_{1c}\right)\right] \\ &\quad + \beta_{1s}\left[\frac{\theta_0}{8}\left(1+\frac{\mu^2}{2}\right) + \theta_{tw}\left(\frac{1}{10} + \frac{\mu^2}{24}\right) - \frac{\lambda}{3} + \frac{\mu}{6}\left(\frac{\theta_{1s}}{2} - \beta_{1c}\right)\right]\end{aligned} \tag{4.126}$$

$$\begin{aligned}\left(\frac{c_Q}{\sigma a}\right)_{1s} &= \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{c_Q}{\sigma a}\right)\sin\psi d\psi \\ &= \frac{c_d}{3a}\mu + \left\{\theta_{1s}\frac{\lambda}{6} + \beta_{1c}^2\frac{\mu}{12} + \mu\left[\frac{\lambda}{2}\left(\frac{\theta_0}{2} + \frac{\theta_{tw}}{3}\right) + \frac{\beta_0\mu}{8}\left(\frac{\theta_{1c}}{2} - \beta_{1s}\right)\right.\right. \\ &\quad \left.\left. + \frac{\beta_{1s}}{12}\left(\theta_{1c} - \beta_{1s}\right)\right] + \beta_{1c}\left[-\frac{\theta_{tw}}{10} + \frac{\lambda}{3} - \theta_{1s}\frac{\mu}{12} + \theta_{tw}\frac{\mu^2}{6} + \frac{\theta_0}{8}\left(-1+\frac{\mu^2}{2}\right)\right]\right\}\end{aligned} \tag{4.127}$$

Elde edilen sonuçlardan görülüyor ki gecikme hareketine neden olan aerodinamik tork katsayıları çırpma harmonikleri, ilerleme oranı, iç akış oranı, kontrol girişleri, sürükleme katsayısı ve taşıma eğrisi eğimine bağlı olarak doğrusal olmayan ilişkiler ile hesaplanabilmektedir.

Yumuşak düzlem içli rotorlarda düşük pala yükleri gereksinimi (düşük gecikme frekansı) ve yer rezonansı kararlılığı (yüksek gecikme frekansı) gibi değerler arasında ödün verilerek gecikme frekansı belirlenmektedir. Gecikme hareketini ikinci harmonikler (ζ_{1c}, ζ_{1s}) ile ifade etmek bir şekilde yanıltıcı olabilir, çünkü 1/tur aerodinamik gecikme momentindeki çırpma terimleri aslında Coriolis tahriklemeyi sadeleştirmektedir. Böylece yalnız Coriolis kuvvetlerine bağlı 2/tur gecikme hareketinin çözümü aşağıdaki gibidir:

$$\zeta_{2c} = \frac{2\beta_{1c}\beta_{1s}}{4 - \nu_\zeta^2} \tag{4.128}$$

$$\zeta_{2s} = \frac{\beta_{1s}^2 - \beta_{1c}^2}{4 - \nu_\zeta^2} \tag{4.129}$$

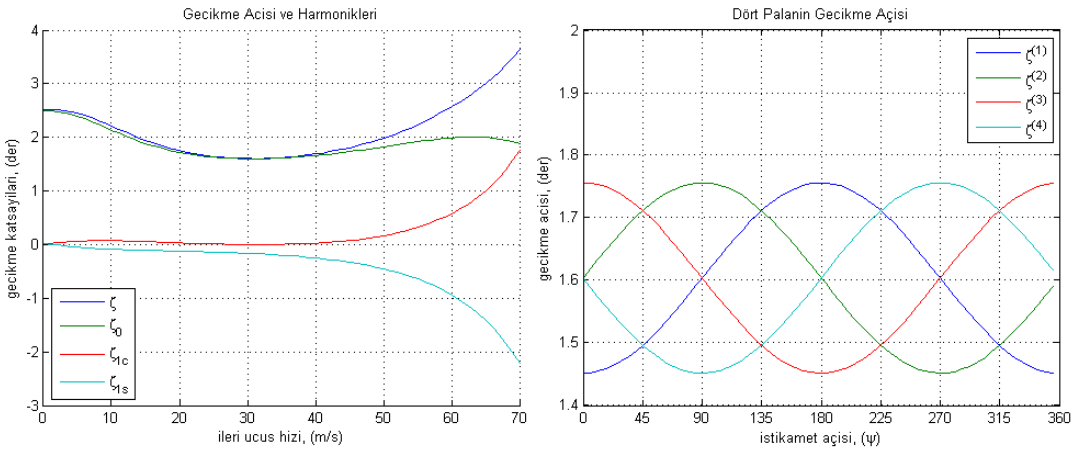
veya

$$|\zeta|_{2/tur} = \sqrt{\zeta_{2c}^2 + \zeta_{2s}^2} = \frac{\beta_{1s}^2 + \beta_{1c}^2}{4 - \nu_\zeta^2} = \frac{|\beta|_{1/tur}^2}{4 - \nu_\zeta^2} \tag{4.130}$$

Böylece gecikme hareketini ortalama, birinci ve ikinci harmonikler cinsinden aşağıdaki gibi yazabiliriz:

$$\zeta(\psi) = \zeta_0 + \zeta_{1c}\cos(\psi) + \zeta_{1s}\sin(\psi) + \zeta_{1c}\cos(\psi) + \zeta_{1s}\sin(\psi) \tag{4.131}$$

Gecikme harmoniklerini hesaplayan Matlab koduyla yazılmış fonksiyon EK 5'te verilmiştir. Sıfırıncı ve birinci gecikme harmonikleri hesaba katarak gecikme hareketi prototip helikopter rotor modeline dâhil edilmiştir. Helikopterin brüt ağırlığında, deniz seviyesi uçuş irtifasında ve ileri uçuş hızına bağlı ana rotorun parametreleri ile dinamik denge (trim) durumunda gecikme açılarının değişimi ve ana rotorunun 30 m/s ileri uçuş hızında her bir palaların tam bir tur dönüşündeki gecikme açısı değişimi Şekil 4.13'te verilmiştir.



Şekil 4.13 : İleri uçuş dinamik denge (trim) şartında gecikme harmonikleri ve 30m/s için palaların tam bir turu için gecikme açıları değişimi.

Yumuşak düzlem içli eşdeğer eklemli rotordaki mekanik kararsızlıktan kaçınmak üzere dinamik sistemin sönüm frekansını arttırmak için mekanik sönümleme elemanı dâhil edilmiştir. Dolayısıyla (4.119) gecikme denklemini mekanik sönüm elemanı dâhil edilmiş olarak ele alırsak aşağıdaki gibi yazabiliriz:

$$\ddot{\zeta} + C_\zeta \dot{\zeta} + \nu_\zeta^2 \zeta - 2\beta\dot{\beta} = \gamma \frac{c_Q}{ac} \qquad \textbf{(4.132)}$$

Gecikme hareketini ilk iki harmonikler ile ifade edilirse çözümleri analitik olarak aşağıdaki sıra ile hesaplanabilir. Böylece gecikme açısı, gecikme açısının türevi (hızı) ve gecikme açısının ikinci türevi (ivmesi) aşağıdaki gibi yazabiliriz:

$$\begin{aligned} \zeta &= \zeta_0 + \zeta_{1c}\cos\psi + \zeta_{1s}\sin\psi \\ \dot{\zeta} &= -\zeta_{1c}\sin\psi + \zeta_{1s}\cos\psi \\ \ddot{\zeta} &= -\zeta_{1c}\cos\psi - \zeta_{1s}\sin\psi \end{aligned} \qquad \textbf{(4.133)}$$

Yukarıdaki (4.133) denklemini (4.132)'da yerine yazarsak:

$$\nu_\zeta^2\zeta_0 - \left(\zeta_{1c} - C_\zeta\zeta_{1s} - \nu_\zeta^2\zeta_{1c}\right)\cos\psi - \left(\zeta_{1s} + C_\zeta\zeta_{1c} - \nu_\zeta^2\zeta_{1s}\right)\sin\psi - 2\beta\dot{\beta} = \gamma\frac{c_Q}{ac} \qquad \textbf{(4.134)}$$

Daha evvel (4.125)-(4.127) ile aerodinamik tork c_Q/ac katsayısı hesaplandı. Dolayısıyla yukarıdaki denklemde eşitliğin sol tarafını ele alırsak operatör yöntemiyle her bir gecikme katsayısı için aşağıdaki gibi hesaplarız:

$$\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\left(\ddot{\zeta} + C_\zeta\dot{\zeta} + \nu_\zeta^2\zeta - 2\beta\dot{\beta}\right)d\psi = \nu_\zeta^2\zeta_0 \qquad \textbf{(4.135)}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\ddot{\zeta}+C_\zeta\dot{\zeta}+v_\zeta^2\zeta-2\beta\dot{\beta}\right)\cos\psi\,d\psi=-(1-v_\zeta^2)\zeta_{1c}+C_\zeta\zeta_{1s}-2\beta_0\beta_{1s} \tag{4.136}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\ddot{\zeta}+C_\zeta\dot{\zeta}+v_\zeta^2\zeta-2\beta\dot{\beta}\right)\sin\psi\,d\psi=-(1-v_\zeta^2)\zeta_{1s}-C_\zeta\zeta_{1c}+2\beta_0\beta_{1c} \tag{4.137}$$

Böylece çırpma harmonikleri aşağıdaki aerodinamik katsayılara eşit olmalıdır:

$$v_\zeta^2\zeta_0=\left(\gamma\,c_Q/\sigma a\right)_0 \tag{4.138}$$

$$-(1-v_\zeta^2)\zeta_{1c}+C_\zeta\zeta_{1s}-2\beta_0\beta_{1s}=\left(\gamma\,c_Q/\sigma a\right)_{1c} \tag{4.139}$$

$$-(1-v_\zeta^2)\zeta_{1s}-C_\zeta\zeta_{1c}+2\beta_0\beta_{1c}=\left(\gamma\,c_Q/\sigma a\right)_{1s} \tag{4.140}$$

Yukarıdaki denklemlerden çırpma hareketinin harmonikleri aşağıdaki gibi hesaplarız:

$$\zeta_0=\frac{\left(\gamma\,c_Q/\sigma a\right)_0}{v_\zeta^2} \tag{4.141}$$

$$\zeta_{1c}=\frac{-\left(\gamma\,c_Q/\sigma a\right)_{1c}+2\beta_0\beta_{1s}}{1-v_\zeta^2}+C_\zeta\beta_{1s} \tag{4.142}$$

$$\zeta_{1s}=\frac{-\left(\gamma\,c_Q/\sigma a\right)_{1s}-2\beta_0\beta_{1c}}{1-v_\zeta^2}-C_\zeta\beta_{1c} \tag{4.143}$$

Görüleceği üzere sönüm elemanın sönüm katsayısı çırpma harmoniklerinin çarpımı ile gecikme harmoniklerine etki etmektedir. Ayrıca, gecikme harmonikleri matris formunda aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\begin{bmatrix}\zeta_0\\ \zeta_{1c}\\ \zeta_{1s}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\dfrac{\left(\gamma\,c_Q/\sigma a\right)_0}{v_\zeta^2}\\ -\dfrac{\left(\gamma\,c_Q/\sigma a\right)_{1c}}{1-v_\zeta^2}\\ -\dfrac{\left(\gamma\,c_Q/\sigma a\right)_{1s}}{1-v_\zeta^2}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0 & 0 & 0\\ 0 & \dfrac{2\beta_0}{1-v_\zeta^2}+C_\zeta & 0\\ 0 & 0 & -\dfrac{2\beta_0}{1-v_\zeta^2}-C_\zeta\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\beta_0\\ \beta_{1s}\\ \beta_{1c}\end{bmatrix} \tag{4.144}$$

4.4 Çırpma-Gecikme Dinamikleri

Çırpma modu için sırf disk düzlem dışı eğilme kabulü yapılır ve gecikme modu için disk düzlem içi eğilme kabulü yapılırsa çırpma ve gecikme dinamik denklemi aşağıdaki gibi yazılabilir [30, 36]:

$$I_\beta^*(\ddot{\beta}+\nu_\beta^2\beta)-I_{\beta\zeta}^*2\beta_0\dot{\zeta}=\gamma M_F \tag{4.145}$$

$$I_\zeta^*(\ddot{\zeta}+C_\zeta\dot{\zeta}+\nu_\zeta^2\zeta)+I_{\beta\zeta}^*2\beta_0\dot{\beta}=\gamma M_L \tag{4.146}$$

Burada β çırpma serbestlik derecesi ve dönme doğal frekansı ν_β'dir. Ayrıca ζ gecikme serbestlik derecesi ve doğal frekansı ν_ζ'dir. Değişken pala frekansları ele alınacağından menteşeli rotor palasının dinamiklerini eksiksiz modellemek için temel burulma modlarına genellikle etkileşimli çırpma ve gecikme sapmalarını hesaba katmak gerekmektedir. Gecikme hareketinin mekanik veya yapısal sönüm viskoz sönüm katsayısı C_ζ olarak dâhil edilmiştir. Çırpma ve gecikme hareketi ataletsel olarak Coriolis kuvvetleri tarafından birbirine bağlıdır ve trim halindeki β_0 koniklik açısı civarında lineerleştirilmektedir. Geriye olan gecikme hızı $\dot{\zeta}$ yukarı doğru çırpma momenti oluştururken, yukarı doğru olan çırpma hızı da pala üzerinde ilerleyen Coriolis momenti oluşturmaktadır.

Daha evvel çırpma hareketinin aerodinamik momentleri bir önceki başlık altında değişik rotor tipleri için elde edildi. Burada çırpma ve gecikme hareketinin etkileşimli halinde aerodinamik çırpma ve gecikme momentleri aşağıdaki gibidir:

$$\gamma M_F=\gamma\int_{e_\beta}^{1}\eta_\beta\frac{F_z}{ac}dr=\gamma\left[M_\theta(\theta-K_P\beta)+M_\lambda\lambda+M_{\dot{\beta}}\dot{\beta}+M_\beta\beta+M_{\dot{\zeta}}\dot{\zeta}+M_\zeta\zeta\right] \tag{4.147}$$

$$\gamma M_L=\gamma\int_{e_\zeta}^{1}\eta_\zeta\frac{F_x}{ac}dr=\gamma\left[Q_\theta(\theta-K_P\beta)+Q_\lambda\lambda+Q_{\dot{\beta}}\dot{\beta}+Q_\beta\beta+Q_{\dot{\zeta}}\dot{\zeta}+Q_\zeta\zeta\right] \tag{4.148}$$

Yukarıdaki çırpma aerodinamik katsayılar M_θ, M_λ, $M_{\dot{\beta}}$, M_β daha evvel çözüldü. Geri kalan aerodinamik katsayılar ise aşağıdaki integral değerlerine eşittir. Her bir aerodinamik katsayının eşit olduğu integraller [30] alınmıştır ve Q_θ analitik çözümünü aşağıdaki gibi tarafımızca hesaplanmıştır:

$$
\begin{aligned}
Q_\theta &= \int_{e_\zeta}^{1} \frac{1}{2}\eta_\zeta u_P u_T dr \\
&= \frac{1}{24(1-e_\zeta)}\Big\{\left(3/2-3e_\zeta+3/2\,e_\zeta^2\right)\left[4\lambda\mu\sin\psi+\mu^2\left(\beta_{1s}\cos\psi+\beta_{1c}\sin\psi\right)\right] \\
&\quad+\left(3/2+3e_\zeta+3/2\,e_\zeta^2\right)\left[\mu^2\left(\beta_0\sin 2\psi+\beta_{1s}\cos 3\psi+\beta_{1c}\sin 3\psi\right)\right] \\
&\quad+\left(4-6e_\zeta+2e_\zeta^3\right)\left[\lambda+\mu\left(\beta_0\cos\psi+\beta_{1c}\cos 2\psi+\beta_{1s}\sin 2\psi\right)\right] \\
&\quad+\left(3-4e_\zeta+e_\zeta^4\right)\left[\beta_{1s}\cos\psi-\beta_{1c}\sin\psi\right]\Big\}
\end{aligned}
\qquad \textbf{(4.149)}
$$

Ne yazık ki aşağıdaki aerodinamik katsayılar için analitik ifade elde etmek zorlaşmaktadır ve çözümler ancak hesaplamalı elde edilebilir. Bir biriyle etkileşimli gecikme ve çırpma hareketini analitik yazabilmenin olanağı da kalmamaktadır.

$$M_{\dot\zeta} = -\int_{e_\beta}^{1} \frac{1}{2}\eta_\beta\eta_\zeta(u_P+2u_T\alpha)dr \qquad \textbf{(4.150)}$$

$$M_\zeta = -u_R\int_{e_\beta}^{1} \frac{1}{2}\eta_\beta\eta'_\zeta(u_P+2u_T\alpha)dr \qquad \textbf{(4.151)}$$

$$Q_\lambda = \int_{e_\zeta}^{1} \frac{1}{2}\eta_\zeta(u_T\alpha-u_P)dr \qquad \textbf{(4.152)}$$

$$Q_{\dot\beta} = \int_{e_\zeta}^{1} \frac{1}{2}\eta_\zeta\eta_\beta(u_T\alpha-u_P)dr \qquad \textbf{(4.153)}$$

$$Q_\beta = u_R\int_{e_\zeta}^{1} \frac{1}{2}\eta_\zeta\eta'_\beta(u_T\alpha-u_P)dr \qquad \textbf{(4.154)}$$

$$Q_{\dot\zeta} = -\int_{e_\zeta}^{1} \frac{1}{2}\eta_\zeta^2\left(\frac{1}{2}u_P\theta-2u_T\frac{c_d}{2a}\right)dr \qquad \textbf{(4.155)}$$

$$Q_\zeta = -u_R\int_{e_\zeta}^{1} \frac{1}{2}\eta_\zeta\eta'_\zeta\left(\frac{1}{2}u_P\theta-2u_T\frac{c_d}{2a}\right)dr \qquad \textbf{(4.156)}$$

Mathematica ile elde edilen sonuçlara göre bu aerodinamik katsayılarda karmaşık sayılı gözlenmektedir ki bu da gecikme dinamikleri üzerinde analitik sonuçlar ile çalışmanın ne denli meşakkatli olduğunun bir göstergesidir.

5. KATI CİSİM DİNAMİĞİ

Bu başlık altında helikopterin konum ve yönelme dinamikleri ile kinematik denklemlerine yer verilmektedir. Analiz ve helikopter uçuş dinamiklerinin benzetimi için altı serbestlik dereceli katı cisim dinamik modeli ele alınmaktadır. Helikopterin uçuşu esnasında yakıt, yük v.b. yan etkenler ağırlığın değişimine ve dolayısıyla ağırlık merkezinin değişimine neden olmaktadır. Bu bölümün sonunda ağırlık merkezi koordinatlarının, kütle atalet momentlerinin ve çarpımlarının hesaplanması Aircraft Inertia yazılımı ile yapılmaktadır.

5.1 Konum Dinamikleri

Helikopter geçiş dinamikleri Newton yöntemiyle aşağıdaki gibi elde edilir [27]:

$$\vec{F}_B = m\vec{a}_B + mgC_3 = m(\dot{\vec{V}}_B + \vec{\omega}_B \times \vec{V}_B) = m(\dot{\vec{V}}_B + \Omega_B \vec{V}_B) \tag{5.1}$$

burada $\vec{V}_B = \begin{bmatrix} u_B & v_B & w_B \end{bmatrix}^T$, $\vec{\omega}_B = \begin{bmatrix} p_B & q_B & r_B \end{bmatrix}^T$ ve m helikopter kütlesidir. Böylece (5.1) denkleminin matris formu aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} + mg \begin{bmatrix} -\sin\theta \\ \cos\theta\sin\phi \\ \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} &= m\left(\begin{bmatrix} \dot{u}_B \\ \dot{v}_B \\ \dot{w}_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p_B \\ q_B \\ r_B \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} \right) \\ &= m\left(\begin{bmatrix} \dot{u}_B \\ \dot{v}_B \\ \dot{w}_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -r_B & q_B \\ r_B & 0 & -p_B \\ -q_B & p_B & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} \right) \end{aligned} \tag{5.2}$$

Son olarak, geçiş dinamikleri şöyle ifade edilebilir [27]:

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_B \\ \dot{v}_B \\ \dot{w}_B \end{bmatrix} = -\begin{bmatrix} 0 & -r_B & q_B \\ r_B & 0 & -p_B \\ -q_B & p_B & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} -\sin\theta \\ \cos\theta\sin\phi \\ \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \tag{5.3}$$

burada u_B, v_B, w_B hava aracının çizgisel hızlarıdır, p_B, q_B, r_B hava aracının yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarının hızlarıdır ve X, Y, Z hava aracının ağırlık merkezine etki eden toplam kuvvetlerdir.

5.2 Konum Kinematiği

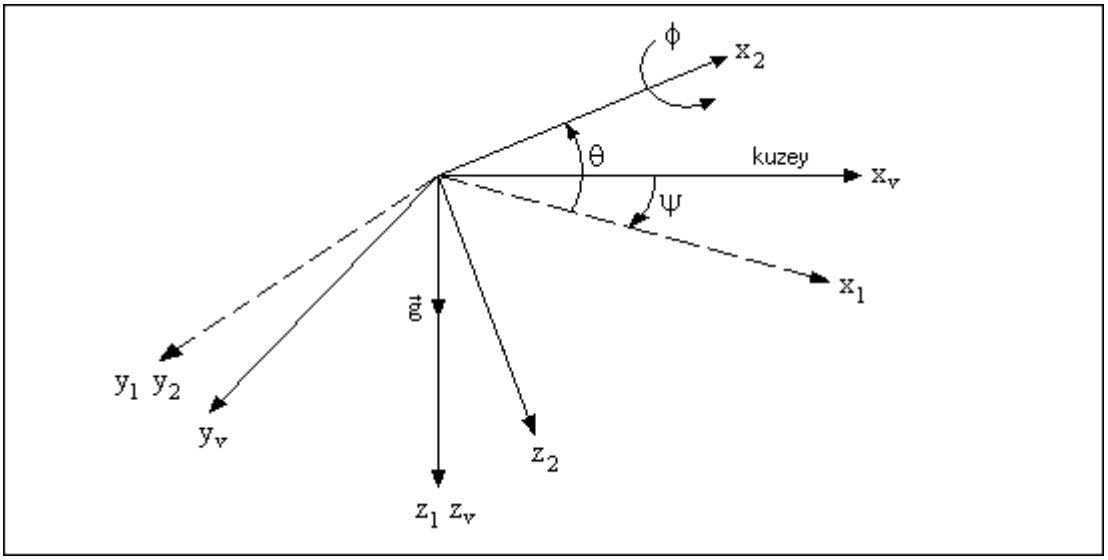
Konum dinamiği denklemi hız vektörünün dünya bağımlı koordinat eksen takımının gövde eksen takımına döndürülmesiyle aşağıdaki gibi elde edilir:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_e \\ \dot{y}_e \\ \dot{z}_e \end{bmatrix} = C_1(\phi)C_2(\theta)C_3(\psi)\begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} = C\begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} \tag{5.4}$$

Böylece, (5.4) denkleminde 3-2-1 dönüşümü için dönüşüm matrisi aşağıdaki gibidir:

$$C = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \tag{5.5}$$

Burada ψ sapma açısı, θ yunuslama açısı ve ϕ yuvarlanma açılarıdır.



Şekil 5.1 : Referans çerçeve ve eksen dönüşümü.

Denklem (5.4)'deki üç temel dönüşüm matrisi ise aşağıdaki gibi tanımlanır:

$$C_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \tag{5.6}$$

$$C_2 = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \tag{5.7}$$

$$C_2 = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{5.8}$$

burada C_i, $i = 1,2,3$, cisim çerçevesinin i^{ci} ekseniyle ϕ, θ, ψ açılarıyla yaptığı basit dönmenin yönelme kosinüs matrisi C'yi tanımlar (bkz. Şekil 5.1).

Cismin referans çerçeve ile olan yönlendirilmesi aşağıdaki gibi tanımlanmıştır. Dönüş sırası şöyle kabul edilmiştir:

$-\pi \le \psi < \pi$ z_v ekseni etrafında ψ (baş-hiza) açısı

$-\dfrac{\pi}{2} \le \theta \le \dfrac{\pi}{2}$ y_1 ekseni etrafında θ (yunuslama) açısı

$-\pi \le \phi < \pi$ x_2 ekseni etrafında ϕ (yuvarlanma) açısı

5.3 Yönelme Dinamikleri

Dönel dinamikler açısal momentumun uyduğu Newton yöntemlerinin kullanılmasıyla elde edilir:

$$\dot{\vec{H}}_B = \left\{ d\vec{H}/dt \right\}_B + \vec{\omega}_B \times \vec{H}_B = \vec{M}_B \tag{5.9}$$

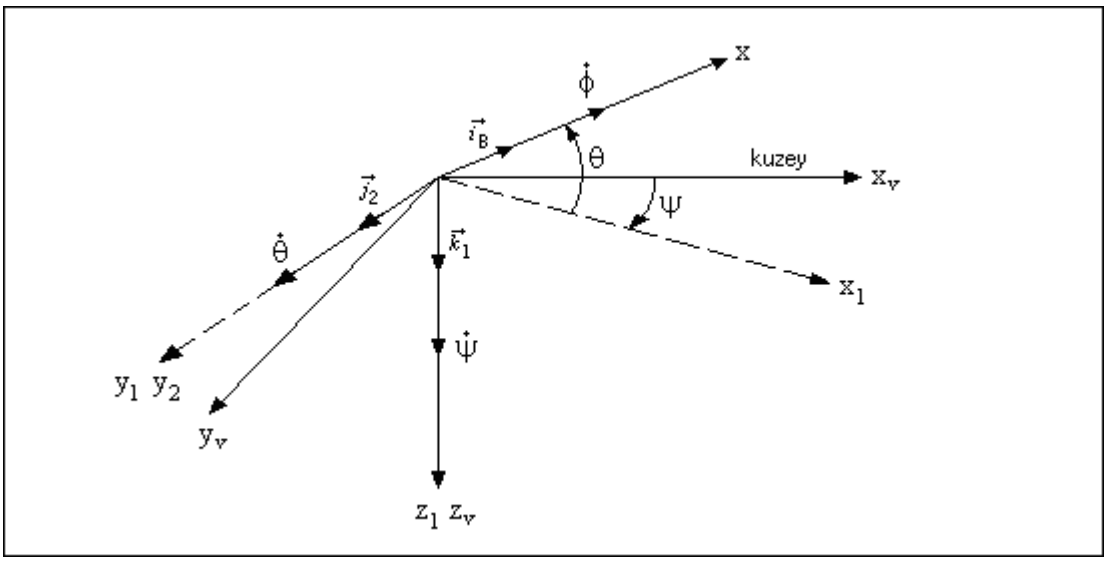
Böylece, yönelme dinamik denklemi basitçe aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$I\dot{\omega}_B + \Omega I \omega_B = M \tag{5.10}$$

burada I atalet matrisidir, $\omega_B = \begin{bmatrix} p_B & q_B & r_B \end{bmatrix}^T$ açısal hız vektörüdür ve Ω köşegen elemanları sıfır ve diğer elemanları açısal hızlardan tanımlanmış simetrik matristir. Dolayısıyla denklem (5.10)'in matris formu aşağıdaki gibidir:

$$\begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p}_B \\ \dot{q}_B \\ \dot{r}_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -r_B & q_B \\ r_B & 0 & -p_B \\ -q_B & p_B & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_B \\ q_B \\ r_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} \tag{5.11}$$

burada L, M, N sırasıyla cisim-ağırlık merkezi sisteminin 1, 2, 3 eksenleri etrafındaki momentlerdir.



Şekil 5.2 : Açılar ve açısal hızlar.

5.4 Yönelme Kinematiği

Gövdenin açısal hızı (bkz Şekil 5.2) aşağıdaki gibi tanımlanır:

$$\vec{\omega}_B = p\,\vec{i}_B + q\,\vec{j}_B + r\,\vec{k}_B = \dot{\phi}\,\vec{i}_B + \dot{\theta}\,\vec{j}_2 + \dot{\psi}\,\vec{k}_1 \qquad \textbf{(5.12)}$$

burada $i_B = \begin{bmatrix}1 & 0 & 0\end{bmatrix}^T$, $j_{2B} = C_1(\phi)\begin{bmatrix}0 & 1 & 0\end{bmatrix}^T$ ve $k_{1B} = C_1(\phi)C_2(\theta)\begin{bmatrix}0 & 0 & 1\end{bmatrix}^T$'dır.

Böylece, açısal hızın matris formu şöyle oluşturulabilir:

$$\begin{bmatrix} p_B \\ q_B \\ r_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi}_B \\ \dot{\theta}_B \\ \dot{\psi}_B \end{bmatrix} \qquad \textbf{(5.13)}$$

Yukarıdaki (5.13) denkleminin ters bağıntı şekli aşağıdaki gibidir:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_B \\ \dot{\theta}_B \\ \dot{\psi}_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi\sec\theta & \cos\phi\sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_B \\ q_B \\ r_B \end{bmatrix} \qquad \textbf{(5.14)}$$

5.5 Altı Serbestlik Dereceli Katı Cisim Dinamiği

Helikopter için doğrusal olmayan hareket denklemleri Newton'un ikinci yasasından çıkarılır. Hareket denklemlerini basitleştirmek için helikopter katı cisim olarak düşünülmüş ve kütlesinin zamanla değişmediği, dünyanın düz ve dönmediği varsayılmıştır. Helikopter ağırlık merkezi etrafında üç açısal hareketten ve ağırlık merkezinin üç yer değiştirme hareketinden kaynaklanan toplam altı serbestlik derecesi vardır. Altı-serbestlik dereceli modelin şematik görünümü Şekil 5.3'te verilmiştir. Bu dinamikler aşağıdaki denklem takımlarıyla ifade edilmiştir [27, 33, 45]:

$$m(\dot{u}_B + q_B w_B - r_B v_B) = -mg\sin\theta + X \tag{5.15}$$

$$\dot{q}_B I_{yy} - p_B r_B (I_{zz} - I_{xx}) + (p_B{}^2 - r_B{}^2) I_{xz} = M \tag{5.16}$$

$$m(\dot{w}_B + p_B v_B - q_B u_B) = mg\cos\phi co\theta + Z \tag{5.17}$$

$$\dot{p}_B I_{xx} + q_B r_B (I_{zz} - I_{yy}) - (\dot{r}_B + p_B q_B) I_{xz} = L \tag{5.18}$$

$$m(\dot{v}_B + r_B u_B - p_B wv) = mg\sin\phi\cos\theta + Y \tag{5.19}$$

$$\dot{r}_B I_{zz} + p_B q_B (I_{yy} - I_{xx}) + (q_B r_B - \dot{p}_B) I_{xz} = N \tag{5.20}$$

Türevli ifadeler eşitliğin sol tarafında kalacak şekilde (5.15) - (5.20) denklemleri ve (5.5) ile (5.14) aşağıdaki gibi yazılabilirler [27]:

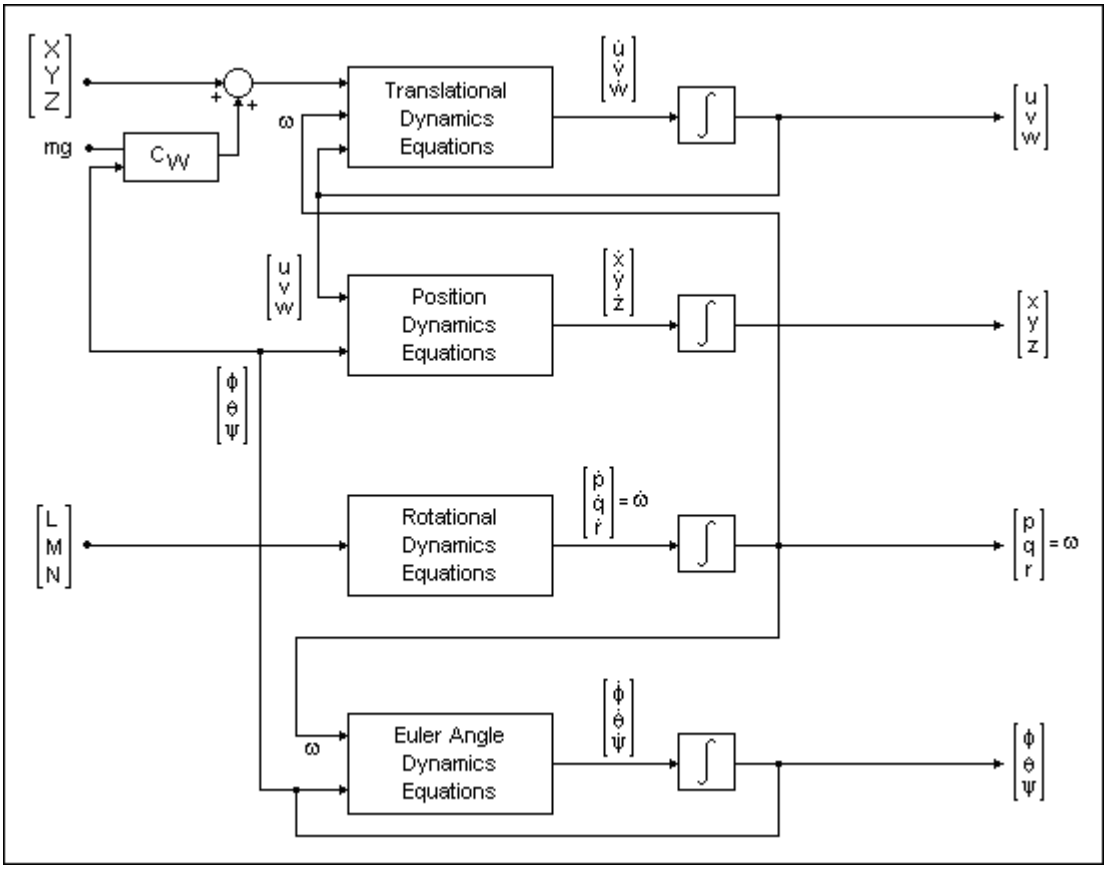
$$\dot{u}_B = -q_B w_B + r_B v_B - g\sin\theta + \frac{1}{m} X \tag{5.21}$$

$$\dot{v}_B = -r_B u_B + p_B w_B + g\sin\phi\cos\theta + \frac{1}{m} Y \tag{5.22}$$

$$\dot{w}_B = -p_B v_B + q_B u_B + g\cos\phi\cos\theta + \frac{1}{m} Z \tag{5.23}$$

$$\dot{p}_B = \frac{R_4 + R_6 \dfrac{I_{xz}}{I_{xx}}}{1 - \dfrac{I_{xz}^2}{I_{zz} I_{xx}}} \tag{5.24}$$

$$\dot{q}_B = \frac{1}{I_{yy}} \left[p_B r_B \left(I_{zz} - I_{xx} \right) - \left(p_B{}^2 - r_B{}^2 \right) I_{xz} + M \right] \tag{5.25}$$



Şekil 5.3 : Altı serbestlik dereceli katı cisim dinamiklerinin şematik blok diyagramı.

$$\dot{r}_B = \left(R_6 + R_4 \frac{I_{xz}}{I_{zz}} \right) \Bigg/ \left(1 - \frac{I_{xz}^2}{I_{xx} I_{zz}} \right) \tag{5.26}$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_e = {} & u_B \left(\cos\theta \cos\psi \right) + v_B \left(\sin\phi \sin\theta \cos\psi - \cos\phi \sin\psi \right) \\ & + w_B \left(\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi \right) \end{aligned} \tag{5.27}$$

$$\begin{aligned} \dot{y}_e = {} & u_B \left(\cos\phi \sin\psi \right) + v_B \left(\sin\phi \sin\theta \sin\psi + \cos\phi \cos\psi \right) \\ & + w_B \left(\cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi \right) \end{aligned} \tag{5.28}$$

$$\dot{z}_e = -u_B \sin\theta + v_B \sin\phi \cos\theta + w_B \cos\phi \cos\theta \tag{5.29}$$

$$\dot{\phi}_B = p_B + R_9 \sin\theta \tag{5.30}$$

$$\dot{\theta}_B = q_B \cos\phi - r_B \sin\phi \tag{5.31}$$

$$\dot{\psi}_B = R_9 \tag{5.32}$$

burada I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} atalet momentleri; I_{xz} atalet çarpımı; ϕ,θ,ψ sırasıyla yuvarlanma, yunuslama ve sapma açıları; p_B,q_B,r_B açı değişim hızları; u_B,v_B,w_B cismin çizgisel hızları; m hava aracının kütlesi ve g yerçekimi ivmesidir. Ayrıca,

$$R_4 = \frac{1}{I_{xx}}\left[-q_B r_B\left(I_{zz}-I_{yy}\right)+p_B q_B I_{xz}+L\right] \tag{5.33}$$

$$R_6 = \frac{1}{I_{zz}}\left[-p_B q_B\left(I_{yy}-I_{xx}\right)-q_B r_B I_{xz}+N\right] \tag{5.34}$$

$$R_9 = \frac{r_B\cos\phi + q_B\sin\phi}{\cos\theta} \tag{5.35}$$

Elde edilen altı serbestlik dereceli katı cisim dinamikleri herhangi bir diferansiyel denklem çözüm algoritmasıyla, mesela Newton-Raphson, ile hesaplanabilirler ve zaman uzayında uçuş dinamiklerinin benzetimi elde edilebilir.

5.6 Ağırlık Merkezi ve Kütle Atalet Momentleri

Bu bölümde basitçe ağırlık merkezinin hesaplanmasına değinilecektir. İkinci aşamada ise kütle atalet momentleri ve çarpımlarının hesabına değinilecektir.

5.6.1 Ağırlık merkezinin belirlenmesi

Karmaşık bir sistemin ağırlık merkezi belirlenirken şu yöntem kullanılır. Öncelikle her bir alt sistemin referans eksenine göre momenti alınır ve sistem kütlesine bölünür. Çıkan sonuç basitçe konum vektörünü vermektedir. Veya matematiksel olarak aşağıdaki gibi ifade edilir [69]:

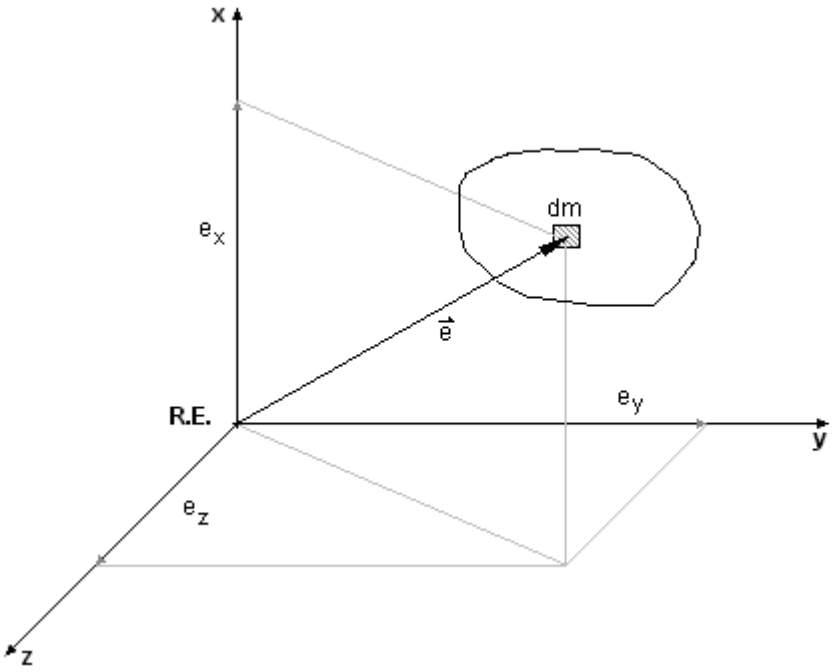
$$\sum_{i=1}^{n} e_i m_i = e_{c.g.} m_T \tag{5.36}$$

burada m_i her bir alt sistemin ağırlı, m_T sistemin toplam kütlesi, ve e konum vektörüdür (bkz. Şekil 5.4).

5.6.2 Kütle atalet momentleri ve çarpımlarının hesabı

Helikopterin sonsuz küçüklükteki herhangi bir dm kütle elemanının konum vektörü olan $\vec{e}$ (bkz. Şekil 5.4) aşağıdaki gibi ifade edilsin [69]

$$\vec{e} = e_1\vec{b}_1 + e_2\vec{b}_2 + e_3\vec{b}_3 \tag{5.37}$$



Şekil 5.4 : Referans eksen takımı, konum ve konum vektörü [69].

Atalet matrisi I aşağıdaki gibi tanımlanmıştır:

$$I = \begin{bmatrix} I_{XX} & I_{XY} & I_{XZ} \\ I_{YX} & I_{YY} & I_{YZ} \\ I_{ZX} & I_{ZY} & I_{ZZ} \end{bmatrix} \tag{5.38}$$

burada $I_{ij}\,(i = j)$ atalet momentleri aşağıdaki gibi tanımlanmıştır:

$$I_{XX} = \int \left(e_Y^2 + e_Z^2 \right) dm \tag{5.39}$$

$$I_{YY} = \int \left(e_X^2 + e_Z^2 \right) dm \tag{5.40}$$

$$I_{ZZ} = \int \left(e_X^2 + e_Y^2 \right) dm \tag{5.41}$$

ve $I_{ij}\,(i \neq j)$ atalet çarpımları şöyledir:

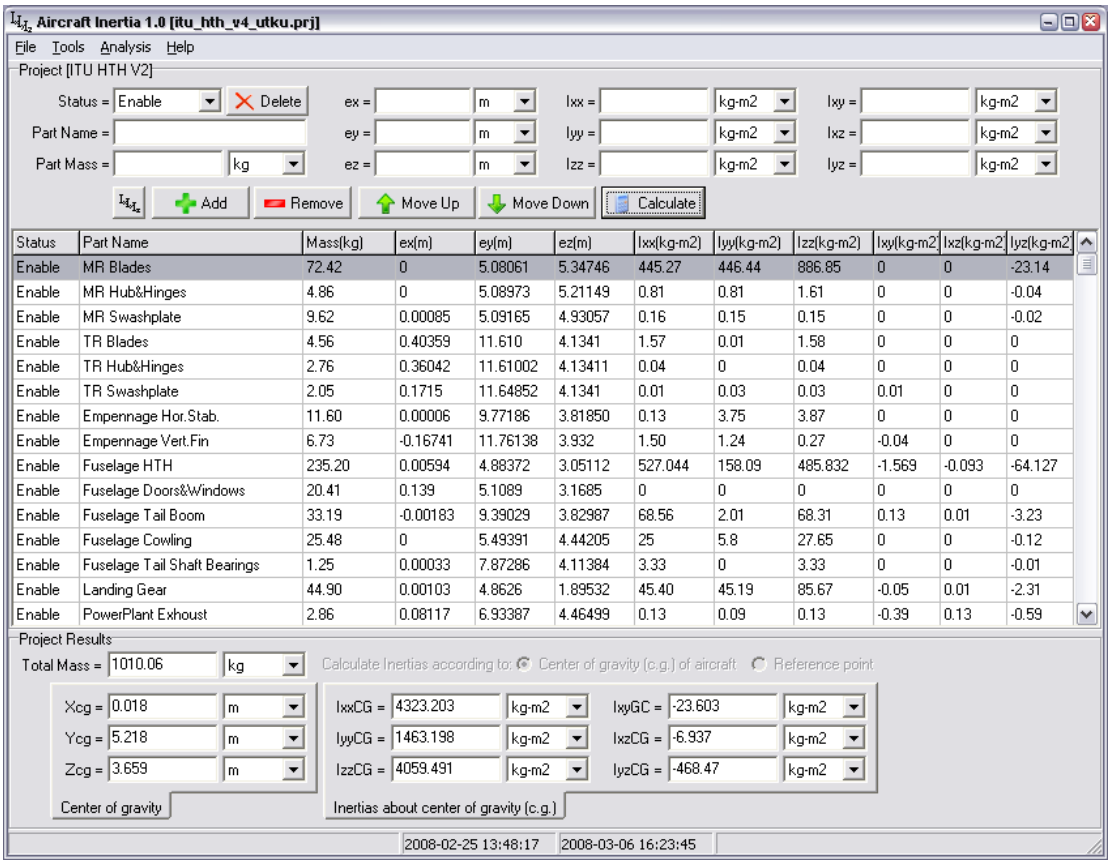
$$I_{XY} = I_{YX} = -\int e_X e_Y dm \tag{5.42}$$

$$I_{XZ} = I_{ZX} = -\int e_X e_Z dm \tag{5.43}$$

$$I_{YZ} = I_{XY} = -\int e_Y e_Z dm \tag{5.44}$$

5.6.3 Hava aracı ağırlık merkezleri zarfı ve kütle atalet değerlerin hesaplayıcı yazılım ve analizi

Ön tasarım aşamasında herhangi bir hava aracının kütle atalet momentleri ve çarpımları tasarımın yapıldığı CAD yazılımıyla kolaylıkla elde edilebilir. Fakat, CAD modelinde parça sayısı arttıkça hava aracının değişik yükleme, yüklerin yada yolcuların oturma pozisyonu veya yakıt durumuna göre istenilen değerleri hesaplamak daha da zorlaşacak ve ayrıca vakit alacaktır. Bu nedenle hava aracını temel alt bileşenlere ayırarak, her bir bileşenin ölçü referans noktasına göre x-y-z (bkz. Şekil 5.4) uzayındaki konumu ve bileşenin kendi ağırlık merkezi etrafında kolaylıkla hesaplanabilecek kütle, kütle atalet momenti ve çarpım değerleri kullanılarak hava aracının toplam kütle, ağırlık merkezinin farklı yüklemeler altında değişimini, toplam kütle atalet momentleri ve çarpımlarını hesaplamak lineer uçuş dinamiklerinin elde edilmesi ve kararlık analizlerinin hızlıca yapılmasına büyük katkı sağlayacaktır.



Şekil 5.5 : Aircraft Inertia yazılımının kullanıcı ara yüzü.

Çizelge 5.1 : Ağırlık dağılımı [63].

Ana Bileşenler	**Alt Bileşenler**	**Kütle (kg)**
Ana Rotor	Palalar	72,42
	Göbek ve Bağlantılar	4,86
	Yalpa Çemberi	9,62
Kuyruk Rotoru	Palalar	4,56
	Göbek ve Bağlantılar	2,76
	Yalpa Çemberi	2,05
Kuyruk	Yatay Dengeleyici	11,60
	Dikey Dengeleyici	6,73
Gövde	Gövde (HTH)	235,20
	Kapılar ve Pencereler	20,41
	Kuyruk Konisi	33,19
	Motor Kaplaması	25,48
	Kuyruk Mili Yatakları	1,25
İniş Takımı		44,90
İtki Sistemi	Egzoz	2,86
	Motor	118,10
	Motor Bağlantıları	1,91
Yakıt Sistemi		49,85
Dişli Sistemi	Ana Dişli Kutusu	121,00
	Kuyruk Mili	7,35
	Kuyruk Dişli Kutusu	4,41
	Radyatörler	18,58
	Yağ Soğutma Fanı	5,86
Uçuş Kontrol Sistemi		57,28
Aletler		10,52
Hidrolik Sistem	Ana Hidrolikler	35,00
	Hidrolik Pompası	1,90
	Hidrolik Deposu	7,60
Elektrik Sistemi		32,66
Aviyonikler		65,90
Kabin İçi Yerleşim		59,97
Havalandırma		1,95
Buzlanma Önleyici		1,27
Boş Kütle		**1078,98**
Pilot		90,00
Yolcular		360,00
Yakıt Sistemi		336,57
Bagaj		230,40
Azami Kalkış Kütlesi		**2095,94**

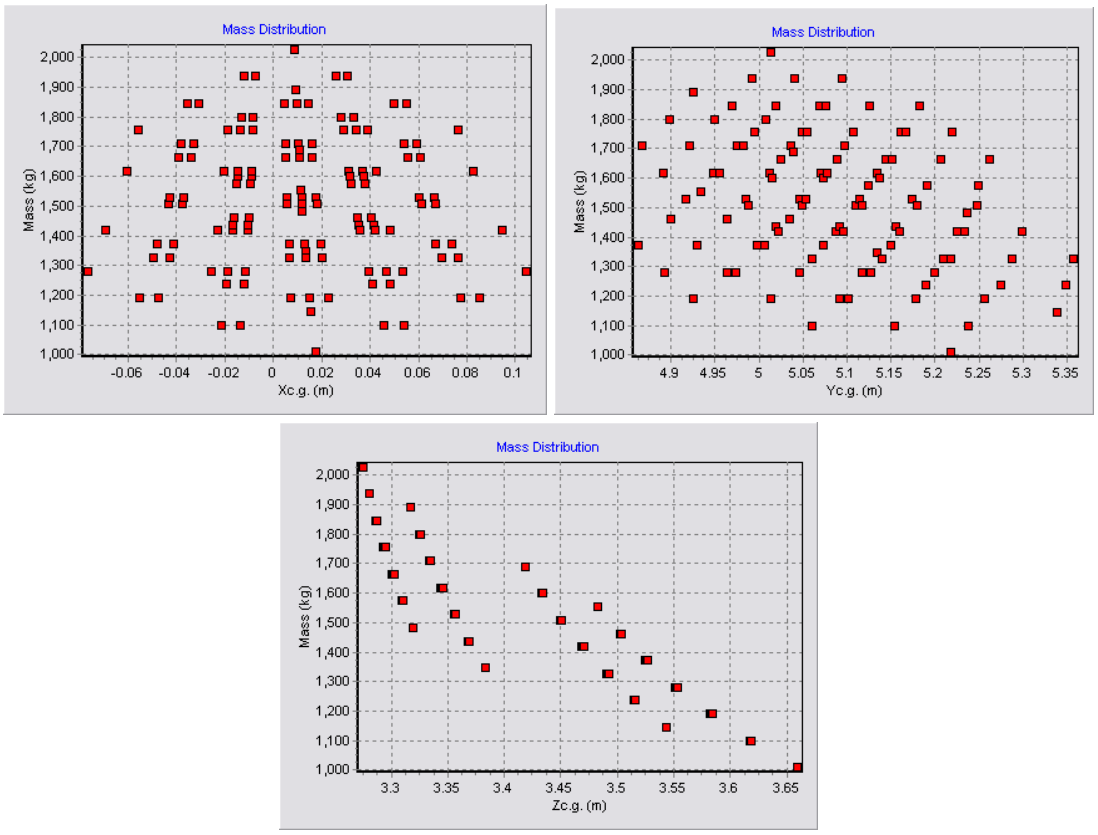
Bu amaç doğrultusunda geliştirilen Aircraft Inertia ara yüzü Şekil 5.5'te sunulmuştur. Bu program ön tasarım veya tasarım aşamasındaki karmaşık hava aracı modelinin hızlıca değişik yüklemeler altında kütle atalet momentleri ve çarpımları,

toplam kütle ve ağırlık merkezleri zarfını hesaplamak yeterince basit, hızlı ve sonuç odaklı bir mühendislik aracıdır. Alt sistemlerin ön tasarım ve detaylı tasarım aşamasında ön görülen ve hesaplanan kütle değerleri Çizelge 5.1'de verilmiştir.

Aircraft Inertia yazılımı kullanılarak prototip helikopterin iki yükleme altındaki toplam kütle, ağırlık merkezi konumu, kütle atalet momentleri ve çarpımlarını hesaplanmış ve Çizelge 5.2'de sunulmuştur. Verilen parametreler programın Çizelge 5.3'te verilen çıktı dosyalarından derlenmiştir. Ayrıca olası tüm değişik yüklemeler altında ağırlık merkezinin x, y, z eksenlerindeki değişimi de Şekil 5.6'da çizdirilmiştir.

Çizelge 5.2 : Prototip helikopter kütle, kütle atalet momentleri ve çarpımları.

Durum	Ağırlık kg	X_{cg} m	Y_{cg} m	Z_{cg} m	I_{xx} kg- m^2	I_{yy} kg- m^2	I_{zz} kg- m^2	I_{xy} kg- m^2	I_{xz} kg- m^2	I_{yz} kg- m^2
1	1437.35	-0.01	5.019	3.369	5057.992	1839.261	4520.983	-83.284	-18.774	-600.16
2	2027.03	0.009	5.014	3.275	5769.678	2064.697	5217.012	-27.287	-13.759	-545.219



Şekil 5.6 : Ağırlığa göre ağırlık merkezinin göre x-y-z eksenlerindeki değişimi.

Prototip helikopterin tasarım sürecinde bişenlerin ağırlıkları, ağırlık merkezi ve zarfı, kütle atalet momentleri [65, 66, 67, 68, 69] çalışılmıştır. Sonuçlardan görülüyor ki hava aracının uçuş dinamikleri matematik modelinin oluşturulmasında, analizinde ve

simülasyonunda ihtiyaç duyulan toplam kütle, ağırlık merkezi konumu, kütle atalet momentlerinin ve çarpımlarının değerleri bu başlık altında bahsedilen yazılım ile hızlı ve etkin olarak hesaplanmış ve sonuçları çizelgeler ve şekillerle gösterilmiştir. Ayrıca ağırlık merkezi zarfının belirlenmesi kütleye bağlı parametrik belirsizliklerin sınırlandırılmasını da sağlamaktadır.

Çizelge 5.3 : Aircraft Inertia ile helikopterin boş ve brüt ağırlığında çıktı dosyası.

BRÜT AĞIRLIK

```
Aircraft Inertia 1.0 Results File
Project Name: ITU HTH V2
Project File: itu_hth_v4_utku2.prj
Print Date  : 10/14/2009 02:58:40

The Parts included           Weight
-------------------------  -------------
MR Blades                :    72.42 kg
MR Hub&Hinges            :     4.86 kg
MR Swashplate            :     9.62 kg
TR Blades                :     4.56 kg
TR Hub&Hinges            :     2.76 kg
TR Swashplate            :     2.05 kg
Empennage Hor.Stab.      :    11.60 kg
Empennage Vert.Fin       :     6.73 kg
Fuselage HTH             :   235.20 kg
Fuselage Doors&Windows   :    20.41 kg
Fuselage Tail Boom       :    33.19 kg
Fuselage Cowling         :    25.48 kg
Fuselage Tail Shaft Beari:     1.25 kg
Landing Gear             :    44.90 kg
PowerPlant Exhoust       :     2.86 kg
PowerPlant Engine        :   118.10 kg
PowerPlant Engine Mounts :     1.91 kg
Fuel System              :    49.85 kg
Transmission Main Gear Bo:   121.00 kg
Transmission Tail shaft  :     7.35 kg
Transmission Tail Gear Bo:     4.41 kg
Flight Control           :    57.28 kg
Instruments              :    10.52 kg
Electrical               :    32.66 kg
Avionics&Control Panel   :    65.90 kg
Equipment&Furnishing     :    59.97 kg
A/C (Air Conditioning)   :     1.95 kg
Anti Icing               :     1.27 kg
Pilot 1                  :    90.72 kg
Pilot 2                  :    90.72 kg
Passanger 1              :    90.72 kg
Passanger 3              :    90.72 kg
Passanger 4              :    90.72 kg
Passanger 6              :    90.72 kg
Fuel                     :   336.57 kg
Baggage                  :   136.08 kg

Total Mass               =  2027.03 kg

Coordinates of center of gravity (c.g.):
Xcg =      0.009 m
Ycg =      5.014 m
Zcg =      3.275 m

Moment of Inertias:
Ixx =   5769.678 kg-m2
Iyy =   2064.697 kg-m2
Izz =   5217.012 kg-m2

Products of Inertias:
Ixy =    -27.287 kg-m2
Ixz =    -13.759 kg-m2
Iyz =   -545.219 kg-m2
```

BOŞ AĞIRLIK

```
Aircraft Inertia 1.0 Results File
Project Name: ITU HTH V2
Project File: itu_hth_v4_utku2.prj
Print Date  : 10/14/2009 02:56:10

The Parts included           Weight
-------------------------  -------------
MR Blades                :    72.42 kg
MR Hub&Hinges            :     4.86 kg
MR Swashplate            :     9.62 kg
TR Blades                :     4.56 kg
TR Hub&Hinges            :     2.76 kg
TR Swashplate            :     2.05 kg
Empennage Hor.Stab.      :    11.60 kg
Empennage Vert.Fin       :     6.73 kg
Fuselage HTH             :   235.20 kg
Fuselage Doors&Windows   :    20.41 kg
Fuselage Tail Boom       :    33.19 kg
Fuselage Cowling         :    25.48 kg
Fuselage Tail Shaft Beari:     1.25 kg
Landing Gear             :    44.90 kg
PowerPlant Exhoust       :     2.86 kg
PowerPlant Engine        :   118.10 kg
PowerPlant Engine Mounts :     1.91 kg
Fuel System              :    49.85 kg
Transmission Main Gear Bo:   121.00 kg
Transmission Tail shaft  :     7.35 kg
Transmission Tail Gear Bo:     4.41 kg
Flight Control           :    57.28 kg
Instruments              :    10.52 kg
Electrical               :    32.66 kg
Avionics&Control Panel   :    65.90 kg
Equipment&Furnishing     :    59.97 kg
A/C (Air Conditioning)   :     1.95 kg
Anti Icing               :     1.27 kg
Pilot 1                  :    90.72 kg
Fuel                     :   336.57 kg

Total Mass               =  1437.35 kg

Coordinates of center of gravity (c.g.):
Xcg =      -0.01 m
Ycg =      5.019 m
Zcg =      3.369 m

Moment of Inertias:
Ixx =   5057.992 kg-m2
Iyy =   1839.261 kg-m2
Izz =   4520.983 kg-m2

Products of Inertias:
Ixy =    -83.284 kg-m2
Ixz =    -18.774 kg-m2
Iyz =    -600.16 kg-m2
```

6. PERFORMANS HESABI VE MOTOR MODELİ

Helikopter performans hesabı belirlenen uçuş şartlarında gerekli güç ve mevcut gücü belirlemektir. Böylece güç bilgisi helikopterin çalışama kabiliyetini belirleyen tırmanma oranı, azami irtifa, menzil, ve azami hıza dönüştürülebilir. Helikopter performans analizinde ise temel işlem rotor kuvvetleri ve gücün hesaplanmasıdır. Rotor kuvvetlerin hesabı daha evvel Bölüm 3'te ele alınmıştır. Rotor performansı sonuçları birbirine eşit iki basit yöntem olan kuvvetin dengesi ve enerjinin dengesi ile hesaplanır.

Kuvvet dengesi metodunda pala kesitindeki kuvvetlerin integrali alınarak rotorun net aerodinamik kuvvetleri ve torku hesaplanır. Dolayısıyla aerodinamik kuvvetleri hesaplamak için pala boyunca hücum açısı dağılımını belirlemek için rotorun tetiklenmiş hızı ve palanın çırpma hareketi bilinmelidir. Böylece helikopter belirlenen uçuş şartını sağlamak için gerekli rotor kuvvetleri ve yönelme açıları kuvvet ve moment dengesine getirilerek performans hesaplanır. Kuvvet dengesi yöntemi karmaşık ve sayısal çözümler için gayet uygundur. Bu tezde modellenen prototip helikopterin bazı performans hesapları kuvvet dengesi yöntemiyle yapılmıştır.

Bir diğer yandan enerji dengesi metodunda gerekli güç helikopterdeki münferit saptanabilir enerji kaybı kaynaklarından ifade edilir. Bu metot rutin performans hesapları için en iyi ve kolay yöntemdir. Öncelikle, helikopterin ilerlemesine kuvvet dengesi hesaba katıldığından, helikopteri kuvvet ve moment dengesine getirmeden güç hesabı yapılabilir. İkinci bir kolaylık ise, tırmanma ve parazit (parasite) güç kayıpları basit ve kesin ifadelerle verilmiştir. Tetiklenmiş ve profil güç kayıpları için verilen ayrı ifadelerle, bu terimler için yaklaşık çözümler kullanmak daha kolay olur. Basit yaklaşık çözümler sayesinde enerji dengesi metodu hızlı ve kesin çözüm vermektedir. Böylece ön tasarım aşamasında kullanılabilir. Bu tezde helikopterin bazı uçuş performanslarını belirlemek için denge analizleri yaparak kuvvet dengesi metodunu uygulamak yerine enerji dengesi yöntemi kullanılmıştır.

Rotor gücü T itki kuvveti ve v_i tetiklenmiş hızın çarpımıyla olarak aşağıdaki gibi ifade edilebilir [30]:

$$P = Tv_i = 2\rho A v_i^3 \tag{6.1}$$

veya basitçe Q rotor torkunun ve rotorun Ω açısal hızıyla çarpımına eşittir:

$$P = \Omega Q \tag{6.2}$$

Güç katsayısı ise,

$$C_P = \frac{P}{\rho A(\Omega R)^3} \tag{6.3}$$

Burada ρ havanın yoğunluğu, A rotor disk alanı, ve R rotor yarıçapıdır.

Rotora ve dolayısıyla helikoptere gerekli gücü sağlayan motordur. Bu bölümde helikopter performans hesabı ve analizi yanı sıra helikopter motorunun matematiksel modeli de yer almaktadır. Prototip helikopter Turbomeca tarafından sağlanan turboşaft motor kullanılmaktadır ve motora ait tüm veriler üreticinin sağladığı kaynaklardan ve yazılımlardan alınmıştır.

6.1 Helikopter Performansı

Helikopter performansını belirleyen ana rotor için gerekli güç dört bileşenden oluşmaktadır. Birinci bileşen rotor itki kuvvetini oluşturan "tetiklenmiş güç", ikinci bileşen rotoru hava içerisinde döndüren "profil güç", üçüncü bileşen helikopteri havada ilerleten "parazit (parasite) güç" ve dördüncü bileşen yer çekiminin potansiyel enerjisini değiştirmek için "tırmanma gücü"dür. Helikopterin gereksinim duyduğu gücü ise motor karşılamakla yükümlüdür.

Bu bölümde askı hali ve dikey uçuşta gerekli güç hesabı, ileri uçuşta güç hesabı, tırmanma ve alçalma oranının belirlenmesi, asgari ve azami hızın hesaplanması, azami irtifa, azami menzil ve havada kalma süresi, yer etkisindeki rotorun gücü ve genel helikopter performans grafiği başlıklarına değinilecektir.

6.1.1 Askı hali ve dikey uçuşta gerekli güç

Rotor tarafından dikey uçuşta gerekli güç aşağıdaki gibidir [30]:

$$C_P = C_{P_i} + C_{P_o} + C_{P_c} \tag{6.4}$$

Askı halinde tetiklenmiş güç, profil güç, ve tırmanma güç katsayıları aşağıdaki bağıntıdan hesaplanabilir:

$$C_{P_i} = \int_b^B \lambda_i dC_T = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2}} \tag{6.5}$$

$$C_{P_0} = \int_b^1 \frac{\sigma c_d}{2} r^3 dr = \frac{\sigma c_{d_0}}{8} \tag{6.6}$$

$$C_{P_c} = \lambda_c C_T \tag{6.7}$$

Askı halinde tetiklenmiş hız genellikle 1.10 ile 1.20 arasında seçilen κ-deneysel düzeltme faktörünün de hesaba katılmış haliyle [30] aşağıdaki gibidir:

$$v = \kappa v_h = \kappa \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \tag{6.8}$$

Askı hali performansı itki katsayısına bağlı olarak aşağıdaki gibi elde edilebilir:

veya boyutlu olarak,

$$P = \kappa T \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} + \rho A (\Omega R)^3 \left(\frac{\sigma c_{d_0}}{8} \right) \tag{6.9}$$

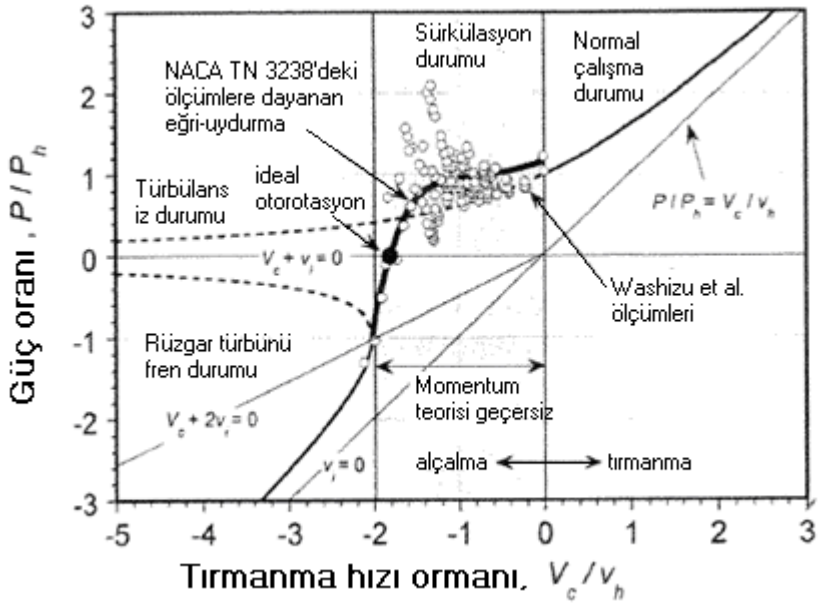
Dikey uçuşta güç katsayısı $C_P = (\lambda_i + \lambda_c) C_T + \sigma c_{d_0} / 8$, ve küçük tırmanma ve alçalma oranları için iç akış oranı $\lambda_i + \lambda_c \cong \lambda_h + \lambda_c / 2$'dir.

Bölüm 3'te ele alınan momentum teorisinden dikey uçuşta gerekli güç aşağıdaki gibidir:

$$V + v = \frac{V}{2} + \sqrt{\left(\frac{V}{2}\right)^2 + v_h^2} \cong \frac{V}{2} + v_h \tag{6.10}$$

Bir önceki denklemin son kısmı küçük tırmanma oranları için geçerlidir ($V/v_h < 1$, $v_h = \sqrt{T/2\rho A}$). Böylece tetiklenmiş hız $v \cong v_h - V/2$ tırmanma hızından dolayı azalır çünkü rotor diskinden akan hava kütlesi artmıştır. Tırmanma için gerekli güç $P_C = T(V + v) + P_0$'dır. Profil güç tırmanma hızıyla değişmediği kabulü yapılırsa tırmanma ve askı hali arasındaki güç artışı aşağıdaki gibi yazılabilir [30]:

$$\Delta P = P_C + P_h = T(V + v - v_h) \tag{6.11}$$



Şekil 6.1 : Dikey uçuşta bileşik tetiklenmiş ve tırmanma rotor gücü [36].

Küçük tırmanma oranı ($v \cong v_h - V/2$) için $\Delta P/T \cong V/2$ ve dolayısıyla $V \cong 2\Delta P/T$ 'dır. Uçuş verileri ile karşılaştırılırsa bu yaklaşım iyi sonuç elde etmektedir [30]. Kesin çözüm ise

$$V = \frac{\Delta P}{T} + v_h + v \tag{6.12}$$

Momentum teorisinden tırmanma için $(V+v)v = v_h^2$ ilişkisi yazılarak tetiklenmiş hız aşağıdaki gibi ifade edilir [30]:

$$v = \frac{v_h^2}{V+v} = \frac{v_h^2}{\Delta P/T + v_h} \tag{6.13}$$

Böylece v sadeleştirilirse

$$V = \frac{\Delta P}{T}\frac{2v_h + \Delta P/T}{v_h + \Delta P/T} \tag{6.14}$$

Düşük tırmanma ve alçalma oranlarında ($V_c < v_h$) tırmanma hızı güç değişimine ve itki kuvvetine bağlı olarak aşağıdaki gibi hesaplanır [30]:

$$V_c \cong \frac{2\Delta P}{T} \tag{6.15}$$

Bölüm 3'te dikey uçuşta momentum teorisi analizi yapılırken dikey uçuşta alçalma hızı $-2 < V_c/v_h < 0$ aralığında iken tetiklenmiş hız (3.25) ile deneysel elde edilen katsayılar ile tanımlanmıştır. Şekil 6.1'de rotorun bileşik tetiklenmiş ve tırmanma güçleri gösterilmiştir. Momentum teorisinin geçerli olmadığı siyah bölgede tetiklenmiş hız (3.25) ile tanımlanırsa güç analizi yapılabilir. Prototip helikopterin matematiksel modelinde simülasyon ve analiz için güç hesaplamaları ve analizleri kuvvet dengesi yöntemiyle yapıldığından dolayı (3.25) kullanmak yeterlidir.

6.1.2 İleri uçuşta güç hesabı

Bölüm 3'te rotor aerodinamik momentlerin hesabında (3.70) ile ifade edilen rotor torku katsayısı toplam güç katsayısına eşittir ve aşağıdaki gibi tanımlanır:

$$C_P = C_Q = \int_0^1 \frac{1}{2}\sigma r U^2 \left(\tilde{c}_L \sin\phi + \tilde{c}_D \cos\phi\right) dr \qquad \textbf{(6.16)}$$

Burada $\tilde{c}_L$ hızlandıran tork ve $\tilde{c}_D$ yavaşlatan tork terimleridir. Ayrıca, $U^2 = u_T^2 + u_P^2$ ve $\phi = u_P/u_T$ 'dir. İleri uçuştaki helikopterin gerekli gücü enerji dengesi bağıntısından türetilebilir [30]:

$$C_P = C_{P_i} + C_{P_o} + C_{P_p} + C_{P_c} \qquad \textbf{(6.17)}$$

Tetiklenmiş (induced), profil (profile), parazit (parasite) ve tırmanma (climb) güçlerin nihai sonuçları sırasıyla aşağıdaki gibidir [30]:

$$C_{P_i} = \int_b^B \lambda_i dC_T = \frac{\kappa C_T^2}{2\mu} \qquad \textbf{(6.18)}$$

$$C_{P_o} = C_{Q_o} + \mu C_{H_o} = \int_0^1 \frac{\sigma c_D}{2}\left(u_T^2 + u_R^2\right)^{\frac{3}{2}} dr = \frac{\sigma c_{D_0}}{8}(1 + 4.6\mu^2) \qquad \textbf{(6.19)}$$

$$C_{P_p} = \frac{P_P}{\rho A(\Omega R)^3} = \frac{DV_f}{\rho A(\Omega R)^3} = \frac{1/2\rho V_f^3 f}{\rho A(\Omega R)^3} = \frac{1}{2}\mu^3 \frac{f}{A} \qquad \textbf{(6.20)}$$

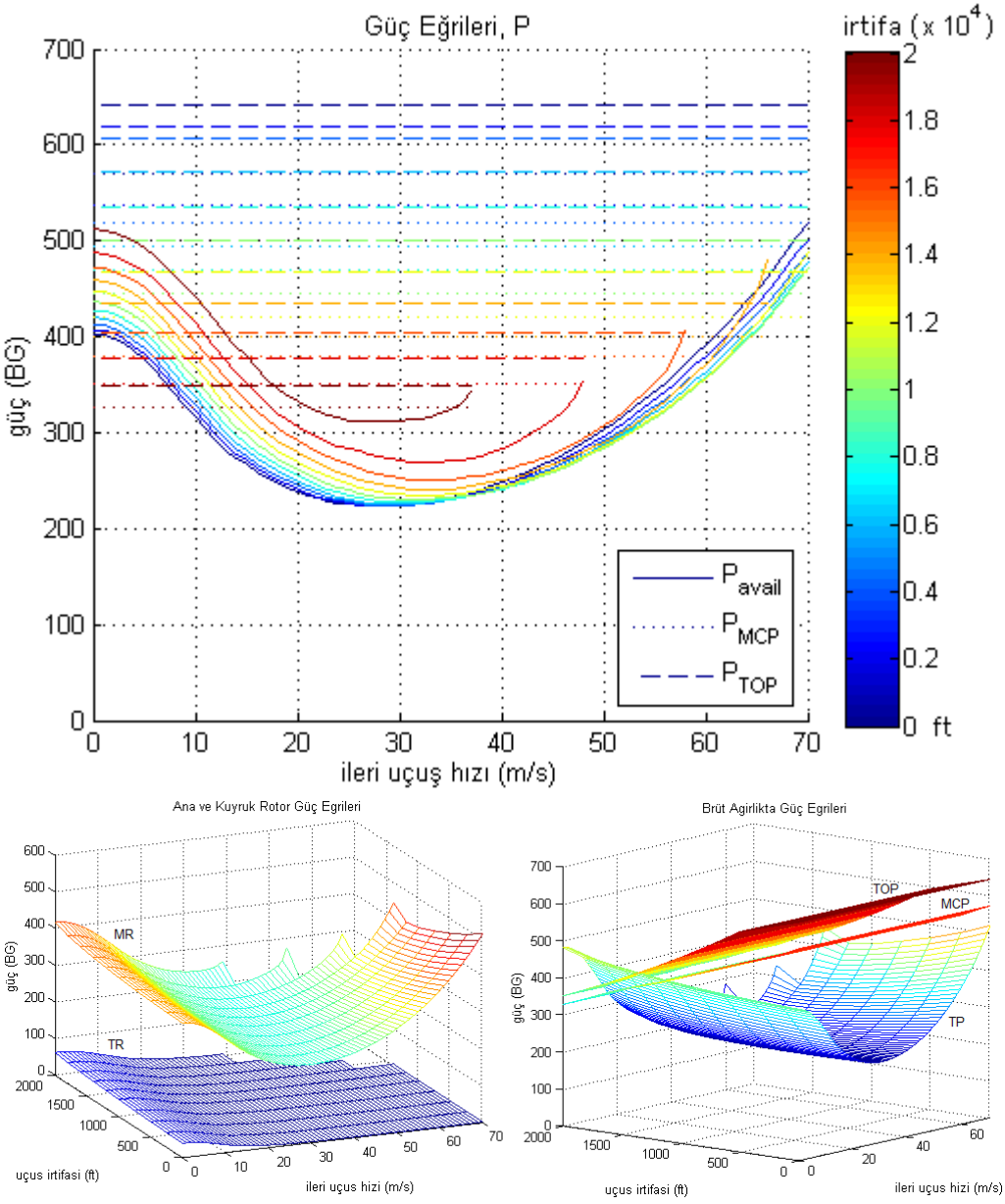
$$C_{P_c} = \frac{P_c}{\rho A(\Omega R)^3} = \frac{V_c W}{\rho A(\Omega R)^3} = \lambda_c \frac{W}{\rho A(\Omega R)^2} = \lambda_c C_T \qquad \textbf{(6.21)}$$

Burada f helikopterin (gövdenin) eşdeğer alanı, A rotor diski alanı, W helikopter brüt ağırlığı.

Böylece enerji dengesi yöntemi güç katsayısı için aşağıdaki tahmini değeri vermektedir:

$$C_P = \frac{\kappa C_T^2}{2\mu} + \frac{\sigma c_{D_0}}{8}(1+4.6\mu^2) + \frac{1}{2}\mu^3 \frac{f}{A} + \lambda_c C_T \qquad \textbf{(6.22)}$$

Prototip helikopterin brüt ağırlığında dinamik denge halindeki toplam güç değeri beygir gücü (HP) cinsinden uçuş irtifası ve ileri uçuş hızlarına bağlı ve turboşaft motorun üretebildiği azami sürekli güç ile kalkış gücün 0m (0ft), 762m (2500ft), 1524m (5000ft), 2286m (7500ft), 3048m (10000ft), 3657.6m (12000ft), 4267.2m (14000ft), 4876.8m (16000ft), 5486.4m (18000ft) ve 6096m (20000ft) uçuş irtifalarında iki ve üç boyutlu gösterim ile Şekil 6.2'de çizdirilmiştir.



Şekil 6.2 : Brüt ağırlıkta uçuş hızı ve irtifaya bağlı iki ve üç boyutlu güç eğrileri.

6.1.3 Tırmanma ve alçalma

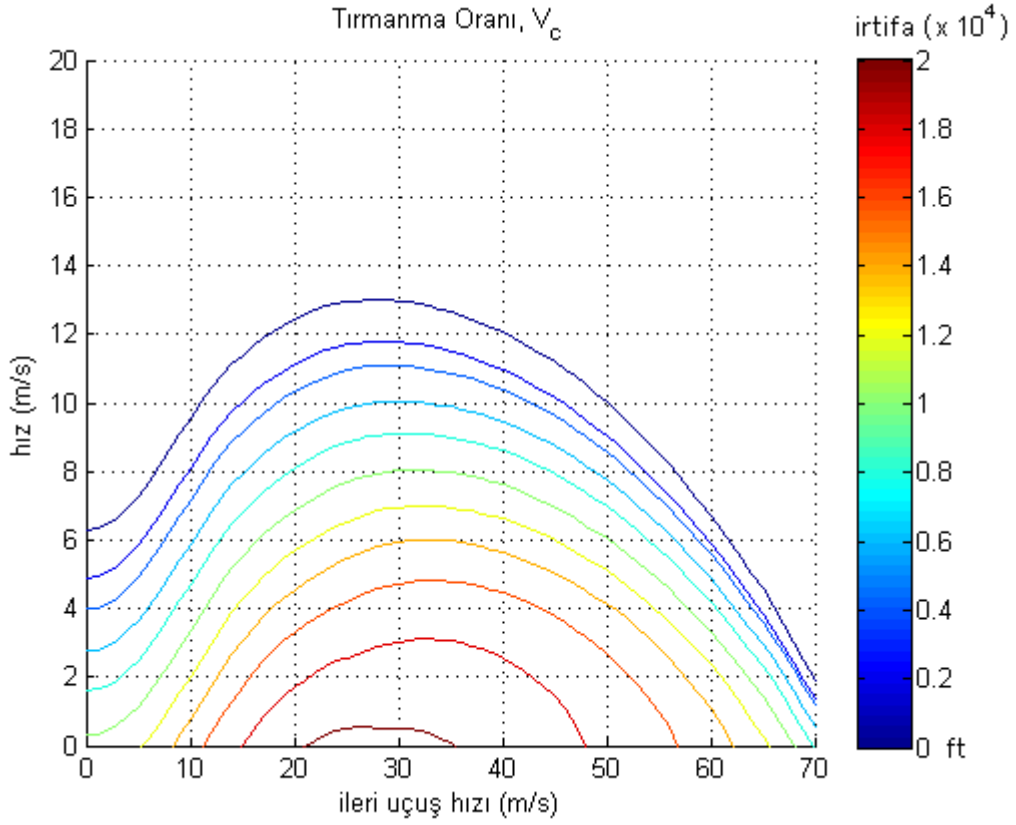
İleri uçuşta tırmanma veya alçalma oranı Bölüm 6.1.1'e benzer şekilde aşağıdaki gibi hesaplanabilir [30]:

$$V_c = \frac{P_{avail} - P_{level}}{W} = \frac{\Delta P}{W} \tag{6.23}$$

Burada P_{level} verilen hız ve itki kuvveti altında seviye uçuşundaki gerekli güçtür, ve ΔP artık kullanılabilir güçtür. İfade edilmeli ki yukarıdaki bağıntıyı elde etmek için tırmanma oranının tetiklenmiş güce olan etkisi ihmal edilmiştir. Düşük ileri uçuş hızları için tırmanma oranı aşağıdaki gibidir:

$$V_c \cong \frac{2\Delta P}{T} \tag{6.24}$$

Eğer helikopter brüt ağırlıkta belirlenen irtifada askıda kalabiliyorsa ideal tırmanma açısı doksan derecedir. Askı sınırın üstünde, tırmanma için en iyi açı asgari hız ve asgari güç hızı arasındadır. Tırmanma açısı $\tan\alpha = V_c/V = \Delta P/WV$ şeklindedir.



Şekil 6.3 : Brüt ağırlıkta uçuş irtifasına bağlı tırmanma oranı.

Prototip helikopter modelinin brüt ağırlıkta uçuş irtifası ve ileri uçuş hızına bağlı değişen tırmanma oranı 0m (0ft), 762m (2500ft), 1524m (5000ft), 2286m (7500ft), 3048m (10000ft), 3657.6m (12000ft), 4267.2m (14000ft), 4876.8m (16000ft), 5486.4m (18000ft) ve 6096m (20000ft) uçuş irtifaları için Şekil 6.3'te verilmiştir. Deniz seviyesinde askı halindeki tırmanma oranı 6.216 m/s (1223.6 ft/min) olarak hesaplanmıştır. Bu değer mantıklı olup hizmet veren benzer helikopterlerin aynı şart altındaki tırmanma oranı ile benzerdir.

6.1.4 Asgari ve azami hız

Helikopterin azami ve asgari hızları belirli irtifada brüt ağırlık altında gerekli güç ve kullanılabilir güç eğrilerinin kesişmesinden elde edilir. Azami hızdan daha büyük ileri uçuş hızları sağlanamaz çünkü seviye uçuşu sağlayacak güç mevcut değildir.

Helikopter askıda kalabiliyorsa asgari hız sıfırdır. Lakin, yüksek irtifalarda ve brüt ağırlığında kullanılabilir güç helikopteri askıda tutmaya yetmeyebilir. Dolayısıyla asgari hız Şekil 6.4'te ki gibi sıfırdan büyük çıkabilir. Aslında azami hız güç kesişimiyle belirlenmeyebilir. Azami hız genellikle palanın taşıma kaybı (stall) ve yüksek hızlarda şiddetli titreşim ve yüklemelere neden olan ilerleyen palanın sıkışabilirlik etkileri belirlemektedir. Genellikle tasarım aşamasında, geleneksel pala kullanılacaksa, ilerleyen palanın uç hızı $M = 0.8$ geçmemesine dikkat edilmelidir [30, 31, 35]. Tetiklenmiş güç değişimi ve profil gücün hızla değişimi ihmal edilerek sınırlı mevcut güç altında azami hız aşağıdaki bağlantıdan kestirilebilir:

$$V_{\max} = \sqrt[3]{\frac{2}{\rho f}\left(P_{avail} - P_i - P_0\right)} \qquad \textbf{(6.25)}$$

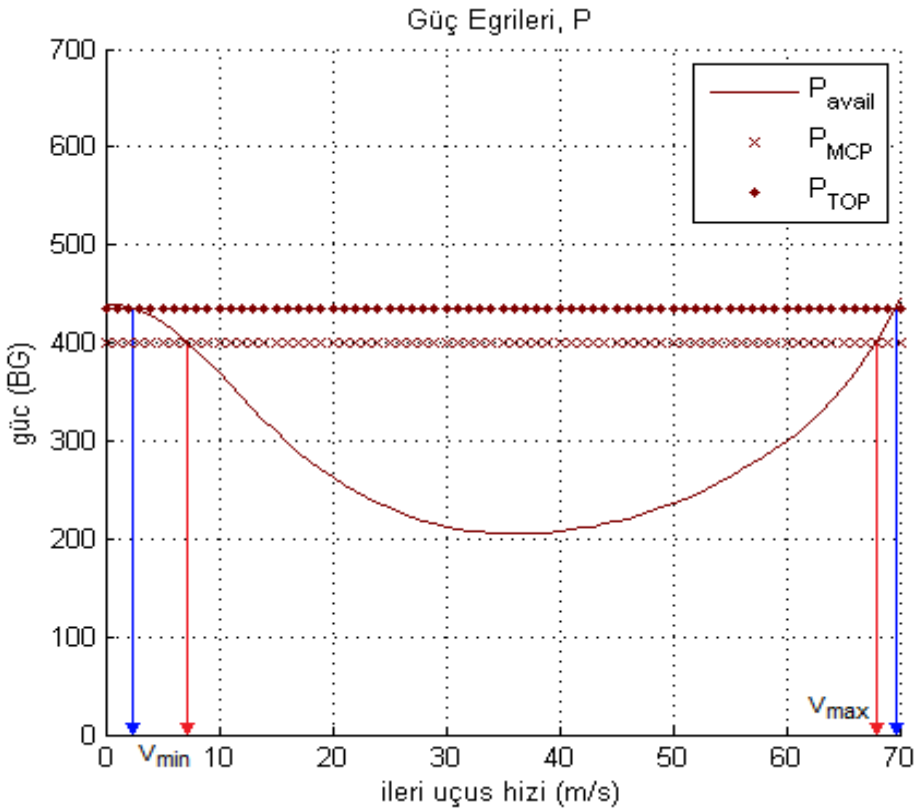
ya da

$$\mu_{\max} = \sqrt[3]{\frac{2}{f/A}\left(c_{P_{avail}} - c_{P_i} - c_{P_0}\right)} \qquad \textbf{(6.26)}$$

Azami hızda gerekli güç askı halindeki güce yaklaşık olarak eşittir. Dolayısıyla, $P_{avail} - P_i - P_0 \cong P_{hover} - P \cong \left(P_i\right)_{hover} = T\sqrt{T/2\rho A}$ 'den azami hız aşağıdaki bağıntıdan hesaplanabilir

$$V_{\max} \cong v_h \sqrt[3]{\frac{4}{f/A}} \qquad \textbf{(6.27)}$$

Prototip helikopterin brüt ağırlığında 4267.2m (14000ft) uçuş irtifasındaki toplam gücü, motorun sürekli rejimde ürettiği güç, ve motorun kısa süreliğine üretebildiği kalkış gücü eğrileri Şekil 6.4'te verilmiştir. Sürekli rejimde asgari hız (V_{min}) yaklaşık olarak 7.25 m/s ve azami hız (V_{max}) yaklaşık olarak 68 m/s olarak hesaplanmaktadır.



Şekil 6.4 : 4267.2m'de (14000ft) asgari ve azami hız sınırlarının şematik gösterimi.

Azami hız tanzim edilmiş gücü arttırarak veya helikopter sürüklemesini azaltarak arttırılabilir. Parazit güç ileri uçuş hızın kübüyle orantılı olduğundan, aslında, sürüklemede veya güçte büyük bir değişikliğe ihtiyaç duyulmaktaki kayda değer olgu azami hızda bir artışın olmasıdır. Parazit güç irtifayla azalmaktadır ve böylece azami hız artabilir. Aslında hava yoğunluğunun azalması kullanılabilir gücü de azaltmakta ve azami hız da azalmaktadır. Yüksek irtifalarda asgari ve azami hız kesişene kadar bir birilerine yaklaşmaktadır. Kesişim noktası mutlak sınırdır ve asgari gücün çekildiği ileri uçuş hızıdır.

6.1.5 Azami irtifa

Helikopterin mevcut gücü gerekli güce eşit olduğu şartı sağlayan hal azami uçuş irtifasını belirler. Belirtilmeli ki yüksek irtifalarda yatay düzgün uçuş

sağlanamayabilir. Azami irtifa ayrıca tırmanma oranının sıfıra eşit olduğu irtifadır. Helikopterde verilebilecek hizmet sınırı tırmanma oranının sıfır veya küçük bir değerine (genellikle 0.5 m/s) kadar kabul edilir. Azami irtifayı belirleyen faktörler motor gücünün irtifaya bağlı azalması, gerekli gücün irtifa ve brüt ağırlık ile artması, ve gerekli gücün hızla değişimidir.

Helikopter için üç tavan irtifa sınırı vardır. Birincisi, yer etkisi dışındaki (YED) askı halinde tavan irtifa sınırıdır. Bu değer helikopterin brüt ağırlığında ve askı halinde gerekli gücün kullanılabilir güce eşit olduğu durumdur. İkincisi ise yer etkisi altında (YEA) askı halinde tavan irtifa sınırıdır. Yer etkisi tetiklenmiş gerekli gücü azalttığından YEA hizmet sınırı YED hizmet sınırından büyük ölçüde daha fazladır. Yer etkisi hizmet irtifasını ya da helikopterin taşıma kapasitesini arttırmaktadır. Üçüncü ise, asgari gücün çekildiği ileri uçuş hızın karşılaştığı azami sınırdır. Bu sınırlar belirlenirken helikopter azami güçte iken tırmanma oranı hesaplanır. Bir kaç başlık ileride Şekil 6.7'de verilen performans grafiklerin sıfır tırmanma onanına kadar dış değerleri biçilerek mutlak hizmet irtifası bulunur.

6.1.6 Azami menzil ve seyir süresi

Brüt ağırlıkta ve belirli bir uçuş şartında helikopterin azami menzili özgül mesafenin dR/dW_f toplam yakıt ağırlığına bağlı integral alınarak hesaplanmaktadır [30]:

$$R = \int \frac{dR}{dW_f} dW_f \tag{6.29}$$

Benzer şekilde, seyir süresi özgül seyir süresi dE/dW_f integral alınarak hesaplanmaktadır:

$$E = \int \frac{dE}{dW_f} dW_f \tag{6.30}$$

Özgül azami mesafe ve seyir süresi motorun özgül yakıt tüketimi (birimi ise kilogram saatteki beygir gücü, $kg-h/HP$) ile belirlenmektedir:

$$\frac{dR}{dW_f} = \frac{V}{P \times (SFC)} \tag{6.31}$$

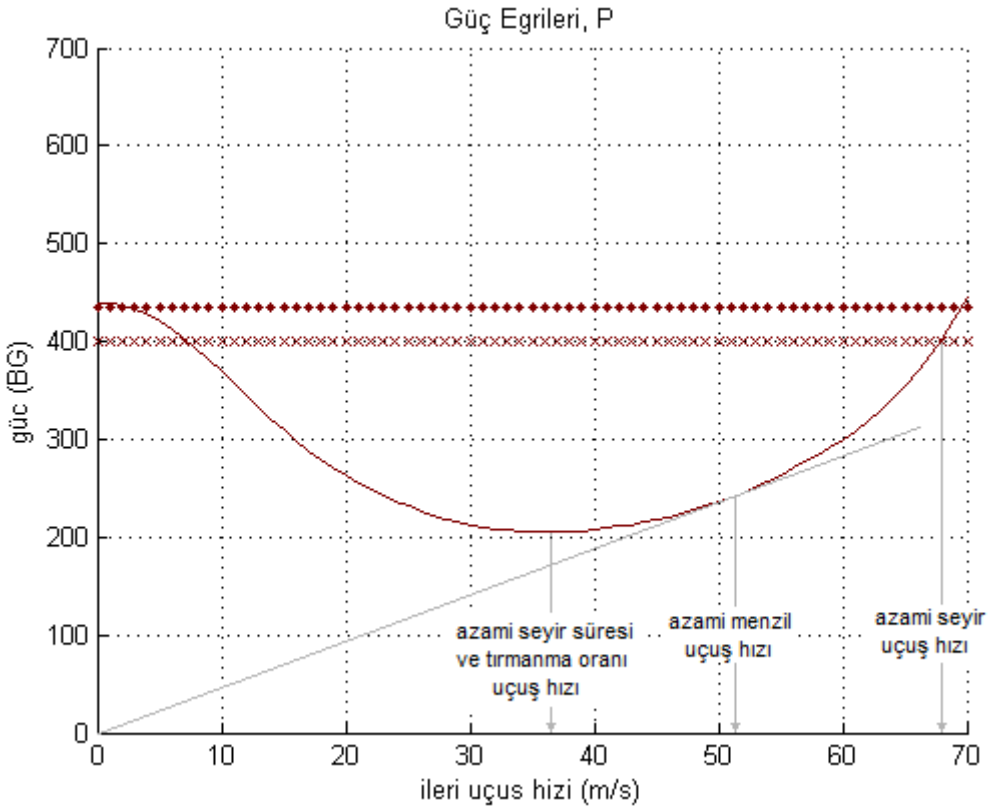
$$\frac{dE}{dW_f} = \frac{1}{P \times (SFC)} \tag{6.32}$$

ve özgül yakıt tüketimi $SFC = \dot{W}_f / T$ ilişkisinden hesaplanabilir. Genel olarak, helikopter optimum uçuş esnasında dahi çalıştırılsa dR/dW_f ve dE/dW_f değerleri değişmektedir. Ayrıca, güç değeri brüt ağırlık ve irtifaya bağlı olduğundan özgül yakıt tüketimi dolayısıyla güç değeri ve uçuş irtifasına bağlıdır. Bu nedenle azami menzil ve hava da kalma süresinin kesin hesabı için bu ifadelerin sayısal olarak integralleri alınmalıdır. Toplam yakıt ağırlığı brüt helikopterin ağırlığı yanında küçük kaldığından dolayı integraller uçuşun orta noktasındaki özgül mesafe ve seyir süresi kullanılarak yaklaşık olarak alınabilir:

$$R = W_f \left(\frac{V}{P \times (SFC)} \right)_{W_{GW} - 1/2 W_F} \tag{6.33}$$

$$E = W_f \left(\frac{1}{P \times (SFC)} \right)_{W_{GW} - 1/2 W_F} \tag{6.34}$$

burada W_{GW} helikopterin brüt ağırlığı ve W_F yakıtın ağırlığıdır.



Şekil 6.5 : 4267.2m'de azami seyir süresi, azami menzil ve azami uçuş hızları.

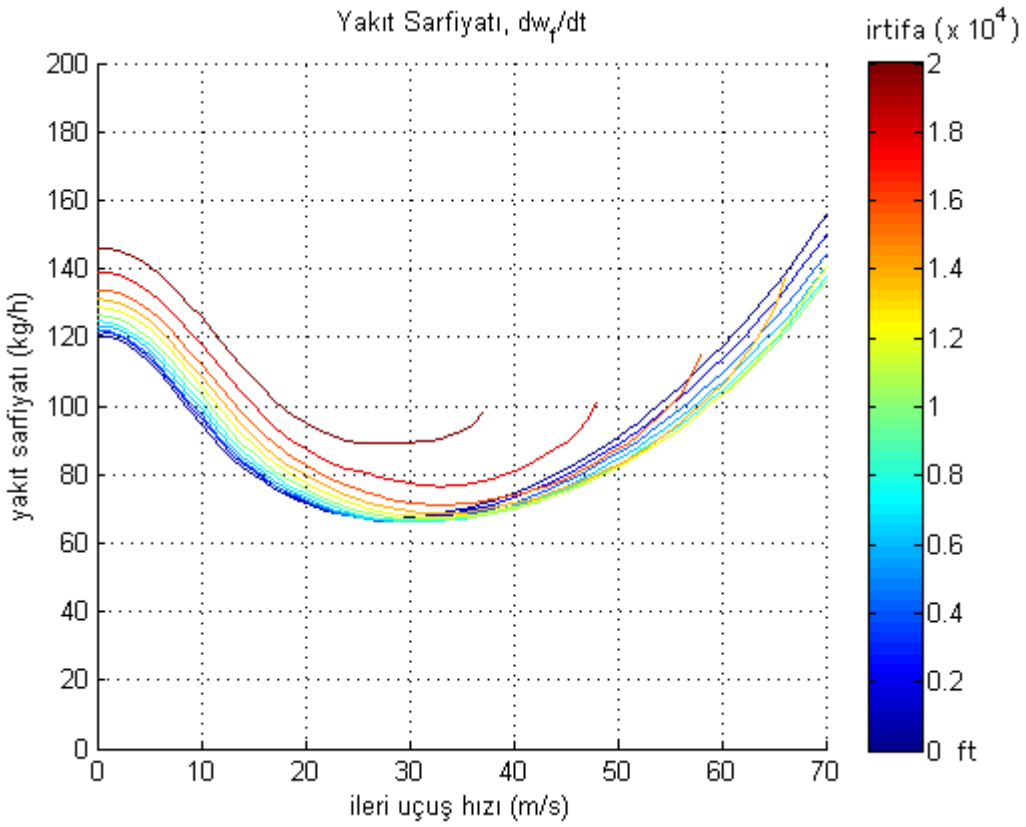
Azami menzil ve seyir süresine tekâmül eden uçuş hızları elde etmek için menzil ve seyir süresini hıza bağlı ifade edilir [30]:

$$R = \frac{TV}{P \times (SFC)} \left[-\ln\left(1 - W_F / W_{GW}\right) \right] \quad \textbf{(6.35)}$$

$$E = \frac{T}{P \times (SFC)} \left[-\ln\left(1 - W_F / W_{GW}\right) \right] \quad \textbf{(6.36)}$$

Ayrıca prototip helikopterin 4267.2m'de (14000ft) uçuş irtifasında azami menzil ve seyir süresine tekâmül eden uçuş hızları Şekil 6.5'te gösterilen güç eğrisinden basit bir şekilde belirlenebilir. Azami menzil uçuş hızın O noktasından (V=0, P=0) güç eğrisine çizilen teğetin kesişim noktasının x-eksenindeki izdüşümüdür. Azami seyir süresi uçuş hızı ise asgari gücün harcadığı noktanın x-eksenindeki izdüşümüdür.

Prototip helikopterde kullanılan ve bir sonraki başlık altında ele alınan turboşaft motorunun yakıt sarfiyatı kg/h cinsinden dinamik denge halinde değişik irtifa ve ileri uçuş hızları için Şekil 6.6'da verilmiştir.



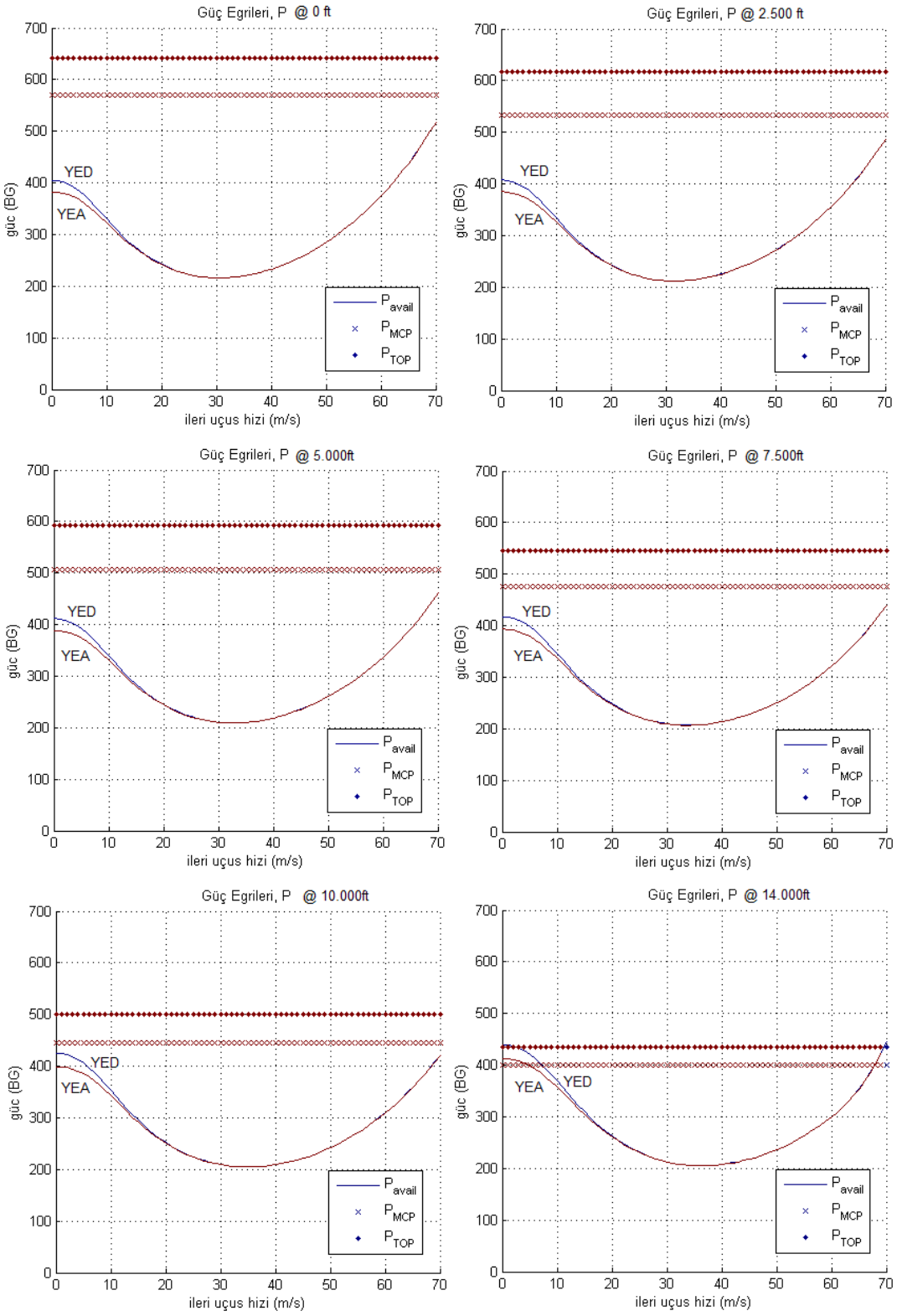
Şekil 6.6 : İrtifa ve ileri uçuş hızına bağlı yakıt sarfiyatı.

6.1.7 Yer etkisindeki rotorun gücü

Ayrıca askı halinde ve yer etkisindeki rotorun performansı deneysel verilerle uyumlu $c_P = c_{P_0} + k_G (c_{P_i})_\infty$ ile tanımlanır [30]. Böylece düzeltme faktörü:

$$k_G = \frac{1}{0.9926 + 0.03794\left(2R/z\right)^2} \tag{6.37}$$

şeklinde hesaplanır.



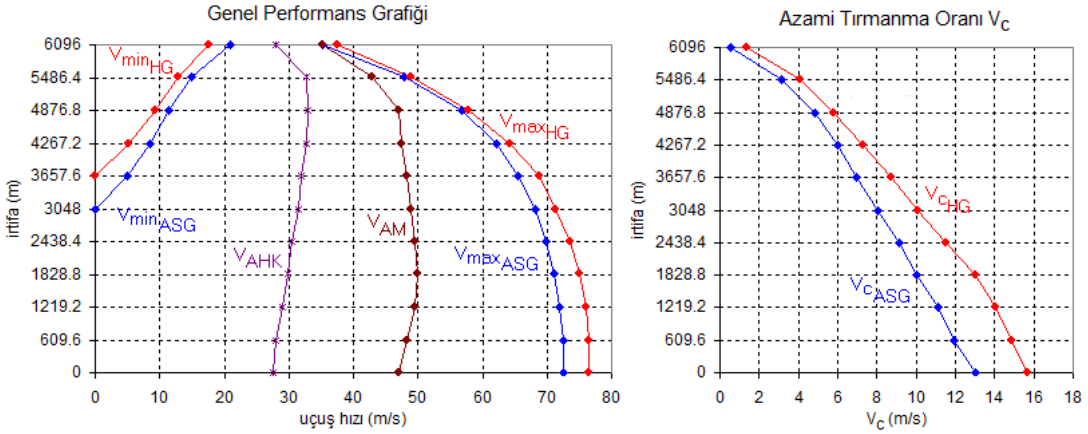
Şekil 6.7 : Prototip helikopterin YEA ve YED toplam güç eğrileri.

Helikopterin brüt ağırlığında ağırlık merkezinin rotor çapının iki katı olan 11 metre yerden yüksekliğe sahip prototip helikopterin yer etkisi altında (YEA) ve yer etkisi dışında (YED) dinamik denge halinde toplam gerekli güç eğrileri Şekil 6.7'de değişik uçuş irtifaları için verilmiştir.

Grafiklerden görüldüğü gibi rotor çapı kadar yerden yüksek olan bir helikopter yer etkisi dışında (YED) iken daha fazla güç gereksinime ihtiyaç duyar. Helikopter yer etkisi altında (YEA) gerekli toplam güç daha azdır. Dolayısıyla itki kuvveti daha azdır. Yapılan araştırma ve analizler sonucu yer etkisi altındaki prototip helikopterin kararlılığı olumsuz etkilendiği gözlenmiştir [70].

6.1.8 Prototip helikopterin genel performans grafiği

Bu başlık altında irtifa ve ileri uçuş hızı için helikopter genel performans grafiği Şekil 6.8'de verilmiştir. Literatürde buna benzer bir grafik ancak Rus helikopter tasarım şirketlerinde rastlanmaktadır. Bu grafik helikopterin irtifaya göre azami sürekli gücün (maximum continuous power) ve kalkış gücünün (take-off power) sınırladığı ileri uçuş hızı zarfını, irtifaya bağlı olarak değişen azami havada kalma süresi hızı ile azami menzil hızını anlaşılabilir şekilde resmetmektedir. Ayrıca irtifaya bağlı tırmanma hızını da ikinci grafikte görmek mümkündür. Böylece helikopterin uçuş performansı hakkında uçuş irtifasına bağlı olarak bir bakışta kolaylıkla çok bilgi sahip olunabilir. Bu tarz gösterim helikopter performansı yorumunu çok kolaylaştırmaktadır. Fakat bu grafiği elde etmek için irtifa ve ileri uçuş hızlarına bağlı olarak iteratif analizler gerekmektedir.



Şekil 6.8 : Prototip helikopter genel performans grafiği.

Grafikte yer alan kısaltmalar şöyledir: $V_{\min_{KG}}$ kalkış gücü kullanılarak asgari uçuş hızı, $V_{\min_{ASG}}$ asgari sürekli güç kullanılarak asgari uçuş hızı, V_{AHK} azami havada kalma süresine tekamül eden uçuş hızı, V_{AM} azami menzil uçuş hızı, $V_{\max_{ASG}}$ azami sürekli güç kullanılarak azami uçuş hızı, $V_{\max_{KG}}$ kalkış gücü kullanılarak azami uçuş hızı, $V_{C_{ASG}}$ asgari sürekli güç kullanılarak azami tırmanma oranı ve $V_{C_{KG}}$ kalkış gücü kullanılarak azami tırmanma oranıdır.

6.2 Motor Modeli

Bu çalışmada ele alınan prototip helikopterin sahip olduğu turboşaft motor Turbomeca tarafından üretilen Arrius 2T modelidir. Bu başlık altında Turbomeca Safran Group tarafından sağlanan ampirik rotor modeline yer verilecektir. Benzer bir çalışma T700 turboşaft motor modeli için [77] yapılmıştır. Küçük bir turboşaft motoru için yüksek doğruluklu gerçek zamanlı model [21] sunulmuştur.

6.2.1 Arrius 2T motor modeli

Turbomeca'dan tedarik edilen Arrius 2T motorunun lineer modeli güç türbini talep hızı değişimine (dN2D) ve hız değişimine (dN2) bağlı tork değişimini (dTRQ) herhangi bir %N1R noktası etrafında hesaplanmaktadır. Motorun matematiksel modeli birçok değişkene örneğin N1, P0, T0 değerlerine bağlıdır. İrtifaya bağlı değişen sıcaklık ve basınç değerlerine göre Arrius 2T motor modeli için üretici firma olan Turbomeca tarafından atmosferik düzeltme faktörleri aşağıdaki gibi verilmektedir [38]:

$$C1 = \sqrt{\frac{288.15}{T0(K)}} \tag{6.38}$$

$$C2 = \frac{1.01325}{P0(bar)} \tag{6.39}$$

$$C3 = C2 \times \left(\frac{288.15}{T0(K)} \right)^{0.75} \tag{6.40}$$

$$C2 = C4 \tag{6.41}$$

$$N1R = N1 \times C1 \text{ (düzeltilmiş N1)} \tag{6.42}$$

Modeldeki katsayılar ise aşağıdaki bağıntıdan hesaplanmaktadır ve ilgili katsayılar %N1R göre ilgili motor parametreleri için Çizelge 6.1'den seçilmektedirler.

$$dCGdCH = f(N1R)\left(C3/C4\right) \quad \textbf{(6.43)}$$

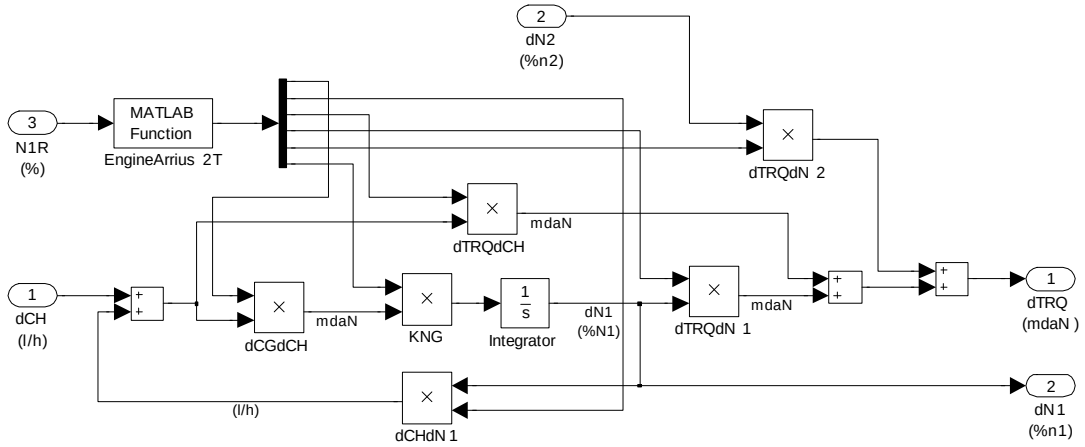
$$dCHdN1 = f(N1R)\left(C1/C3\right) \quad \textbf{(6.44)}$$

$$dTRQdCH = f(N1R)\left(C3/C4\right) \quad \textbf{(6.45)}$$

$$dTRQdN1 = f(N1R)\left(C1/C4\right) \quad \textbf{(6.46)}$$

$$dTRQdN2 = f(N1R)\left(C1/C4\right) \quad \textbf{(6.47)}$$

Arrius 2T motor modelinin Matlab-Simulink blok diyagramı Şekil 6.9'de verilmiştir. Motor modeli ayrıca gaz jeneratörü hızına göre parametriktir. Gaz jeneratörü hızı N1 54117 rpm (%100N1) iken asgari %60 ve azami %105 değerlerini alabilir. Çizelge 6.1'de değişik atmosfer parametresiyle düzeltilmiş %N1R değerleri ne karşılık motor parametreleri verilmiştir. Türbin hızı N2'nin uçuş halinde limiti azami %106 ve asgari %90 iken %100 denk gelen dönüş hızı 44009rpm (motor çıkışındaki 6000rpm denk gelmektedir) ve motorun azami yakıt akış hızı 199 kg/h ± 20kg/h'tir. Motor güç şaftının torku azami sürekli rejimde 680 Nm ve kalkış rejiminde 760 Nm olmaktadır. Diğer parametreler için [38, 39] bakılabilir.



Şekil 6.9 : Arrius 2T turboşaft motor modelinin blok diyagramı.

Çizelge 6.1 : Arrius 2T lineer motor modeli verileri [38].

N1R %	dCGdCH mdaN/(l/h)	dCHdN1 (l/h)/%N1	dTRQdCH mdaN/(l/h)	dTRQdN1 mdaN/%N1	dTRQdN2 mdaN/%N2
90.5446	0.0362	6.3587	0.2589	3.6800	-0.4104
99.7838	0.0304	10.1469	0.2461	5.1005	-0.5142
110.8709	0.0202	11.4728	0.2235	3.1636	-0.5916

Durum uzayında motorun lineer modeli aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\dot{x}_E(t) = A_E(N1R)x_E(t) + B_E(N1R)u_E(t) \quad \textbf{(6.48)}$$

$$y_E(t) = C_E(N1R)x_E(t) + D_E(N1R)u_E(t) + E_E(N1R)v_E(t) \quad \textbf{(6.49)}$$

Burada x_E durum vektörü ve motorun gaz jeneratörü hız değişimi $dN1$ $(\%N1)$, y_E çıkış vektörü olup motorun dişli kutusu çıkışındaki tork değişimi $dTRQ$, u_E kontrol vektörü, bir saate litre (l/h) cinsinden ifade edilen dCH yakıt akışı değişimi, $v_E(t)$ vektörü güç türbini hız değişimi $dN2$ $(\%N2)$, ve kalan diğer parametreler aşağıdaki gibidir:

$$A_E(N1R) = -dCHdN1 \times dCGdCH \times KNG \quad \textbf{(6.50)}$$

$$B_E(N1R) = dCGdCH \times KNG \quad \textbf{(6.51)}$$

$$C_E(N1R) = dTRQdN1 - dCHdN1 \times dTRQdCH \quad \textbf{(6.52)}$$

$$D_E(N1R) = dTRQdCH \quad \textbf{(6.53)}$$

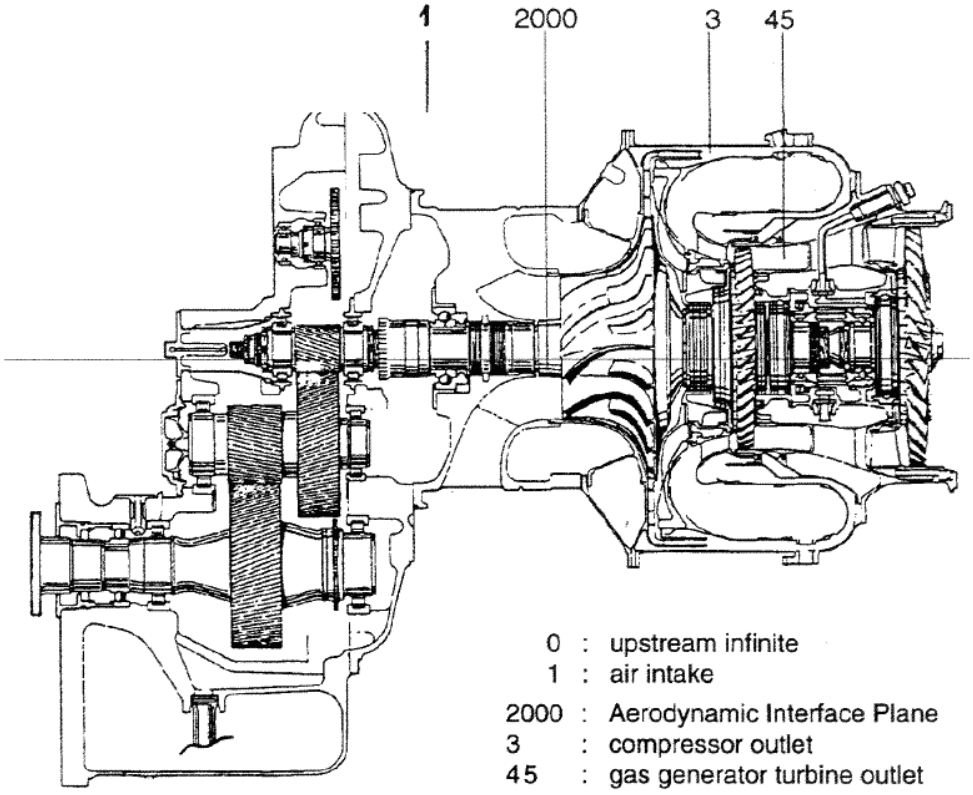
$$E_E(N1R) = dTRQdN2 \quad \textbf{(6.54)}$$

$$KNG = \frac{60000}{2\pi \times NGNOM \times IG} \quad \textbf{(6.55)}$$

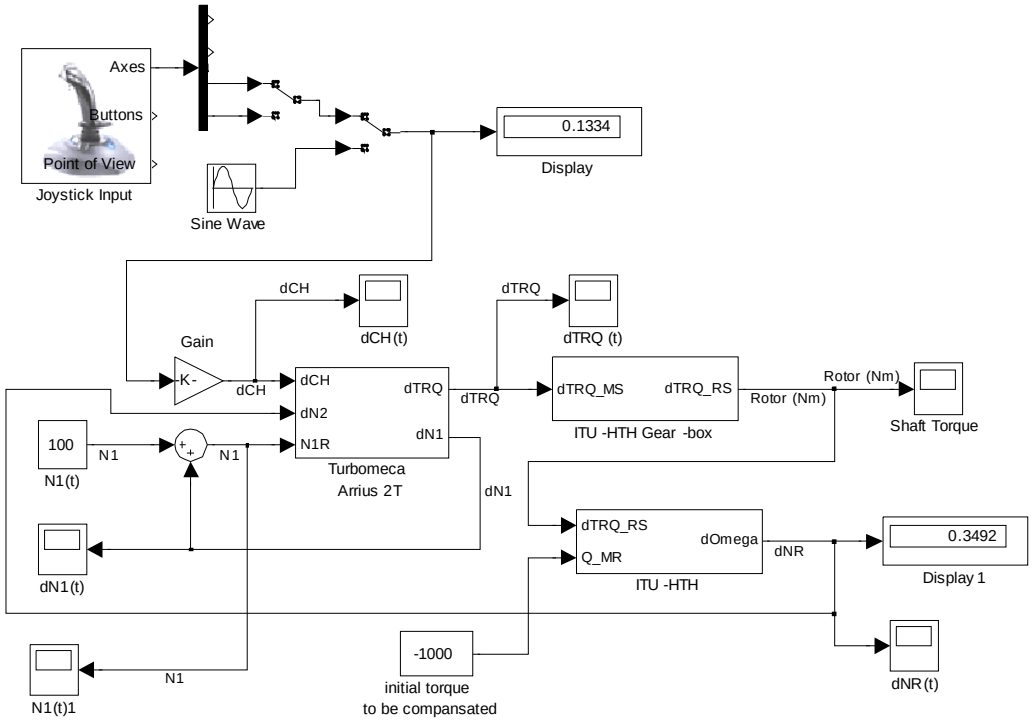
Yukarıdaki (6.55) denkleminde $IG = 0.0138\ m^2kg$ gaz jeneratörün atalet momenti, ve $NGNOM = 54117\ t/m$ gaz jeneratörünün nominal hızı (%100 N1)'dır. Motorun örnek bir şematik kesit resmi ise Şekil 6.10'da sunulmuştur. Hatırlatılmalı ki motor modelin torku çıkış değerleri decaN-m(mdaN)'dir ve helikopter-motor kapalı çevrim modeline dâhil edilirken 1daN = 10N dönüşümü yapılmalıdır. Kapalı çevrim helikopter Arrius 2T motor modelinin blok diyagramı Şekil 6.11'de verilmiştir.

Manüel kontrol girişi (pilotlu kontrol) için elde edilen zaman yanıtları Şekil 6.12'de sunulmuştur. Sol üstteki grafik rotor şaftının ana rotordaki azalan torku karşılamak üzere oluşturduğu moment, sağ üstteki grafik rotor hızının % cinsinden değişim, sol ortadaki grafik gaz jeneratörün % cinsinden değişim hızı, sağ ortadaki grafik gaz jeneratörün % cinsinden hızı, sol alttaki yakıt akış değişimini ve sağ alttaki motorun çıkış milindeki tork değerleridir. İfade edilmeli ki tüm grafiklerdeki x ekseni milisaniye cinsinden verilmiştir. Grafiklerden görüleceği üzere helikopter-motor-

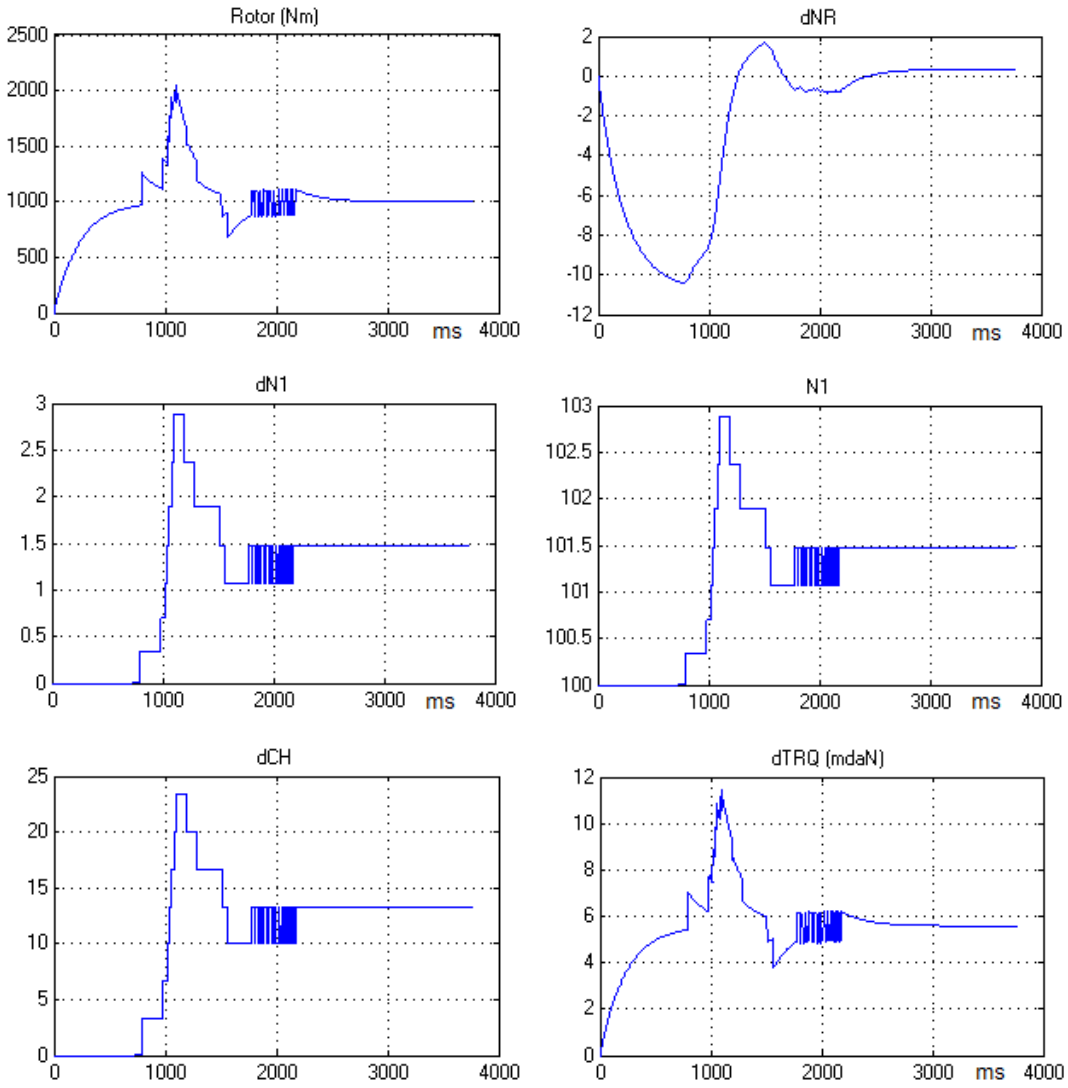
pilot kapalı çevrim sisteminde pilotun uyguladığı kontrol girişleri ile 3 saniye içerisinde ana rotordaki 1000Nm azalan torku kompanse ederek dinamik sistemi kararlı hale getirmektedir.



Şekil 6.10 : Turbomeca Arrius 2T1 motorunun şematik görünümü [39].



Şekil 6.11 : Helikopter-motor-pilot kapalı çevrim dinamik sistemin blok diyagramı.



Şekil 6.12 : Manüel kontrol girişine karşılık motor zaman yanıtları.

6.2.2 Arriuıs 2T governor modeli

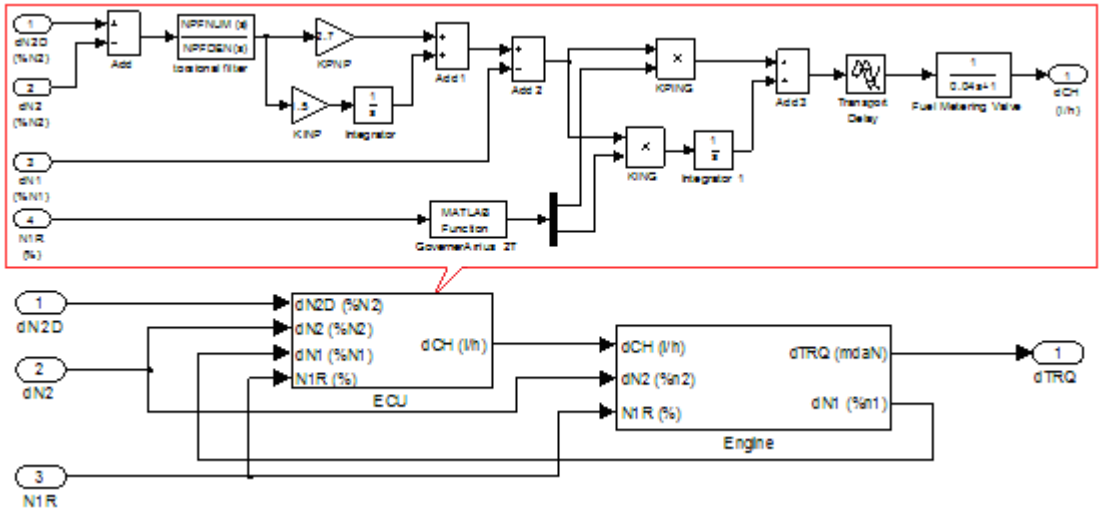
Turbomeca tarafından Arrius 2T turboşaft motorunun elektronik kontrol ünitesi (ECU) modelinin Matlab-Simulink blok diyagramı Şekil 6.13'te verilmiştir. Kontrol sisteminin yapısında bulunan burulma filtresi dördüncü dereceden olup aşağıdaki tanımlanmıştır:

$$\frac{N2\,filtered}{N2} = \frac{\left(\frac{1}{w_2^2}s^2 + \frac{2z}{w_2}s + 1\right)^2}{\left(\frac{1}{w_1^2}s^2 + \frac{2z}{w_1}s + 1\right)^2} \qquad \textbf{(6.56)}$$

Kontrol sisteminin %N1 bağlı olan parametreleri aşağıdaki denklemler kullanılarak Çizelge 6.2'de verilen parametreler ile hesaplanmaktadırlar:

$$KPNG = f(N1) \tag{6.57}$$

$$KING = f(N1) \tag{6.58}$$



Şekil 6.13 : Motor ve Arrius 2T ECU Matlab-Simulink blok diyagramı.

Çizelge 6.2 : N1(%) bağlı değişen kontrol parametreleri [38].

N1 (%)	KPNG (l/h/%N1) P	KING (l/h/%N1/s) I
77	6.5	14.25
104.3	7.7	33.00

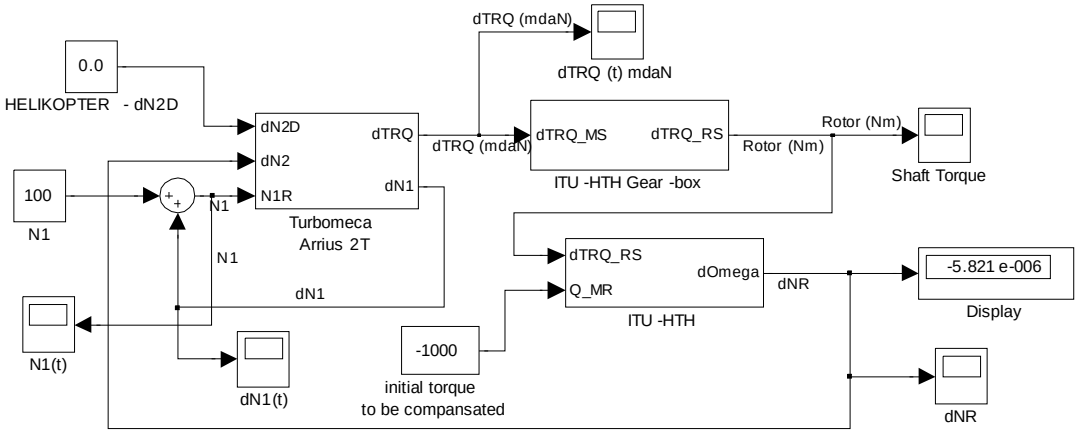
Kontrol sisteminin diğer katsayıları Çizelge 6.3'te verilmiştir. İfade edilmeli ki KPNP ve KINP helikoptere göre ayarlanmaktadır.

Çizelge 6.3 : Governer parametreleri [38].

Değişken	Değeri	Birimi	Açıklama
KPNP	2.7	%N1/%N2	(N2 oransal katsayı)
KINP	1.5	%N1/%N2/s	(N2 integral katsayı)
TDP	0.04	s	(yakıt ölçüm valfi zaman katsayısı)
DELAY	0.024	s	(kontrol gecikmesi)

Helikopter motor modeline (bkz. Şekil 6.14) başlangıç şart olarak rotordaki 1000Nm azalan torku karşılamak üzere yapılan benzetimlerde zaman yanıtları Şekil 6.15'te gösterilmiştir. ECU kullanılan burulma filtresi ihmal edilerek KPNP 35 ve KINP 15.5 seçilmiştir. Sekil 6.15'in sol üstteki grafik rotor şaftının ana rotordaki azalan torku karşılamak üzere oluşturduğu moment, sağ üstteki grafik rotor hızının % cinsinden değişim, sol ortadaki grafik gaz jeneratörün % cinsinden değişim hızı, sağ

ortadaki grafik gaz jeneratörün % cinsinden hızı, sol alttaki yakıt akış değişimini ve sağ alttaki motorun çıkış milindeki tork değerleridir. Grafiklerden görüleceği üzere helikopter-motor-ECU kapalı çevrim sistemi 15 saniye içerisinde ana rotordaki 1000Nm azalan torku kompanse ederek dinamik sistemi kararlı hale getirmektedir. Pilotlu kontrol ile karşılaştırılırsa, aşırı yakıt tüketimi gözlenmemiş ve gaz jeneratör hızında makul artışlar olmuştur.



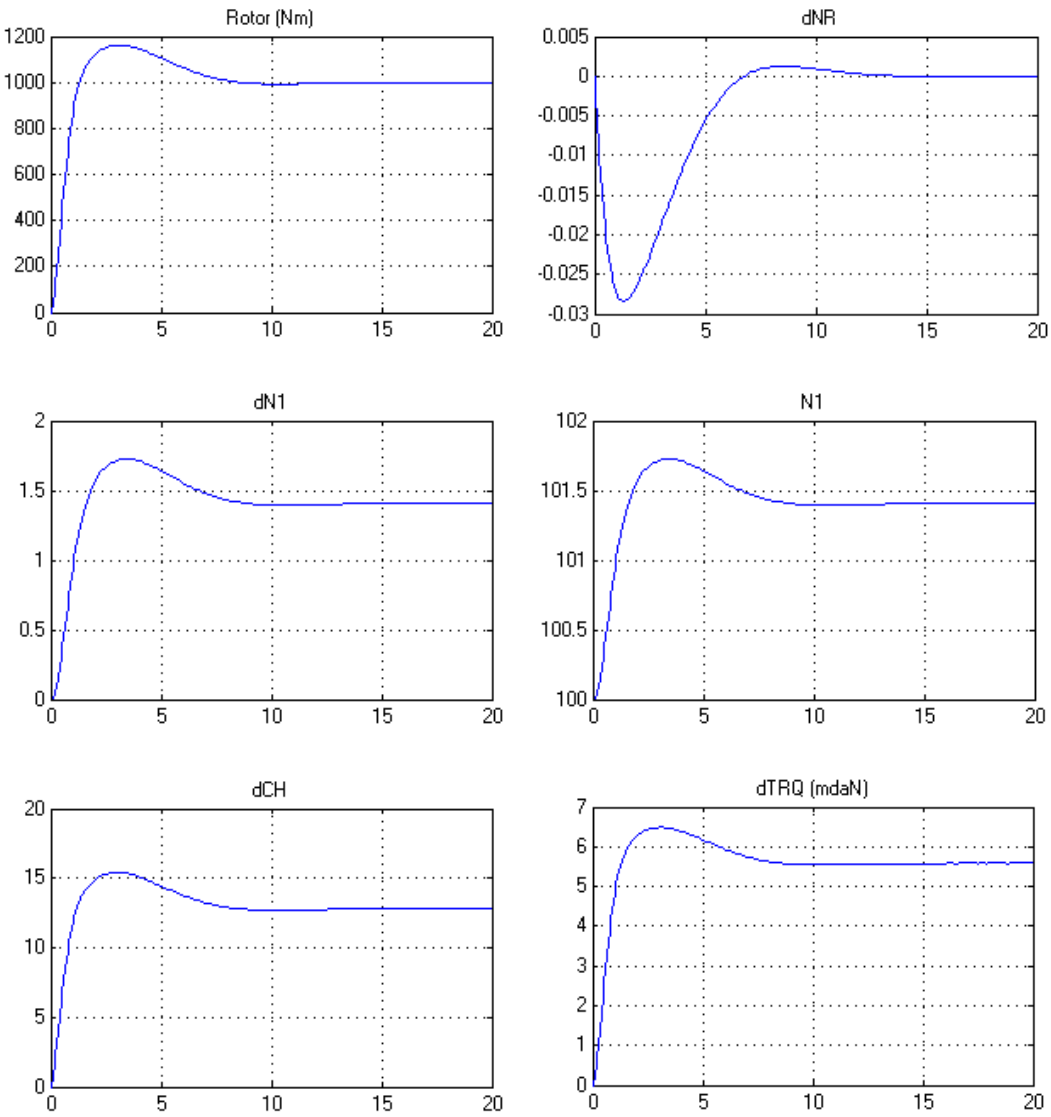
Şekil 6.14 : Helikopter-motor-elektronik kontrol ünitesi (ECU) kapalı çevrim dinamik sistemin Matlab-Simulink blok diyagramının üst görünüşü.

Son olarak turboşaft motorunun yakıtı "kerosine"nin iki farklı sıcaklık için viskozite, yoğunluk ve buhar basıncı Çizelge 6.4'te verilmiştir.

Çizelge 6.4 : Kerosine yakıtının özellikleri [93].

Yakıt Adı	Sıcaklık (deg.C)	Viskozite (Centistokes)	Yoğunluk (kg/lt)	Buhar Basıncı (kPa.)
Kerosine	20	2.4	0.804	0.5
Kerosine	30	1.85	0.780	0.5

Böylelikle talep edilen sıcaklıkta Arrisu 2T motorunun yakmış olduğu Kerosine yakıtın yoğunluğundan yakıt sarfiyatı kg/h birimi yerine lt/h birimiyle de verilebilir.



Şekil 6.15 : Helikopter-motor-ECU zaman yanıtları.

7. DOĞRUSAL OLMAYAN UÇUŞ DİNAMİĞİ MODELİ

Bu bölümde doğrusal olmayan helikopter uçuş dinamiği modeli önceki bölümlerde anlatılan helikopter aerodinamiği, rotor dinamiği, katı cisim dinamiği, performansı hesabı ve motor modeline referans kalınarak oluşturulacaktır. HAGU projesinin desteği ile oluşturulan doğrusal olmayan helikopter uçuş dinamiği modeli literatürdeki [13, 14, 32] çalışmalarına benzer şekilde oluşturulmuştur.

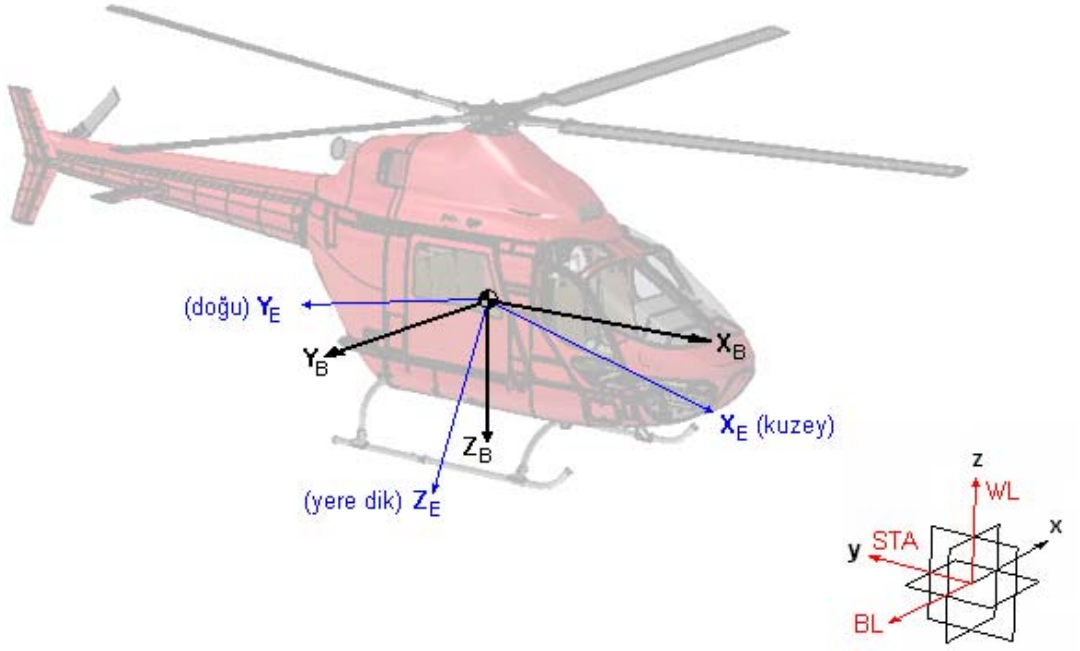
Helikopter modeli oluşturulurken ana rotor, kuyruk rotoru, yatay dengeleyici, dikey kanat ve gövde alt bileşenleri hesaba katılmaktadır ve katı cisim dinamikleri ile nihai modeli tamamlamaktadır.

Helikopter modeli oluşturulurken ana rotor, kuyruk rotoru, yatay dengeleyici, dikey kanat ve gövde alt bileşenleri göz önünde bulunulmuştur. Katı cisim dinamikleri ise nihai modeli tamamlamaktadır.

Bir hava aracının modellenmesinde birden çok koordinat ekseni kullanılır. Bu çalışmada kullanılacak koordinat sistemleri şöyledir. Dünyaya bağımlı koordinat eksen takımı, helikopterin yere göre konumunu vermektedir. Kararlılık eksen takımı, helikopterin kararlılık eksenine göre konumunu vermektedir. Gövde eksen takımı, helikopterin yönelmesine göre eksenlerini göstermektedir. Son olarak referans eksen takımı ise uçuş esnasında değişen ağırlık merkezi ve dolayısıyla moment kollarını hesaplayabilmek için kullanılan yardımcı bir eksen takımıdır.

Yaygın olarak kullanılan iki koordinat sistemi mevcuttur. Bunlardan biri "Dünya-bağımlı koordinat sistemi" olarak adlandırılır ve hava aracının dünya üzerinde harekete başladığı nokta bu koordinat sisteminin de merkezi (0-noktası) olarak kabul edilir. Bu merkezden kuzeye doğru çizilen vektör X_E, doğuya doğru çizilen vektör Y_E, dünyanın merkezine doğru çizilen vektör (düşey yönü) ise bu sistemin Z_E ekseni olarak alınır (bkz. Şekil 7.1). Hava aracı eksen takımında orijin hava aracının ağırlık merkezidir. Ağırlık merkezinden helikopterin burnuna doğru çizilen vektör X_B eksenini, ağırlık merkezinden sağa doğru çizilen vektör Y_B eksenini ve ağırlık

merkezinden aşağıyı doğru diğer iki eksene dik çizilen vektör de Z_B eksenini tanımlamaktadır.



Şekil 7.1 : Helikopterdeki eksen takımları [63].

Bu referans eksen takımı tasarımcı tarafından deneyimlere bağlı olarak keyfi seçilir. Bu tezde kullanılacak ölçü referans eksen takımı ise helikopterin çizilip tasarlandığı CATIA programında kabul edilen ölçü referans noktasıyla aynı yerde seçilmiştir (bkz. Şekil 7.1). Uçuş esnasında sıvı yakıtın azalması, herhangi bir kütlenin bırakılması vs. gibi nedenlerden dolayı oluşan ağırlık merkezi değişikliğinin uçuş esnasında değişmeyecek sabit bir eksen takımının kullanılmasına ihtiyaç duyulduğundan bu eksen takımının kullanılması helikopter dinamiklerinin benzetimi ve kararlılık analizleri için bir gerekliliktir.

Daha evvel prototip helikopterin brüt v enet ağırlık için ağırlık merkezi ve kütle atalet momentleri ve çarpımları Bölüm 5.6'da CATIA referans eksen takımında hesaplandı. Aşağıdaki Çizelge 7.1'de kütle atalet momentleri, çarpımları hava aracı eksen takımında ve ağırlık merkezinin konumu CATIA eksen takımında (bkz Şekil 5.6) verilmiştir. STA, BL, WL eksen takımına dönüşüm ise aşağıdaki gibidir:

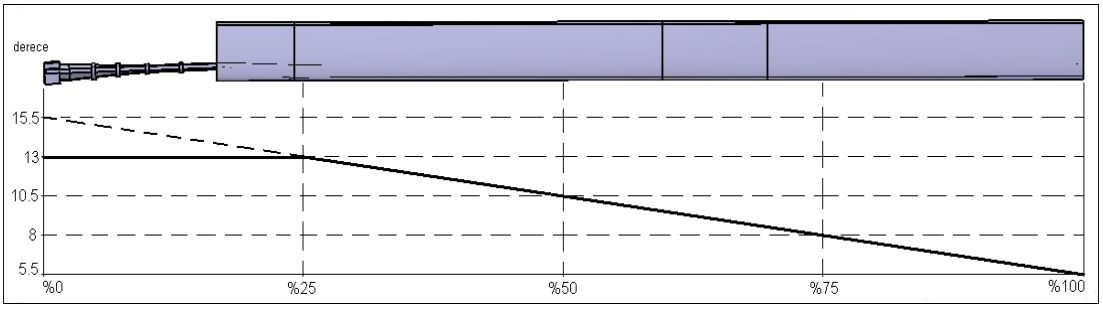
$$\begin{array}{lll} STA = Y_{cg} & I_{XX} = I_{yy} & I_{XY} = -I_{xy} \\ WL = X_{cg}\ , & I_{YY} = I_{xx}\ , & I_{XZ} = I_{yz} \\ BL = Z_{cg} & I_{ZZ} = I_{zz} & I_{YZ} = -I_{xz} \end{array}$$

7.1 Ana Rotor

Protorip helikopter ana rotor modelini oluşturmak için ihtiyaç duyulan tüm parametreler Çizelge 7.1'de verilmiştir. Ana rotoru modellemek için rotor palası ve göbek ile bağlantı şekli önem arz etmektedir. Rotor palasının aerodinamik profili NACA0015 olarak tasarım aşamasında seçilmiş ve Tom Hanson rotor modeline benzer bir esnek kol ile rotor göbeğine yekpare bağlanmıştır. Rotor palasının istasyonlara göre burulma açısı Şekil 7.2'de verilmiştir. Ana rotor tipi ve yekpare pala tipi patentli Tom Hanson tasarımıdır. Ana rotor ile turboşaft motor arasında geleneksek bir dişli aktarma organı ve hidrolik takviyeli geleneksel bir kumanda sistemine bağlı tabla mekanizması mevcuttur. Dolayısıyla bu bölümde esnek ve menteşesiz olan Tom Hanson rotor modelinin eşdeğeri olarak rotor göbeğinden ofsetli menteşe ve menteşe yayı ile bağlı pala modeli oluşturulacaktır.

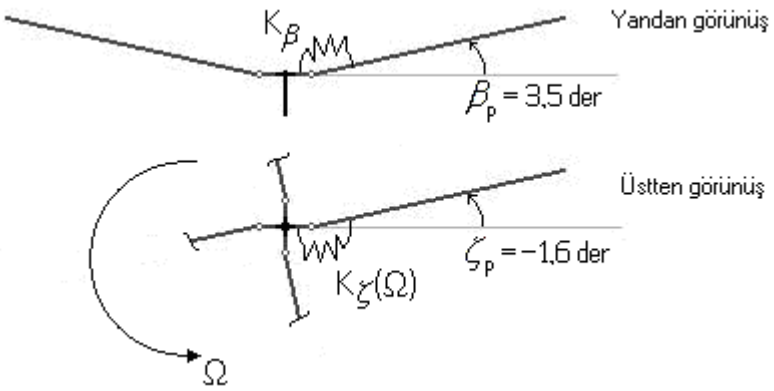
Çizelge 7.1 : Ana rotor parametreleri.

Parametre adı	Sembol	Değer	Birim
Şaft eğim açısı	i_s	3	der
Pala sayısı	N_b	4	-
Rotor diski yarıçapı	R_{AR}	5.5	m
Rotor disk hızı	Ω_{AR}	33.33	rad/s
Pala kökünün hatve açısı	θ_{root}	13	der
Pala burulma açısı	θ_{tw}	-10	der
Palanın başlangıç noktası	r_0	0.20	-
Pala veteri	c	0.280	m
Pala taşıma eğrisi eğimi	a	5.7	1/rad
Palanın ağırlığı	W_{BLD}	14.1	kg
Çırpma menteşesi ofseti	e_β	0.15	-
Çırpma yayı katılık değeri	K_β	25666	Nm/rad
Çırpma başlangıç açısı	β_p	3.5	der
Çırpma kütle atalet momenti	I_β	150	kg m^2
Gecikme menteşesi ofseti	e_ζ	bkz Çizelge 4.1	-
Gecikme başlangıç açısı	ζ_p	-1.6	der
Gecikme kütle atalet momenti	I_ζ	bkz Çizelge 4.1	kg m^2
Gecikme yayı katılık değeri	K_ζ	bkz Çizelge 4.1	Nm/rad
Palanın birim uzunluk ağırlığı	W_{BUL}	$W_{BLD}/(1-e)R$	kg/m
STA eksenindeki mesafe	$STA_{AR,f}$	5.08973	m
BL eksenindeki mesafe	$BL_{AR,f}$	0.00000	m
WL eksenindeki mesafe	$WL_{AR,f}$	5.71149	m



Şekil 7.2 : Ana rotor palası ve her % istasyondaki burulma değerleri.

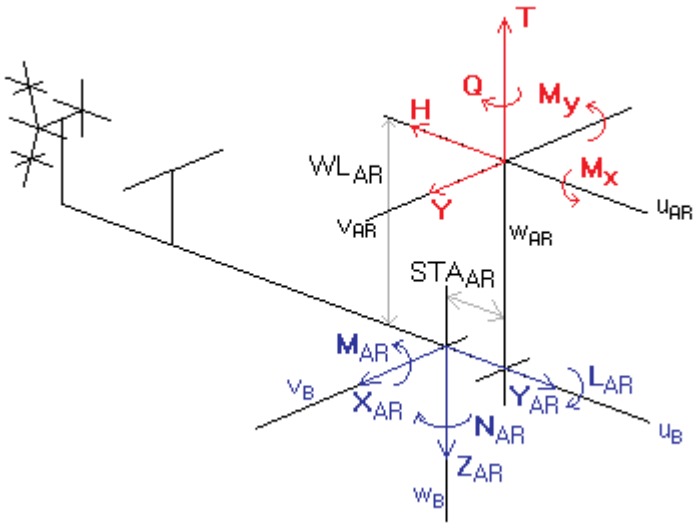
Prototip helikopter palaları Şekil 7.3'te gösterilen çırpma ve gecikme başlangıç açılarına sahiptir. Şekildeki yandan görünüşte rotor palaları tasarım aşamasında β_p kadar rotor düzlemi dışına doğru döndürülmüştür. Bunun yanında düzlem içinde rotor palası öne doğru ζ_p kadar öne döndürülmüştür.



Şekil 7.3 : Çırpma ve gecikme başlangıç açıları.

Tom Hanson tasarımına benzer ana rotor modelinin eşdeğerini oluşturmak için geleneksel yöntemleri kullanarak rotor göbeği ile aerodinamik yüzey arasındaki esnek elemanın katılık değeri eşdeğer bir yay ile modellenirken, esnek elemanın bel verdiği nokta da eşdeğer menteşe ile tanımlanmıştır. Böylece elastik olan Tom Hanson palasının eşdeğer modeli oluşturulacaktır.

Ana rotorun oluşturduğu aerodinamik kuvvet ve momentler daha evvel Bölüm 3'te ve rotor çırpma ve gecikme hareketi ile rotorun oluşturduğu merkezkaç ve ataletsel kuvvetler ve momentler Bölüm 4'te anlatıldı. Rotorun oluşturduğu kuvvetler ile momentler ve bu kuvvetlerin ağırlık merkezine taşınmasıyla oluşan ağırlık merkezi kuvvetleri ve momentleri Şekil 7.4'de gösterilmiştir.



Şekil 7.4 : Ana rotor hızları, kuvvetleri, momentleri ve konumu.

Ana rotorun matematiksel modelini denklem akış şemasına göre aşağıdaki gibi oluşturulmuştur. Öncelikle model giriş parametreleri talep edilen uçuş şartı ve helikopter yükleme durumu için tanımlanmalıdır.

- Kontrol girişleri $\delta_c, \delta_{1c}, \delta_{1s}$ ve istikamet açısı $\psi = \Omega_{AR} t$, (t saniye cinsinden zaman),

- Ölçüm referans ekseninde ana rotorun konumu Çizelge 7.1'den faydalanılarak belirlenir [13, 14, 18]:

$$\begin{aligned} STA_{AR} &= STA_{AR,f} - STA_{cg} \\ BL_{AR} &= BL_{AR,f} - BL_{cg} \\ WL_{AR} &= WL_{AR,f} - WL_{cg} \end{aligned} \qquad \textbf{(7.1)}$$

- Ana rotorun çizgisel hızları hava aracının u_B, v_B, w_B çizgisel ve p_B, q_B, r_B açısal hızlarından aşağıdaki gibi hesaplanır [13, 14, 18]:

$$\begin{bmatrix} u_{AR} \\ v_{AR} \\ w_{AR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & WL_{AR} & -BL_{AR} \\ -WL_{AR} & 0 & STA_{AR} \\ BL_{AR} & -STA_{AR} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_B \\ q_B \\ r_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_R \\ v_R \\ w_R \end{bmatrix} \qquad \textbf{(7.2)}$$

  Yukarıdaki denklemde u_R, v_R, w_R ani rüzgâr hızlarıdır.

- Ana rotor karakteristiklerinden: N_b rotor pala sayısı, Ω_{AR} rotor açısal hızı, R_{AR} rotor yarıçapı, c rotor pala veteri, a aerodinamik profilin eğimi, θ_{tw}

palanın burulma açısı, I_β, K_β, β_p, ve sıfır müşterek girişi için pala ucunun hatve açısı θ_{tip} Çizelge 7.1'den tanımlanır,

- Ortamın yoğunluğu, sıcaklığı, ses hızı, ağırlık merkezinin uçuş irtifası ve ağırlık merkezinin yerden yüksekliği de istenilen uçuş koşulu için tanımlanmalıdır.

Yukarıdaki sabit ve değişken parametrelerde faydalanılarak sırasıyla aşağıdaki mantık doğrultusunda ana rotor modeli oluşturulabilir:

1) Lock numarası γ (4.16)'dan hesaplanır:

$$\gamma = \frac{\rho a c R_{AR}^4}{I_\beta}$$

2) Rotor diskinin etkili hücum açısı $\alpha_{AR} = \tan^{-1} w_{AR}/u_{AR}$ 'dan hesaplanır,

3) Rotor diskinin yana kayma açısı $\beta_{AR} = \sin^{-1} v_{AR}/\sqrt{u_{AR}^2 + w_{AR}^2}$ 'den hesaplanır,

4) İlerleme oranları $\mu_x = \left(\sqrt{u_{AR} + w_{AR}}\cos\alpha\right)/\Omega_{AR} R_{AR}$ ve $\mu_y = v_{AR}/\Omega_{AR} R_{AR}$ bağıntılarından hesaplanır,

5) Palalar arasındaki açı farkı pala sayısına bağlı $d_b = 2\pi/N_b$ bağıntısından hesaplanır,

6) Rotorun katılık oranı $\sigma_{AR} = cR_{AR}N_b/\pi R_{AR}^2 = cN_b/\pi R_{AR}$ bağıntısından hesaplanır,

7) İç akış oranı ve disk dinamiklerini hesaplamak için müşterek kontrol girişine bağlı tabla mekanizmasının θ_0 açı değerleri hesaplanır,

8) Daimi rotor iç akış oranı (3.116) den aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$\lambda_{AR} = \mu_x \tan\alpha_{AR} + \frac{\lambda_h^2}{\sqrt{\mu_x^2 + \lambda_{AR}^2}}$$

9) Çırpma harmonikleri $\beta_{1s}, \beta_{1c}, \beta_0$ (4.80)'den aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$\begin{bmatrix}\beta_0\\ \beta_{1c}\\ \beta_{1s}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix} m_1-m_4\left[\frac{h_3}{h_2}\left(\frac{n_{10}-n_9}{n_5}\right)+\frac{h_4}{h_2}\right] & -m_4\frac{h_3n_1}{h_2n_5} & -m_4\left(\frac{h_1}{h_2}-\frac{h_3n_6}{h_2n_5}\right)\\ -\frac{h_3}{h_2}\left(\frac{n_{10}-n_9}{n_5}\right)-\frac{h_4}{h_2} & -\frac{h_3n_1}{h_2n_5} & -\frac{h_1}{h_2}+\frac{h_3n_6}{h_2n_5}\\ \frac{n_{10}-n_9}{n_5} & \frac{n_1}{n_5} & \frac{n_6}{n_5}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\theta_0\\ \theta_{1c}\\ \theta_{1s}\end{bmatrix}$$

$$+\begin{bmatrix}\frac{m_1}{20}+m_2-m_4\left(\frac{h_3}{h_2}\frac{20n_8-n_9}{20n_5}+\frac{h_5}{h_2}\right)\\ \frac{h_3}{h_2}\frac{20n_8-n_9}{20n_5}+\frac{h_5}{h_2}\\ \frac{20n_8-n_9}{20n_5}\end{bmatrix}\theta_{tw}+\begin{bmatrix}-m_3+m_4\left(\frac{n_7h_3}{n_5h_2}+\frac{h_6}{h_2}\right)\\ \frac{n_7h_3}{n_5h_2}+\frac{h_6}{h_2}\\ -\frac{n_7}{n_5}\end{bmatrix}\lambda_{NFP}$$

$$+\begin{bmatrix}m_5-m_4\frac{n_{11}h_3}{n_5h_2}\\ -\frac{n_{11}h_3}{n_5h_2}\\ \frac{n_{11}}{n_5}\end{bmatrix}$$

Hatırlatılmalı ki tüm katsayıların karşılıkları konunun işlendiği Bölüm 4'te verilmiştir.

10) Gecikme harmonikleri (4.144)'ten benzer şekilde gecikme başlangıç açısı ζ_p dâhil edilerek aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$\begin{bmatrix}\zeta_0\\ \zeta_{1c}\\ \zeta_{1s}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\left(\gamma c_Q/\sigma a\right)_0/v_\zeta^2+K_\zeta\zeta_p/v_\zeta^2I_\zeta\Omega^2(1-e_\zeta)\\ -\left(\gamma c_Q/\sigma a\right)_{1c}/1-v_\zeta^2\\ -\left(\gamma c_Q/\sigma a\right)_{1s}/1-v_\zeta^2\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0 & 0 & 0\\ 0 & 2\beta_0/1-v_\zeta^2+C_\zeta & 0\\ 0 & 0 & -2\beta_0/1-v_\zeta^2-C_\zeta\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\beta_0\\ \beta_{1s}\\ \beta_{1c}\end{bmatrix} \quad \textbf{(7.3)}$$

Yukarıdaki $\left(\gamma c_Q/\sigma a\right)_0,\left(\gamma c_Q/\sigma a\right)_{1c},\left(\gamma c_Q/\sigma a\right)_{1s}$ değerleri sırasıyla (4.125), (4.126) ve (4.127)'den hesaplanabilir. Ayrıca $K_\zeta,\zeta_p,v_\zeta,I_\zeta$ gibi parametreler Çizelge 4.1'de rotor dönüş hızına göre seçilir.

11) Her bir rotor palası için:

A) İstikamet açısını $\psi_n = \psi + (n-1)d_b$ hesaplanır ($n = 1,...,N_b$),

B) ve çırpma açısı, çırpma açısı hızı ve ivmesi her bir pala için aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$\beta^{(n)}(\psi_n) = \beta_0 + \beta_{1c}\cos\psi_n + \beta_{1s}\sin\psi_n$$

$$\dot{\beta}^{(n)}(\psi_n) = -\beta_{1c}\sin\psi_n + \beta_{1s}\cos\psi_n$$

$$\ddot{\beta}^{(n)}(\psi_n) = -\beta_{1c}\cos\psi_n - \beta_{1s}\sin\psi_n$$

bağıntısından hesaplanır. Burada ψ_n, $n = 1,...,N_b$, her bir palanın istikamet açısıdır. Gecikme açısı her bir pala için

$$\zeta^{(n)}(\psi_n) = \zeta_0 + \zeta_{1c}\cos\psi_n + \zeta_{1s}\sin\psi_n$$

C) Çırpma hareketinin rotor göbeğinde oluşturduğu momentler ise (4.50) ve (4.51)'den matris formunda aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\begin{bmatrix} M_x^{(n)} \\ M_y^{(n)} \end{bmatrix} = K_\beta \left(\beta^{(n)} - \beta_p\right) \begin{bmatrix} \sin\psi_n \\ \cos\psi_n \end{bmatrix} \qquad \textbf{(7.4)}$$

D) Her bir pala için 9)'dan $\beta(\psi_n)$ çırpma açısı pala kökü için yunuslama açısı $\theta(\psi)$ şöyle hesaplanır:

$$\theta_{kok}^{(n)}(\psi) = \theta_0 + \theta_{1c}\cos\psi_n + \theta_{1s}\sin\psi_n \qquad \textbf{(7.5)}$$

E) Her bir pala kesiti için:

a) Açısal hızlar ihmal edilerek pala kesitinin u_T, u_R, u_P hız katsayıları (3.46)-(3.48) benzer şekilde uçuş dinamiklerinin benzetimi için yanal hareketi de içerecek şekilde şöyle tanımlanabilir:

$$u_T = r + \mu_x \sin(\psi - \zeta) + \mu_y \cos(\psi - \zeta) \qquad \textbf{(7.6)}$$

$$u_R = \mu_x \cos(\psi - \zeta) + \mu_y \sin(\psi - \zeta) \qquad \textbf{(7.7)}$$

$$u_P = \lambda + r\dot{\beta} + \beta\left[\mu_x \cos(\psi - \zeta) + \mu_y \sin(\psi - \zeta)\right] \qquad \textbf{(7.8)}$$

yukarıdaki hız katsayıları şu bağıntılar ile boyutlu hız bileşenine dönüştürülür: $U_T = u_T \Omega R$, $U_R = u_R \Omega R$, $U_P = u_P \Omega R$. Pala kesiti hızları daha kapsamlı [13] ele alınmıştır.

b) Pala kesitine etki eden Mach sayısını ses hızı, a, göre $M = \sqrt{U_T^2 + U_P^2}\,/a$ bağıntısından hesaplanır.

c) Her bir pala kesiti için bala burulması göz önüne alınarak hatve açısı şöyle hesaplanır:

$$\theta_{kesit}^{(n)}(r,\psi) = \theta_0 + r\theta_{tw} + \theta_{1c}\cos\psi_n + \theta_{1s}\sin\psi_n \qquad \textbf{(7.9)}$$

ve ϕ iç akış açısı gerileyen palada ileri uçuşta oluşan ters akım göz önüne alınarak (3.91)'de olduğu gibi şöyle hesaplanır:

$$\phi_{PK} = \tan^{-1}\frac{u_P}{|u_T|}$$

d) Bir pala kesitindeki hatve açısı (7.4) ile iç akış açısından etkin hücum açısı (3.44) ve (3.45)'ten aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$\alpha_{PK} = \theta - \phi_{PK}$$

e) Mach sayısını ve etkin hücum açısına bağlı c_D, c_L, c_M aerodinamik katsayılar NACA0015 aerodinamik profili için Şekil 3.31'den belirlenir.

f) Her bir pala kesitin ters akımın modelini dâhil edildiği dL taşıma kuvvetini (3.92)'den, dD sürükleme kuvvetini (3.93)'ten, ve dM yunuslama momentini (3.94)'ten hesaplanır:

$$dL = \frac{1}{2}\rho c u_T |u_T| c_L$$

$$dD = \frac{1}{2}\rho c u_T |u_T| c_D$$

$$dM = \frac{1}{2}\rho c^2 u_T |u_T| c_M$$

g) Pala kesitindeki dF_x, dF_z, dF_r kuvvetleri (3.52)-(3.54)'den ve Dihedral kuvvet ($\tan\Lambda = u_R/u_T$) hesaba katılarak aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$dF_z = \cos\beta(dL\cos\phi - dD\sin\phi)$$

$$dF_x = dL\sin\phi + dD\cos\phi$$

$$dF_r = -\sin\beta(dL\cos\phi - dD\sin\phi) + dD\tan\Lambda$$

Rotor palası boyunca kesit kuvvetleri $dF_{x,j}, dF_{z,j}, dF_{r,j}$ ve aerodinamik yunuslama momenti dM_j şeklinde ifade edilecektir. Burada $j = 1,...,N_s$ olup N_s ise pala elemanı kesiti sayısıdır.

12) Her bir kesit için hesaplanan $dF_{x,j}, dF_{z,j}, dF_{r,j}$ aerodinamik kuvvetler ve dM_j momenti ile H, Y, T, L, M, N kuvvetler ve momentler öncelikle rotor palasının kökünden ucuna kadar tüm bileşenler toplanarak toplam pala kuvvet ve momenti ve hemen akabinde pala sayısı kadar disk genelince (3.59)-(3.64) benzer şekilde rotor kuvvetleri ve momentleri aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$H = \sum_{i=1}^{N_b}\sum_{j=1}^{N_s} dF_{x,j}\sin(\psi_i - \zeta_i) + dF_{r,j}\cos(\psi_i - \zeta_i) \qquad \textbf{(7.10)}$$

$$Y = \sum_{i=1}^{N_b}\sum_{j=1}^{N_s} -dF_{x,j}\cos(\psi_i - \zeta_i) + dF_{r,j}\sin(\psi_i - \zeta_i) \qquad \textbf{(7.11)}$$

$$T = \sum_{i=1}^{N_b}\sum_{j=1}^{N_s} dF_{z,j}dr \qquad \textbf{(7.12)}$$

$$M_X = \sum_{i=1}^{N_b}\sum_{j=1}^{N_s} r_j dF_{z,j}\sin(\psi_i - \zeta_i) + \sum_{i=1}^{N_b}\sum_{j=1}^{N_s} dM_j\cos(\psi_i - \zeta_i) \qquad \textbf{(7.13)}$$

$$M_Y = -\sum_{i=1}^{N_b}\sum_{j=1}^{N_s} r_j dF_{z,j}\cos(\psi_i - \zeta_i) + \sum_{i=1}^{N_b}\sum_{j=1}^{N_s} dM_j\cos(\psi_i - \zeta_i) \qquad \textbf{(7.14)}$$

$$Q = \sum_{i=1}^{N_b}\sum_{j=1}^{N_s} r_j dF_{x,j} \qquad \textbf{(7.15)}$$

13) Yer etkisi altındaki rotorun (7.12) itki kuvveti düzeltme ilişkisi (3.89)'den aşağıdaki gibi yapılır:

$$\frac{T_{YEA}}{T_{YED}} = \frac{1}{1 - \dfrac{(R/4z)^2}{1 + (\mu/\lambda)^2}}$$

14) Rotor diski genelince etki eden merkezkaç ve ataletsel kuvvetler ve hava göbek ekseni etrafında oluşturdukları dönme momentleri ve rotorun dönmesiyle oluşan momentler aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$X_{MK} = -\sum_{i=1}^{N_b}\sum_{j=1}^{N_s} m_j r_j \Omega^2 \cos\psi_i \qquad \textbf{(7.16)}$$

$$Y_{MK} = \sum_{i=1}^{N_b}\sum_{j=1}^{N_s} m_j r_j \Omega^2 \sin\psi_i \qquad \textbf{(7.17)}$$

$$Z_A = \sum_{i=1}^{N_b}\sum_{j=1}^{N_s} m_j r_j \ddot{\beta}^{(i)} \qquad \textbf{(7.18)}$$

$$L_{MK} = \sum_{i=1}^{N_b}\sum_{j=1}^{N_s} m_j r_j^2 \Omega^2 \sin\psi_i \sin\beta^{(i)} - J_{xx}\dot{\omega}_x - \left(J_{yy} - J_{zz}\right)\left(\Omega + \omega_z\right)\omega_y \qquad \textbf{(7.19)}$$

$$M_{MK} = -\sum_{i=1}^{N_b}\sum_{j=1}^{N_s} m_j r_j^2 \Omega^2 \cos\psi_i \sin\beta^{(i)} - J_{yy}\dot{\omega}_y + (J_{xx} - J_{zz})\left(\Omega + \omega_z\right)\omega_x \qquad \textbf{(7.20)}$$

$$N_{MK} = -J_{zz}\dot{\omega}_z \qquad \textbf{(7.21)}$$

Yukarıda J_{xx}, J_{yy}, J_{zz} ana rotorun kendi ağırlık merkezi etrafındaki atalet momewntleri sırasıyla 445.27, 446.44 ve 886.85 kgm^2 ve $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ açısal hızlarıdır.

15) Rotorun çektiği gücü kuvvetlerin dengesi yöntemiyle (6.2)'den hesaplanır:

$$P = \Omega Q$$

16) Ana rotorun toplam aerodinamik kuvvetleri ve momentleri helikopterin ağırlık merkezine aşağıdaki bağıntılar ile taşınabilir [13, 14]:

$$\begin{bmatrix} X_{AR} \\ Y_{AR} \\ Z_{AR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos i_s & 0 & -\sin i_s \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin i_s & 0 & \cos i_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -H \\ Y \\ -T \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{MK} \\ Y_{MK} \\ Z_A \end{bmatrix} \qquad \textbf{(7.22)}$$

$$\begin{bmatrix} L_{AR} \\ M_{AR} \\ N_{AR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos i_s & 0 & -\sin i_s \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin i_s & 0 & \cos i_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ Q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_{MK} \\ M_{MK} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & WL_{AR} & -BL_{AR} \\ -WL_{AR} & 0 & STA_{AR} \\ BL_{AR} & -STA_{AR} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{AR} \\ Y_{AR} \\ Z_{AR} \end{bmatrix}$$

Yukarıda hesaplanan tüm değişkenler fonksiyonun çıktısı olarak verilebilir fakat bu çalışmadaki ana rotorun matematiksel modelinde üç eksendeki toplam kuvvetler ve

momentler, çırpma ve gecikme hareketlerinin harmonikleri, aerodinamik katsayılardan iç akış oranı, iz açısı ve hücum açısı çıktı olarak verilmektedir.

7.2 Kuyruk Rotoru

Kuyruk rotoru bir üst başlık altında incelenen ana rotor gibi döngüsel kontrol girişleri hariç benzerdir. Kuyruk rotoru palaları rijit kabul edilerek daha basit rotor modeli oluşturulmuştur. Kuyruk rotorun çırpma hareketi, oluşturduğu aerodinamik itki kuvveti ve dönme torku modellenmiştir. Kuyruk rotorun modellenmesi için gerekli parametreleri Çizelge 7.2'de verilmiştir. Kuyruk rotorunun oluşturduğu itki kuvveti ile dönme torku ve ağırlık merkezine etki eden kuvvetler ile momentler Şekil 7.5'te gösterilmiştir.

Kuyruk rotorun matematiksel modeli oluşturulurken öncelikle aşağıdaki parametrelerin bilinmesi gerekmektedir.

- Kontrol girişi δ_p ,
- Ölçüm referans ekseninde kuyruk rotorun konumu Çizelge 7.2'den faydalanılarak belirlenir:

$$\begin{aligned} STA_{KR} &= STA_{KR,f} - STA_{cg} \\ BL_{KR} &= BL_{KR,f} - BL_{cg} \\ WL_{KR} &= WL_{KR,f} - WL_{cg} \end{aligned} \qquad \textbf{(7.23)}$$

- Kuyruk rotorun çizgisel hızları hava aracının u_B, v_B, w_B çizgisel ve p_B, q_B, r_B açısal hızlarından aşağıdaki gibi hesaplanabilir [13, 14]:

$$\begin{bmatrix} u_{KR} \\ v_{KR} \\ w_{KR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & WL_{KR} & -BL_{KR} \\ -WL_{KR} & 0 & STA_{KR} \\ BL_{KR} & -STA_{KR} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_B \\ q_B \\ r_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_R \\ v_R \\ w_R \end{bmatrix} \qquad \textbf{(7.24)}$$

- Kuyruk rotor karakteristiklerinden: N_b rotor pala sayısı, Ω_{KR} rotor açısal hızı, R_{KR} rotor yarıçapı, c rotor pala veteri ve a aerodinamik profilin eğimi Çizelge 7.2'den tanımlanmalıdır.

- Ortamın yoğunluğu, sıcaklığı, ses hızı, ağırlık merkezinin uçuş irtifası ve ağırlık merkezinin yerden yüksekliği de istenilen uçuş koşulu için tanımlanmalıdır.

Yukarıdaki sabit ve değişken parametrelerden faydalanılarak sırasıyla aşağıdaki mantık doğrultusunda kuyruk rotor modeli kurulur:

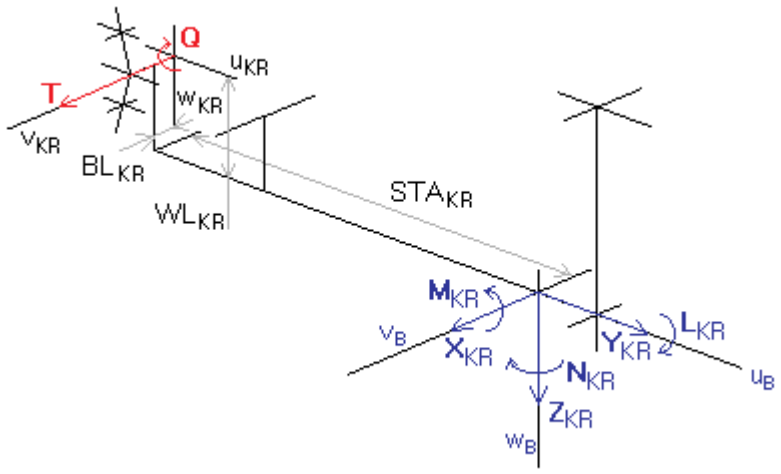
1) Lock numarası γ (4.16)'ten kuyruk rotoru için $\gamma_{KR} = \rho a c R_{KR}^4 / I_b$ hesaplanır.

2) Palalar arasındaki açı farkı pala sayısına bağlı $b_d = 2\pi / N_b$ bağıntısından hesaplanır,

3) Rotorun katılık oranı $\sigma_{KR} = cR_{KR}N_b / \pi R_{KR}^2 = cN_b / \pi R_{KR}$ bağıntısından hesaplanır,

Çizelge 7.2 : Kuyruk rotor parametreleri.

Parametre adı	Sembol	Değer	Birim
Pala sayısı	N_b	2	-
Rotor diski yarıçapı	R_{KR}	0.918	m
Uç kayıp faktörü	B_{KR}	0.92	-
Disk sürüklemesi	c_{d_0}	0.002	-
Rotor disk hızı	Ω_{KR}	233.0748	rad/s
Pala taşıma eğrisi eğimi	a	5.7	1/rad
Pala veteri	c	0.180	m
STA eksenindeki mesafe	$STA_{KR,f}$	11.61002	m
BL eksenindeki mesafe	$BL_{KR,f}$	-0.36042	m
WL eksenindeki mesafe	$WL_{KR,f}$	4.13411	m



Şekil 7.5 : Kuyruk rotor hızları, kuvvetleri, momentleri ve konumu.

4) Rotor diskinin etkili hücum açısı $\alpha_{KR} = \tan^{-1} v_{KR}/u_{KR}$ hesaplanır,

5) İlerleme oranı $\mu_{KR} = \sqrt{u_{KR}^2 + v_{KR}^2}\cos\alpha_{KR} \big/ \Omega_{KR} R_{KR}$ bağıntısından hesaplanır,

6) Pedal girişine bağlı $\theta_{0.8}$ hesaplanır,

7) İç akış oranı (3.34)'dan aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$\lambda_{KR} = \mu_{KR}\tan\alpha_{KR} + \frac{c_{T_{KR}}}{2\sqrt{\mu_{KR}^2 + \lambda_{KR}^2}}$$

Dinamik denge için kuyruk rotorunun taşıma kuvveti ve ana rotora olan mesafenin çarpımı ana rotorun torkuna eşit olmalıdır. Simülasyon modelinde (3.116) ile tanımlanan iç akış oranının kullanılması daha uygundur.

8) Rotorun çırpma harmonikleri için $\beta_0, \beta_{1c}, \beta_{1s}$ (4.25)-(4.28)'den faydalanılarak ilerlemesine ve yanlamasına döngüsel girişler ihmal edilerek modellenebilir. Kuyruk rotorunda sadece hatve açısı kontrolünün bulunması nedeniyle çırpma harmonikleri denklemi aşağıdaki gibi oluşturulabilir:

$$\begin{bmatrix}\beta_0\\ \beta_{1s}\\ \beta_{1c}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \gamma\left(\frac{1+\mu^2}{6} - \frac{4\mu^2/9}{1+3\mu^2/2}\right) \\ -\frac{8\mu/3}{1+3\mu^2/2} \\ -\gamma\frac{4\mu/3}{1+\mu^2/2}\left(\frac{1+\mu^2}{6} - \frac{4\mu^2/9}{1+3\mu^2/2}\right)\end{bmatrix}\theta_{0.75} + \begin{bmatrix} \frac{\gamma\left(1-\mu^2\right)}{120} \\ 0 \\ -\frac{\gamma\left(1-\mu^2\right)}{120}\frac{4\mu/3}{1+\mu^2/2}\end{bmatrix}\theta_{tw} + \begin{bmatrix} -\frac{\gamma}{6} + \frac{2\mu}{1+3\mu^2/2} \\ \frac{2\mu}{1+3\mu^2/2} \\ -\frac{4\mu/3}{1+\mu^2/2}\left(-\frac{\gamma}{6} + \frac{2\mu}{1+3\mu^2/2}\right)\end{bmatrix}\lambda_{TPP} \quad \textbf{(7.25)}$$

Kuyruk rotorun ebadı ve sadece hatve açısı kontrolünün bulunması nedeniyle basitçe itki kuvveti ve palaların sürükleme kuvvetinin oluşturduğu tork ile aerodinamik etkileri modellenmiştir.

9) Taşıma katsayısı c_T (3.71)'den, sürükleme katsayısı c_{H_i} (3.82)'den ve tork katsayısı c_Q (3.79)'den hesaplanır,

$$\frac{c_{T_{KR}}}{\sigma_{KR}a}=\frac{1}{2}\left[\frac{\theta_0}{3}\left(1+\frac{3}{2}\mu_{KR}^2\right)+\theta_{tw}\left(1+\mu_{KR}^2\right)+\theta_{1s}\frac{\mu_{KR}}{2}-\frac{\lambda_{KR}}{2}\right]$$

$$c_{H_i}=\frac{\sigma_{KR}a}{2}\left[\theta_0\left(\frac{-\beta_{1c}}{3}+\frac{\mu_{KR}\lambda_{KR}}{2}\right)+\theta_{tw}\left(\frac{-\beta_{1c}}{4}+\frac{\mu_{KR}\lambda_{KR}}{4}\right)-\frac{1}{6}\theta_{1c}\beta_0\right.$$
$$\left.+\theta_{1s}\left(\frac{-\mu_{KR}\beta_{1c}}{4}+\frac{\lambda_{KR}}{4}\right)+\frac{3}{4}\lambda_{KR}\beta_{1c}+\frac{1}{6}\beta_0\beta_{1s}+\frac{\mu_{KR}}{4}\left(\beta_0^2+\beta_{1c}^2\right)\right]$$

$$c_Q=c_{Q_i}-c_{Q_0}=\left(\frac{\lambda_{KR}c_{T_{KR}}}{2}-\mu_{KR}c_{H_i}\right)-\frac{\sigma_{KR}c_{d_0}}{8}\left(1+\mu_{KR}^2\right)$$

10) Rotor palasının taşıma kuvveti ve torku aşağıdaki bağıntılardan hesaplanır:

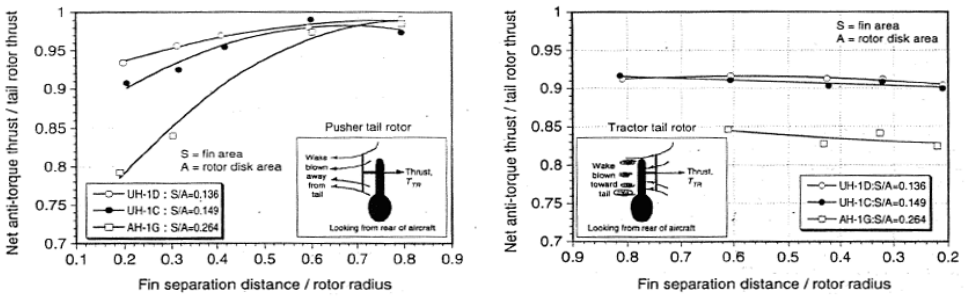
$$\tilde{T}_{KR}=c_{T_{KR}}\rho A_{KR}\left(\Omega_{KR}R_{KR}\right)^2 \qquad \textbf{(7.26)}$$

$$Q_{KR}=c_{Q_{KR}}\rho A_{KR}\left(\Omega_{KR}R_{KR}\right)^2 R_{KR} \qquad \textbf{(7.27)}$$

11) Kuyruk rotorun çektiği güç (6.2)'den hesaplanır,

$$P_{KR}=\Omega_{KR}Q_{KR}$$

12) Kuyruk rotorun dikey kanada göre önden bakıldığında sağda veya solunda olması durumunda yani kuyruk rotorun itici veya çekici olmasına göre hava akımının etkileşimi farklıdır. Bu sebepten dolayı kuyruk rotor modellerinde akımın dikey kanatla olan etkileşimi sabit bir katsayı ile tanımlanmaktadır. Etkileşim katsayısı kuyruk rotorunun dikey kanada olan mesafenin değişimiyle fark göstermektedir. Şekil 7.6'da kuyruk rotorun itici (solda) veya çekici (sağda) olması durumuna göre kuyruk rotorunun dikey kanatla arasındaki mesafesine bağlı olarak etkileşim katsayısı üç değişik helikopter (UH-1D, UH-1C, AH-1G) için gösterilmiştir.



Şekil 7.6 : Kuyruk rotoru dikey kanat etkileşimi [35].

Kuyruk rotorunun net itki kuvveti etkileşim katsayısının hesaplanan aerodinamik kuvvetle çarpımına eşittir:

$$T_{KR} = e_b \tilde{T}_{KR} \tag{7.28}$$

Prototip helikopterin kuyruk rotor dikey kanat konfigürasyonuna göre $e_b = 0.92$.

13) Kuyruk rotorun oluşturduğu aerodinamik kuvvetler ve momentler helikopterin ağırlık merkezine aşağıdaki bağıntılar ile taşınabilir [13, 14]:

$$\begin{bmatrix} X_{KR} \\ Y_{KR} \\ Z_{KR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T_{KR} \end{bmatrix} \tag{7.29}$$

$$\begin{bmatrix} L_{KR} \\ M_{KR} \\ N_{KR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ Q_{KR} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & WL_{KR} & -BL_{KR} \\ -WL_{KR} & 0 & STA_{KR} \\ BL_{KR} & -STA_{KR} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{KR} \\ Y_{KR} \\ Z_{KR} \end{bmatrix} \tag{7.30}$$

Yukarıda hesaplanan tüm değişkenler fonksiyonun çıktısı olarak verilebilir fakat bu çalışmadaki kuyruk rotorun matematiksel modelinde üç eksendeki toplam kuvvetler ve momentler, çırpma hareketinin harmonikleri ve aerodinamik katsayılardan iç akış oranı çıktı olarak verilmektedir.

7.3 Yatay Dengeleyici

Yatay dengeleyici boylamasına denge için önemli bir kontrol yüzeyidir. İleri uçuşta kuyruğu kısmını aşağıya bastırarak hava aracın aşırı burun aşağı hareketini engellemektedir. Bu elemanın aerodinamik etkisini hesaplamak için sabit kanadın aerodinamik kuvvetlerini ve yunuslama momentini hesaplamamız yeterli olacaktır. Prototip helikopterde kullanılan yatay dengeleyici iki bileşenden oluşmaktadır ve parametreleri Çizelge 7.3'te verilmiştir. Yatay dengeleyicinin oluşturduğu aerodinamik kuvvetler ile momentler ve bu kuvvetlerin ağırlık merkezine taşınmasıyla oluşan kuvvetler ile momentler Şekil 7.7'de gösterilmiştir. Ayrıca bu şekilde çizgisel hızlar ve yatay dengeleyicinin konumu da belirtilmiştir.

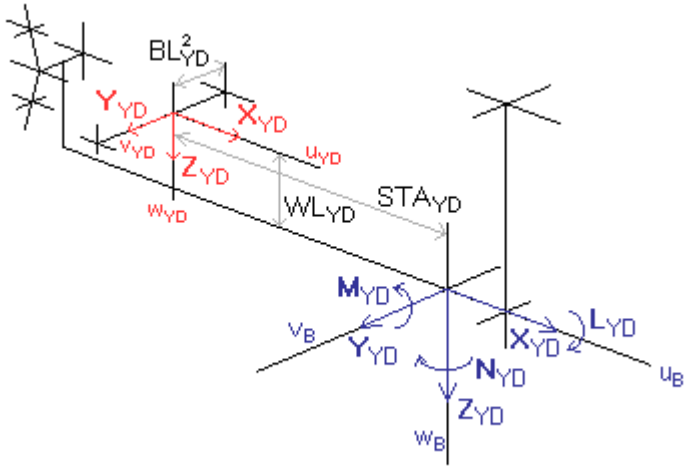
Şekil 7.8'de yatay dengeleyici için denklem akış şeması verilmiştir. Yatay dengeleyicinin sayısı kadar bu şema takip edilerek her bir dengeleyicinin oluşturduğu

kuvvet ve moment hesaplanır ve akabinde toplanarak toplam kuvvet ve moment değerleri elde edilir.

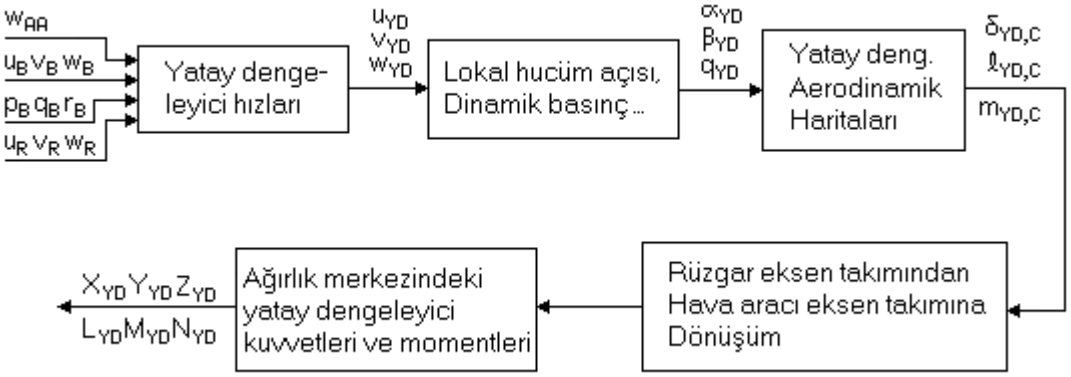
Yatay dengeleyicinin matematiksel modeli oluşturulurken öncelikle aşağıdaki parametrelerin bilinmesi gerekmektedir.

Çizelge 7.3 : Yatay dengeleyici parametreleri.

Parametre adı	Sembol	Değer	Birim
2. kanat açıklığı	$b_{YD}^{(2)}$	0.824423	m
1. kanat açıklığı	$b_{YD}^{(1)}$	0.824423	m
STA eksenindeki mesafe	$STA_{YD,f}$	9.77186	m
2. kanadın BL eksenindeki mesafe	$BL_{YD,f}^{(2)}$	-0.4122115	m
1. kanadın BL eksenindeki mesafe	$BL_{YD,f}^{(1)}$	0.4122115	m
WL eksenindeki mesafe	$WL_{YD,f}$	3.81850	m



Şekil 7.7 : Yatay dengeleyici hızları, kuvvetleri, momentleri ve konumu.



Şekil 7.8 : Yatay dengeleyicinin denklem akış şeması.

- Ölçüm referans ekseninde yatay dengeleyicinin konumu Çizelge 7.3'ten faydalanılarak belirlenir:

$$\begin{aligned} STA_{YD} &= STA_{YD,f} - STA_{cg} \\ BL_{YD}^{(n)} &= BL_{YD,f}^{(n)} - BL_{cg} \\ WL_{YD} &= WL_{YD,f} - WL_{cg} \end{aligned} \qquad \textbf{(7.31)}$$

- Her bir yatay dengeleyici düzlemin çizgisel hızları hava aracının u_B, v_B, w_B çizgisel, p_B, q_B, r_B açısal hızlarından ve ana rotorun neden olduğu aşağı akış w_{AA} hızının da hesaba katılmasıyla aşağıdaki gibi hesaplanabilir [13, 14]:

$$\begin{bmatrix} u_{YD} \\ v_{YD} \\ w_{YD} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & WL_{YD} & -BL_{YD} \\ -WL_{YD} & 0 & STA_{YD} \\ BL_{YD} & -STA_{YD} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_B \\ q_B \\ r_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ w_{AA} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_R \\ v_R \\ w_R \end{bmatrix} \qquad \textbf{(7.32)}$$

- Yatay dengeleyici b_{YD} kanat açıklığı tanımlanmalıdır,

- Ortamın yoğunluğu, sıcaklığı, ses hızı, ağırlık merkezinin uçuş irtifası ve ağırlık merkezinin yerden yüksekliği de istenilen uçuş koşulu için tanımlanmalıdır.

Yukarıdaki sabit ve değişken parametrelerinden faydalanılarak sırasıyla aşağıdaki mantık doğrultusunda yatay dengeleyici modeli kurulur:

1) Her bir kanat kesiti için:

   A) Yatay dengeleyici değişken bir vetere sahip ise her bir kesitin c_{YD} veter değeri ve kestiler arasındaki mesafe değerleri daha evvelden tanımlanmış yatay dengeleyici tasarım dosyasından okunur. Matlab programlama dilinde hazırlanan "HorStabStructure.m" dosyanın kısmî içeriği Şekil 7.4'te gösterilmiştir.

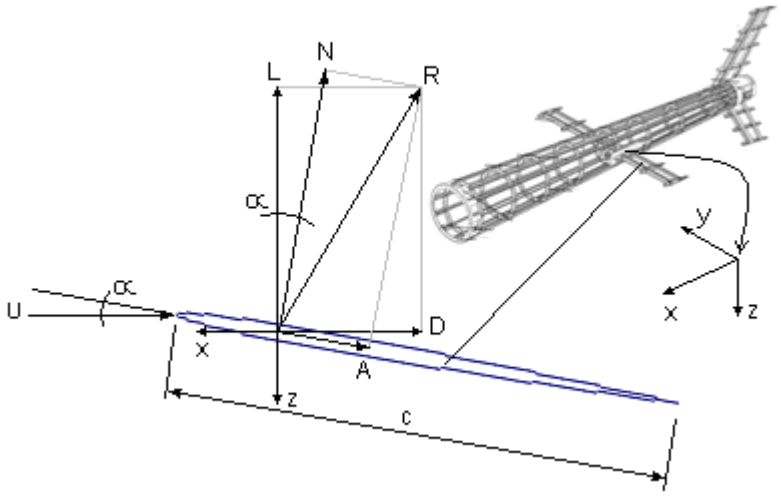
   B) Kesit için bileşke hızı $U_{YD} = \sqrt{u_{YD}^2 + w_{YD}^2}$ bağıntısından bulunur ve dinamik basıncı (3.109)'den hesaplanır,

$$q_{YD} = \frac{1}{2} \rho U_{YD}^2$$

C) Kesitin etkili hücum açısı Şekil 7.10'da gösterildiği gibi olup $\alpha_{YD} = \tan^{-1} w_{YD}/u_{YD}$ bağıntısından ve yana kayma açısı $\beta_{YD} = \sin^{-1} v_{YD}/\sqrt{u_{YD}^2 + w_{YD}^2}$ 'dan hesaplanır,

```
2     %                station   r        chord    sweepback
3 -   HorizStab1_Data= [0.000    0.5000   0.39     0.0*pi/180;
4                       0.100    0.1000   0.39     0.0*pi/180;
5                       0.200    0.1000   0.39     0.0*pi/180;
6                       0.300    0.1000   0.39     0.0*pi/180;
7                       0.400    0.1000   0.39     0.0*pi/180;
8                       0.500    0.1000   0.39     0.0*pi/180;
9                       0.600    0.1000   0.39     0.0*pi/180;
10                      0.700    0.1000   0.39     0.0*pi/180;
11                      0.800    0.1000   0.39     0.0*pi/180;
12                      0.900    0.1000   0.39     0.0*pi/180;
13                      1.000    0.5000   0.39     0.0*pi/180];
```

Şekil 7.9 : Yatay dengeleyici tasarım dosyası içeriği (bkz. Ek.5).



Şekil 7.10 : Yatay dengeleyicinin hücum açısı, aerodinamik kuvvetleri ve eksen takımı.

D) Kesite etki eden Mach sayısını $M = U_{YD}/a$ hesaplanır,

E) Mach sayısını ve etkin hücum açısına bağlı c_D, c_L, c_M aerodinamik katsayılar NACA0015 aerodinamik profili için Şekil 3.31'den belirlenir.

F) Kesitin dL taşıma kuvvetini (3.110)'ten, dD sürükleme kuvvetini (3.111)'dan, ve dM yunuslama momentini (3.112)'den hesaplanır,

$$dL = q_{YD} c_L \left(d_{st} b_{YD}\right) c_{YD}$$

$$dD = q_{YD} c_D \left(d_{st} b_{YD}\right) c_{YD}$$

$$dM = q_{YD} c_M \left(d_{st} b_{YD} \right) c_{YD}^2$$

Burada d_{st} pala kesitleri arasındaki mesafedir.

2) Yatay dengeleyicinin oluşturduğu toplam ℓ_{YD} taşıma kuvvetini (3.113)'den, ∂_{YD} sürükleme kuvvetini (3.114)'dan, ve M_{YD} yunuslama momentini (3.115)'dan hesaplanır (bkz. Şekil 7.4),

$$\ell_{YD} = \sum_{i=1}^{N_{Ys}} \sum_{j=1}^{N_s} dL_{i,j} \tag{7.33}$$

$$\partial_{YD} = \sum_{i=1}^{N_{Ys}} \sum_{j=1}^{N_s} dD_{i,j} \tag{7.34}$$

$$m_{YD} = \sum_{i=1}^{N_{Ys}} \sum_{j=1}^{N_s} dM_{i,j} \tag{7.35}$$

Burada N_s aerodinamik yüzeyi kesen segment sayısıdır ve $j = 1,...,N_s$'dir. N_{Ys} ise yatay dengeleyici yüzey sayısıdır ve $i = 1,...,N_{Ys}$

3) Yatay dengeleyicinin rüzgâr eksen takımındaki aerodinamik kuvvetler ve momentler helikopterin ağırlık merkezine aşağıdaki bağıntılar ile taşınabilir [13]:

$$\begin{bmatrix} X_{YD} \\ Y_{YD} \\ Z_{YD} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha_{YD}\cos\beta_{YD} & \cos\alpha_{YD}\sin\beta_{YD} & -\sin\alpha_{YD} \\ \sin\beta_{YD} & -\cos\beta_{YD} & 0 \\ \sin\alpha_{YD}\cos\beta_{YD} & \sin\alpha_{YD}\sin\beta_{YD} & \cos\alpha_{YD} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\partial_{YD} \\ 0 \\ -\ell_{YD} \end{bmatrix} \tag{7.36}$$

$$\begin{bmatrix} L_{YD} \\ M_{YD} \\ N_{YD} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha_{YD}\cos\beta_{YD} & \cos\alpha_{YD}\sin\beta_{YD} & -\sin\alpha_{YD} \\ \sin\beta_{YD} & -\cos\beta_{YD} & 0 \\ \sin\alpha_{YD}\cos\beta_{YD} & \sin\alpha_{YD}\sin\beta_{YD} & \cos\alpha_{YD} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ m_{YD} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & WL_{YD} & -BL_{YD} \\ -WL_{YD} & 0 & STA_{YD} \\ BL_{YD} & -STA_{YD} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{YD} \\ Y_{YD} \\ Z_{YD} \end{bmatrix} \tag{7.37}$$

Yukarıda hesaplanan tüm değişkenler fonksiyonun çıktısı olarak verilebilir fakat bu çalışmadaki yatay dengeleyicinin matematiksel modelinde üç eksendeki toplam kuvvetler ve momentler ile efektif hücum açısı çıktı olarak verilmektedir.

7.4 Dikey Kanat

Dikey kanat enlemesine yanlamasına denge için önemli bir kontrol yüzeyidir. İleri uçuşta oluşturduğu aerodinamik kuvvet ana rotor torkunu kompanse etmek için bir getirisi vardır. Bu elemanın aerodinamik etkisini hesaplamak için sabit kanadın aerodinamik kuvvetlerini ve yunuslama momentini hesaplamamız yeterli olacaktır. Prototip helikopterde kullanılan dikey kanat iki bileşenden oluşmaktadır ve parametreleri Çizelge 7.4'te verilmiştir. Dikey kanadın oluşturduğu aerodinamik kuvvetler ile momentler ve bu kuvvetlerin ağırlık merkezine taşınmasıyla oluşan kuvvetler ile momentler Şekil 7.11'de gösterilmiştir. Ayrıca bu şekilde çizgisel hızlar ve dikey kanat konumu da belirtilmiştir.

Şekil 7.12'de dikey kanat için denklem akış şeması verilmiştir. Dikey kanat sayısı kadar bu şema takip edilerek her bir kanadın oluşturduğu kuvvet ve moment hesaplanır ve akabinde toplanarak toplam kuvvet ve moment değerleri elde edilir.

Dikey kanadın matematiksel modeli oluşturulurken öncelikle aşağıdaki parametrelerin bilinmesi gerekmektedir.

- Ölçüm referans ekseninde dikey kanat konumu Çizelge 7.4'ten faydalanılarak belirlenir:

$$\begin{aligned} STA_{DK} &= STA_{DK,f} - STA_{cg} \\ BL_{DK} &= BL_{DK,f} - BL_{cg} \\ WL_{DK}^{(n)} &= WL_{DK,f}^{(n)} - WL_{cg} \end{aligned} \qquad \textbf{(7.38)}$$

- Dikey kanadın çizgisel hızları hava aracının u_B, v_B, w_B çizgisel, p_B, q_B, r_B açısal hızlarından, ana rotorun neden olduğu aşağı akış w_{AA} hızın ve kuyruk rotorunun neden olduğu aşağı akış v_{KA} hızının hesaba katılmasıyla aşağıdaki gibi hesaplanabilir [13, 14]:

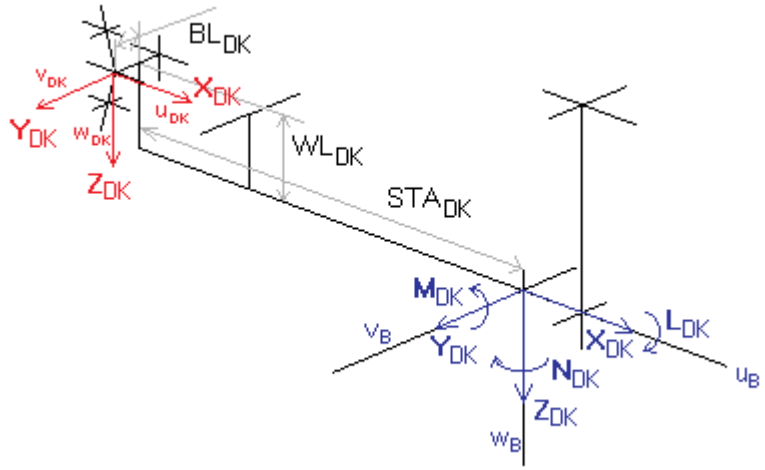
$$\begin{bmatrix} u_{DK} \\ v_{DK} \\ w_{DK} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & WL_{DK} & -BL_{DK} \\ -WL_{DK} & 0 & STA_{DK} \\ BL_{DK} & -STA_{DK} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_B \\ q_B \\ r_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ v_{KA} \\ w_{AA} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_R \\ v_R \\ w_R \end{bmatrix} \qquad \textbf{(7.39)}$$

- Dikey kanat açıklığı b_{DK} tanımlanmalıdır,

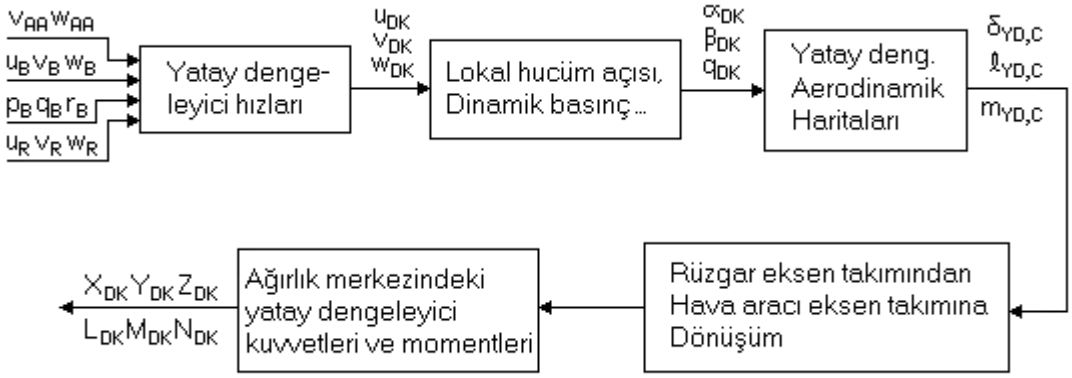
- Ortamın yoğunluğu, sıcaklığı, ses hızı, ağırlık merkezinin uçuş irtifası ve ağırlık merkezinin yerden yüksekliği de istenilen uçuş koşulu için tanımlanmalıdır.

Çizelge 7.4 : Dikey kanat parametreleri.

Parametre adı	Sembol	Değer	Birim
2. kanat açıklığı	$b_{DK}^{(2)}$	0.55	m
1. kanat açıklığı	$b_{DK}^{(1)}$	1.50	m
STA eksenindeki mesafe	$STA_{DK,f}$	11.76138	m
BL eksenindeki mesafe	$BL_{DK,f}$	0.167410	m
2. kanadın WL eksenindeki mesafe	$WL_{DK,f}^{(2)}$	3.1820	m
1. kanadın WL eksenindeki mesafe	$WL_{DK,f}^{(1)}$	4.6820	m



Şekil 7.11 : Dikey kanat hızları, kuvvetleri, momentleri ve konumu.



Şekil 7.12 : Dikey kanat hızları, kuvvetleri, momentleri ve konumu.

Yukarıdaki sabit ve değişken parametrelerinden faydalanılarak sırasıyla aşağıdaki mantık doğrultusunda dikey kanat modeli kurulur:

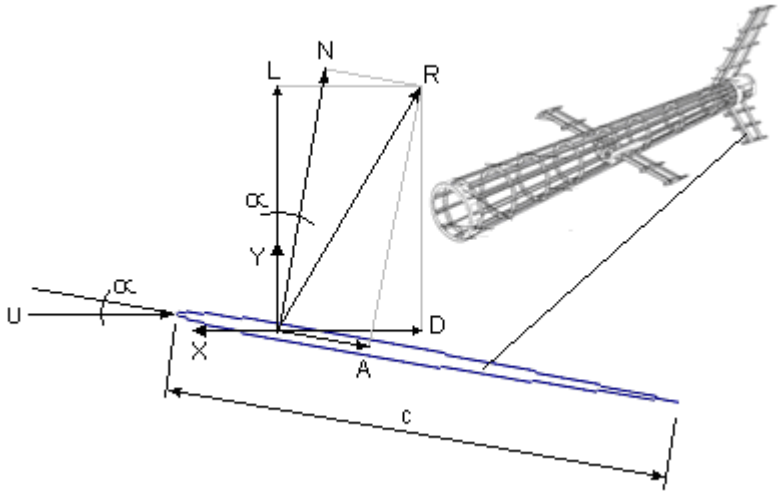
1) Her bir kanat kesiti için:

A) Kesitin c_{DK} veterini (bkz Şekil 7.13) ve kestiler arasındaki mesafe değerleri dikey kanat tasarım dosyasından okunur. Dosyanın içeriği yatay dengeleyici dosyasına benzerdir.

B) Kesit için bileşke hızı $U_{DK} = \sqrt{u_{DK}^2 + v_{DK}^2}$ bağıntısından bulunur ve dinamik basıncı (3.109)'den hesaplanır,

$$q_{DK} = \frac{1}{2}\rho U_{DK}^2$$

C) Kesitin etkili hücum açısı Şekil 7.13'te gösterildiği gibi olup $\alpha_{DK} = \sin^{-1} v_{DK} \Big/ \sqrt{u_{DK}^2 + w_{DK}^2}$ bağıntısından ve yana kayma açısı $\beta_{DK} = \tan^{-1} w_{DK} / u_{DK}$ 'dan hesaplanır,



Şekil 7.13 : Dikey kanadın hücum açısı ve aerodinamik kuvvetleri.

D) Kesite etki eden Mach sayısını $M = U_{DK} / a$ hesaplanır,

E) Mach sayısını ve etkin hücum açısına bağlı c_D, c_L, c_M aerodinamik katsayılar NACA4412 aerodinamik profili için Şekil 3.32'den belirlenir.

F) Kesitin dL taşıma kuvvetini (3.110)'ten, dD sürükleme kuvvetini (3.111)'dan, ve dM yunuslama momentini (3.112)'den hesaplanır,

$$dL = q_{DK} c_L \left(d_{st} b_{DK}\right) c_{DK}$$

$$dD = q_{YD} c_D \left(d_{st} b_{DK}\right) c_{YD}$$

$$dM = q_{YD} c_M \left(d_{st} b_{DK} \right) c_{YD}^2$$

2) Dikey kanadın oluşturduğu toplam L taşıma kuvvetini (3.113)'den, D sürükleme kuvvetini (3.114)'dan, ve M yunuslama momentini (3.115)'dan hesaplanır (bkz. Şekil 7.13),

$$\ell_{DK} = \sum_{i=1}^{N_{Ds}} \sum_{j=1}^{N_s} dL_{i,j} \tag{7.40}$$

$$\partial_{DK} = \sum_{i=1}^{N_{Ds}} \sum_{j=1}^{N_s} dD_{i,j} \tag{7.41}$$

$$M_{DK} = \sum_{i=1}^{N_{Ds}} \sum_{j=1}^{N_s} dM_{i,j} \tag{7.42}$$

Burada N_s aerodinamik yüzeyi kesen segment sayısıdır ve $j = 1, ..., N_s$'dir. N_{Ds} ise dikey kanadın yüzey sayısıdır ve $i = 1, ..., N_{Ds}$

4) Dikey kanadın rüzgâr eksen takımındaki aerodinamik kuvvetler ve momentler helikopterin ağırlık merkezine aşağıdaki bağıntılar ile taşınabilir [13]:

$$\begin{bmatrix} X_{DK} \\ Y_{DK} \\ Z_{DK} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha_{DK}\cos\beta_{DK} & \sin\alpha_{DK} & \cos\alpha_{DK}\sin\beta_{DK} \\ -\sin\alpha_{DK}\cos\beta_{DK} & \cos\alpha_{DK} & \sin\alpha_{DK}\sin\beta_{DK} \\ \sin\beta_{DK} & 0 & -\cos\beta_{DK} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\partial_{DK} \\ \ell_{DK} \\ 0 \end{bmatrix} \tag{7.43}$$

$$\begin{bmatrix} L_{DK} \\ M_{DK} \\ N_{DK} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha_{DK}\cos\beta_{DK} & \sin\alpha_{DK} & \cos\alpha_{DK}\sin\beta_{DK} \\ -\sin\alpha_{DK}\cos\beta_{DK} & \cos\alpha_{DK} & \sin\alpha_{DK}\sin\beta_{DK} \\ \sin\beta_{DK} & 0 & -\cos\beta_{DK} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ m_{DK} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & WL_{DK} & -BL_{DK} \\ -WL_{DK} & 0 & STA_{DK} \\ BL_{DK} & -STA_{DK} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{DK} \\ Y_{DK} \\ Z_{DK} \end{bmatrix} \tag{7.44}$$

Yukarıda hesaplanan tüm değişkenler fonksiyonun çıktısı olarak verilebilir fakat bu çalışmadaki dikey kanadın matematiksel modelinde üç eksendeki toplam kuvvetler ve momentler ile efektif hücum açısı çıktı olarak verilmektedir.

7.5 Gövde

Gövdenin aerodinamik katsayıları hesaplamalı akışkanlar dinamikleri yöntemleri ile hesaplanmış ve Bölüm 3'te gövde aerodinamiği bölümünde aerodinamik katsayıların

grafiklerine yer verilmiştir. Gövdenin denklem akış şeması Şekil 7.14'te verilmiştir. Bu şema takip edilerek gövdenin oluşturduğu kuvvet ve moment hesaplanabilir. Gövdeye ait bazı parametreler ise Çizelge 7.5'te sunulmuştur. Gövdenin matematiksel modeli oluşturulurken öncelikle aşağıdaki parametrelerin bilinmesi gerekmektedir.

- Gövdenizi hızları hava aracının u_B, v_B, w_B çizgisel hızlarından ve ana rotorun neden olduğu aşağı akış hızının hesaba katılmasıyla aşağıdaki gibi hesaplanabilir [13, 14]:

$$\begin{bmatrix} u_G \\ v_G \\ w_G \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ w_{AA} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_R \\ v_R \\ w_R \end{bmatrix} \quad \textbf{(7.45)}$$

- Ölçüm referans ekseninde dikey kanat konumu Çizelge 7.5'ten faydalanılarak belirlenir:

$$\begin{aligned} STA_G &= STA_{G,f} - STA_{cg} \\ BL_G &= BL_{G,f} - BL_{cg} \\ WL_G &= WL_{G,f} - WL_{cg} \end{aligned} \quad \textbf{(7.46)}$$

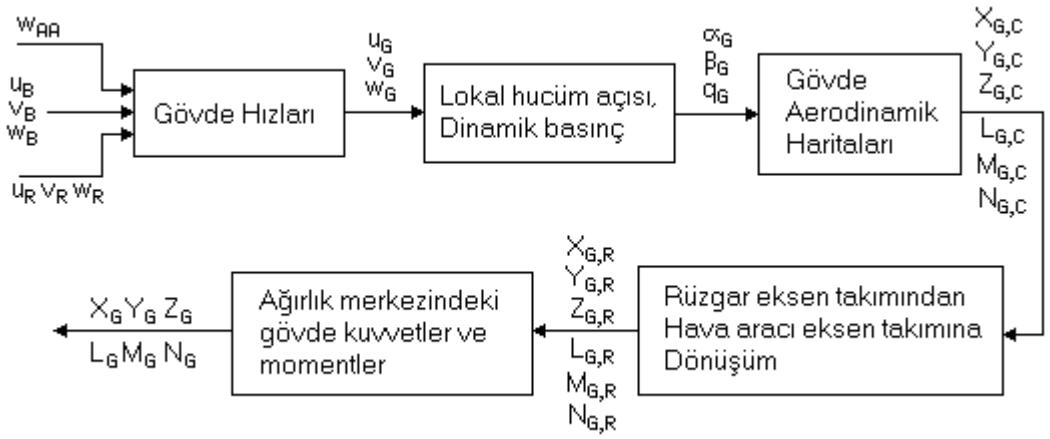
- Ortamın yoğunluğu ve ses hızı tanımlanmalıdır,
- Gövdeye etki aşağı ana rotor akış modelinden hız bileşenleri tanımlanır.

Yukarıdaki sabit ve değişken parametrelerinden faydalanılarak sırasıyla aşağıdaki mantık doğrultusunda gövde modeli kurulur:

1) Gövdenin etkili hücum açısı $\alpha_G = \tan^{-1} w_G / u_G$ bağıntısından ve yana kayma açısı $\beta_G = \sin^{-1} v_G / \sqrt{u_G^2 + w_G^2}$ 'dan hesaplanır,

Çizelge 7.5 : Gövde parametreleri.

Parametre adı	Sembol	Değer	Birim
X ekseninde referans uzunluk	l_x	8.56	m
X ekseninde referans alan	A_x	7.266	m^2
Y ekseninde referans uzunluk	l_y	10.085	m
Y ekseninde referans alan	A_y	9.850	m^2
STA eksenindeki mesafe	$STA_{G,f}$	4.926	m
BL eksenindeki mesafe	$BL_{G,f}$	0.008	m
WL eksenindeki mesafe	$WL_{G,f}$	3.173	m



Şekil 7.14 : Gövdenin denklem akış diyagramı.

2) HAD yöntemleri ile yapılan analizlerden prototip helikopterin gövdesi için elde edilen aerodinamik katsayılar $C_{F_{X,Y,Z}}$ ve $C_{M_{X,Y,Z}}$ yana kayma ve etkin hücum açısına bağlı olarak Şekil 3.27 ve 3.28 belirlenir,

3) Gövdenin rüzgâr eksen takımındaki aerodinamik $X_{G-R}, Y_{G-R}, Z_{G-R}$ kuvvetleri ve $L_{G-R}, M_{G-R}, N_{G-R}$ momentleri (3.102)-(3.107) denklemlerinden hesaplanır:

$$\begin{bmatrix} X_{G,R} \\ Y_{G,R} \\ Z_{G,R} \end{bmatrix} = q_G \begin{bmatrix} A_x C_{F_x} \\ A_y C_{F_y} \\ A_x C_{F_z} \end{bmatrix} \tag{7.47}$$

$$\begin{bmatrix} L_{G,R} \\ M_{G,R} \\ N_{G,R} \end{bmatrix} = q_G \begin{bmatrix} l_x A_x C_{F_x} \\ l_y A_y C_{F_y} \\ l_x A_x C_{F_z} \end{bmatrix} \tag{7.48}$$

4) Gövde eksen takımındaki kuvvetler ve momentler hücum açısı ve yana kayma açısına bağlı olarak aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$\begin{bmatrix} X_{G,C} \\ Y_{G,C} \\ Z_{G,C} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha_G \cos\beta_G & \cos\alpha_G \sin\beta_G & -\sin\alpha_G \\ \sin\beta_G & -\cos\beta_G & 0 \\ \sin\alpha_G \cos\beta_G & \sin\alpha_G \sin\beta_G & \cos\alpha_G \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{G,R} \\ Y_{G,R} \\ Z_{G,R} \end{bmatrix} \tag{7.49}$$

$$\begin{bmatrix} L_{G,C} \\ M_{G,C} \\ N_{G,C} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha_G \cos\beta_G & \cos\alpha_G \sin\beta_G & -\sin\alpha_G \\ \sin\beta_G & -\cos\beta_G & 0 \\ \sin\alpha_G \cos\beta_G & \sin\alpha_G \sin\beta_G & \cos\alpha_G \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_{G,R} \\ M_{G,R} \\ N_{G,R} \end{bmatrix} \tag{7.50}$$

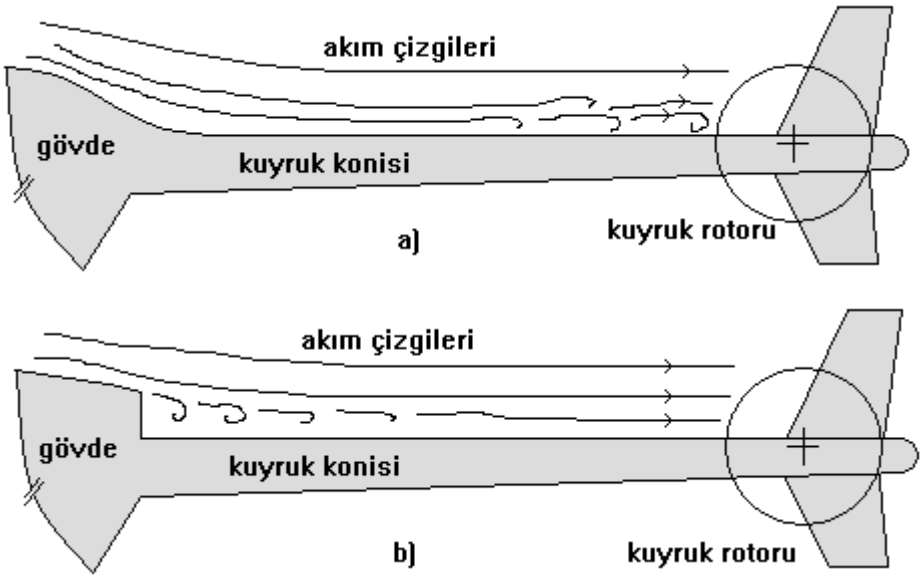
5) Gövdenin oluşturduğu aerodinamik kuvvetler ve momentler helikopterin ağırlık merkezine aşağıdaki yöntem ile taşınabilir:

$$\begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{G-R} \\ Y_{G-R} \\ Z_{G-R} \end{bmatrix} \tag{7.51}$$

$$\begin{bmatrix} L_G \\ M_G \\ N_G \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_{G-R} \\ M_{G-R} \\ N_{G-R} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & WL_G & -BL_G \\ -WL_G & 0 & STA_G \\ BL_G & -STA_G & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} \tag{7.52}$$

Yukarıda hesaplanan tüm değişkenler fonksiyonun çıktısı olarak verilebilir fakat bu çalışmadaki gövdenin matematiksel modelinde üç eksendeki toplam kuvvetler ve momentler ile efektif hücum açısı çıktı olarak verilmektedir.

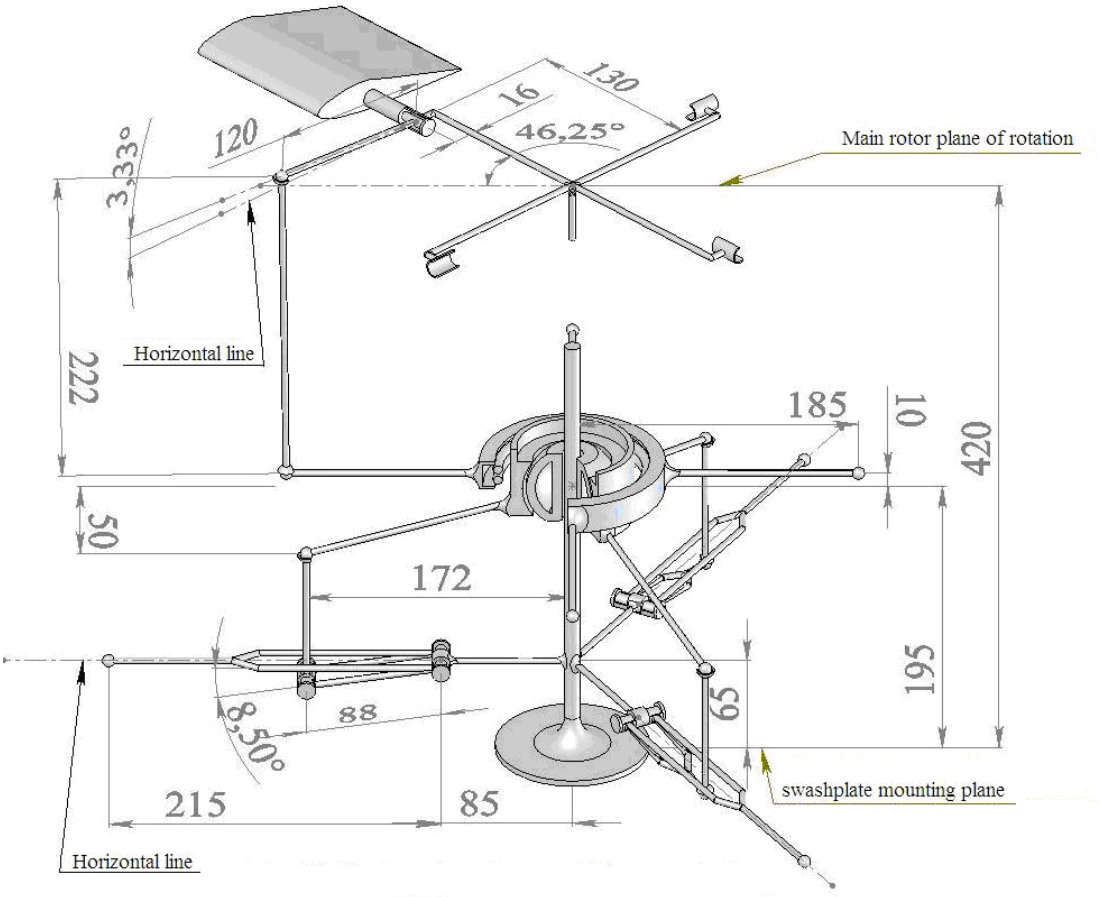
Ayrıca gövdenin kuyruk konisi ile birleştiği yerin üst kısmın tasarımında sürüklemeyi azaltmak üzere aerodinamik şekilli tasarlanırsa kuyruk konisi üzerinde akım ayrılması oluşur ve kuyruk rotoru düzensiz hava akımına maruz kalır. Böylece kuyruk rotorunun daha fazla itki üretmesi için daha fazla güç çekmesi gerekmektedir. Eğer gövdenin kuyruk konisi ile birleştiği yerin üst kısmı küt olarak tasarlanırsa akım o noktada ayrılır fakat kuyruk konisi üzerinde ilerlerken düz akım halini alarak kuyruk rotoruna düzgün akım olarak etki eder. Dolayısıyla kuyruk rotoru daha az güç ile istenilen itki kuvvetini oluşturmuş olur. Şekil 7.15'da şematik olarak her iki durum gösterilmiştir. Bu tasarım tavsiyesi Turbomeca motor mühendisleri tarafından ROTAM'da yapılan toplantılarda dile getirilmiştir.



Şekil 7.15 : Gövde ve kuyruk konisinin birleşimi.

7.6 Kumanda Mekanizmaları

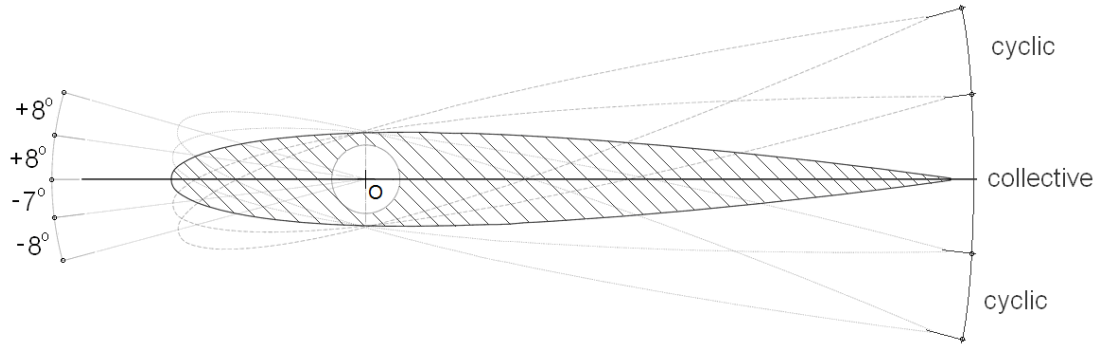
Helikopter ana rotor diskini öne-arkaya yatıran ve sağ-sola eğen mekanik sistem döner tabla mekanizmasıdır. Helikopterin pilot tarafından istenilen manevra veya uçuş şartını gerçekleyebilmesi için kontrol girişlerine karşılık ana rotor diskinin istenilen yanıtları sağlaması gerekmektedir. Bunun için helikopterin manevra kabiliyeti ve performansı göz önünde bulundurularak döner tabla mekanizmasının tasarlanması gerekmektedir. Avia Engineering'in (Kazan, Rusya) prototip helikopter için tasarladığı kontrol sistemi alt bileşeni olan döner tabla mekanizması [39] kinematik modeli Şekil 7.16'da şematik verilmiştir.



Şekil 7.16 : Tabla asamblesinin kinematik şeması [39].

Döner tabla mekanizması ana rotor diskine müşterek ve döngüsel hareketini sağlamak üzere pilot kumandalarından gelen ve aralarında 120 derece açı farkı olan üç bağlantı çubuğu ile mekanik olarak çalışmaktadır. Müşterek kontrol girişi tabla mekanizmasını yukarı veya aşağı öteleyerek dört palanın hatve açısını aynı anda değiştirmektedir. Döngüsel kontrol girişine bağlı döner tablayı kendi ekseni civarında ilerlemesine veya yanlamasına yatırmaktadır. Böylece döngüsel harekette

bir palanın hatve açısını arttırırken 180 derece karşısındaki palanın hatve açısı aynı büyüklükte azaltmaktadır.



Şekil 7.17 : Ana rotor tabla asamblesi.

Ana rotor palasının açısal hareket kabiliyeti müşterek kontrol girişi için -7 ile 8 derece arasında değişmektedir. İlerlemesine ve yanlamasına döngüsel girişleri için ise -8 ile 8 derece arasında değişmektedir. Dolayısıyla döner tabla mekanizması rotor diskinin bir palasını -15 dereceden 16 dereceye kadar, yani toplamda 31 derecelik bir açı aralığına hareket ettirme kabiliyeti sağlamaktadır (bkz. Şekil 7.17).

Kumanda kontrol giriş değerleri genellikle yüzdelik dilimler halinde ifade edilmektedirler. Kontrol girişlerinin açı değerlerine karşılık yüzdelik doğrusal değişimleri Çizelge 7.6'de verilmiştir.

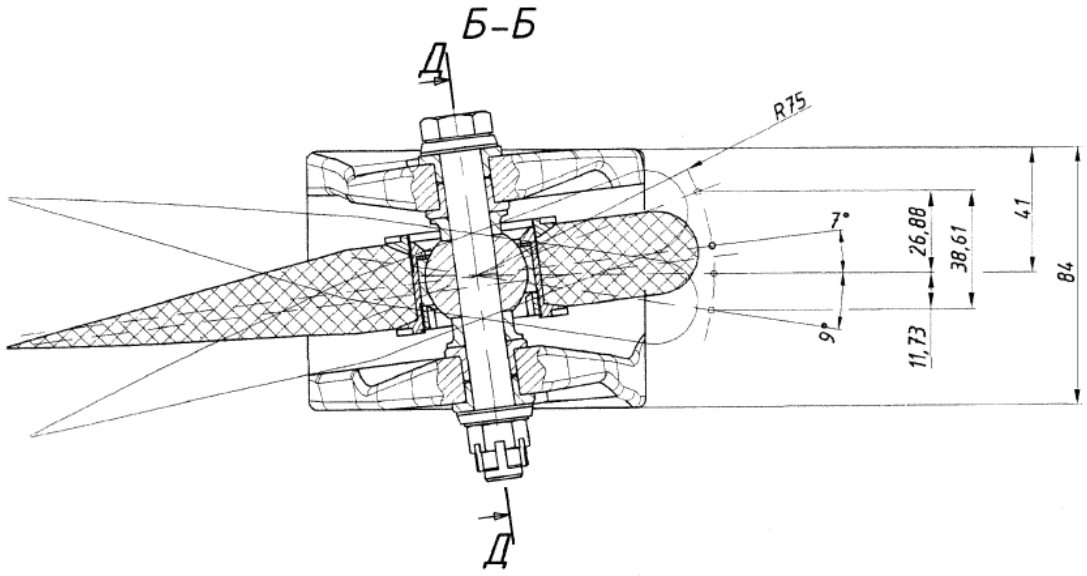
Çizelge 7.6 : Döngüsel ve müşterek için azami-asgari girişlerinin % dağılımları [39].

	İlerlemesine Döngüsel, δ_{1s}	Yanlamasına Döngüsel, δ_{1c}	Müşterek, δ_0
% 0	$+8^\circ$	$+8^\circ$	$+6^\circ$
% 50	0°	0°	$+13.5^\circ$
% 100	-8°	-8°	$+21^\circ$

Ana rotor kontrol mekanizmasının matematiksel modelinde yukarıdaki çizelge referans alınmıştır. İfade edilmeli ki trim analizinde kontrol girişleri % kontrol cinsinden verilmektedir. Kumanda mekanizmasının kinematik şemasının bir örneği Şekil 7.16'da gösterilmiştir. Değişik kontrol girişlerinde kumanda mekanizmasının diğer kinematik şemaları Ek.1 bölümünde verilmiştir.

Kuyruk rotor diskinin taşıma kuvvetini değiştiren rotor palalarının kumanda mekanizması ile kontrolü sadece pedal girişiyle sağlanmaktadır. Prototip helikopter için tasarlanan kumanda kontrol mekanizmasında kuyruk rotor palası Şekil 7.18'de

gösterildiği üzere toplamda 30° bir açı süpürmektedir. Ayrıca kuyruk rotor palasının pedal girişleri standart olan yüzdelik gösterimi Çizelge 7.7'de verilmiştir.



Şekil 7.18 : Kuyruk rotor tabla asamblesi [39].

Çizelge 7.7 : Pedal girişlerinin azami ve asgari girişlerinin % dağılımları [39].

	Pedal, δ_P
% 0	-9°
% 50	$+6^{o}$
% 100	$+21^{\circ}$

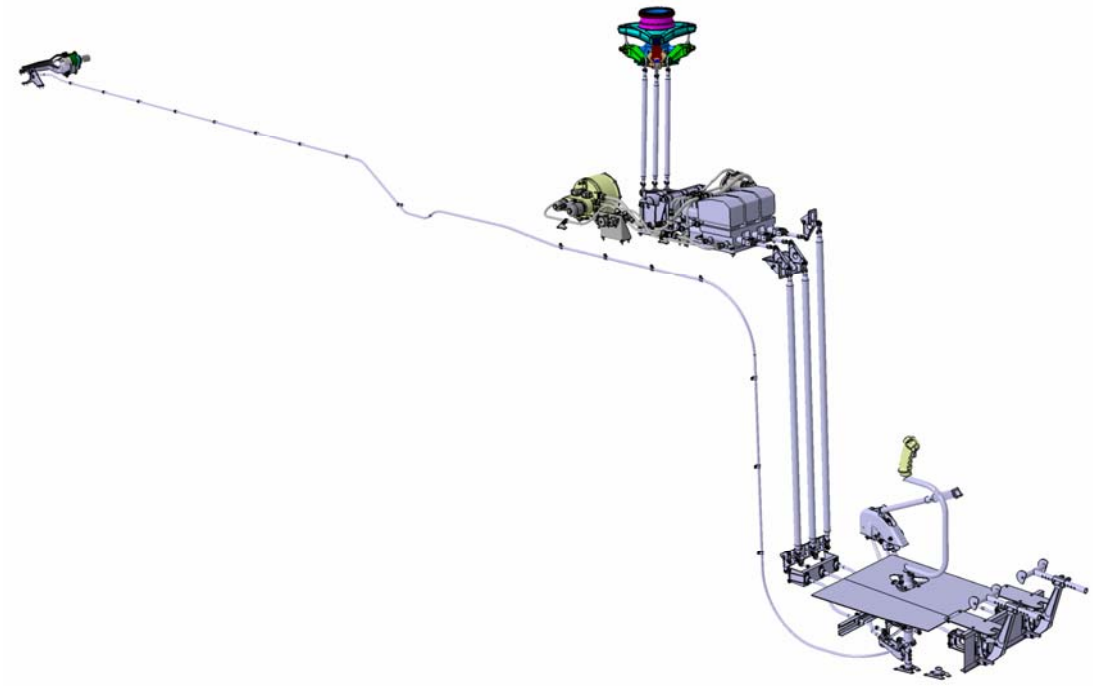
Kuyruk rotor kontrol mekanizması modelinde yukarıdaki çizelge referans alınmıştır. Trim analizinde pedal girişleri % kontrol cinsinden verilmektedir. Kumanda kontrol mekanizması modelindeki pedal girişinin asgari ve azami değerlerinin %0-100 aralığındaki karşılıklarıdır.

Nihai olarak döner tabla mekanizmasının kinematik analizi AVIA Engineering [39] verilen hareket miktarı değerleri ve ABAQUS analizinden elde edilen sonuçlar [55] karşılaştırmalı olarak Çizelge 7.8'de sunulmuştur.

Ana rotor ve kuyruk rotor kontrol sistemi ile hidrolik takviye sisteminin üç boyutlu resmi Şekil 7.19'da verilmiştir. Müşterek ve döngüsel kumanda girişleri pilot kabinin altında çelik kabloyla aktarılırken diğer taraflarda tork çubukları ile ana rotorun tabla mekanizmasına (yalpa çemberi) kadar kontrol girişlerini aktarmaktadır. Pedal girişleri çelik kablo ile kuyruk rotoruna kadar aktarılmaktadır.

Çizelge 7.8 : Kinematik analiz sonuçları [55].

					MWEN Raporu		**ABAQUS Analizi**	
Şekil No.	**Kolektif/Döngüsel**	**$h_{ö}$**	**h_i**	**h_s**	**h_p** (mm)	**θ_1**	h_p (mm)	θ_1
12	%50 / 0°	0	0	0	195	0°	195	0°
13	%0 / 0°	-39.2	-39.2	-39.2	179.3	-7.5°	179.3	-7.68°
14	%100 / 0°	38	38	38	210.6	7.5°	210.6	7.67°
15	%0 / -8°	-78.1	-19	-19	179.3	-15.5°	179.4	-15.34°
16	%0 / +8°	-0.5	-58.3	-58.5	179.3	0.5°	179.3	-0.41°
17	%50 / -8°	-38.4	19.8	19.8	195	-8°	195.1	-7.66°
18	%50 / +8°	38.4	-18.5	-18.5	195	8°	195.1	7.45°
19	%100 / -8°	1.3	57.2	57.2	210.6	-0.5°	210.7	0.04°
20	%100 / +8°	74.6	20.6	20.6	210.6	15.5°	210.7	15.12°

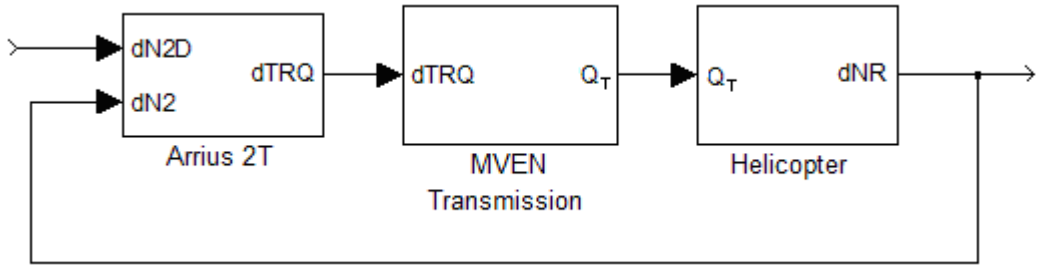


Şekil 7.19 : Kontrol sistemi.

7.7 Transmisyon ve Motor Modeli

Turbomeca Arrius 2T motor modeli (bkz. Bölüm 6.2) ve MVEN tarafından tasarlanan aktarma organların modeli birlikte helikopter modeline Şekil 7.20'de şematik gösterildiği gibi dâhil edilmiştir. Transmisyonun matematiksel modeli (6.2) denklemine dayanmaktadır. Yağlama işlemine rağmen dişli çark elemanları arasındaki sürtünme transmisyonda güç kaybına neden olmaktadır. Transmisyona motor tarafından aktarılan giriş güç değeri ile çıkışındaki güç değeri arasındaki

sürtünme ve diğer kayıpların toplamı %5 olduğu kabul edilmiştir. Kayıp oranı yaklaşık olarak %4 - %9 arasındadır [30].



Şekil 7.20 : Arrius 2T motoru ve helikopter bağlantısı.

Dolayısıyla transmisyon girişi ve çıkışı arasındaki güç ilişkisi aşağıdaki gibidir:

$$0.95P_{in} = P_{out} \tag{7.53}$$

Motor, transmisyon ve aktarma organların taşıdığı güç ve devir sayıları Şekil 7.21'de gösterilmiştir. Şekilde verilen referans değerler ile ana rotor ve kuyruk rotoru toplam güçten belirli oranlarda faydalanırlar. Toplam güç eğer 680 HP ise transmisyon kayıpları göz önünde bulundurulursa ana, kuyruk rotor ve fan $P_{out} = P_{MR} + P_{TR} + P_{FAN}$ aşağıdaki oranda toplam güçten nasiplenirler:

$$P_{AR} = \frac{91.1765}{100} \times 0.95 \times P_{in} \tag{7.54}$$

$$P_{KR} = \frac{7.3529}{100} \times 0.95 \times P_{in} \tag{7.55}$$

$$P_{FAN} = \frac{1.4706}{100} \times 0.95 \times P_{in} \tag{7.56}$$

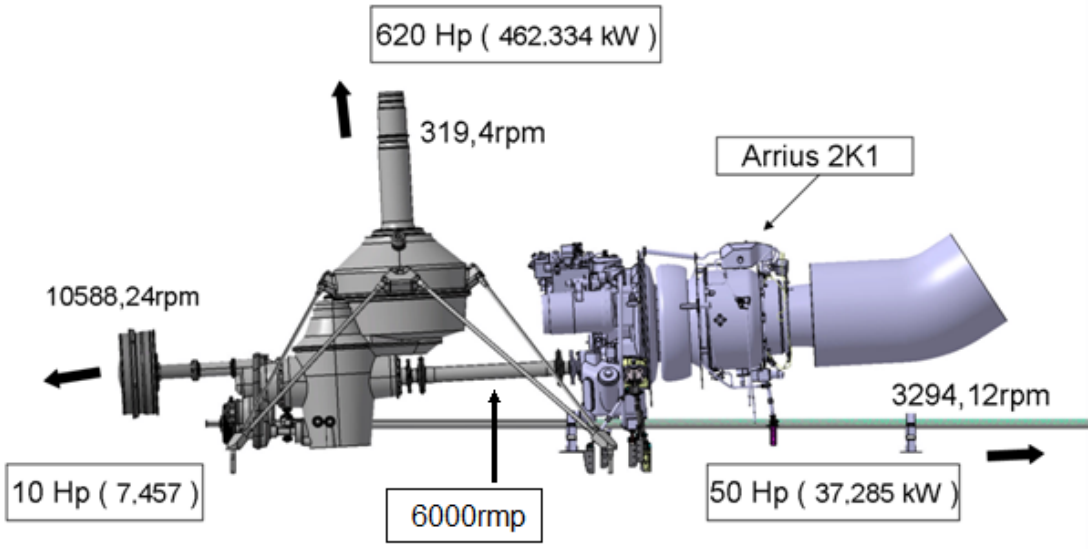
Transmisyonun tork aktarım ilişkisi ise (6.2), (7.53) baz alınarak (7.54) ve (7.55) için aşağıdaki gibidir:

$$P_{E1} = \frac{91.1765}{100} \times \omega_{ES} \times dTQR = \Omega_{AR} Q_{E1} \tag{7.57}$$

$$P_{E2} = \frac{7.3529}{100} \times \omega_{ES} \times dTQR = \Omega_{KR} Q_{E2} \tag{7.58}$$

Burada ω_{ES} motor çıkışındaki şaftın açısal hızı (rad/s, rpm), $dTRQ$ motor çıkışındaki şaftın torku (daNm), Ω_{E1} transmisyonun ana rotor çıkışındaki şaftın açısal hızı (rad/s,rpm), Ω_{E2} transmisyonun kuyruk rotoru çıkışındaki şaftın açısal

hızı (rad/s,rpm), Q_{E1} transmisyonun ana rotor çıkışındaki şaftın torku (Nm) ve Q_{E2} transmisyonun kuyruk rotoru çıkışındaki şaftın torku (Nm) olarak verilmiştir. İfade edilmeli ki Arrius 2T motor şaftına 199kg/h yakıt sarfiyatı ile azami 780 Nm tork üretebilmektedir. Gaz tribünlü motorlar için tork ve güç arasındaki basit ilişki $Q = \frac{550}{\Omega} P$ şeklindedir.



Şekil 7.21 : Motor transmisyon ve aktarma organlarının gücü ve devri [63].

Ana rotor şaftı için transmisyon tork modeli veya artım aşağıdaki gibi elde edilir:

$$Q_{AR} = \frac{\omega_{ES}}{\Omega_{MR}} \times \left(\frac{91.1765}{100} dTRQ \right) = \frac{6000}{319.4} \times \left(\frac{91.1765}{100} dTRQ \right) = 18.7852 \times \left(\frac{91.1765}{100} dTRQ \right) \quad \textbf{(7.59)}$$

Kuyruk rotor şaftı için transmisyon tork modeli veya artım aşağıdaki gibidir:

$$Q_{KR} = \frac{\omega_{ES}}{\Omega_{TR}} \times \left(\frac{7.3529}{100} dTRQ \right) = \frac{6000}{3294.12} \times \left(\frac{7.3529}{100} dTRQ \right) = 1.7304 \times \left(\frac{7.3529}{100} dTRQ \right) \quad \textbf{(7.60)}$$

Böylece ana ve kuyruk rotorlarında aerodinamik etkilerden dolayı oluşan tork gereksinimi de motor çıkışındaki tork değerinden hesaplanmış oldu. Rotor hızındaki değişim ise aşağıdaki bağıntıdan hesaplanır

$$J\dot{\Omega} = Q_{E1} - Q_{AR} \quad \textbf{(7.61)}$$

Burada $J = N_b I_\beta$ ilişkisinden yaklaşık olarak yazılabilir [14].

7.8 Doğrusal Olmayan Helikopter Uçuş Dinamiğinin Matematiksel Modeli

Doğrusal olmayan helikopter uçuş dinamiği matematiksel modeli Bölüm 5'te ele alınan altı serbestlik dereceli dinamikler şöyle tanımlanabilir:

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_B \\ \dot{v}_B \\ \dot{w}_B \end{bmatrix} = -\begin{bmatrix} 0 & -r_B & q_B \\ r_B & 0 & -p_B \\ -q_B & p_B & 0 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} + \frac{1}{m}\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} + g\begin{bmatrix} -\sin\theta \\ \cos\theta\sin\phi \\ \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \tag{7.62}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_B \\ \dot{q}_B \\ \dot{r}_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}^{-1} \left(\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & -r_B & q_B \\ r_B & 0 & -p_B \\ -q_B & p_B & 0 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} p_B \\ q_B \\ r_B \end{bmatrix} \right) \tag{7.63}$$

Yukarıdaki denklem takımında ana rotor, kuyruk rotor, yatay dengeleyici, dikey kanat ve gövdenin hava aracının ağırlık merkezinde oluşturduğu aerodinamik kuvvetler ve momentler aşağıdaki gibidir:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{AR}(\delta_c, \delta_{1s}, \delta_{1c}) \\ Y_{AR}(\delta_c, \delta_{1s}, \delta_{1c}) \\ Z_{AR}(\delta_c, \delta_{1s}, \delta_{1c}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{KR}(\delta_p) \\ Y_{KR}(\delta_p) \\ Z_{KR}(\delta_p) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{YD} \\ Y_{YD} \\ Z_{YD} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{DK} \\ Y_{DK} \\ Z_{DK} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} \tag{7.64}$$

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_{AR}(\delta_c, \delta_{1s}, \delta_{1c}) \\ M_{AR}(\delta_c, \delta_{1s}, \delta_{1c}) \\ N_{AR}(\delta_c, \delta_{1s}, \delta_{1c}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_{KR}(\delta_p) \\ M_{KR}(\delta_p) \\ N_{KR}(\delta_p) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_{YD} \\ M_{YD} \\ N_{YD} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_{DK} \\ M_{DK} \\ N_{DK} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_G \\ M_G \\ N_G \end{bmatrix} \tag{7.65}$$

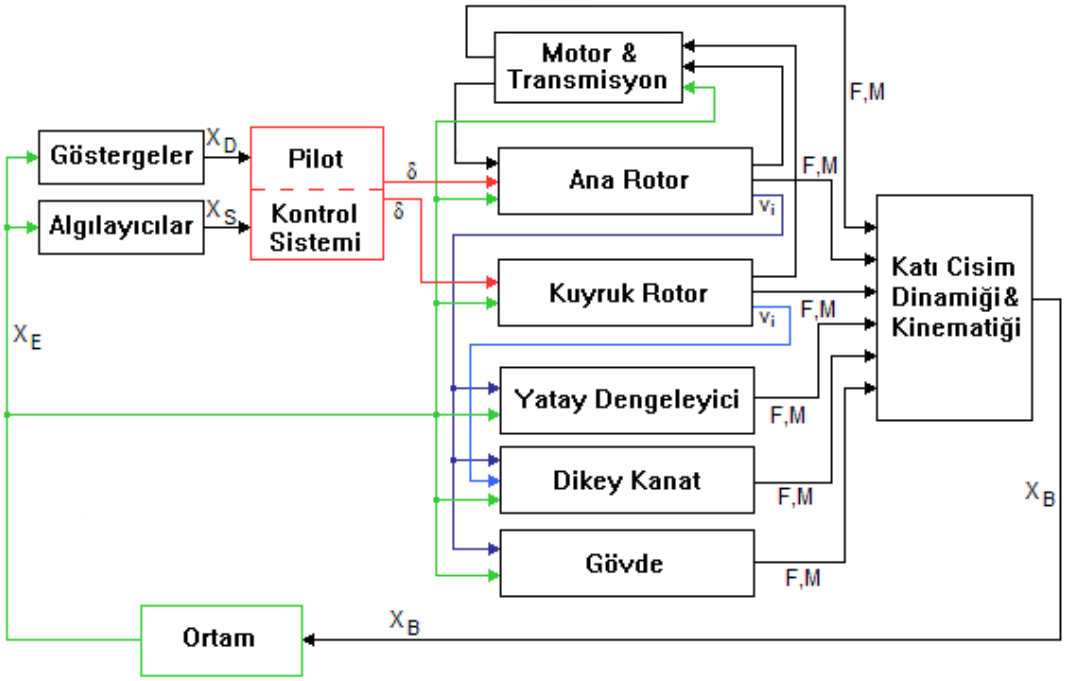
Yukarıdaki geçiş ve yönelme dinamikleri (7.62) ve (7.63)'ü genel halde aşağıdaki gibi yazabiliriz:

$$\dot{x}_1 = f_1(\delta_c, \delta_{1s}, \delta_{1c}, \delta_p, t) \tag{7.66}$$

$$\dot{x}_2 = f_2(\delta_c, \delta_{1s}, \delta_{1c}, \delta_p, t) \tag{7.67}$$

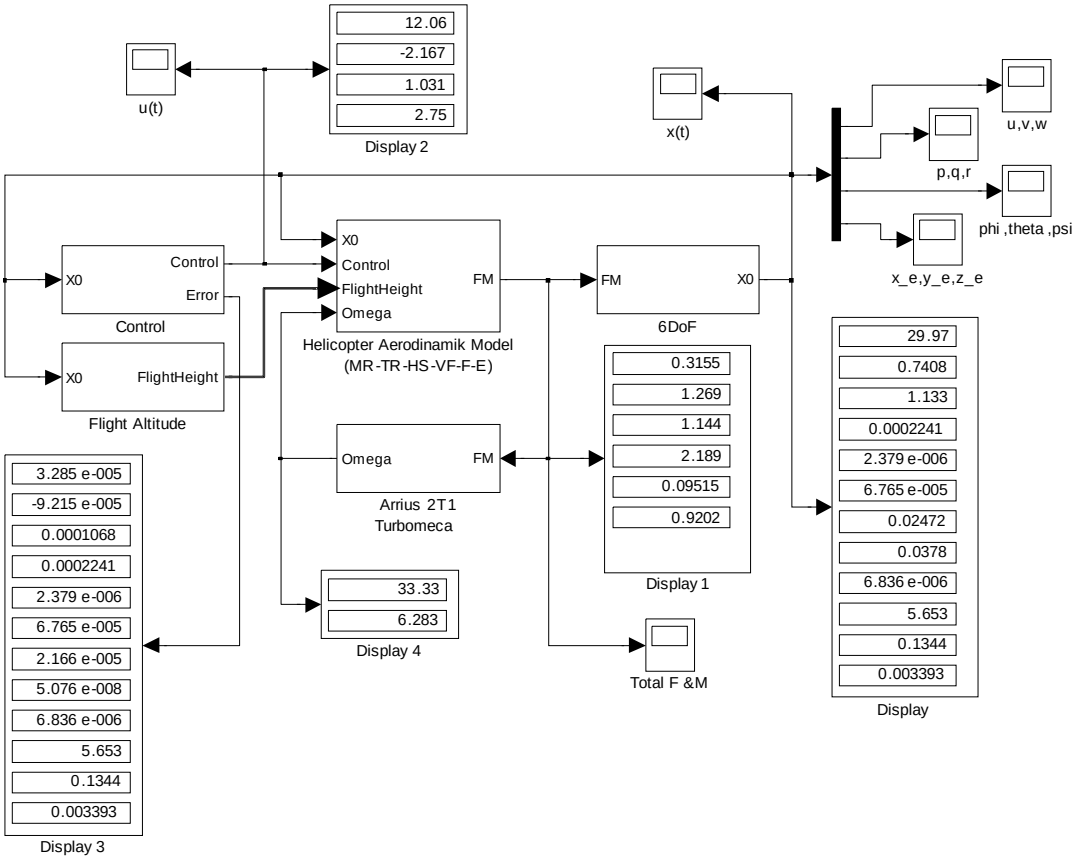
Yukarıda (7.62)-(7.65) ile verilen doğrusal olmayan helikopter uçuş dinamiği sisteminin şematik gösterimi Şekil 7.22'de verilmiştir. Her bir bileşen için hava aracının çizgisel ve açı hızlarından aerodinamik ve varsa dinamik kuvvetleri ve momentleri hesaplanarak ağırlık merkezindeki kuvvet ve momentlere dönüştürülür

ve toplanırlar. Üç asal eksende elde edilen kuvvetler ve momentler altı serbestlik dereceli dinamiklere giriş değeri olarak atanmakta ve çıktı olarak hava aracının çizgisel ve açısal hızları, yönelme açıları ve konumu başlangıç değerlerine göre hesaplanmaktadır. Bu model Matlab-Simulink kullanılarak yapılmış ve oluşturulan helikopter doğrusal olmayan uçuş dinamiğinin blok diyagramının üst görünümü de Şekil 7.23'te verilmiştir.

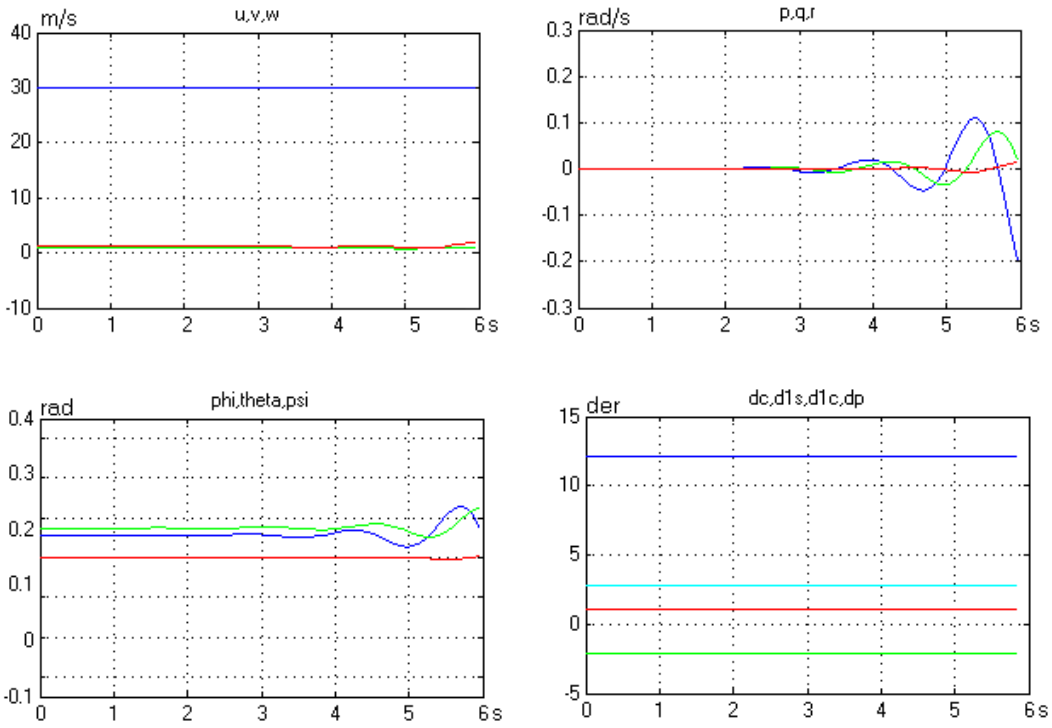


Şekil 7.22 : Doğrusal olmayan uçuş dinamik modelin şematik blok diyagramı.

Bu tezdeki dinamik denge analizlerinde ve uçuş dinamiklerinin benzetiminde MATLAB ve Simulink modelleri kullanılmıştır. Standart atmosfer sıcaklığında, uçuş irtifası deniz seviyesi (0m) olan prototip helikopter modelinin dinamik denge halinde başlayarak yapılan simülasyonların zaman yanıtları Şekil 7.24'te verilmiştir. Grafiklerden görülüyor ki doğrusal olmayan uçuş dinamiği model 4 saniye kadar denge koşulunu koruyabilmektedir. Bu süreden sonra pilotun veya bir kontrol sisteminin muhakkak müdahale etmesi gerekmektedir.



Şekil 7.23 : Doğrusal olmayan uçuş dinamiklerinin Matlab-Simulink blok diyagramı.



Şekil 7.24 : Doğrusal olmayan modelin örnek manevra için zaman yanıtları.

8. DİNAMİK DENGE ANALİZİ

Helikopterin istenilen yörünge ve uçuş şartlarında hareketini sürdürebilmesi için Newton'un ikinci yasası devreye girer. Bu yasa konumuzla alakalı kısaca söyle ifade edilebilir: duran veya hareket eden bir cisme dışarıdan bir kuvvet etki etmiyorsa bu cisim eğer duruyorsa konumunda bir değişiklik olmaz veya hareket ediyorsa hareketine aynen devam eder. Bu duruma dinamik denge veya trim uçuşu denir. Helikopterin arzu edilen bir yükseklikte havada asılı kalabilmesi için, ağırlık merkezine etki eden kuvvetlerin ve momentlerin toplamı sıfır olmalıdır. Keza helikopterin istenilen bir irtifada sabit bir ileri uçuş hızında uçması için rotor diskini öne eğerek sürükleme kuvvetinin yatay rotor kuvvet bileşeniyle karşılaması ve yine rotor diskinin dikey kuvvet bileşeni hava aracının yerçekimi kuvvetini karşılamalıdır. Başka bir değiş ile helikopterin ağırlık merkezine etki eden kuvvetler ve momentlerin toplamı sıfır olmalıdır. Bu bölümde helikopterin istenilen irtifada ve hızda dinamik dengede kalması için gerekli denklemler yer almaktadır. Bu denklemlerin çözümü helikopter modelinin istenilen irtifada ve hızda uçabilmesi için gerekli başlangıç şartlarını vermektedir.

8.1 Dinamik Denge Denklemi

Dengeli uçuş için altı denklem sırasıyla enlemsel kuvvet (ileri), boylamsal kuvvet (sağ), dikey kuvvet (aşağı), yuvarlanma momenti (soldan sağa), yunuslama momenti (burun yukarı), sapma momenti (burun sağ) hava aracı eksen takımına göre aşağıda verilmiştir

$$X = X_{AR}(\delta_c, \delta_{1s}, \delta_{1c}) + X_{KR}(\delta_p) + X_{YD} + X_{DK} + X_G + X_D - mg\sin\theta = 0 \quad \textbf{(8.1)}$$

$$Y = Y_{AR}(\delta_c, \delta_{1s}, \delta_{1c}) + Y_{KR}(\delta_p) + Y_{YD} + Y_{DK} + Y_G + Y_D + mg\cos\theta\sin\phi = 0 \quad \textbf{(8.2)}$$

$$Z = Z_{AR}(\delta_c, \delta_{1s}, \delta_{1c}) + Z_{KR}(\delta_p) + Z_{YD} + Z_{DK} + Z_G + Z_D + mg\cos\theta\cos\phi = 0 \quad \textbf{(8.3)}$$

$$L = L_{AR}(\delta_c, \delta_{1s}, \delta_{1c}) + L_{KR}(\delta_p) + L_{YD} + L_{DK} + L_G + L_D = 0 \quad \textbf{(8.4)}$$

$$M = M_{AR}(\delta_c, \delta_{1s}, \delta_{1c}) + M_{KR}(\delta_p) + M_{YD} + M_{DK} + M_G + M_D = 0 \quad \textbf{(8.5)}$$

$$N = N_{AR}(\delta_c, \delta_{1s}, \delta_{1c}) + N_{KR}(\delta_p) + N_{YD} + N_{DK} + N_G + N_D = 0 \quad \textbf{(8.6)}$$

Yukarıda $\delta_c, \delta_{1s}, \delta_{1c}$ ana rotor kontrol girişleri ve δ_p kuyruk rotoru kontrol girişidir. Ayrıca, x,y,z eksenlerindeki aerodinamik kuvvetler *X, Y, Z* ve etrafındaki momentler *L, M, N*'dir. Ayrıca *AR* alt indisi ana rotoru, *KR* alt indisi kuyruk rotoru, *YD* alt indisi yatay dengeleyiciyi, *DK* alt indisi dikey kanadı, *G* alt indisi gövdeyi, ve *D* alt indisi diğer helikopter bileşenlerini ifade etmektedir.

8.2 Dinamik Denge Çözüm Algoritması

Herhangi bir uçuşun dinamik dengede olabilmesi için helikopter ağırlık merkezine etki eden tüm kuvvetlerin ve momentlerin toplamı sıfır olması gerekir. Bu fikir ışığında (8.1) – (8.6) denklemleriyle tanımlanan helikopter modelinin dinamik denge hesabı için durum vektörü aşağıdaki gibi olsun.

$$F = \begin{bmatrix} X & Y & Z & L & M & N \end{bmatrix}^T \quad \textbf{(8.7)}$$

Aşağıda C ile tanımlanan değer fonksiyonu sıfıra eşit veya sıfır noktasının çok küçük bir sayı civarında çözümü mevcut ise helikopterin belirlenen uçuş şartı için dinamik dengesi (trim değeri) vardır denir.

$$C = \frac{1}{2} F^T F \quad \textbf{(8.8)}$$

Bu algoritma iteratif olduğundan dolayı başlangıç olarak dört kontrol girişi ve yuvarlanma ile yunuslama yönelme açıları tanımlanmalıdır. Dolayısıyla dinamik denge algoritmasının çözümünü değer fonksiyonun sıfıra civarında veya sıfıra eşitleyen dört kontrol girişi ve yuvarlanma ile yunuslama açılarıdır. Yani çözüm vektörel aşağıdaki gibidir:

$$R_T = \begin{bmatrix} \delta_c & \delta_{1s} & \delta_{1c} & \delta_p & \phi & \theta \end{bmatrix} \quad \textbf{(8.9)}$$

Trim analizi değişik uçuş şartları için uygulanabilir. Örneğin düzgün uçuş (ileri, dikey ve yanal), düzgün dönüş (sağ veya sola), v.b. Bu tezde düzgün uçuşlardan yalnızca düzgün ileri uçuş şartı değerlendirilmiştir.

8.3 Düzgün İleri Uçuş Manevrası

Bu uçuş şartında tüm ivmeler ve ağırlık merkezine etki eden açısal hızlar sıfırdır. Böylece düzgün ileri uçuş manevrasında her bir eksendeki tüm helikopter alt bileşenlerine etki eden toplam kuvvet ve her bir eksen etrafındaki moment aşağıda eşitliği sağlamaktadır.

$$X = mg\sin\theta \tag{8.10}$$

$$Y = -mg\cos\theta\sin\phi \tag{8.11}$$

$$Z = -mg\cos\theta\cos\phi \tag{8.12}$$

$$L = M = N = 0 \tag{8.13}$$

Prototip helikopterin uçuş dinamikleri matematiksel modelinin düzgün bir ileri uçuş manevrası için Matlab programı ile kodlanan trim algoritmasının deniz seviyesi uçuş irtifasında ve 30 m/s ileri uçuş hızındaki sonuçları içeren Matlab komut penceresi çıktıları ve trim sonucu Çizelge 8.1'de verilmiştir.

Çizelge 8.1 : Dinamik denge analizi algoritmasının Matlab ekran çıktısı.

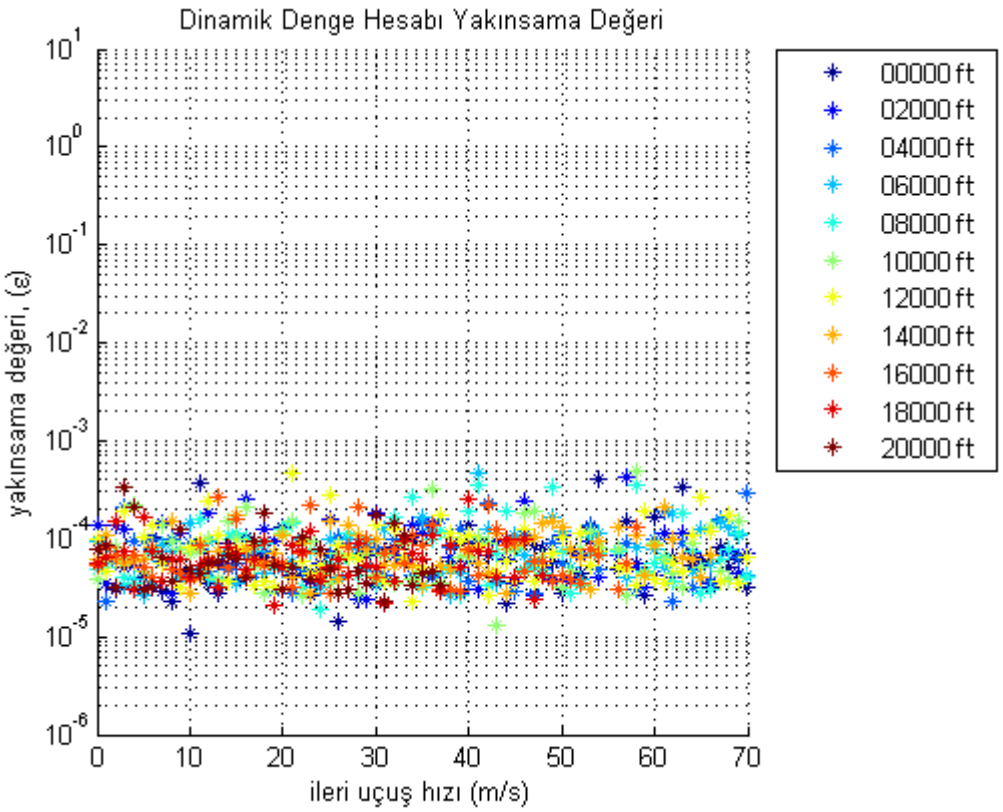
```
Iteration   Func-count     min f(x)         Procedure
     0            1          599.972
     1            7          599.972         initial simplex
     2            9          599.972         contract inside
     3           11          599.972         contract inside
     .
     .
     .
   332          529      9.2585e-005         contract inside
   333          531     7.86885e-005         contract inside
   334          532     7.86885e-005         reflect

Optimization terminated:
 the current x satisfies the termination criteria using OPTIONS.TolX of 1.000000e-004
 and F(X) satisfies the convergence criteria using OPTIONS.TolFun of 1.000000e-004

Trm_Rslt =
   12.0081   -2.0898    1.0178    2.9790    0.0067    0.0404
```

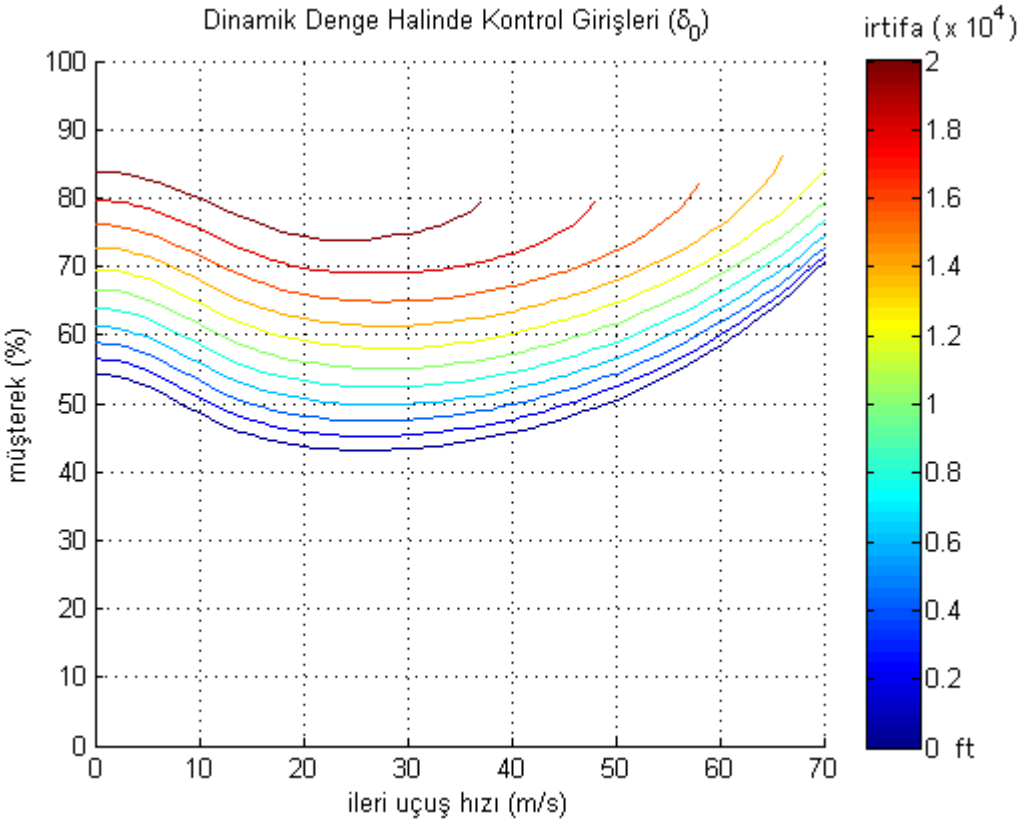
Prototip helikopterin brüt ağırlığında sırasıyla gücün 0m (0ft), 762m (2500ft), 1524m (5000ft), 2286m (7500ft), 3048m (10000ft), 3657.6m (12000ft), 4267.2m (14000ft), 4876.8m (16000ft), 5486.4m (18000ft) ve 6096m (20000ft) uçuş irtifalarında dinamik denge (trim) analizi sonuçları ileri uçuş hızı değişimine göre 1m/s adım aralığında hesaplanarak Şekil 8.1-8.6 arasıda verilmiştir. Şekil 8.1'de dinamik denge analizin değer fonksiyonun yaklaşma hatası ε uçuş irtifası ve ileri uçuş hızına bağlı çizdirilmiştir. Müşterek kontrol girişi, ilerlemesine döngüsel giriş, yanlamasına döngüsel giriş ve pedal kontrol girişleri sırasıyla Şekil 8.2, 8.3, 8.4 ve 8.5 verilmişlerdir. Prototip helikopter gövdesinin dinamik denge analizi sonucundaki

yönelme açılarının uçuş irtifası ve ileri uçuş hızına bağlı değişimi Şekil 8.6'da verilmiştir.

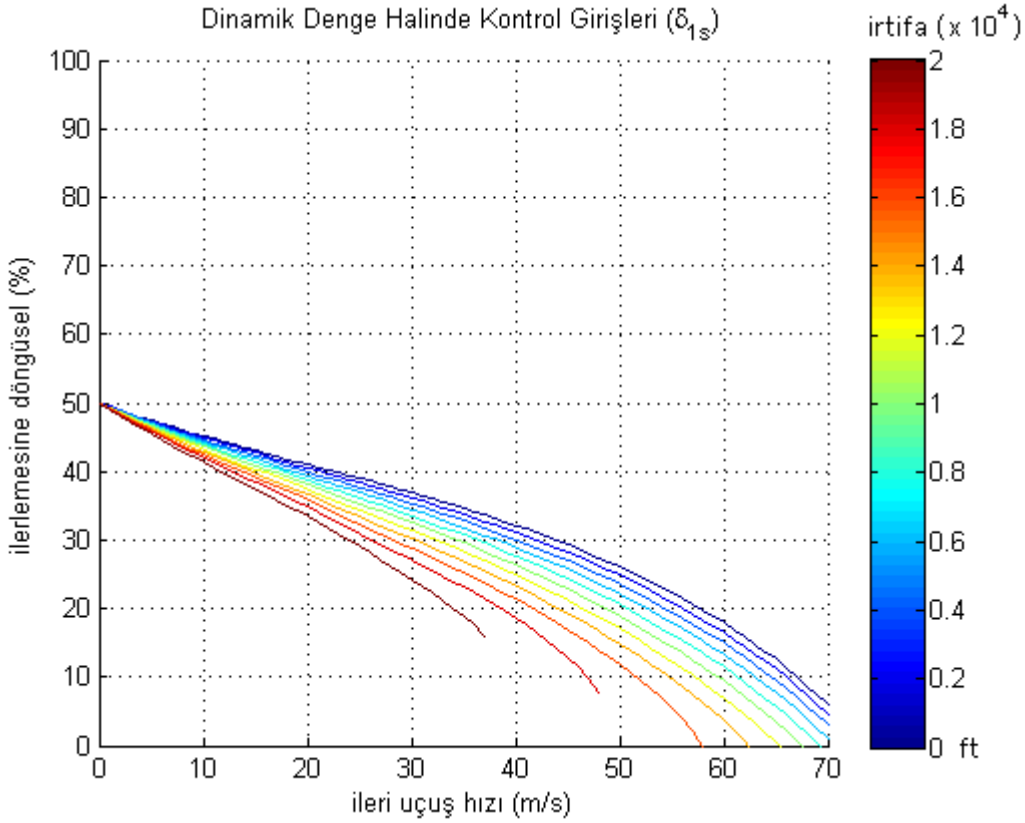


Şekil 8.1 : Yakınsama değerleri.

Analiz sonuçlarından görüleceği üzere yüksek uçuş irtifasında azalan hava yoğunluğundan dolayı istenilen taşıma kuvvetini oluşturmak üzere pala daha büyük hatve açısına ihtiyaç duymaktadır. Şekil 8.2'den görüldüğü üzere irtifa artıkça müşterek kontrol girişi de kademeli artmaktadır. Bir diğer yandan uçuş irtifa arttıkça da helikopterin azami hızı da çeşitli aerodinamik sebeplerden dolayı azalmaktadır. Prototip helikopter uçuş dinamiği modelinin örneğin 4876.8m (16000ft), 5486.4m (18000ft) ve 6096m (20000ft) uçuş irtifalarında 58m/s, 48m/s, 37m/s ileri uçuş hızlarından daha büyük değerleri için dinamik denge noktası bulunamamıştır. Dolayısıyla bu uçuş irtifalarındaki dinamik denge halinde azami ileri uçuş hızı olarak belirlenir. Şekil 8.3'ten de görüleceği üzere uçuş irtifası ve ileri uçuş hızı artarken ilerlemesine döngüsel kontrol girişi de azami değerlerine yaklaşmaktadır. Dinamik denge halinde 2438.4m (8000ft) uçuş irtifasında 68m/s ileri uçuş hızında tabla mekanizmasıyla verebileceği azami kontrol değerine ulaşmaktadır ve böylece ilgili uçuş irtifası için azami ileri uçuş hızını belirlemektedir.

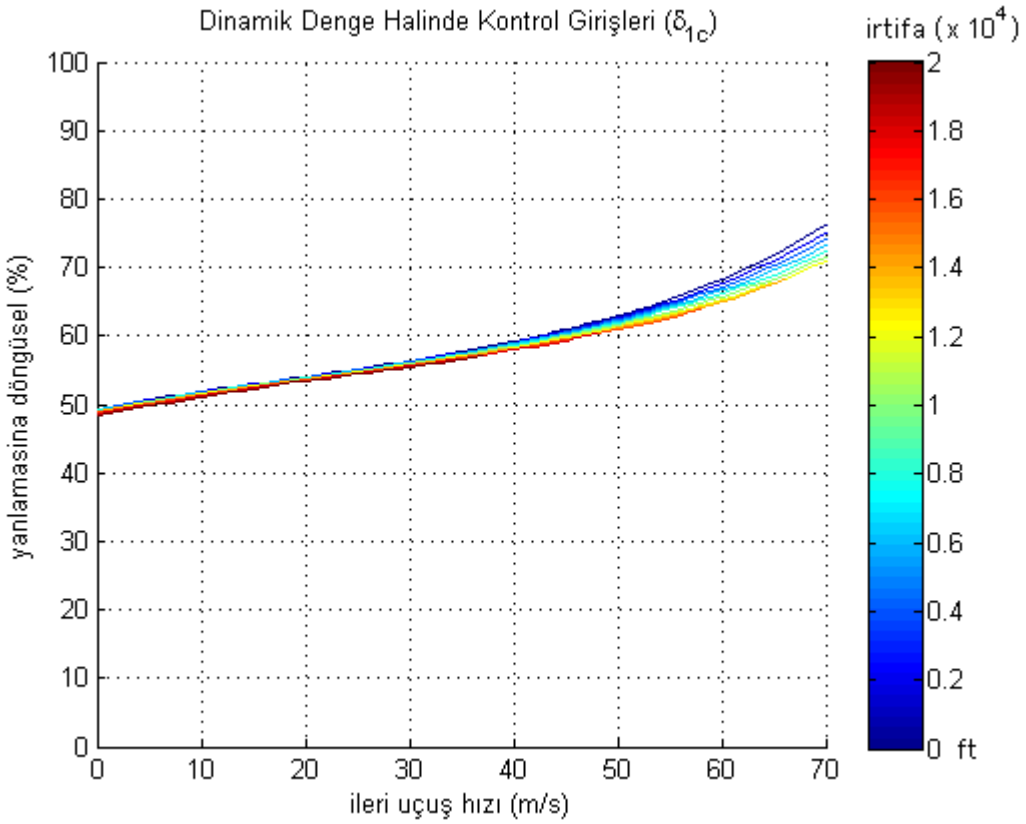


Şekil 8.2 : Müşterek kontrol girişinin dinamik denge değerleri.



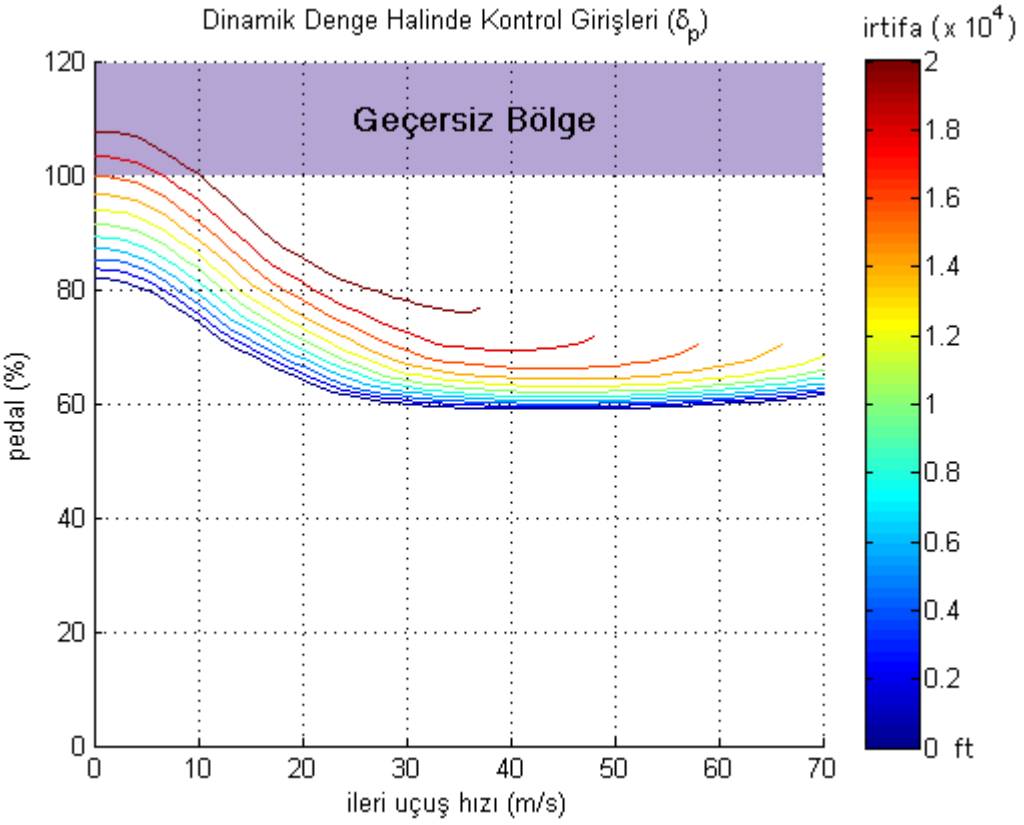
Şekil 8.3 : İlerlemesine döngüsel kontrol girişinin dinamik denge değerleri.

Görülüyor ki, tabla mekanizmasının mekanik sınırları da prototip helikopterin azami ileri uçuş hızını belirleyebilmektedir. Bir diğer yandan Şekil 8.4'e uçuş irtifasına ve ileri uçuş hızına göre verilen yanlamasına döngüsel kontrol girişinin uçuş irtifasına bağlı olarak değişimi çok küçüktür ve toplam %30'luk bir aralıkta değişim göstermektedir. Eğer yanal yönde manevra analizi yapılırsa tabla mekanizmasının dinamik denge halindeki azami değerler belirlenebilir.

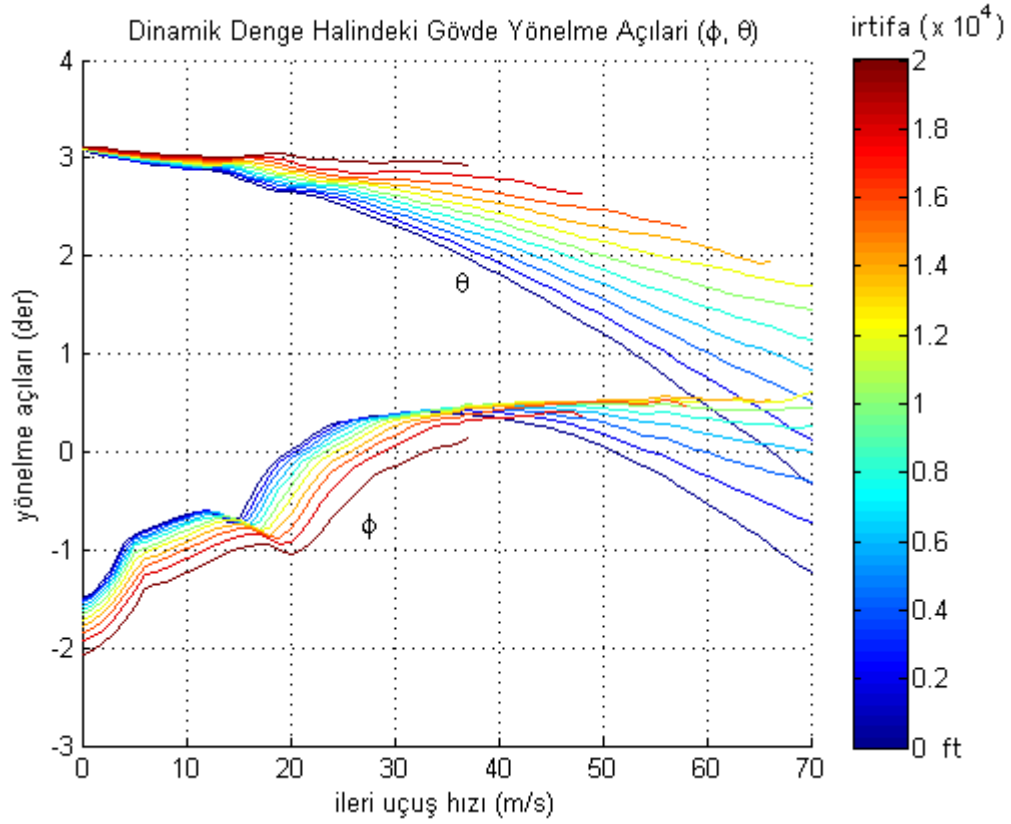


Şekil 8.4 : Yanlamasına döngüsel kontrol girişinin dinamik denge değerleri.

Uçuş irtifasının artmasıyla ana rotor torkunu sağlamak üzere kuyruk rotorunun üreteceği taşıma kuvveti ve dolayısıyla anti torku oluşturmak üzere Şekil 8.5'ten görüleceği gibi kuyruk rotor palasına kayda değer bir kontrol girişi mevcuttur. Kuyruk rotoru için genel sonuç olarak müteakip eden ifadeler söylenebilir. Uçuş irtifasının artması ile helikopterin ağırlığını karşılamak üzere müşterek kontrol girişi de arttırılmaktadır. Böylece rotor palanın hücum açısı arttığından sürükleme kuvveti ve dolayısıyla ana rotor torku da artmaktadır. Uçuş irtifasıyla artan ana rotor torkunu karşılamak için kuyruk rotorunun hatve açısı da uçuş irtifasıyla artmaktadır. Şekil 8.5'te geçersiz bölge olarak isimlendirilen kısımda pedal girişi aeromekanik sınırlarını 5486.4m (18000ft) ve 6096m (20000ft) uçuş irtifalarında aşmakta ve pedal girişleri sayesinde kuyruk rotoru asgari uçuş hız sınırını belirlemektedir.



Şekil 8.5 : Pedal girişinin değişik irtifa ve ileri uçuş hızlarıyla değişimi.



Şekil 8.6 : Helikopter gövdesinin yuvarlanma ve yunuslama yönelme açıları.

Helikopter gövdesinin yönelme açıları uçuş irtifası ve ileri uçuş hızına göre Şekil 8.6'da verilmiştir. Uçuş irtifası arttıkça yunuslama açısı değişimi azalmaktadır. Fakat yuvarlanma açısı uçuş irtifasına bağlı olarak değişimi 2.5 derece aralığındadır. Uçuş irtifası arttıkça büyük ileri uçuş hızlarında yuvarlanma açısı 0.5 derece civarında kalmaktadır. Deniz seviyesinde 0-70m/s ileri uçuş hızı aralığındaki toplam yunuslama açısı değişimi yaklaşık 3.5 derece iken 3657.6m (12000ft) uçuş irtifasında aynı hız aralığında yaklaşık 1.5 derece olmaktadır. Dolayısıyla yunuslama açısı ile ilerlemesine döngüsel kontrol girişi karşılaştırılırsa uçuş irtifasına bağlı olarak birbirileriyle ters orantılı oldukları görülmektedir.

9. LİNEER UÇUŞ DİNAMİĞİ MODELİ

Bu bölümde ilk aşamada belirlenen herhangi bir irtifa, ortam sıcaklığı ve hızında uçuş dinamiklerinin bu şartlar civarında doğrusal değiştiği kabul edilerek kararlılık ile kontrol türevlerin hesaplanması ve akabinde lineer uçuş dinamik modelinin çıkarılması ve hesaplanmasına yer verilmektedir. İkinci aşamada ise belirlenen uçuş şartında durum değişkenlerin kontrol girişlerine karşılık transfer fonksiyonlarının hesaplanmasına değinilmiştir. Prototip helikopterin kararlılık hesabı ve otopilot sistemlerin tasarımında lineer uçuş dinamikleri önem arz etmektedirler.

9.1 Doğrusal Olmayan Sistemin Lineerleştirilmesi

Prototip helikopterin doğrusal olmayan uçuş dinamik modeli (bkz. Bölüm 7) belirlenen bir uçuş şartı civarında uçuş dinamiklerinin doğrusal değiştiği kabulü yapılarak x-y-z eksenindeki X, Y, Z kuvvetleri ve L, M, N momentleri kontrol girişlerin, çizgisel ve açısal hızların katsayılar kombinasyonu şeklinde aşağıdaki gibi yazılabilir [27, 28, 35]:

$$m\left[\dot{u}+w_0 q-v_0 r+g\cos\gamma_0\theta\right]=\frac{\partial X}{\partial u}u+\frac{\partial X}{\partial w}w+\frac{\partial X}{\partial q}q+\frac{\partial X}{\partial v}v+\frac{\partial X}{\partial p}p+\frac{\partial X}{\partial r}r+\frac{\partial X}{\partial \delta_c}\delta_c+\frac{\partial X}{\partial \delta_{1s}}\delta_{1s}+\frac{\partial X}{\partial \delta_{1c}}\delta_{1c}+\frac{\partial X}{\partial \delta_p}\delta_p \tag{9.1}$$

$$m\left[\dot{v}+u_0 r-w_0 p-g\cos\phi_0\cos\gamma_0\phi+g\sin\phi_0\sin\gamma_0\theta\right]=\frac{\partial Y}{\partial u}u+\frac{\partial Y}{\partial w}w+\frac{\partial Y}{\partial q}q+\frac{\partial Y}{\partial v}v+\frac{\partial Y}{\partial p}p+\frac{\partial Y}{\partial r}r+\frac{\partial Y}{\partial \delta_c}\delta_c+\frac{\partial Y}{\partial \delta_{1s}}\delta_{1s}+\frac{\partial Y}{\partial \delta_{1c}}\delta_{1c}+\frac{\partial Y}{\partial \delta_p}\delta_p \tag{9.2}$$

$$m\left[\dot{w}-u_0 q+v_0 p+g\cos\phi\sin\gamma_0\theta+g\sin\phi\cos\gamma_0\phi\right]=\frac{\partial Z}{\partial u}u+\frac{\partial Z}{\partial w}w+\frac{\partial Z}{\partial q}q+\frac{\partial Z}{\partial u}v+\frac{\partial Z}{\partial w}p+\frac{\partial Z}{\partial q}r+\frac{\partial Z}{\partial \delta_c}\delta_c+\frac{\partial Z}{\partial \delta_{1s}}\delta_{1s}+\frac{\partial Z}{\partial \delta_{1c}}\delta_{1c}+\frac{\partial Z}{\partial \delta_p}\delta_p \tag{9.3}$$

$$I_{xx}\dot{p}-I_{xz}\dot{r}=\frac{\partial L}{\partial u}u+\frac{\partial L}{\partial w}w+\frac{\partial L}{\partial q}q+\frac{\partial L}{\partial u}v+\frac{\partial L}{\partial w}p+\frac{\partial L}{\partial q}r+\frac{\partial L}{\partial \delta_c}\delta_c+\frac{\partial L}{\partial \delta_{1s}}\delta_{1s}+\frac{\partial L}{\partial \delta_{1c}}\delta_{1c}+\frac{\partial L}{\partial \delta_p}\delta_p \tag{9.4}$$

$$I_{yy}\dot{q}=\frac{\partial M}{\partial u}u+\frac{\partial M}{\partial w}w+\frac{\partial M}{\partial q}q+\frac{\partial M}{\partial u}v+\frac{\partial M}{\partial w}p+\frac{\partial M}{\partial q}r+\frac{\partial M}{\partial \delta_c}\delta_c+\frac{\partial M}{\partial \delta_{1s}}\delta_{1s}+\frac{\partial M}{\partial \delta_{1c}}\delta_{1c}+\frac{\partial M}{\partial \delta_p}\delta_p \tag{9.5}$$

$$I_{zz}\dot{r}-I_{xz}\dot{p}=\frac{\partial N}{\partial u}u+\frac{\partial N}{\partial w}w+\frac{\partial N}{\partial q}q+\frac{\partial N}{\partial u}v+\frac{\partial N}{\partial w}p+\frac{\partial N}{\partial q}r+\frac{\partial N}{\partial \delta_c}\delta_c+\frac{\partial N}{\partial \delta_{1s}}\delta_{1s}+\frac{\partial N}{\partial \delta_{1c}}\delta_{1c}+\frac{\partial N}{\partial \delta_p}\delta_p \tag{9.6}$$

Helikopterin ağırlık merkezindeki x-y-z eksen takımı boyunca etki eden kuvvetler *X*, *Y*, *Z* ve eksenler etrafındaki momentler *L*, *M*, *N*'dir. Hava aracının eksen takımındaki u_B, v_B, w_B çizgisel hızlar, p_B, q_B, r_B açısal hızlar, ϕ, θ, ψ yönelme açıları, m toplam kütle ve $\delta_c, \delta_{1s}, \delta_{1c}, \delta_p$ kontrol girişleridir. Ayrıca durum değişkenlerine bağlı olarak türetilen kuvvetler ve momentler boyutsuzlaştırılarak ($x_i = (1/m)\partial X/\partial i$, $y_i = (1/m)\partial Y/\partial i$, $z_i = (1/m)\partial Z/\partial i$, $l_i = (1/I_{xx})\partial L/\partial i$, $m_i = (1/I_{yy})\partial M/\partial i$ ve $n_i = (1/I_{zz})\partial N/\partial i$; $i = u, v, w, p, q, r$) aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\dot{u}=x_u u+x_w w+(x_q-w_0)q-g\cos\phi_0\cos\gamma_0\theta+x_v v+x_p p+(x_r+v_0)r+x_{\delta_c}\delta_c+x_{\delta_{1s}}\delta_{1s}+x_{\delta_{1c}}\delta_{1c}+x_{\delta_p}\delta_p \tag{9.7}$$

$$\dot{v}=y_u u+y_w w+y_q q-g\sin\phi_0\sin\gamma_0\theta+y_v v+(y_p+w_0)p+(y_r-u_0)r+g\cos\phi_0\cos\gamma_0\phi+y_{\delta_c}\delta_c+y_{\delta_{1s}}\delta_{1s}+y_{\delta_{1c}}\delta_{1c}+y_{\delta_p}\delta_p \tag{9.8}$$

$$\dot{w}=z_u u+z_w w+(z_q+u_0)q-g\cos\phi_0\sin\gamma_0\theta+z_v v+(z_p-v_0)p+z_r r+g\sin\phi_0\cos\gamma_0\phi+z_{\delta_c}\delta_c+z_{\delta_{1s}}\delta_{1s}+z_{\delta_{1c}}\delta_{1c}+z_{\delta_p}\delta_p \tag{9.9}$$

$$\begin{aligned}\dot{p}&=\frac{I_{zz}l_u+I_{xz}n_u}{I_c}u+\frac{I_{zz}l_w+I_{xz}n_w}{I_c}w+\frac{I_{zz}l_q+I_{xz}n_q}{I_c}q+\frac{I_{zz}l_v+I_{xz}n_v}{I_c}v\\&+\frac{I_{zz}l_p+I_{xz}n_p}{I_c}p+\frac{I_{zz}l_r+I_{xz}n_r}{I_c}r+\frac{I_{zz}l_{\delta_c}+I_{xz}n_{\delta_c}}{I_c}\delta_c+\frac{I_{zz}l_{\delta_{1s}}+I_{xz}n_{\delta_{1s}}}{I_c}\delta_{1s}\\&+\frac{I_{zz}l_{\delta_{1c}}+I_{xz}n_{\delta_{1c}}}{I_c}\delta_{1c}+\frac{I_{zz}l_{\delta_p}+I_{xz}n_{\delta_p}}{I_c}\delta_p\\&=\tilde{l}_u u+\tilde{l}_w w+\tilde{l}_q q+\tilde{l}_v v+\tilde{l}_p p+\tilde{l}_r r+\tilde{l}_{\delta_c}\delta_c+\tilde{l}_{\delta_{1s}}\delta_{1s}+\tilde{l}_{\delta_{1c}}\delta_{1c}+\tilde{l}_{\delta_p}\delta_p\end{aligned} \tag{9.10}$$

$$\dot{q} = m_u u + m_w w + m_q q + m_v v + m_p p + m_r r + m_{\delta_c}\delta_c + m_{\delta_{1s}}\delta_{1s} + m_{\delta_{1c}}\delta_{1c} + m_{\delta_p}\delta_p \tag{9.11}$$

$$\begin{aligned}\dot{r} = {} & \frac{I_{xx}n_u + I_{xz}l_u}{I_c}u + \frac{I_{xx}n_w + I_{xz}l_w}{I_c}w + \frac{I_{xx}n_q + I_{xz}l_q}{I_c}q + \frac{I_{xx}n_v + I_{xz}l_v}{I_c}v \\ & + \frac{I_{xx}n_p + I_{xz}l_p}{I_c}p + \frac{I_{xx}n_r + I_{xz}l_r}{I_c}r + \frac{I_{xx}n_{\delta_c} + I_{xz}l_{\delta_c}}{I_c}\delta_c + \frac{I_{xx}n_{\delta_{1s}} + I_{xz}l_{\delta_{1s}}}{I_c}\delta_{1s} \\ & + \frac{I_{xx}n_{\delta_{1c}} + I_{xz}l_{\delta_{1c}}}{I_c}\delta_{1c} + \frac{I_{xx}n_{\delta_p} + I_{xz}l_{\delta_p}}{I_c}\delta_p \\ = {} & \tilde{n}_u u + \tilde{n}_w w + \tilde{n}_q q + \tilde{n}_v v + \tilde{n}_p p + \tilde{n}_r r + \tilde{n}_{\delta_c}\delta_c + \tilde{n}_{\delta_{1s}}\delta_{1s} + \tilde{n}_{\delta_{1c}}\delta_{1c} + \tilde{n}_{\delta_p}\delta_p\end{aligned} \tag{9.12}$$

burada $I_c = I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2$, $\gamma_0 = \theta_0 - \alpha$'dır ve θ_0 ve ϕ_0 dinamik denge halindeki yunuslama ve yuvarlanma açısı değerleridir. Ayrıca, (5.30)-(5.32) açı kinematiklerinden aşağıdaki ilişki yazılabilir:

$$\dot{\phi} = p + \frac{\sin\phi_0}{\tan\gamma_0}q + \frac{\cos\phi_0}{\tan\gamma_0}r \tag{9.13}$$

$$\dot{\theta} = \cos\phi_0 q - \sin\phi_0 r \tag{9.14}$$

$$\dot{\psi} = \frac{\sin\phi_0}{\cos\gamma_0}q + \frac{\cos\phi_0}{\cos\gamma_0}r \tag{9.15}$$

Yukarıda (9.7)-(9.15) denklem takımlarıyla ile tanımlanan helikopter uçuş dinamikleri genel olarak aşağıdaki gibi yazılırlar [27, 35]:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \tag{9.16}$$

Burada $x(t)$ durum vektörü, $u(t) = \begin{bmatrix}\delta_c & \delta_{1s} & \delta_{1c} & \delta_p\end{bmatrix}^T$ kontrol vektörü, A sistem matrisi, ve B kontrol dağıtım matrisidir. Uçuş dinamiklerinin kararlık analizi ve be benzetimi için durum vektörü aşağıdaki gibi tanımlamak yeterli olacaktır:

$$x(t) = \begin{bmatrix}u & w & q & \theta & v & p & \phi & r\end{bmatrix}^T$$

Hatırlatılmalı ki, helikopter uçuş dinamikleri ψ sapma açısına ihtiyaç duyulmadan da tanımlanabilmektedir. Ancak kontrol sistemi tasarımında sapma açısı, irtifa, hücum açısı ve yana kayma açısı durum değişkeni olarak dâhil edilebilir. Böylece (9.16) dinamik sistemindeki sistem matrisi ve kontrol dağıtım matrisleri başlangıç yönelme açıları, başlangıç çizgisel hızlarına, kararlılık ve kontrol türevlerine, ve yerçekimi ivmesine bağlı olarak aşağıdaki gibi oluşturulabilir [14]:

$$A=\begin{bmatrix} x_u & x_w & x_q-w_0 & -g\cos\gamma_0 & x_v & x_p & 0 & x_r+v_0 \\ z_u & z_w & z_q+u_0 & -g\cos\phi_0\sin\gamma_0 & z_v & z_p-v_0 & -g\sin\phi_0\cos\gamma_0 & z_r \\ m_u & m_w & m_q & 0 & m_v & m_p & 0 & m_r \\ 0 & 0 & \cos\phi_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\sin\phi_0 \\ y_u & y_w & y_q & -g\sin\phi_0\sin\gamma_0 & y_v & y_p+w_0 & g\cos\phi_0\cos\gamma_0 & y_r-u_0 \\ \tilde{l}_u & \tilde{l}_w & \tilde{l}_q & 0 & \tilde{l}_v & \tilde{l}_p & 0 & \tilde{l}_r \\ 0 & 0 & \sin\phi_0/\tan\gamma_0 & 0 & 0 & 1 & 0 & \cos\phi_0/\tan\gamma_0 \\ \tilde{n}_u & \tilde{n}_w & \tilde{n}_q & 0 & \tilde{n}_v & \tilde{n}_p & 0 & \tilde{n}_r \end{bmatrix}$$

$$B=\begin{bmatrix} x_{\delta_C} & x_{\delta_{1s}} & x_{\delta_{1c}} & x_{\delta_P} \\ z_{\delta_C} & z_{\delta_{1s}} & z_{\delta_{1c}} & z_{\delta_P} \\ m_{\delta_C} & m_{\delta_{1s}} & m_{\delta_{1c}} & m_{\delta_P} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ y_{\delta_C} & y_{\delta_{1s}} & y_{\delta_{1c}} & y_{\delta_P} \\ \tilde{l}_{\delta_C} & \tilde{l}_{\delta_{1s}} & \tilde{l}_{\delta_{1c}} & \tilde{l}_{\delta_P} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \tilde{n}_{\delta_C} & \tilde{n}_{\delta_{1s}} & \tilde{n}_{\delta_{1c}} & \tilde{n}_{\delta_P} \end{bmatrix} \qquad \textbf{(9.17)}$$

Pilot veya algılayıcılar gördüğü, hissettiği veya ölçtüğü parametreler (9.16) dinamik sistemin gözlenebilen çıkış değerleri olup aşağıdaki bağıntıyla hesaplanırlar:

$$y(t)=Cx(t)+Du(t) \qquad \textbf{(9.18)}$$

Yukarıda C gözlem matrisi ve D kontrol gözlem matrisidir. İfade edilmeli ki ölçülemeyen durum değişkenleri gözleyiciler (observer) ile kestirilebilir.

9.1.1 Kararlılık ve kontrol türevlerinin hesaplanması

Durum değişkenlerine bağlı olarak türetilen kuvvetler ve momentler aşağıdaki bağıntılardan her bir durum ve kontrol değişkeni için yazılarak hesaplanabilirler [9, 10, 14, 18]:

$$\frac{\partial X}{\partial u}=\frac{X(u+\Delta u)-X(u-\Delta u)}{2\Delta u} \qquad \textbf{(9.19)}$$

$$\frac{\partial Z}{\partial \delta_c}=\frac{Z(\delta_c+\Delta\delta_c)-Z(\delta_c-\Delta\delta_c)}{2\Delta\delta_c} \qquad \textbf{(9.20)}$$

Yukarıda (9.19)'da x-yönündeki X kuvvetinin u ileri uçuş hızıyla değişimine göre hesaplanan boyutlu sistem türevidir, ve (9.20)'de z-yönündeki Z kuvvetinin δ_c müşterek kontrol girişine göre hesaplanan boyutlu kontrol türevidir. Yukarıda

bahsedilen boyutsuzlaştırma işleminden sonra x_u ve z_{δ_0} kararlılık türevleri ile kontrol türevleri olarak isimlendirilir. Ekler bölümünde (bkz. EK C) bazı uçuş irtifaları ve hızlarındaki dinamik denge analizi sonuçları, uçuş şartındaki çizgisel hızlar, hesaplanan kararlılık ve kontrol türevleri aşağıdaki formatta verilmiştir [9, 10]:

U_0	h	T	W
(m/s)	(m)	(K)	(kg)

ϕ_0	θ_0	ψ_0	α_0	β_0	γ_0	θ_c	θ_{1c}	θ_{1s}	θ_p
$(\mathrm{de}r)$	$(\mathrm{de}r)$	$(\mathrm{de}r)$	$(\mathrm{de}r)$	$(\mathrm{de}r)$	$(\mathrm{de}r)$	$(\mathrm{de}r)$	$(\mathrm{de}r)$	$(\mathrm{de}r)$	$(\mathrm{de}r)$

$\dot{x}$	$\dot{z}$	U_0	V_0	W_0	V_T
(m/s)	(m/s)	(m/s)	(m/s)	(m/s)	(m/s)

	U	W	Q	V	P	R	Dc	$D1s$	$D1c$	Dp
X	x_u	x_w	x_q	x_v	x_p	x_r	x_{δ_c}	$x_{\delta_{1s}}$	$x_{\delta_{1c}}$	x_{δ_p}
Z	z_u	z_w	z_q	z_v	z_p	z_r	z_{δ_c}	$z_{\delta_{1s}}$	$z_{\delta_{1c}}$	z_{δ_p}
M	m_u	m_w	m_q	m_v	m_p	m_r	m_{δ_c}	$m_{\delta_{1s}}$	$m_{\delta_{1c}}$	m_{δ_p}
Y	y_u	y_w	y_q	y_v	y_p	y_r	y_{δ_c}	$y_{\delta_{1s}}$	$y_{\delta_{1c}}$	y_{δ_p}
L	$\tilde{l}_u$	$\tilde{l}_w$	$\tilde{l}_q$	$\tilde{l}_v$	$\tilde{l}_p$	$\tilde{l}_r$	$\tilde{l}_{\delta_c}$	$\tilde{l}_{\delta_{1s}}$	$\tilde{l}_{\delta_{1c}}$	$\tilde{l}_{\delta_p}$
N	$\tilde{n}_u$	$\tilde{n}_w$	$\tilde{n}_q$	$\tilde{n}_v$	$\tilde{n}_p$	$\tilde{n}_r$	$\tilde{n}_{\delta_c}$	$\tilde{n}_{\delta_{1s}}$	$\tilde{n}_{\delta_{1c}}$	$\tilde{n}_{\delta_p}$

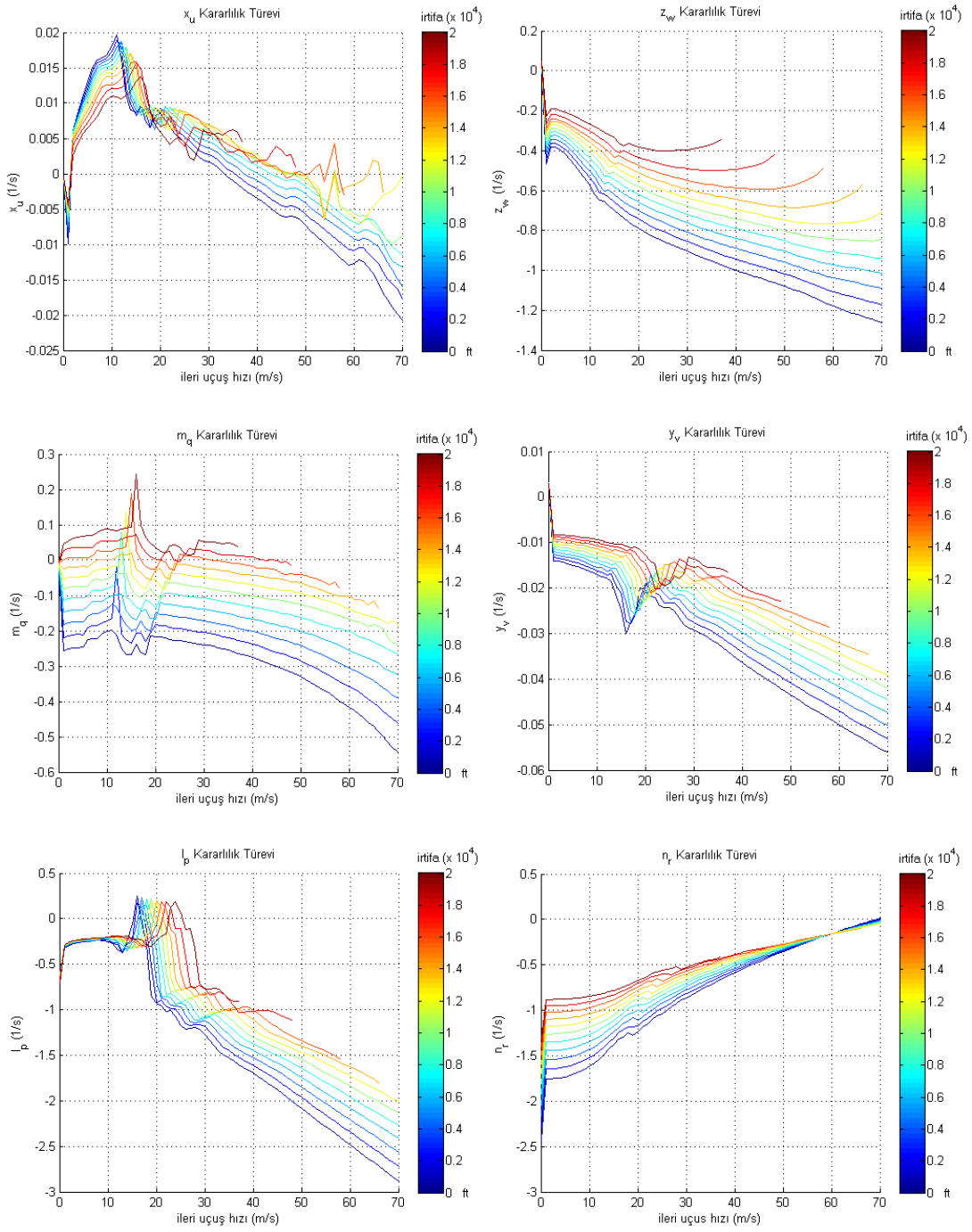
Kontrol ve kararlılık türevleri ayrıca uçuş test verilerinden de tanımlama yöntemi ile de elde edilebilir. Bu yönde çalışmalar [78, 82] yapılmıştır.

Verilen kararlılık ve kontrol türevleri ile kolaylıkla arzu edilen uçuş şartı için lineer uçuş dinamiği modeli $x(t) = \left[u\ w\ q\ \theta\ v\ p\ \phi\ r\ \psi\right]^T$ durum değişkenleri ile oluşturulabilir. Prototip helikopter modeliyle bu tezde kararlılık ve kontrol türevleri ilk kez doğrusal olmayan helikopter uçuş dinamiği modelinden hesaplanmıştır. Prototip helikopter modeline ait Ek.3'te verilmiş x_u, z_w, m_q, y_v, l_p ve n_r kararlılık türevlerinin uçuş irtifası ve uçuş hızına bağlı değişimleri Şekil 9.1'de çizdirilmiştir.

Standart atmosfer sıcaklığında (ISA), deniz seviyesi uçuş irtifasında ve 30m/s ileri uçuş hızında lineer uçuş dinamiği sisteminin sistem ve kontrol matrisleri Çizelge 9.1'de verilmiştir. Lineer uçuş dinamiğinin zaman yanıtları ise Şekil 9.2'de verilmiştir.

Bir hava aracının lineer uçuş dinamiğini ilerlemesine ve yanlamasına olarak ikiye ayırmak değerlendirme, analiz ve kontrol sistemi tasarımı açısından kolaylık

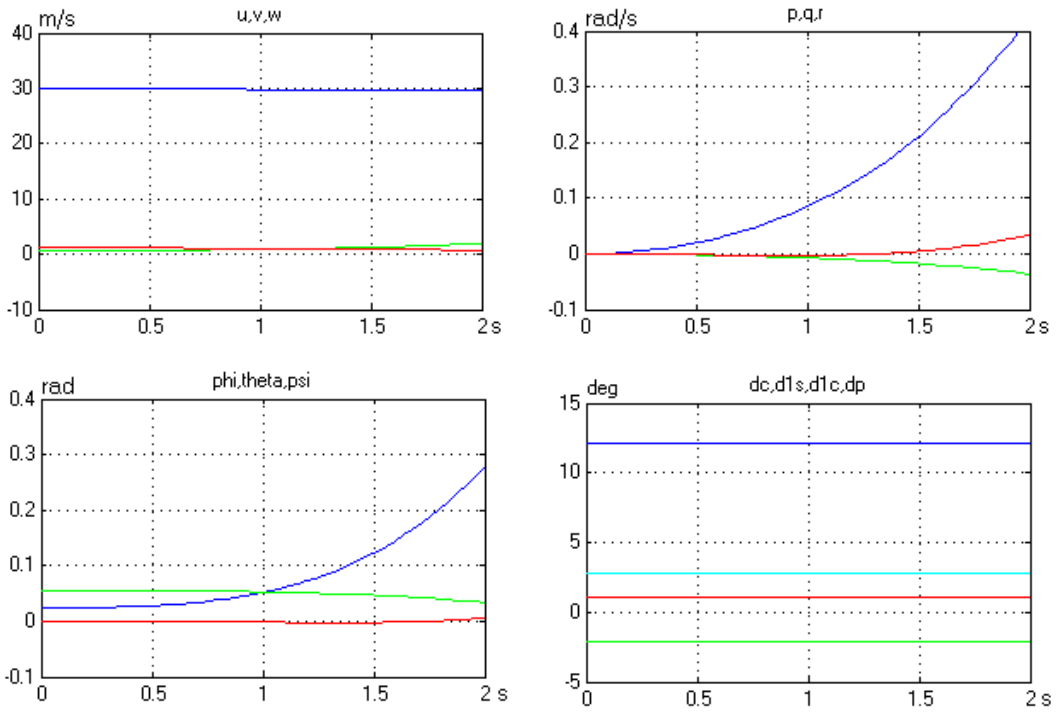
sağlamaktadır. İlerlemesine uçuş dinamiği helikopterin uçuş yönündeki x-z düzlemi içinde kalan durum değişkenlerini etkilemektedir. Daha önce tanımlanan $x(t)$ durum vektörünün ilk dört bileşeni olan u, w, q, θ ilerlemesine uçuş dinamiklerinin durum değişkenleridir. Helikopterin uçuş yönündeki x-z düzlemi dışında kalan diğer durum değişkenleri yanlamasına uçuş dinamiklerini etkiler. Durum vektörünün son dört bileşeni olan v, p, ϕ, r yanlamasına uçuş dinamiklerinin durum değişkenleridir.



Şekil 9.1 : x_u, z_w, m_q, y_v, l_p, n_r kararlılık türevlerinin hız ve irtifayla değişimi.

Çizelge 9.1 : Lineer uçuş dinamiğinin sistem ve kontrol dağıtım matrisleri.

```
A =
 0.0023    0.0739   -1.1535   -9.8030   -0.0021   -0.0164         0    0.0496         0
-0.0028   -0.9577   29.9899   -0.3708    0.0239   -0.0556   -0.2417    0.0016         0
 0.0872    0.0489   -0.2400         0   -0.0226    0.0411         0   -0.0537         0
      0         0    0.9997         0         0         0         0   -0.0247         0
-0.0098   -0.0878   -0.0083   -0.0091   -0.0578    1.1507    9.8000  -29.6056         0
-0.9034   -1.1946    1.9557         0   -0.0917   -0.1332         0    0.6104         0
      0         0    0.0009         0         0    1.0000         0    0.0378         0
 0.0822    0.0139   -0.2086         0    0.1537   -0.1129         0   -0.9880         0
      0         0    0.0247         0         0         0         0    1.0004         0
B =
 0.1679    0.1578   -0.0339         0
-2.0828   -0.7918   -0.2323         0
 0.3662   -0.9119   -3.9274    0.0004
      0         0         0         0
-0.0693    0.0542    0.1050    0.1436
-5.0064  -12.4444    0.6466    0.2233
      0         0         0         0
 0.7396    1.3806    0.0397   -0.3871
      0         0         0         0
X0=
   29.9694    1.1334         0    0.0378    0.7409         0    0.0247         0
```



Şekil 9.2 : Doğrusal uçuş dinamiklerinin zaman yanıtları (h=0m, u0=30m/s).

9.1.2 İlerlemesine lineer uçuş dinamikleri

Prototip helikopterin ilerlemesine lineer uçuş dinamikleri şöyle tanımlanabilir [27, 28, 35]:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{\text{lng}}(t) &= A_{\text{lng}} x_{\text{lng}}(t) + B_{\text{lng}} u_{\text{lng}}(t) \\ y_{\text{lng}}(t) &= C_{\text{lng}} x_{\text{lng}}(t) + D_{\text{lng}} u_{\text{lng}}(t) \end{aligned} \qquad \textbf{(9.21)}$$

Burada $x_{\text{lng}} = \begin{bmatrix} u & w & q & \theta \end{bmatrix}^T$ şeklinde tanımlanan durum vektörü, A_{lng} (4×4)-boyutlu sistem matrisi, B_{lng} (4×2)-boyutlu kontrol dağıtım matrisi, C_{lng} (4×4)-boyutlu gözlem matrisi, D_{lng} (4×2)-boyutlu kontrol gözlem matrisi, y_{lng} çıkış gözlem vektörü ve $u_{\text{lng}} = \begin{bmatrix} \delta_C & \delta_{1s} \end{bmatrix}^T$ kontrol/giriş vektörüdür. Aşağıda A_{lng} ve B_{lng} başlangıç yönelme açıları, başlangıç çizgisel hızlarına, kararlılık ve kontrol türevlerine, ve yerçekimi ivmesine bağlı olarak aşağıdaki gibi oluşturulabilir [14, 27, 28, 35]:

$$A_{\text{lng}} = \begin{bmatrix} x_u & x_w & x_q - w_0 & -g\cos\gamma_0 \\ z_u & z_w & z_q + u_0 & -g\sin\gamma_0 \\ m_u & m_w & m_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},\ B_{\text{lng}} = \begin{bmatrix} x_{\delta_C} & x_{\delta_{1s}} \\ z_{\delta_C} & z_{\delta_{1s}} \\ m_{\delta_C} & m_{\delta_{1s}} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \qquad \textbf{(9.22)}$$

9.1.3 Yanlamasına lineer uçuş dinamikleri

Prototip helikopterin yanlamasına lineer uçuş dinamikleri şöyle tanımlanabilir [27, 28, 35]:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{\text{lat}}(t) &= A_{\text{lat}}x_{\text{lat}}(t) + B_{\text{lat}}u_{\text{lat}}(t) \\ y_{\text{lat}}(t) &= C_{\text{lat}}x_{\text{lat}}(t) + D_{\text{lat}}u_{\text{lat}}(t) \end{aligned} \qquad \textbf{(9.23)}$$

Burada $x_{\text{lat}} = \begin{bmatrix} v & p & \phi & r \end{bmatrix}^T$ durum vektörü, A_{lat} (4×4)-boyutlu yanlamasına hareketin dinamik sistem matrisi, B_{lat} (4×2)-boyutlu kontrol dağıtım matrisi, C_{lat} (4×4)-boyutlu gözlem matrisi, D_{lat} (4×2)-boyutlu kontrol gözlem matrisi, y_{lat} çıkış gözlem vektörü ve $u_{\text{lat}} = \begin{bmatrix} \delta_{1c} & \delta_P \end{bmatrix}^T$ kontrol/giriş vektörüdür.

$$A_{\text{lat}} = \begin{bmatrix} y_v & y_p + w_0 & g\cos\phi_0\cos\gamma_0 & y_r - u_0 \\ \tilde{l}_v & \tilde{l}_p & 0 & \tilde{l}_r \\ 0 & 1 & 0 & \cos\phi_0/\tan\theta_0 \\ \tilde{n}_v & \tilde{n}_p & 0 & \tilde{n}_r \end{bmatrix},\ B_{\text{lat}} = \begin{bmatrix} y_{\delta_{1c}} & y_{\delta_P} \\ \tilde{l}_{\delta_{1c}} & \tilde{l}_{\delta_P} \\ 0 & 0 \\ \tilde{n}_{\delta_{1c}} & \tilde{n}_{\delta_P} \end{bmatrix} \qquad \textbf{(9.24)}$$

9.2 Transfer Fonksiyonların Elde Edilmesi

Lineer uçuş dinamik sistemi (9.16) $x(0) = 0$ başlangıç şartı ile Laplace dönüşümü alınırsa [27, 33]:

$$x(s)(sI - A) = Bu(s)$$
$$y(s) = Cx(s) + Du(s) \quad \textbf{(9. 25)}$$

elde edilir. Yukarıdaki denklemde girişler durum değişkenlerine oranlanır:

$$\frac{x_y(s)}{u(s)} = (sI - A)^{-1} B \quad \textbf{(9.26)}$$

Diğer yandan girişlerin çıkış (gözlem) değişkenlerine oranı yazılırsa ve (9.26) denklemi (9.25) ikinci satırdaki yerine konulursa, genel halde girişlerin çıkışlara oranı yani transfer fonksiyonları aşağıdaki bağıntıdan elde edilebilir [33]:

$$G(s) = \frac{y(s)}{u(s)} = C\frac{x_y(s)}{u(s)} + D = C(sI - A)^{-1} B + D \quad \textbf{(9.27)}$$

Bu tezde baz alınan lineer helikopter uçuş dinamikleri için transfer fonksiyonları analitik olarak kararlılık ve kontrol türevleri cinsinden elde edilecektir. elde edilen transfer fonksiyonları kararlılık analizlerinde ve kontrol sistemi tasarımında kullanılabilir.

9.2.1 İlerlemesine hareketin transfer fonksiyonları

Bir önceki başlıkta (9.21) ile tanımlanan ilerlemesine uçuş dinamiklerinin transfer fonksiyonları (9.27) hesaplanabilirler. Transfer fonksiyonları pay ve paydadan oluşan kesirli ifadelerdir $G(s) = N(s)/D(s)$ ve kontrol girişinin durum değişkeni arasındaki geçişi ifade etmektedir.

İlerlemesine hareketin müşterek ve ilerlemesine döngüsel kontrol girişlerine bağlı transfer fonksiyonu hesaplama yöntemi aşağıda verilmiştir:

$$G_{\text{lng}}(s) = C_{\text{lng}}\left[sI - A_{\text{lng}}\right]^{-1} B_{\text{lng}} \triangleq C_{\text{lng}} \frac{\text{adj}\left[sI - A_{\text{lng}}\right]}{\det\left[sI - A_{\text{lng}}\right]} B_{\text{lng}} \quad \textbf{(9.28)}$$

İşlemleri kolaylaştırmak için Mathematica yazılımı kullanılmıştır. Böylece (9.25)'teki ifadeler aşağıdaki gibi hesapladık:

$$\begin{aligned}\Delta_{\text{lng}}(s) = {} & s^4 - \left(m_q + x_u + z_w\right)s^3 - g\left(\sin\gamma_0(m_w x_u - m_u x_w) - \cos\gamma_0(m_w z_u + m_u z_w)\right) \\ & - \left(m_u x_q - m_q x_u + m_w z_q + x_w z_u - m_q z_w - x_u z_w + m_w u_0 - m_u w_0\right)s^2 \\ & + \left(m_u(x_q z_w - x_w z_q - x_w u_0 - z_w w_0 + g\cos\gamma_0)\right. \\ & \left. + m_w(x_u z_q - x_q z_u + x_u u_0 + z_u w_0 + g\sin\gamma_0) + m_q(x_w z_u - x_u z_w)\right)s\end{aligned} \quad \textbf{(9.29)}$$

İlerlemesine hareket için iki kontrol girişine karşılık dört durum değişkenin değerleri kararlılık ve kontrol türevlerine bağlı sekiz transfer fonksiyonu aşağıdaki gibi Mathematica kullanılarak hesapladık:

$$\frac{u(s)}{\delta_c(s)} = \frac{\begin{array}{l} x_{\delta_c} s^3 + \left(m_{\delta_c}(x_q - w_0) - x_{\delta_c}(m_q - z_w) + x_w z_{\delta_c}\right)s^2 + \left((m_w(x_q - w_0) - m_q x_w) z_{\delta_c}\right. \\ \left. m_{\delta_c}(x_w(z_q + u_0) - z_w(x_q - w_0) - g\cos\gamma_0) + (m_q z_w - m_w(z_q + u_0))x_{\delta_c}\right)s \\ + g\left((m_w x_{\delta_c} - m_{\delta_c} x_w)\sin\gamma_0 + (m_{\delta_c} z_w - m_w z_{\delta_c})\cos\gamma_0\right) \end{array}}{\Delta_{\text{lng}}(s)} \quad \textbf{(9.30)}$$

$$\frac{w(s)}{\delta_c(s)} = \frac{\begin{array}{l} z_{\delta_c} s^3 + s^2\left(x_{\delta_c} z_u - (m_q + x_u) z_{\delta_c} + m_{\delta_c}(z_q + u_0)\right) + \left((m_q x_u - m_u(x_q - w_0)) z_{\delta_c}\right. \\ \left. (z_u(x_q - w_0) - g\sin\gamma_0 - x_u(z_q + u_0)) m_{\delta_c} + (m_u(z_q + u_0) - m_q z_u) x_{\delta_c}\right)s \\ + g\left(\sin\gamma_0(m_{\delta_c} x_u - m_u x_{\delta_c}) + \cos\gamma_0(m_u z_{\delta_c} - m_{\delta_c} z_u)\right) \end{array}}{\Delta_{\text{lng}}(s)} \quad \textbf{(9.31)}$$

$$\frac{q(s)}{\delta_c(s)} = \frac{\begin{array}{l} m_{\delta_c} s^3 + s^2\left(m_u x_{\delta_c} + m_w z_{\delta_c} - (z_w + x_u) m_{\delta_c}\right) \\ -s\left((m_w x_u - m_u x_w) z_{\delta_c} + (m_u z_w - m_w z_u) x_{\delta_c} + (x_w z_u - x_u z_w) m_{\delta_c}\right) \end{array}}{\Delta_{\text{lng}}(s)} \quad \textbf{(9.32)}$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta_c(s)} = \frac{\begin{array}{l} m_{\delta_c} s^2 + s\left(m_u x_{\delta_c} + m_w z_{\delta_c} - (x_u + z_w) m_{\delta_c}\right) \\ -\left((m_w x_u - m_u x_w) z_{\delta_c} + (m_u z_w - m_w z_u) x_{\delta_c} + (x_w z_u - x_u z_w) m_{\delta_c}\right) \end{array}}{\Delta_{\text{lng}}(s)} \quad \textbf{(9.33)}$$

$$\frac{u(s)}{\delta_{1s}(s)} = \frac{\begin{array}{l} x_{\delta_{1s}} s^3 + \left(m_{\delta_{1s}}(x_q - w_0) + x_w z_{\delta_{1s}} - x_{\delta_{1s}}(z_w + m_q)\right)s^2 + \left((m_w(x_q - w_0) - m_q x_w) z_{\delta_{1s}}\right. \\ \left. + m_{\delta_{1s}}(x_w(z_q + u_0) - z_w(x_q - w_0) - g\cos\gamma_0) + (m_q z_w - m_w(z_q + u_0))x_{\delta_{1s}}\right)s \\ + g\left((m_w x_{\delta_{1s}} - m_{\delta_{1s}} x_w)\sin\gamma_0 + (m_{\delta_{1s}} z_w - m_w z_{\delta_{1s}})\cos\gamma_0\right) \end{array}}{\Delta_{\text{lng}}(s)} \quad \textbf{(9.34)}$$

$$\frac{w(s)}{\delta_{1s}(s)} = \frac{\begin{array}{l} z_{\delta_{1s}} s^3 + s^2\left(x_{\delta_{1s}} z_u - (m_q + x_u) z_{\delta_{1s}} + m_{\delta_{1s}}(z_q + u_0)\right) + \left((m_q x_u - m_u(x_q - w_0)) z_{\delta_{1s}}\right. \\ \left. (z_u(x_q - w_0) - g\sin\gamma_0 - x_u(z_q + u_0)) m_{\delta_{1s}} + (m_u(z_q + u_0) - m_q z_u) x_{\delta_{1s}}\right)s \\ + g\left(\sin\gamma_0(m_{\delta_{1s}} x_u - m_u x_{\delta_{1s}}) + \cos\gamma_0(m_u z_{\delta_{1s}} - m_{\delta_{1s}} z_u)\right) \end{array}}{\Delta_{\text{lng}}(s)} \quad \textbf{(9.35)}$$

$$\frac{q(s)}{\delta_{1s}(s)} = \frac{\begin{array}{l} m_{\delta_{1s}} s^3 + s^2\left(m_u x_{\delta_{1s}} + m_w z_{\delta_{1s}} - (z_w + x_u) m_{\delta_{1s}}\right) \\ -s\left((m_w x_u - m_u x_w) z_{\delta_{1s}} + (m_u z_w - m_w z_u) x_{\delta_{1s}} + (x_w z_u - x_u z_w) m_{\delta_{1s}}\right) \end{array}}{\Delta_{\text{lng}}(s)} \quad \textbf{(9.36)}$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta_{1s}(s)} = \frac{\begin{array}{l} m_{\delta_{1s}} s^2 + s\left(m_u x_{\delta_{1s}} + m_w z_{\delta_{1s}} - m_{\delta_{1s}}(x_u + z_w)\right) \\ +(m_u x_w - m_w x_u) z_{\delta_{1s}} + (m_w z_u - m_u z_w) x_{\delta_{1s}} + (x_u z_w - x_w z_u) m_{\delta_{1s}} \end{array}}{\Delta_{\text{lng}}(s)} \quad \textbf{(9. 37)}$$

9.2.1.1 Kısa periyot yaklaşımı

Kısa periyot yaklaşımı u ileri uçuş hızındaki kontrol girişleri, atmosferik türbülans, ya da hava aracının hareketinden hava hızında oluşan herhangi bir değişimin hareket denklemlerinde u ihmal edilebilir kadar çok küçük olduğu kabulünü yapmaktadır. Bir başka değişle kısa periyot geçişleri u_0 sabit kaldığı ($u = 0$) kadar çok kısa sürelidir. Böylece ilerlemesine hareketin denklemleri aşağıdaki gibi yazılabilir [27]:

$$\dot{w} = z_w w + \left(z_q + u_0\right) q + z_{\delta_{1s}} \delta_{1s} \quad \textbf{(9.38)}$$

$$\dot{q} = m_w w + m_q q + m_{\delta_{1s}} \delta_{1s} \quad \textbf{(9.39)}$$

Kısa periyot için durum değişkenleri vektörü $x = \begin{bmatrix} w & q \end{bmatrix}^T$ ve kontrol vektörü $u = \delta_{1s}$ olarak kabul edilirse (9.38) ve (9.39) denklemler durum uzayında (9.21) gibi yazılabilirler. Böylece sistem ve kontrol dağıtım matrisleri aşağıdaki gibi olur:

$$A = \begin{bmatrix} z_w & z_q + u_0 \\ m_w & m_q \end{bmatrix},\ B = \begin{bmatrix} z_{\delta_{1s}} \\ m_{\delta_{1s}} \end{bmatrix} \quad \textbf{(9.40)}$$

Transfer fonksiyonlarının hesaplanma yöntemi ile

$$G(s) = C\left[sI - A\right]^{-1} B \triangleq C\frac{\text{adj}\left[sI - A\right]}{\det\left[sI - A\right]} B = \frac{\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} s - m_q & z_q + u_0 \\ m_w & s - z_w \end{bmatrix}\begin{bmatrix} z_{\delta_{1s}} \\ m_{\delta_{1s}} \end{bmatrix}}{s^2 - (m_q + z_w)s + m_q z_w - (z_q - u_0) m_w} \quad \textbf{(9.41)}$$

elde edilir. Böylece

$$\frac{w(s)}{\delta_{1s}(s)} = \frac{\left(-m_q z_{\delta_{1s}} + \left(z_q + u_0\right) m_{\delta_{1s}}\right)\left(1 + s\dfrac{z_{\delta_{1s}}}{-m_q z_{\delta_{1s}} + \left(z_q + u_0\right) m_{\delta_{1s}}}\right)}{s^2 - \left(m_q + z_w\right)s + \left(m_q z_w - \left(z_q + u_0\right) m_w\right)} = \frac{K_w(1 + sT_1)}{\Delta_{sp}(s)} \quad \textbf{(9.42)}$$

burada

$$K_w = -m_q z_{\delta_{1s}} + \left(z_q + u_0\right) m_{\delta_{1s}} \tag{9.43}$$

$$T_1 = \frac{z_{\delta_{1s}}}{K_w} \tag{9.44}$$

Ayrıca,

$$\frac{q(s)}{\delta_{1s}(s)} = \frac{\left(-z_w m_{\delta_{1s}} + m_w z_{\delta_{1s}}\right)\left(1 + s\dfrac{m_{\delta_{1s}}}{-z_w m_{\delta_{1s}} + m_w z_{\delta_{1s}}}\right)}{s^2 - \left(m_q + z_w\right)s + \left(m_q z_w - \left(z_q + u_0\right)m_w\right)} = \frac{K_q(1 + sT_2)}{\Delta_{sp}(s)} \tag{9.45}$$

burada

$$K_q = -z_w m_{\delta_{1s}} + m_w z_{\delta_{1s}} \tag{9.46}$$

$$T_2 = \frac{m_{\delta_{1s}}}{K_q} \tag{9.47}$$

Bu hareket modunun doğal frekansı ve sönüm oranı aşağıdaki bağıntılardan hesaplanabilir:

$$\omega_{sp} = \sqrt{m_q z_w - \left(z_q + u_0\right)m_w} \tag{9.48}$$

$$2\zeta_{sp}\omega_{sp} = m_q + z_w \tag{9.49}$$

Ekler bölümünde EK C'de verilen kararlılık ve kontrol türevleri istenilen uçuş şartı için yerine yazılarak transfer fonksiyonları kolaylıkla elde edilebilir ve doğal frekans ile sönüm oranı hesaplanabilir.

9.2.1.2 Uzun periyot yaklaşımı

Hava aracının uzun periyotlu hareketi üzerinde yapılan araştırmalar sonucu [27] görülmüş ki phugoid hareketi ileri uçuş hızı, irtifa ve yunuslama açısında büyük salınımlı değişiklikler içermektedir. Dolayısıyla toplam kararlılık momenti $m_u u + m_w w = 0$ 'dır. Yunuslama açısı değişim hızı q kısa periyodu etkilediğinden dolayı uzun periyodun hareket denklemine dâhil edilmemektedir. Böylece uzun periyot (phugoid) modun hareket denklemi aşağıdaki gibi yazılabilir [27]:

$$\dot{u} = x_u u + x_w w - g\cos\gamma_0\theta + x_\delta\delta \tag{9.50}$$

$$\dot{w} = z_u u + z_w w + u_0 q - g \sin\gamma_0 \theta + z_\delta \delta \tag{9.51}$$

$$0 = m_u u + m_w w + m_\delta \delta \tag{9.52}$$

Yukarıdaki üç denklemin Laplace dönüşümü aşağıdaki gibidir:

$$su(s) - x_u u(s) - x_w w(s) + g\cos\gamma_0 \theta(s) = x_\delta \delta(s) \tag{9.53}$$

$$sw(s) - z_u u(s) - z_w w(s) - su_0 \theta(s) + g\sin\gamma_0 \theta(s) = z_\delta \delta(s) \tag{9.54}$$

$$-m_u u(s) - m_w w(s) = m_\delta \delta(s) \tag{9.55}$$

Yukarıdaki denklem takımının matris formu şu şekilde yazılabilir:

$$\begin{bmatrix} s - x_u & -x_w & g\cos\gamma_0 \\ -z_u & s - z_w & -su_0 + g\sin\gamma_0 \\ -m_u & -m_w & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u(s) \\ w(s) \\ \theta(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_\delta \\ z_\delta \\ m_\delta \end{bmatrix} \delta(s) \tag{9.56}$$

ya da

$$Q(s)X(s) = P(s)\delta(s) \tag{9.57}$$

Böylece $X(s)$ aşağıdaki gibi bulunabilir:

$$\frac{X(s)}{\delta(s)} = Q^{-1}(s)P(s) = \frac{\text{adj}(Q(s))}{\det(Q(s))} P(s) \tag{9.58}$$

Her bir durum değişkeni için phugoid modun transfer fonksiyonları aşağıdaki gibi çıkartılır:

$$\frac{u(s)}{\delta(s)} = \frac{\begin{array}{l} s\left(m_\delta(u_0 x_w - g\cos\gamma_0) - m_w u_0 x_\delta\right) \\ +g\left(\sin\gamma_0(m_w x_\delta - m_\delta x_w) + \cos\gamma_0(m_\delta z_w - m_w z_\delta)\right) \end{array}}{\Delta_{ph}(s)} \tag{9.59}$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta(s)} = \frac{\begin{array}{l} m_\delta s^2 + s\left(m_u x_\delta + m_w z_\delta - m_\delta(z_w - x_u)\right) \\ +m_w(x_\delta z_u - x_u z_\delta) + m_u(x_w z_\delta - x_\delta z_w) + m_\delta(x_u z_w - x_w z_u) \end{array}}{\Delta_{ph}(s)} \tag{9.60}$$

Burada karakteristik denklem aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\begin{array}{l} \Delta_{ph}(s) = m_w u_0 s^2 + \left(m_u(g\cos\gamma_0 - u_0 x_w) + m_w(g\sin\gamma_0 + u_0 x_u)\right)s \\ \qquad + g\left(\cos\gamma_0(m_w z_u + m_u z_w) - \sin\gamma_0(m_w x_u - m_u x_w)\right) \end{array} \tag{9.61}$$

Karakteristik denklemden phugoid hareketin doğal frekansı ve sönüm oranı aşağıdaki bağıntılardan hesaplanabilir:

$$\omega_{ph} = \sqrt{\frac{g\left(\cos\gamma_0(m_w z_u + m_u z_w) - \sin\gamma_0(m_w x_u - m_u x_w)\right)}{u_0 m_w}} \tag{9.62}$$

$$2\zeta_{ph}\omega_{ph} = \frac{m_u(g\cos\gamma_0 - u_0 x_w) + m_w(g\sin\gamma_0 + u_0 x_u)}{m_w u_0} \tag{9.63}$$

Ekler bölümünde EK C'de verilen kararlık ve kontrol türevleri istenilen uçuş şartı için yerine yazılarak transfer fonksiyonları kolaylıkla elde edilebilir ve doğal frekans ile sönüm oranı hesaplanabilir.

9.2.2 Yanlamasına hareketin transfer fonksiyonları

Yanlamasına hareketin transfer fonksiyonları ilerlemesine hareketin transfer fonksiyonlarına benzer şekilde (9.28)'den aşağıdaki gibi hesaplanabilirler:

$$G_{\text{lat}}(s) = C_{\text{lat}}\left[sI - A_{\text{lat}}\right]^{-1} B_{\text{lat}} \triangleq C_{\text{lat}} \frac{\text{adj}\left[sI - A_{\text{lat}}\right]}{\det\left[sI - A_{\text{lat}}\right]} B_{\text{lat}} \tag{9.64}$$

Burada,

$$\begin{aligned}
\Delta_{\text{lat}}(s) &= \det\left[sI - A_{\text{lat}}\right] \\
&= s^4 - s^3\left(\tilde{l}_p + \tilde{n}_r + y_v\right) \\
&\quad - s^2\left(\tilde{l}_v(y_p + w_0) - \tilde{l}_p(\tilde{n}_r + y_v) + \tilde{l}_r\tilde{n}_p + \tilde{n}_v(y_r - u_0) - \tilde{n}_r y_v\right) \\
&\quad - s\Big(g\cos\phi_0\cos\gamma_0\tilde{l}_v + g\cos^2\phi_0\sin\gamma_0\tilde{n}_v + (\tilde{l}_p\tilde{n}_r - \tilde{l}_r\tilde{n}_p)y_v \\
&\qquad + (\tilde{l}_r\tilde{n}_v - \tilde{l}_v\tilde{n}_r)(y_p + w_0) + (\tilde{l}_v\tilde{n}_p - \tilde{l}_p\tilde{n}_v)(y_r - u_0)\Big) \\
&\quad - g\cos\phi_0\cos\gamma_0\left(\tilde{l}_r\tilde{n}_v - \tilde{l}_v\tilde{n}_r + \cos\phi_0\tan\gamma_0(\tilde{l}_v\tilde{n}_p - \tilde{l}_p\tilde{n}_v)\right)
\end{aligned} \tag{9.65}$$

Yanlamasına hareket için iki kontrol girişine karşılık dört durum değişkenin değerleri kararlılık ve kontrol türevlerine bağlı sekiz transfer fonksiyonu Mathematica ile aşağıdaki gibi hesapladık:

$$\begin{aligned}
&y_{\delta_{1c}}s^3 - s^2\left(y_{\delta_{1c}}(\tilde{l}_p + \tilde{n}_r) - \tilde{l}_{\delta_{1c}}(y_p + w_0) - \tilde{n}_{\delta_{1c}}(y_r - u_0)\right) \\
&+ s\Big((\tilde{n}_p\tilde{l}_{\delta_{1c}} - \tilde{l}_p\tilde{n}_{\delta_{1c}})(y_r - u_0) + (\tilde{l}_r\tilde{n}_{\delta_{1c}} - \tilde{n}_r\tilde{l}_{\delta_{1c}})(y_p + w_0) \\
&\quad + y_{\delta_{1c}}(\tilde{l}_p\tilde{n}_r - \tilde{l}_r\tilde{n}_p) + g\cos^2\phi_0\sin\gamma_0\tilde{n}_{\delta_{1c}} + g\cos\phi_0\cos\gamma_0\tilde{l}_{\delta_{1c}}\Big) \\
\frac{v(s)}{\delta_{1c}(s)} &= \frac{-g\cos\phi_0\cos\gamma_0\left(\tilde{n}_r\tilde{l}_{\delta_{1c}} - \tilde{l}_r\tilde{n}_{\delta_{1c}} + \cos\phi_0\tan\gamma_0(\tilde{l}_p\tilde{n}_{\delta_{1c}} - \tilde{n}_p\tilde{l}_{\delta_{1c}})\right)}{\Delta_{lat}(s)}
\end{aligned} \tag{9.66}$$

$$\frac{p(s)}{\delta_{1c}(s)} = \frac{\begin{array}{l}\tilde{l}_{\delta_{1c}} s^3 + s^2\left(\tilde{l}_r \tilde{n}_{\delta_{1c}} - \tilde{l}_{\delta_{1c}} \tilde{n}_r + \tilde{l}_v y_{\delta_{1c}} - \tilde{l}_{\delta_{1c}} y_v\right) - s\left((\tilde{l}_{\delta_{1c}} \tilde{n}_v - \tilde{l}_v \tilde{n}_{\delta_{1c}})(y_r - u_0)\right. \\ \left. +(\tilde{l}_v \tilde{n}_r - \tilde{l}_r \tilde{n}_v) y_{\delta_{1c}} + y_v(\tilde{l}_r \tilde{n}_{\delta_{1c}} - \tilde{l}_{\delta_{1c}} \tilde{n}_r)\right) + g \sin\gamma_0 \cos^2\phi_0 (\tilde{l}_v \tilde{n}_{\delta_{1c}} - \tilde{l}_{\delta_{1c}} \tilde{n}_v)\end{array}}{\Delta_{\text{lat}}(s)} \quad \textbf{(9.67)}$$

$$\frac{\phi(s)}{\delta_{1c}(s)} = \frac{\begin{array}{l} s^2(l_{\delta_{1c}} + n_{\delta_{1c}} \cos\phi_0 \tan\gamma_0) + s\left(n_{\delta_{1c}} l_r - l_{\delta_{1c}}(n_r + y_v)\right. \\ \left. +y_{\delta_{1c}} l_v + \cos\phi_0 \tan\gamma_0 (y_{\delta_{1c}} n_v + l_{\delta_{1c}} n_p - n_{\delta_{1c}} l_p - n_{\delta_{1c}} y_v)\right) \\ +l_v n_{\delta_{1c}}(y_r - u_0) - l_{\delta_{1c}} n_v (y_r - u_0) + l_r(n_v y_{\delta_{1c}} - n_{\delta_{1c}} y_v) + n_r(l_{\delta_{1c}} y_v - l_v y_{\delta_{1c}}) \\ +\cos\phi_0 \tan\gamma_0 \left(l_{\delta_{1c}} n_v (y_p + w_0) - l_v n_{\delta_{1c}}(y_p + w_0) + l_p(n_{\delta_{1c}} y_v - n_v y_{\delta_{1c}})\right. \\ \left. +n_p(l_v y_{\delta_{1c}} - l_{\delta_{1c}} y_v)\right)\end{array}}{\Delta_{\text{lat}}(s)} \quad \textbf{(9.68)}$$

$$\frac{r(s)}{\delta_{1c}(s)} = \frac{\begin{array}{l}\tilde{n}_{\delta_{1c}} s^3 - s^2(\tilde{l}_p \tilde{n}_{\delta_{1c}} - \tilde{l}_{\delta_{1c}} \tilde{n}_p - \tilde{n}_v y_{\delta_{1c}} + \tilde{n}_{\delta_{1c}} y_v) - s\left((\tilde{l}_v \tilde{n}_{\delta_{1c}} - \tilde{l}_{\delta_{1c}} \tilde{n}_v)(y_p + w_0)\right. \\ \left. +\tilde{l}_p(\tilde{n}_v y_{\delta_{1c}} - \tilde{n}_{\delta_{1c}} y_v) + \tilde{n}_p(\tilde{l}_{\delta_{1c}} y_v - \tilde{l}_v y_{\delta_{1c}})\right) - g\cos\gamma_0 \cos\phi_0 (\tilde{l}_v \tilde{n}_{\delta_{1c}} - \tilde{l}_{\delta_{1c}} \tilde{n}_v)\end{array}}{\Delta_{\text{lat}}(s)} \quad \textbf{(9.69)}$$

$$\frac{v(s)}{\delta_p(s)} = \frac{\begin{array}{l} s^3 y_{\delta_p} - s^2(\tilde{n}_{\delta_p} u_0 - \tilde{l}_{\delta_p} w_0 + \tilde{l}_p y_{\delta_p} + \tilde{n}_r y_{\delta_p} - \tilde{l}_{\delta_p} y_p - \tilde{n}_{\delta_p} y_r) \\ +s\left((\tilde{l}_{\delta_p} \tilde{n}_p - \tilde{l}_p \tilde{n}_{\delta_p})(y_r - u_0) + (\tilde{l}_r \tilde{n}_{\delta_p} - \tilde{l}_{\delta_p} \tilde{n}_r)(y_p + w_0) + y_{\delta_p}(\tilde{l}_p \tilde{n}_r - \tilde{l}_r \tilde{n}_p)\right. \\ \left. +g\cos\phi_0 \cos\gamma_0 (\tilde{l}_{\delta_p} + \tilde{n}_{\delta_p} \cos\phi_0 \tan\gamma_0)\right) \\ -g\cos\gamma_0 \cos\phi_0 \left(\tilde{n}_{\delta_p}(\tilde{l}_p \cos\phi_0 \tan\gamma_0 - \tilde{l}_r) + \tilde{l}_{\delta_p}(\tilde{n}_r - \tilde{n}_p \cos\phi_0 \tan\gamma_0)\right)\end{array}}{\Delta_{lat}(s)} \quad \textbf{(9.70)}$$

$$\frac{p(s)}{\delta_p(s)} = \frac{\begin{array}{l}\tilde{l}_{\delta_p} s^3 + s^2\left(\tilde{l}_r \tilde{n}_{\delta_p} + \tilde{l}_v y_{\delta_p} - \tilde{l}_{\delta_p}(\tilde{n}_r + y_v)\right) \\ -s\left((\tilde{l}_{\delta_p} \tilde{n}_v - \tilde{l}_v \tilde{n}_{\delta_p})(y_r - u_0) + \tilde{n}_r(\tilde{l}_v y_{\delta_p} - \tilde{l}_{\delta_p} y_v) + \tilde{l}_r(\tilde{n}_{\delta_p} y_v - \tilde{n}_v y_{\delta_p})\right) \\ +g\sin\gamma_0 \cos^2\phi_0 (\tilde{l}_v \tilde{n}_{\delta_p} - \tilde{l}_{\delta_p} \tilde{n}_v)\end{array}}{\Delta_{lat}(s)} \quad \textbf{(9.71)}$$

$$\frac{\phi(s)}{\delta_p(s)} = \frac{\begin{array}{l} s^2(\tilde{l}_{\delta_p} + \tilde{n}_{\delta_p} \cos\phi_0 \tan\gamma_0) + s\left(\tilde{n}_{\delta_p} \tilde{l}_r + y_{\delta_p} \tilde{l}_v - \tilde{l}_{\delta_p}(\tilde{n}_r + y_v)\right. \\ \left. +(\tilde{l}_{\delta_p} \tilde{n}_p - \tilde{n}_{\delta_p}(y_v + \tilde{l}_p) + y_{\delta_p} \tilde{n}_v)\cos\phi_0 \tan\gamma_0\right) + \left\{(\tilde{n}_v y_{\delta_p} - \tilde{n}_{\delta_p} y_v)\tilde{l}_r\right. \\ +(\tilde{l}_v \tilde{n}_{\delta_p} - \tilde{l}_{\delta_p} \tilde{n}_v)(y_r - u_0) + (\tilde{l}_{\delta_p} y_v - \tilde{l}_v y_{\delta_p})\tilde{n}_r + \left[(\tilde{l}_v y_{\delta_p} - \tilde{l}_{\delta_p} y_v)\tilde{n}_p\right. \\ \left.\left. +(\tilde{n}_{\delta_p} y_v - \tilde{n}_v y_{\delta_p})\tilde{l}_p + (\tilde{l}_{\delta_p} \tilde{n}_v - \tilde{l}_v \tilde{n}_{\delta_p})(y_p + w_0)\right]\cos\phi_0 \tan\gamma_0\right\}\end{array}}{\Delta_{\text{lat}}(s)} \quad \textbf{(9.72)}$$

$$\tilde{n}_{\delta_p} s^3 - s^2\left(\tilde{l}_p \tilde{n}_{\delta_p} - \tilde{l}_{\delta_p} \tilde{n}_p - \tilde{n}_v y_{\delta_p} + \tilde{n}_{\delta_p} y_v\right)$$
$$-s\left((\tilde{l}_v \tilde{n}_{\delta_p} - \tilde{l}_{\delta_p} \tilde{n}_v)(y_p + w_0) - \tilde{n}_p(\tilde{l}_v y_{\delta_p} + \tilde{l}_{\delta_p} y_v) + \tilde{l}_p(\tilde{n}_v y_{\delta_p} - \tilde{n}_{\delta_p} y_v)\right)$$

$$\frac{r(s)}{\delta_p(s)} = \frac{-g\cos\gamma_0 \cos\phi_0 \left(\tilde{l}_v \tilde{n}_{\delta_p} - \tilde{l}_{\delta_p} \tilde{n}_v\right)}{\Delta_{\text{lat}}(s)} \qquad \textbf{(9.73)}$$

9.2.2.1 Yuvarlanma yaklaşımı

Bir serbestlik dereceli yaklaşımda yanlamasına döngüsel girişin neden olduğu yuvarlanma hareketi ele alınırsa hareket denklemi aşağıdaki gibi yazılabilir [27]:

$$\dot{p} = \tilde{l}_p p + \tilde{l}_{\delta_{1c}} \delta_{1c} \qquad \textbf{(9.74)}$$

Yukarıdaki denklemin Laplace transformu alınırsa:

$$\frac{p(s)}{\delta_{1c}(s)} = \frac{\tilde{l}_{\delta_{1c}}}{s - \tilde{l}_p} \qquad \textbf{(9.75)}$$

9.2.2.2 Yanal-yönel salınım yaklaşımı

Yanal-yönel salınım (dutch-roll) yaklaşımı için hareket denklemleri aşağıdaki gibi yazılabilir [27]:

$$\dot{v} = y_v v + (y_p + w_0) p + (y_r - u_0) r + g\cos\phi_0 + y_\delta \delta \qquad \textbf{(9.76)}$$

$$\dot{p} = l_v v + \tilde{l}_p p + \tilde{l}_r r + \tilde{l}_\delta \delta \qquad \textbf{(9.77)}$$

$$\dot{r} = \tilde{n}_v v + \tilde{n}_p p + \tilde{n}_r r + \tilde{l}_\delta \delta \qquad \textbf{(9.78)}$$

Yukarıdaki denklem takımının matris formu şu şekilde yazılabilir:

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_v & y_p + w_0 & y_r - u_0 \\ \tilde{l}_v & \tilde{l}_p & \tilde{l}_r \\ \tilde{n}_v & \tilde{n}_p & \tilde{n}_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} y_\delta \\ \tilde{l}_\delta \\ \tilde{n}_\delta \end{bmatrix} \delta \qquad \textbf{(9.79)}$$

Elde edilen dinamik sistemin transfer fonksiyonu daha evvel hesaplananlara benzer şekilde kolaylıkla yönel-yanal salınım yaklaşımı için Mathematica ile aşağıdaki gibi elde ettik:

$$\frac{v(s)}{\delta_p(s)} = \frac{\begin{array}{l} y_{\delta_p}s^2 - s\left(-n_{\delta_p}(y_r - u_0) - l_{\delta_p}(y_p + w_0) + l_p y_{\delta_p} + n_r y_{\delta_p}\right) \\ -l_r\left(n_{\delta_p}(y_p + w_0) - n_p y_{\delta_p}\right) + l_{\delta_p}\left(n_p(y_r - u_0) - n_r(y_p - w_0)\right) \\ -l_p\left(n_{\delta_p}(y_r - u_0) + n_r y_{\delta_p}\right) \end{array}}{\Delta_{d-r}(s)} \qquad \textbf{(9.80)}$$

$$\frac{p(s)}{\delta_{1c}(s)} = \frac{\begin{array}{l} l_{\delta_{1c}}s^2 - s\left(l_r n_{\delta_{1c}} - l_v y_{\delta_{1c}} + l_{\delta_{1c}}(n_r + y_v)\right) + l_r(n_{\delta_{1c}} y_v - n_v y_{\delta_{1c}}) \\ +l_v\left(n_{\delta_{1c}}(y_r - u_0) - n_r y_{\delta_{1c}}\right) - l_{\delta_{1c}}\left(n_v(y_r - u_0) + n_r y_v\right) \end{array}}{\Delta_{d-r}(s)} \qquad \textbf{(9.81)}$$

Burada

$$\begin{array}{l} \Delta_{d-r}(s) = s^3 - s^2(\tilde{l}_p + \tilde{n}_r + y_v) + s\left\{\tilde{l}_p(\tilde{n}_r + y_v) - \tilde{l}_v(y_p + w_0) + \tilde{l}_r\tilde{n}_p\right. \\ \quad \left. -\tilde{n}_v(y_r - u_0) + \tilde{n}_r y_v\right\} + \tilde{l}_v\left(\tilde{n}_r(y_p + w_0) - \tilde{n}_p(y_r - u_0)\right) \\ \quad + \tilde{n}_v\left(\tilde{l}_r(y_p + w_0) + \tilde{l}_p(y_r - u_0)\right) - y_v(\tilde{l}_r\tilde{n}_p + \tilde{l}_p\tilde{n}_r) \end{array} \qquad \textbf{(9.82)}$$

İfade edilmeli ki elde edilen transfer fonksiyonları değişik iki kontrol girişi içindir. Ekler bölümünde EK C'de verilen kararlık ve kontrol türevleri istenilen uçuş şartı için yerine yazılarak transfer fonksiyonları kolaylıkla elde edilebilir.

9.2.2.3 Spiral ve yuvarlanma azaltma yaklaşımı

Bu yaklaşım spiral ve yuvarlanma modlarının her ikisini de yana kayma açısının küçük ve spiral mod için yan kuvvet denklemindeki $\dot{\beta}$ ihmal edilebilir gözlemine dayanmaktadır. Ayrıca $\beta = 0$ ise hareket denklemi basitçe aşağıdaki gibi yazılabilir [27]:

$$\dot{p} = \tilde{l}_p p + \tilde{l}_r r + \tilde{l}_{\delta_p}\delta_p \qquad \textbf{(9.83)}$$

$$\dot{r} = \tilde{n}_p p + \tilde{n}_r r + \tilde{l}_{\delta_p}\delta_p \qquad \textbf{(9.84)}$$

$$\dot{\phi} = p \qquad \textbf{(9.85)}$$

durum değişkenleri vektörü $x = \begin{bmatrix} p & r & \phi \end{bmatrix}^T$ ve kontrol vektörü $u = \delta_p$ olarak kabul edilirse yukarıdaki dinamik denklemler durum uzayında (9.23) gibi yazılabilirler. Böylece sistem ve kontrol dağıtım matrisleri aşağıdaki gibi olur:

$$A=\begin{bmatrix} \tilde{l}_p & \tilde{l}_r & 0 \\ \tilde{n}_p & \tilde{n}_r & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix},\ B=\begin{bmatrix} \tilde{l}_{\delta_p} \\ \tilde{n}_{\delta_p} \\ 0 \end{bmatrix} \tag{9.86}$$

Spiral ve yuvarlanma modları için sistem ve kontrol dağıtım matrisi verilen dinamik sistemin transfer fonksiyonunu (9.64)'ten kolaylıkla hesaplanabilir. Hesaplanan transfer fonksiyonlarının pay ve paydaları s ile sadeleştirilirse:

$$\frac{p(s)}{\delta_p(s)}=\frac{\tilde{l}_{\delta_p}s+(\tilde{l}_r\tilde{n}_{\delta_p}-\tilde{l}_{\delta_p}\tilde{n}_r)}{s^2-(\tilde{l}_p+\tilde{n}_r)s-(\tilde{l}_r\tilde{n}_p-\tilde{l}_p\tilde{n}_r)} \tag{9.87}$$

$$\frac{r(s)}{\delta_p(s)}=\frac{\tilde{n}_{\delta_p}s-(\tilde{l}_p\tilde{n}_{\delta_p}-\tilde{l}_{\delta_p}\tilde{n}_p)}{s^2-(\tilde{l}_p+\tilde{n}_r)s-(\tilde{l}_r\tilde{n}_p-\tilde{l}_p\tilde{n}_r)} \tag{9.88}$$

Yana kayma açısını bulmak için $\beta=v/u_0$ dönüşümü yapılarak β çıkış değişkeni y olarak tanımlanabilir [27]:

$$\begin{aligned} y\triangleq\beta &= -\frac{y_p+w_0}{u_0}p-\frac{y_r-u_0}{u_0}r-g\cos\phi_0\phi-\frac{y_{\delta_p}}{u_0}\delta_p \\ &= \begin{bmatrix} -\frac{y_p+w_0}{u_0} & -\frac{y_r-u_0}{u_0} & -g\cos\phi_0 \end{bmatrix}x-\frac{y_{\delta_p}}{u_0}\delta_p \end{aligned} \tag{9.89}$$

Yana kayma açısının pedal girişine oranı (9.89)'ten hesaplanabilir. Elde edilen sonuç [27] ile benzer olup aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned} &-s^3\frac{y_{\delta_p}}{u_0}-s^2\left(\frac{y_p+w_0}{u_0}\tilde{l}_{\delta_p}+\frac{y_r-u_0}{u_0}\tilde{n}_{\delta_p}-\frac{y_{\delta_p}}{u_0}(\tilde{l}_p+\tilde{n}_r)\right) \\ &-s\left\{\frac{\tilde{l}_p}{u_0}\left(y_{\delta_p}\tilde{n}_r-(y_r-u_0)\tilde{n}_{\delta_p}\right)+\frac{\tilde{l}_r}{u_0}\left((y_p+w_0)\tilde{n}_{\delta_p}-y_{\delta_p}\tilde{n}_p\right)\right. \\ &\left.+\frac{\tilde{l}_{\delta_p}}{u_0}\left((y_r-u_0)\tilde{n}_p-(y_p+w_0)\tilde{n}_r+u_0g\cos\phi_0\right)\right\} \\ &\frac{\beta(s)}{\delta_p(s)}=\frac{-g\cos\phi_0(\tilde{l}_r\tilde{n}_{\delta_p}-\tilde{l}_{\delta_p}\tilde{n}_r)}{s^3-(\tilde{l}_p+\tilde{n}_r)s^2-(\tilde{l}_r\tilde{n}_p-\tilde{l}_p\tilde{n}_r)s} \end{aligned} \tag{9.90}$$

Ek.3 bölümünde verilen kararlık ve kontrol türevleri istenilen uçuş şartı için yerine yazılarak transfer fonksiyonları kolaylıkla elde edilebilir.

10. KARARLILIK ANALİZİ

Helikopter kararlılık analizleri uçağın kararlılık analizlerinden farklıdır. Dönen rotor ve helikopterin taşıma kuvvetini oluşturan tetiklenmiş hava akımı helikoptere statik kararlılık analizi yapılmasına mana bırakmamaktadır. Helikoptere ancak dinamik kararlılık analizi uygulamak mümkündür. Bu bölümde öncelikle lineer uçuş dinamiklerin kararlılığına özdeğerler yöntemiyle ikinci aşamada ise ilerlemesine ve yanlamasına lineer uçuş dinamiklerinin dinamik kararlılık analizi analitik olarak yapılacaktır.

10.1 Özdeğerlerin Hesaplanması

Helikopter lineer uçuş dinamikleri (9.16) kararlılığı sistem matrisinin özdeğerlerine bakılarak belirlenebilir ve yorumlanabilir. Dolayısıyla $A(t)$ sistem matrisinin özdeğerleri aşağıdaki determinantı sıfıra eşitleyen λ değerleridir [27, 28, 31, 33]:

$$\left|\lambda I - A\right| = 0 \tag{10.1}$$

I $(n \times n)$-boyutlu birim matristir. Yukarıdaki denklemde A matrisi (4×4)-boyutlu ilerlemesine dinamik sistem matrisi olduğu kabulü yapılır ve determinant açılırsa dördüncü dereceden ilerlemesine kararlılık, λ bağlı dördüncü dereceden bir polinom ile aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$\lambda^4 + a_1\lambda^3 + a_2\lambda^2 + a_3\lambda + a_4 = 0 \tag{10.2}$$

Helikopterin dinamik kararlı olması için tüm λ özdeğerlerin negatif reel sayı veya negatif reel kısımlı karmaşık sayı olması gerekmektedir. Özdeğerler pozitif reel sayı veya pozitif reel kısımlı karmaşık sayı ise hava aracı dinamik kararsızdır. Yukarıdaki dördüncü dereceden polinom değişmeden çarpanlarına aşağıdaki gibi ayrılabilir:

$$\left(\lambda^2 + 2\zeta_{ph}\omega_{ph}\lambda + \omega_{ph}^2\right)\left(\lambda^2 + 2\zeta_{sp}\omega_{sp}\lambda + \omega_{sp}^2\right) = 0 \tag{10.3}$$

Birinci çarpan uzun periyotlu salınımı karakterize eden hareket moduna denk düşmektedir. Bu modun sönüm oranı genellikle çok küçüktür ve bazen negatif iken

bu mod kararsızdır ve zamanla salınımı artmaktadır. Düşük frekans ile ilişkilendirilmiş uzun periyotlu hareket ω_{ph} doğal frekansı ve ζ_{ph} sönüm oranı ile tanımlanmaktadır. İkinci çarpan izafi olarak ani iyi sönümlü hareketle ilişkilendirilmiş ω_{sp} frekanslı ve ζ_{sp} sönüm oranlı kısa periyot moduna karşılık gelmektedir.

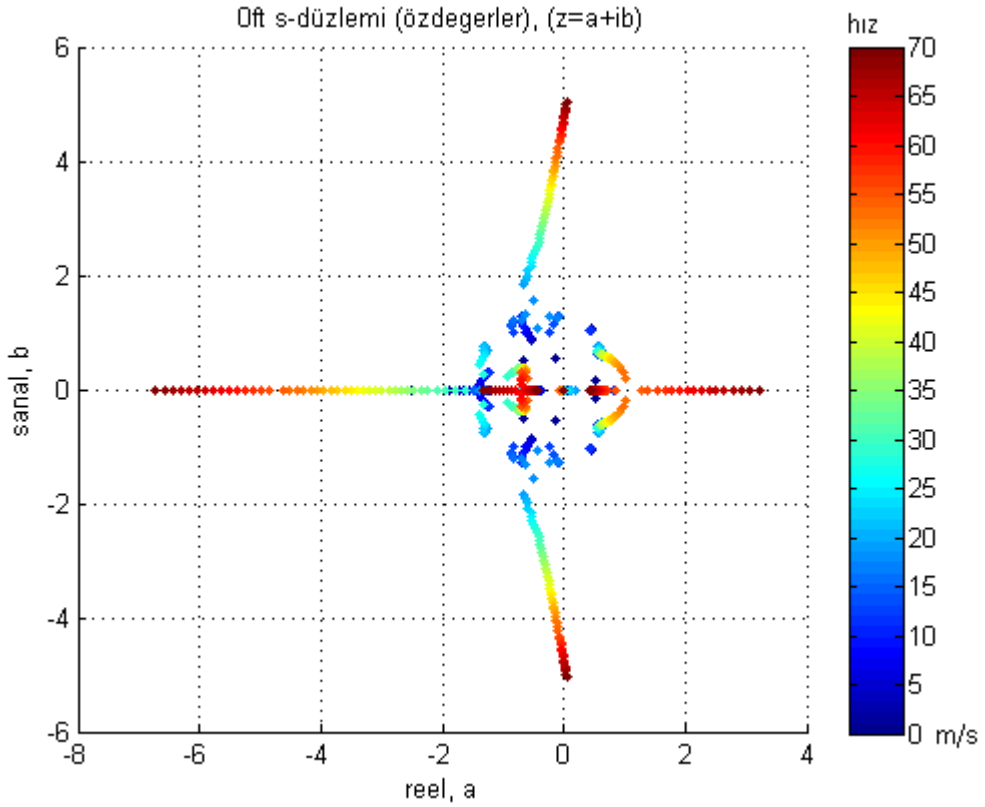
Yukarıdaki (10.1) denkleminde (5×5)-boyutlu yanlamasına dinamiklerin A sistem matrisi yerine konularak determinant açılırsa, λ bağlı beşinci dereceden bir polinom ile yanlamasına kararlılık aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$\lambda^5 + a_1\lambda^4 + a_2\lambda^3 + a_3\lambda^2 + a_4\lambda + a_5 = 0 \qquad \textbf{(10.4)}$$

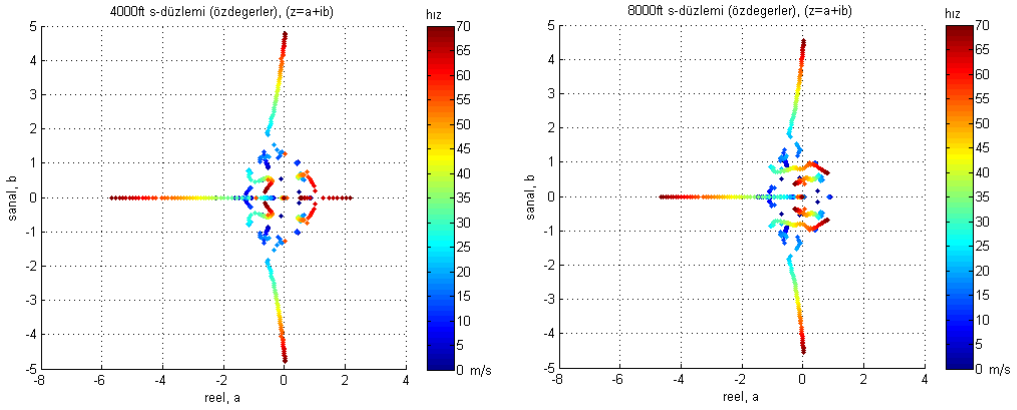
Beşinci dereceden kararlılık aşağıdaki gibi genellikle çarpanlarına ayrılabilir:

$$\lambda(\lambda+e)(\lambda+f)\left(\lambda^2 + 2\zeta_d\omega_d\lambda + \omega_d^2\right) = 0 \qquad \textbf{(10.5)}$$

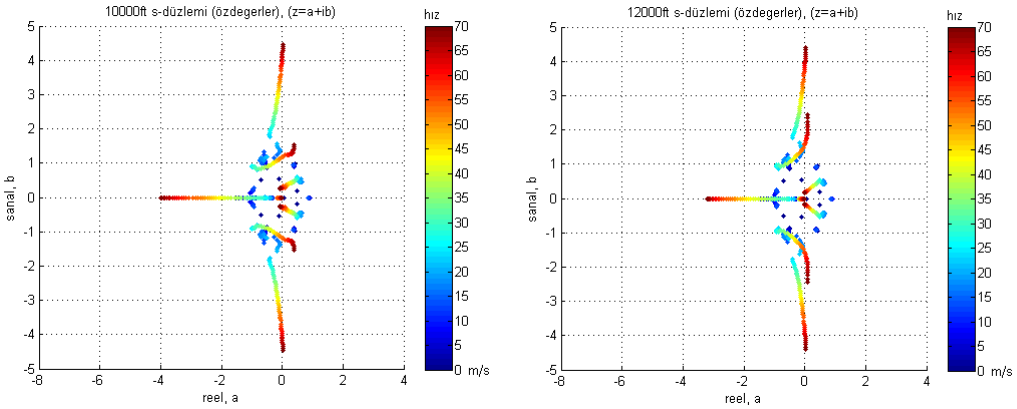
Birinci çarpan λ yönelme modudur ($\lambda = 0$ karakteristik denklemin köküdür) ve hava aracının yönelme açısı herhangi bir etkenden dolayı değişirse, hava aracının tekrar denge halindeki yönelme açısına geri gelecek bir doğal eğilim göstermez. Hava araçları doğal yönelme kararlılıklarına sahiptir ve düzeltici kontrol hareketi uygulanmaz ise bozucu yönelme açısında kalacaktır. İkinci çarpan $(\lambda+e)$ yakınsayan/ıraksayan spiral modun karşılığıdır. Üçüncü çarpan $(\lambda+f)$ yuvarlanma azaltıcı moda tekabül etmektedir. Son kuadratik çarpan olan $\left(\lambda^2 + 2\zeta_d\omega_d\lambda + \omega_d^2\right)$ yanal-yönel salınım modunu tanımlamakta ve sönüm oranı ζ_d genellikle küçük olduğundan dolayı bu mod salınımlıdır. Bir hava aracı kararlılığının ne kadar hassas olduğunu tespit etmenin en bilinen yöntemi kararlılık türevleri değişirken özdeğerlerin s-düzleminde yer değişimine bakmaktır. Bunun için prototip helikopter modelinin brüt ağırlıkta ve standart atmosfer şartlarında değişik uçuş irtifalarında ileri uçuş hızı değişimine bağlı lineer uçuş dinamiklerinin özdeğerleri iteratif hesaplar sonucunda elde edilmiştir. Şekil 10.1'de prototip helikopterin ilerlemesine uçuş dinamiğinin uzun ve kısa periyot modları ile yanlamasına uçuş dinamiğinin yuvarlanma, spiral ve yanal-yönel salınım modlarının özdeğerleri s-düzleminde deniz seviyesinde çizdirilmiştir. Benzer şekilde prototip helikopterin uçuş dinamiğinin özdeğerleri 762m (4000ft) ve 1524m (8000ft) Şekil 10.2'de, 2286m (10000ft) ve 3048m (12000ft) için Şekil 10.3'te gösterilmiştir.



Şekil 10.1 : Deniz seviyesi (0m/0ft) hıza bağlı değişen özdeğerler.



Şekil 10.2 : 1219.2m (4000ft) ve 2438.4m (8000ft) hıza bağlı değişen özdeğerler.



Şekil 10.3 : 3048m (10000ft) ve 3657.6m (12000ft) hıza bağlı değişen özdeğerler.

Çizelge 10.1 : Bazı uçuş şartlarında özdeğerlerin sayısal karşılıkları.

		0m / 0ft (deniz seviyesi)	1524m (5000ft)	3048m (10000ft) (tasarım uçuş irtifası)
0 m/s	λ_1	-2.5273	-2.1948	-1.8998
	λ_2	-0.6741 + 0.5217i	-0.6855 + 0.5149i	-0.6978 + 0.5099i
	λ_3	-0.6741 - 0.5217i	-0.6855 - 0.5149i	-0.6978 - 0.5099i
	λ_4	-0.1217 + 0.5310i	-0.1086 + 0.5363i	-0.0957 + 0.5394i
	λ_5	-0.1217 - 0.5310i	-0.1086 - 0.5363i	-0.0957 - 0.5394i
	λ_6	0.5087 + 0.1605i	0.5013 + 0.1702i	0.4944 + 0.1787i
	λ_7	0.5087 - 0.1605i	0.5013 - 0.1702i	0.4944 - 0.1787i
	λ_8	0.0610	0.0572	0.0530
20 m/s	λ_1	-0.6328 + 1.9198i	-0.4747 + 1.7514i	-0.1611 + 1.5093i
	λ_2	-0.6328 - 1.9198i	-0.4747 - 1.7514i	-0.1611 - 1.5093i
	λ_3	-1.3067 + 0.7379i	0.5120 + 0.6131i	0.5897 + 0.4670i
	λ_4	-1.3067 - 0.7379i	0.5120 - 0.6131i	0.5897 - 0.4670i
	λ_5	0.5789 + 0.7523i	-0.7853 + 0.6806i	-0.5572 + 1.1668i
	λ_6	0.5789 - 0.7523i	-0.7853 - 0.6806i	-0.5572 - 1.1668i
	λ_7	-0.5913	-0.7420	-0.9651
	λ_8	0.1318	-0.1899	-0.4027
40 m/s	λ_1	-0.2513 + 3.3551i	-0.2116 + 3.0819i	-0.1722 + 2.8172i
	λ_2	-0.2513 - 3.3551i	-0.2116 - 3.0819i	-0.1722 - 2.8172i
	λ_3	-3.0893	-2.4446	-1.8705
	λ_4	0.6778 + 0.5849i	0.4049 + 0.5937i	-0.3793 + 0.9607i
	λ_5	0.6778 - 0.5849i	0.4049 - 0.5937i	-0.3793 - 0.9607i
	λ_6	-0.6633 + 0.3775i	-0.4710 + 0.6186i	0.2470 + 0.4122i
	λ_7	-0.6633 - 0.3775i	-0.4710 - 0.6186i	0.2470 - 0.4122i
	λ_8	-0.0377	-0.0926	-0.1569
60 m/s	λ_1	-5.3639	-4.3586	-0.0216 + 3.9080i
	λ_2	-0.0339 + 4.5411i	-0.0306 + 4.2230i	-0.0216 - 3.9080i
	λ_3	-0.0339 - 4.5411i	-0.0306 - 4.2230i	-3.3886
	λ_4	1.9076	0.7756 + 0.6210i	0.2249 + 1.2533i
	λ_5	0.6315	0.7756 - 0.6210i	0.2249 - 1.2533i
	λ_6	-0.6980 + 0.1473i	-0.3760 + 0.4207i	-0.0000 + 0.2794i
	λ_7	-0.6980 - 0.1473i	-0.3760 - 0.4207i	-0.0000 - 0.2794i
	λ_8	-0.0106	-0.0217	-0.0664

Prototip helikopterin brüt ağırlığında, deniz seviyesi, 0m (0ft), 1524m (5000ft), ve 3048m (10000ft) uçuş irtifalarında, bazı uçuş hızlarında hesaplanan özdeğerler Çizelge 10.1'de sunulmuştur. Çizelgede verilen özdeğerlere göre prototip helikopter modelinin uçuş dinamiği genel olarak her bir uçuş şartı için kararsızdır. Bu gösteriyor ki prototip helikopter modeli kaliteli uçuşu sağlamamaktadır. Dolayısıyla prototip helikopter modelinin uçuş dinamiğinin uçuş kalitesini arttırmak için kontrol sistemlerine ihtiyaç duyulmaktadır. Ayrıca pilot tarafından yönlendirilecek prototip helikopter modelinin kararsızlık derecesini belirlemek dinamik kararlılık analizi ile mümkündür. Bu analiz ile durum değişkenlerinin genlikleri zamana bağlı yarılanma veya ikiye katlanma süreleri ile varsa salınım periyotlarının hesaplanıp değerlendirilmesi işlemine dayanmaktadır. Bir sonraki iki başlık altında sırasıyla ilerlemesine ve yanlamasına dinamik kararlılık analizleri prototip helikopter uçuş

dinamiği modeli için analitik olarak hesaplanmış ve tablolar halinde değerlendirilmiştir.

10.2 İlerlemesine Dinamik Kararlılık

Kararlılık analizi için ilerlemesine dinamik hareket denklemi (9.7), (9.9), (9.11) ve (9.14)'ten aşağıdaki gibi tekrar yazılabilir:

$$\frac{du}{dt} - x_u u - x_w w - \left(x_q - w_0\right)\frac{d\theta}{dt} + g\cos\gamma_0\theta = x_{\delta_c}\delta_c + x_{\delta_{1s}}\delta_{1s} \qquad \textbf{(10.6)}$$

$$-z_u u + \frac{dw}{dt} - z_w w - (z_q + u_0)\frac{d\theta}{dt} + g\sin\gamma_0\theta = z_{\delta_c}\delta_c + z_{\delta_{1s}}\delta_{1s} \qquad \textbf{(10.7)}$$

$$-m_u u - m_w w - m_q\frac{d\theta}{dt} + \frac{d^2\theta}{dt^2} = m_{\delta_c}\delta_c + m_{\delta_{1c}}\delta_{1c} \qquad \textbf{(10.8)}$$

Burada x_u, x_w x_q, z_u, z_w, z_q, m_u, m_w, m_q kararlılık türevleridir ve x_{δ_c}, $x_{\delta_{1s}}$, z_{δ_c}, $z_{\delta_{1s}}$, m_{δ_c}, $m_{\delta_{1s}}$ kontrol türevleridir. Bu türev değerlerinin nasıl elde edildiği ve EK C'de nasıl verildiği bir önceki bölümde anlatıldı. Yukarıdaki ilerlemesine hareket denklemlerine (10.6)-(10.8) Laplace dönüşümü yapılırsa:

$$\begin{bmatrix} \lambda - x_u & -x_w & -\lambda(x_q - w_0) + g\cos\gamma_0 \\ -z_u & \lambda - z_w & -\lambda(z_q + u_0) + g\sin\gamma_0 \\ -m_u & -m_w & \lambda^2 - m_q\lambda \end{bmatrix}\begin{bmatrix} u(\lambda) \\ w(\lambda) \\ \theta(\lambda) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{\delta_c} & x_{\delta_{1s}} \\ z_{\delta_c} & z_{\delta_{1s}} \\ m_{\delta_c} & m_{\delta_{1s}} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \delta_c(\lambda) \\ \delta_{1s}(\lambda) \end{bmatrix} \qquad \textbf{(10.9)}$$

ya da

$$P\begin{bmatrix} u(s) \\ w(s) \\ \theta(s) \end{bmatrix} = Q\begin{bmatrix} \delta_c \\ \delta_{1s} \end{bmatrix} \qquad \textbf{(10.10)}$$

elde edilir. Dinamik kararlılık analizleri yapılırken kontrol girişleri sabit olarak kabul edilir [27, 35]. Bu nedenle $\delta_c = \delta_{1s} = 0$ kabul edilir. Dolayısıyla (10.10) denklemindeki P matrisinin determinantı sıfıra eşitleyen λ değerleri dinamik sistemin kökleridir:

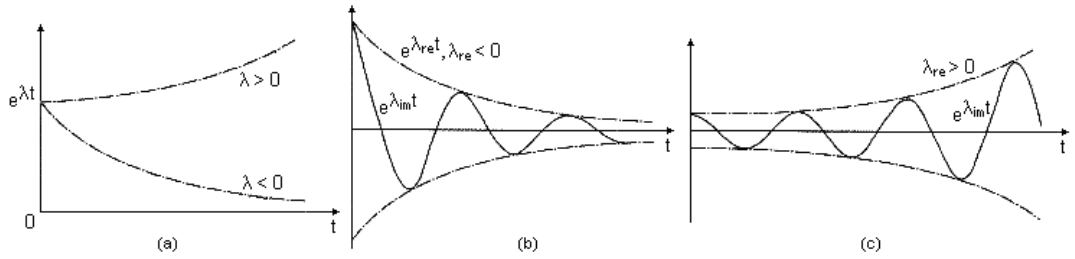
$$
\begin{aligned}
\det(P) = {} & \lambda^4 - (m_q + x_u + z_w)\lambda^3 \\
& - \left(m_u(x_q - w_0) + m_w(z_q + u_0) - m_q x_u - x_u z_w + x_w z_u - m_q z_w\right)\lambda^2 \\
& + \left\{m_w\left(g\sin\gamma_0 - z_u(x_q - w_0) + x_u(z_q + u_0)\right) + m_q(x_w z_u - x_u z_w)\right. \\
& \quad \left. + m_u\left(z_w(x_q - w_0) - x_w(z_q + u_0) + g\cos\gamma_0\right)\right\}\lambda \\
& - g\left(\sin\gamma_0(m_w x_u - m_u x_w) + \cos\gamma_0(m_u z_w - m_w z_u)\right) = 0
\end{aligned}
\qquad \textbf{(10.11)}
$$

Burada karakteristik denklemi dört ayrı $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$ reel veya karmaşık özdeğere sahiptir ve u ileri hız durum değişkeni için genel çözüm aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$u(t) = c_1 e^{\lambda_1 t} + c_2 e^{\lambda_2 t} + c_3 e^{\lambda_3 t} + c_4 e^{\lambda_4 t} \qquad \textbf{(10.12)}$$

Burada c_1, c_2, c_3, c_4 katsayıları uçuş şartının başlangıç değerleri ile kolaylıkla belirlenebilir. Dikey hız w ve yunuslama açısı θ için benzer şekilde genel çözüm ifadesi yazılabilir.

Eğer λ pozitif reel sayı ise, $e^{\lambda t}$ zamanla artmaktadır ve eğer λ negatif reel sayı ise, $e^{\lambda t}$ zamanla azalmaktadır (bkz Şekil 10.4a). Ayrıca, λ karmaşık sayı ise, yani $\lambda = \lambda_{re} \pm i\lambda_{im}$ gibi eşlenik çift olarak hesaplanırsa ileri uçuş hızının hareket modu $u(t) = k_1 e^{\lambda_{re} t}\sin\lambda_{im} t + k_2 e^{\lambda_{re} t}\cos\lambda_{im} t$ şeklinde oluşur. Bu durumda eğer λ_{re} negatif ise, hareket sönümlü salınımlıdır (bkz. Şekil 10.4b). Lakin λ_{re} pozitif ise, hareket zamanla genliği artan sönümsüz salınımlıdır (bkz Şekil 10.4c).



Şekil 10.4 : Üssel (eksponansiyel), sönümlü ve sönümsüz salınım zaman yanıtı [35].

Hareket modunun sönümlendiği veya zamanla artığını ifade eden bir oranı mevcuttur ve özdeğerlerin reel kısımlarından hesaplanır Bu oran genliğinin yarılanma süresi veya değerinin ikiye katlama süresini belirlemektedir. Yarılanma süresi T_h kolayca aşağıdaki gibi negatif ve reel değerleri için hesaplanabilir:

$$T_h = \frac{\ln 2}{-\lambda} = \frac{0.693}{-\lambda} = \frac{0.693}{-\lambda_{re}} \qquad \textbf{(10.13)}$$

Eğer λ karmaşık ve λ_{re} negatif ise yarılanma süresi aşağıdaki gibi olur:

$$T_h = \frac{0.693}{-\lambda_{re}} \tag{10.14}$$

Reel ve pozitif λ için ikiye katlama süresi aşağıdaki gibidir:

$$T_d = \frac{0.693}{\lambda} \tag{10.15}$$

Eğer λ karmaşık ve λ_{re} pozitif ise yarılanma süresi aşağıdaki gibi olur:

$$T_d = \frac{0.693}{\lambda_{re}} \tag{10.16}$$

Eğer λ karmaşık sayı ise salınım periyodun süresi aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$\lambda_{im} t = \lambda_{im} T = 2\pi \qquad \rightarrow \qquad T_P = \frac{2\pi}{\lambda_{im}} \tag{10.17}$$

10.2.1 Prototip helikopterin ilerlemesine dinamik kararlılık analizi

İlerlemesine dinamik kararlılık analizi kısa ve uzun periyotlu uçuş dinamik modlarının özdeğerlerine bakılarak (10.13)-(10.17) denklem takımına göre yapılmaktadır. İlerlemesine dinamik kararlılık analizleri dinamik sistem matrisinden hesaplanmış, sonuçlar Çizelge 10.2'de üç değişik uçuş irtifası ve dört değişik uçuş hızı için verilmiştir.

Çizelgeden de görüleceği gibi kısa periyot modu kararlı bir yapı sergilemektedir. Bu hareket modunda genliklerin yarılanma süreleri 0.16-5.38 saniye aralığındadır. İfade edilmeli ki ileri uçuş hızı arttıkça bu hareket modunun sönüm oranı da artmaktadır. Buna karşın uzun periyot modu kararsızdır. Düşük uçuş hızlarında genliklerin ikiye katlanma süreleri en az 4.26 saniye iken, uçuş hızı 40 m/s ulaşınca genliklerin ikiye katlanma süreleri 0ft ve 5000ft için 0.82 ve 1.15 saniyeye kadar düşmekte ve uçuş irtifası 10000ft olunca bu süre 60m/s ileri uçuş hızı civarında 0.99 saniye olarak hesaplanmaktadır. Pilotun helikopteri kolaylıkla kullanabilmesi için genliklerin ikiye katlanma süreleri pilotun tepki süresinden (05-1.0 saniye) fazla olmaması gerekmektedir. Prototip helikopter uçuş dinamiği modeli kullanılarak yapılan dinamik kararlılık analizlerinin sonucunda hava aracının ilerlemesine kararlılık arttırıcı sistemlere veya otomatik uçuş kontrol sistemlerine ihtiyaç duymaktadır.

Çizelge 10.2 : İlerlemesine dinamik kararlılık.

Uçuş Şartı		Kısa periyot			Uzun periyot		
İrtifa (m/ft)	Hız (m/s)	$\lambda_{1,2}$	$T_{1/2}$ (s) T_2	T_p(s)	$\lambda_{3,4}$	$T_{1/2}$ (s) T_2	T_p(s)
0/0	0	-0.1288±0.1730i	5.38	36.33	0.1627±0.0948i	4.26	66.29
0/0	20	-1.2721 -0.6446	0.54 1.08	- -	0.4586±0.7910i	1.51	7.94
0/0	40	-2.5393 -0.4364	0.27 1.59	- -	0.8487±0.3893i	0.82	16.14
0/0	60	-4.4206 -0.3680	0.16 1.88	- -	2.7805 0.4010	0.25 1.73	- -
1524/5000	0	-0.1288±0.1735i	5.38	36.21	0.1620±0.0931i	4.28	67.46
1524/5000	20	-0.7613±0.1237i	0.91	50.78	0.3499±0.1237i	1.98	8.99
1524/5000	40	-1.8080 -0.4476	0.38 1.55	- -	0.6032±0.5325i	1.15	11.80
1524/5000	60	-3.3016 -0.3523	0.21 1.97	- -	1.9212 0.4371	0.36 1.59	- -
3048/10000	0	-0.1288±0.1735i	5.38	36.22	0.1617±0.0928i	4.29	67.68
3048/10000	20	-0.5306±0.3320i	1.31	18.93	0.1926±0.5336i	3.60	11.77
3048/10000	40	-0.9273 -0.5770	0.75 1.20	- -	0.3321±0.5338i	2.09	11.77
3048/10000	60	-2.0389 -0.3718	0.34 1.86	- -	0.6981±0.2444i	0.99	25.70

10.3 Yanlamasına dinamik kararlılık

Dinamik kararlılık analizi için yanlamasına hareketin denklemlerini (9.8), (9.10), (9.12), (9.13) ve (9.15)'ten tekrar yazılarak aşağıdaki gibi oluşturulabilir:

$$\frac{dv}{dt} - y_v v - (y_p + w_0)\left(\frac{d\phi}{dt} - \frac{\cos\phi_0}{\tan\phi_0}\frac{d\psi}{dt}\right) - g\cos\phi_0\cos\gamma_0\phi - (y_r - u_0)\left(\frac{\cos\gamma_0}{\cos\phi_0}\right)\frac{d\psi}{dt} = y_{\delta_{1c}}\delta_{1c} + y_{\delta_p}\delta_p \tag{10.18}$$

$$-\tilde{l}_v v + \left(\frac{d^2\phi}{dt^2} - \frac{\cos\phi_0}{\tan\phi_0}\frac{d^2\psi}{dt^2}\right) - \tilde{l}_p\left(\frac{d\phi}{dt} - \frac{\cos\phi_0}{\tan\phi_0}\frac{d\psi}{dt}\right) - \tilde{l}_r\left(\frac{\cos\gamma_0}{\cos\phi_0}\right)\frac{d\psi}{dt} = \tilde{l}_{\delta_{1c}}\delta_{1c} + \tilde{l}_{\delta_p}\delta_p \tag{10.19}$$

$$-\tilde{n}_v v - \tilde{n}_p\left(\frac{d\phi}{dt} - \frac{\cos\phi_0}{\tan\phi_0}\frac{d\psi}{dt}\right) + \left(\frac{\cos\gamma_0}{\cos\phi_0}\right)\frac{d^2\psi}{dt^2} - \tilde{n}_r\left(\frac{\cos\gamma_0}{\cos\phi_0}\right)\frac{d\psi}{dt} = \tilde{n}_{\delta_{1c}}\delta_{1c} + \tilde{n}_{\delta_p}\delta_p \tag{10.20}$$

Burada y_v, y_p, y_r, $\tilde{l}_v$, $\tilde{l}_p$, $\tilde{l}_r$, $\tilde{n}_v$, $\tilde{n}_p$, $\tilde{n}_r$ kararlılık türevleridir ve $y_{\delta_{1c}}$, y_{δ_p}, $l_{\delta_{1c}}$, l_{δ_p}, $n_{\delta_{1c}}$, n_{δ_p} kontrol türevleridir. Ekler bölümünde EK C'de prototip helikopter için değişik uçuş irtifaları ve hızlarında kararlılık ve kontrol türevleri verilmiştir. Dinamik kararlılık analizleri yapılırken kontrol girişleri sabit olarak kabul edilir. Bu nedenle $\delta_{1s} = \delta_p = 0$ kabul edilir. Dolayısıyla ilerlemesine dinamik kararlılık analizlerine benzer şekilde aşağıdaki determinant değerinin sıfıra eşit olması lazım:

$$P = \begin{bmatrix} \lambda - y_v & -(y_p + w_0)s & \lambda\left(\dfrac{\cos\phi_0}{\tan\phi_0} - (y_r - u_0)\dfrac{\cos\gamma_0}{\cos\phi_0}\right) \\ -l_v & \lambda^2 - l_p\lambda & \dfrac{\cos\phi_0}{\tan\phi_0}\lambda^2 + \left(\dfrac{\cos\phi_0}{\tan\phi_0}l_p - l_r\dfrac{\cos\gamma_0}{\cos\phi_0}\right)\lambda \\ -n_v & -n_p\lambda & \dfrac{\cos\gamma_0}{\cos\phi_0}\lambda^2 + \left(\dfrac{\cos\phi_0}{\tan\phi_0}n_p - n_r\dfrac{\cos\gamma_0}{\cos\phi_0}\right)\lambda \end{bmatrix} \qquad \textbf{(10.21)}$$

determinantı açılır ise aşağıdaki karakteristik denklem elde edilir:

$$\begin{aligned} &\lambda^5\frac{\cos\gamma_0}{\cos\phi_0} + \lambda^4\left(\frac{2n_p\cos\phi_0}{\tan\phi_0} - \frac{\cos\gamma_0(l_p + n_r + y_v)}{\cos\phi_0}\right) \\ &+\lambda^3\left(\frac{\cos\phi_0\left(n_v(y_p + w_0) - n_v - 2n_p y_v\right)}{\tan\phi_0}\right. \\ &\left.+\frac{\cos\gamma_0\left(l_p(n_r + y_v) - l_v(y_p + w_0) - l_r n_p + n_v(y_r - u_0) + n_r y_v\right)}{\cos\phi_0}\right) \\ &+\lambda^2\frac{1}{\cos\phi_0\tan\phi_0}\left\{-g\cos\phi_0\cos^2\gamma_0\tan\phi_0 l_v + g\cos^3\phi_0\cos\gamma_0 n_v\right. \\ &+\cos^2\phi_0\left(l_p n_v - l_v n_p - l_v n_p(y_p - w_0) - l_p n_v(y_p + w_0)\right) \\ &+\cos\gamma_0\tan\phi_0\left(l_v n_r(y_p + w_0) - l_r n_v(y_p + w_0) + l_v n_p(y_r - u_0)\right. \\ &\left.\left.-l_p n_v(y_r - u_0) + l_r n_p y_v - l_p n_r y_v)\right)\right\} \\ &+\lambda\frac{g\cos\gamma_0}{\tan\phi_0}\left(\cos^2\phi_0(l_p n_v - l_v n_p) + \cos\gamma_0\tan\phi_0(l_v n_r - l_r n_v)\right) = 0 \end{aligned} \qquad \textbf{(10.22)}$$

Yukarıdaki polinom kısaca $\lambda\left(A_2\lambda^4 + B_2\lambda^3 + C_2\lambda^2 + D_2\lambda + E_2\right) = 0$ formatındadır ve karakteristik denkleminde özdeğerlerden ilki sıfır diğer dört ayrı $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$ reel veya karmaşık özdeğere sahiptir. Yanal hız, v, durum değişkeni için genel çözüm aşağıdaki gibi yazılır:

$$v = c_1 e^{\lambda_1 t} + c_2 e^{\lambda_2 t} + c_3 e^{\lambda_3 t} + c_4 e^{\lambda_4 t} \qquad \textbf{(10.23)}$$

Kabul edilen uçuş şartının başlangıç değerlerinden c_1, c_2, c_3, c_4 katsayıları kolaylıkla belirlenebilirler. Yuvarlanma açısı ϕ ve sapma açısı ψ için benzer şekilde genel çözüm ifadesi yazılabilir.

Yanlamasına hareket modlarının genliklerin yarılanma veya ikiye katlanma süreleri ile salınım periyotlarının hesaplanması ilerlemesine dinamik kararlılık başlığında anlatılan şekilde hesaplanmaktadır.

10.3.1 Prototip helikopterin yanlamasına dinamik kararlılık analizi

Yanlamasına dinamik kararlılık analizi yuvarlanma-spiral modlarının ve yanal-yönel salınım modlarının özdeğerlerine bakılarak yine (10.13)-(10.17) denklem takımına göre yapılmaktadır. Yanlamasına dinamik kararlılık analizleri dinamik sistem matrisinden hesaplanmış, sonuçlar Çizelge 10.3'te üç değişik uçuş irtifası ve dört değişik uçuş hızı için verilmiştir.

Çizelge 10.3 : Yanlamasına dinamik kararlılık.

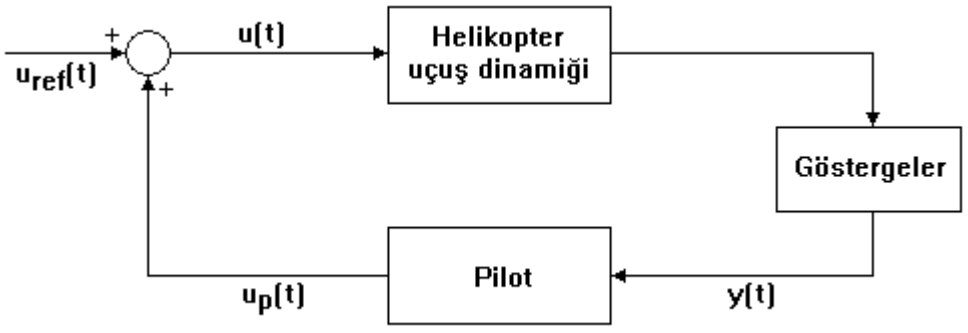
Uçuş Şartı		Yuvarlanma & Spiral			Yanal-yönel salınım (dutch-roll)		
İrtifa (m/ft)	Hız (m/s)	$\lambda_{1,2}$	$T_{1/2}$ (s) T_2	T_p (s)	$\lambda_{3,4}$	$T_{1/2}$ (s) T_2	T_p (s)
0/0	0	0.5716 -2.5439	1.21 0.27	- -	-0.5681±0.5583i	1.22	11.25
0/0	20	0.3483 -1.2033	1.99 0.58	- -	-0.6631±1.9653i	1.05	3.20
0/0	40	0.0746 -1.7505	9.3 0.40	- -	-0.3232±3.4203i	2.14	1.84
0/0	60	0.0082 -2.5154	84.70 0.28	- -	-0.0924±4.5883i	7.50	1.37
1524/5000	0	0.5542 -2.2072	1.25 0.31	- -	-0.5684±0.5384i	1.22	11.67
1524/5000	20	0.3155 -0.8335	0.17 0.83	-	-0.5435±1.8377i	1.28	3.42
1524/5000	40	0.0799 -1.5400	8.67 0.45	- -	-0.2916±3.1668i	2.38	1.98
1524/5000	60	0.0121 -2.1707	57.26 0.32	- -	-0.0941±4.2709i	7.37	1.47
3048/10000	0	0.5366 -1.9069	1.29 0.36	- -	-0.5704±0.5168i	1.22	12.16
3048/10000	20	0.1900 -0.3435	3.65 2.02	-	-0.3978±1.6925i	1.74	3.71
3048/10000	40	0.0840 -1.3569	8.25 0.51	- -	-0.2616±2.9223i	2.65	2.15
3048/10000	60	0.0158 -1.8628	43.74 0.37	- -	-0.0934±3.9571i	7.42	1.59

Çizelgeden de görüleceği gibi yuvarlanma ve spiral modu kararsızdır. Uçuş hızı arttıkça sanal eksenin sağ tarafında olan kökler sanal eksene yaklaşmaktadırlar ve kararsız özdeğerin neden olduğu ikiye katlanma süresi 0ft'te 1.21 saniyeden 84.70 saniyeye, 5000ft'te 1.25 saniyeden 57.26 saniyeye ve 10000ft'te 1.29 saniyeden 43.74 saniyeye çıkmaktadır. Pilotun düşük hızlarda bu kararsız modu kontrol etmek için epey bir çaba harcaması gerektiği açıkça görülmektedir. Öte yandan yanal-yönel salınım (dutch-roll) modu kararlı olup yarılanma süresi ileri uçuş hız arttıkça artmaktadır. Helikopterin askı hali için 1.22 saniye olan yarılanma süresi azami uçuş hızlarında 7-8 saniyeye ulaşmaktadır. Prototip helikopter uçuş dinamiği modeli kullanılarak yapılan dinamik kararlılık analizlerinin sonucunda hava aracının yanlamasına kararlılık arttırıcı sisteme veya otomatik uçuş kontrol sistemine ihtiyaç duymaktadır.

11. PİLOT KABİLİYETİ VE MODELİ

Hafif ticari prototip helikopteri pilotlu kumanda edileceğinden dolayı öncelikle kontrol geri beslemeli sistemde (bkz. Şekil 11.1) insanın operatör olduğu şartı incelemek gerekmektedir. Pilotun göstergelerde görmüş olduğu değerler ve hissettiği hareket neticesinde algı merkezinin oluşturduğu komutlar ile sinirsel iletim yoluyla kasları uyararak kol ve ayak ile kumanda mekanizmalarını hareket ettirerek kontrol girişini dinamik geri besleme olarak bu bölümde ele alınacaktır. Bunun için pilotlu uçuşta helikopterde yer alması gereken göstergelere kısaca değinilecektir. İkinci aşamada pilotun fiziksel kabiliyetine, yani standart insanın eli ve kolun ulaşabildiği mesafeler ile değişik hallerde uygulayabildiği kol ve bacak kuvvetlerine yer verilecektir. Üçüncü aşamada geri beslemeli sistemde pilotun matematiksel modeli oluşturulacak ve benzetimler yapılarak dinamik sistemin zaman yanıtları örnek manevralar için hesaplanacaktır.

Helikopter uçuş dinamikleri-göstergeler-pilot kapalı çevrim sistemin blok diyagramı Şekil 11.1'de verilmiştir. Bu başlık altında iki farklı pilot modeline yer verilmiştir. Birinci pilot modeli tek girişli tek çıkışlı (TGTÇ-SISO) sisteme sinir-kas gecikmesi ve bozucu etkiler hesaba katılarak geri beslemenin sağlandığı basit insan operatör modelidir. İkinci pilot modeli ise çok girişli çok çıkışlı (ÇGÇÇ-MIMO) bir sistemin kontrol edebilen geliştirilmiş pilot modelidir ve optimal kontrol teorisine ve gözlemleyici tasarım tekniklerine dayanmaktadır.



Şekil 11.1 : Helikopter-göstergeler-pilot kapalı çevrim sisteminin blok diyagramı.

11.1 Helikopterde Göstergeler

ROTAM Elektrik ve Aviyonik Grubu'ndan sağlanan dokümanlar ile ASELSAN tarafından üretilecek gösterge panelinde muhtelif göstergeler Şekil 11.2'de verilmiştir.



a) Yönelme jiroskobu [1]



b) Yön jiroskobu [1]



c) dönüş ve eğimölçer [2]



d) hava hız göstergesi [2]



e) dikey hız göstergesi [2]



f) Yükseklikölçer [2]



g) Manyetik pusula [2]

Şekil 11.2 : Gösterge panelindeki muhtelif göstergeler [94].

Birinci gösterge yönelme jiroskobudur ve hava aracının yuvarlanma ve yunuslama hareketindeki yönelme açı değerlerini görsel ifade etmektedir. İkinci gösterge yön jiroskobu olup hava aracının sapma hareketindeki açıyı derece cinsinden dünya eksen takımına göre göstermektedir. Üçüncü gösterge ise dönüş yönünü ve hava aracının yana yatma miktarını göstermektedir. Dördüncü gösterge ileri uçuşta hava hızını göstermektedir ve birimi knots'tur. Beşinci gösterge dikey hızı ft/min

cinsinden göstermektedir. Altıncı gösterge yükseklikölçerdir ve hava aracının uçuş irtifasını ft cinsinden gösterir. Yedinci gösterge manyetik pusula olup dünyanın manyetik kutupları yönünü derece cinsinden göstermektedir.

JAR standartlarından helikopterde asgari bulunması gereken uçuş ve sefer aviyonik cihazlar aşağıdaki gibidir [94]:

- Hava hız göstergesi, Şekil 11.2 d)
- Yükseklikölçer (altimetre), Şekil 11.2 f)
- Manyetik pusula, Şekil 11.2 g)

Motor üreticisi bağlama el kitabında kokpite gönderilecek verilerin listesi ise aşağıdadır [94]:

- T45 (türbin gaz sıcaklığı) sıcaklık sensoru. Sinyal sensordan gelen gerilim. Kalibrasyon değeri ECU (Engine Control Unit) tarafından kokpite gönderilecek (RS 422 veri yolu). Hesaplama kokpitte yapılacak.
- N1 (gaz üretici hızı) hız sensoru. Sinyal tipi yaklaşık sinüzoidal. Frekans hızla orantılı.
- N2 (güç türbin hızı) hız sensoru. Sinyal tipi yaklaşık sinüzoidal. Frekans hızla orantılı.
- T1 sıcaklık sensoru (hava girişi)
- P3 basınç sensoru (santrifüj kompresör çıkış basıncı)

11.2 Helikopterin Pilotlu Kontrolü

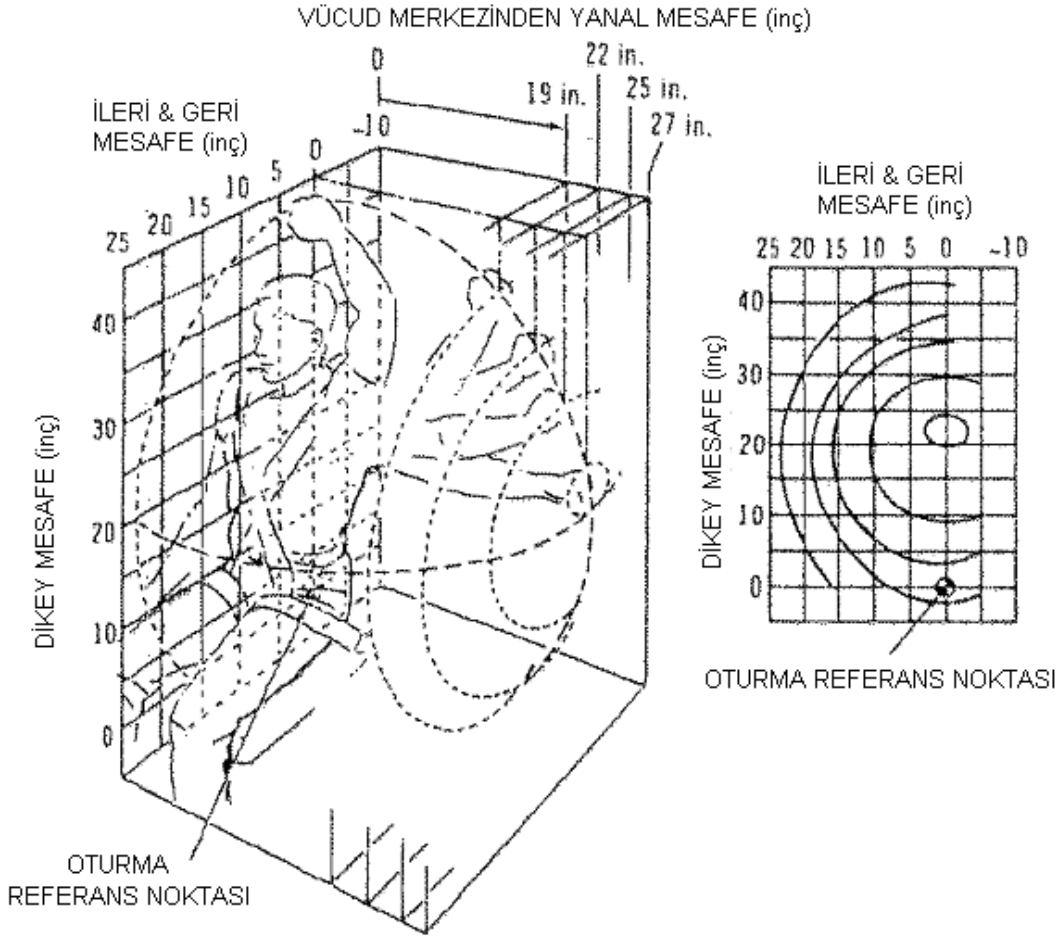
Bir hava aracının insan tarafından yönlendirilmesi demek, pilotun kumanda kollarına maruz kalınan ivmeler altında eller ve ayaklar ile uyguladığı kuvvetler altında kumanda kollarını öteleyerek hava aracını istenilen yönlere doğru kontrol etmektir. Bu başlık altında pilotun fiziksel kabiliyeti, yani standart bir insanın eli ve ayakları ile değişik geometrilerde uygulayabileceği kuvvetlerin büyüklüklerine değinilecek. İkinci aşamada basit pilot modeli ve geliştirilmiş pilot modeline yer verilecektir.

11.2.1 Pilotun Fiziksel Kabiliyeti

Kumanda mekanizması tasarımı kriteri olarak azami kuvvet uygulayabilecek insan 18-30 yaşları arasında erkek uçuş personeli olarak karşımıza çıkmaktadır [41].

Pilot kolunun dikey, yanal ve iler-geri yönlerindeki hareketin oturma referans noktası civarındaki yörüngelerin grafiksel gösterimi Şekil 11.2'de verilmiştir ve tüm ölçüler inç cinsindendir. Şekilden görüleceği üzere ileri yönde 0 ile 25 inç aralığında iken yanal yönde ise yaklaşık olarak -15 ile 25 inç aralığında pilot kolunu hareket ettirebilmektedir. Ayrıca kokpit tasarımı yapılırken pilotun fiziksel kabiliyeti ve ergonomi göz önünde bulundurulmalıdır. Zira pilot kolaylıkla kumanda kollarına ve paneline erişebiliyor olmalıdır.

Manevralar esnasında pala kökündeki aerodinamik momentlerden dolayı pilotun kumanda kollarına ve pedallarına uygulaması gereken kuvvet değerleri bir insanın uygulayabileceği değerlerden daha az olmalıdır. Eğer fazla ise helikopter kumanda sistemine hidrolik "kumanda takviye sistemi" (booster) bağlanmalıdır. Prototip helikopter için yapılan bazı manevra simülasyonları sonucunda kumanda girişlerine uygulanması gerek kuvvetler hesaplanmıştır ve kumanda takviye sisteminin bağlanması uygun görülmüştür. Kumanda takviye sistemi Şekil 2.20 ve 7.19'da tüm kontrol sistemi ile birlikte gösterilmiştir.



Şekil 11.3 : Pilot kolunun ulaşabildiği mesafeler [41].

Pilot kolunun üç boyutlu uzayda ulaşabileceği azami mesafelerin yörüngeleri Şekil 11.3'te gösterilmiştir. Helikopterin kontrolünde pilotun döngüsel kontrol girişlerine oturma referans noktasından değişik kol konumuna göre uygulayabileceği kuvvetler Çizelge 11.1'de verilmiştir.

Çizelge 11.1 : Helikopter kontrolü için kol kuvveti tasarım değerleri [41].

	mesafe (cm)		**itme**	**çekme**	**içe**	**dışa**
	ORN	**orta nokta**	**(N)**	**(N)**	**(N)**	**(N)**
sağ el helikopter kumanda kolunda, (N)	22.86	20.32 (sol)	53.16	115.18	106.32	150.62
		11.43 (sol)	79.74	124.04	137.33	137.33
		0	115.18	150.62	132.9	101.89
		11.43 (sağ)	150.62	172.77	115.18	66.45
		20.32 (sağ)	163.91	172.77	115.18	53.16
	31.75	20.32 (sol)	79.74	146.19	101.89	137.33
		20.32 (sağ)	190.49	217.07	97.46	70.88
	39.37	20.32 (sol)	101.89	172.77	88.6	110.75
		0	190.49	239.22	106.32	88.6
		20.32 (sağ)	234.79	243.65	106.32	57.59
	47.625	20.32 (sol)	159.48	199.35	70.88	97.46
		0	283.52	248.08	35.44	66.45
		20.32 (sağ)	310.1	256.94	97.46	62.02
	60.325	20.32 (sol)	128.47	225.93	48.73	84.17
		0	239.22	274.66	62.02	57.59
		20.32 (sağ)	248.08	256.94	88.6	53.16

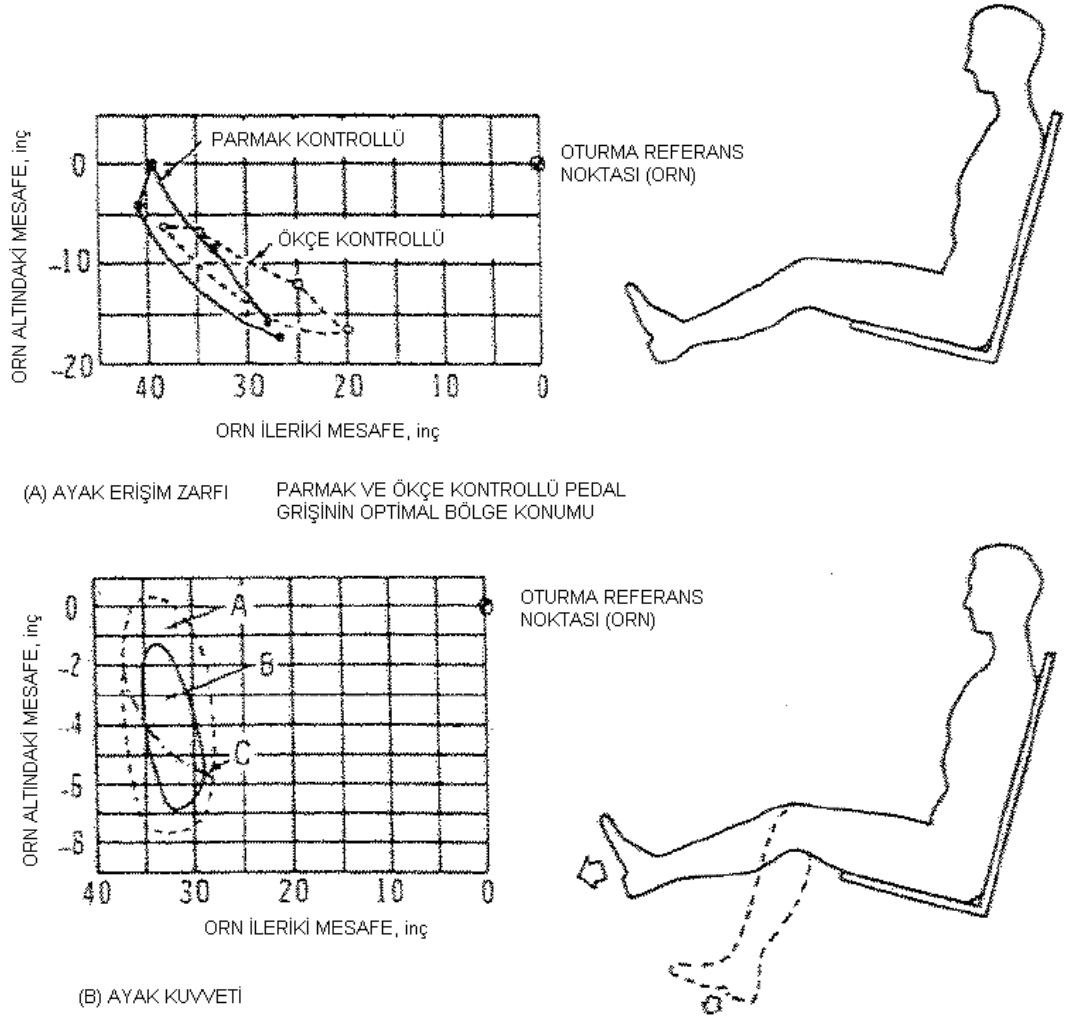
İleri kontrol oturma referans noktasının (ORN) 34.29cm yukarısındadır.

Çizelge 11.2 : Motor performansı için tasarım değerleri (kas gücü) [41].

Kol kuvveti, N / Oturma Şekli		itme		çekme		içe		dışa	
dirsek açısı		Sağ	Sol	Sağ	Sol	Sağ	Sol	Sağ	Sol
	180	221.5	186.06	230.36	221.5	88.6	57.59	62.02	35.44
	150	186.06	132.9	248.08	186.06	88.6	66.45	66.45	35.44
	120	159.48	115.18	186.06	150.62	97.46	88.6	66.45	44.3
	90	159.48	97.46	163.91	141.76	79.74	70.88	70.88	44.3
	60	150.62	97.46	106.32	115.18	88.6	75.31	75.31	53.16

Standart bir insan kolunun dirsek açısına ve değişik kol açılarına bağlı müşterek girişine uygulayabileceği kuvvetler Çizelge 11.2'de verilmiştir.

Pilotun ayak ile ulaşacağı dikey ve ileri mesafeler ise Şekil 11.4 (A)'da ayak erişim zarfı bölümünde verilmiştir. Standart bir insanın uygun sırt desteği ve optimal ayak açısıyla uygulayabileceği azami kuvvetler Şekil 11.4 (B)'de ayak kuvveti kısmında verilmiştir. A bölgesinde standart bir insan 400lb (1779.3N) kuvvet, B bölgesinde 600lb (2669N) kuvvet uygulayabilmektedir. C çizgisi ise pedala uygulanması gereken kuvvetin optimal hareketinin yörüngesini göstermektedir.



Şekil 11.4 : Ayak erişim zarfı ve ayak kuvveti [41].

Ayrıca sağ el sıkıca tutarak anlık uyguladığı kuvvet 59lb, sol elin ise 55lb. Sağ elin 1 dakika boyunca sürekli sıkarak uygulayabileceği kuvvet 42lb, sol elin uygulayabileceği kuvvet 38lb. Başparmak ile işaret parmak birbirine bastırılırsa 13lb, her iki parmağın ucu bastırılırsa 13lb, ve başparmak işaret parmağının yanından bastırır ise 15lb uygulayabilmektedir. Dizin dönüş açı aralığı 111±5 derecedir. Ayak

bileğinin dönüş açı aralığı ise 60±5 derecedir. Sağ ayağın anlık uyguladığı kuvvet 387lb, sol ayağın ise 413lb. Sağ ve sol ayağın 2 dakika boyunca sürekli uygulayabileceği kuvvet 300lb.

Pilotun kumanda koluna uyguladığı kuvvetler rotordaki pala köküne etki aerodinamikleri karşılayabiliyorsa helikopter pilot kuvvetiyle kontrol edilebilir. Lakin aerodinamik momentler pilotun uygulayabileceği kuvvetlerden fazla ise pilot istenilen uçuş manevrasını gerçekleştiremeyebilir. Bunun için kontrol sistemine hidrolik takviye sistemi (booster) dâhil edilir. Böylece pilotun uyguladığı kuvvetlerin genlikleri büyütülerek helikopteri kontrol edebilmektedir. Kontrol kolaylığı ve konforu sağlamak üzere prototip helikopterin mekanik kontrol sistemine hidrolik takviye sistemi eklenmiştir (bkz. Şekil 2.21).

Pilotun uçuş esnasında yeryüzü şekillerinden ve çıkabilecek engellerden güvenli bir şekilde geçebilmesi ayrı bir önem arz etmektedir. Uçuş hızı ve irtifasına bağlı pilotun dikkati ve kontrol girişlerine manevrayı gerçekleştirmek için uygulayacağı girişler ayrı bir çalışma konusudur. Bu tez de bu konuya değinilmeyecek fakat merak edenler için bu konu [83] ele alınmıştır.

Bir sonraki alt başlıkta tek-girişli tek-çıkışlı pilotun matematiksel modeli ele alınacaktır.

11.2.2 Pilotun Matematiksel Modeli

Pilot tarafından harekete geçirilen kumanda mekanizmalarından ilerlemesine döngüsel levye, yanlamasına döngüsel levye, müşterek levyesi, kuyruk rotor pedalları helikopter uçuş dinamiğine etki etmektedir. Geri besleme kokpitteki göstergeler sayesinde pilotun görme ve duyma hisleri ile kumanda mekanizmalarına aktarılmaktadır. Pilot kontrollü helikopter dinamik sistemi şematik olarak Şekil 11.5'te gösterilmiştir.

Pilot geri beslemeli bir kontrol mekanizması gibi davranmaktadır ve tek girişli tek çıkışlı (SISO) bir sistemde pilotun geri beslemeli kontrol kuralının transfer fonksiyonu aşağıdaki gibi düşünülebilir [7]:

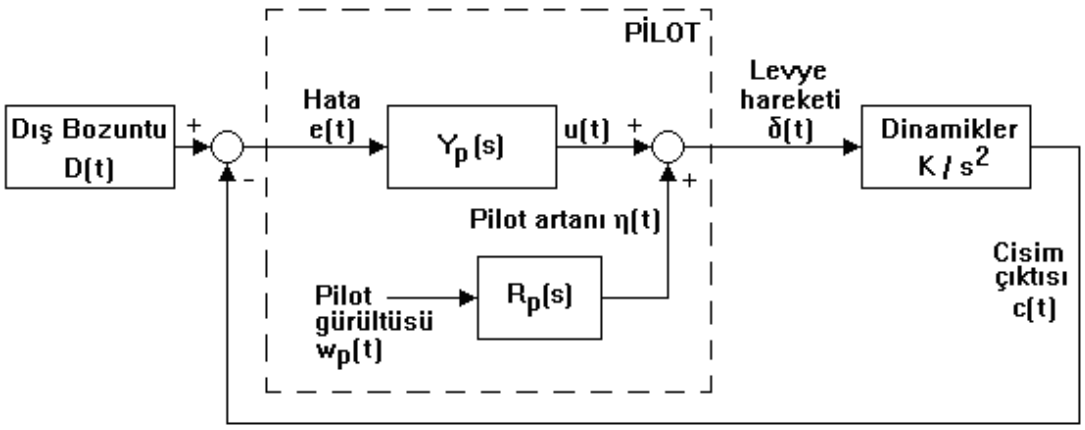
$$Y_p(s) = \frac{u(s)}{e(s)} = \frac{K_1\left(\tau_3 s + 1\right)e^{-s\tau_p}}{\left(\tau_1 s + 1\right)\left(\tau_2 s + 1\right)} \qquad \textbf{(11.1)}$$

Burada K_1 pilotun statik kazancı, τ_3 nöromüsküler (sinir-kas) sistemin düşük-frekanslı karakteristiklerle alakalı zaman sabiti, ve τ_p efektif zaman gecikmesi olup taşıma gecikmesi (transport-delay) ve yüksek-frekans nöromüsküler (sinir ve kasın çalışmasıyla ilgili) gecikmeler sonucu oluşmaktadır. Paydadaki τ_1 ve τ_2 pilota göre ayarlanan parametrelerdir.

Pilotun artan fonksiyonu ikinci mertebe gürültü (noise) filtresi olarak bu model analizinde kullanılmıştır. Bu filtre beyaz gürültü girişini $w_p(t)$ renkli (colored) gürültü girişine $\eta(t)$ çevirmektedir. Bu filtre şöyle tanımlanabilir [7]:

$$R_p(s) = \frac{1}{s^2 + \alpha_1 s + \alpha_2} \qquad \textbf{(11.2)}$$

Artan $\eta(t)$ pilot tarafından oluşan gürültüyü tanımlamaktadır. Bu gürültü yüksek-frekanslı nöromüsküler gerileme ve ilerleme (lead and lag) terimleri, ve düşük-frekanslı nöromüsküler gecikme (lag) terimlerinden olmaktadır. Tek girişli ve tek çıkışlı bir dinamik sistem için pilot dinamikleri (11.1) ve (11.2) geniş olarak [7] ele alınmıştır ve blok diyagramı Şekil 11.5'te gösterilmiştir. Pilot modelinin K/s^2 dinamikleri için elde edilen katsayıları ise sırasıyla şöyledir: $K_1 = 1$, $\tau_1 = 0.1$, $\tau_2 = 0.1$, $\tau_3 = 0.5$, $\tau_p = 0.05$, $\alpha_1 = 4.427$, $\alpha_2 = 10.0$.

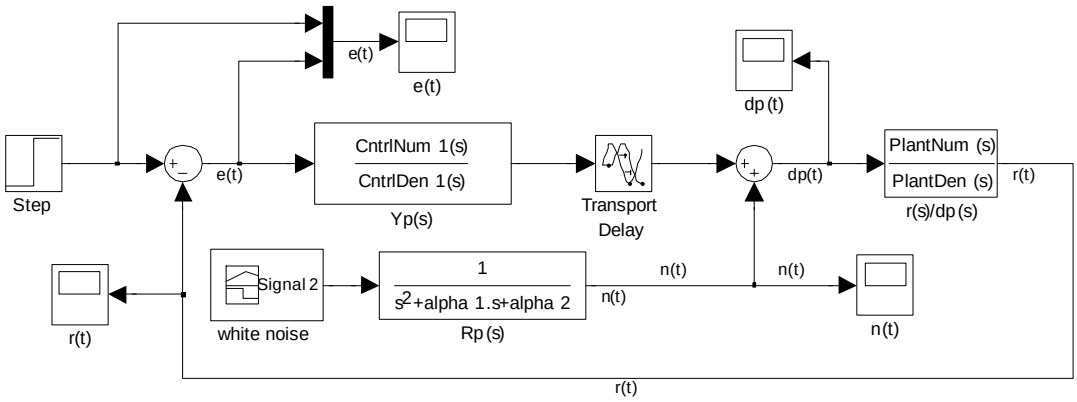


Şekil 11.5 : Pilot dinamiklerinin blok diyagramı [7].

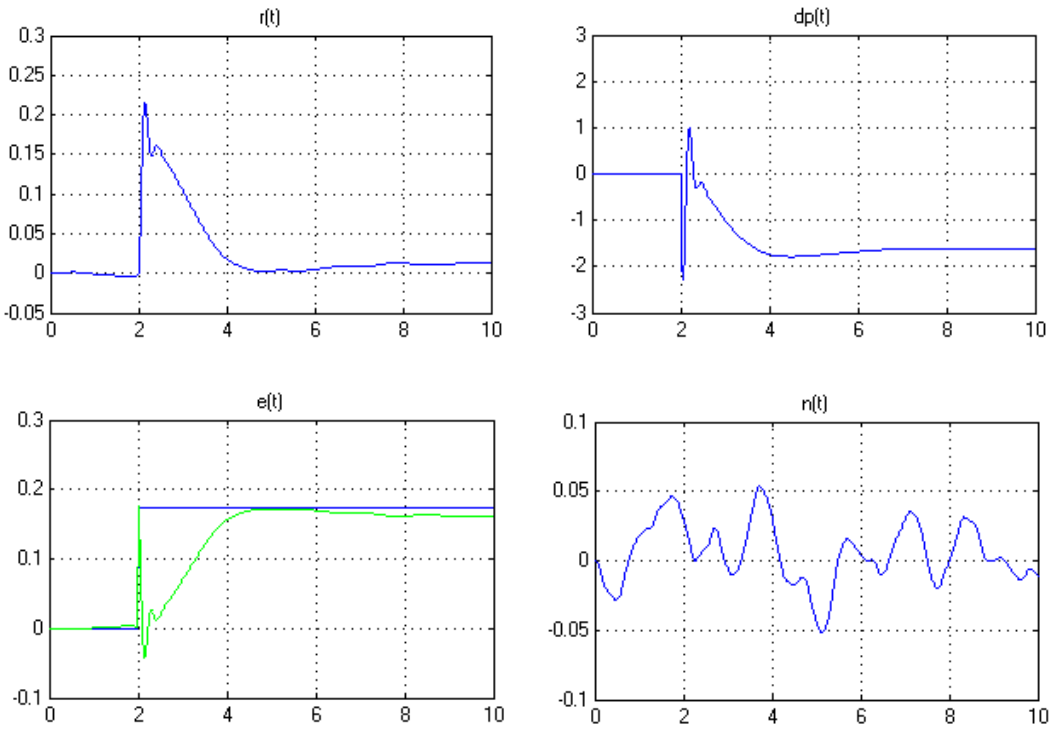
İfade edilmeli ki pilot modelindeki zaman gecikmesi birinci dereceden Pade yaklaşımıyla tanımlanabilir. Böylece pilot için geleneksel yöntemler kullanılarak analiz yapılabilir. Deniz seviyesinde orta bir ileri uçuş şartında kararsız olan sapma hareketi transfer fonksiyonu aşağıdaki gibi tanımlansın:

$$\frac{r(s)}{\delta_p(s)} = \frac{-0.9583s - 0.0677}{s^2 - 2.4023s + 9.5660} \qquad \textbf{(11.3)}$$

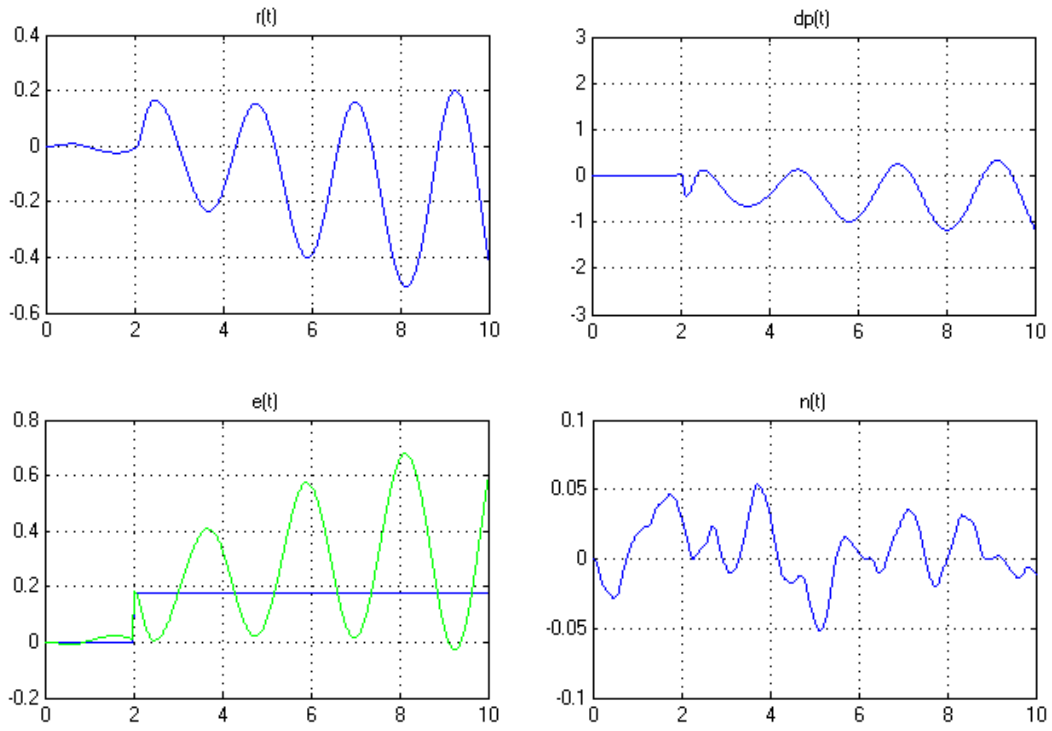
İki-serbestlik-dereceli yaklaşımla tanımlanan kararsız sapma hızı transfer fonksiyonu ve pilot kazanç katsayısı $K_1 = -10$ olan pilot modeli sonlu bir zamanda sapma hareketi istenilen referans değerine taşımaktadır. Blok diyagramı Şekil 11.6'da verilen kapalı çevrim dinamik sistemin 0.1745rad/s basamak girişine karşılık zaman yanıtları ise Şekil 11.7'de verilmiştir.



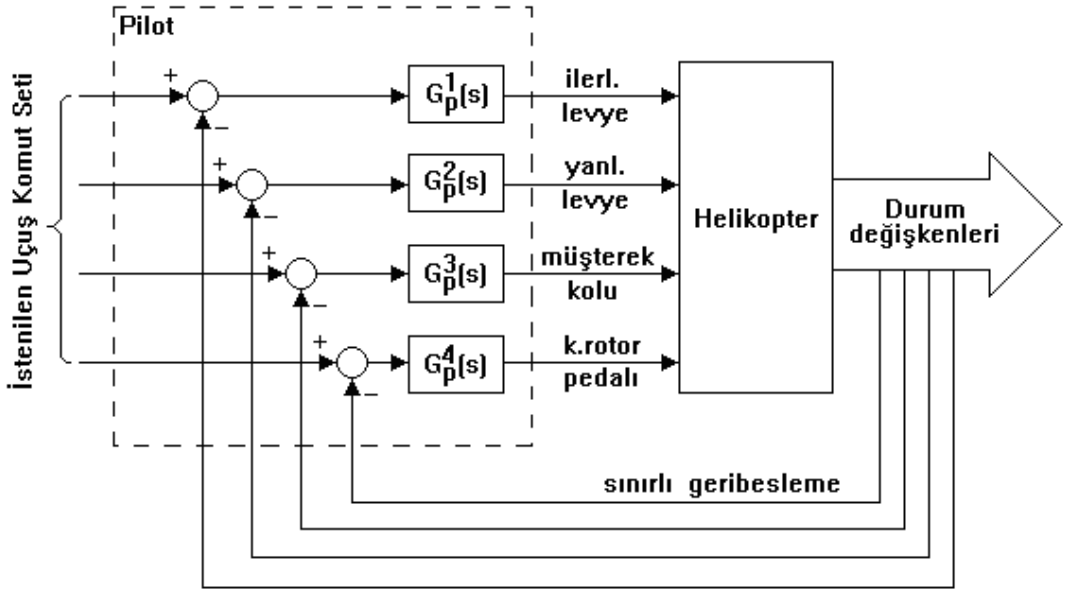
Şekil 11.6 : Pilot-helikopter kapalı çevrim blok diyagramı.



Şekil 11.7 : Pilotun iki-serbestlik-dereceli sapma hareketi kontrolü.



Şekil 11.8 : Pilotun dört-serbestlik-dereceli sapma hareketi kontrolü.



Şekil 11.9 : Çok geri-beslemeli kontrol yapısının blok diyagramı.

Öte yandan kararsız yanlamasına dinamikler dört-serbestlik-dereceli yaklaşım ile tanımlanır ise pedal girişinin sapma harekine transfer fonksiyonu aşağıdaki gibidir:

$$\frac{v(s)}{\delta_{1c}(s)} = \frac{-0.9583s^3 - 1.0206s^2 - 0.1035s + 1.6607}{s^4 - 1.3416s^3 + 7.0372s^2 + 8.5224s + 3.9476} \qquad \textbf{(11.4)}$$

Pilot kazanç katsayısı $K_1 = -1.35$ olan pilot modeli uçuş dinamiklerini kararlı hale getirememektedir. Kapalı çevrim dinamik sistemin 0.1745rad/s (10deg/s) basamak girişine karşılık zaman yanıtları Şekil 11.8'de verilmiştir.

Tek girişli-tek çıkışlı pilot modeli aşağıdaki şekle göre çok girişli çok çıkışlı helikopter modeline uyarlanabilir fakat tüm kontrol girişlerine karşılık durum değişkenlerinin transfer fonksiyonlarına, mesela $G_P^1(s),...,G_P^4(s)$, ihtiyaç duyulabilir (bkz. Şekil 11.9). Ayrıca uçuş dinamiklerinin serbestlik derecesi arttıkça ele alınan pilot modeli yetersiz kalmaktadır. Bunun için bir sonraki başlık altında çok-girişli çok-çıkışlı optimal kontrol teorisine dayanan geliştirilmiş pilot modeli ele alınacaktır.

11.2.3 Geliştirilmiş Pilot Modeli

Helikopter lineer uçuş dinamikleri durum uzayında daha evvel Bölüm 9'da çalışıldı. Bu bölümde [22]'de ele alınan geliştirilmiş optimal kontrol pilot modeline değinilecektir. İlgili raporda pilot modeli tek kontrol girişi için yapılmıştır. Bu tezde pilot modeli çok kontrol girişli olarak genişletilmiş ve aşağıda sunulmuştur.

Kontrol edilecek lineer uçuş dinamikleri aşağıdaki gibi tanımlansın:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) + Ew(t) \\ y(t) &= Cx(t) + Du(t) \end{aligned} \qquad \textbf{(11.5)}$$

Burada $x(t)$ n-boyutlu durum vektörü, $u(t)$ m-boyutlu pilot girişi, $w(t)$ sıfır ortalamalı W şiddetli Gaussian beyaz gürültü prosesinin bozucu vektörüdür, ve $y(t)$ k-boyutlu gözlem vektörü, A sistem matrisi, B kontrol dağıtım matrisi, C gözlem matrisi, ve D kontrol gözlem matrisidir.

Aşağıda tanımlanan $y_{obs}(t)$ k-boyutlu vektör pilotun gözleyerek veya hissederek algıladığı değişkenleri temsil etmektedir. Pilotun gözlediği çıktı değişkenler V_y şiddetli ve sıfır otalamalı Gaussian beyaz gürültü prosesi $v_y(t)$ gözlemleyici gürültüsü tarafından bozunduğu kabul edilirse aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$y_{obs} = Cx + Du + v_y \qquad \textbf{(11.6)}$$

Geliştirilmiş optimal kontrol pilot modelinde, pilotun efektif zaman gecikmesi Pade yaklaşımıyla modellenmiştir. İkinci dereceden Pade yaklaşımı seçilmesinin sebebi

pilotun ilgilenilen frekans aralığında (0.1-10 rad/s) salt gecikmeyi çok iyi tahmin etmesidir. Aşağıda ikinci dereceden Pade yaklaşımı verilmiştir:

$$\frac{u_{d_j}}{u_{p_j}} = \frac{1 - \frac{1}{2}(\tau_j s) + \frac{1}{8}(\tau_j s)^2}{1 + \frac{1}{2}(\tau_j s) + \frac{1}{8}(\tau_j s)^2} \tag{11.7}$$

Burada τ_j saniye cinsinden her bir kontrol girişi için gecikme aralıkları ($j = 1,..,m$), u_p pilotun uyguladığı kontrol girişi, ve u_d pilotun uyguladığı gecikmiş kontrol girişidir. Durum uzayında ikinci dereceden Pade yaklaşımı şöyle yazılabilir:

$$\begin{aligned} \dot{x}_d &= A_d x_d + B_d u_d \\ u = u_d &= C_d x_d + u_p \end{aligned} \tag{11.8}$$

burada x_d $2m$ -boyutlu Pade gecikme durum vektörüdür.

Lineer uçuş dinamiklerine ilaveli pilotun efektif zaman gecikmesi ise aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x}_d \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A & BC_d \\ 0_{2m\times n} & A_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ x_d \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ B_d \end{bmatrix} u_p + \begin{bmatrix} E \\ 0_{2m} \end{bmatrix} w \\ y &= \begin{bmatrix} C & DC_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ x_d \end{bmatrix} + Du_p \end{aligned} \tag{11.9}$$

ya da

$$\begin{aligned} \dot{x}_s &= A_s x_s + B_s u_p + E_s w \\ y &= C_s x_s + D_s u_p \end{aligned} \tag{11.10}$$

Dolayısıyla pilotun gözlemleyici vektörü aşağıdaki hali alır:

$$y_{obs} = C_s x_s + D_s u_p + v_y \tag{11.11}$$

Bu model pilotun kontrol görevi J_p kuadratik değer ölçütlü pilot gözlemleri y_{obs} ve değer fonksiyon ağırlıkları $Q_y \geq 0$, $R_y \geq 0$, ve $N_y > 0$ altında en aza indirilmesiyle tanımlanabilir kabulünü yapmaktadır. Değer ölçütü ise şöyledir:

$$J_p = \int_0^\infty \left[y^T Q_y y + u_p^T R_y u_p + \dot{u}_p^T N_y \dot{u}_p \right] dt \tag{11.12}$$

Bu aşamada durum vektörüne pilotun uyguladığı kontrol girişi dâhil edilerek genişletilmiş yeni bir durum vektörü $\chi = \begin{bmatrix} x_s & u_p \end{bmatrix}^T$ tanımlanabilir. Yukarıda (11.9) veya (11.10) ile tanımlanan dinamik sistem kontrol değişim formulasyonunda aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x}_d \\ \dot{u}_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & BC_d & B \\ 0_{2m\times n} & A_d & B_d \\ 0_{m\times n} & 0_{m\times 2m} & 0_{m\times m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ x_d \\ u_p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0_{n\times m} \\ 0_{2m\times m} \\ I_{m\times m} \end{bmatrix} \dot{u}_p + \begin{bmatrix} E \\ 0_{2m} \\ 0_m \end{bmatrix} w$$
$$y_{obs} = \begin{bmatrix} C & DC_d & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ x_d \\ u_p \end{bmatrix} + v_y \qquad \textbf{(11.13)}$$

ya da

$$\dot{\chi} = A_o \chi + B_o \dot{u}_p + E_o w$$
$$y = C_o \chi \qquad \textbf{(11.14)}$$

Böylece pilotun gözlem vektörü aşağıdaki gibidir:

$$y_{obs} = C_o \chi + v_y \qquad \textbf{(11.15)}$$

Performans endeksi (11.12) en aza indiren kontrol kuralı Lineer Kuadratik Guassian (LQG) çözüm teknikleriyle tümleşik (11.13), (11.14) sistemine uygulanmasıyla elde edilmiştir. Tüm durumları geri besleme ilişkisi aşağıdaki gibidir:

$$\dot{u}_p^* = -g_p \hat{\chi} = -\begin{bmatrix} g_1 & \cdots & g_i & g_{i+1} & \cdots & g_{i+m} \end{bmatrix} \hat{\chi} = -f^{-1} B_o^T K \hat{\chi} \qquad \textbf{(11.16)}$$

Burada $i = n + 2m$ (sistemin durum değişkenleri artı Pade değişkenleri) şeklindedir, χ vektörünün kestirilmiş hali ise $\hat{\chi}$, ve K Ricatti denkleminin tek pozitif tanımlı matris çözünüdür.

$$0 = A_o^T K + K A_o + Q_o - K B_o f^{-1} B_o^T K \qquad \textbf{(11.17)}$$

ve

$$Q_o = \begin{bmatrix} C_s^T Q_y C_s & C_s^T Q_y D_s \\ D_s^T Q_y C_s & D_s^T Q_y D_s + R_y \end{bmatrix} \qquad \textbf{(11.18)}$$

Yukarıdaki (11.16) optimal kontrol kuralı $\hat{x}_s$ ve u_p^* cinsinden yazılırsa:

$$\dot{u}_p^* = -\begin{bmatrix} g_{11} & \cdots & g_{1i} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ g_{m1} & \cdots & g_{mi} \end{bmatrix} \hat{x}_s - \begin{bmatrix} g_{i+1} & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & g_{i+m} \end{bmatrix} u_p^* \qquad \textbf{(11.19)}$$

ve $m \times m$-boyutlu köşegeninde sinir-kas gecikme (neuromuscular lag) değerleri t_η olan sinir-kas gecikme matrisi öyle bir f değer matrisi seçilmeli ki aşağıdaki bağıntı sağlamalıdır:

$$T_\eta = \begin{bmatrix} \dfrac{1}{g_{i+1}} & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & \dfrac{1}{g_{i+m}} \end{bmatrix} \qquad \textbf{(11.20)}$$

ve $m \times i$-boyutlu geri besleme matris aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$l_p = T_\eta \begin{bmatrix} g_{11} & \cdots & g_{1i} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ g_{m1} & \cdots & g_{mi} \end{bmatrix} \qquad \textbf{(11.21)}$$

Böylece

$$T_\eta \dot{u}_p^* + u_p^* = u_c \qquad \textbf{(11.22)}$$

pilotun yönettiği kontrol girişi u_c durum değişkenlerine katsayı matrisine bağlı olarak aşağıdaki gibidir:

$$u_c = -l_p \hat{x}_s \qquad \textbf{(11.23)}$$

Beşer operatörün belirsizliklerini hesaba katmak üzere v_u kontrol gürültüsü eklenerek yönetilen kontrol kuralı u_c aşağıdaki gibi oluşur:

$$T_\eta \dot{u}_p + u_p = u_c + v_u \qquad \textbf{(11.24)}$$

Yukarıdaki denklemde $v_u(t)$ sıfır ortalamalı V_u ağırlıklı Gaussian beyaz gürültü prosesidir. İfade edilmeli ki kontrol katsayıları kontrol gürültüsünden etkilenmediği kabulü yapılmıştır. Böylece bu kabul ile çözüm basitleşerek $\dot{u}_p$ için aşağıdaki gibi yazılır:

$$\dot{u}_p = -T_\eta^{-1} u_{p_j} + T_\eta^{-1} u_{c_j} + T_\eta^{-1} v_{u_j} \qquad \textbf{(11.25)}$$

Yukarıdaki (4.25) denklemi (4.13) ile birleştirilirse:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x}_d \\ \dot{u}_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & BC_d & B \\ 0_{2m\times n} & A_d & B_d \\ 0_{m\times n} & 0_{m\times 2m} & -T_\eta^{-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ x_d \\ u_p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0_{n\times m} \\ 0_{2m\times m} \\ T_\eta^{-1} \end{bmatrix} u_c + \begin{bmatrix} E & 0_{n\times m} \\ 0_{2m} & 0_{2m\times m} \\ 0_m & T_\eta^{-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w \\ v_u \end{bmatrix}$$

$$y_{obs} = \begin{bmatrix} C & DC_d & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ x_d \\ u_p \end{bmatrix} + v_y \qquad \textbf{(11.26)}$$

ya da

$$\begin{aligned} \dot{\chi} &= A_1\chi + B_1u_c + E_1w_1 \\ y_{obs} &= C_1\chi + v_y \end{aligned} \qquad \textbf{(11.27)}$$

elde edilir. Durum vektörü $\hat{\chi}$'nin anlık değeri durum gözlemleyici ile kolaylıkla aşağıdaki bağıntıdan kestirilebilir:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\chi}} &= A_1\hat{\chi} + B_1u_c + F(y_{obs} - \hat{y}) \\ \dot{\hat{\chi}} &= \left(A_1 - FC_1\right)\hat{\chi} + FC_1\chi + B_1u_c + Fv_y \end{aligned} \qquad \textbf{(11.28)}$$

burada

$$F = \Sigma_1 C_1^T V_y^{-1} \qquad \textbf{(11.29)}$$

Σ_1 tahmin hatasının kovaryans (ortak değişke) matrisi Ricatti denkleminin tek pozitif tanımlı çözümüdür:

$$0 = A_1\Sigma_1 + \Sigma_1 A_1^T + W_1 - \Sigma_1 C_1^T V_y^{-1} C_1 \Sigma_1 \qquad \textbf{(11.30)}$$

Burada $W_1 = diag(W, 0_{2m}, V_u)$ ve $W \geq 0$, $V_u \geq 0$, $V_y > 0$.

Pilot-helikopter kapalı çevrim sisteminin durum uzayında gösterimi aşağıda verilmiştir [22]:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\chi} \\ \dot{\hat{\chi}} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A_1 & -B_1l_1 \\ FC_1 & A_1 - B_1l_1 - FC_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \chi \\ \hat{\chi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} E_1 & 0_{(n+3m)\times k} \\ 0_{(n+3m)} & F \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_1 \\ v_y \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} y_{obs} \\ u \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} C_1 & 0_{k\times(n+3m)} \\ C_u & 0_{m\times(n+3m)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \chi \\ \hat{\chi} \end{bmatrix} \end{aligned} \qquad \textbf{(11.31)}$$

Burada $l_1 = \begin{bmatrix} l_p & 0_{m\times m} \end{bmatrix}$ ve $C_u = \begin{bmatrix} 0_{m\times n} & C_d & I_{m\times m} \end{bmatrix}$ dır.

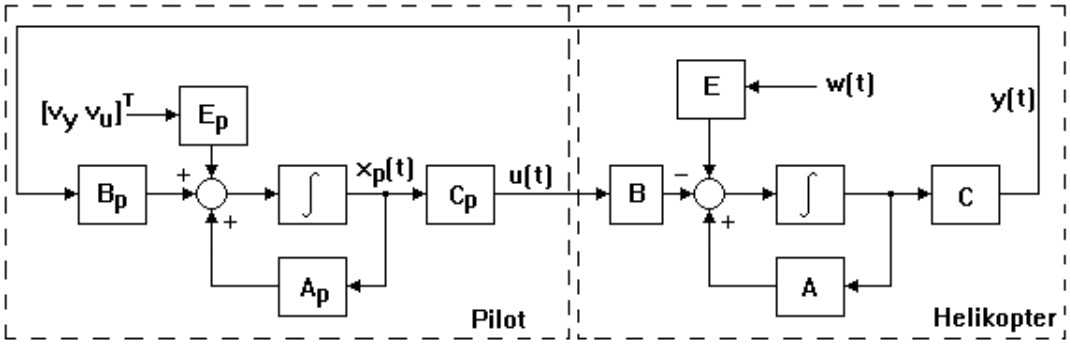
Pilot dinamikleri ise durum uzayında aşağıdaki gibi elde edilebilir [22]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{\chi}} \\ \dot{u}_p \\ \dot{x}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_1 - FC_1 - B_1 l_1 & 0_{(n+3m)\times m} & 0_{(n+3m)\times 2m} \\ l_1 T_\eta^{-1} & -T_\eta^{-1} & 0_{m\times 2m} \\ 0_{2m\times(n+3m)} & B_d & A_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\chi} \\ u_p \\ x_d \end{bmatrix}$$
$$+ \begin{bmatrix} F \\ 0_{m\times k} \\ 0_{2m\times k} \end{bmatrix} y + \begin{bmatrix} F & 0_{(n+3m)\times m} \\ 0_{m\times k} & T_\eta^{-1} \\ 0_{2m\times k} & 0_{2m\times m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_y \\ v_u \end{bmatrix} \qquad \textbf{(11.32)}$$
$$u = \begin{bmatrix} 0_{m\times(n+3m)} & I_{m\times m} & C_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\chi} \\ u_p \\ x_d \end{bmatrix}$$

Ya da

$$\begin{aligned} \dot{x}_p &= A_p x_p + B_p y + E_p v_p \\ u &= C_p x_p \end{aligned} \qquad \textbf{(11.33)}$$

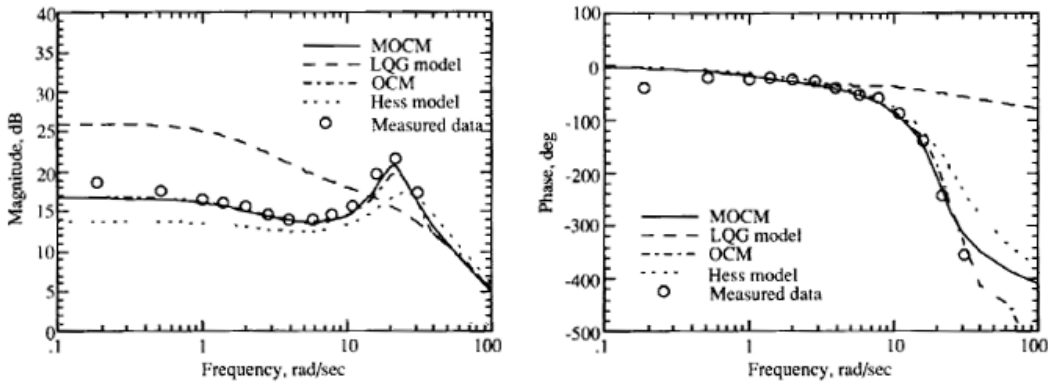
Pilot dinamik modelinin blok diyagramı aşağıda Şekil 11.10'da verilmiştir.



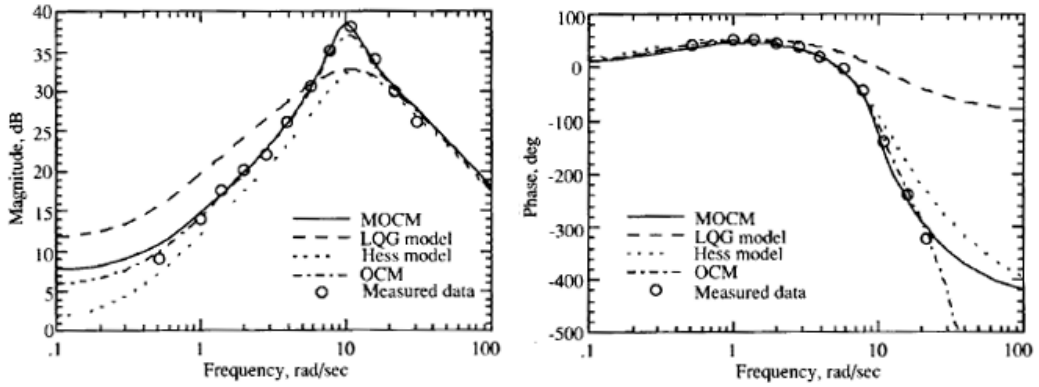
Şekil 11.10 : Pilot modelinin blok diyagramı [22].

Çok-girişli tek-çıkışlı (MISO) modifiye pilot modeli (MOCM), yani pilot sadece bir kontrol girişine müdahale edebildiği modeli çok-girişli çok-çıkışlı (MIMO) hale, yani pilot müşterek, döngüsel ve pedal girişlerine müdahale edebilir hale getirerek geliştirilmiş pilot modeli oluşturulmuştur. Pilot modelinde gecikme katsayı matrisi T_η ve pilot katsayısı matrisi l_p pilotun çıkış boyutunu belirlemektedir. Bu tezde bu iki değer uygun düzenlenerek pilotun çıkış değerleri çoğaltılmıştır. Model tabanlı pilot transfer fonksiyonu ile ölçülen insan-betimleyen fonksiyonu (descibing function) karşılaştırmalı olarak ivme kumanda sistemi için Şekil 11.11'de, hız kumanda sistemi için Şekil 11.12'de, konum kumanda sistemi için Şekil 11.13'te ve pilotun efektif zaman gecikmesinin Pade yaklaşım mertebeleri Şekil 11.14'te

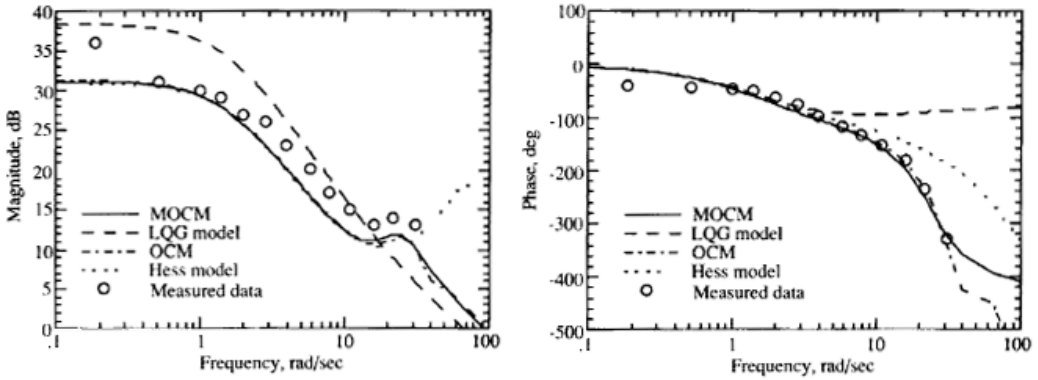
gösterilmiştir. Şekillerden görüleceği üzere önerilen optimal pilot modeli ölçülen insan betimleyen model ile çok benzer elde edilmiştir. Dolayısıyla şunu söylemek mümkünüdür: önerilen MIMO pilot modeli bir insanın hava aracı kontrol kabiliyetini tanımlamaktadır.



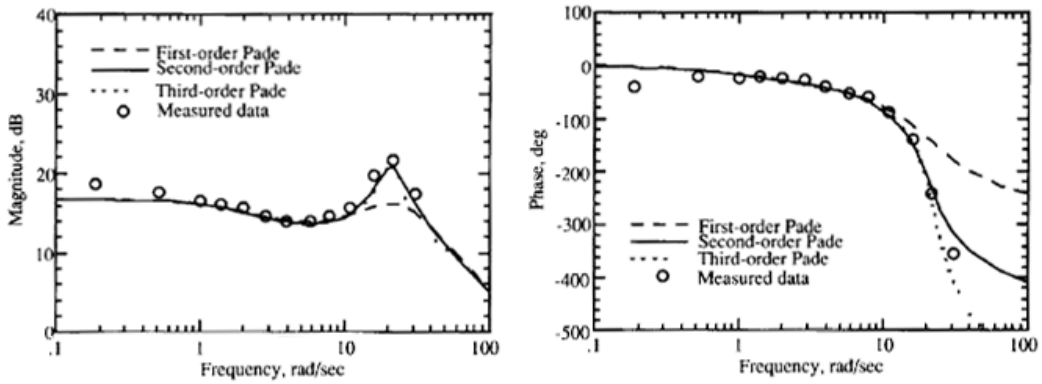
Şekil 11.11 : İvme kumanda sistemi ölçülen insan-betimleyen fonksiyon ve model tabalı pilot transfer fonksiyonun frekans yanıtları [22].



Şekil 11.12 : Hız kumanda sistemi ölçülen insan-betimleyen fonksiyon ve model tabalı pilot transfer fonksiyonun frekans yanıtları [22].



Şekil 11.13 : Konum kumanda sistemi ölçülen insan-betimleyen fonksiyon ve model tabalı pilot transfer fonksiyonun frekans yanıtları [22].



Şekil 11.14 : Hız kumanda sistemi için modellenen pilotun efektif zaman gecikmesinin değişik Pade yaklaşımları ve ölçülen insan-betimleyen fonksiyonun frekans yanıtları [22].

Geliştirilmiş pilot modeli standart atmosfer sıcaklığında (ISA), deniz seviyesi uçuş irtifasında (0m), prototip helikopterin brüt ağırlığında ve 30 m/s ileri uçuş hızında ilerlemesine lineer uçuş dinamiklerinden (dört durum değişkeni: u, w, q, θ; ve iki kontrol girişi: δ_c, δ_{1s}) yola çıkarak pilot modeli tasarlanacaktır. Pilot parametreleri Çizelge 11.3'te ve helikopter dinamiğini seçilen uçuş şartı için sistem, kontrol dağıtım ve gözlem matrisleri Çizelge 11.4'te Ekler bölümünde EK C'de verilen kararlılık ve kontrol türevleri kullanılarak (9.22)'den oluşturulmuştur.

Çizelge 11.3 : Geliştirilmiş pilot parametreleri [22].

Giriş parametresi	Hız komutu	İvmelenme komutu	Konum komutu
Efektif zaman gecikmesi, τ	0.15 sn	0.21 sn	0.15 sn
Nöromotor gecikmesi, τ_η	0.08 sn	0.10 sn	0.11 sn
Bozucu şiddeti, W	8.8	0.217	10.0
Değer fonksiyonu gözlem ağırlıkları, Q_y	1, 0	1, 0	1, 0
Değer fonksiyonu giriş ağırlıkları, R_y *	0.034	0.034	0.034

*bu tezde R_y uygun kontrol değerleri için çizelgedeki gibi seçilmiştir.

Örnek uçuş şartı için Çizelge 11.3 ve 11.4'teki değerler kullanılırsa geliştirilmiş pilot modelinin tasarım matrisler ve vektörleri hesaplanarak geliştirilmiş pilot modeli kurulabilir. Örnek uçuş şartı için modellenen geliştirilmiş pilot modeli kapalı çevrim helikopter uçuş dinamiklerini kolaylıkla yaklaşık 6 saniye içinde dengelemektedir ve manevranın zaman yanıtları Şekil 11.15'de çizdirilmiştir. Görüleceği üzere pilot modeli dört adet kontrol girişi kullanarak kararsız olan helikopter uçuş dinamiklerini denge noktasına kolaylıkla taşımaktadır. Ayrıca geliştirilen pilot modeli insan

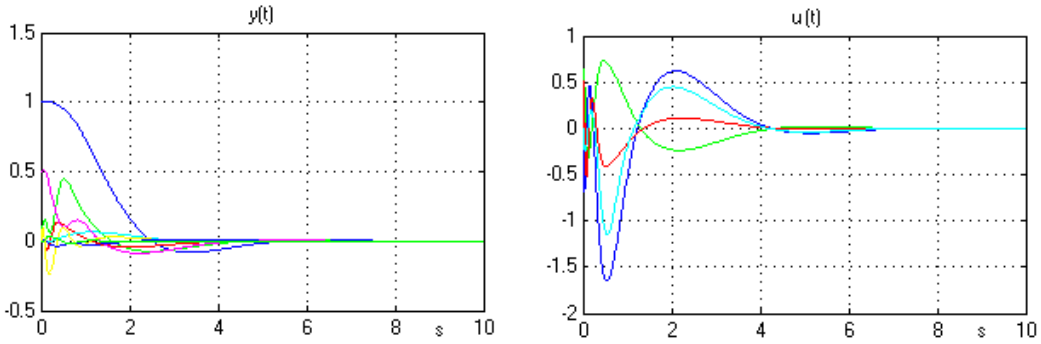
betimleyen fonksiyon ile geniş frekans aralığında tutarlı olduğundan dolayı örnek uçuş manevrası pilotun kabiliyeti dâhilindedir (bkz. Şekil 11.11-14).

Çizelge 11.4 : Örnek manevra için lineer uçuş dinamik sistemin parametreleri.

```
A =
    0.0017    0.0762   -1.2349   -9.8020   -0.0028    0.0159         0    0.0029
    0.0019   -0.9037   29.9945   -0.3960    0.0237    0.0018   -0.0659   -0.0006
    0.0869    0.0474   -0.2397         0   -0.0247    0.0305         0   -0.0136
         0         0    1.0000         0         0         0         0   -0.0067
    0.0045   -0.0629    0.0798   -0.0027   -0.0292    1.0498    9.8018  -29.7900
   -0.8048   -1.0501    2.5507         0    0.0064   -1.2738         0    0.6285
         0         0    0.0003         0         0    1.0000         0    0.0404
    0.0532   -0.1616   -0.2884         0    0.2506   -0.0615         0   -0.8613
B =
    0.1755    0.1640   -0.0350    0.0023
   -2.1228   -0.7802   -0.2266   -0.0000
    0.3624   -0.9286   -3.9284    0.0062
         0         0         0         0
   -0.0511    0.0628    0.1194    0.0564
   -5.0258  -12.4162    0.7047   -0.0759
         0         0         0         0
    0.9261    1.4297    0.1409   -0.5619

C = diag(1,1,1,1,1,1,1,1)

xini =
     1 0 0 0 0 0 0 0
```

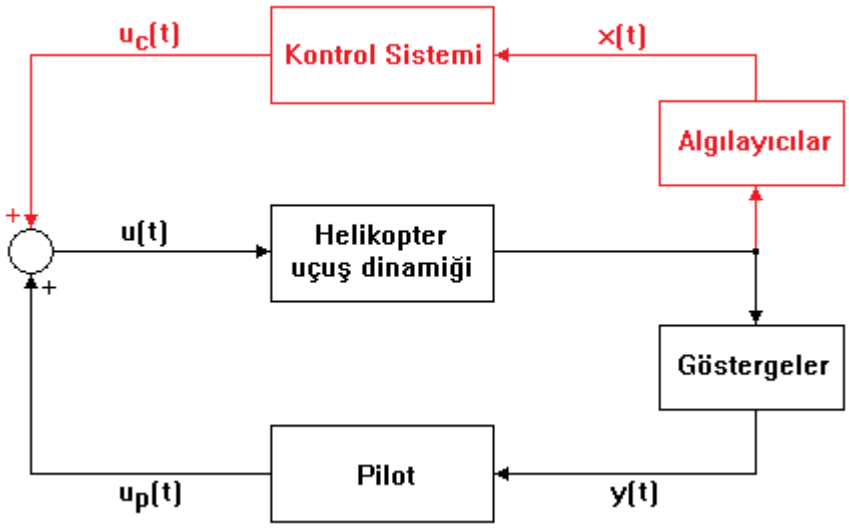


Şekil 11.15 : Pilot kontrollü helikopter dinamiklerinin zaman yanıtları.

Sonuç olarak geliştirilmiş pilot modeli optimal kontrol teorisini baz aldığından ötürü aşırı kontrol girişi uygulamadan sonlu zaman içinde helikopter uçuş dinamiklerini kararlı hale getirmekte veya durum vektörünü orijin civarında muhafaza etmektedir. Zaman yanıtlarından görüleceği üzere pilot ileri uçuş hızındaki 1m/s hatayı yaklaşık 5-6 saniyede gidermektedir. Oturma süresi helikopterin örnek uçuş şartı için gayet uygundur.

12. GELİŞTİRİLMİŞ KONTROL SİSTEMLERİNİN TASARIMI

Helikopterler doğası gereği kararsız hava araçlarıdır. Dolayısıyla denge noktasında pilotun 3-4 saniye içinde geri beslemesi olmaz ise helikopterin kontrolü kaybedilebilir. Kontrol kayıplarını önlemek için sönümleyici ve onarıcı momentleri anında oluşturmak gerekmektedir. Pilot elinden geldikçe kumanda girişlerini kullanarak sönümleyici ve onarıcı momentleri ana rotoru öne veya yana yatırarak oluşturmaktadır. Lakin bazı manevralarda, uçuş şartlarında, veya tasarımın kendisinden dolayı pilot yetersiz kalabilir. Dolayısıyla anlık etkiyle rotorları durum değişkenlerine bağlı yönlendirebilen kontrol sistemlerine ihtiyaç duyulmaktadır. Şekil 12.1'de pilotlu helikoptere entegre edilmiş kontrol sisteminin blok diyagramı gösterilmiştir. Bu bölümde helikopterin kararlılık arttırıcı ve otomatik uçuş kontrol sistemleri tasarımına yer verilecektir.



Şekil 12.1 : Pilot, denetleyici, gösterge, algılayıcı ve dinamik sistemin entegre edilmiş şematik blok diyagramı.

Helikopter kontrol sistemi tasarımı literatürde pek fazla işlenmese de ters kontrol tekniği [73], uçuş/itki kontrolü [74], dayanıklı kontrol teknikleri [75, 79, 81], durum geri besleme kontrolü [76] ve ayarlanabilir uçuş kontrol sistem [80] tasarımları mevcuttur. Bu tezde öncelikle geleneksel kontrol teknikleri kararlılık arttırıcı sistemler KAS (stability augmentation system-SAS) tasarımında kullanılmıştır. Fakat

bazı uçuş modları için kararlılığı sağlamak güç olurken kararlılığın sağlandığı bazı modlar için de aşırı kontrol girişlerine ihtiyaç duyulmaktadır. Dolayısıyla optimal kontrol tekniği geliştirilmiş KAS'in ve otomatik uçuş kontrol sistemlerin OUKS (automatic flight control system-AFCS) tasarımında ele alınacaktır. Geliştirilmiş KAS ve OUKS uçuş irtifası ve hızına uyarlanabilen kontrol kuralları şeklinde tasarlanarak kabiliyetleri arttırılmıştır. İfade edilmeli ki helikopter uçuş dinamiğinin aşırı kontrol girişine ihtiyaç duyulmadan denge noktasına taşınması optimal kontrol teknikleri ile sağlanmıştır.

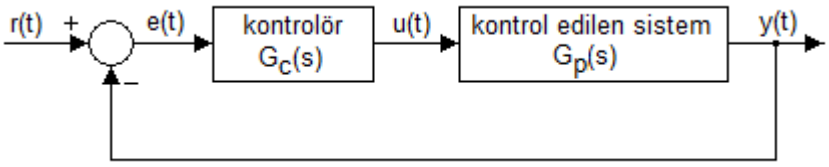
12.1 Geleneksel ve Geliştirilmiş Kontrol Teknikleri

Kontrol sistemin tasarımı üç temel adımdan oluşmaktadır. İlk adım tasarım koşuludur. Bu aşamada sistemin ne yapması ve nasıl yapması gerektiğinin belirlendiği haldir. İkinci adımda kontrolör yapısının kontrol edilen sistemin nasıl bağlanacağını belirlenmesidir. Üçüncü adım ise kontrolör parametrelerin tasarım hedeflerine göre belirlenmesidir.

Bu tezde kararsız helikopter uçuş dinamiğini kontrol etmek için ilk önce geleneksel kontrol yöntemlerinden olan P, PI veya PID kontrol teknikleri ile kararlılık arttırıcı sistemlerin tasarımı gerçekleştirilecektir. Ayrıca optimal kontrol teorisi ele alarak lineer kuadratik regülâtör ve takipçisi problemleri ile geliştirilmiş kararlılık arttırıcı sistemlerin tasarımı ve otomatik uçuş kontrol sistemlerin tasarımı yapılacaktır. Dolayısıyla geleneksel ve geliştirilmiş kontrol yöntemleri hakkında bir sonraki iki alt başlıkta değinilecektir.

12.1.1 Geleneksel kontrol yöntemleri

Bu tezde kullanılan kontrol sistemi modelinin genel yapısı Şekil 12.2'de gösterilmiştir. Kontrol edilen sistem $G_p(s)$ ve kontrolör $G_c(s)$ transfer fonksiyonuyla tanımlanmıştır. Bu tezde kontrol edilen sistem olarak prototip helikopterin uçuş dinamikleridir ve kontrolör elektro-mekanik sistem olarak helikopter kumanda kollarını hareket ettirerek rotor sistemine istenilen kontrol girişlerini beslemektedir.



Şekil 12.2 : Kontrol sistemini yapısı.

Geleneksel kontrol yöntemlerinden biri olan PID endüstriyel kontrol sistemlerinde sık sık kullanılmaktadır. Eğer PID kontrol sisteminin girişi $e(t)$ ise çıkışı $u(t)$ aşağıdaki gibi tanımlanır:

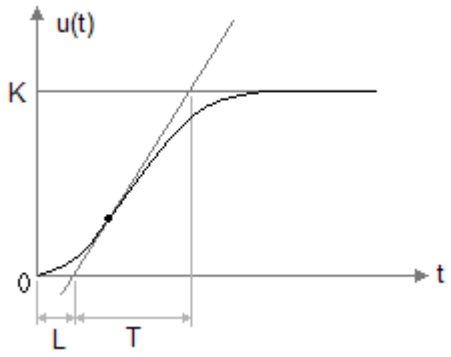
$$u(t) = K_p \left[e(t) + \frac{1}{T_i} \int_{-\infty}^{t} e(t)dt + T_d \frac{de(t)}{dt} \right] \qquad \textbf{(12.1)}$$

Buradaki K_p, T_i, T_d kontrol parametreleridir. Yukarıdaki denklem Laplace dönüşümü yapılarak aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$G_c(s) = \frac{u(s)}{e(s)} = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \qquad \textbf{(12.2)}$$

Sonuç olarak K_p oransal katsayı, K_i integral katsayısı, K_d türev katsayısıdır.

PID kontrolörün tasarımında oransal katsayıyı belirlemekten ziyade oransal bant tespit edilir. Oransal bant $1/K_p$ ile orantılıdır (%25 oransal bant için $K_p = 1$). Kontrolörün katsayıları Ziegler-Nichols birinci yöntemine kolaylıkla seçilebilir [33]. Bunun için öncelikle L ve T zaman parametrelerinin belirlenmesi gerekmektedir. Bu parametreler Şekil 12.3'te gösterilmiştir.



Şekil 12.3 : Tasarım ve dengeleme tekniği [33].

P, PI, PID kontrolör katsayılarını Ziegler-Nichols'un Çizelge 12.1'de verilen formüle göre seçilebilir. Böylece PID orijinde bir kutup ve $s=-1/L$'de çift sıfır eklemektedir.

P kontrolör tipi algılayıcının ölçtüğü herhangi bir değerin belirli bir oranı dâhilinde eyleyiciye beslemektedir. Mesela, algılayıcının ölçtüğü açı değerinin karşılığı olan volt değeri P kontrolör tipi ile tasarımcı tarafından seçilen K_p katsayısı ile çarpılarak eyleyiciye beslemekte ve talep edilen kontrol hareketi sağlanmaktadır. PI kontrolör tipinde ise algılayıcıdan gelen sinyal K_p katsayısıyla çarpılır, gelen sinyalin integrali alınarak K_I ile çarpılır ve elde edilen sonuçlar toplanarak eyleyiciye beslenir ve böylece talep edilen kontrol değerinin oluşması sağlanır. PID kontrolcüsü ise algılayıcıdan gelen sinyal K_p ile çarpılır, sinyalin integrali alınır ve K_I ile çarpılır ve sinyal türevi alınarak K_D ile çapılır ve elde edilen üç değer toplanarak eyleyiciye beslenerek kontrol kuralının oluşması sağlanır.

Çizelge 12.1 : Zeigler-Nichols P, PI, PID kontrol katsayıları [33].

Kontrolör tipi	K_p	T_i	T_d
P	T/L	∞	0
PI	$0.9(T/L)$	$L/0.3$	0
PID	$1.2(T/L)$	$2L$	$0.5L$

12.1.2 Geliştirilmiş kontrol yöntemleri

Helikopterin lineer uçuş dinamik modelinin hesaplanması daha evvel Bölüm 9'da çalışıldı ve çok girişli çok çıkışlı sistem için durum uzayında tanımlandı. Dolayısıyla benzer şekilde prototip helikopterin uçuş dinamik denklemi aşağıdaki gibi olsun:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A(t)x(t) + B(t)u(t) \\ y(t) &= C(t)x(t) \end{aligned} \qquad \textbf{(12.3)}$$

En aza indirilecek değer ölçütü ise

$$J = \frac{1}{2}\int_0^\infty \left(x^T(t)Q(t)x(t) + u^T(t)R(t)u(t) \right) dt \qquad \textbf{(12.4)}$$

burada Q reel simetrik pozitif yarı-tanımlı matris, R reel simetrik pozitif tanımlı matris, x ve u sırasıyla durum ve kontrol vektörleridir. Kontrolcü tasarım aşamasında, durum ve kontrol vektörlerinin alt ve üst sınırları ihmal edilmiştir.

Aslında, kontrol girişleri ana rotoru yönlendiren döner tabla mekanizması ve kuyruk rotorun kontrol mekanizmasının mekanik alt ve üst sınırlarıyla kısıtlıyken, durum değişkenleri ise ileri, yatay ve dikey doğrultudaki uçuş hızları ile sınırlıdır. Dolayısıyla buradaki amaç şudur: öyle bir kontrol kuralı tanımlansın ki aşırı kontrol kuvveti uygulanmadan durum vektörünü orijin civarında muhafaza edilebilsin. Böylece (12.3) ve (12.4) için Hamiltonian aşağıdaki gibi yazılabilir [26]:

$$H = \frac{1}{2}x^T(t)Q(t)x(t) + \frac{1}{2}u^T(t)R(t)u(t) + \lambda^T(t)A(t)x(t) + \lambda^T(t)B(t)u(t) \qquad \textbf{(12.5)}$$

Ve en iyileme (optimality) için gerekli şartlar [26]:

$$\dot{x}^*(t) = A(t)x^*(t) + B(t)u^*(t) \qquad \textbf{(12.6)}$$

$$\dot{\lambda}^*(t) = -\frac{\partial H}{\partial x} = -Q(t)x^*(t) - A^T(t)\lambda^*(t) \qquad \textbf{(12.7)}$$

$$0 = \frac{\partial H}{\partial u} = R(t)u^*(t) - B^T(t)\lambda^*(t) \qquad \textbf{(12.8)}$$

Optimal kontrol kuralın, (12.8)'den aşağıdaki gibi elde edilir:

$$u^*(t) = -R^{-1}(t)B^T(t)\lambda^*(t) \qquad \textbf{(12.9)}$$

R matrisin pozitif tanımlı olduğundan R^{-1} mevcuttur ve (12.28)' yi (12.25)'te yerine konulursa:

$$\dot{x}^*(t) = A(t)x^*(t) - B(t)R^{-1}(t)B^T(t)\lambda^*(t) \qquad \textbf{(12.10)}$$

Böylece (12.7) ve (12.10)'ten 2n lineer homojen diferansiyel denklem elde edilmiş olunur:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}^*(t) \\ \dot{\lambda}^*(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A(t) & -B(t)R^{-1}(t)B^T(t) \\ -Q(t) & -A^T(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x^*(t) \\ \lambda^*(t) \end{bmatrix} = \Phi \begin{bmatrix} x^*(t) \\ \lambda^*(t) \end{bmatrix} \qquad \textbf{(12.11)}$$

Optimal kontrol problemlerinin başlangıç şartları tablosundan [26]:

$$\lambda^*(t) = K(t)x^*(t) \qquad \textbf{(12.12)}$$

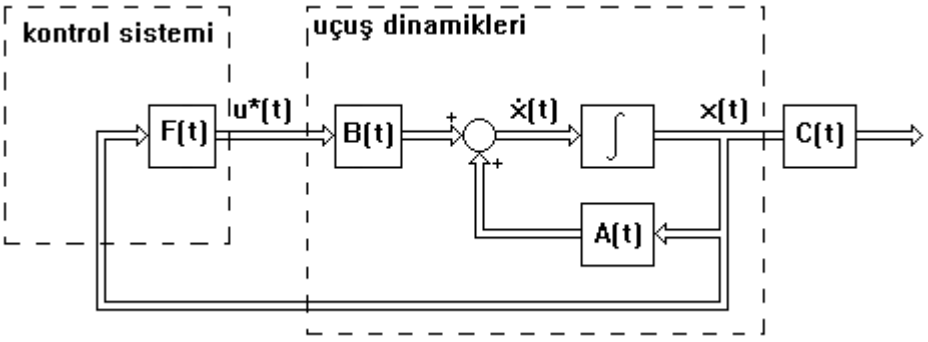
Bu denklem gösteriyor ki λ^* doğrusal sistemin durum değişkenlerinin lineer fonksiyonu ve K aşağıdaki Cebirsel Riccati Denkleminin (CRD) çözümüdür:

$$A^T(t)K(t) + K(t)A(t) + Q(t) - K(t)B(t)R^{-1}(t)B^T(t)K(t) = 0 \qquad \textbf{(12.13)}$$

Yukarıdaki (12.12)'u (12.9) yerine konulursa kontrol kuralı aşağıdaki gibi hesaplanabilir [26, 28]:

$$u^*(t) = -R^{-1}(t)B^T(t)K(t)x^*(t) = F(t)x^*(t) \qquad \textbf{(12.14)}$$

Böylece yukarıdaki denklem optimal kontrol kuralının lineer ve durum değişkenlerinin kombinasyonundan oluştuğunu ifade eder. Lineer regülâtör problemi için cisim ve optimal geri beslemeli kontrol kuralı dinamik sistemin blok diyagramı Şekil 12.4'te verilmiştir.



Şekil 12.4 : Lineer kuadratik regülâtör problemi için uçuş dinamikleri ve optimal geri beslemeli kontrol şeması [26] (tekrar çizim).

12.1.3 Lineer kuadratik takipçi problemi

Bir önceki bölümde ele alınan lineer kuadratik regülâtör probleminde elde edilen sonuçları takipçi problemine uygulanacak olursa, durum vektörünün arzu edilen değerleri artık orijin olmayacaktır. Bunun için helikopterin lineer uçuş dinamik denklemi aşağıdaki gibi ise:

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t) \qquad \textbf{(12.15)}$$

En aza indirilecek değer ölçütü ise

$$\begin{aligned} J &= \big(x(t)-r(t)\big)^T H\big(x(t)-r(t)\big) \\ &\quad + \frac{1}{2}\int_{t_0}^{t_f}\Big[\big(x(t)-r(t)\big)^T Q(t)\big(x(t)-r(t)\big) + u^T(t)R(t)u(t)\Big]dt \qquad \textbf{(12.16)} \\ &\overset{\Delta}{=} \big\|x(t)-r(t)\big\|^T H\big\|x(t)-r(t)\big\| + \frac{1}{2}\int_{t_0}^{t_f}\Big[\big\|x(t)-r(t)\big\|^2_{Q(t)} + \big\|u(t)\big\|^2_{R(t)}\Big]dt \end{aligned}$$

Burada $r(t)$ durum vektörünün arzu edilen referans değeridir. Ayrıca, Q reel simetrik pozitif yarı-tanımlı matris, R reel simetrik pozitif tanımlı matris, $x(t)$ ve $u(t)$ sırasıyla durum ve kontrol vektörleridir.

Hamiltonian aşağıdaki gibi yazılabilir [26]:

$$\begin{aligned} H &= \frac{1}{2}\big(x(t)-r(t)\big)^T Q(t)\big(x(t)-r(t)\big)+\frac{1}{2}u^T(t)R(t)u(t) \\ &\quad +\lambda^T(t)Ax(t)+\lambda^T(t)Bu(t) \\ &\overset{\Delta}{=}\frac{1}{2}\|x(t)-r(t)\|^2_{Q(t)}+\frac{1}{2}\|u(t)\|^2_{R(t)}+\lambda^T(t)Ax(t)+\lambda^T(t)Bu(t) \end{aligned} \tag{12.17}$$

Temel (costate) denklem:

$$\dot{\lambda}^*(t) = -\frac{\partial H}{\partial x} = -Q(t)x^*(t) - A^T(t)\lambda^*(t) + Q(t)r(t) \tag{12.18}$$

ve sağlanması gereken bir diğer cebirsel bağıntı da:

$$0 = \frac{\partial H}{\partial u} = R(t)u^*(t) - B^T(t)\lambda^*(t) \tag{12.19}$$

Böylece,

$$u^*(t) = -R^{-1}(t)B^T(t)\lambda^*(t) \tag{12.20}$$

elde edilir. (12.15), (12.20) ve (12.18)'den 2n lineer homojen diferansiyel denklem elde edilir:

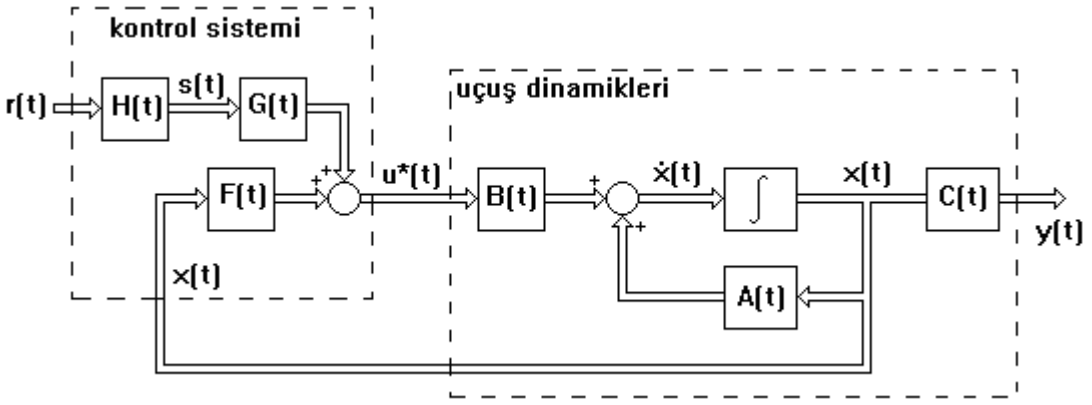
$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{x}^*(t) \\ \dot{\lambda}^*(t) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A(t) & -B(t)R^{-1}(t)B^T(t) \\ -Q(t) & -A^T(t) \end{bmatrix}\begin{bmatrix} x^*(t) \\ \lambda^*(t) \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} 0 \\ Q(t)r(t) \end{bmatrix} \\ &= \Phi\begin{bmatrix} x^*(t) \\ \lambda^*(t) \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} 0 \\ Q(t)r(t) \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{12.21}$$

Yukarıdaki diferansiyel denklemler doğrusal ve zamana bağlıdır, fakat homojen değillerdir. Ayrıca $Q(t)r(t)$ zorlayıcı fonksiyondur ve çözüm aşağıdaki gibidir:

$$\begin{bmatrix} x^*(t) \\ \lambda^*(t) \end{bmatrix} = \Phi\begin{bmatrix} x^*(t) \\ \lambda^*(t) \end{bmatrix}+\int_0^\infty \Phi(\tau)\begin{bmatrix} 0 \\ Q(t)r(t) \end{bmatrix}d\tau \tag{12.22}$$

Burada Φ geçiş matrisidir ve $\lambda^*(t)$ için çözüm şöyledir:

$$\lambda^*(t) = K(t)x^*(t) + s(t) \tag{12.23}$$



Şekil 12.5 : Lineer kuadratik takipçi problemi için uçuş dinamikleri ve optimal geri beslemeli kontrol şeması [26] (tekrar çizim).

Böylece optimal control kuralı (12.23)'ü (12.20)'de yerine koyarak aşağıdaki gibi elde edilir:

$$\begin{aligned} u^*(t) &= -R^{-1}(t)B^T(t)K(t)x(t) - R^{-1}(t)B^T(t)s(t) \\ &= F(t)x(t) + G(t)s(t) = F(t)x(t) + v(t) \end{aligned} \qquad \textbf{(12.24)}$$

Burada $F(t)$ geri besleme katsayı matrisi ve $v(t)$ komut sinyalidir ki sistem parametrelerine ve referans giriş sinyali $r(t)$ bağlıdır. Aslında $v(t)$ referans sinyalin gelecek değerlerine bağlıdır ve ifade edilmeli ki optimal kontrolün geleceğe yönelik kabiliyeti vardır [26]. Bu fiziksel manalar ile de güçlendirilmiştir ki mevcut stratejinin yani nereden nereye gitmek istendiğinin belirlenmesi gerektiğini ifade etmektedir. Kesin ifade edilirse $v(t)$ dış kontrol kuralı J değer fonksiyonunu azaltan optimal kontroldür [26]. Hatırlatılmalı ki, optimal kontrolü uygulayabilmek tüm durum değişkenleri ölçülebilir olmalıdır. Optimal geri beslemeli ve referans takipçi lineer uçuş dinamiklerinin blok diyagramı Şekil 12.5'te verilmiştir.

Lineer kuadratik takipçi problemini çözmek için Şekil 12.5'te verilen kontrol sisteminin blok diyagramındaki $H(t)$ ve $G(t)$ matrisleri hesaplanmalıdır. Dolayısıyla (12.23) denkleminin her iki tarafı zamana bağlı türetilirse:

$$\dot{\lambda}^*(t) = \dot{K}(t)x^*(t) + K(t)\dot{x}^*(t) + \dot{s}(t) \qquad \textbf{(12.25)}$$

$\dot{\lambda}^*(t)$ ve $\dot{x}^*(t)$ yukarıdaki (12.21)'da yerine konulursa ve (12.23) kullanılarak $\lambda^*(t)$ sadeleştirilirse:

$$\begin{aligned} &\left[\dot{K}(t) + Q(t) + K(t)A(t) + A^T(t)K(t) - K(t)B(t)R^{-1}(t)B^T(t)K(t)\right]x^*(t) \\ &+\left[\dot{s}(t) + A^T(t)s(t) - K(t)B(t)R^{-1}(t)B^T(t)s(t) - Q(t)r(t)\right] = 0 \end{aligned} \qquad \textbf{(12.26)}$$

tüm $x^*(t)$ ve $r(t)$ için çözümün geçerli olması için

$$\dot{K}(t) = -A^T(t)K(t) - K(t)A(t) - Q(t) + K(t)B(t)R^{-1}(t)B^T(t)K(t) \quad \textbf{(12.27)}$$

ve

$$\dot{s}(t) = -\left[A^T(t) - K(t)B(t)R^{-1}(t)B^T(t)\right]s(t) + Q(t)r(t) \quad \textbf{(12.28)}$$

sağlamalıdır. Yukarıdaki (12.28) denkleminde $\dot{s}(t) = 0$ kabul edilirse $Q(t)$ dolayısıyla da $H(t)$ aşağıdaki bağıntıdan hesaplanabilir:

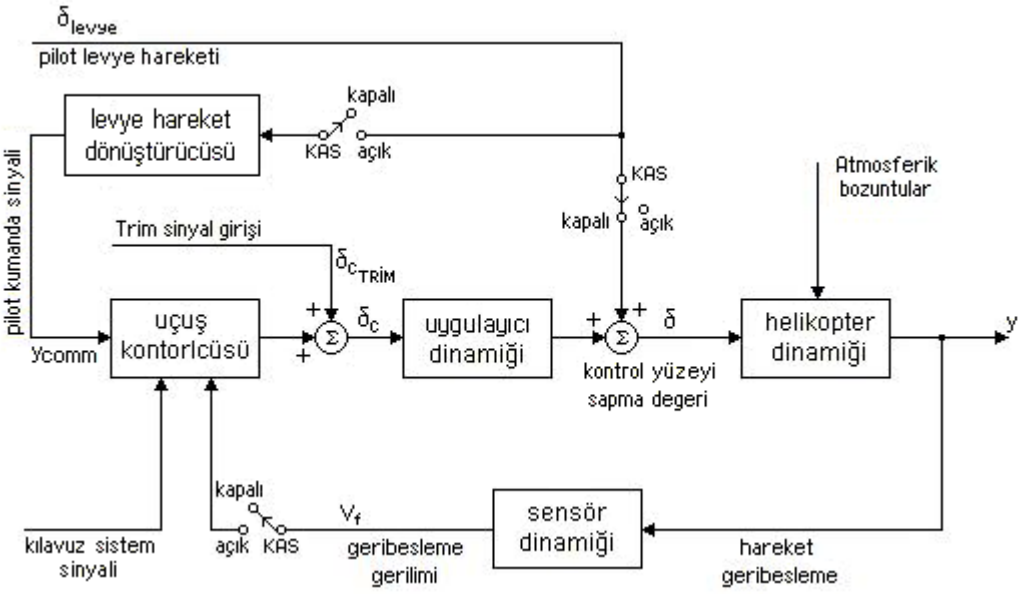
$$s(t) = \left[A^T(t) - K(t)B(t)R^{-1}(t)B^T(t)\right]^{-1} Q(t)r(t) = H(t)r(t) \quad \textbf{(12.29)}$$

12.2 Kararlılık Arttırıcı Sistemlerin (KAS) Tasarımı

Bölüm 10'daki kararlılık analizlerinden çıkan sonuçlar neticesinde prototip helikopter modelinin öncelikle kararlılık arttırıcı sistemlere ihtiyacı olduğu yapılan kararlılık analizlerinden ortaya çıkmıştır. Hava araçlarının kararlılık türevleri negatif geri beslemeli kontrol ile dinamik sistemin kararlılığını arttırmaktadır [27]. İfade edilmeli ki ilerlemesine döngüsel girişin negatif olduğundan dolayı pozitif geri besleme yapılması bu kuralı ihlal etmemektedir. Kararlılık arttırıcı sistemlerin (KAS/SAS) şematik olarak genel görünümleri Şekil 12.6'da verilmiştir. Şekilden görüleceği üzere KAS açık konumunda iken levye hareket dönüştürücüsünün sinyali ve algılayıcıların okuduğu değerler uçuş kontrolcüsüne ulaşmamakta ve tasarlanan kontrol kuralları dâhilinde eyleyici hareket ettirilerek helikopterin kararlılığı sağlanmaktadır.

İfade edilmeli ki yana kayma açısı gelişen teknoloji ile döner başlıklı pitot tüpü ile ölçülebilir bir değişkendir [95]. Dolayısıyla hava aracının yanal hızı da ölçülebilirdir. Dolayısıyla helikopterin tüm durum değişkenleri ölçülebilirdir ve kontrol kuralı durum geri beslemeli olarak tasarlanacaktır.

KAS tasarımına geçmeden evvel algılayıcı (sensör) ve eyleyici dinamiğine kısa değinmek gerekmektedir.



Şekil 12.6 : Genel KAS blok şeması [27] (tekrar çizim).

12.2.1 Eyleyici dinamikleri

Hava araçlarında kullanılan eğleyiciler genellikle elektro-hidroliktir. Kararlılık arttırıcı sistemlerin veya otomatik uçuş kontrol sistemlerin tasarımında eyleyicileri birinci dereceden yaklaşımla modellemek mümkündür. Eyleyicinin dinamik yanıtları kontrol edilen uçuş modlarıyla karşılaştırılırsa çok hızlıdır ve bir anda oluştuğu kabul edilir. Bu kabuller doğrultusunda küçük boyutlu hava araçları için eyleyici dinamikleri aşağıdaki transfer fonksiyonu ile tanımlanabilir:

$$\frac{\delta(s)}{\delta_c(s)} = K_e \qquad \textbf{(12.30)}$$

Burada K eyleyicinin genliği olarak alınır. Bu katsayı boyutludur ve genellikle radyan bölü volttur, $radV^{-1}$. Eyleyici dinamikleri için daha geniş bilgi [27] verilmiştir. Bu tezde eyleyicinin genliği aşağıdaki gibi kabul edilmiştir:

$$K_e = 0.01745 radV^{-1} = 1\deg V^{-1}(1^\circ V^{-1}) \qquad \textbf{(12.31)}$$

İfade edilmeli ki, seçilen eyleyici elemanlarına bağlı tasarlanacak kontrol sistemlerinde eyleyici dinamikleri tekrar gözden geçirilmelidir.

12.2.2 Algılayıcı dinamikleri

Uçuş kontrol sistemlerinde kullanılan her algılayıcı ölçülen hareket değişkeni değerini volt veya akım cinsine dönüştüren elektro-mekanik veya elektronik sistemdir. Algılayıcılar genellikle hassasiyetlerine göre tanımlanırlar:

$$v_f / y = K_a \tag{12.32}$$

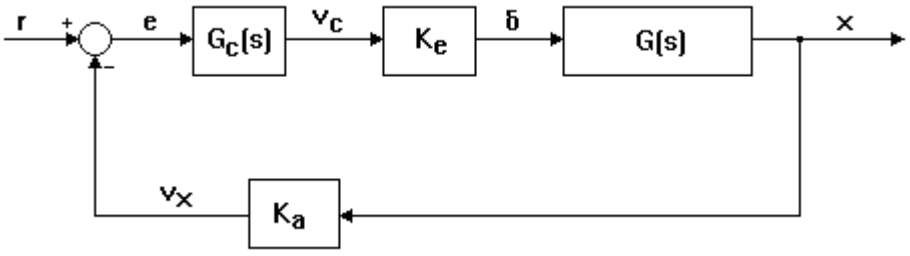
Yukarıdaki K_a yönelme jiroskobu için $Vrad^{-1}(Vm^{-1})$, yönelme hızı jiroskobu için $Vrad^{-1}s^{-1}(Vm^{-1}s^{-1})$, ivmeölçer için $Vrad^{-1}s^{-2}(Vm^{-1}s^{-2})$. Kararlılık arttırıcı sistemlerde algılayıcıların çoğu jiroskoplar veya ivmeölçerlerdir. Algılayıcı dinamikleri için daha geniş bilgi [27] verilmiştir. Bu tezde algılayıcı hassasiyeti veya algılayıcı katsayısı aşağıdaki gibi kabul edilmiştir.

$$K_a = 5.73 Vrad^{-1}s^{-1} = 10V \deg^{-1} s^{-1} \text{ ya da } (=1Vm^{-1}s^{-1}) \tag{12.33}$$

Seçilen algılayıcı elemanlarına bağlı tasarlanacak kontrol sistemlerinde algılayıcı dinamiklerini de tekrar gözden geçirmekte fayda vardır.

12.2.3 Kararlılık arttırıcı sistemlerin kontrol yapıları

Kararlılık artırıcı sistemlerin (KAS) genel blok diyagramı Şekil 12.7'de verilmiştir. Görüleceği üzere KAS dört elemandan oluşmaktadır, bunlar hava aracının dinamikleri $G(s)$, eyleyicilerin dinamikleri K_e, algılayıcıların dinamikleri K_a, ve uçuş kontrolcüsü $G_c(s)$ 'den oluşmaktadır.



Şekil 12.7 : KAS'in genel blok diyagramı.

Yukarıdaki blok diyagramı ile verilen KAS kapalı çevrim transfer fonksiyonu aşağıdaki gibidir:

$$\frac{x(s)}{r(s)} = \frac{G_c(s)K_eG(s)}{1 + K_aG_c(s)K_eG(s)} \tag{12.34}$$

Basit KAS'lerde $G_c(s)$ sabit katsayı olarak seçilmektedir. Daha karmaşık KAS'de $G_c(s)$ uygun tasarlanmış bir transfer fonksiyonudur. Öngörülen kapalı çevrim kontrol sisteminde açısal hız-ölçerin transfer fonksiyonu K_a ve servomotorun transfer fonksiyonu K_e sabit katsayı olarak kabul edilmiştir. Kapalı çevrim kontrol sisteminin kararlı olması için $x(s)/r(s)$'nin paydasındaki polinomum kökleri sanal eksenin sol tarafında kalmalıdır. Geleneksel yöntemle kontrol sistemlerin tasarımı literatürde yaygındır [27, 28, 31, 35].

Bölüm 10'da yapılan dinamik kararlılık analizlerinden elde edilen sonuçlar doğrultusunda ilerlemesine helikopter uçuş dinamiğinde kararsızlıklar olduğu hesaplandı. Bu doğrultuda ileri uçuşta ilerlemesine hareketin kararlılığını arttırmak veya iyileştirmek için kısa ve uzun periyot KAS'lerin tasarımına ihtiyaç duyulmaktadır. Öte yandan yuvarlanma-spiral mod kararsız olduğundan yanlamasına helikopter uçuş dinamiğinin kararlılığını arttırmak veya iyileştirmek için askı halinde yanal-yönel salınım modu KAS ve yuvarlanma-spiral modu KAS tasarımına ihtiyaç duyulmaktadır.

Gerekli görülen kararsız modlar geleneksel kontrol yöntemleri ile KAS tasarımı takip eden alt başlıklarda yapılmıştır.

12.2.4 Kısa periyot KAS

Daha evvel kısa periyot modunun hareket denklemleri ve transfer fonksiyonu Bölüm 9'da çalışılarak kararlılık ve kontrol türevleri cinsinden analitik çözdük. Kısa periyot hareketinin belirleyici durum değişkenlerinden olan ileri dikey hız ve yunuslama açısının değişim hızı ilerlemesine levye kontrol girişlerine bağlı transfer fonksiyonları (9.42) ve (9.45) benzer şekilde kararlılık ve kontrol türevleri cinsinden aşağıdaki elde ettik:

$$\frac{w(s)}{\delta_{1s}(s)} = \frac{K_w(sT_1+1)}{s^2 - \left(m_q + z_w\right)s + \left(m_q z_w - \left(z_q + u_0\right)m_w\right)} \qquad \textbf{(12.35)}$$

$$\frac{q(s)}{\delta_{1s}(s)} = \frac{K_q(sT_2+1)}{s^2 - \left(m_q + z_w\right)s + \left(m_q z_w - \left(z_q + u_0\right)m_w\right)} \qquad \textbf{(12.36)}$$

burada $K_w = -m_q z_{\delta_{1s}} + \left(z_q + u_0\right)m_{\delta_{1s}}$, $T_1 = \dfrac{z_{\delta_{1s}}}{K_w}$ ve $K_q = -z_w m_{\delta_{1s}} + m_w z_{\delta_{1s}}$, $T_2 = \dfrac{m_{\delta_{1s}}}{K_q}$.

Standart atmosfer sıcaklığında (ISA), 609.6m (2000ft) uçuş irtifasında ve 30m/s ileri uçuş hızında ilerlemesine uçuş dinamiğini tanımlayan kontrol ve kararlılık türevleri Ek.3 bölümünden alınarak aşağıdaki çizelgede verilmiştir. Hatırlatılmalı ki elde edilen kararlılık ve kontrol türevleri prototip helikopterin doğrusal olmayan uçuş dinamiği modelinden çıkartılmış ve elde edilen ilk sayısal verilerdir.

Çizelge 12.2 : Kararlılık ve kontrol türevleri, (h=609.6m, u_0=30m/s).

Kararlılık türevleri	Kontrol türevleri
z_w= -0.8544, z_q= 0.0269 m_w= 0.0337, m_q= -0.2052	z_{d1s}= -0.7354 m_{d1s}= -0.9181

Böylece uçuş irtifası 609.6m ve 30m/s ileri uçuş hızında olan örnek uçuş şartının kısa periyot modunun (12.35) ve (12.36) transfer fonksiyonları Çizelge 12.2'deki kararlılık ve kontrol türevleri yerlerine konularak aşağıdaki gibi hesaplarız:

$$\frac{w(s)}{\delta_{1s}(s)} = \frac{-0.7354s - 27.7}{s^2 + 1.06s - 0.8349} \qquad \textbf{(12.37)}$$

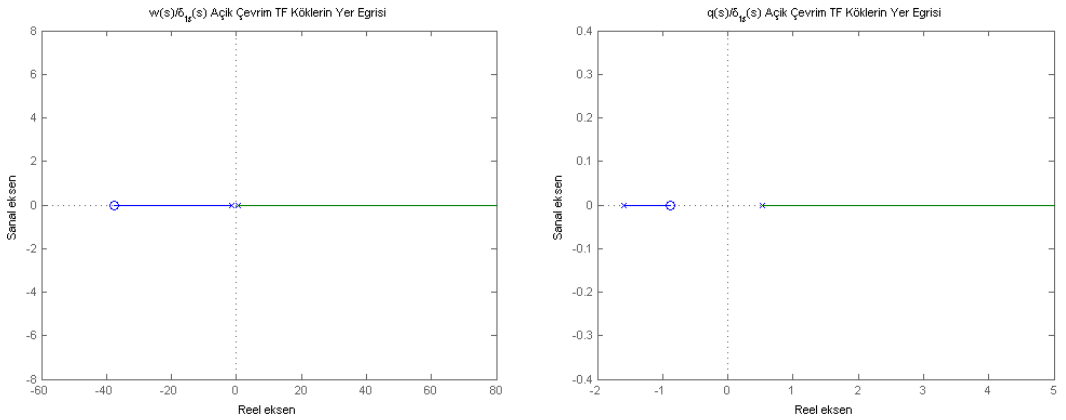
$$\frac{q(s)}{\delta_{1s}(s)} = \frac{-0.9181s - 0.8092}{s^2 + 1.06s - 0.8349} \qquad \textbf{(12.38)}$$

Yukarıdaki açık çevrim transfer fonksiyonları köklerinin geometrik yeri (root-locus) grafikleri Şekil 12.8'de verilmiştir. $w(s)/\delta_{1s}(s)$ transfer fonksiyonu karakteristik denklemin kökleri $\lambda_1 = -1.5860$, $\lambda_2 = 0.5265$ ve sıfırı (kutup) $\kappa_1 = -37.6597$ olarak hesaplanır. $q(s)/\delta_{1s}(s)$ transfer fonksiyonun kutbu ise $\kappa_1 = -0.8813$ olarak elde edilir. Kararsız uçuş modunu dengelemek için ilerlemesine döngüsel kontrol girişinin açısal değeri aşağıdaki gibi tanımlamak yeterli olacaktır:

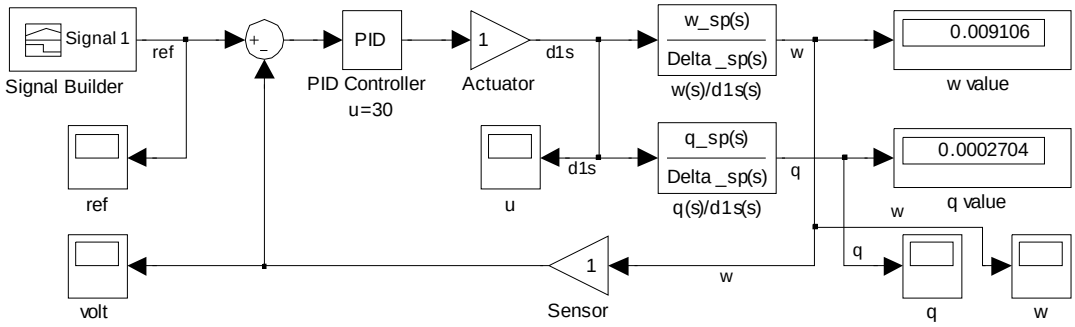
$$\delta_{1s}(s) = K_e G_c(s) K_a w(s) \qquad \textbf{(12.39)}$$

Kısa periyot modu KAS'nin Matlab-Simulink blok diyagramı Şekil 12.9'da verilmiştir. Örnek bir uçuş şartı için Ziegler-Nichols kuralına benzer şekilde PID kontrolcüsünün parametreleri tasarlanmıştır ve zaman yanıtları Şekil 12.10'da verilmiştir. Bu mod için kontrol kuralı dikey hız durum değişkeni ölçülerek oluşturulur.

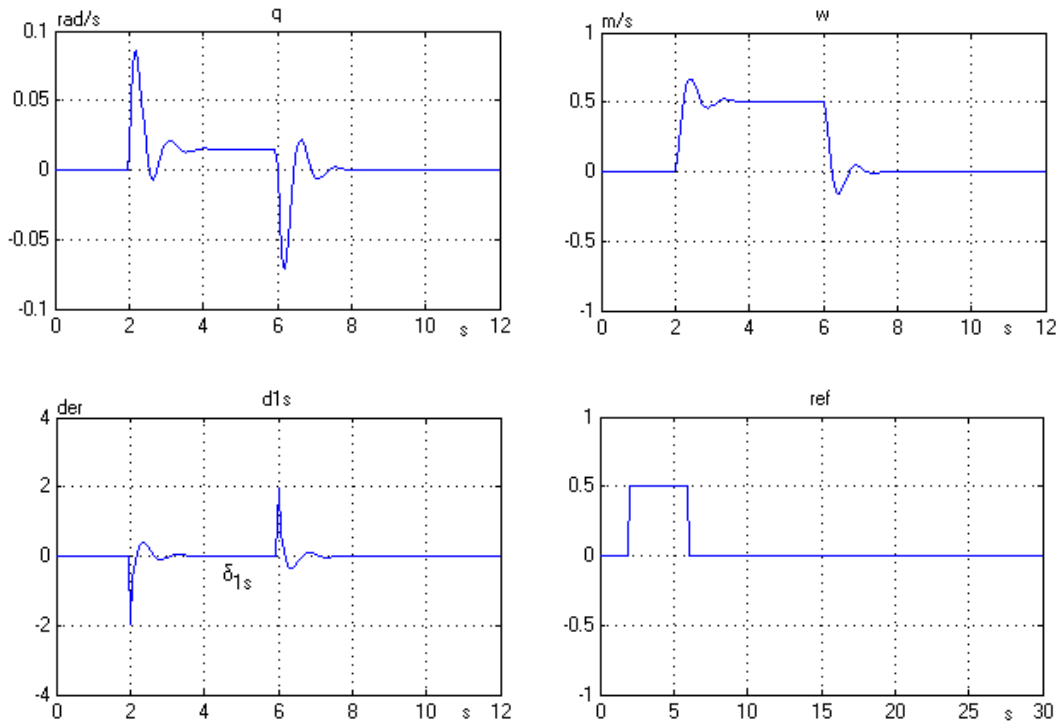
$$G_c(s) = \frac{K_D s^2 + K_P s + K_I}{s} = -2 - \frac{0.1}{s} \qquad \textbf{(12.40)}$$



Şekil 12.8 : Kısa periyot köklerin geometrik yerleri, (h=609.6m, u=30m/s).



Şekil 12.9 : Kısa periyot KAS'in Matlab-Simulink blok diyagramı.

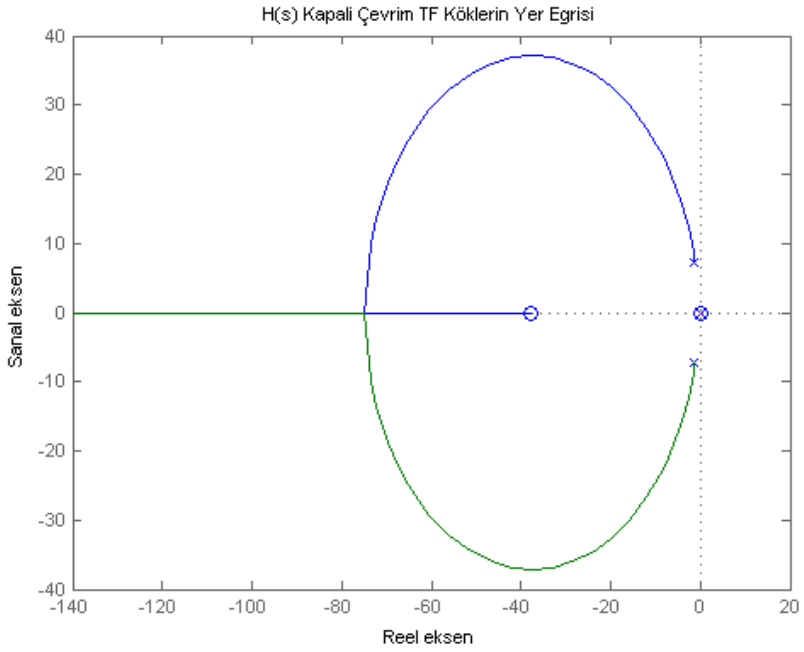


Şekil 12.10 : Kısa periyot KAS'nin örnek zaman yanıtları, (h=609.6m, u=30m/s).

Helikopter matematiksel modeli oluşturulurken rotor palasının çırpma ve yunuslama harmonik denklemleriyle alakalı olarak kontrol kuralı negatif işaretlidir. Dinamik sistemin zaman yanıtlarından görüleceği üzere kararsız kısa periyot modunu zapt etmek kolay değildir. Önerilen kontrol kuralı dinamik sistemi denge noktasına taşımaktadır, fakat kontrol sisteminin mekaniksel sınırlarından dolayı bu manevra pek de gerçekçi görünmemektedir. Dolayısıyla kısa periyot modu için aşırı kontrole ihtiyaç duyulmadan daha gelişmiş kontrol sistemi tasarlanabilir. Bu dizayn tekniği geliştirilmiş kararlılık arttırıcı sistemlerin tasarımında ele alınacaktır.

Kapalı çevrim kontrol sisteminin transfer fonksiyonu aşağıdaki gibi hesaplanmıştır ve köklerin geometrik yeri de Şekil 12.11'de çizdirilmiştir.

$$H(s)=\frac{\left(w(s)/\delta_{1s}(s)\right)K_eG_c(s)}{1+\left(w(s)/\delta_{1s}(s)\right)K_eG_c(s)K_a}=\frac{1.4708s^2+55.4735s+2.77}{s^3+2.5308s^2+54.6386s+2.77} \qquad \textbf{(12.41)}$$



Şekil 12.11 : Kapalı çevrim kontrol sistemin köklerin geometrik yeri.

12.2.5 Uzun periyot KAS

Uzun periyot modunun hareket denklemleri ve transfer fonksiyonu Bölüm 9'da çalışarak kararlılık ve kontrol türevleri cinsinden analitik çözdük. Uzun periyot hareketinin belirleyici durum değişkenlerinden olan ileri uçuş hızı ve yunuslama açısının müşterek kontrol girişlerine bağlı transfer fonksiyonları (9.59) ve (9.60) benzer şekilde kararlılık ve kontrol türevleri cinsinden aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\frac{u(s)}{\delta_c(s)} = \frac{\begin{array}{l} s\left(m_{\delta_{1s}}(u_0 x_w - g\cos\gamma_0) - m_w u_0 x_{\delta_{1s}}\right) \\ +g\left(\sin\gamma_0(m_w x_{\delta_{1s}} - m_{\delta_{1s}} x_w) + \cos\gamma_0(m_{\delta_{1s}} z_w - m_w z_{\delta_{1s}})\right) \end{array}}{\begin{array}{l} m_w u_0 s^2 + \left(m_u(g\cos\gamma_0 - u_0 x_w) + m_w(g\sin\gamma_0 + u_0 x_u)\right)s \\ +g\left(\cos\gamma_0(m_w z_u + m_u z_w) - \sin\gamma_0(m_w x_u - m_u x_w)\right) \end{array}}$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta_c(s)} = \frac{\begin{array}{l} m_{\delta_c} s^2 + s\left(m_u x_{\delta_c} + m_w z_{\delta_c} - m_{\delta_c}(z_w - x_u)\right) \\ +m_w(x_{\delta_c} z_u - x_u z_{\delta_c}) + m_u(x_w z_{\delta_c} - x_{\delta_c} z_w) + m_{\delta_c}(x_u z_w - x_w z_u) \end{array}}{\begin{array}{l} m_w u_0 s^2 + \left(m_u(g\cos\gamma_0 - u_0 x_w) + m_w(g\sin\gamma_0 + u_0 x_u)\right)s \\ +g\left(\cos\gamma_0(m_w z_u + m_u z_w) - \sin\gamma_0(m_w x_u - m_u x_w)\right) \end{array}}$$

Standart atmosfer sıcaklığında, 609.6m (2000ft) uçuş irtifasında ve 30m/s ileri uçuş hızında bu modu oluşturan kontrol ve kararlılık türevleri Ek.3 bölümünden alınarak aşağıdaki çizelgede verilmiştir.

Çizelge 12.3 : Kararlılık ve kontrol türevleri, (h=609.6m, u_0=30m/s).

Kararlılık türevleri	Kontrol türevleri
x_u= 0.0027038149, x_w= 0.072088326,	x_{dc}= 0.16664348,
z_u= -0.0017104815, z_w= -0.85435250,	z_{dc}= -2.0039483,
m_u= 0.073924006, m_w= 0.033673391,	m_{dc}= 0.27661681,

Böylece uçuş irtifası 609.6m ve ileri uçuş hızı 30m/s olan örnek uçuş şartının uzun periyot modunun transfer fonksiyonları Çizelge 12.3'teki kararlılık ve kontrol türevleri yerlerine konularak aşağıdaki gibi hesaplarız:

$$\frac{u(s)}{\delta_c(s)} = \frac{-2.273s - 1.656}{1.009s^2 + 0.5682s - 0.6201} \qquad \textbf{(12.42)}$$

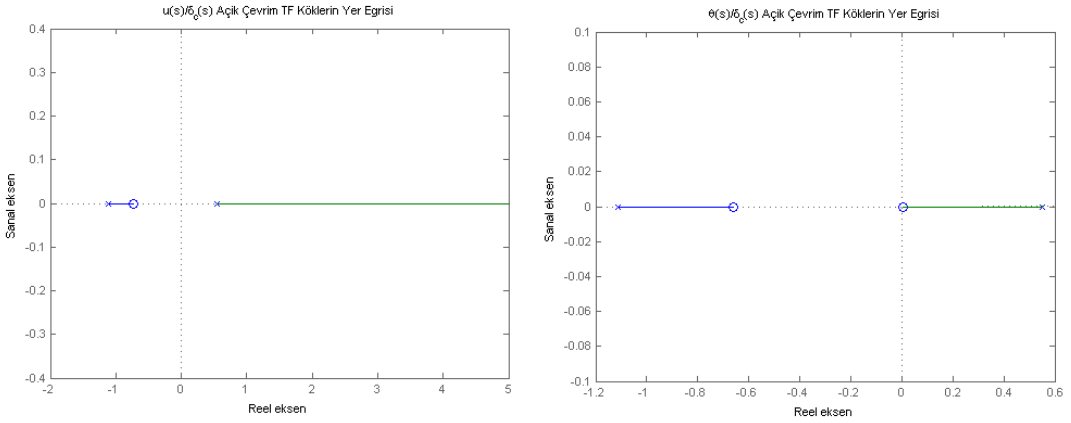
$$\frac{\theta(s)}{\delta_c(s)} = \frac{0.2766s^2 + 0.1819s - 0.0005865}{1.009s^2 + 0.5682s - 0.6201} \qquad \textbf{(12.43)}$$

Yukarıdaki açık çevrim transfer fonksiyonları köklerinin geometrik yeri (root-locus) grafikleri Şekil 12.12'de verilmiştir. $u(s)/\delta_c(s)$ transfer fonksiyonu karakteristik denklemin kökleri $\lambda_1 = -1.1143$, $\lambda_2 = 0.5514$ ve sıfır (kutup) $\kappa_1 = -0.7287$ olarak hesaplanır. $\theta(s)/\delta_c(s)$ transfer fonksiyonun kutupları ise $\kappa_1 = -0.6609$, $\kappa_2 = 0.0032$ olarak elde edilir. Kararsız uçuş modunu dengelemek için müşterek kontrol girişinin açısal değeri uçuş hızına bağlı olarak genel KAS blok diyagramına göre (bkz. Şekil 12.7) gibi tanımlamak yeterli olacaktır:

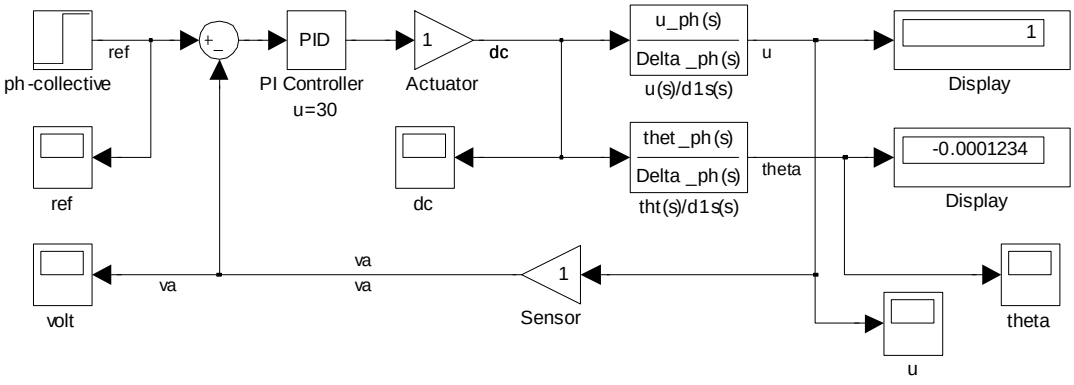
$$\delta_c(s) = G_c(s)u(s) \qquad \textbf{(12.44)}$$

Bu mod için kontrol kuralı ileri uçuş hızı değerinin ölçülmesiyle oluşturulur. İlerlemesine uzun periyot uçuş dinamiğini kontrol etmek üzere PI denetleyicisini kullanarak kararlı hal hatalarını birkaç mertebe iyileşmesine, sönümün düzeltilmesine, aşımın azalmasına ve yüksek frekans gürültülerinin süzülmesine neden olur. Böylece, kısa periyot uçuş dinamikleriyle olan etkiler de azaltılmış olur. İfade edilmeli ki K_I parametresinin sayısal değeri arttıkça prototip helikopter modelinin uçuş dinamiği denge noktasına daha çabuk ulaşılmakta ve kararlı hal hataları azalmaktadır. Ziegler-Nichols kuralına benzer şekilde PI kontrolcüsünün parametreleri örnek uçuş şartı baz alınarak aşağıdaki gibi seçilmiştir:

$$G_c(s) = \frac{K_I}{s} + K_P = -\frac{1+4s}{s} \qquad \textbf{(12.45)}$$



Şekil 12.12 : Köklerin geometrik yer grafikleri.

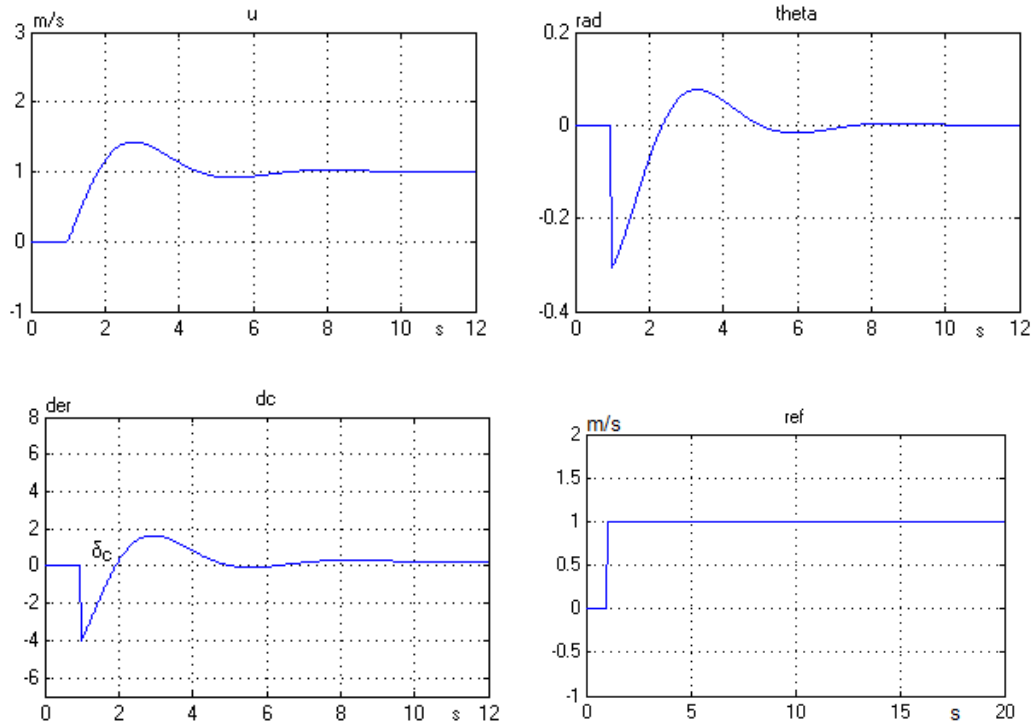


Şekil 12.13 : Uzun periyot KAS'in Matlab-Simulink blok diyagramı.

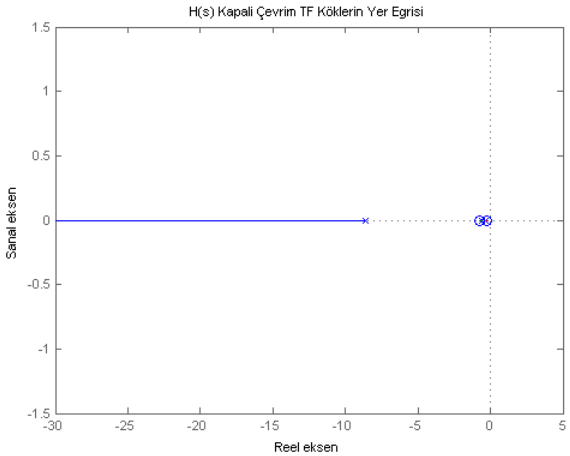
Uzun periyot modun KAS'nin Matlab-Simulink blok diyagramı Şekil 12.13'te ve kapalı çevrim dinamik sistemin zaman yanıtları Şekil 12.14'te verilmiştir. Dinamik sistemin zaman yanıtlarından görüleceği üzere kararsız kısa periyot modu önerilen kontrol kuralı ile yaklaşık 8 saniyede dinamik sistemi kararlı hale getirmektedir. Ne

yazık ki kararlılığı bu süre içinde sağlamak için yunuslama açısındaki aşırı değişime göz yummak gerekmektedir. Ayrıca yunuslama açısının ulaştığı büyük değerler için diğer uçuş modları tetikleyerek helikopter modelinin kararlılığını olumsuz yönde etkileyebilir. Son olarak kapalı çevrim transfer fonksiyonu aşağıdaki gibi hesapladık. Ayrıca kapalı çevrim transfer fonksiyonu köklerinin geometrik yeri Şekil 12.15'te çizdirilmiştir.

$$H(s)=\frac{\left(u(s)/\delta_c(s)\right)K_eG_c(s)}{1+\left(u(s)/\delta_c(s)\right)K_eG_c(s)K_a}=\frac{9.092s^2+8.897s+1.656}{1.009s^3+9.6602s^2+8.2769s+1.656} \qquad \textbf{(12.46)}$$



Şekil 12.14 : Uzun periyot KAS'nin örnek zaman yanıtları, (h=609.6m, u=30m/s).



Şekil 12.15 : Kapalı çevrim kontrol sistemin köklerin geometrik yeri.

12.2.6 Spiral ve yuvarlanma azaltma KAS

Spiral ve yuvarlanma hareket denklemleri ve transfer fonksiyonları Bölüm 9'da yanlamasına uçuş dinamikleri çalışılırken kararlılık ve kontrol türevleri cinsinden analitik çözdük. Spiral ve yuvarlanma azaltma KAS'in tasarımında helikopterin ileri uçuştaki yana kayma açısı pedal girişi ile yönlendirilen kuyruk rotor palalarının hücum açısı ile sağlanmakta ve transfer fonksiyonu kararlılık ve kontrol türevleri cinsinden (9.90)'den aşağıdaki gibi yazabiliriz:

$$\frac{\beta(s)}{\delta_p(s)} = \frac{\begin{array}{l} -s^3\dfrac{y_{\delta_p}}{u_0} - s^2\left(\dfrac{y_p+w_0}{u_0}\tilde{l}_{\delta_p} + \dfrac{y_r-u_0}{u_0}\tilde{n}_{\delta_p} - \dfrac{y_{\delta_p}}{u_0}(\tilde{l}_p+\tilde{n}_r)\right) \\ -s\left\{\dfrac{\tilde{l}_p}{u_0}\left(y_{\delta_p}\tilde{n}_r - (y_r-u_0)\tilde{n}_{\delta_p}\right) + \dfrac{\tilde{l}_r}{u_0}\left((y_p+w_0)\tilde{n}_{\delta_p} - y_{\delta_p}\tilde{n}_p\right)\right. \\ \left. + \dfrac{\tilde{l}_{\delta_p}}{u_0}\left((y_r-u_0)\tilde{n}_p - (y_p+w_0)\tilde{n}_r + u_0 g\cos\phi_0\right)\right\} - g\cos\phi_0(\tilde{l}_r\tilde{n}_{\delta_p} - \tilde{l}_{\delta_p}\tilde{n}_r) \end{array}}{s^3 - (\tilde{l}_p+\tilde{n}_r)s^2 - (\tilde{l}_r\tilde{n}_p - \tilde{l}_p\tilde{n}_r)s}$$

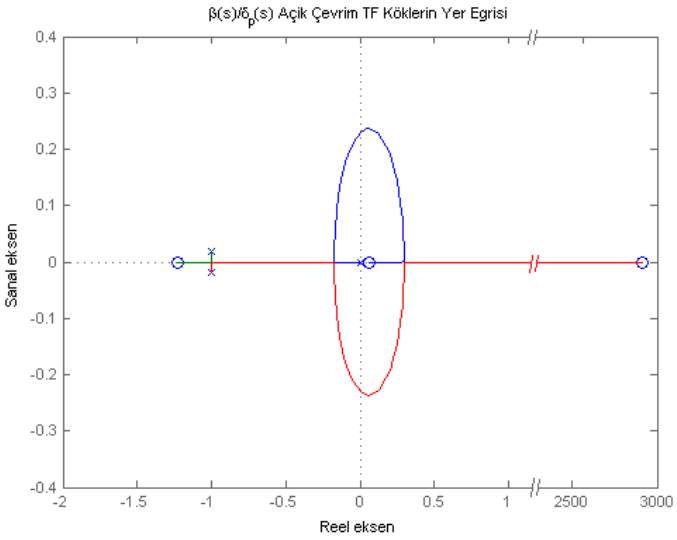
Standart atmosfer sıcaklığında (ISA), 609.6m (2000ft) uçuş irtifasında ve 30m/s ileri uçuş hızında bu modu oluşturan kontrol ve kararlılık türevleri Ek.3 bölümünden alınarak aşağıdaki çizelgede verilmiştir. Böylece uçuş irtifası 609.6m ve ileri uçuş hızı 30m/s olan örnek uçuş şartının spiral ve yuvarlanma modunun yukarıda tanımlanan transfer fonksiyonları Çizelge 12.4'teki kararlılık ve kontrol türevleri yerlerine konularak aşağıdaki gibi hesaplarız:

$$\frac{\beta(s)}{\delta_p(s)} = \frac{0.001778s^3 - 5.185s^2 - 6.024s + 0.3925}{s^3 + 2.002s^2 + 1.003s} \qquad \textbf{(12.47)}$$

Bu uçuş modunun açık çevrim transfer fonksiyonu köklerin geometrik yeri (root-locus) grafikleri Şekil 12.16'da verilmiştir. $\beta(s)/\delta_p(s)$ transfer fonksiyonun karakteristik denklemin kökleri $\lambda_1 = 0$, $\lambda_{2,3} = -1.0012 + 0.0180i$ ve kutupları $\kappa_1 = 0.1$, $\kappa_1 = -1.2$, $\kappa_1 = 2914.2$ olarak hesaplanır.

Çizelge 12.4 : Kararlılık ve kontrol türevleri, (h=609.6m, u_0=30m/s).

Kararlılık türevleri	Kontrol türevleri
y_p=-0.14973905, l_p=-1.1854814, n_p=-0.022947069, y_r= 0.17510504, l_r= 0.59013496, n_r=-0.32334855,	y_{dp}= 0.053307, l_{dp}= -0.06968 n_{dp}= -0.20923



Şekil 12.16 : Köklerin geometrik yer grafikleri.

Kontrol kuralı genel KAS blok diyagramına göre (bkz. Şekil 12.7) sapma açısına göre aşağıdaki gibi tanımlanabilir:

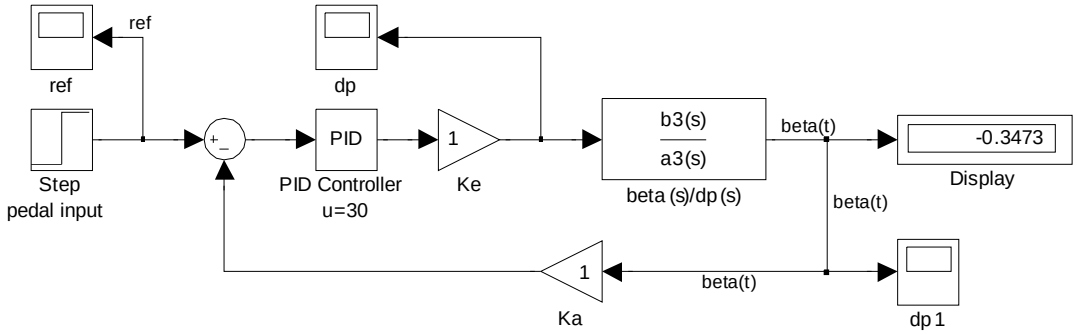
$$\delta_p(s) = G_c(s)\beta(s) \qquad \textbf{(12.48)}$$

Sapma açısına göre spiral ve yuvarlanma modunun kararlılığını arttırmak ve kararlı hal hatasını bertaraf etmek için kontrol kuralı aşağıdaki gibi seçilebilir:

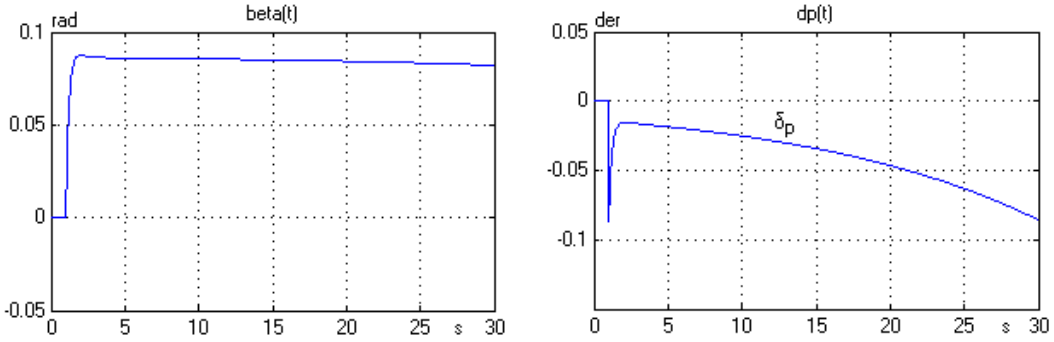
$$G_c(s) = \frac{K_I}{s} + K_P = -\frac{1+1s}{s} \qquad \textbf{(12.49)}$$

Kontrol sistemi sapma açısının değişimi ve açısının kendisini toplayarak kontrol kuralını oluşturmaktadır. Spiral ve yuvarlanma azaltma KAS Matlab-Simulink blok diyagramı Şekil 12.17'de verilmiştir. Dinamik sistemin zaman yanıtları ise Şekil 12.18'de çizdirilmiştir.

Dinamik sistemin zaman yanıtlarından görüleceği üzere çok az bir pedal girişi ile spiral yuvarlanma modu 1 saniye içinde referans değere ulaşmaktadır. Ne var ki, önerilen kontrol kuralı birim tahrik uygulandıktan sonra dinamik sistemi denge değerinde muhafaza edememektedir. Çünkü dinamik sistemin transfer fonksiyonundaki büyük değerli sıfırlar önerilen kontrol kuralı ile elenememektedir. Dolayısıyla spiral ve yuvarlanma modu için aşırı kontrole ihtiyaç duyulmadan daha gelişmiş kontrol sistemi tasarlanabilir. Bu dizayn tekniği geliştirilmiş kararlılık arttırıcı sistemlerin tasarımında ele alınacaktır.



Şekil 12.17 : Spiral ve yuvarlanma azaltma KAS Matlab-Simulink blok diyagramı.



Şekil 12.18 : Spiral ve yuvarlanma azaltma KAS'in zaman yanıtları.

12.2.7 Yanal-yönel salınım modu KAS

Yanal yönel salınım hareket denklemleri ve transfer fonksiyonları Bölüm 9'da yanlamasına uçuş dinamikleri çalışılırken kararlılık ve kontrol türevleri cinsinden analitik çözdük. Yanal-yönel salınım modunu kontrol etmek için yanal hız pedal girişi ve yuvarlanma hızı yanlamasına döngüsel kontrol girişi ile kompanse edilir. Bu modun iki transfer fonksiyonu kararlılık ve kontrol türevleri cinsinden (9.80) ve (9.81)'den aşağıdaki gibi yazabiliriz:

$$\frac{v(s)}{\delta_p(s)} = \frac{\begin{array}{l} -l_p\left(n_{\delta_p}(y_r-u_0)+n_r y_{\delta_p}\right) \\ s^3 - s^2(\tilde{l}_p+\tilde{n}_r+y_v) + s\left\{\tilde{l}_p(\tilde{n}_r+y_v)-\tilde{l}_v(y_p+w_0)+\tilde{l}_r\tilde{n}_p\right. \\ \left.-\tilde{n}_v(y_r-u_0)+\tilde{n}_r y_v\right\} + \tilde{l}_v\left(\tilde{n}_r(y_p+w_0)-\tilde{n}_p(y_r-u_0)\right) \\ +\tilde{n}_v\left(\tilde{l}_r(y_p+w_0)+\tilde{l}_p(y_r-u_0)\right)-y_v(\tilde{l}_r\tilde{n}_p+\tilde{l}_p\tilde{n}_r) \end{array}}{\begin{array}{l} y_{\delta_p}s^2 - s\left(-n_{\delta_p}(y_r-u_0)-l_{\delta_p}(y_p+w_0)+l_p y_{\delta_p}+n_r y_{\delta_p}\right) \\ -l_r\left(n_{\delta_p}(y_p+w_0)-n_p y_{\delta_p}\right)+l_{\delta_p}\left(n_p(y_r-u_0)-n_r(y_p-w_0)\right) \end{array}}$$

$$\frac{p(s)}{\delta_{1c}(s)} = \frac{\begin{array}{l} l_{\delta_{1c}} s^2 - s\left(l_r n_{\delta_{1c}} - l_v y_{\delta_{1c}} + l_{\delta_{1c}}(n_r + y_v)\right) + l_r(n_{\delta_{1c}} y_v - n_v y_{\delta_{1c}}) \\ +l_v\left(n_{\delta_{1c}}(y_r - u_0) - n_r y_{\delta_{1c}}\right) - l_{\delta_{1c}}\left(n_v(y_r - u_0) + n_r y_v\right) \end{array}}{\begin{array}{l} s^3 - s^2(\tilde{l}_p + \tilde{n}_r + y_v) + s\left\{\tilde{l}_p(\tilde{n}_r + y_v) - \tilde{l}_v(y_p + w_0) + \tilde{l}_r\tilde{n}_p\right. \\ \left. -\tilde{n}_v(y_r - u_0) + \tilde{n}_r y_v\right\} + \tilde{l}_v\left(\tilde{n}_r(y_p + w_0) - \tilde{n}_p(y_r - u_0)\right) \\ +\tilde{n}_v\left(\tilde{l}_r(y_p + w_0) + \tilde{l}_p(y_r - u_0)\right) - y_v(\tilde{l}_r\tilde{n}_p + \tilde{l}_p\tilde{n}_r) \end{array}}$$

Standart atmosfer sıcaklığında (ISA), 609.6m (2000ft) uçuş irtifasında ve askı halinde (0m/s) bu modu oluşturan kontrol ve kararlılık türevleri Ek.3 bölümünden alınarak aşağıdaki çizelgede verilmiştir.

Çizelge 12.5 : Kararlılık ve kontrol türevleri, (h=609.6m, u_0=0m/s).

Kararlılık türevleri	Kontrol türevleri
y_v= 0.0049, y_p= 0.0134, y_r= 0.3980, l_v= 0.0395, l_p= -0.6125, l_r= 1.0519, n_v= -0.0025, n_p= 0.0307, n_r= -0.9368,	$y_{\delta 1c}$= 0.0553, $y_{\delta p}$= 0.0711 $l_{\delta 1c}$= 0.4447, $l_{\delta p}$= -0.0694 $n_{\delta 1c}$= -0.0027, $n_{\delta p}$= -0.2054

Böylece uçuş irtifası 609.6m (2000ft) ve askı halinde (0m/s) olan örnek uçuş şartının yukarıda verilen yanal-yönel salınım transfer fonksiyonları Çizelge 12.5'teki kararlılık ve kontrol türevleri yerine konularak aşağıdaki gibi hesaplarız:

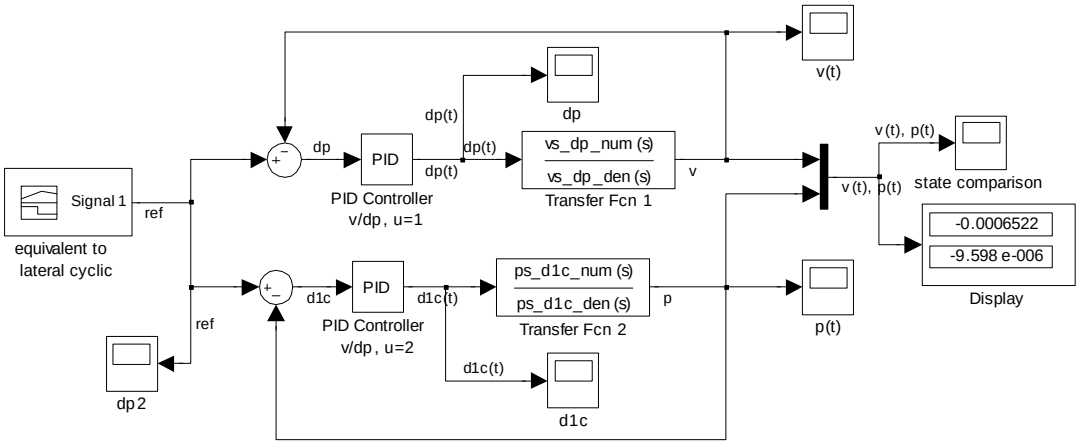
$$\frac{v(s)}{\delta_p(s)} = \frac{0.07105s^2 + 0.006059s - 0.03229}{s^3 + 2.975s^2 + 1.356s - 0.007562} \qquad \textbf{(12.50)}$$

$$\frac{p(s)}{\delta_{1c}(s)} = \frac{0.4447s^2 + 1.046s + 0.0006725}{s^3 + 2.975s^2 + 1.356s - 0.007562} \qquad \textbf{(12.51)}$$

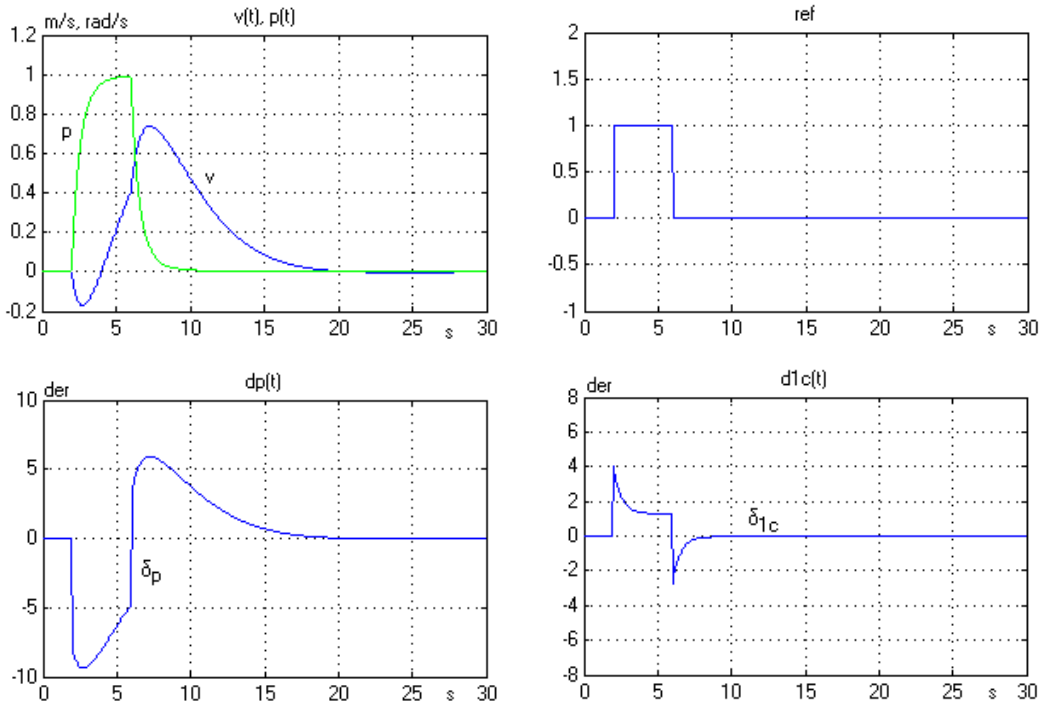
Her iki uçuş modundaki köklerin geometrik yeri (root-locus) grafikleri Şekil 12.8'de verilmiştir. $v(s)/\delta_p(s)$ transfer fonksiyonun karakteristik denklemin kökleri $\lambda_1 = -2.4110$, $\lambda_2 = -0.5691$, $\lambda_3 = 0.0055$ ve kutupları $\kappa_1 = -0.7182$, $\kappa_1 = 0.6329$ olarak hesaplanır. $p(s)/\delta_{1c}(s)$ transfer fonksiyonun kutupları $\kappa_1 = -2.3505$, $\kappa_1 = -0.0006$ olarak elde edilir. Askı halinde yanal-yönel modun kontrol kuralı yanlamasına döngüsel ve pedal girişlerinden oluşmaktadır. Kontrol kuralı genel KAS blok diyagramına göre (bkz. Şekil 12.7) aşağıdaki gibi seçilebilir:

$$\left.\begin{array}{l} \delta_p(s) = G_{c1}(s)v(s) \\ \delta_{1c}(s) = G_{c2}(s)p(s) \end{array}\right\} \qquad \textbf{(12.52)}$$

Kontrol kuralları dinamik sistemi askı halinde kararlı kılabilmek için $G_{c1} = -8$ ve $G_{c2}(s) = 4 + 2/s$ olarak seçilmiştir. Yanal-yönel salınım modunun KAS'in Matlab-Simulink blok diyagramı Şekil 12.19'da ve dinamik sistemin zaman yanıtları Şekil 12.20'de verilmiştir.



Şekil 12.19 : Spiral ve yuvarlanma modu KAS blok diyagramı.



Şekil 12.20 : Yanal-yönel salınım modu KAS zaman yanıtları, (h=609.6m, u=0m/s).

Dinamik sistemin zaman yanıtlarından görüleceği üzere helikopterin askı halinde yanal-yönel salınım modu önerilen kontrol kuralı ile basamak giriş için yaklaşık 15-20 saniye içinde dinamik sistemi denge noktasına taşımaktadır. Ne var ki, önerilen kontrol kuralı pedal girişini fazla zorlamaktadır. Prototip helikopter uçuş dinamiğinin

askı halinde trim edilmiş sistemde pedal girişi zaten üst sınırı civarındadır. Dolayısıyla bu manevranın gerçeklenmesi fiziksel olarak bazen sıkıntılar yaratabilir. Yanal-yönel salınım modu için aşırı kontrole ihtiyaç duyulmadan daha gelişmiş kontrol sistemi tasarlanabilir. Bu dizayn tekniği geliştirilmiş kararlılık arttırıcı sistemlerin tasarımında ele alınacaktır.

12.3 Geliştirilmiş KAS Tasarımı

Bir önceki bölümde prototip helikopter modeli için tasarlanan KAS'in zaman yanıtlarından ve root-locus grafiklerinden görüldüğü üzere geleneksel yöntemler ile KAS tasarımı yapılabilmekte fakat bazı modlar ve uçuş şartları için performansları fiziksel limitleri aşmaktadır. Bazı durumlarda dinamik sistemlerin sıfırları sanal eksenin sağ tarafında, büyük değerli olduğunda zaman yanıtlarında eksponansiyel sapmalara neden olurlar. Böylece geleneksel yöntemler ile tasarlanan KAS kullanım kolaylığını kaybetmektedirler. Prototip helikopter modelinin kararsız uçuş dinamiklerini kararlı halde tutabilmek için geleneksel yöntemlerden daha ileri kontrol teknikleri kullanılmalıdır. Bu tezde optimal kontrol teorisi kullanılarak lineer regülâtör problemi veya takipçi yöntemi ile önceki alt başlıkta ele alınan ilerlemesine uçuş dinamiğini belirleyen kısa ve uzun periyot KAS ve yanlamasına uçuş dinamiğini belirleyen spiral-yuvarlanma azaltma ve yanal-yönel sönümleyici KAS'leri tasarımı tekrar yapılacaktır.

12.3.1 Geliştirilmiş kısa periyot KAS

Kısa periyot modu tanımlanırken ileri uçuş hızı u_0 sabit kaldığı kadar çok kısa süreli olduğundan dolayı ihmal edilerek ilerlemesine hareket denklemleri aşağıdaki gibi yazılabilir [27]:

$$\dot{w} = z_w w + \left(z_q + u_0\right) q + z_{\delta_{1s}} \delta_{1s} \qquad \textbf{(12.53)}$$

$$\dot{q} = m_w w + m_q q + m_{\delta_{1s}} \delta_{1s} \qquad \textbf{(12.54)}$$

Kısa periyot için durum değişkenleri vektörü $x = \begin{bmatrix} w & q \end{bmatrix}^T$ ve kontrol vektörü $u = \delta_{1s}$ olarak kabul edilirse (12.53) ve (12.54) denklemler durum uzayında aşağıdaki gibi yazılabilirler:

$$\dot{x}_{kp}(t) = A_{kp}x_{kp}(t) + B_{kp}\delta_{1s}(t)$$
$$y_{kp}(t) = C_{kp}x_{kp}(t) + D_{kp}\delta_{1s}(t) \qquad \textbf{(12.55)}$$

Böylece sistem ve kontrol dağıtım matrisleri kararlılık ve kontrol türevleri cinsinden aşağıdaki gibi olur:

$$A_{kp} = \begin{bmatrix} z_w & z_q + u_0 \\ m_w & m_q \end{bmatrix},\ B_{kp} = \begin{bmatrix} z_{\delta_{1s}} \\ m_{\delta_{1s}} \end{bmatrix},\ C_{kp} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix},\ D_{kp} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Geliştirilmiş kısa periyot KAS tasarımında kontrol kuralı aşağıdaki gibi tanımlansın:

$$\delta_{1s}(t) = -F_{kp}x_{kp}(t) \qquad \textbf{(12.56)}$$

Böylece aşırı kontrol gereksinimine ihtiyaç duymadan kısa periyot lineer uçuş dinamiği için lineer kuadratik regülâtör problemi uygulanarak uygun bir K_{kp} değeri bu bölümün başında gösterildiği gibi kolaylıkla hesaplanabilir.

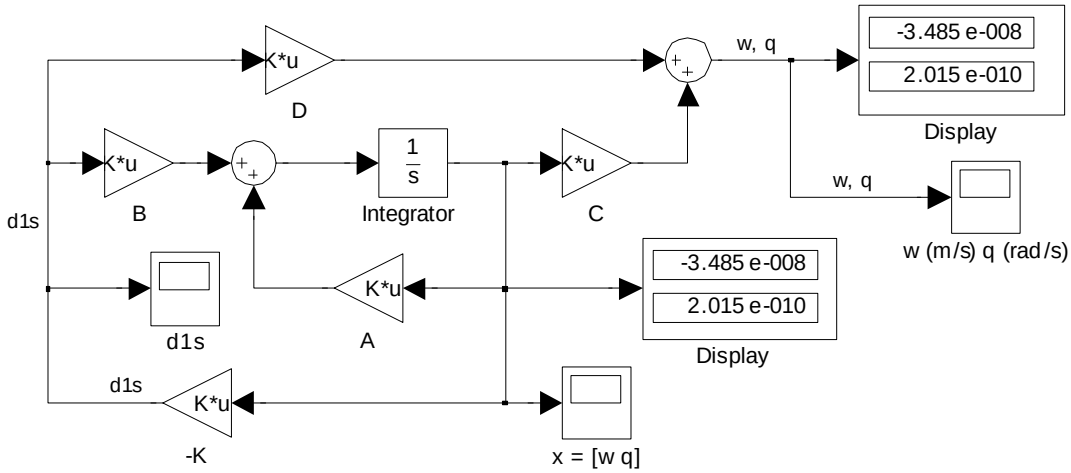
Çizelge 12.6 : Geliştirilmiş kısa periyot KAS'in sistem ve kontrol parametreleri.

```
Akp =
    0.0773    0.2789
    0.0042   -0.0101
Bkp =
   -0.0043
   -0.7539
Ckp =
     1     0
     0     1
Dkp =
     0
     0
Qkp =
     1     0
     0     1
Rkp =
    0.1000
Kkp =
   -13.2624  -10.3909
```

Standart atmosfer sıcaklığında (ISA), 609.6m (2000ft) uçuş irtifasında ve askı halinde (0m/s) olan hava aracının kısa periyot modunun durum uzayındaki dinamik sistem matrisleri Çizelge 12.6'de verilmiştir. Ayrıca lineer kuadratik regülâtör kuralına göre tasarlanan (12.14) kontrol kuralının F_{kp} geri besleme matrisi ve Q_{kp}, R_{kp} ağırlık matrisleri de yine aynı çizelgede verilmiştir.

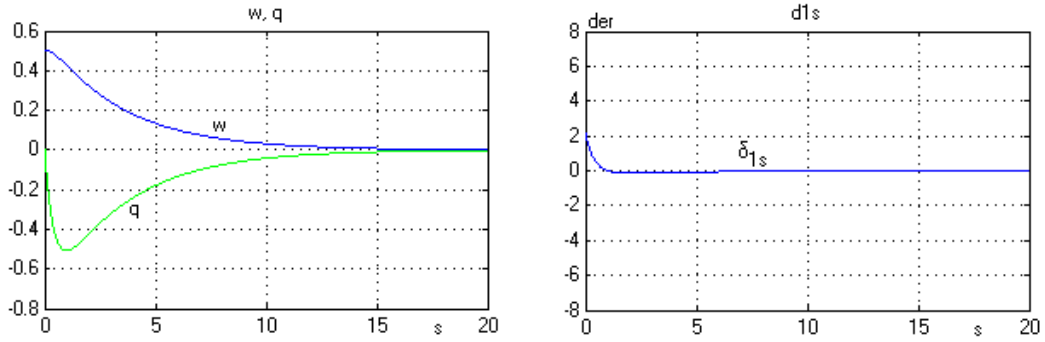
Çizelge 12.6'da verilen sistem matrisinden kısa periyot modunun özdeğerleri $\left|\lambda I - A_{kp}\right| = 0$ 'dan $\lambda_1 = 0.0891$ ve $\lambda_2 = -0.0219$ olarak hesaplanmaktadır. Öngörülen

Q_{kp}, R_{kp} ağırlık matrisleri ile geliştirilmiş KAS'in özdeğerleri $\left|\lambda I - (A_{kp} - B_{kp}F_{kp})\right| = 0$ 'dan $\lambda_1 = -0.2897$ ve $\lambda_2 = -7.5339$ olarak hesaplanır. Böylece kısa periyot modu askı hali için iyileştirilmiştir.



Şekil 12.21 : Geliştirilmiş kısa periyot SAS Matlab-Simulink blok diyagramı.

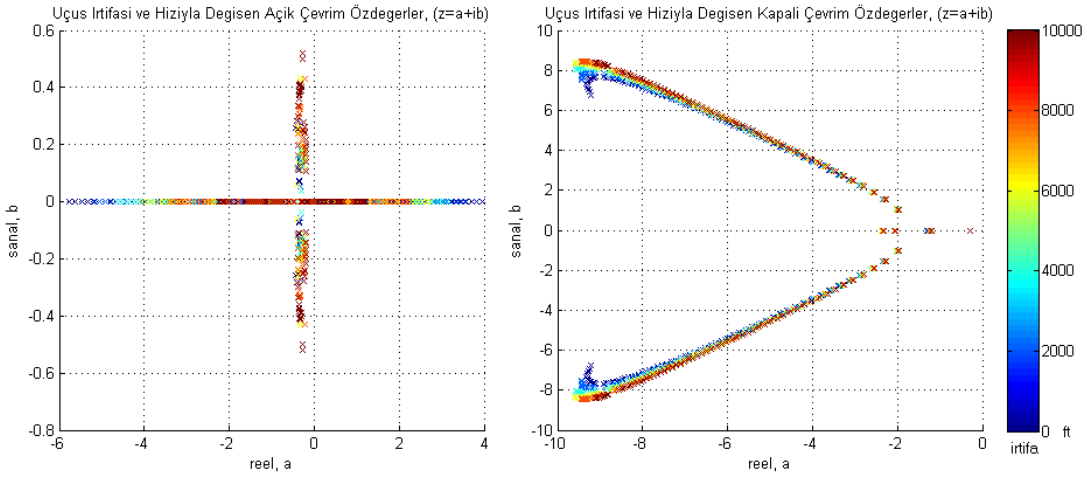
Geliştirilmiş kısa periyot KAS Matlab-Simulink blok diyagramı Şekil 12.21'de verilmiştir. Tasarlanan kontrol sistemi başlangıç hatası $x_0 = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix}$ olan bir manevra için yukarıdaki blok diyagramı simüle edilerek zaman yanıtları Şekil 12.22'deki gibi elde edilir. Grafiklerden görüldüğü kadarıyla kararsız kısa periyot modu 10-15 saniye içerisinde tasarlanan geliştirilmiş kontrol sistemi ile denge noktasına gelmektedir.



Şekil 12.22 : Geliştirilmiş kısa periyot KAS zaman yanıtları.

Örnek uçuş şartı için tasarlanan geliştirilmiş KAS uçuş irtifası ve ileri uçuş hızına göre uyarlanabilir kontrol sistemine genişletmek mümkündür [54]. Bunun için değişik uçuş irtifalarında ve değişik uçuş hızlarında kontrol sistemi tasarımının tekrarlanması gerekmektedir. Yazılan bir Matlab kodu ile kontrol matrisi ve özdeğerler iteratif döngüde hızlıca hesaplanabilirler. Değişen ileri uçuş hızı ve uçuş

irtifasına bağlı hesaplanan açık ve kapalı çevrim kontrol sistemin özdeğerleri Şekil 12.23'te gösterilmiştir. Grafiklerden görüleceği üzere 0-3048m (0-10000ft) uçuş irtifası ve 0-70m/s ileri uçuş hızı aralığında önerilen kontrol kuralı kısa periyot modunun özdeğerlerini sanal eksenin sol tarafına taşıyarak dinamik sistemi kararlı kılmaktadır.



Şekil 12.23 : Geliştirilmiş kısa periyot KAS açık ve kapalı çevrim özdeğerlerinin uçuş irtifası ve hızına bağlı değişimleri.

Çizelge 12.6'da seçilen Q_{kp} ve R_{kp} ağırlık matrisleri ile hesaplanan kontrol matrisinin katsayıları irtifa ve uçuş hızı değişimine göre aşağıda grafiksel olarak Şekil 12.24'de sunulmuştur. Her üç grafik sırasıyla F_{kp} matrisinin birinci, ikinci ve üçüncü elemanlarının değişimini uçuş hızı ve irtifasına bağlı göstermektedir. Böylece prototip helikopter modelinin uzun periyot modunu dengeleyen F_{kp} kontrol matrisi uyarlanabilir kontrol kuralı olarak $F_{kp} = F_{kp}(h, u_0)$ şeklinde ifade edilebilir [54].

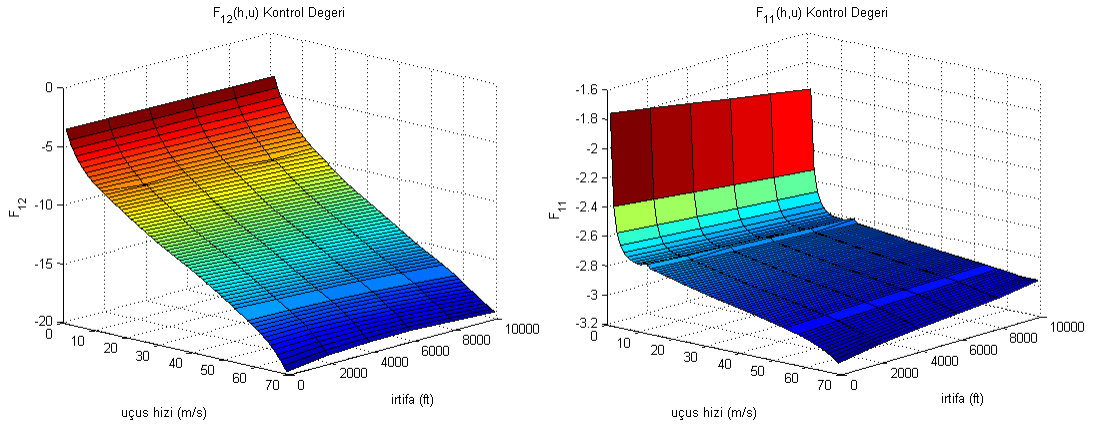
Geliştirilmiş kısa periyot KAS ile geleneksel kontrol sistemleri karşılaştırılması şöyle yapılabilir:

1) Geliştirilmiş KAS kısa periyot modunu daha kısa bir sürede denge noktasına ulaştırmaktadır,

2) Geliştirilmiş KAS manevra performansları geleneksel yöntemler ile tasarlanan KAS'den daha iyidir,

3) Aşırı kontrol girişi uygulanmadan uçuş manevrası icra edilmektedir.

4) Geliştirilmiş KAS çok-girişli çok-çıkışlı (MIMO) modern kontrol sistemlerdir.



Şekil 12.24 : $F_{kp}(h,u_0)$ kontrol katsayı yüzeyleri.

12.3.2 Geliştirilmiş uzun periyot KAS

Uzun periyot dinamikleri daha evvel Bölüm 9'da ele alınmasına rağmen bu başlık altında ilerlemesine lineer uçuş dinamiğinden faydalanılarak ileri uçuş hızı ve yunuslama açısı dinamik denklemleri aşağıdaki gibi tanımlanabilir [27]:

$$\dot{u} = x_u u + (x_q - w_0)q - g\cos\gamma_0 + x_{\delta_c}\delta_c \qquad \textbf{(12.57)}$$

$$\dot{q} = m_u u + m_q q + m_{\delta_c}\delta_c \qquad \textbf{(12.58)}$$

$$\dot{\theta} = q \qquad \textbf{(12.59)}$$

Uzun periyot modunu belirleyen bu iki değişken durum uzayında aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{up}(t) &= A_{up}x_{up}(t) + B_{up}\delta_c(t) \\ y_{up}(t) &= C_{up}x_{up}(t) + D_{up}\delta_c(t) \end{aligned} \qquad \textbf{(12.60)}$$

Burada $x = \begin{bmatrix} u & q & \theta \end{bmatrix}^T$, $y = \begin{bmatrix} u & \theta \end{bmatrix}^T$ ve dinamik sistem matrisleri:

$$A_{up} = \begin{bmatrix} x_u & x_q - w_0 & -g\cos\gamma_0 \\ m_u & m_q & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, B_{up} = \begin{bmatrix} x_{\delta_c} \\ m_{\delta_c} \\ 0 \end{bmatrix}, C_{up} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, D_{up} = 0$$

Geliştirilmiş uzun periyot KAS tasarımında kontrol kuralı aşağıdaki gibi tanımlansın:

$$\delta_c(t) = -F_{up}y_{up}(t) \qquad \textbf{(12.61)}$$

Böylece aşırı kontrol gereksinimine ihtiyaç duymadan bu mod için uygun bir F_{up} değeri LQR yöntemi ile hesaplanabilir.

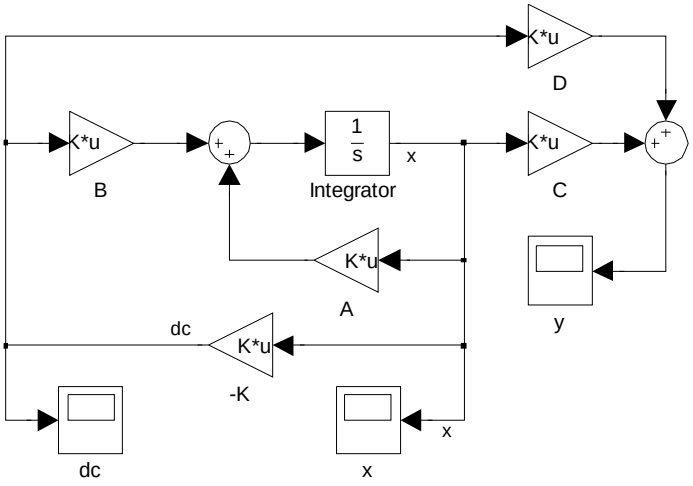
Standart atmosfer sıcaklığında (ISA), 609.6m (2000ft) uçuş irtifasında ve 30m/s ileri uçuş hızında olan hava aracının uzun periyot lineer uçuş dinamiği sistem matrisleri Çizelge 12.7'de verilmiştir. Ayrıca lineer kuadratik regülâtör kuralına göre tasarlanan (12.14) kontrol kuralının F_{up} geri besleme matrisi ve Q_{up}, R_{up} ağırlık matrisleri de yine aynı çizelgede verilmiştir.

Çizelge 12.7 : Geliştirilmiş uzun periyot KAS'in sistem ve kontrol parametreleri.

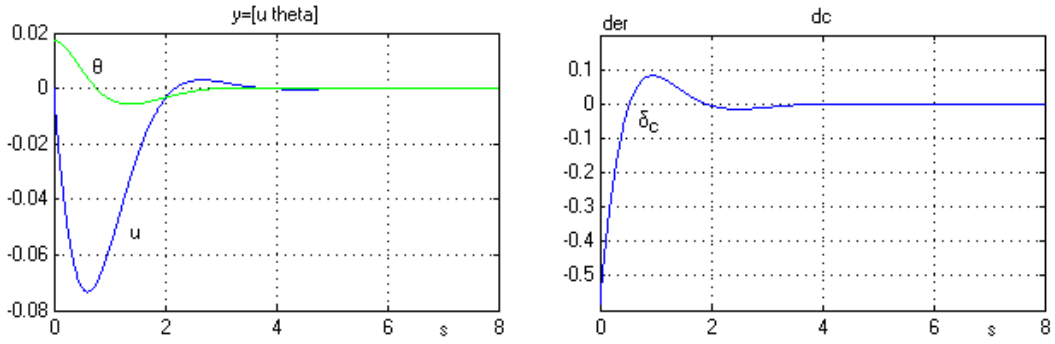
```
Aup =
    0.0027   -1.2702   -9.8015
   -0.2052   -0.2052   -0.2052
         0    1.0000         0
Bup =
    0.1666
    0.2766
         0
Cup =
     1     0     0
     0     0     1
Dup =
     0
     0
Qup =
     1     0     0
     0     0     0
     0     0     10
Rup =
    0.1000
Kup =
   -4.4388   18.5170   33.2880
```

Çizelge 12.7'de verilen sistem matrisinden kısa periyot modunun özdeğerleri $\left|\lambda I - A_{up}\right| = 0$ 'dan $\lambda_{1,2} = -0.7074 \pm 1.0765i$ ve $\lambda_3 = 1.2123$ olarak hesaplanmaktadır. Öngörülen Q_{up} ve R_{up} ağırlık matrisleri ile geliştirilmiş KAS özdeğerleri $\left|\lambda I - (A_{up} - B_{up}F_{up})\right| = 0$'dan $\lambda_{1,2} = -1.4105 \pm 1.7168i$ ve $\lambda_3 = -1.7640$ olarak hesaplanır. Böylece hareket modu iyileştirilmiştir.

Geliştirilmiş uzun periyot KAS Matlab-Simulink blok diyagramı Şekil 12.25'te verilmiştir. Tasarlanan kontrol sistemi başlangıç hatası $x_0 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0.0175 \end{bmatrix}$ olan bir manevra için yukarıdaki blok diyagramı çalıştırılarak zaman yanıtları Şekil 12.26'daki gibi elde edilir. Zaman yanıtlarından görüldüğü kadarıyla kararsız uzun periyot modu 5 saniye içerisinde tasarlanan geliştirilmiş kontrol sistemi ile denge noktasına gelmektedir.

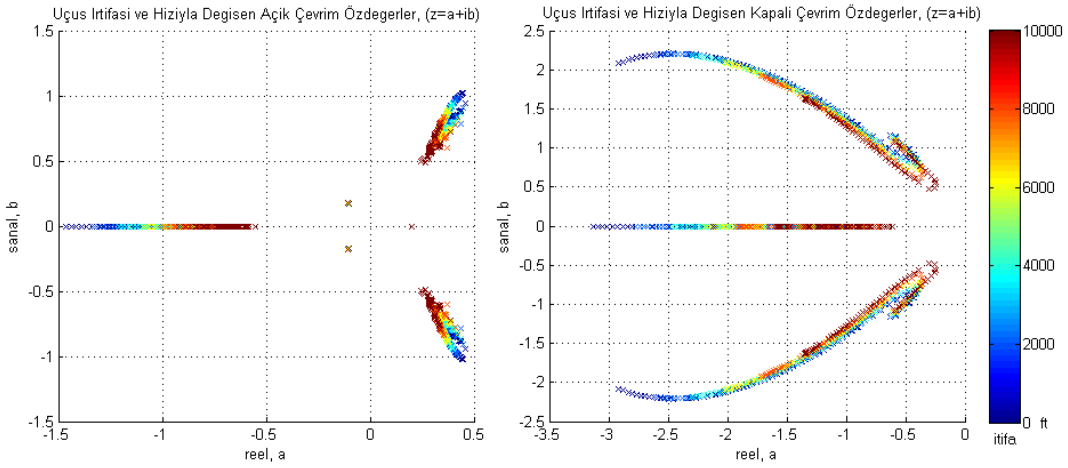


Şekil 12.25 : Geliştirilmiş uzun periyot KAS Matlab-Simulink blok diyagramı.



Şekil 12.26 : Geliştirilmiş uzun periyot KAS zaman yanıtları.

Örnek uçuş şartı için tasarlanan geliştirilmiş KAS uçuş irtifası ve ileri uçuş hızına göre uyarlanabilir kontrol sistemine genişletmek mümkündür [54]. Bunun için değişik uçuş irtifalarında ve değişik uçuş hızlarında kontrol sistemi tasarımının tekrarlanması gerekmektedir. Yazılan bir Matlab kodu ile kontrol matrisi ve özdeğerler iteratif döngüde hızlıca hesaplanabilirler. Değişen ileri uçuş hızı ve uçuş irtifasına bağlı hesaplanan açık ve kapalı çevrim kontrol sistemin özdeğerleri Şekil 12.27'de gösterilmiştir. Grafiklerden görüleceği üzere 0-3048m (0-10000ft) uçuş irtifası ve 0-70m/s ileri uçuş hızı aralığında önerilen kontrol kuralı uzun periyot uçuş dinamiğinin özdeğerlerini sanal eksenin sol tarafına taşıyarak dinamik sistemi kararlı kılmaktadır.



Şekil 12.27 : Geliştirilmiş uzun periyot KAS açık ve kapalı çevrim özdeğerlerinin uçuş irtifası ve hızına bağlı değişimleri.

Çizelge 12.7'de seçilen Q_{up} ve R_{up} ağırlık matrisleri ile hesaplanan kontrol matrisinin katsayıları irtifa ve uçuş hızı değişimine göre aşağıda grafiksel olarak Şekil 12.28'de sunulmuştur. Her üç grafik sırasıyla F_{up} matrisinin birinci, ikinci ve üçüncü elemanlarının değişimini uçuş hızı ve irtifasına bağlı göstermektedir. Böylece prototip helikopter modelinin uzun periyot modunu dengeleyen F_{up} kontrol matrisi uyarlanabilir kontrol kuralı olarak $F_{up} = F_{up}(h, u_0)$ şeklinde ifade edilebilir [54]. Yüzeylerdeki sıçramalar x_u, m_q kararlılık türevlerine (bkz. Şekil 9.1) bağlı oluşmuştur.

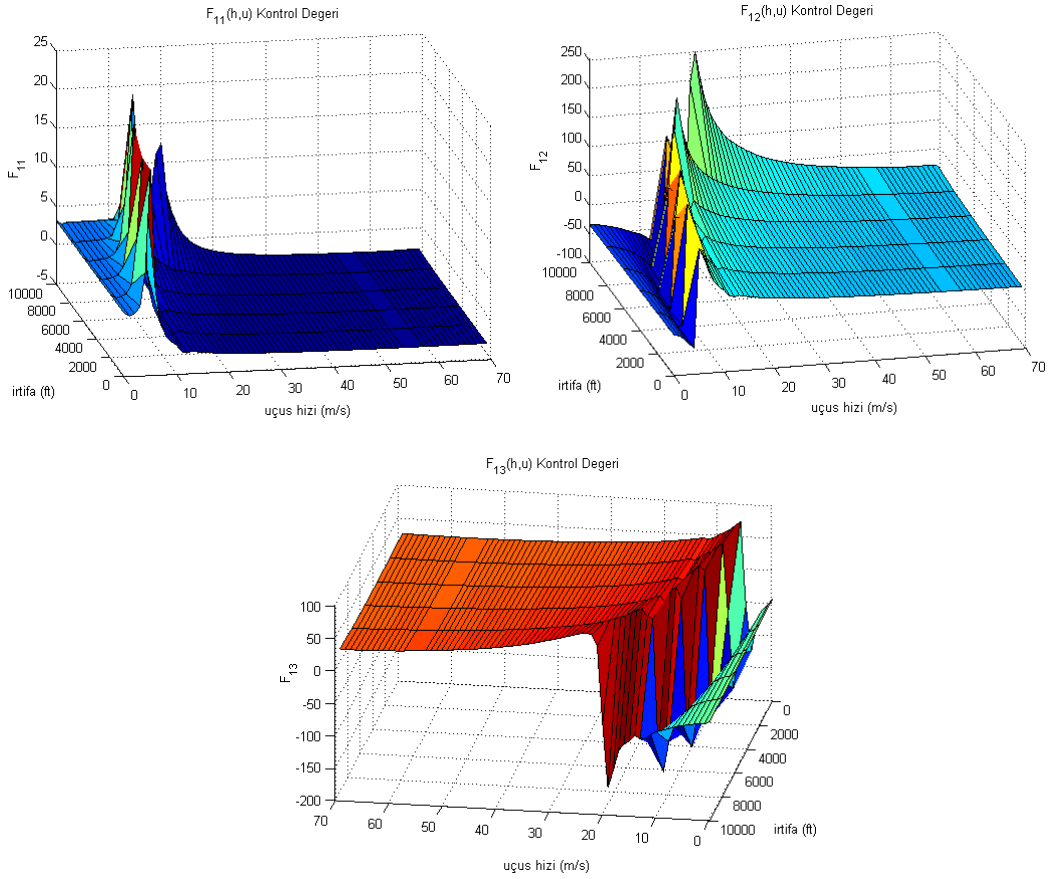
Geliştirilmiş uzun periyot KAS ile geleneksel kontrol sistemleri karşılaştırılması şöyle yapılabilir:

1) Geliştirilmiş KAS uzun periyot modunu daha kısa bir sürede denge noktasına ulaştırmaktadır,

2) Geliştirilmiş KAS manevra performansları geleneksel yöntemler ile tasarlanan KAS'den daha iyidir,

3) Aşırı kontrol girişi uygulanmadan uçuş manevrası icra edilmektedir.

4) Geliştirilmiş KAS MIMO modern kontrol sistemidir ve durum uzayında tasarlanmıştır.



Şekil 12.28 : $F_{up}(h,u_0)$ kontrol katsayı yüzeyleri.

12.3.3 Geliştirilmiş spiral ve yuvarlanma azaltma KAS

Daha evvel spiral ve yuvarlanma dinamikleri Bölüm 9'da ele alınmasına rağmen, hatırlatmak amacıyla ilgili hareket denklemlerini tekrarlarsak [27]:

$$\dot{p} = \tilde{l}_p p + \tilde{l}_r r + \tilde{l}_{\delta_p} \delta_p \qquad \textbf{(12.62)}$$

$$\dot{r} = \tilde{n}_p p + \tilde{n}_r r + \tilde{l}_{\delta_p} \delta_p \qquad \textbf{(12.63)}$$

$$y \triangleq \beta = -\frac{y_p + w_0}{u_0} p - \frac{y_r - u_0}{u_0} r - g\cos\phi_0 \phi - \frac{y_{\delta_p}}{u_0} \delta_p \qquad \textbf{(12.64)}$$

Yukarıdaki denklem takımını durum uzayında yazmak için durum değişkenleri vektörü $x = \begin{bmatrix} p & r & \phi \end{bmatrix}^T$ olacak şekilde tanımlarsak aşağıda spiral ve yuvarlanma modunun durum uzayında denklemi şöyle yazılabilir:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{sy}(t) &= A_{sy} x_{sy}(t) + B_{sy} \delta_p(t) \\ \beta(t) &= C_{sy} x_{sy}(t) + D_{sy} \delta_p(t) \end{aligned} \qquad \textbf{(12.65)}$$

ve dinamik sistem matrisleri:

$$A_{sy}=\begin{bmatrix}\tilde{l}_p & \tilde{l}_r & 0\\ \tilde{n}_p & \tilde{n}_r & 0\\ 1 & 0 & 0\end{bmatrix}, B_{sy}=\begin{bmatrix}\tilde{l}_{\delta_p}\\ \tilde{n}_{\delta_p}\\ 0\end{bmatrix}, C_{sy}=\begin{bmatrix}-\dfrac{y_p+w_0}{u_0} & -\dfrac{y_r-u_0}{u_0} & -g\cos\phi_0\end{bmatrix}, D_{sy}=-\frac{y_{\delta_p}}{u_0}$$

İfade edilmeli ki, C_{sy} ve D_{sy} matrislerindeki $1/u_0$ parametresinden dolayı helikopterin askı halinde ($u_0=0$) pedal girişine karşılık yana kayma açısı tanımlanmamaktadır. Prototip helikopterin kararlılık analizinden de görüleceği gibi askı halinde sapma ve yuvarlanma modları kararlıdır. Dolayısıyla geliştirilmiş spiral ve yuvarlanma azaltma KAS tasarımı ileri uçuş hızları için yapılmayacaktır.

Geliştirilmiş spiral ve yuvarlanma azaltma KAS tasarımında kontrol kuralı aşağıdaki gibi tanımlansın:

$$\delta_p=-F_{sy}x_{sy}(t) \qquad \textbf{(12.66)}$$

Aşırı kontrol gereksinimine ihtiyaç duymadan spiral ve yuvarlanma azaltma modu için uygun bir K_{sy} değeri lineer kuadratik regülâtör yöntemi ile hesaplanabilir.

Standart atmosfer sıcaklığında (ISA), 609.6m (2000ft) uçuş irtifasında ve 30m/s ileri uçuş hızında olan hava aracının spiral ve yuvarlanma modunun durum uzayındaki sistem matrisleri Çizelge 12.8'de verilmiştir. Ayrıca lineer kuadratik regülâtör kuralına göre tasarlanan (12.14) kontrol kuralının F_{sy} geri besleme matrisi ve Q_{sy}, R_{sy} ağırlık matrisleri de yine aynı çizelgede verilmiştir.

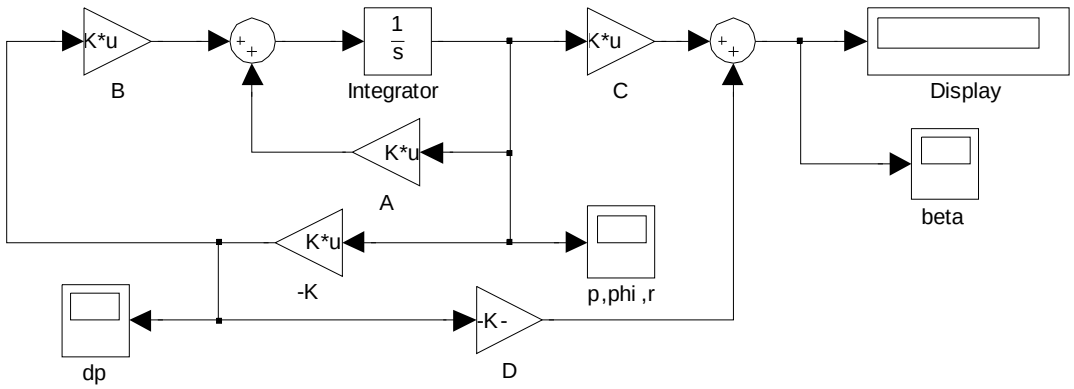
Çizelge 12.8'de verilen sistem matrisinden spiral ve yuvarlanma modunun özdeğerleri $\left|\lambda I-A_{sy}\right|=0$ 'dan $\lambda_1=0$, $\lambda_2=-1.0217$ ve $\lambda_3=-3.3153$ olarak hesaplanmaktadır. Öngörülen Q_{sy} ve R_{sy} ağırlık matrisleri ile geliştirilmiş KAS özdeğerleri $\left|\lambda I-(A_{sy}-B_{sy}F_{sy})\right|=0$ 'dan $\lambda_1=-0.6488$, $\lambda_2=-1.4679$ ve $\lambda_3=-4.3751$ olarak hesaplanır. Böylece hareket modu iyileştirilmiştir.

Geliştirilmiş spiral ve yuvarlanma azaltma SAS Matlab-Simulink blok diyagramı Şekil 12.29'da verilmiştir. Tasarlanan kontrol sistemi başlangıç hatası $x_0=\begin{bmatrix}0 & 0.0174 & 0\end{bmatrix}$ olan bir manevra için yapılan simülasyonda zaman yanıtları Şekil 12.30'daki gibi elde edilir. Zaman yanıtlarından görüldüğü kadarıyla kararsız

spiral ve yuvarlanma azaltma modu 10 saniye içerisinde tasarlanan geliştirilmiş kontrol sistemi ile denge noktasına gelmektedir. Spiral ve yuvarlanma azaltma KAS'nin denge noktasında kalmaması ve belirli bir süre sonra sapma olayı geliştirilmiş spiral ve yanal azaltma KAS görünmemektedir. Dolayısıyla geliştirilmiş spiral ve yuvarlanma azaltma KAS prototip helikopter uçuş dinamiğinin bu modunu dengelemesi için tavsiye edilen kontrol tekniğidir.

Çizelge 12.8 : Geliştirilmiş spiral ve yuvarlanma azaltma KAS'in parametreleri.

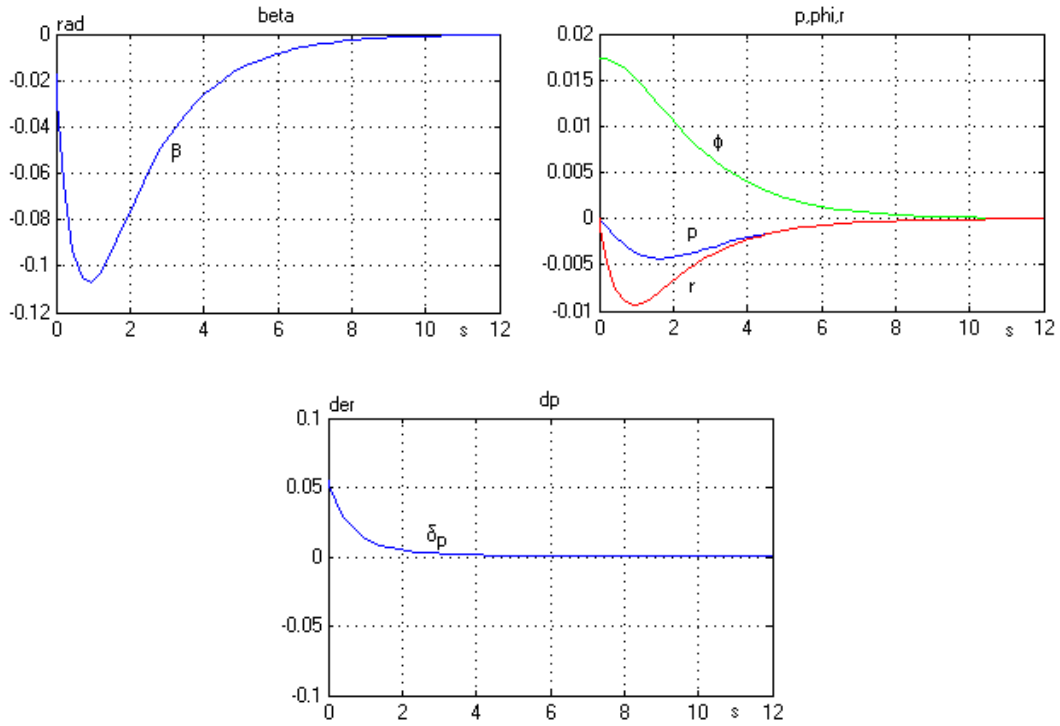
```
Asy =
   -1.6899         0    1.9387
    1.0000         0    0.0341
    0.5603         0   -2.6471
Bsy =
    0.2233
         0
   -0.9583
Csy =
    0.0245   -0.9810    9.8034
Dsy =
    0.0048
Qsy =
     1     0     0
     0     1     0
     0     0     1
Rsy =
    0.1000
Fsy =
   -2.7086   -3.1623   -2.5821
```



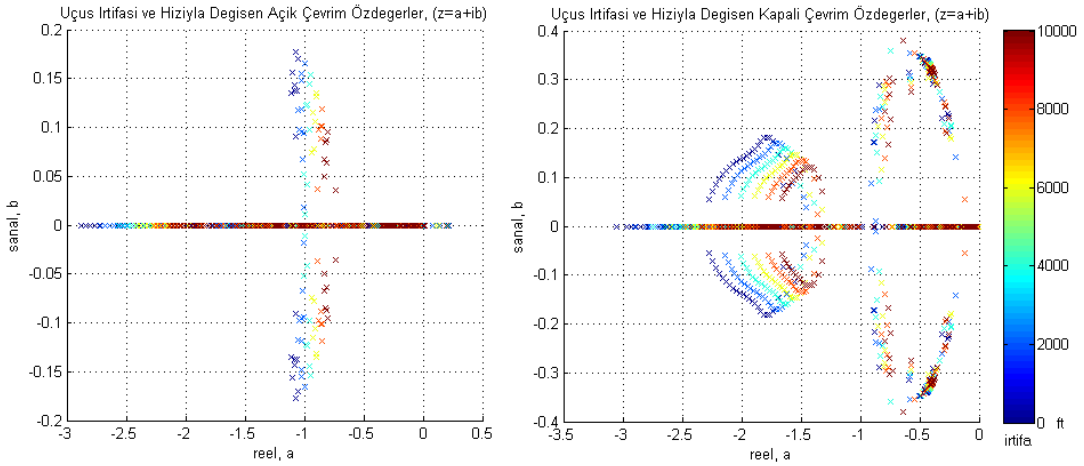
Şekil 12.29 : Geliştirilmiş spiral ve yuvarlanma azaltma blok diyagramı.

Örnek uçuş şartı için tasarlanan geliştirilmiş KAS uçuş irtifası ve ileri uçuş hızına göre uyarlanabilir kontrol sistemine genişletmek mümkündür [54]. Bunun için değişik uçuş irtifalarında ve değişik uçuş hızlarında kontrol sistemi tasarımının tekrarlanması gerekmektedir. Yazılan bir Matlab kodu ile kontrol matrisi ve özdeğerler iteratif döngüde hızlıca hesaplanabilirler. Değişen ileri uçuş hızı ve uçuş irtifasına bağlı hesaplanan açık ve kapalı çevrim kontrol sistemin özdeğerleri Şekil

12.31'de gösterilmiştir. Grafiklerden görüleceği üzere 0-3048m (0-10000ft) uçuş irtifası ve 0-70m/s ileri uçuş hızı aralığında önerilen kontrol kuralı spiral yuvarlanma modunun uçuş dinamiği özdeğerlerini sanal eksenin sol tarafına taşıyarak dinamik sistemi kararlı kılmaktadır.



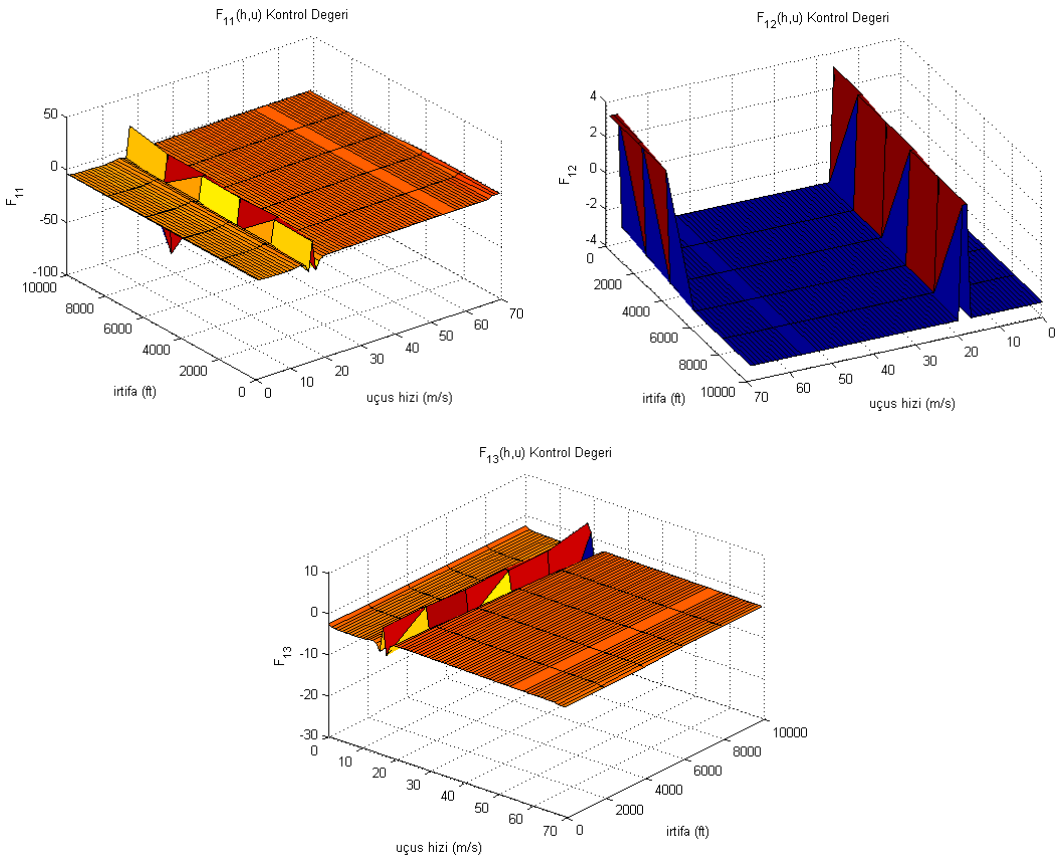
Şekil 12.30 : Geliştirilmiş spiral ve yuvarlanma azaltma KAS zaman yanıtları.



Şekil 12.31 : Geliştirilmiş spiral ve yuvarlanma azaltma KAS açık ve kapalı çevrim özdeğerlerinin uçuş irtifası ve hızına bağlı değişimleri.

Çizelge 12.8'de seçilen Q_{sy} ve R_{sy} ağırlık matrisleri ile hesaplanan kontrol matrisinin katsayıları irtifa ve uçuş hızı değişimine göre aşağıda grafiksel olarak Şekil 12.32'de sunulmuştur. Her üç grafik sırasıyla F_{sy} matrisinin birinci, ikinci ve

üçüncü elemanlarının değişimini uçuş hızı ve irtifasına bağlı göstermektedir. Böylece prototip helikopter modelinin spiral yuvarlanma modunu dengeleyen F_{sy} kontrol matrisi uyarlanabilir kontrol kuralı olarak $F_{sy} = F_{sy}(h, u_0)$ şeklinde ifade edilebilir [54]. Kontrol katsayıları yüzeylerindeki sıçramalar l_p, y_v kararlılık türevlerine (bkz. Şekil 9.1) bağlı oluşmuştur.



Şekil 12.32 : $F_{sy}(h, u_0)$ kontrol katsayı yüzeyleri.

Geliştirilmiş spiral ve yuvarlanma azaltma KAS ile geleneksel kontrol sistemleri karşılaştırılması şöyle yapılabilir:

1) Geliştirilmiş KAS spiral ve yuvarlanma azaltma modunu denge noktasında başarıyla tutmaktadır,

2) Aşırı kontrol girişi uygulanmadan uçuş manevrası icra edilmektedir.

3) Geliştirilmiş KAS manevra performansları geleneksel yöntemler ile tasarlanan KAS'den daha iyidir,

4) Geliştirilmiş KAS MIMO modern kontrol sistemidir ve durum uzayında tasarlanmıştır.

12.3.4 Geliştirilmiş yanal-yönel sönümleyici KAS

Yanal-yönel salınım (dutch-roll) yaklaşımı için hareket denklemleri aşağıdaki gibi yazılabilir [27]:

$$\dot{v} = y_v v + (y_p + w_0)p + (y_r - u_0)r + g\cos\phi_0 + y_\delta \delta \tag{12.67}$$

$$\dot{p} = l_v v + \tilde{l}_p p + \tilde{l}_r r + \tilde{l}_\delta \delta \tag{12.68}$$

$$\dot{r} = \tilde{n}_v v + \tilde{n}_p p + \tilde{n}_r r + \tilde{l}_\delta \delta \tag{12.69}$$

Yukarıdaki denklem takımının matris formu şu şekilde yazılabilir:

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_v & y_p + w_0 & y_r - u_0 \\ \tilde{l}_v & \tilde{l}_p & \tilde{l}_r \\ \tilde{n}_v & \tilde{n}_p & \tilde{n}_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} y_\delta & y_\delta \\ \tilde{l}_\delta & \tilde{l}_\delta \\ \tilde{n}_\delta & \tilde{n}_\delta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{1c} \\ \delta_p \end{bmatrix}$$
$$y = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \end{bmatrix} \tag{12.70}$$

Geliştirilmiş yanal-yönel salınım KAS tasarımında kontrol kuralı aşağıdaki gibi tanımlansın:

$$\begin{bmatrix} \delta_{1c} \\ \delta_p \end{bmatrix} = -F_{yy} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \end{bmatrix} \tag{12.71}$$

Aşırı kontrol gereksinimine ihtiyaç duymadan yanal-yönel salınım modu için uygun bir F_{yy} değeri yine lineer kuadratik regülâtör yöntemi ile kolayca hesaplanabilir.

Uçuş irtifası 609.4m (2000ft) ve askı halinde yanal-yönel salınım modunun lineer uçuş dinamiği sistem matrisleri Çizelge 12.9'da verilmiştir. Ayrıca lineer kuadratik regülâtör kuralına göre tasarlanan (12.14) kontrol kuralının K_{yy} geri besleme matrisi ve Q_{yy}, R_{yy} ağırlık matrisleri de yine aynı çizelgede sunulmuştur.

Çizelge 12.11'da verilen sistem matrisinden yanal-yönel salınım modunun özdeğerleri $\left|\lambda I - A_{yy}\right| = 0$ 'dan $\lambda_1 = -2.4110$, $\lambda_2 = -0.5691$ ve $\lambda_3 = 0.0055$ olarak hesaplanmaktadır. Öngörülen Q_{yy} ve R_{yy} ağırlık matrisleri ile geliştirilmiş KAS

özdeğerleri $\left|\lambda I-(A_{yy}-B_{yy}F_{yy})\right|=0$ 'dan $\lambda_1=-2.4262$, $\lambda_2=-0.7194$, $\lambda_3=-0.0596$ olarak hesaplanır. Böylece hareket modu iyileştirilmiştir.

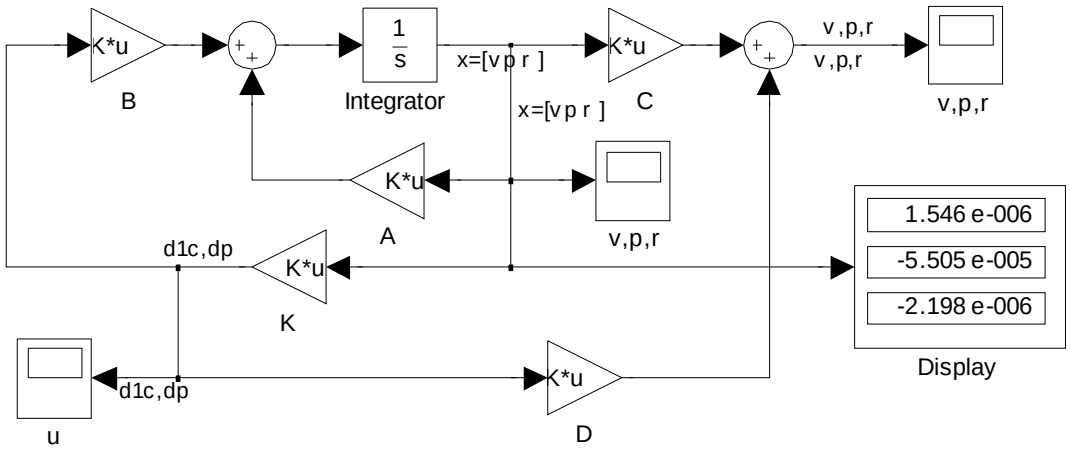
Çizelge 12.9 : Geliştirilmiş yanal-yönel salınım KAS'in parametreleri.

```
Ayy =
    0.0049    0.0134    0.3980
    0.0395   -0.6125    1.0519
   -0.0064    0.0774   -2.3670
Byy =
    0.0553    0.0711
    0.4447    0.0694
   -0.0067   -0.5190
Cyy =
     1     0     0
     0     1     0
     0     0     0
Dyy =
     0     0
     0     0
     0     0
Ryy =
    0.0500         0
         0    0.5000
Qyy =
   10.0000         0         0
         0    0.1000         0
         0         0    0.1000
Fyy =
   14.2061    0.5240    1.9349
    0.1802   -0.0137   -0.0392
```

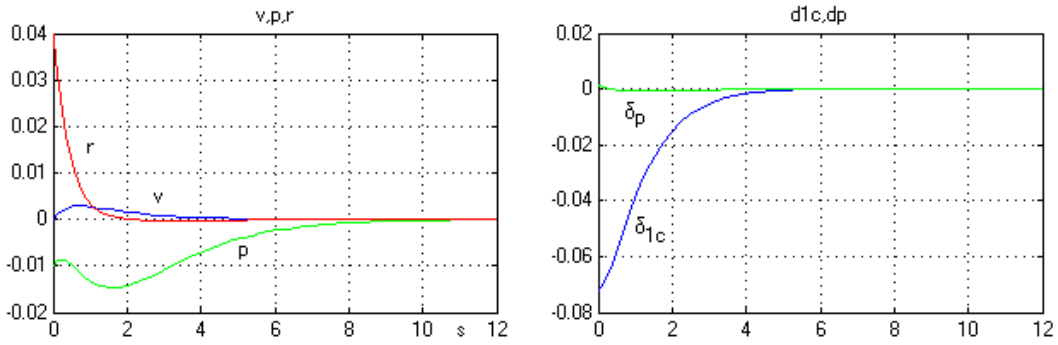
Prototip helikopterin kararlılık analizlerinden görülüyor ki yanal-yönel salınım ileri uçuşta kararlı ancak askı halinde ve civarındaki düşük hızlar için kararsızdır. Dolayısıyla tasarlanacak geliştirilmiş yanal-yönel salınım KAS askı halinde yanlamasına dinamikleri dengeleyecektir. Yanal-yönel salınım KAS'nin denge noktasında kalmaması ve belirli bir süre sonra sapma olayı geliştirilmiş yanal-yönel salınım KAS görünmemektedir. Dolayısıyla geliştirilmiş yala-yönel salınım KAS prototip helikopter uçuş dinamiğinin bu modunun dengelenmesi için önerilen kontrol tekniğidir.

Geliştirilmiş yanal-yönel salınım KAS Matlab-Simulink blok diyagramı Şekil 12.33'te verilmiştir. Tasarlanan kontrol sistemi başlangıç hatası $x_0=\begin{bmatrix}0 & -0.01 & 0.04\end{bmatrix}$ olan bir manevra için zaman yanıtları Şekil 12.34'teki gibi elde edilmiştir. Zaman yanıtlarından görüldüğü kadarıyla kararsız yanal-yönel salınım modu yaklaşık olarak 8 saniye içerisinde tasarlanan geliştirilmiş kontrol sistemi ile denge noktasına gelmektedir. Yanal-yönel salınım KAS görülen aşırı pedal kontrol girişleri geliştirilmiş yanal-yönel salınım KAS elimine edilmiştir.

Dolayısıyla geliştirilmiş yanal-yönel salınım KAS prototip helikopter uçuş dinamiği modelinin bu modunu kararlı kılmak için tavsiye edilen kontrol tekniğidir.



Şekil 12.33 : Geliştirilmiş yanal-yönel sönümleyici KAS blok diyagramı.

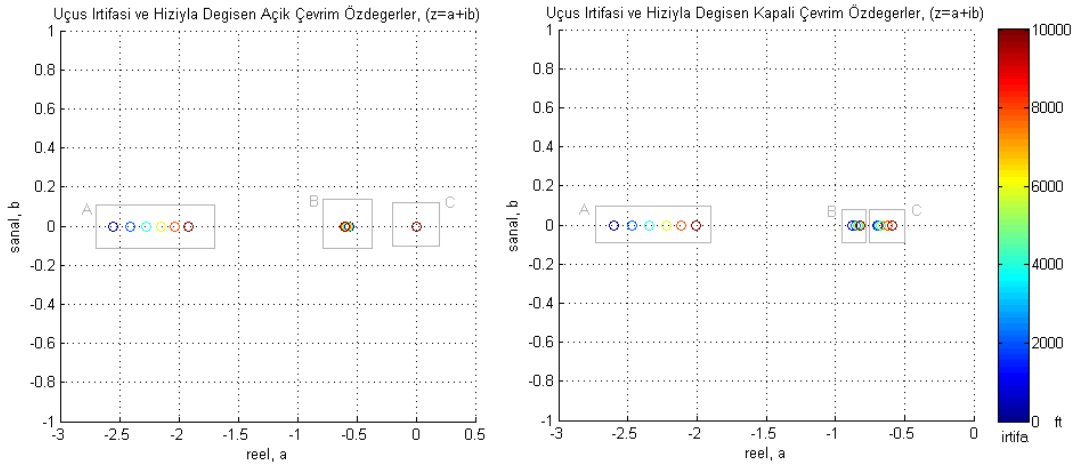


Şekil 12.34 : Geliştirilmiş yanal-yönel sönümleyici KAS zaman yanıtları, (h=0m).

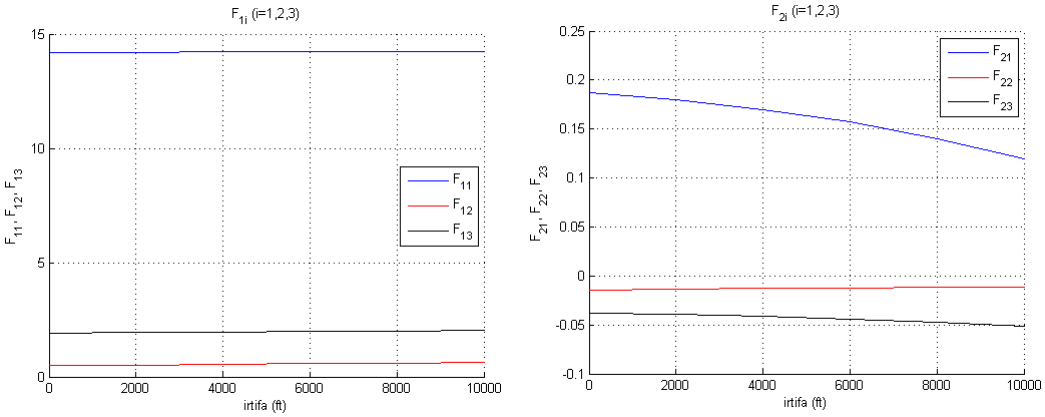
Örnek uçuş şartı için tasarlanan geliştirilmiş KAS uçuş irtifasına göre uyarlanabilir kontrol sistemine genişletmek mümkündür [54]. Bunun için değişik uçuş irtifalarında ve kontrol sistemi tasarımının tekrarlanması gerekmektedir. Yazılan bir Matlab kodu ile kontrol matrisi ve özdeğerler iteratif döngüde hızlıca hesaplanabilirler. Değişen irtifasına bağlı hesaplanan açık ve kapalı çevrim kontrol sistemin özdeğerleri Şekil 12.35'te gösterilmiştir. Grafiklerden görüleceği üzere 0-3048m (0-10000ft) uçuş irtifası aralığında önerilen kontrol kuralı yanal-yönel salınım modunun uçuş dinamiği özdeğerlerini sanal eksenin sol tarafına taşıyarak dinamik sistemi kararlı kılmaktadır.

Çizelge 12.9'da seçilen Q_{yy} ve R_{yy} ağırlık matrisleri ile hesaplanan kontrol matrisinin katsayıları irtifa ve uçuş hızı değişimine göre aşağıda grafiksel olarak Şekil 12.36'de sunulmuştur. Birinci grafik F_{yy} matrisinin birinci satırdaki elemanların sayısal değeri ve ikinci grafik ikinci satırdaki elemanların sayı

değerlerini uçuş irtifasına bağlı göstermektedir. Böylece prototip helikopter modelinin yanal-yönel salınım modunu dengeleyen F_{yy} kontrol matrisi uyarlanabilir kontrol kuralı olarak $F_{yy} = F_{yy}(h)$ şeklinde ifade edilebilir [54].



Şekil 12.35 : Geliştirilmiş yanal-yönel salınım KAS açık ve kapalı çevrim özdeğerlerinin uçuş irtifasına bağlı değişimleri.



Şekil 12.36 : $F_{yy}(h)$ kontrol katsayı eğrileri.

Geliştirilmiş yanal-yönel salınım azaltma KAS ile geleneksel kontrol sistemleri karşılaştırılması şöyle yapılabilir:

1) Geliştirilmiş KAS yanal-yönel salınım modunu denge noktasında hızlıca ulaştırmakta ve başarıyla uçuş dinamiklerinin denge noktasında tutmaktadır.

2) Optimal kontrol kurallarıyla tasarlanan geliştirilmiş KAS uçuş manevralarını aşırı kontrol girişi uygulanmadan icra edilmektedirler.

3) Geliştirilmiş KAS manevra performansları geleneksel yöntemler ile tasarlanan KAS'den daha iyidir.

4) Geliştirilmiş KAS MIMO modern kontrol sistemidir ve durum uzayında tasarlanmıştır.

12.4 Otomatik Uçuş Kontrol Sistemlerin (OUKS, AFCS) Tasarımı

Pilot tarafından uçuş bilgisayarına girilen uçuş hızı, yönü, irtifası değerine bağlı olarak helikopteri uçuran otomatik uçuş kontrol sistemidir. Genellikle hava araçlarında irtifa muhafaza, uçuş hızı muhafaza ve yön muhafaza OUKS mevcuttur. Bu doğrultuda genel OUKS tasarımına bu başlık altında yer verilmiştir.

12.4.1 İrtifa muhafaza OUKS

Pilot manüel uçarak helikopteri istenilen irtifada uçurabilir veya yunuslama kontrol sistemini kullanarak helikopterin uçuşunu istenilen irtifaya gelene kadar tırmanma veya alçalma uçuşu yaptırabilir. İstenilen uçuş irtifasına gelindiğinde irtifa muhafaza sistemi devreye sokularak istenilen uçuş irtifası sürdürülür. Helikopterin yükseklik kontrolü ana rotorun üretebildiği itki ile sağlanmaktadır. Bu başlık altında tüm durumların geri beslendiği lineer kuadratik problem ile irtifa muhafaza OUKS tasarımı yapılacaktır.

İrtifa muhafaza kontrol sistemi helikopterin uçuş irtifasında altimetrenin hava basıncına göre ölçtüğü yükseklik değerini uçuş süresince korur. Dolayısıyla ilerlemesine dinamiklerin durum değişkenlerine ek olarak h irtifa durum değişkeni dâhil edilmelidir. Helikopterin dikey eksendeki hareketin dinamik denklemi aşağıdaki gibidir [27]:

$$\dot{h} = -w + u_0\theta \tag{12.72}$$

$$\ddot{h} = -z_u u - z_w w - z_q q - z_{\delta_c}\delta_c - z_{\delta_{1s}}\delta_{1s} \tag{12.73}$$

Dolayısıyla durum vektörü $x = \begin{bmatrix} u & w & q & \theta & h \end{bmatrix}^T$ ve kontrol vektörü $u = \begin{bmatrix} \delta_c & \delta_{1s} \end{bmatrix}^T$ olarak yazılır ise (12.3) ilerlemesine lineer uçuş dinamiğinin sistem ve kontrol dağıtım matrisleri aşağıdaki gibi yazılır:

$$A=\begin{bmatrix} x_u & x_w & x_q-w_0 & -g\cos\gamma_0 & 0 \\ z_u & z_w & z_q+u_0 & -g\sin\gamma_0 & 0 \\ m_u & m_w & m_q & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & u_0 & 0 \end{bmatrix},\ B=\begin{bmatrix} x_{\delta_C} & x_{\delta_{1s}} \\ z_{\delta_C} & z_{\delta_{1s}} \\ m_{\delta_C} & m_{\delta_{1s}} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \qquad \textbf{(12.74)}$$

Çizelge 12.12'de deniz seviyesinde ve 30m/s ileri uçuş şartında öyle bir $Q \geq 0$ ve $R > 0$ matrisleri seçilmeli ki irtifası hatası azami $\pm 10m$, kontrol değerleri denge halinin ± 4 derece civarında kalmalı, ve tırmanma/alçalma hızı $\pm 4\,m/s$ aşmamalıdır. Dolayısıyla, Q ve R aşağıdaki gibi seçebiliriz:

$$Q = diag(0.5, 0.5, 0.5, 0.1, 1) \qquad \textbf{(12.75)}$$

$$R = diag(5.5, 10.5) \qquad \textbf{(12.76)}$$

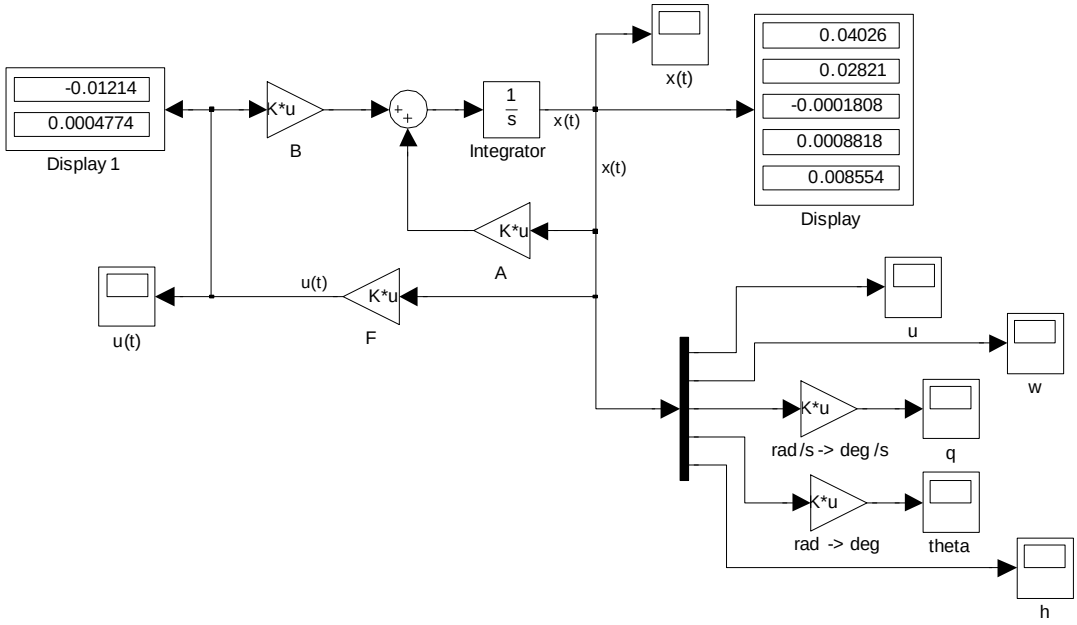
Seçilen Q ve R bağlı kontrol sistemi tasarım parametreleri aşağıdaki Çizelge 12.13'te verilmiştir.

Çizelge 12.10 : Örnek irtifa muhafaza OUKS tasarımı.

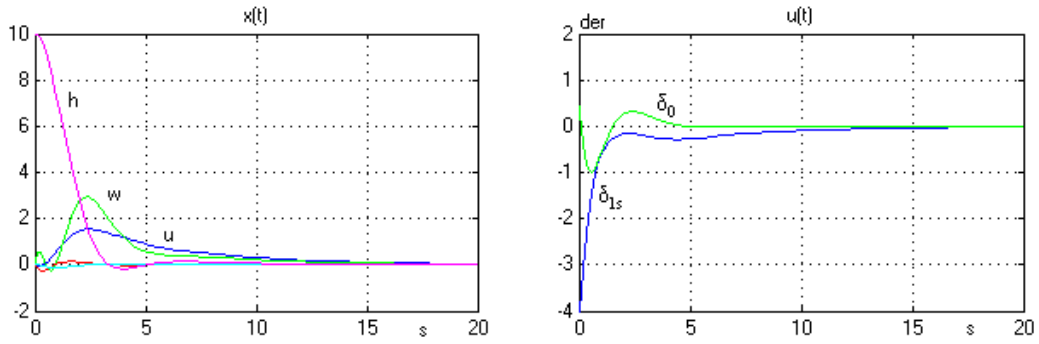
```
A =
    0.0017    0.0762   -1.2349   -9.8020         0
    0.0019   -0.9037   29.9945   -0.3960         0
    0.0869    0.0474   -0.2397         0         0
         0         0    1.0000         0         0
         0   -1.0000         0   30.0000         0
B =
    0.1755    0.1640
   -2.1228   -0.7802
    0.3624   -0.9286
         0         0
         0         0
Q =
    0.5000         0         0         0         0
         0    0.5000         0         0         0
         0         0    0.5000         0         0
         0         0         0    0.1000         0
         0         0         0         0    1.0000
R =
    5.5000         0
         0   10.5000
F =
    0.0784   -0.3293    2.6268   17.1668    0.4223
    0.1608   -0.0587   -3.5573   -6.3214   -0.0425
```

Çizelge 12.10'da verilen ilerlemesine uçuş dinamiğinin sistem matrisinden özdeğerler $|\lambda I - A| = 0$ 'dan $\lambda_1 = 0$, $\lambda_2 = -1.8427$, $\lambda_3 = -0.5145$, $\lambda_{4,5} = 0.6077 \pm 0.6683i$, olarak hesaplanmaktadır. Öngörülen Q ve R ağırlık

matrisleri ile irtifa muhafaza OUKS özdeğerleri $|\lambda I-(A-BF)|=0$'dan $\lambda_{1,2}=-2.1130\pm1.5509i$, $\lambda_3=-0.2050$, $\lambda_{4,5}=-0.8754\pm0.9199i$ olarak hesaplanır. Böylece tasarlanan geri besleme kontrol sistemi ile ilerlemesine uçuş dinamiği iyileştirilmiştir ve uçuş irtifası muhafaza edilir.



Şekil 12.37 : İrtifa muhafaza OUKS Matlab-Simulink blok diyagramı.

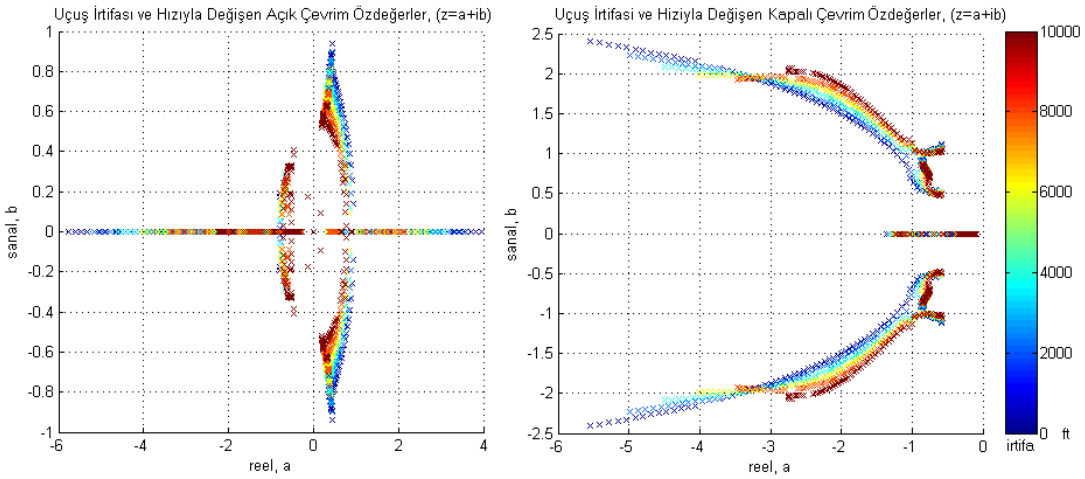


Şekil 12.38 : İrtifa muhafaza OUKS zaman yanıtları.

Tasarlanan irtifa muhafaza OUKS Matlab-Simulink modeli Şekil 12.37'de verilmiştir. Kapalı çevrim dinamik sistemin örnek manevra ve başlangıç şartları için zaman yanıtları Şekil 12.38'de verilmiştir. Soldaki grafik durum değişkenlerini, sağdaki grafik ise kontrol girişlerini resmetmektedir. Kontrol sistemi helikopter uçuş dinamiklerini yaklaşık 15 saniyede orijin civarına aşırı bir kontrol girişi uygulamadan başarıyla getirmektedir. Durum değişkenlerinden görülüyor ki kontrol sistemi uçuş dinamiği modelini ani ivme değişikliği ile hızlıca talep edilen irtifaya

getirmektedir. Bu manevra esnasında alçalma hızı azami olarak 3m/s ulaşmaktadır. Seçilen Q ve R matrisleri istenilen kontrol performansını sağlamaktadırlar. (12.75) ve (12.76) ile tanımlanan ağırlık matrisleri baz alınarak [54] benzer şekilde yazılan bir Matlab kodu ile uçuş irtifası ve ileri uçuş hızı ile F kontrol matrisinin her bir elemanı uçuş irtifası ve ileri uçuş hızına göre değişimi Şekil 12.39'da sunulmuştur.

Altı uçuş irtifası 0m (0ft), 609.6m (2000ft), 1219.2m (4000ft), 1828.8m (6000ft), 2438.4m (8000ft), 3048m (10000ft) ve ileri uçuş hızına bağlı değişen açık ve kapalı çevrim irtifa muhafaza OUKS özdeğerleri Şekil 12.40'da gösterilmiştir. Her irtifadaki özdeğerler şekilde yer alan renk skalasındaki karşılığı ile çizdirilmiştir.



Şekil 12.39 : Açık ve kapalı çevrim irtifa muhafaza OUKS özdeğerleri dağılımı.

Yukarıdaki şekilden görüldüğü üzere tasarlanan kontrol kuralının kapalı çevrimde tüm özdeğerleri sanal eksenin sol tarafında kalarak kararsız olan prototip helikopter modelinin ilerlemesine uçuş dinamiğini kararlı kılmakta ve istenilen uçuş irtifasında muhafaza etmektedir.

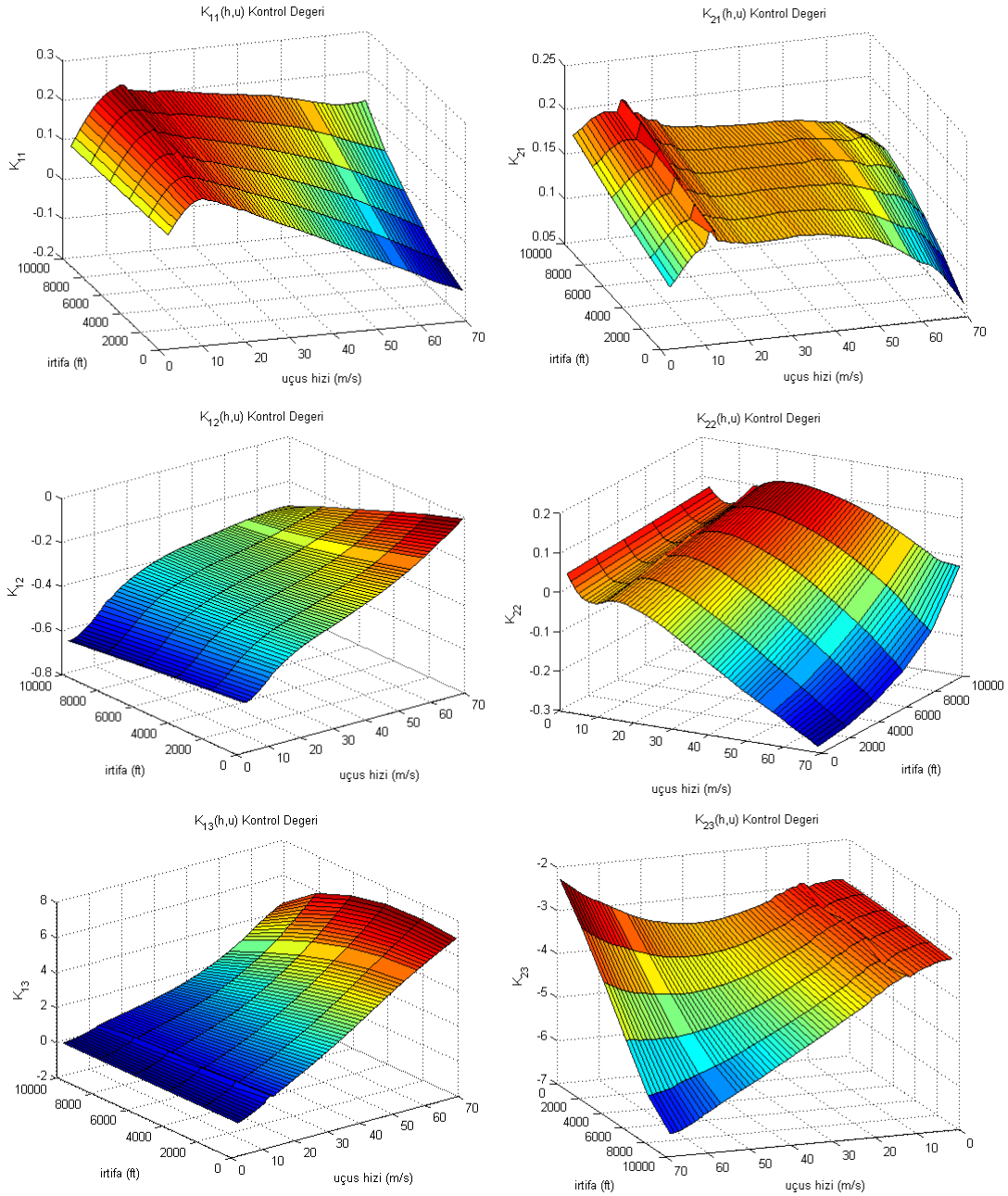
Tasarlanan irtifa muhafaza OUKS avantajları aşağıdaki gibidir:

1. MIMO sistem olduklarından kolay ve hızlı tasarım kabiliyetinin olması,
2. Optimal kontrol tekniği kullanılarak aşırı kontrol girişi elimine edilmiştir, ve özdeğerler uygun şekilde sanal eksenin sol tarafına taşınmıştır,
3. Talep edilen irtifa başarıyla muhafaza edilmektedir,
4. Uçuş irtifası ve hızına bağlı uyarlanabilen kontrol sistemi yapısındadır ve kontrolcü tasarım matrisinin bileşenleri Şekil 12.40'ta gösterilmiştir.

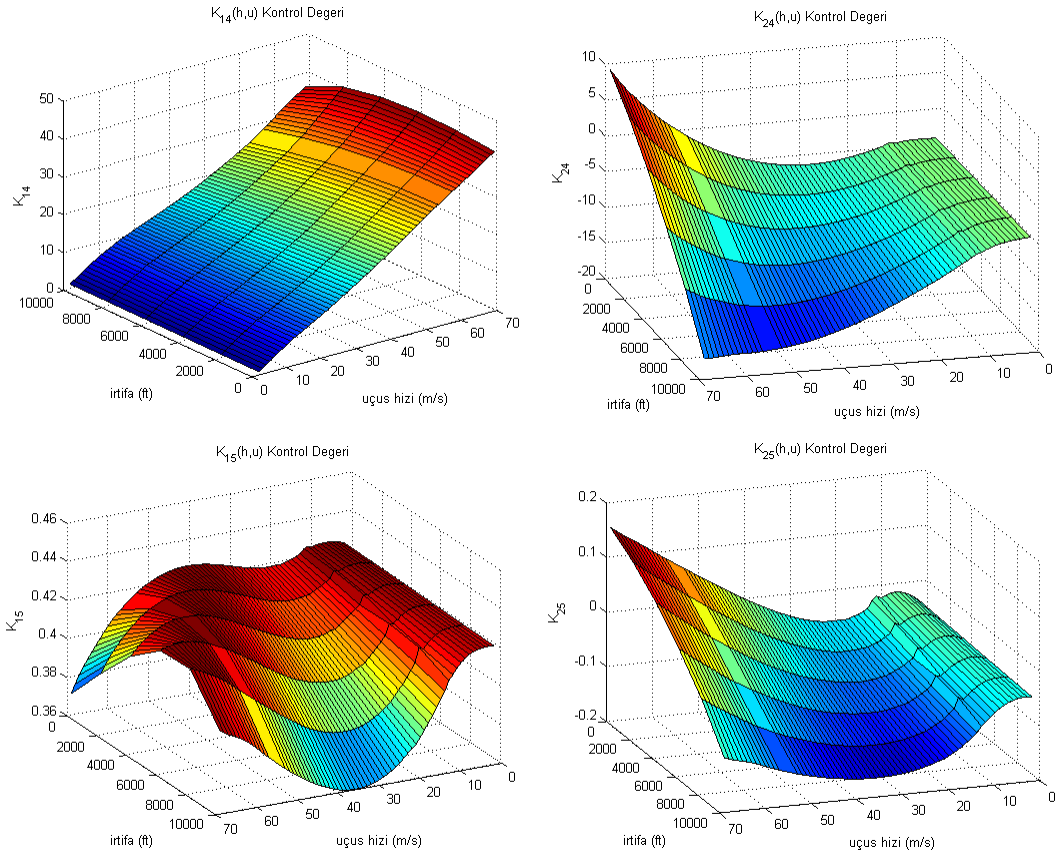
Bu tür irtifa muhafaza OUKS dezavantajları da şöyledir:

1. Uçuş dinamiği modeli gerçek dinamikleri tam olarak tanımlamalıdır,
2. Uyarlanabilen OUKS tasarımı için deneyim kontrol tasarımcısına ihtiyaç duyulmakta ve tasarım zaman almaktadır,
3. Hızlı işlemli ve büyük sığalı uçuş bilgisayarına ihtiyaç duyulmaktadır.

Prototip helikopter modeli için 0-70m/s ileri uçuş hızı ve 0-10000ft uçuş irtifası aralığında uyarlanabilen optimal irtifa muhafaza OUKS tasarımı başarıyla yapılmıştır.



Şekil 12.40 : F_{ij} kontrol matris bileşenlerinin uçuş hızı ve irtifasına göre değişimi.



Şekil 12.40 (devam) : F_{ij} kontrol matris bileşenlerinin uçuş hızı ve irtifasına göre değişimi.

12.4.2 İleri ve dikey uçuş hızı muhafaza OUKS

Bu başlık altında durum geri besleme kullanılarak lineer kuadratik takipçi ile uçuş hızı muhafaza kontrolü tasarlanacaktır. İleri ve dikey uçuş hızı ilerlemesine uçuş dinamiği bileşenleri olduklarından dolayı Bölüm 9'da kararlılık ve kontrol türevleri cinsinden tanımlanan ilerlemesine uçuş dinamiğinin sistem ve kontrol dağıtım matrislerini ele almak yeterli olacaktır:

$$A=\begin{bmatrix} x_u & x_w & x_q-w_0 & -g\cos\gamma_0 \\ z_u & z_w & z_q+u_0 & -g\sin\gamma_0 \\ m_u & m_w & m_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},\ B=\begin{bmatrix} x_{\delta_C} & x_{\delta_{1s}} \\ z_{\delta_C} & z_{\delta_{1s}} \\ m_{\delta_C} & m_{\delta_{1s}} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \qquad \textbf{(12.77)}$$

Çizelge 12.11'te deniz seviyesi uçuş irtifasında ve 30m/s ileri uçuş hızı şartında öyle bir $Q \geq 0$ ve $R > 0$ matrisleri seçilmeli ki kontrol değerleri manevra esnasında denge halinin ± 4 derece bandında kalmalıdırlar. Dolayısıyla, Q ve R aşağıdaki gibi seçebiliriz:

$$Q = diag(5,1,1,1) \quad \textbf{(12.78)}$$

$$R = diag(0.05, 0.2) \quad \textbf{(12.79)}$$

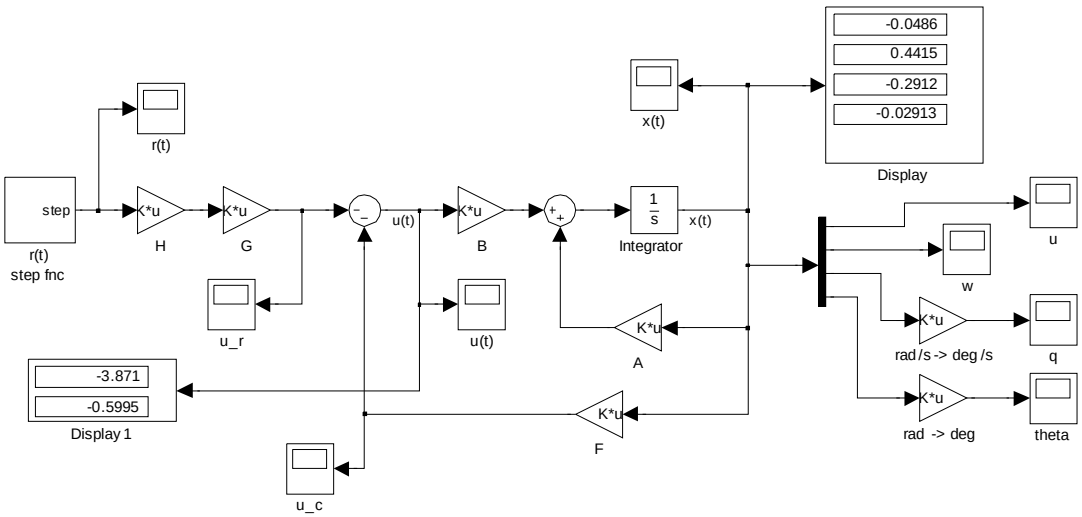
Uygulanan kontrol kuralı durum değişkenlerinin lineer katsayılar çarpımı ile elde edilmiştir. Bu katsayılar optimal kontrol tasarım tekniği ile $u(t) = Fx(t)$ kontrol kuralı helikopter uçuş dinamiğinin kararlı kılacak şekilde hesaplanmaktadır. Bu kontrol sistemini durum uzayında tasarlayarak birçok durum değişkenini aynı anda kullanılarak birçok kontrol girişini oluşturmak helikopter kontrolü için ayrı bir kolaylık sağlamaktadır.

Çizelge 12.11 : Örnek ileri ve dikey hız muhafaza OUKS tasarımı.

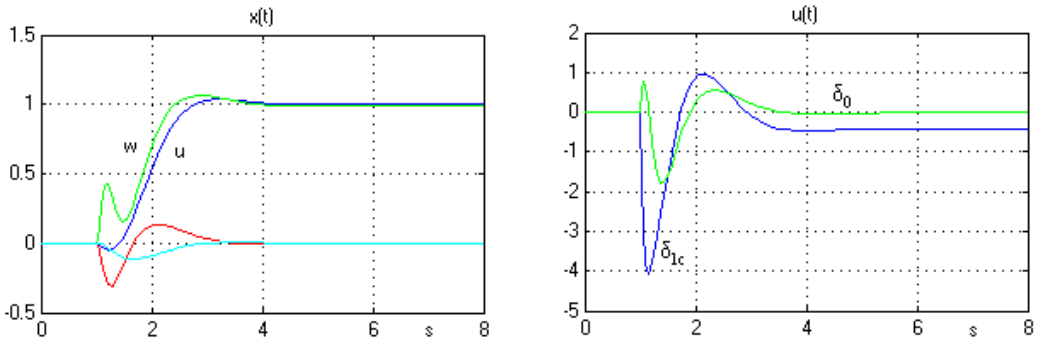
```
A =
    0.0017    0.0762   -1.2349   -9.8020
    0.0019   -0.9037   29.9945   -0.3960
    0.0869    0.0474   -0.2397         0
    0         0         1.0000         0
B =
    0.1755    0.1640
   -2.1228   -0.7802
    0.3624   -0.9286
         0         0
Q =
         5         0         0         0
         0         1         0         0
         0         0         1         0
         0         0         0         1
R =
    0.0500         0
         0    0.2000
F =
   -5.5661   -3.3024    4.2684   58.0978
    4.1110   -1.1681  -10.4195  -27.9481
G =
   -3.9998   -0.3898         0   -0.1021
   -0.3749   -0.1544    0.0000   -0.0100
    0.5052   -0.2044         0   -0.0092
   16.2834    2.3258    1.0000    0.1743
H =
    3.5102  -42.4556    7.2481         0
    0.8199   -3.9009   -4.6429         0
```

Kapalı çevrim dinamik sistemin örnek manevra ve başlangıç şartları için zaman yanıtları Şekil 12.42'ta çizdirilmiştir. Sol grafik durum değişkenlerini ve sağ grafik kontrol girişlerinin zaman yanıtlarını içermektedir. Grafiklerden görüleceği üzere örnek uçuş şartı için tasarlanan kontrol sistemi 5-6 saniyede helikopter uçuş dinamiklerini talep edilen ileri ve dikey uçuş hızı referans değerlerine aşırı kontrol uygulamadan götürmektedir. Seçilen Q ve R matrisleri istenilen kontrol performansı sağlamaktadırlar ve uçuş hızı muhafaza OUKS oturma süresi kabul

edilebilir normal sınırlar içerisindedir. Seçilen Q ve R matrisleri istenilen kontrol performansını sağlamaktadırlar. (12.78) ve (12.79) tanımlanan ağırlık matrisleri baz alınarak [54] benzer şekilde yazılan bir Matlab kodu ile uçuş irtifası ve ileri uçuş hızı ile F kontrol matrisinin, H matrisinin, ve G matrisinin bazı elemanları uçuş irtifası ve ileri uçuş hızına göre değişimi sırasıyla Şekil 12.44, 45, ve 46'da sunulmuştur.



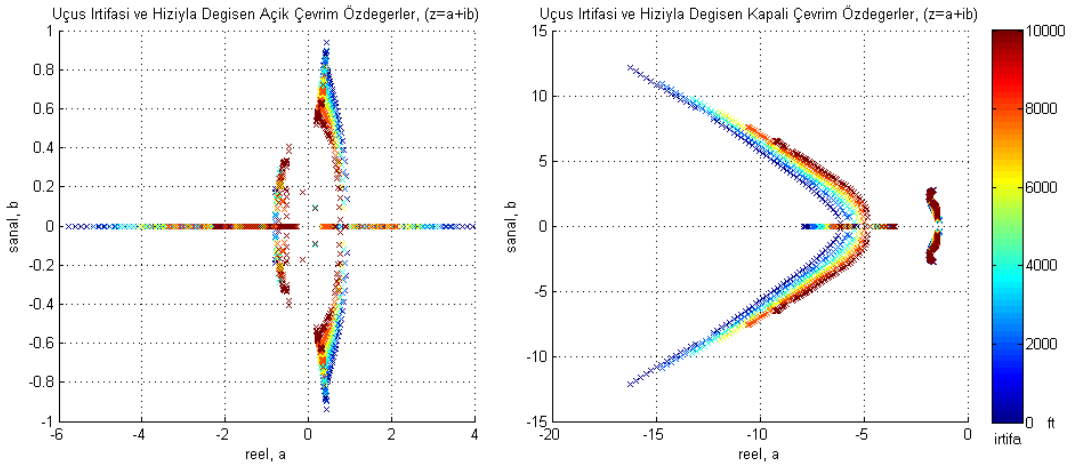
Şekil 12.41 : Hız muhafaza OUKS Matlab-Simulink blok diyagramı.



Şekil 12.42 : Durum değişkenleri ve kontrol girişinin zaman yanıtları.

Altı uçuş irtifası 0m, 609.6m (2000ft), 1219.2m (4000ft), 1828.8m (6000ft), 2438.4m (8000ft), 3048m (10000ft) ve ileri uçuş hızına bağlı değişen açık ve kapalı çevrim irtifa muhafaza OUKS özdeğerleri Şekil 12.43'tr gösterilmiştir. Her irtifadaki özdeğerler şekilde yer alan renk skalasındaki karşılığı ile çizdirilmiştir.

Şekilden görüldüğü üzere tasarlanan kontrol kuralının kapalı çevrimde tüm özdeğerleri sanal eksenin sol tarafında kalarak kararsız olan prototip helikopter modelinin ilerlemesine uçuş dinamiğini kararlı kılmakta ve istenilen uçuş irtifasında muhafaza etmektedir.



Şekil 12.43 : Açık ve kapalı çevrim irtifa muhafaza OUKS özdeğerleri dağılımı.

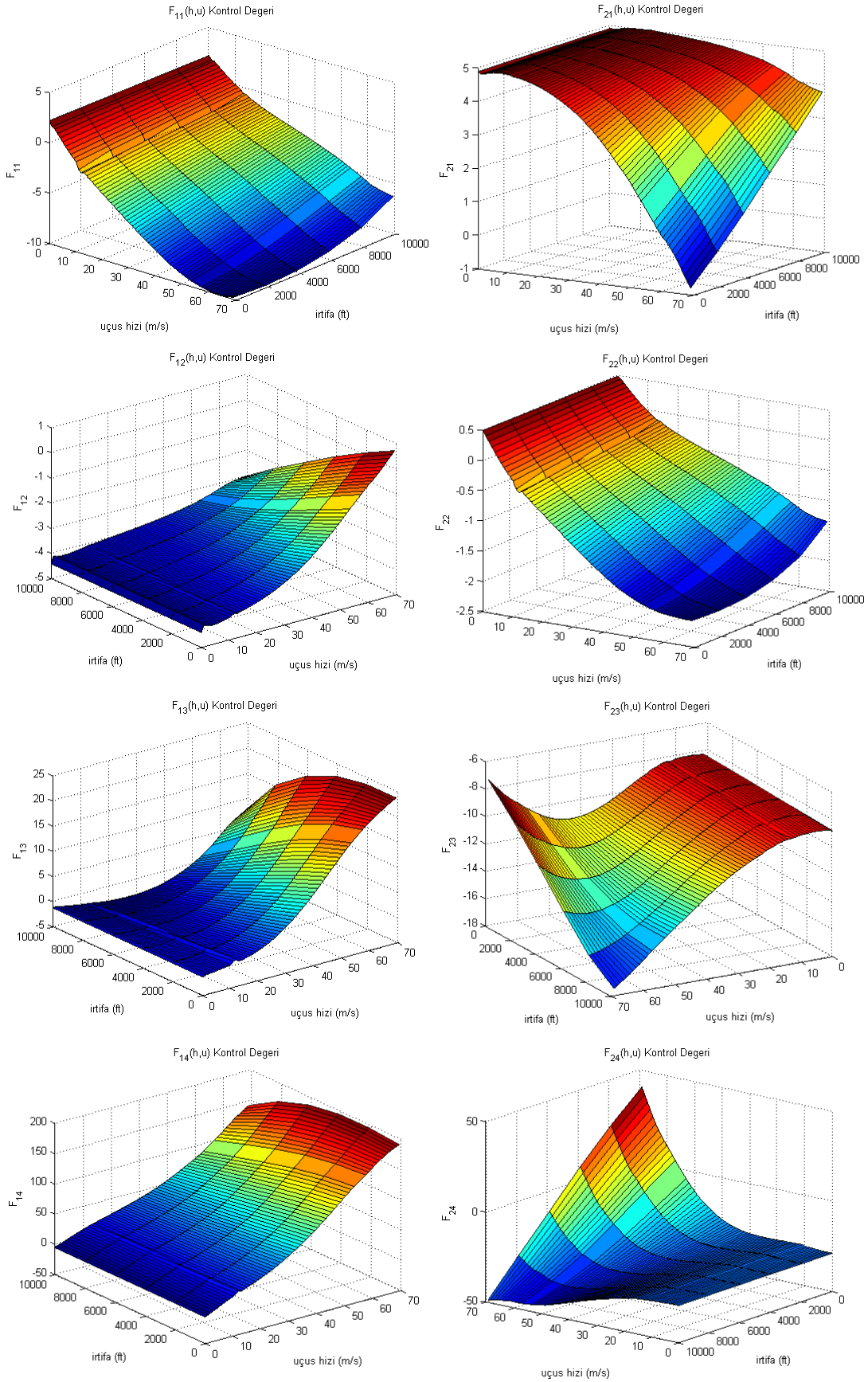
Tasarlanan ileri ve dikey uçuş hızı muhafaza OUKS avantajları aşağıdaki gibidir:

1. MIMO sistem olduklarından kolay ve hızlı tasarım kabiliyetinin olması,
2. Optimal kontrol tekniği kullanılarak aşırı kontrol girişi elimine edilmiştir,
3. Özdeğerler uygun şekilde sanal eksenin sol tarafına taşınmıştır,
4. Talep edilen referans değerlere hızlıca ulaşmakta ve uçuş dinamiklerini talep edilen değerlerde muhafaza etmektedir.
5. Uçuş irtifası ve hızına bağlı uyarlanabilen kontrol sistemi yapısındadır ve kontrolcü tasarım matrisleri bileşenleri Şekil 12.44, 45 ve 46'te gösterilmiştir.

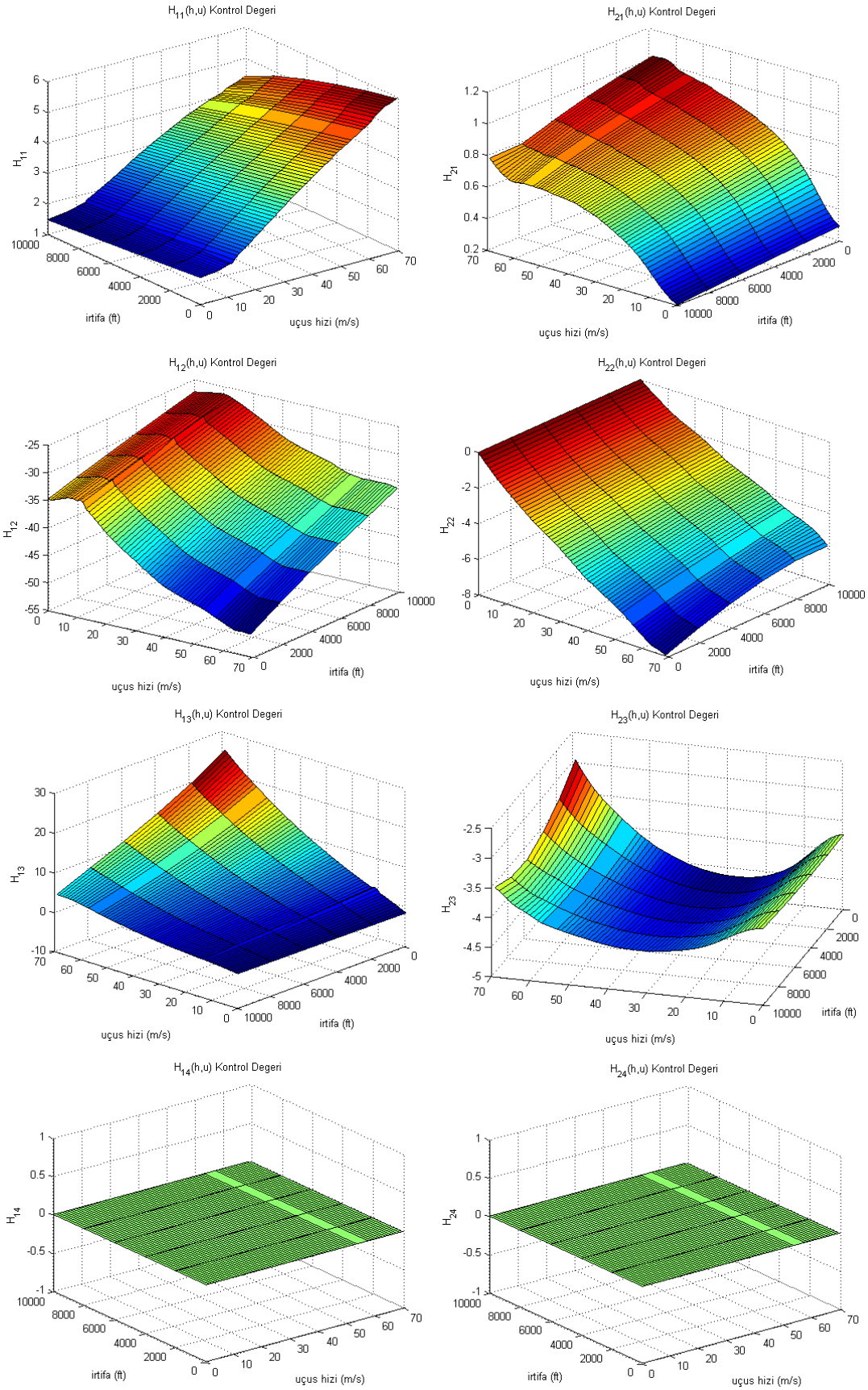
Bu tür ileri ve dikey uçuş hızı muhafaza OUKS dezavantajları da şöyledir:

1. Uçuş dinamiği modeli gerçek dinamikleri tam olarak tanımlamalıdır,
2. Uyarlanabilen OUKS tasarımı için deneyim kontrol tasarımcısına ihtiyaç duyulmakta ve tasarım zaman almaktadır,
3. Hızlı işlemli ve büyük sığalı uçuş bilgisayarına ihtiyaç duyulmaktadır.

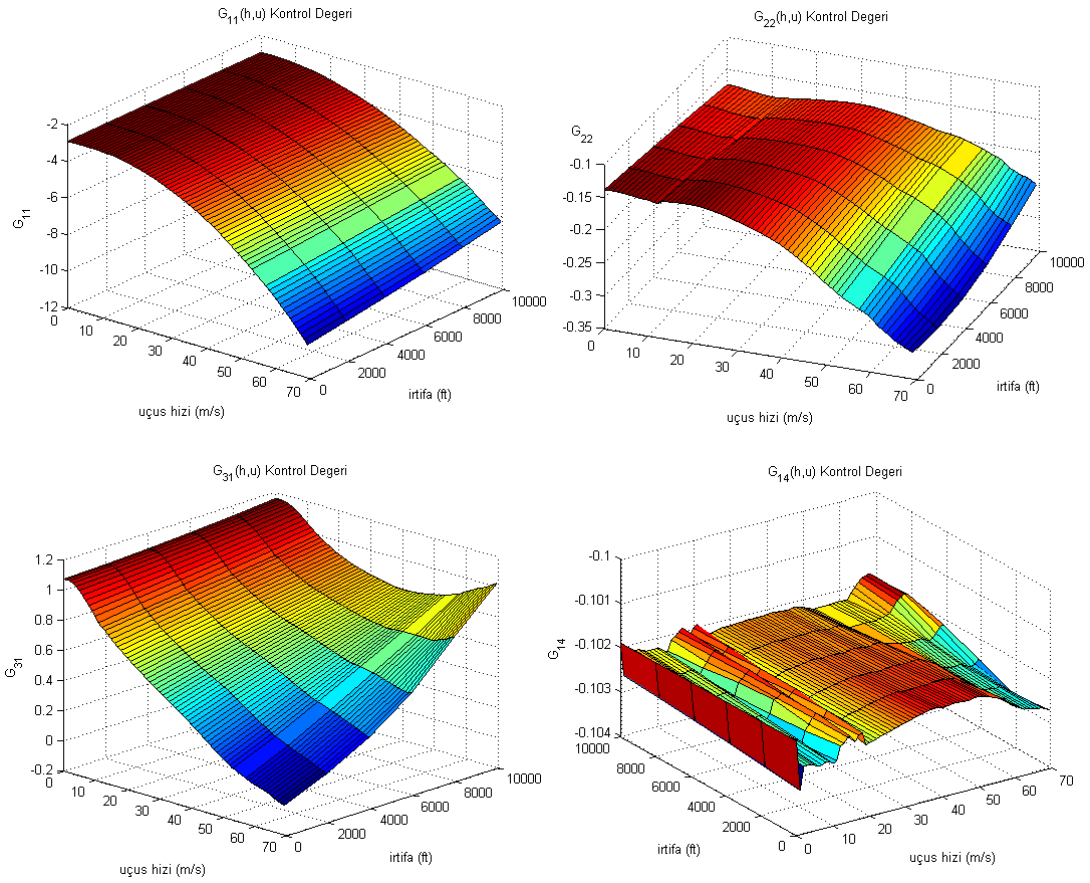
Başlık altında prototip helikopter modeli baz alınarak uyarlanabilen optimal ileri ve dikey uçuş hızı muhafaza OUKS tasarımı başarıyla gerçekleştirilmiştir.



Şekil 12.44 : F_{ij} kontrol matris bileşenlerinin uçuş hızı ve irtifasına göre değişimi.



Şekil 12.45 : H_{ij} matris bileşenlerinin uçuş hızı ve irtifasına göre değişimi.



Şekil 12.46 : Bazı G_{ij} matris bileşenlerinin uçuş hızı ve irtifasına göre değişimi.

12.4.3 Yön takip OUKS

Yön takip kontrol sistemi tasarımında helikopterin yönünü gösteren pusula veya GPS'in ölçtüğü yön açısının değerine göre helikopterin yönünü uçuş süresince korur. Dolayısıyla yanlamasına dinamiklerin durum değişkenlerine ek olarak ψ yön açısı durum değişkeni olarak dâhil edilmelidir. Helikopterin yön açısı dinamik denklemi aşağıdaki gibidir [14, 27]:

$$\dot{\psi} = r\frac{\cos\phi_0}{\cos\theta_0} \qquad \textbf{(12.80)}$$

Dolayısıyla durum vektörü $x = \begin{bmatrix} v & p & \phi & r & \psi \end{bmatrix}^T$ ve kontrol vektörü $u = \begin{bmatrix} \delta_{1c} & \delta_p \end{bmatrix}^T$ olarak tanımlanır ise (12.3) ile tanımlanan yanlamasına helikopter lineer uçuş dinamiğinin sistem ve kontrol dağıtım matrisleri aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$A=\begin{bmatrix} y_v & y_p+w_0 & g\cos\phi_0\cos\theta_0 & y_r-u_0 & 0 \\ \tilde{l}_v & \tilde{l}_p & 0 & \tilde{l}_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \cos\phi_0\tan\theta_0 & 0 \\ \tilde{n}_v & \tilde{n}_p & 0 & \tilde{n}_r & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos\phi_0/\cos\theta_0 & 0 \end{bmatrix},\ B=\begin{bmatrix} y_{\delta_{1c}} & y_{\delta_P} \\ \tilde{l}_{\delta_{1c}} & \tilde{l}_{\delta_P} \\ 0 & 0 \\ \tilde{n}_{\delta_{1c}} & \tilde{n}_{\delta_P} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \qquad \textbf{(12.81)}$$

Yön takip OUKS helikopterin yönünü muhafaza ederken aynı anda da yanlamasına uçuş dinamiğinin kararlılığını da sağlamaktadır. Dolayısıyla yön takip OUKS çalıştırmak helikopter yanlamasına kararlılığını sağlamak anlamına gelir.

Çizelge 12.12 : Örnek yön takip OUKS tasarımı.

```
A =
   -0.0292    1.0498    9.8018  -29.7900         0
    0.0064   -1.2738         0    0.6285         0
         0    1.0000         0    0.0404         0
    0.2506   -0.0615         0   -0.8613         0
         0         0         0    1.0008         0
B =
    0.1194    0.0564
    0.7047   -0.0759
         0         0
    0.1409   -0.5619
         0         0
Q =
    0.2000         0         0         0         0
         0    0.2000         0         0         0
         0         0    0.2000         0         0
         0         0         0    0.2000         0
         0         0         0         0    4.0000
R =
    0.5000         0
         0    0.5000
F =
    0.0604    1.7840    2.8965    0.2346    2.8051
    0.3185    0.4550    1.6600   -4.4169   -0.3628
G =

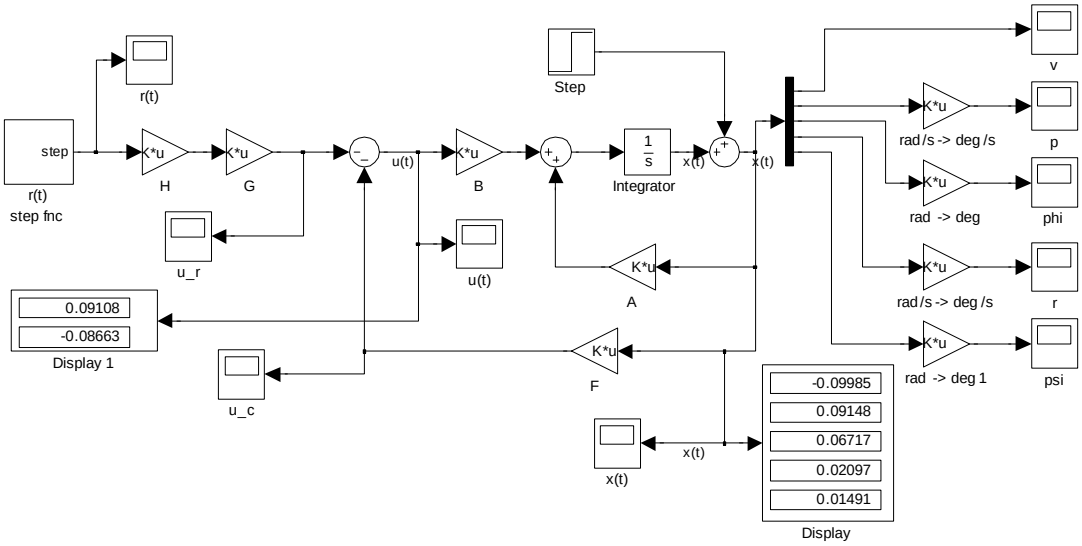
   -0.0527    0.0000    0.0204         0   -0.3837
   -0.1306    0.0000   -0.0040   -0.0000   -1.9045
   -0.2566    0.2000   -0.0263    0.0000   -4.4492
    0.4645         0    0.0025   -0.0000   -0.1041
    0.0359   -0.0081    0.6131    0.1998  -11.2659
H =
    0.2388    1.4094         0    0.2818         0
    0.1128   -0.1518         0   -1.1238         0
```

Çizelge 12.12'de deniz seviyesinde ve 30m/s ileri uçuş şartında öyle bir $Q \geq 0$ ve $R > 0$ matrisleri seçilmeli ki yön açısı manevra esnasında referans girişin azami ± 10 derece ve kontrol değerleri denge halinin ± 3 derece bandında kalmalıdırlar. Dolayısıyla, Q ve R aşağıdaki gibi seçebiliriz:

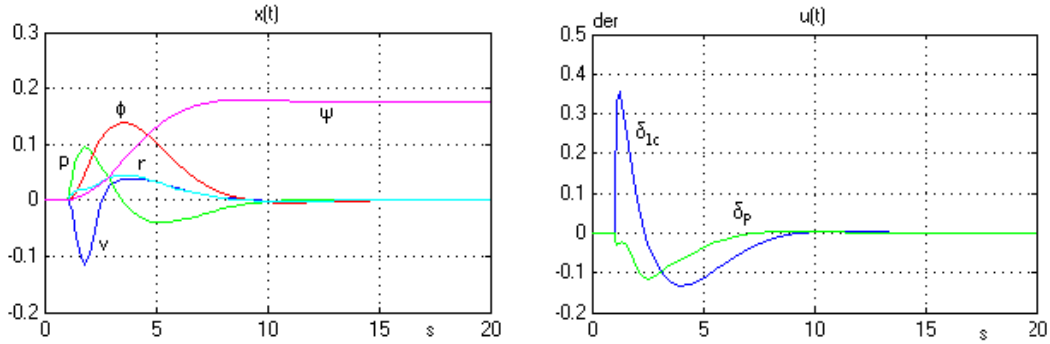
$$Q = diag(0.01, 0.01, 0.01, 0.01, 0.2) \quad \textbf{(12.82)}$$

$$R = diag(0.5, 0.5) \quad \textbf{(12.83)}$$

Çizelge 12.15'te verilen yanlamasına uçuş dinamiğinin sistem matrisinden özdeğerler $|\lambda I - A| = 0$ 'dan $\lambda_1 = 0$, $\lambda_2 = -1.3794$, $\lambda_3 = 0.1617$, $\lambda_{4,5} = 0.4733 \pm 2.7390i$ olarak hesaplanmaktadır. Öngörülen Q ve R ağırlık matrisleri ile yön muhafaza OUKS özdeğerleri $|\lambda I - (A - BF)| = 0$ 'dan $\lambda_{1,2} = -1.7516 \pm 3.2106i$, $\lambda_{3,4} = -0.4856 \pm 0.4401i$ ve $\lambda_5 = -1.4526$ olarak hesaplanır. Böylece tasarlanan geri besleme kontrol sistemi ile yanlamasına uçuş dinamiği iyileştirilmiş ve talep edilen uçuş yönü muhafaza edilmiştir.



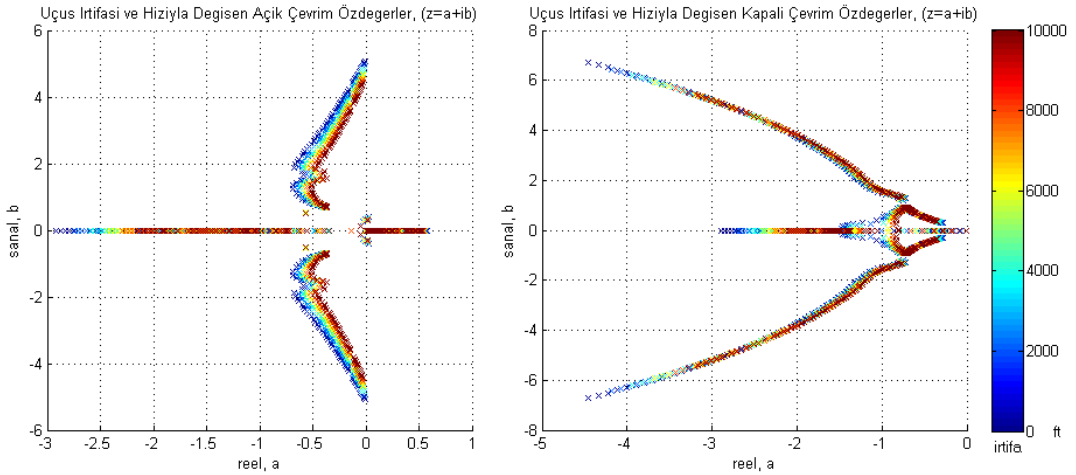
Şekil 12.47 : Yön muhafaza OUKS Matlab-Simulink blok diyagram.



Şekil 12.48 : Durum değişkenleri ve kontrol girişinin zaman yanıtları.

Tasarlanan yön muhafaza OUKS Matlab-Simulink modeli Şekil 12.47'de verilmiştir. Kapalı çevrim dinamik sistemin örnek manevra için zaman yanıtları Şekil 12.48'de verilmiştir. Sol grafik durum değişkenlerini ve sağ grafik kontrol girişlerinin zaman yanıtlarını içermektedir. Grafiklerden görüleceği üzere öngörülen uçuş şartında

tasarlanan kontrol sistemi 15 saniye içinde helikopter yanlamasına uçuş dinamiğini talep edilen referans değerlere aşırı kontrol uygulamadan nakletmektedir. Yön takip OUKS için kabul edilebilir ve yeterli bir oturma zamanıdır.



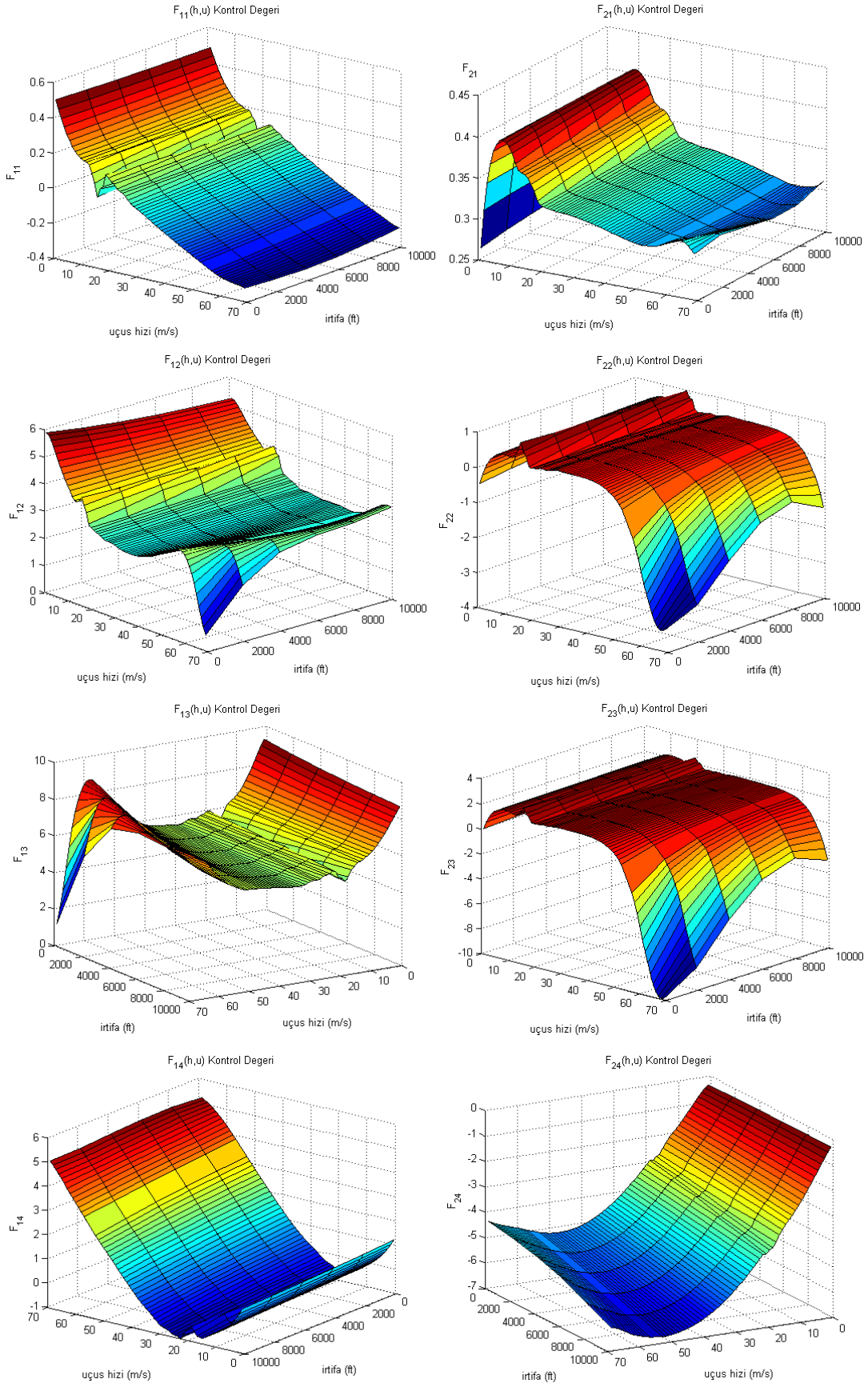
Şekil 12.49 : Açık ve kapalı çevrim yön muhafaza OUKS özdeğerleri dağılımı.

Seçilen Q ve R matrisleri istenilen kontrol performansı sağlamaktadırlar ve bu ağırlık matrisleri baz alınarak [54] benzer şekilde yazılan bir Matlab kodu ile F kontrol matrisinin, H matrisinin, ve G matrisinin bazı elemanları uçuş irtifası ve ileri uçuş hızına göre değişimi sırasıyla Şekil 12.50, 51, ve 52'de verilmiştir.

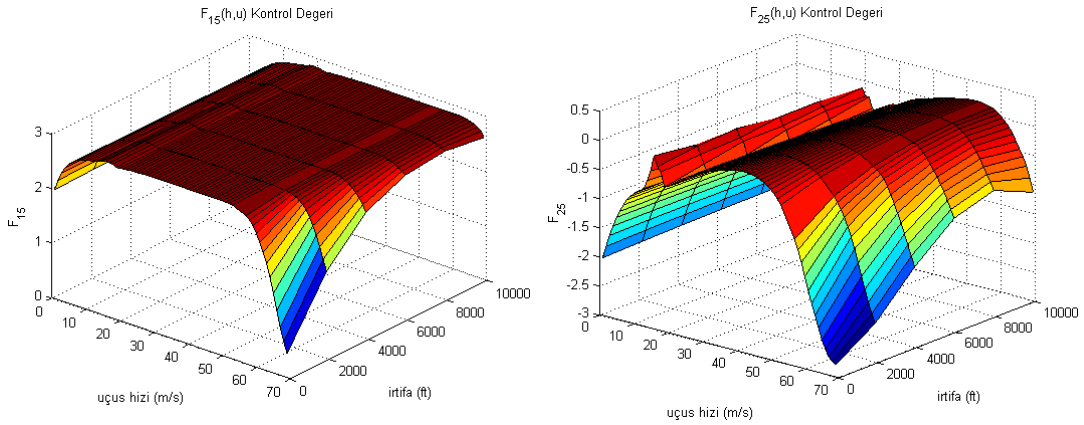
Altı uçuş irtifası 0m (0ft), 609.6m (2000ft), 1219.2m (4000ft), 1828.8m (6000ft), 2438.4m (8000ft), 3048m (10000ft) ve ileri uçuş hızına bağlı değişen açık ve kapalı çevrim yön takip OUKS özdeğerleri Şekil 12.49'da gösterilmiştir. Her irtifadaki özdeğerler şekilde yer alan renk skalasındaki karşılığı ile çizdirilmiştir. Yuvarlanma, sapma ve yanal-yönel salınım modları iyileştirilmiş ve sanal eksen üzerindeki özdeğerler sanal eksenin sol tarafına kaydırılmıştır.

Tasarlanan yön takip OUKS avantajları aşağıdaki gibidir:

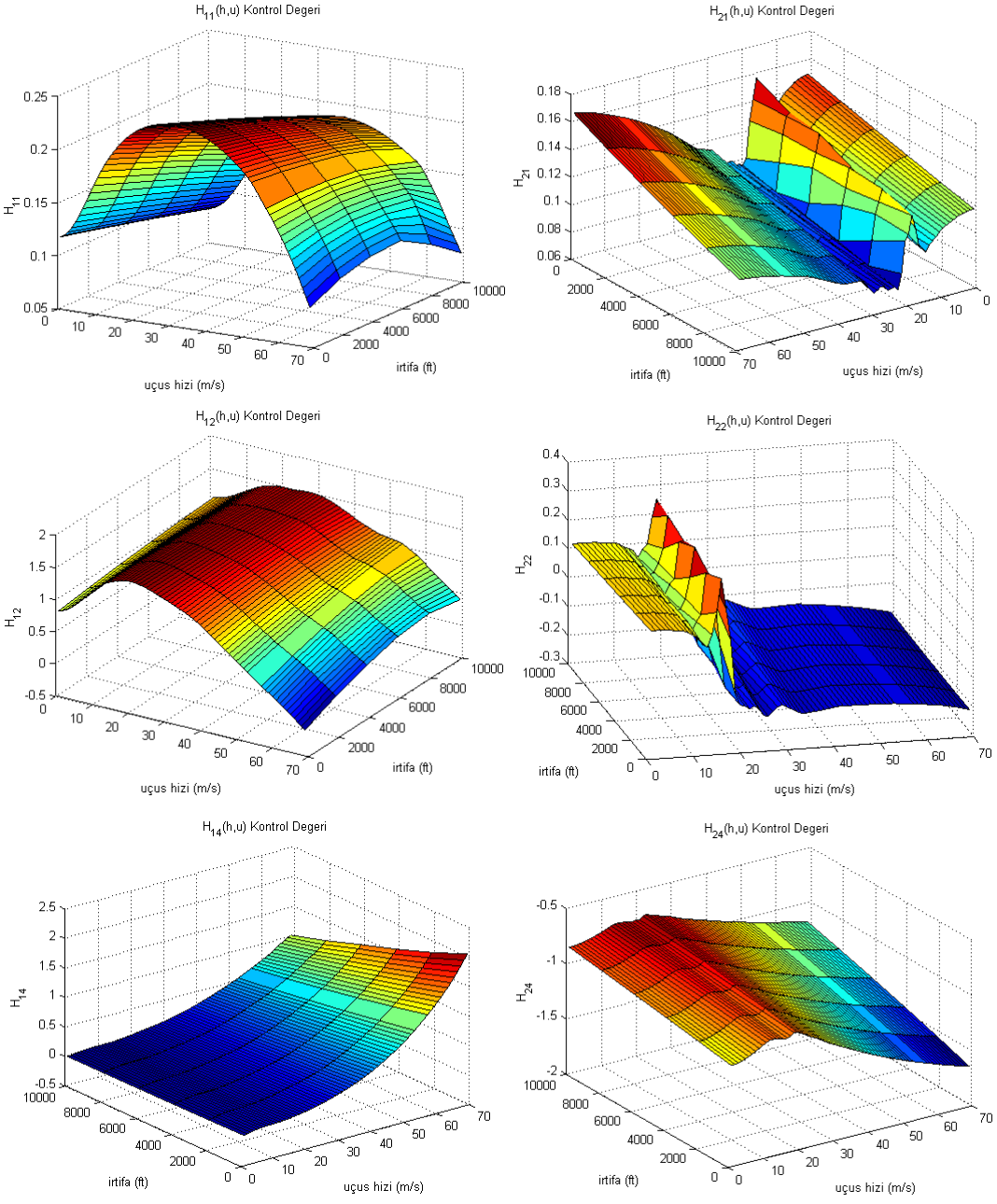
1. MIMO sistem olduklarından kolay ve hızlı tasarım kabiliyetinin olması
2. Optimal kontrol tekniği kullanılarak aşırı kontrol girişleri elimine edilmiştir, ve kararsız yada sınırda kararlı olan özdeğerler sanal eksenin sol tarafına taşınmıştır,
3. Yönelme açısı talep edilen referans değerlere hızlıca ulaşmakta ve kararsız olan yanlamasına uçuş dinamiğinin kararlılığı sağlanmıştır,
4. Uçuş irtifası ve hızına bağlı uyarlanabilen kontrol sistemi yapısındadır.



Şekil 12.50 : F_{ij} matris bileşenlerinin uçuş hızı ve irtifasına göre değişimi.



Şekil 12.50 (devam) : F_{ij} matris bileşenlerinin uçuş hızı ve irtifasına göre değişimi.

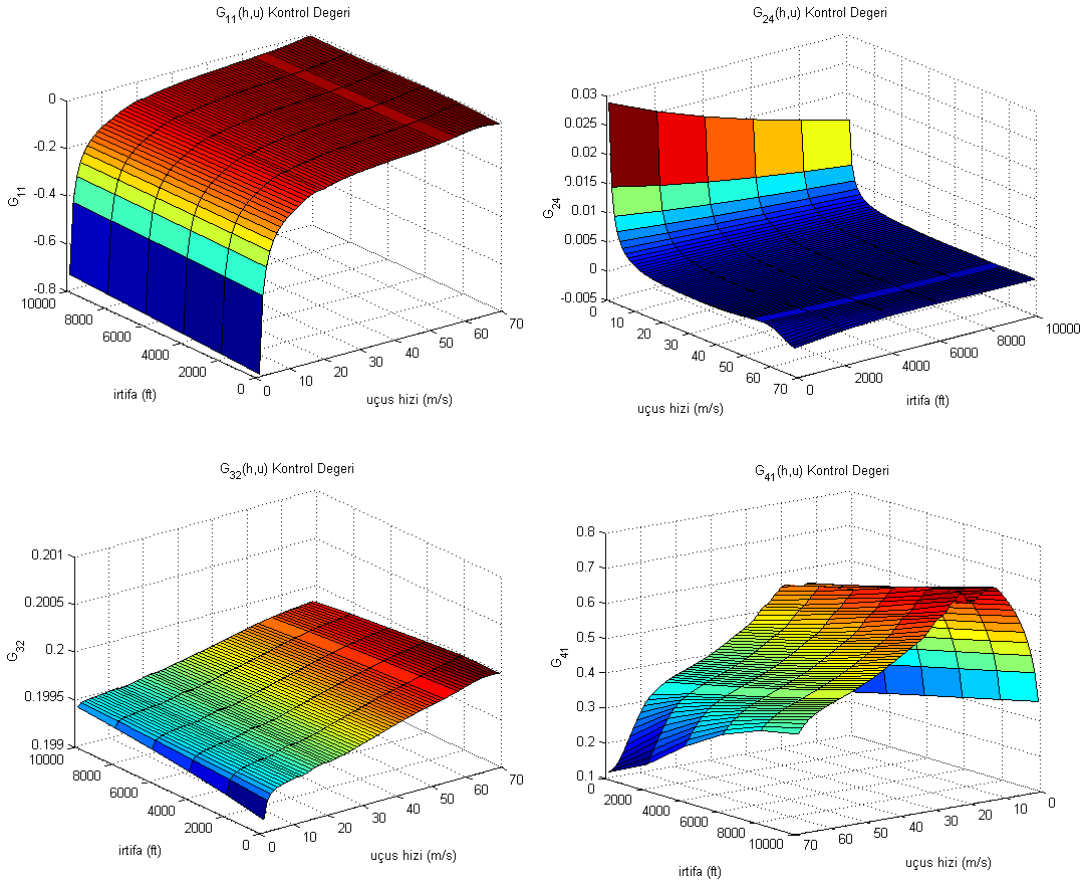


Şekil 12.51 : Bazı H_{ij} matris bileşenlerinin uçuş hızı ve irtifasına göre değişimi.

Yön takip OUKS dezavantajları da şöyledir:

1. Uçuş dinamiği modeli gerçek dinamikleri tam olarak tanımlamalıdır,
2. Uyarlanabilen OUKS tasarımı için deneyim kontrol tasarımcısına ihtiyaç duyulmakta ve tasarım zaman almaktadır,
3. Hızlı işlemli ve büyük sığalı uçuş bilgisayarına ihtiyaç duyulmaktadır.

Başlık altında prototip helikopter modeli baz alınarak 0-70 m/s ileri uçuş hızı ve 0-10000ft uçuş irtifası aralığında uyarlanabilen optimal yön takip OUKS tasarımı başarıyla gerçekleştirilmiştir.

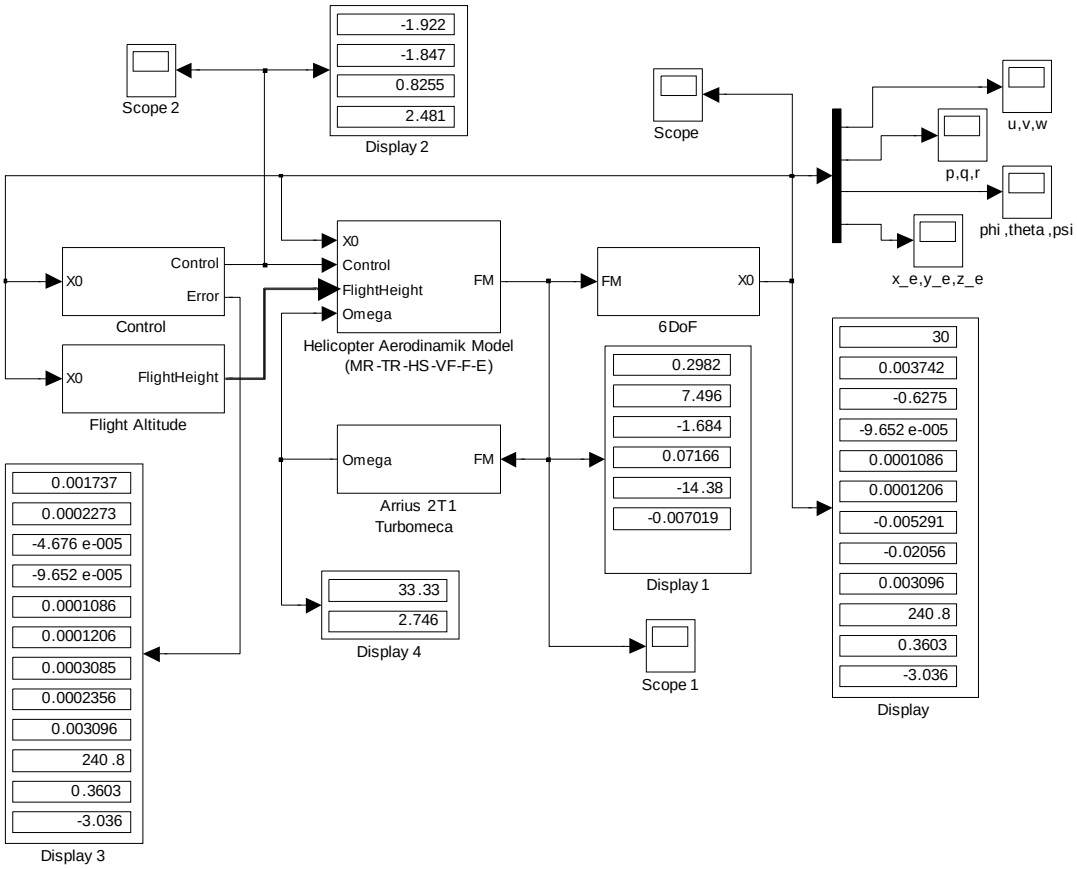


Şekil 12.52 : Bazı G_{ij} matris bileşenlerinin uçuş hızı ve irtifasına göre değişimi.

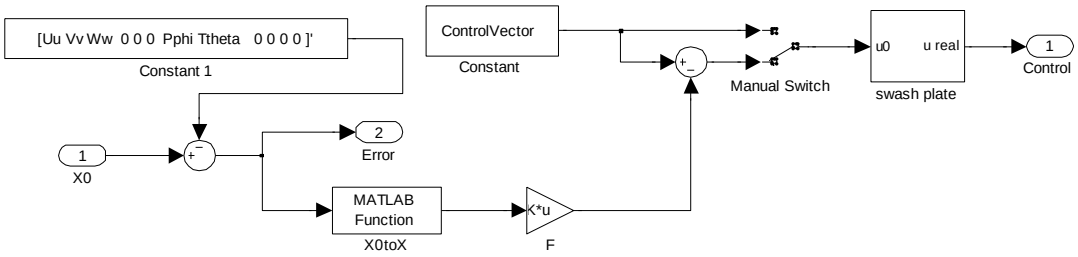
12.5 Otomatik Uçuş Kontrol Sistemlerin Performansları

Önceki başlıklarda ele alınan ve örnek uçuş şartı ve uçuş irtifasıyla hızına uyarlanabilen Geliştirilmiş KAS (GKAS) ve OUKS sistemlerin doğrusal olmayan prototip helikopter modeliyle sınanacaktır. Böylelikle önerilen GKAS ve OUKS uygulanmasına yönelik çalışmalarda bu tezde yer verilmiş olacaktır. İfade edilmeli ki

doğrusal model üzerinde tasarlanan kontrol sistemlerin doğrusal olmayan uçuş dinamiği modeline entegrasyonu ve uygulamaları uçuş kontrol mühendislik bilgisi ve deneyimi gerektiren bir iştir. Doğrusal olmayan prototip helikopter uçuş dinamiğinin Matlab-Simulink blok diyagramı Şekil 12.53'te verilmiştir.



Şekil 12.53 : Doğrusal olmayan uçuş dinamiği ve kontrol sistemi Matlab-Simulink blok diyagramının üst görünümü.



Şekil 12.54 : Kontrol sisteminin Matlab-Simulink blok diyagramı.

Bu tezde F kontrol matrisinin doğrusal olmayan helikopter modeline uygulanması ve Matlab-Simulink alt blok diyagramı da Şekil 12.54'te sunulmuştur. Kontrol sistemi blok diyagramındaki "Referans Giriş" kısmı pilot tarafından veya uçuş kontrol bilgisayarının manevraları gerçekleştirmek için kontrol sistemine tanıtılan

referans durum değişkenlerinin sayısal değerleridir. Böylece ölçülen durum değişkenleri ve referans değerlerin farkı alınarak elde edilen hata kontrol sistemi tarafından elimine edilmektedir. Önerilen uyarlanabilir kontrol kuralları ile uçuş hızı ve uçuş irtifasına göre değişen kontrol katsayıları hava aracını kontrol sistemini tasarlandığı bölgede kararlı kılmaya kabildir. Kontrol değerlerini tablodan çekilerek kullanılması kontrol matrisinde bir süreksizliğe neden olmamaktadır. Eğer kontrol matrisinde süreksizlikler olursa dinamik sistemin kararlılığı süreksizlik noktaları civarında sağlanamayabilir. İfade edilmeli ki, bu tezde önerilen uyarlanabilir kontrol sistemlerinde kontrol matrisinin katsayıları seçilirken bir süreksizliğe neden olmamaktadır.

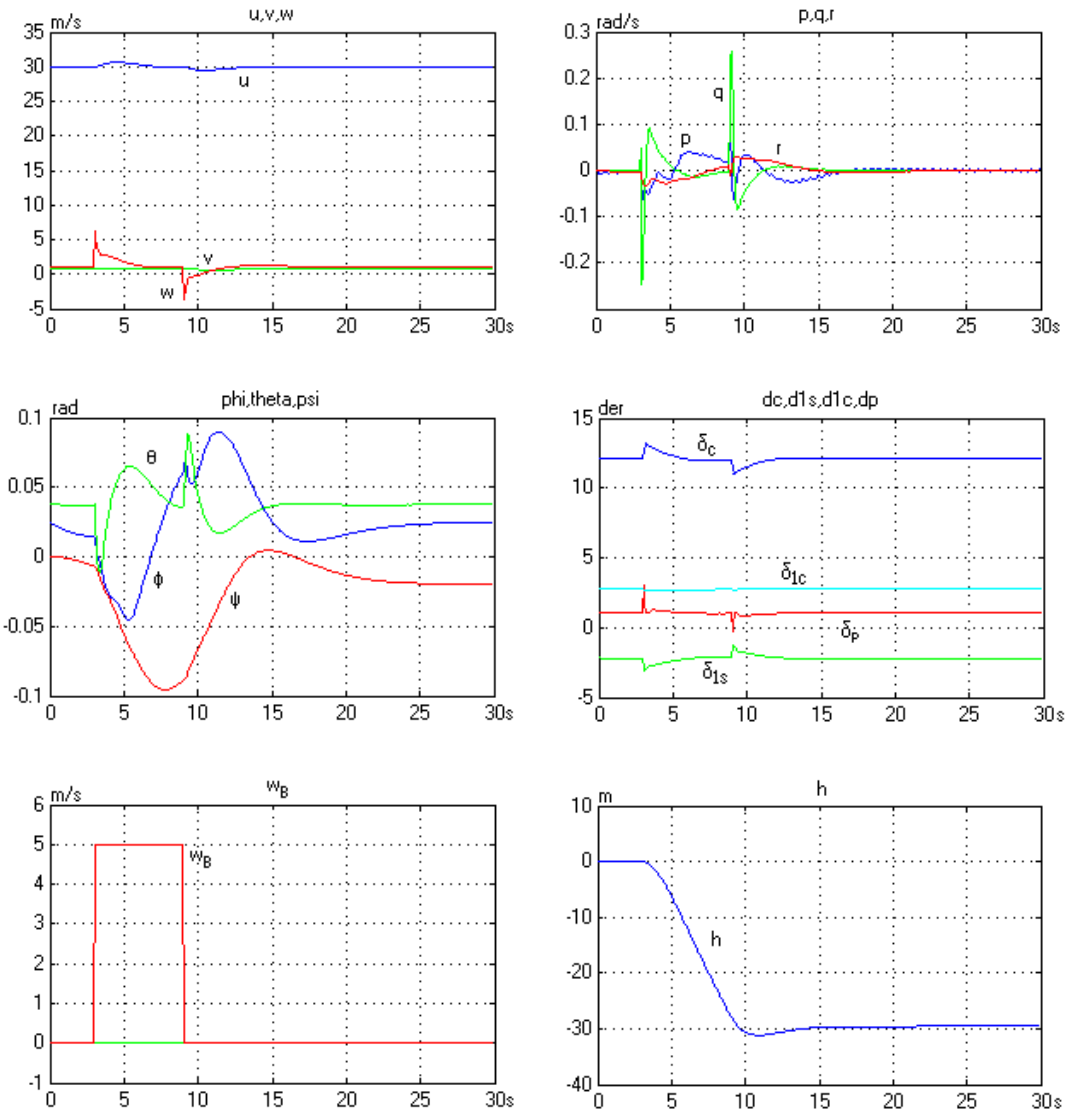
Çizelge 12.13 : Sistem ve kontrol dağıtım matrisleri (h=0m, u0=30m/s).

```
X0=
29.9703   1.1154        0   0.0372   0.7319        0   0.0244        0        0

A =
-0.0061   0.0546  -1.0770  -9.8037  -0.0021  -0.0163        0   0.0438        0
-0.0021  -0.9736  29.9904  -0.3525   0.0239  -0.0502  -0.2050   0.0015        0
 0.1089   0.0789  -0.2926        0  -0.0226   0.0407        0  -0.0529        0
      0        0   0.9998        0        0        0        0  -0.0209        0
-0.0235  -0.1125   0.0259  -0.0074  -0.0577   1.0944   9.8015 -29.6075        0
-0.9653  -1.2152   2.1095        0  -0.0915  -0.1335        0   0.6107        0
      0        0   0.0008        0        0   1.0000        0   0.0360        0
 0.0893   0.0175  -0.2259        0   0.1535  -0.1127        0  -0.9882        0
      0        0   0.0209        0        0        0        0   1.0004        0
B =
 0.1259   0.1532   0.1677        0
-2.1170  -0.7946  -0.2265        0
 0.4757  -0.7476  -4.1523   0.0004
      0        0        0        0
-0.1602  -0.1751   0.0863   0.1436
-5.3706 -12.5680   1.8858   0.2233
      0        0        0        0
 0.7815   1.3994  -0.0932  -0.3871
      0        0        0        0
Q =
 1.0000  0        0        0        0        0        0        0        0
 0       0.5000   0        0        0        0        0        0        0
 0       0        0.5000   0        0        0        0        0        0
 0       0        0        0.5000   0        0        0        0        0
 0       0        0        0        0.5000   0        0        0        0
 0       0        0        0        0        2.5000   0        0        0
 0       0        0        0        0        0        0.5000   0        0
 0       0        0        0        0        0        0        0.5000   0
 0       0        0        0        0        0        0        0        0.5000
R=
     1     0     0     0
     0     1     0     0
     0     0     1     0
     0     0     0     1
F =
-0.3793  -0.2482   0.1978   7.5170  -0.3000  -0.3650  -1.0923   2.7024  -0.0078
 0.4184   0.1319  -0.5746  -5.6328  -0.3801  -1.3083  -1.6626   2.3359  -0.5745
 0.8211  -0.3582  -3.0984 -10.4305   0.0300   0.3063   0.0859   0.5981   0.2157
 0.0118   0.0129  -0.0034   0.4900   0.2534  -0.2621   0.7787  -3.2119  -0.3513
```

GKAS performansını sınarken öncelikle hava aracı modelinin ve önerilen kontrol sisteminin ani ve sert esen dikey ve yanal rüzgârlara vereceği tepkileri görmek gerekmektedir. Bunun için Çizelge 12.13'te verilen F optimal geri besleme kontrol

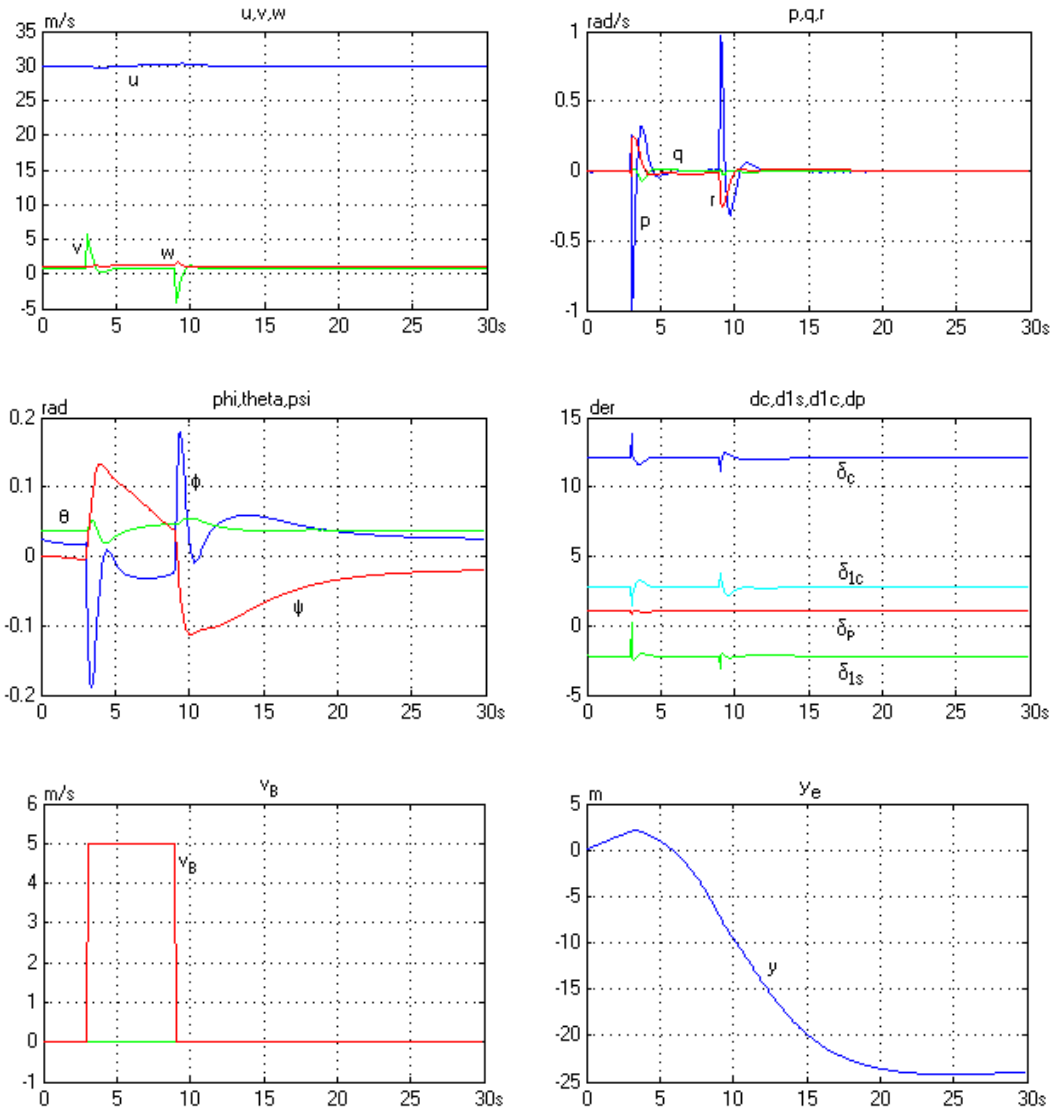
matrisi ile (12.14) kontrol kuralı doğrultusunda tasarlanan dokuz durum değişkenli GKAS'nin prototip helikopter modeli ile $w_B = 5 m/s$ ani ve sert esen dikey rüzgâra vereceği tepkilerin zaman yanıtları Şekil 12.55'te gösterilmiştir.



Şekil 12.55 : Dikey anı ve kuvvetli rüzgâr altında OUKS zaman yanıtları.

Şekilden görüleceği üzere prototip helikopter uçuş dinamiği modeli ve önerilen kontrol sistemi ile ani ve kuvvetli dikey rüzgârın neden olduğu bozucu etkiyi kolaylıkla bertaraf etmektedir. Hava aracı deniz seviyesi uçuş irtifasında sahip olduğu 30m/s ileri uçuş hızına etkilenmeden yol kat etmeye devam etmektedir. Bozucu rüzgârın neden olduğu ani yunuslama momentinden ve yunuslama açısı hızının değişimi ilerlemesine döngüsel giriş ile karşılanmaktadır. Fakat bu esnada hava aracı 30 m irtifa kaybetmektedir.

GKAS performansını sınarken hava aracı modelinin ve önerilen kontrol sisteminin ani ve sert esen yanal rüzgârlara vereceği tepkileri görülmelidir. Bunun için Çizelge 12.13'te verilen F optimal geri besleme kontrol matrisi ile (12.14) kontrol kuralı doğrultusunda tasarlanan dokuz durum değişkenli GKAS'nin prototip helikopter modeli ile $v_B = 5\,m/s$ ani ve sert esen yanal rüzgâra vereceği tepkilerin zaman yanıtları Şekil 12.56'te gösterilmiştir.

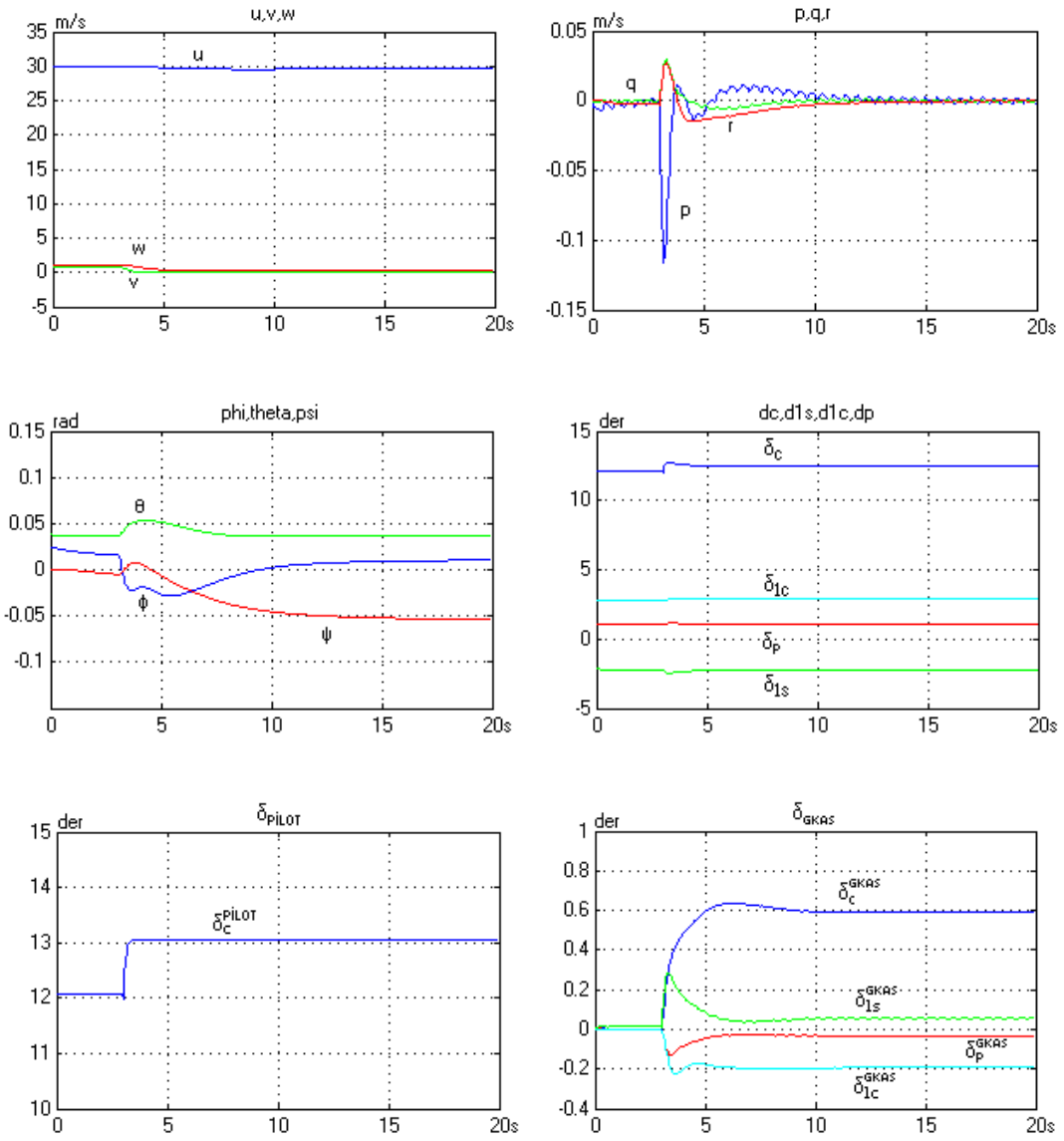


Şekil 12.56 : Yatay anı ve kuvvetli rüzgâr altında OUKS zaman yanıtları.

Şekilden görüleceği üzere prototip helikopter uçuş dinamiği modeli ve önerilen kontrol sistemi ile ani ve kuvvetli yanal rüzgârın neden olduğu bozucu etkiyi kolaylıkla bertaraf etmektedir. Hava aracı deniz seviyesi uçuş irtifasında sahip olduğu 30m/s ileri uçuş hızına etkilenmeden yol kat etmeye devam etmektedir. Bozucu rüzgârın neden olduğu ani yuvarlanma momentinden ve yuvarlanma açısı

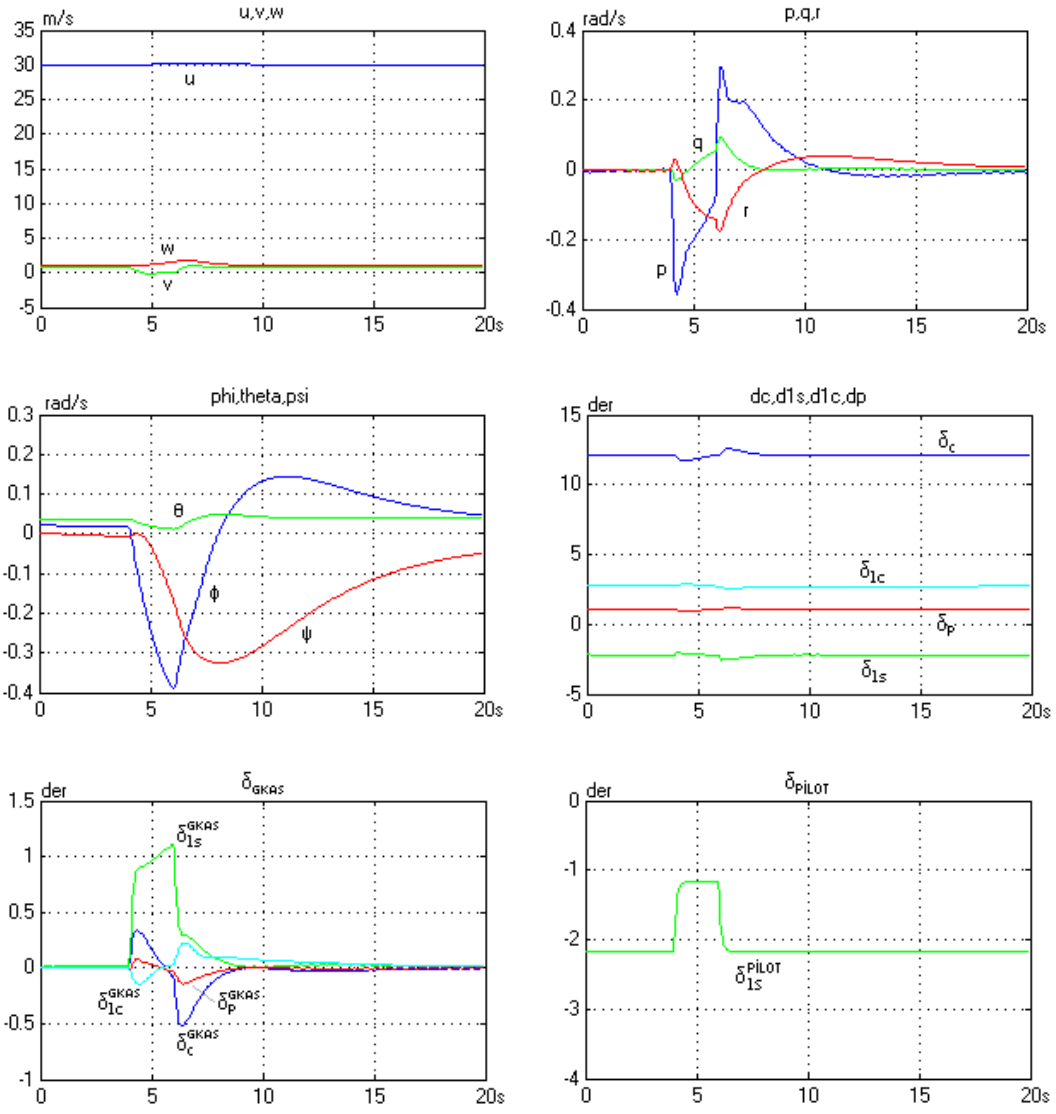
hızının değişimi yanlamasına döngüsel giriş ile karşılanmaktadır. İlerlemesine ve yanlamasına dinamiklerin etkileşiminden dolayı ilerlemesine döngüsel ve müşterek kontrol girişleri de bozucu etkiyi karşılamak üzere işleme kontrol sistemi tarafından dâhil edilmektedir. Bu esnada hava aracı uçuş yörüngesinden 25 m sapmaktadır.

Müşterek kontrol girişine 1 derecelik bir giriş uygulanırsa dinamik sistemin ve GKAS zaman yanıtları Şekil 12.57'de verilmiştir. Birim kontrol girişini sonucunda kontrol sistemi gerekli girişleri uygulayarak uçuş dinamiği modelini 6-7 saniye içerisinde denge noktasına taşımaktadır.



Şekil 12.57 : Birim müşterek kontrol girişine GKAS zaman yanıtları.

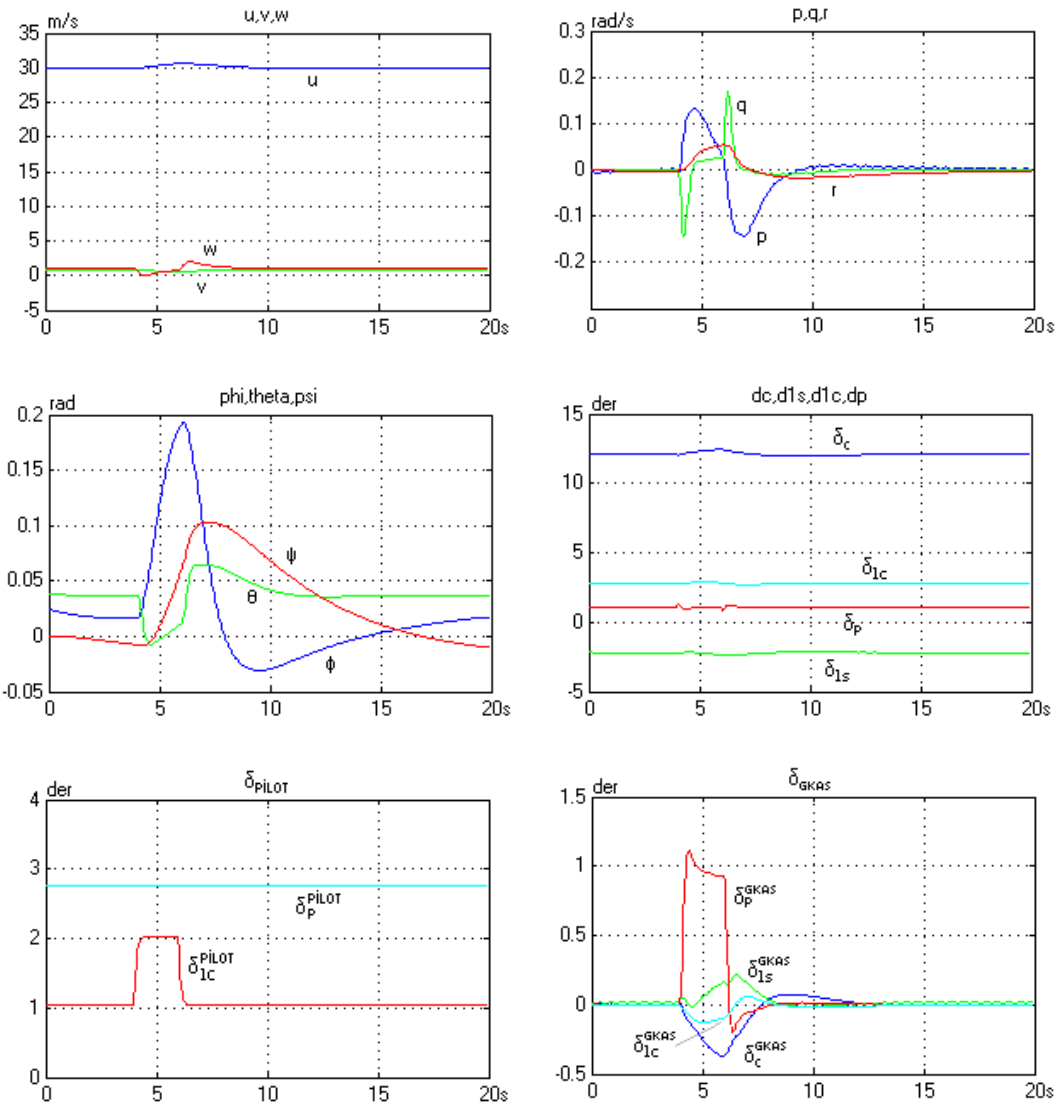
İlerlemesine döngüsel kontrol girişine 1 derecelik bir giriş 2 saniye boyunca uygulandığında ise dinamik sistemin ve GKAS zaman yanıtları Şekil 12.58'de sunulmuştur. Çizgisel hızlarda fazla bir değişiklik olmazken, yuvarlanma ve sapma açılarında ve hızlarında bir dalgalanma görülmektedir. Hava aracı bu uçuş halinde azami 23 derece yuvarlanırken ve 18 derecede sapmaktadır. Görülüyor ki yanlamasına uçuş dinamiği ilerlemesine döngüsel kontrol girişinden aşırı etkilenmektedir.



Şekil 12.58 : Birim ilerlemesine döngüsel kontrol girişine GKAS zaman yanıtları.

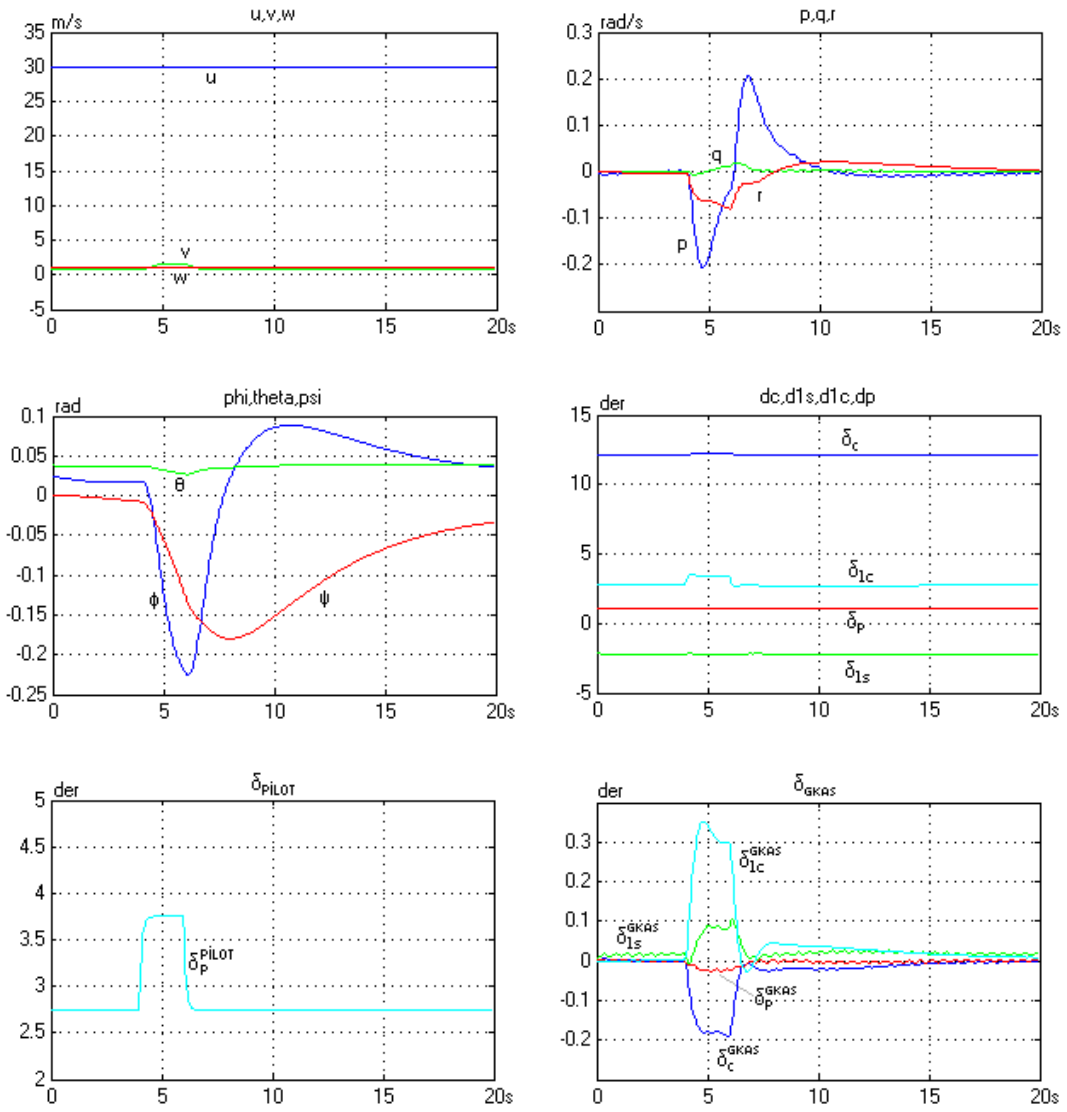
Yanlamasına döngüsel kontrol girişine 1 derecelik bir giriş 2 saniye boyunca uygulandığında dinamik sistemin ve GKAS zaman yanıtları Şekil 12.59'de çizdirilmiştir. Çizgisel hızlarda küçük değişiklikler olurken, yönelme açılarında ve hızlarında azami 10 derecelik ve derece/saniye küçük değişimler gözlenmektedir.

Hava aracı bu uçuş halinde azami 23 derece yuvarlanırken ve 18 derecede sapmaktadır. Kontrol sistemi yanlamasına uçuş dinamiğini kolaylıkla 8-9 saniyede denge noktasına taşımaktadır.



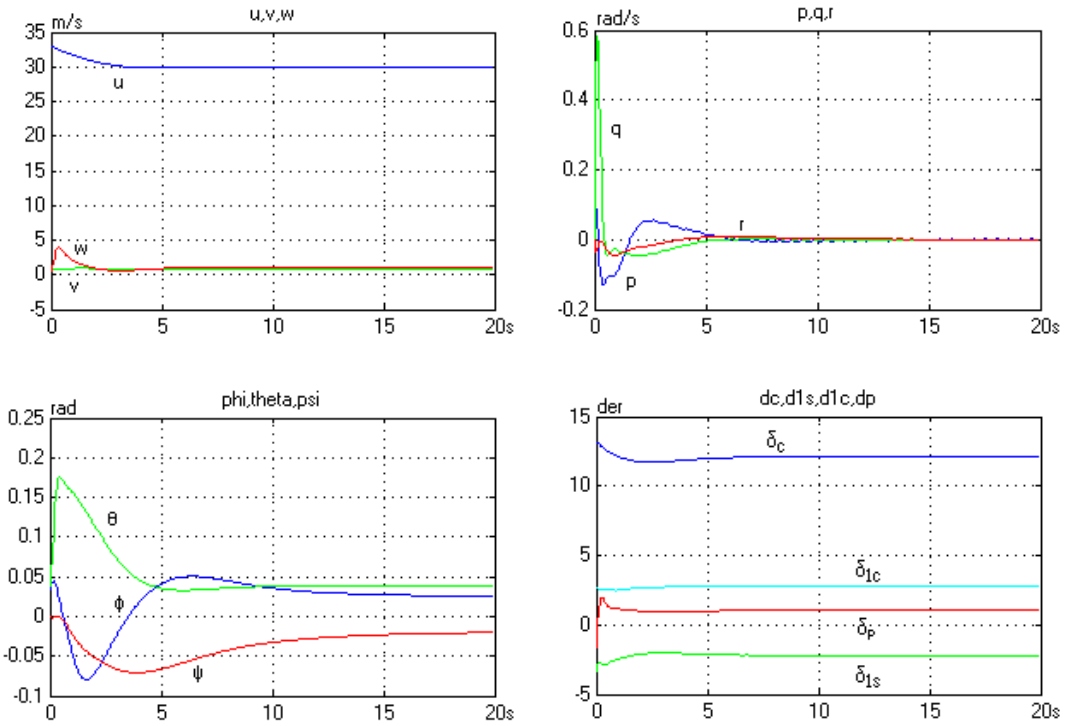
Şekil 12.59 : Birim yanlamasına döngüsel kontrol girişine GKAS zaman yanıtları.

Son olarak, pedal girişine 1 derecelik bir giriş 2 saniye boyunca uygulandığında dinamik sistemin ve GKAS zaman yanıtları Şekil 12.60'ta sunulmuştur. Çizgisel hızlardan u ve w'de değişiklikler olmazken yanal hız v'de bir hareketlenme gözlenmektedir. Hava aracı bu uçuş halinde azami 13 derece yuvarlanırken ve 10.4 derecede sapmaktadır. Kontrol sistemi yanlamasına uçuş dinamiğini yaklaşık 10 saniyede denge noktasına taşımaktadır.



Şekil 12.60 : Birim pedal girişine GKAS zaman yanıtları.

Çizelge 12.13'te verilen dinamik denge halindeki başlangıç şartında biraz değişiklik yaparak kontrol sisteminin performanslarını sınamak faydalı olacaktır. Bunun için ileri uçuş hızı, dikey hız ve yuvarlanma açısında yapılan değişiklikler şöyledir: $u_0 = u_0 + 3$, $w_0 = w_0 - 0.5$, $\phi_0 = \phi_0 - 0.01$. Prototip helikopter uçuş dinamiği modelinin ve kontrol sistemin zaman yanıtları Şekil 12.61'de verilmiştir. Kontrol sistemi çizgisel ve açısal hızları 5-6 saniye içinde denge noktası civarına çekmektedir. Yönelme açılarının yaklaşık 15 saniyede oturması Q ağırlık matrisinin seçimine bağlıdır. Ani açı değişimleri uçuş konforunu olumsuz yönde etkileneceğinden dolayı Q ağırlık matrisinde yönelme açılarına denk düşen elemanlar aşırı cezalandırılmamıştır.



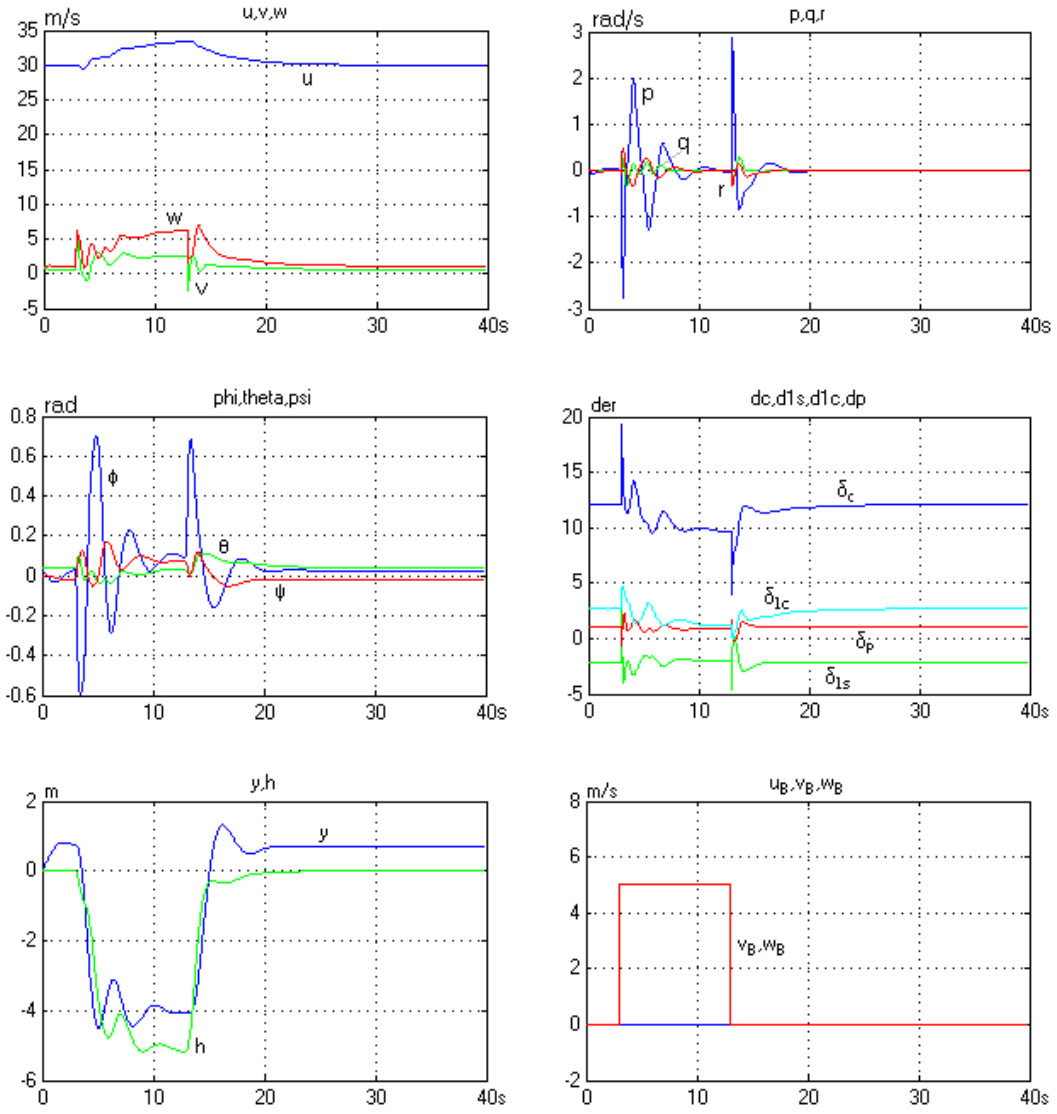
Şekil 12.61 : GKAS ile durum düzeltme manevrasının zaman yanıtları.

Kararsız prototip helikopter uçuş dinamiği modeli için irtifa ve sapma muhafaza OUKS tasarımı daha evvel ilerlemesine uçuş dinamikleri tasarlanan irtifa muhafaza OUKS benzer şekilde yapılabilir. İrtifa değişim hızı ve sapma değişim hızının denklemleri [27] aşağıdaki gibidir:

$$\dot{h} = -w + u_0\theta$$
$$\dot{y} = v + u_0\psi \qquad \textbf{(12.84)}$$

Böylece dokuz durum değişkenli doğrusal uçuş dinamiğine dâhil edilen (12.84) denklemi ile irtifa muhafaza OUKS benzer şekilde irtifa ve sapma muhafaza OUKS tasarlanabilir. Kapalı çevrim kontrol sistemi dikey ve yanal ani ve sert rüzgâra maruz bırakarak hava aracının düşey ve yanal yöndeki sapma muhafaza kabiliyeti de sınanmış olacaktır. Bunun için $v_B = w_B = 5\,m/s$ ani ve sert esen dikey ve yanal rüzgâr kabulü bozucu etki olarak kabul edilmiştir. Dinamik sistemin zaman yanıtları Şekil 12.62'de verilmiştir. Hatırlatalım ki daha evvel tapılan simülasyonlarda ani ve sert rüzgâr altında hava aracı irtifası değişmekte veya uçuş yörüngesinden sapmaktadır. Grafiklerden görüleceği üzere uçuş irtifası h ve sapma mesafesi y 10 saniyeliğine 5m/s hızla ani ve sert esen rüzgâr altında yaklaşık 4 m saptıktan sonra bozucu etki geçince tekrar başlangıç değerlerine ulaşmaktadırlar. Böylece tasarlanan

irtifa ve sapma muhafaza OUKS'inden talep edilen performanslar gerçekleştirilmiştir.

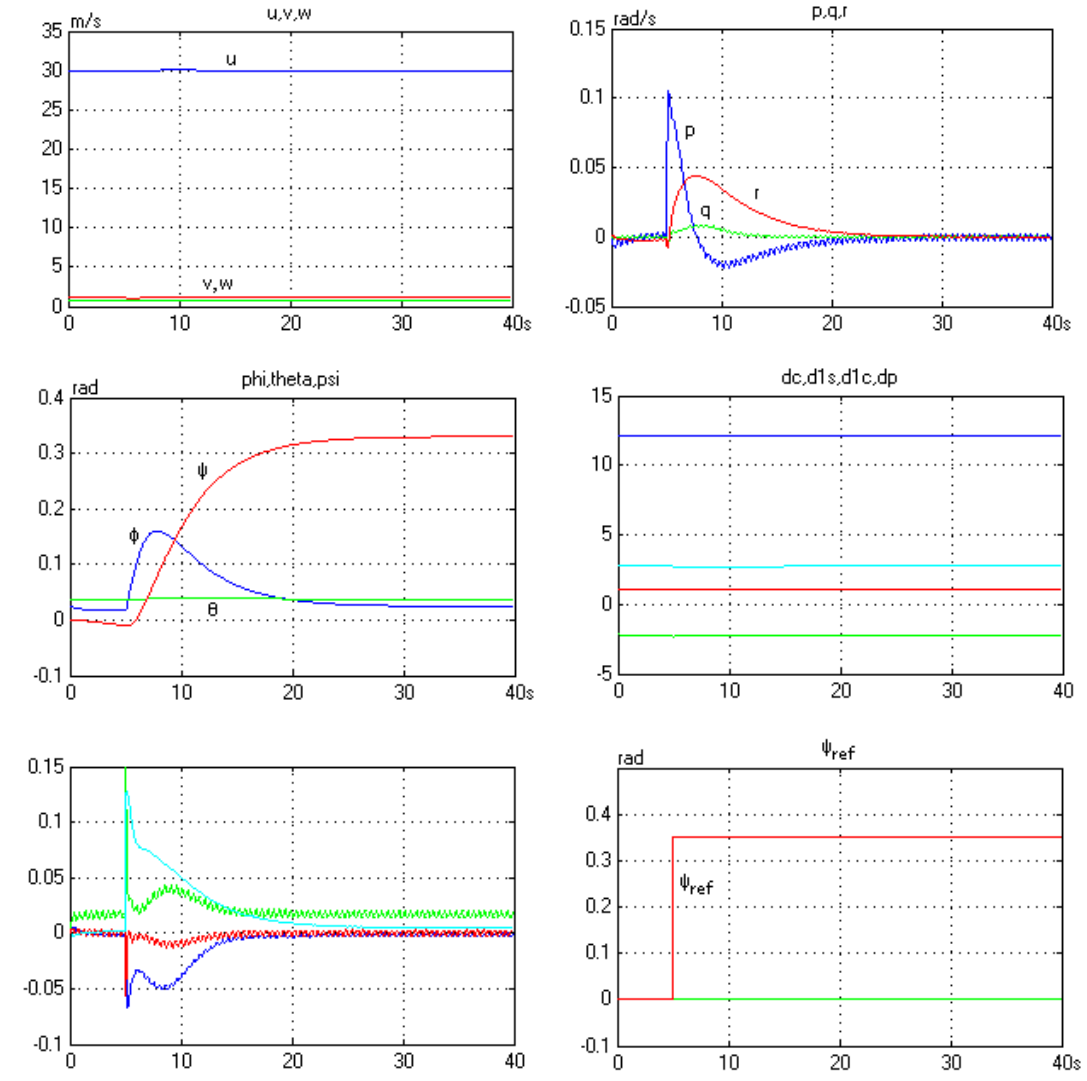


Şekil 12.62 : Dikey ani ve güçlü rüzgâr altında yükseklik muhafaza OUKS zaman yanıtları.

Yön muhafaza OUKS'in tasarımı daha evvel yanlamasına uçuş dinamiği lineer modeli için gerçekleştirildi. Bu aşamada dokuz durum değişkenli tam lineer uçuş dinamiği modeli için yapılan tasarım (bkz. Çizelge 12.14) doğrusal olmayan uçuş dinamiği modeline entegre edilerek sınanmıştır. Uçuş manevrası simülasyonun başlamasından 5 saniye sonra yön açısı denge noktasından 20 dereceye (0.394 rad) ayarlanmaktadır. Bu manevra için dinamik sistemin zaman yanıtları Şekil 12.63'te verilmiştir. Görüleceği üzere yönelme açılarında aşırı bir değişim olmaksızın yön muhafaza manevrası 15-20 saniye içinde gerçekleştirilmektedir. Elde edilen sonuçlar uçuş kalitesini sağladığından dolayı kabul edilebilir OUKS tasarımıdır.

Çizelge 12.14 : Yön muhafaza OUKS tasarım matrisleri.

```
FF =
   -0.3793   -0.2482    0.1978    7.5170   -0.3000   -0.3650   -1.0923    2.7024   -0.0078
    0.4184    0.1319   -0.5746   -5.6328   -0.3801   -1.3083   -1.6626    2.3359   -0.5745
    0.8211   -0.3582   -3.0984  -10.4305    0.0300    0.3063    0.0859    0.5981    0.2157
    0.0118    0.0129   -0.0034    0.4900    0.2534   -0.2621    0.7787   -3.2119   -0.3513
GG =
   -1.3835   -0.1392    0.0000   -0.0503   -0.0618         0   -0.0029    0.0000    0.0759
   -0.2597   -0.3141   -0.0000   -0.0025   -0.0206   -0.0000   -0.0045    0.0000    0.0346
    0.1727   -0.0373   -0.0000   -0.0021    0.0085   -0.0000    0.0008    0.0000    0.0018
    9.2520    8.7349    0.4999    0.0200    0.3623   -0.0001    0.0952   -0.0104   -0.4470
    0.0024   -0.0345   -0.0000   -0.0000   -0.1239    0.0000    0.0505    0.0000   -0.0716
    0.0150   -0.0259         0   -0.0004    0.1067   -0.0000    0.0011    0.0000   -0.1604
   -0.0107   -0.1300    0.0000   -0.0008   -0.0977    2.5000   -0.0553   -0.0000   -0.9684
   -0.0062   -0.4424   -0.0000   -0.0003    1.1410         0    0.0136    0.0000   -1.0266
    0.0138   -0.5672    0.0104    0.0010    0.5039   -0.0900    1.5217    0.4996   -2.9067
HH =
    0.1259   -2.1170    0.4757         0   -0.1602   -5.3706         0    0.7815         0
    0.1532   -0.7946   -0.7476         0   -0.1751  -12.5680         0    1.3994         0
    0.1677   -0.2265   -4.1523         0    0.0863    1.8858         0   -0.0932         0
         0         0    0.0004         0    0.1436    0.2233         0   -0.3871         0
```



Şekil 12.63 : Yanal ani ve güçlü rüzgâr altında yön muhafaza OUKS zaman yanıtları.

13. MODELLERİN KARŞILAŞTIRILMASI

Bu bölümde modellenen helikopter uçuş dinamiği modelinin sağlanması ve doğrulanması çalışmalarını içermektedir. Protorip helikopterin hala üretim aşamasında olmasından dolayı uçuş testleri ile karşılaştırma yapıp modeli doğrulama imkânına sahip değiliz. Bunun için hali hazırdaki bir helikopter olan Sikorsky UH-60A parametreleri [13], üreticini geliştirdiği model ve sonuçları, AEFA uçuş test verileri mevcut olduğundan [18, 20, 23, 78], bu tezde geliştirilen helikopter uçuş dinamiği modeli bu hava aracıyla sınanacaktır. Böylece modellenen helikopter uçuş dinamiğini doğruluğu sınanacaktır. Buna ek olarak Flight-Lab yazılımı kullanılarak geliştirilen prototip helikopter uçuş dinamiği modeli ile de karşılaştırma yapılacaktır.

Hatırlatılmalı ki, bu tezde çırpma ve gecikme dinamiği analitik hesaplanmış ve dolayısıyla helikopter uçuş dinamiği yalnız katı cisim dinamiğini içeren altı serbestlik dereceli bir model olarak kurulmuştur. Çok serbestlik dereceli modellerin üst üste çakıştırılması ve yapılan değişik modelleme kabulleri ile pek mümkün değildir. Sonuçlar ancak yaklaşık olarak elde edilebilirler. Kabul edilebilir bir hata payına sahip sonuçlar ise modelin doğrulandığını ve sağlandığını ifade etmektedir.

13.1 Sikorsky UH-60A Modelinin Sağlaması ve Doğrulanması

Prototip helikopter üretim aşamasında olduğundan dolayı uçurulup uçuş verilerinin toplanması imkânı şu aşamada mümkün değildir. Dolayısıyla prototip helikopter uçuş dinamiği modelinin sağlanması ve doğrulanması uçuş testi verileri ile mümkün görünmemektedir. Bunun için hali hazırdaki bir helikopterin var olan matematiksel model sonuçları ve uçuş testlerinden elde edilen verilerin karşılaştırılması daha uygun olacaktır. Sikorsky, NASA Ames ve Boeing'in helikopter veya dikey uçuş hava aracı matematiksel modellerinden elde edilen sonuçlar ve AEFA uçuş test verileri mevcut olduğundan uçuş dinamiği modelini sınamak için Sikorsky UH-60A Kara Şahin helikopter modelini tercih ettik. Sikorsky UH-60A helikopterinin parametreleri Çizelge 13.1'de, ana rotor parametreleri Çizelge 13.2'de, kuyruk rotor parametreleri Çizelge 13.3'te, yatay dengeleyici parametreleri Çizelge 13.4'te, dikey

kanat parametreleri Çizelge 13.5'te ve gövde parametreleri Çizelge 13.6'da verilmiştir. Ölçüler referanslarda okunduğu gibi gösterilmiş, fakat hesaplamalarda SI birimlerine çevrilmektedir. Buna ek olarak çizelgelerde verilen ölçü birimlerinin SI karşılıkları ise şöyledir: $1m = ft/3.281$, $1m = inc/39.37$, $1kgm^2 = lb \cdot inc \cdot s^2/8.851$, $1kgm^2 = 1.36 slug \cdot ft^2$, $1rpm = 0.10471976 rad/s$.

Çizelge 13.1 : Sikorsky UH-60A parametreleri [13].

Parametre adı	Sembol	Değer	Birim
Kütle atalet momenti	I_{XX}	65550	lb-in-s^2
Kütle atalet momenti	I_{YY}	473626	lb-in-s^2
Kütle atalet momenti	I_{ZZ}	442646	lb-in-s^2
Kütle atalet çarpımı	I_{XY}	0	lb-in-s^2
Kütle atalet çarpımı	I_{XZ}	18886	lb-in-s^2
Kütle atalet çarpımı	I_{YZ}	0	lb-in-s^2
Ağırlık	W_b	16000.9	lb
STA eksenindeki mesafe	$STA_{AR,f}$	358	inç
BL eksenindeki mesafe	$BL_{AR,f}$	0	inç
WL eksenindeki mesafe	$WL_{AR,f}$	251	inç

Çizelge 13.2 : Sikorsky UH-60A ana rotor parametreleri [13].

Parametre adı	Sembol	Değer	Birim
Şaft eğim açısı	i_s	3	der
Pala sayısı	N_b	4	-
Rotor diski yarıçapı	R_{AR}	26.835	ft
Rotor disk hızı	Ω_{AR}	258	rpm
Rotor disk sürüklemesi	c_{d_0}	0.002	-
Pala burulma açısı	θ_{tw}	-18	der
Palanın başlangıç noktası	r_0	3.83	ft
Pala veteri	c	1.75	ft
Pala taşıma eğrisi eğimi	a	6.16	1/rad
Palanın ağırlığı	W_{BLD}	256.9	lb
Çırpma menteşesi ofseti	e_β	1.25	ft
Çırpma yayı katılık değeri	K_β	0	Nm/rad
Çırpma başlangıç açısı	β_p	0	der
Çırpma kütle atalet momenti	I_β	1512.6	slug ft^2
STA eksenindeki mesafe	$STA_{AR,f}$	341.2	inç
BL eksenindeki mesafe	$BL_{AR,f}$	0	inç
WL eksenindeki mesafe	$WL_{AR,f}$	315	inç

Çizelge 13.3 : Sikorsky UH-60A kuyruk rotor parametreleri [13].

Parametre adı	Sembol	Değer	Birim
Pala sayısı	N_b	4	-
Rotor diski yarıçapı	R_{KR}	5.5	ft
Uç kayıp faktörü	B_{KR}	0.92	-
Disk sürüklemesi	c_{d_0}	0.002	-
Rotor disk hızı	Ω_{KR}	124.62	rad/s
Pala taşıma eğrisi eğimi	a	5.73	1/rad
Pala veteri	c	0.180	m
Çırpma-hatve etkileşimi	δ_3	35	der
Rotor eğim açısı	Γ	20	der
Pala burulma açısı	θ_{tw}	-18	der
STA eksenindeki mesafe	$STA_{KR,f}$	732	inç
BL eksenindeki mesafe	$BL_{KR,f}$	-14	inç
WL eksenindeki mesafe	$WL_{KR,f}$	324.	inç

Çizelge 13.4 : Sikorsky UH-60A yatay dengeleyici parametreleri [13].

Parametre adı	Sembol	Değer	Birim
2. kanat açıklığı	$b_{YD}^{(2)}$	14.38	ft
1. kanat açıklığı	$b_{YD}^{(1)}$	14.38	ft
STA eksenindeki mesafe	$STA_{YD,f}$	700.1	inç
2. kanadın BL eksenindeki mesafe	$BL_{YD,f}^{(2)}$	-7.19	inç
1. kanadın BL eksenindeki mesafe	$BL_{YD,f}^{(1)}$	7.19	inç
WL eksenindeki mesafe	$WL_{YD,f}$	244	inç

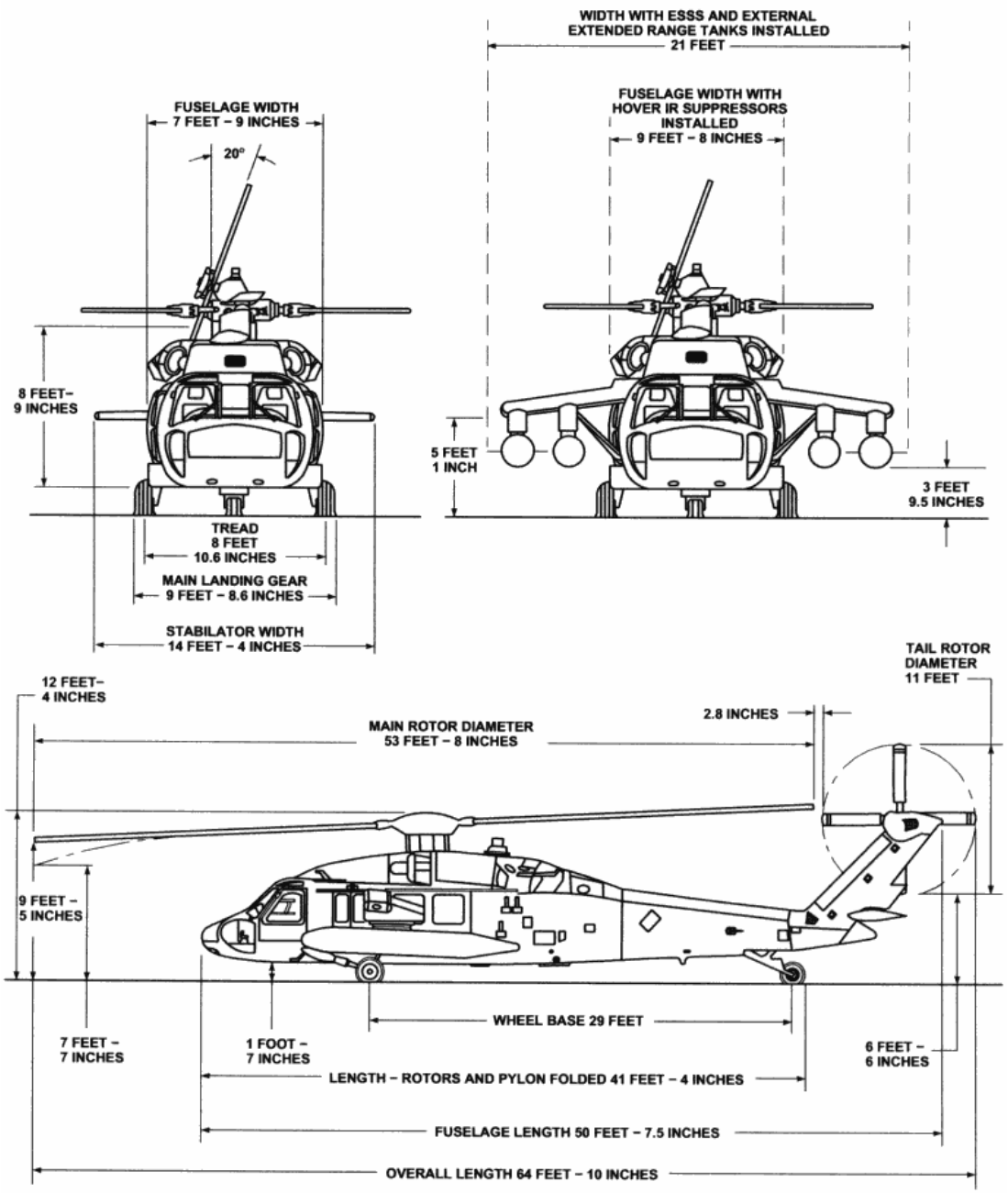
Çizelge 13.5 : Sikorsky UH-60A dikey kanat parametreleri [13].

Parametre adı	Sembol	Değer	Birim
Kanat açıklığı	b_{DK}	8.167	ft
Kanat ok açısı	Λ	41	der
STA eksenindeki mesafe	$STA_{DK,f}$	495	inç
BL eksenindeki mesafe	$BL_{DK,f}$	0	inç
WL eksenindeki mesafe	$WL_{DK,f}$	273	inç

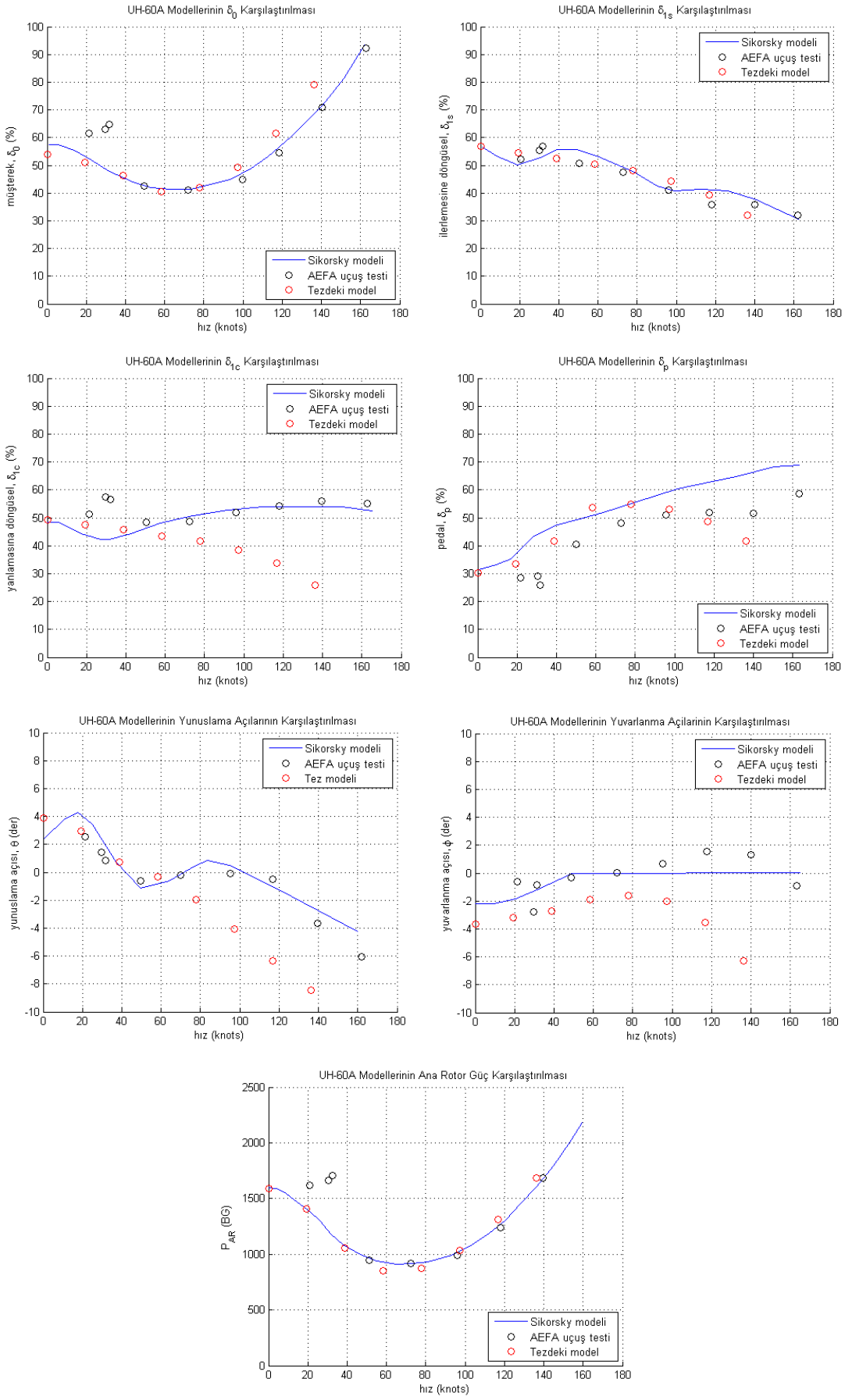
Çizelge 13.6 : Sikorsky UH-60A gövde parametreleri [13].

Parametre adı	Sembol	Değer	Birim
STA eksenindeki mesafe	$STA_{G,f}$	355.9	inç
BL eksenindeki mesafe	$BL_{G,f}$	0	inç
WL eksenindeki mesafe	$WL_{G,f}$	248.2	inç

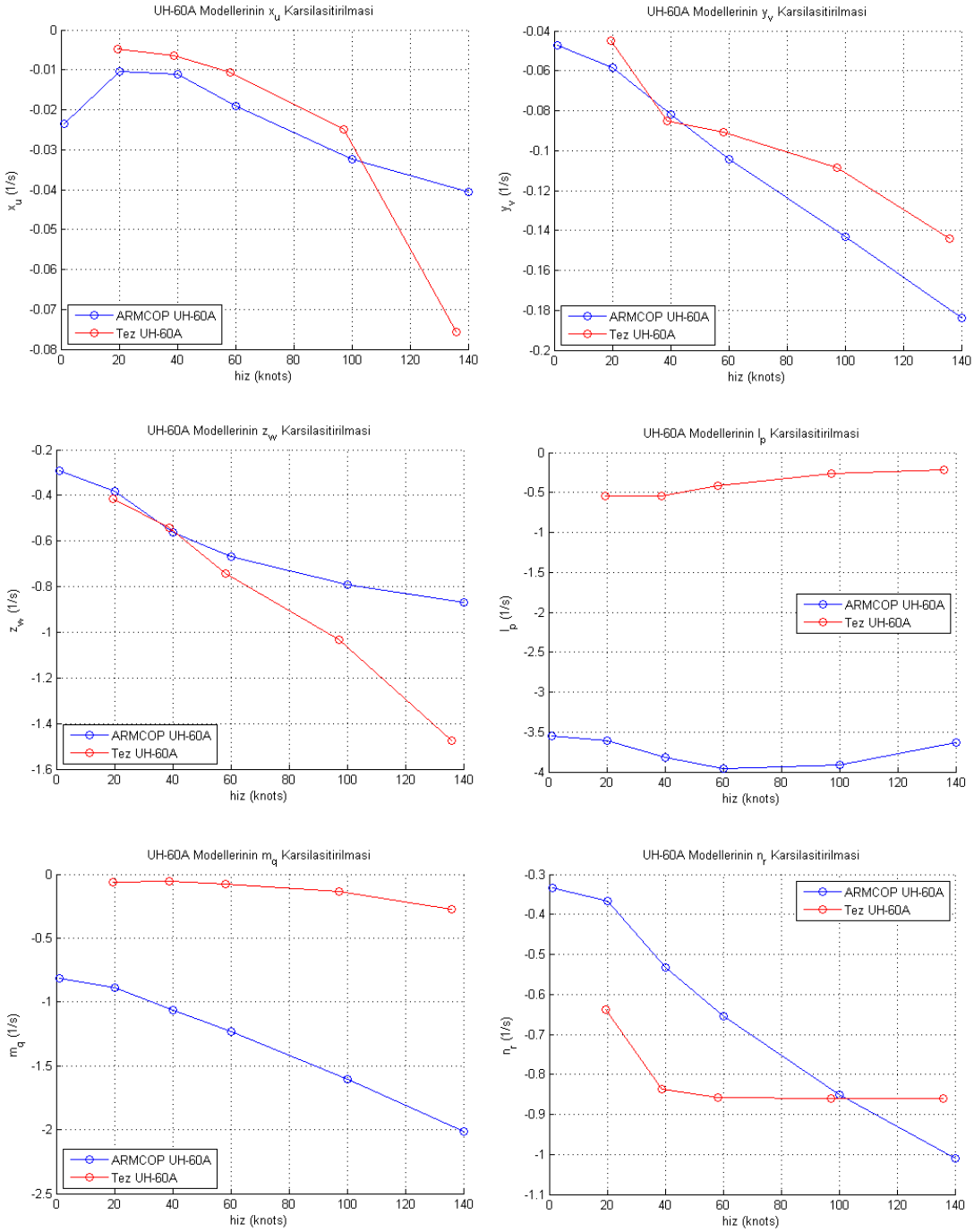
Bu tezde prototip helikopter için geliştirilen doğrusal olmayan helikopter uçuş dinamiği modelinde yatay dengeleyici sabit modellendiğinden Sikorsky parametreleri ile sınanırken yatay dengeleyici oturma açısı $i_{YD} = 5der$ olarak kabul edilmiştir. Bu kabul büyük ileri uçuş hızlarında uçuş testleri ve Sikorsky modelinden elde edilen dinamik denge sonuçlarına göre yapılmıştır. Sikorsky UH-60A helikopterinin ölçülendirilmiş iki izdüşüm görüntüsü Şekil 13.1'de verilmiştir.



Şekil 13.1 : Sikorsky UH 60A Kara Şahin helikopteri [98].



Şekil 13.2 : Sikorsky UH-60A dinamik denge sonuçlarının karşılaştırması.



Şekil 13.3 : Sikorsky UH-60A modellerinin kararlılık türevleri karşılaştırılması.

Bu tezde modellenen helikopter uçuş dinamiği modeli kullanılarak Sikorsky UH-60A helikopteri 5250ft uçuş irtifasında dinamik denge analizi sonuçları Sikorsky helikopter modeli ve AEFA uçuş testleri Şekil 13.2'de karşılaştırmalı verilmiştir. Sikorsky'nin geliştirdiği matematiksel model [13] Glauert iç akış modelini kullanmaktadır ve rotor izindeki hava akımının dikey ile yatay yöndeki hız bileşenlerini de hesaba katmaktadır. Düşük hızlarda bu tezdeki helikopter modelinin müşterek girişi Sikorsky modelinden yaklaşık olarak %5-7 daha az olmasının sebebi

de iç akış modellerinin farklı olmasıdır. Büyük ileri uçuş hızlarında geliştirilen helikopter uçuş dinamiği modeli Sikorsky modelinden ve uçuş verilerinden yaklaşık olarak %10 daha fazla hesaplanmıştır. Ne var ki, ana rotorun çektiği güç değerleri çok yakın elde edilmiştir. İlerlemesine döngüsel kontrol girişi Sikorsky modeli ve uçuş verilerinden aşağı yukarı %5 sapma göstermektedir. Yanlamasına döngüsel kontrol girişi Sikorsky modeli ve uçuş verilerine görse farklı hesaplanmıştır. Pedal girişi ise 100 knots kadar benzer elde edilmiş fakat daha büyük hızlar için ters yöne saptığı görülmüştür. Yunuslama açısının büyük ileri uçuş hızlarında farklı olmasının sebebi ise UH-60A'da yatay dengeleyicinin sabit olmamasındandır. UH-60A'da tasarlanan bir kontrol sistemi yatay dengeleyicinin oturma açısını uçuş verilerine göre kontrol etmektedir. Yuvarlanma açısı 80 knots'a kadar Sikorsky modeli ve uçuş testleri ile benzerdir. Fakat daha büyük hızlarda Sikorsky modeli sıfır civarında kalırken, uçuş testlerinden yuvarlanma açısının negatif yöne doğru döndüğü gözlenmektedir. Prototip helikopter modelinden elde edilen sonuçlar ise yuvarlanma açısının uçuş testlerine göre negatif yönde 5-6 derece daha fazla sapmış olmasıdır.

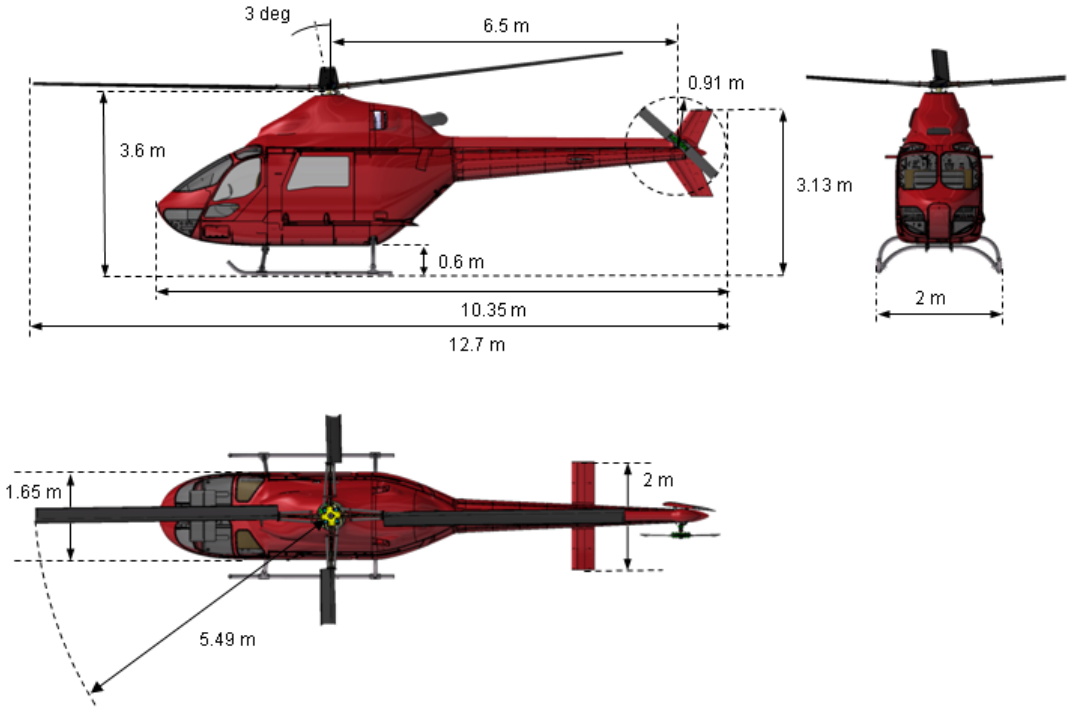
Bu tezde oluşturulan helikopter uçuş dinamiği modeli kullanılarak Sikorsky UH-60A helikopterinin trim analizlerinden elde edilen kararlılık türevleri ARMCOP UH-60A'nın sonuçları [18] ile karşılaştırmalı Şekil 13.3'te verilmiştir. Kararlılık türevlerinden x_u, z_w ve y_v aynı trend ve yaklaşık değerlere sahip oldukları gözlenmektedir. Ne var ki, m_q ve l_p benzer eğri şekillerine sahip olsalar da bu tezde elde edilen değerlerin sayısal değerleri referans değerlere göre daha küçüktürler. Son olarak ifade edilmeli ki n_r kısmen benzerlik göstermektedir.

Bu tezde geliştirilen helikopter uçuş dinamiği modeli Sikorsky UH-60A helikopter parametreleri kullanılarak yapılan karşılaştırmalı analizlerde ilerlemesine uçuş dinamikleri benzer ve tutarlı fakat yanlamasına uçuş dinamikleri 80 knots'a kadar benzer olduğu görülmüştür. Sonuç olarak helikopter uçuş dinamiğinin benzer olduğu aralıkta bir hata payı ile doğruluğu kabul edilebilir.

13.2 Prototip Helikopterin Flight-Lab Modeli ile Karşılaştırılması

Sikorsky UH-60A helikopteri ile yapılan karşılaştırma sonuçları ideal olmasa da ilerlemesine uçuş dinamikleri için gayet iyi, yanlamasına uçuş dinamikleri için de 80 knots ileri uçuş hızına kadar tutarlı fakat daha ileri uçuş hızları için tutarsız olduğu

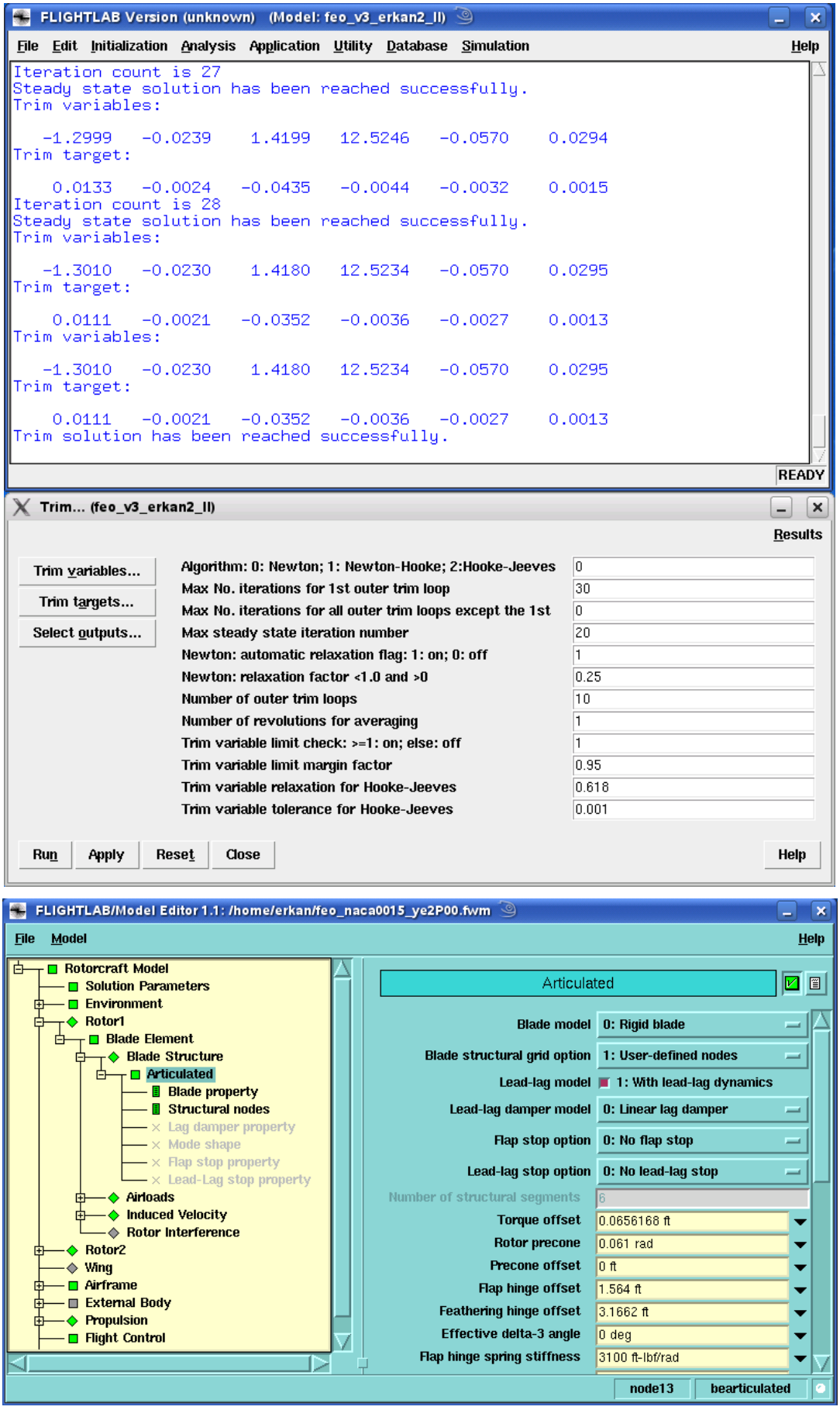
gözlenmiştir. Bu bölümde ROTAM'da bulunan ileri helikopter modelleme, analiz ve simülasyon yazılımı Flight-Lab kullanılarak modellenen prototip helikopter (bkz. Şekil 13.4) ile bu tezde geliştirilen helikopter modeli karşılaştırılacaktır.



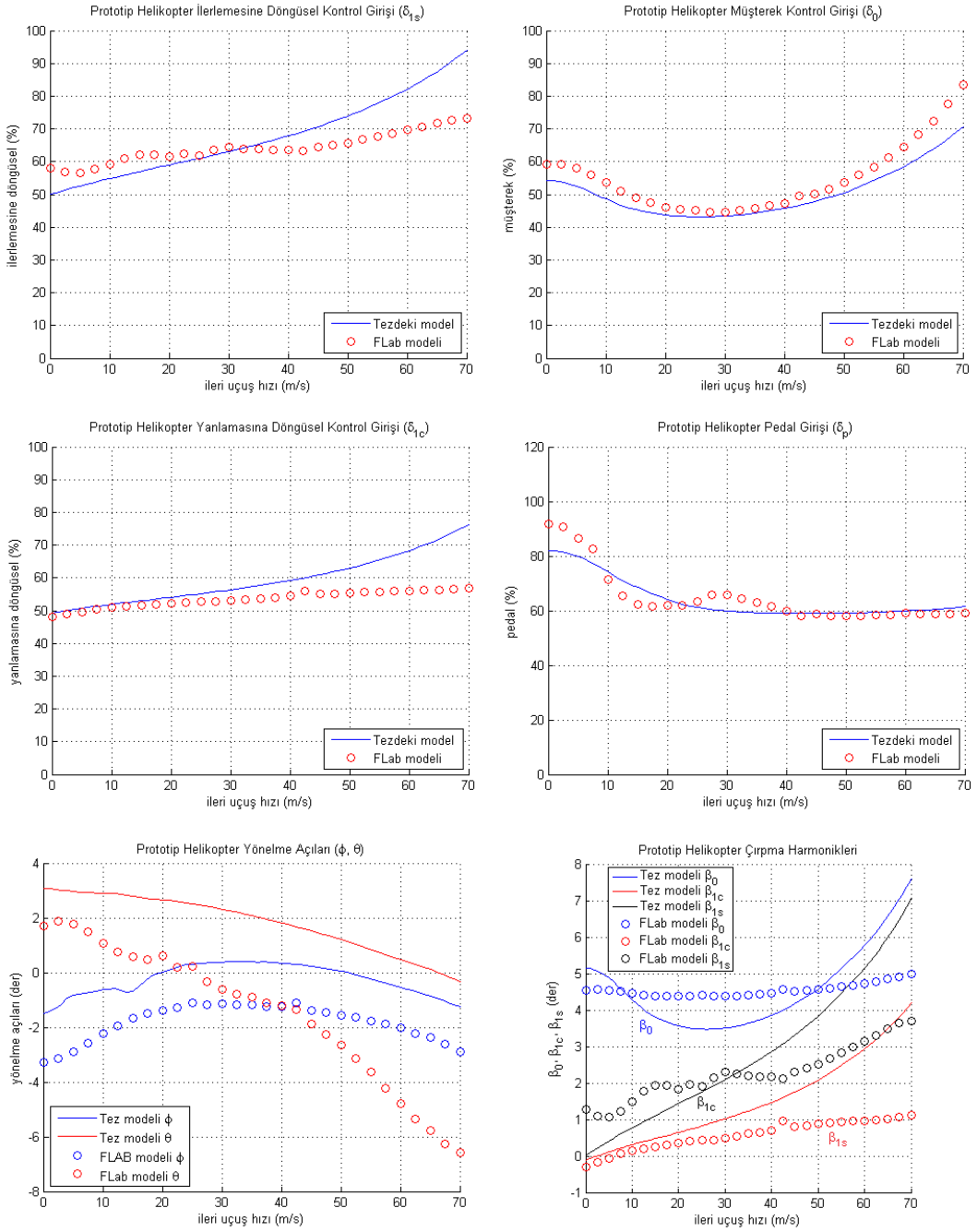
Şekil 13.4 : Prototip helikopterin üç izdüşüm görünüşü [63].

Flight-Lab (FLab) modelinde iç akış oranı Peters/He olarak seçilmiş ve rotorun çırpma-gecikme dinamikleri analizlere dâhil edilmiştir. Turbomeca tarafından sağlanan veriler ile Arrius 2T turboşaft motor değerleri dâhil edilerek güç ünitesi modellenmiştir. Ana rotorun pala kesiti NACA0012 olup ilgili aerodinamik katsayılar girdi dosyası olarak tanımlanmış ve kuyruk rotoru Bailey rotor modeli ile modellenmiştir. Yatay dengeleyicinin aerodinamik profili NACA0012 ve dikey kanadın aerodinamik profili NACA4412 olup aerodinamik katsayılar girdi dosyası olarak tanımlanmıştır. Gövdenin aerodinamik katsayıları da yine girdi dosyası olarak tanımlanmıştır. Flight-Lab yazılımının modelleme ve analiz pencerelerinin görünümü Şekil 13.5'te verilmiştir.

Prototip helikopterin brüt ağırlık altında, deniz seviyesi uçuş irtifasında (0m) ve 0 – 70 m/s ileri uçuş hızı aralığında dinamik denge (trim) şartında tezde modellenen uçuş dinamikleri ve Flight-Lab modeli ile elde edilen sonuçlar dört kontrol girişi, iki yönelme açısı ve çırpma açıları Şekil 13.6'da karşılaştırmalı sunulmuştur.



Şekil 13.5 : Flight-Lab “xanalysis-trim” ve “flme editor” pencereleri.

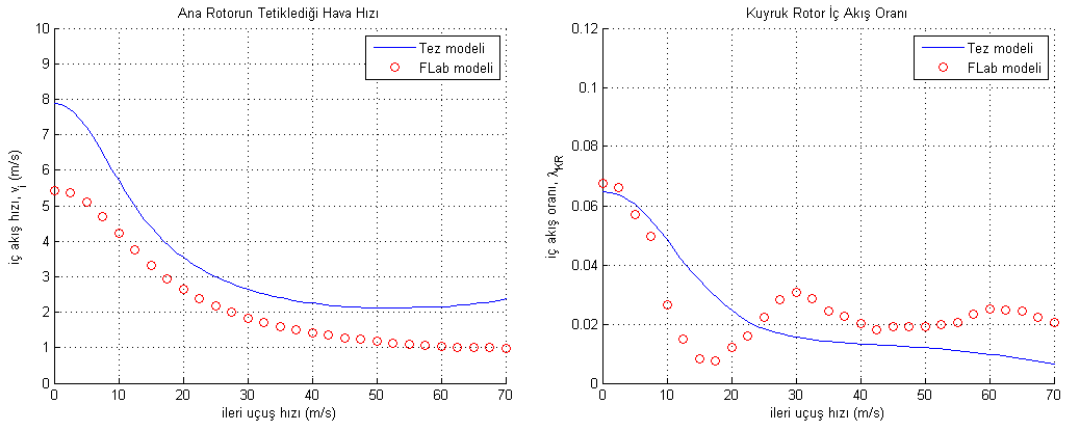


Şekil 13.6 : Flight-Lab analizleri ile karşılaştırma.

Eğriler genel olarak bir birlerine benzemekte fakat sayısal olarak çok küçük farklar görülmektedir. Bu farklar matematiksel modeller oluşturulurken yapılan kabuller ve değişik aerodinamik yaklaşımlar ile modellenen aerodinamik etkiler sonucunda ortaya çıkmıştır. Müşterek kontrol girişi %5'lik bir yanılma payı ile hesaplanmıştır. İlerlemesine döngüsel kontrol girişi de yaklaşık %5'lik bir yanılma payı ile hesaplanmış fakat 50 m/s ve sonraki ileri uçuş hızlarında hata paya %20 çıkmaktadır. Benzer şekilde yanlamasına döngüsel kontrol giriş 40 m/s kadar tutarlı fakat sonrasında saparak %15'lik hata payı oluşmaktadır. Yönelme açılarının trendleri

benzer olup sayısal değeri birkaç derece daha az veya daha fazla hesaplanmıştır. Çırpma harmoniklerine bakacak olursak 50 m/s ileri uçuş hızına kadar 1 derecelik hata payı mevcut iken ileri uçuş hızı arttıkça hata payı her bir harmonik için 2.5 derece kadar çıkmaktadır. Bu fark ise serbestlik derecelerini azaltmak için analitik olarak çözülen ve modellenen çırpma hareketi neden olmaktadır. Elde edilen sonuçlar daimi iç akış oranı modeline uygun sonuçlar vermektedir [30]. Kontrol girişleri ve rotor parametreleri ile modellenen çırpma hareketine dikkatlice bakılırsa çırpma harmonikleri kontrol girişlerine çok benzemektedirler. Bu da modelin yapısından dolayı beklenen bir haldir.

Bu tezde önerilen daimi iç akış hesaplama yöntemi ile ana ve kuyruk rotor iç akış oranları modellenmiştir. Ana rotorun tetiklenmiş hız ve kuyruk rotorun iç akış oranı karşılaştırmalı Şekil 13.7'de sunulmuştur. Solda ana rotor iç akış hızı Flight-Lab modeline göre 1-2 m/s lik bir fark ile hesaplanmıştır. Kuyruk rotor iç akış oranı ise benzer trende sahiptir. Önerilen daimi iç akış hesaplama yöntemini tutarlılığını burada görmek mümkündür.

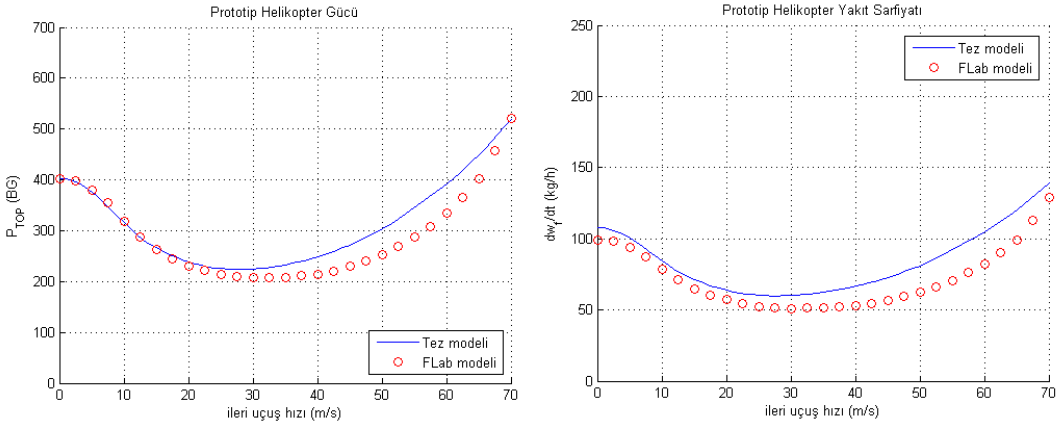


Şekil 13.7 : Ana rotor tetiklenmiş hız ve kuyruk rotor iç akış oranı.

Prototip helikopter modeline ait toplam güç ve yakıt sarfiyatı Şekil 13.8'de karşılaştırmalı olarak sunulmuştur. Toplam güç grafiği düşük hızlarda aynı fakat 30m/s ileri uçuş hızından sonra en çok %15'lik bir sapma payı ile tutarlılığını korumaktadır. Güç eğrisine benzer eğriye sahip yakıt sarfiyatı %5lik genel bir sapma ile bu çalışmada elde edilmiştir.

Son söz olarak, yapılan karşılaştırmalı analizlerden prototip helikopter için oluşturulan uçuş dinamiği modeli değişik yazılım modelleri ve uçuş testi ile bazı uçuş şartları haricinde benzer karakteristikler resmetmektedir. Görünen farklılıklar

doğrusal olmayan uçuş dinamiği modelinin serbestlik dereceleri azaltmak için çırpma hareketi ve iç akış oranı hesaplama yöntemlerinde yapılan kabuller sonucu ortaya çıkmaktadır.



Şekil 13.8 : Toplam güç ve yakıt sarfiyatı.

Ekler bölümünde EK D'de ayrıca prototip helikopterin Flight-Lab analizleri sonucu elde edilen dinamik sistem matrisleri verilmiştir.

14. SONUÇLAR

Bu tezde yapılan çalışmalar akabinde ulaşılan genel sonuçlar, yapılan işlerin değerlendirmesi ve kıymeti ile ileride yapılabilecek işler bu bölümde kısaca ele alınacaktır.

14.1 Genel Sonuçlar

Bu tezde prototip helikopter için momentum teorisine dayalı askı hali, ileri ve dikey uçuş halinde iç akış modeli ile helikopter rotor aerodinamiği çalışıldı. İç akış oranı ile taşıma katsayısı birlikte yazılarak analiz ve simülasyon için hızlı ve pratik bir yöntem benimsendi. Böylece rotor palasının çırpma hareketi, kontrol girişi ve iç akış oranına bağlı, daha kolay hesaplanmaktadır. Rotor aerodinamik modelinden rotor diski genelince elde edilen hücum açısı ve taşıma katsayısı değerleri literatürdeki çalışmalara benzer olduğu görüldü. Böylelikle rotor aerodinamik modelinin de sağlaması yapılmış oldu. Diğer aerodinamik yüzeyler ve gövde yine teoriye uygun modellendi. Ayrıca katı cisim dinamikleri modellenerek prototip helikopterin doğrusal olmayan uçuş dinamik modeli oluşturulmuştur.

Helikopterin toplam ağırlığı, ağırlık merkezinin değişik yüklemeler altında gezindiği ağırlık merkezi zarfı, kütle atalet momentleri ve çarpımları yazılan Aircraft Inertia 1.0 programı ile hesaplandı. Bu program helikopterin değişik yüklemeler altındaki toplam ağırlığını, ağırlık merkezinin konumunu, kütle atalet momentleri ve çarpımlarını hesaplamakta ve tasarım sürecindeki analizleri hızlandırmaktadır. Bu programın hesapladığı parametreler prototip helikopterin uçuş dinamiği modelinde önemli yer tutmaktadırlar.

Helikopterin performans hesabı ve analizi aerodinamik etkilere bağlı olduğundan yapılan hesaplar momentum teorisinin sonuçları ile eşdeğerdir. Turbomeca tarafından sağlanan Arrius 2T turboşaft motoru modellenerek performans hesabı ve analiz sonuçları güç ile sınırlandırılarak gerçekçi kılınmıştır. Yapılan analizler sonucunda ancak Rus helikopter üreticilerinde rastlanan genel performans grafiği prototip helikopter için de elde edilmiştir. Böylece helikopterin şu hızları: azami,

asgari, azami menzil, azami seyir, irtifaya bağlı olarak çizdirilmiştir. Ayrıca helikopterin tırmanma oranları değişik uçuş şartları için hesaplanmıştır. Motor modeli ve elektronik kontrol ünitesi modellenerek kapalı çevrimde benzetimler yapılmıştır.

Doğrusal olmayan prototip helikopter uçuş dinamikleri modelinden belirli uçuş şartları civarında dinamiklerin lineer değiştiği kabulü yapılarak doğrusal uçuş dinamik modelleri ve transfer fonksiyonları analitik hesaplandı. Bir kere doğrusal model elde edildi mi helikopter uçuş dinamiklerinin kararlılığı hakkında daha fazla söz etmek mümkündür. Lineer sistemlerin kararlılık analizi doğrusal olmayan sistemlerin kararlılık analizlerinden çok daha basit ve kolaydır. Ayrıca lineer sistemin özdeğerleri veya karakteristik denklemin kökleri doğrusal olmayan sisteminde baskın kökleri veya özdeğerleridir. Prototip helikopter için ilerlemesine ve yanlamasına uçuş dinamiklerinin kararlılık analizleri yapıldı. Grafiksel olarak değişik irtifa ve uçuş hızlarında özdeğerler çizdirilerek uçuş dinamiklerinin davranışları hakkında bilgi elde edildi. Ayrıca dinamik kararlılık analizi yapılarak uçuş dinamiklerinin genlikleri yarılanma, ikiye katlanma, ve salınım periyodu süreleri hesaplanarak prototip helikopterin uçuş kabiliyeti ve pilot tarafından kontrol edilebilirliği incelendi.

Prototip olarak tasarlanan ve üretilen helikopter pilotlu uçuş için asgari uçuş ekipmanı ile donatılmıştır. Dolayısıyla helikopter test aşamalarında pilot tarafından kontrol edilecektir. Bunun için bu tezde basit insan operatörü ve geliştirilmiş pilot modellerine yer verilerek pilot-helikopter kapalı çevrim dinamik sistemin kararlılık analizleri ve benzetimleri yapıldı. Basit pilot modeli iki serbestlik dereceli dinamiklere hâkim iken dört serbestlik dereceli dinamiklerde hâkimiyet sağlayamamaktadır. Bu tamamen tek-girişli tek-çıkışlı olan modelin kendi yapısından dolayıdır. İlgili başlık altında ele alınan bir örnek uçuş şartında pilotun kararsız olan sapma açısal hızını dengelemek için uyguladığı pedal girişi kapalı çevrim dinamik sistemi yaklaşık olarak 5-6 saniyede kararlı hale getirmektedir. Bir diğer yanda çok-girişli çok-çıkışlı dinamik sisteme genişletilen ve modellenen geliştirilmiş pilot modeli aynı anda dört kontrol girişine de müdahale ederek helikopteri denge haline taşımaktadır. İlgili başlık altında verilen uçuş halinde pilot kararsız uçuş dinamiklerini yaklaşık olarak 8-9 saniyede helikopterin müşterek, döngüsel ve pedal kontrol girişlerini kullanarak kararlı hale getirmektedir. Bu süre

pilot geri beslemeli helikopter uçuş dinamiklerinin kararlı hale erişmesi için normaldir. İfade edilmeli ki, geliştirilmiş pilot modeli optimal kontrol teorisine dayanarak lineer gözlemleyici gibi davranmaktadır. Buradaki en önemli kıstas ise elde edilen tüm pilot matrisleri tamamen sinir-kas (nöromüsküler) gecikme parametrelerine bağlı olarak hesaplanmış olmasıdır.

Proje dâhilinde prototip helikopterde her ne kadar da bir kararlılık arttırıcı sistem veya otomatik uçuş kontrol sisteminin tasarımı ve uygulaması öngörülmese de bu tezde modellenen helikopter uçuş dinamiklerinin kararlılığını arttırmak veya uçuş yörüngesini, yönünü, hızını, v.b. muhafaza eden otomatik kontrol sistem tasarımlarına yer verildi. Kararlılık arttırıcı yöntemler ile basit oransal P-kontrol tasarımı öngörüldü. Böylece ilgili konuda ele alınan uçuş şartlarında KAS yaklaşık olarak 4-10 saniye aralığında dinamik sistemi kararlı hale getirmektedir. Bir tek uzun periyot KAS'i uçuş dinamiklerini yaklaşık 100 saniye gibi uzun bir sürede kararlı hale getirmektedir ki bu zaman uzun periyot modu için makul bir değerdir. Bir diğer yandan otomatik uçuş kontrol sistemleri (OUKS) için önerilen optimal kontrol kuralları yönelme dinamikleri ile irtifa muhafaza, uçuş hızı muhafaza (ileri ve dikey uçuş hızları), ve yön muhafazadır. Tasarlanan OUKS belirlenen başlangıç hataları elimine etmesi veya dinamik sistemi referans değerlerine ulaştırması yaklaşık olarak 7-10 saniye almaktadır. Elde edilen sonuçlar helikopter uçuş dinamikleri için kabul edilebilir ve makuldür.

Flight-Lab modeli ile yapılan karşılaştırmalarda kontrol girişleri, ana ve kuyruk rotor kuvvet ve tork eğrileri benzer şekle ve trende sahiptirler. Yalnız sayısal değerlerde farklılık görülmektedir. Bunun sebebi Flight-Lab ticari yazılımının kullanmakta olduğu daha komplike ve karmaşık aerodinamik ve dinamik modellerdir.

Nihai sonuç olarak tüm doğrusal ve doğrusal olmayan modelleme, kararlılık, performans ve dinamik denge analizleri pilot ve kontrol sistemleri tasarımını bir helikopter modelleme ve analiz yazılımına ihtiyaç duymadan sadece matematiksel işlem yapabilen bir program ile bu tez sayesinde artık yapılabilmektedir.

14.2 Değerlendirme

ROTAM araştırma merkezinde tasarlanan ve TAI tesislerinde montajı yapılan prototip helikopterin uçuş dinamiğinin benzetmek üzere oluşturulan helikopter

doğrusal ve doğrusal olmayan uçuş dinamiği modelleri ile değişik uçuş irtifası, hızı ve ortam şartlarına bağlı olarak dinamik denge (trim) ile kararlılık analizleri ve uçuş dinamiği modellemesi ve simülasyonları artık kolaylıkla yapılabilir durumdadır. Böylece prototip helikopterin daha ilk uçuşunu gerçekleştirmeden evvel uçuş performansı ve kararlılığı hakkında eldeki model ile yaklaşık bazı bilgiler elde edilebilmiştir. Gerekli görüldüğü takdirde kararlılık arttırıcı sistemlerin tasarımı ve entegrasyonu aşamasında bir kaç adım önde başlanabilir. Prototip helikopterin aletsel uçuş için gerekli olan otopilot sistemine yönelik model üzerinden yapılan örnek tasarımlar sunulmuş ve simülasyonlar yapılmıştır. Elde edilen sonuçlar ile bu tezde önerilen otopilot algoritmaları kararlı uçuş için yeterli olacağı açıkça görülmektedir.

Bu tezde oluşturulan helikopter uçuş dinamiği modelini özgün kılan yanlar şunlardır: 1) Rotor göbeğine yekpare esnek eleman ve aerodinamik kesitli palanın bağlandığı yumuşak düzlem içi rotor tipinden olan Tom Hanson patentli tasarımının eşdeğeri esnek elemanın bel vermesini ofsetli bir menteşe ve esnek elemanın katılığını menteşe yayı ile tanımlayarak oluşturulan rotor modeli baz alınarak pala dinamiği analitik çözülmüştür. 2) İç akış oranı $\lambda = \lambda(\theta_0)$ kontrol girişleri cinsinden tanımlanarak ve çırpma ile gecikme hareketi analitik çözülmüş ve modele dâhil edilerek doğrusal olmayan modelin serbestlik dereceleri azaltılmıştır, 3) Yumuşak düzlem içli rotor modeli için gecikme hareketinin eşdeğer yay katsayısı, eşdeğer menteşe konumu ve gecikme kütle atalet momenti rotorun açısal hızına bağlı parametrik tanımlanmıştır, 3) Sekiz durum değişkeni $[u\ w\ q\ \theta\ v\ p\ \phi\ r]$ ve analitik çözülmüş rotor hareketi (β-çırpma, ζ-gecikme) ile tanımlanmış doğrusal olmayan helikopter uçuş dinamiği modeli bu tasarım için ilk kez hazırlanmıştır, 4) Prototip helikopter modelinin doğrusal uçuş dinamiği incelemeleri ile transfer fonksiyonları kararlılık ve kontrol türevleri cinsinden formüle edilmiştir, 5) Pilotun yeni MIMO matematik modeli incelenmiştir, 6) Helikopter uçuş modlarını dengede tutmak için tek döngülü Geliştirilmiş KAS önerilmiştir, 7) Uçuş irtifası ve hızına bağlı aşırı kontrol gereksinimine ihtiyaç duymayan optimal Uyarlanabilen OUKS geliştirilmiştir. Özetlersek bu tezde tasarlanan prototip helikopter uçuş dinamiği modeli, geliştirilmiş kararlılık arttırıcı sistemler, uçuş kontrol sistemleri, önerilen yeni pilot modeli MIMO sistem gibi ele alınmış ve incelenmiştir.

Prototip helikopter motor üreticisi olan Turbomeca tarafından sağlanan parametreler ile Arrius 2T turboşaft motor modeli oluşturuldu. Pilotlu ve elektronik kontrol üniteli

(ECU) motor simülasyonları gerçekleştirildi. Bu çalışmalar araştırma merkezindeki için motor üzerine ilk deneyimdir.

HAGU projesi dâhilinde yapılan çalışmalar ile desteklenen bu tezin bir diğer getirisi ise helikopter doğrusal ve doğrusal olmayan uçuş dinamiklerinin modellenmesi, performans ve kararlılık analizleri, pilot modellenmesi, kararlılık arttırıcı yöntemler ile otomatik uçuş kontrol sistemlerinin bir arada olduğu Türkçe kaynak olarak araştırmacılara sunulmuş olmasıdır.

14.3 İleride Yapılabilecek Çalışmalar

Dış bozuculara ile algılayıcı gürültülerine veya parametrik belirsizliklere karşı dayanıklı (gürbüz) olan otomatik uçuş kontrol sistemlerinin tasarımı veya doğrusal olmayan kayma kipli kontrolün gerçek uygulamalara daha yakın olacağından ötürü yapılması öngörülen çalışmalar arasında en başa konulabilir. Buna ek olarak her bir uçuş irtifası, uçuş hızı ve ortam sıcaklığına bağlı olarak kontrol katsayıları daha küçük aralıklar ile parametrikleştirilerek uyarlanabilir OUKS geliştirilebilir.

Bu tezde modellenen rotor aerodinamiği ve rotor çırpma-gecikme dinamiği çalışmaları geliştirilebilir. Bunun için momentum teorisine dayanan daimi (uniform) iç akış modeli ve izbölgesi başka modeller ile geliştirilebilir. Örneğin vorteks teorisi, daimi olmayan akış, vb. Ofsetli menteşe ve yay elemanı ile eşdeğer olarak modellenen esnek pala daha kesin ve doğru analiz için bire bir esnek pala olarak Tom Hanson tasarımına daha yakın olan menteşesiz (hingeless) olarak modellenebilir.

Genel bakış açısıyla prototip helikopter için oluşturulan uçuş dinamiği modeli değişik göbek ve rotor modelleri, iç akış modelleri, v.b. modellere dâhil edilerek genel helikopter modelleme, analiz, ve simülasyon yazılımına dönüştürülebilir.

Ayrıca bu tezde bahsedilmeyen oto rotasyon olayı araştırılarak gerekirse helikopter uçuş modeli güncellenerek analiz ve uçuş benzetimleri yapılabilir.

KAYNAKLAR

[1] **J.B. Wheatley,** 1935: An Aerodynamic analysis of autogiro rotor with comparison between calculated and experimental results. NACA Rep. No. 7487, pp. 235-249

[2] **G. Sissingh,** 1938: Contribution to the Aerodynamics of Rotary-wing Aircraft National Advisory Committee for Aeronautics Report No. 921.

[3] **H.J Goett, W. K. Bullivant,** 1939: Test of N.A.C.A. 009, 0012, and 0018 airfoils in the full-scale tunel, NACA TR 647

[4] **F.J. Bailey, Jr.,** 1941: A simplified theoritical method of determining the characteristics of a lifting rotor in forward flight. NACA Rep. No. 716, pp. 209-226

[5] **M.L. Spearman,** 1948: Wind-tunel investigation of an NACA 0009 airfoil with 0.25- and 0.50- airfoil-chord plain flaps tested independently and in combination. NACA Technical Note 1517

[6] **H.H. Heyson, S. Katzoff,** 1956: Normal component of induced velocity in the vicinity of a lifting rotor with nonuniform disk loading, NACA-TR-3690.

[7] **J.R. Schiess, V.R. Roland,** 1975: Kalman Filter Estimation of Human Pilot Model Parameters, NASA TN D-8024.

[8] **R.T.N. Chen,** 1979: A Simplified Rotor System Mathematical Model or Piloted Flight Dynamics Simulation, NASA Technical Memorandum 78575.

[9] **R.K. Heffley, W.F. Jewell, J.M. Lehman, R.A. Vanwinkle,** 1979: A compilation and analysis of helicopter handling qualities data. Volume 1: Data compilation. NASA-CR-3144, TR-1087-1.

[10] **R.K. Heffley, W.F. Jewell, J.M. Lehman, R.A. Vanwinkle,** 1979: A compilation and analysis of helicopter handling qualities data. Volume 2: Data analysis. NASA-CR-3145, TR-1087-2-VOL-2.

[11] **R.T.N. Chen,** 1980: Effects of Primary Rotor Parameters on Flapping Dynamics, NASA Technical Paper 1431.

[12] **W. Johnson,** 1980: A Comprehensive Analytical Model of rotorcraft Aerodynamics and Dynamics Part I: Analysis Development, vol. 1, 2 and 3, NASA TM 81182.

[13] **J.J. Howlett,** 1981: UH-60A Black Hawk Engineering Simulation Program: Volume I – Mathematical Model, NASA CR 166309.

[14] **P.D. Talbot, B.E. Tinling, W.A. Decker, and R.T.N. Chen,** 1982: A Mathematical Model of a Single Main Rotor Helicopter for Piloted Simulation. NASA TN 84281.

[15] **W.Z. Stepniewski,** 1983: A Somparative Study of Soviet vs. Western Helicopters Part 1 - General Comparison of Designs, NASA CR 3579.

[16] **W.Z. Stepniewski,** 1983: A Somparative Study of Soviet vs. Western Helicopters Part 2 – Evaluation of Weight, Maintainability, and Design Aspects of Major Components, NASA CR 3580.

[17] **T.A. Egolf, A.J. Landgrebe,** 1983: Helicopter Rotor Wake Geometry and Its Influence in Forward Flight, Volume I - Generalized Wake Geometry and Wake Effect on Rotor Airloads and Performance, NASA CR 3726.

[18] **K.B. Hilbert,** 1984: A Mathematical Model of the UH-60 Helicopter, NASA TM 85890.

[19] **J.J. Coy, D.P. Townsend, E.V. Zaretsky**, 1985: Gearing. NASA Ref. Pub 1152, AVSCOM TR-84-C-15.

[20] **M.G. Ballin,** 1987: Validation of Real-Time Engineering Simulaiton of UH-60A Helicopter, NASA TM 88360.

[21] **M.G. Ballin,** 1988: A high fidelity real-time simulation of a small turboshaft engine, NASA TM 100991.

[22] **J.B. Davidson, D.K. Schmidt,** 1992: Modified Optimal Control Pilot Model for Computer-Aided Design and Analysis, NASA TM-4384.

[23] **A. Atencio, Jr.,** 1993: Fidelity Assessment of a UH-60A Simulation on the NASA Ames Vertical Motion Simulator, NASA TM 104016.

[24] **J.B. Davidson, D.K. Schmidt,** 1994: Extended Cooperative Control Synthesis, NASA TM 4561.

[25] **W.G. Bousman, C. Young, F. Toulmay, N.E. Gilbert, R.C. Strawn, J.V. Miller, T.H. Maier, M. Costes, P. Beaumier,** 1996: A Comparison of Lifting-Line and CFD Methods with Flight Test Data from a Research Puma Helicopter, NASA Technical Memorandum 110421.

[26] **D.E. Kirk,** 1970: *Optimal Control Theory*, Prentice-Hall, New Jersey.

[27] **D. McLean,** 1990: *Automatic Flight Control Systems*, Prentice Hall, London.

[28] **B.L. Stevens, F.L. Lewis,** 1992: *Aircraft Control and Simulation*, John Wiley & Sons, Inc.

[29] **R.L. Beilewa,** 1992: *Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity*, AIAA Education Series, Washington DC.

[30] **W. Johnson,** 1994: *Helicopter Theory*. Dover Publications Inc, New York.

[31] **R.W. Prouty,** 1995: *Helicopter Performance, Stability, and Control*. Krieger Publishing, Florida.

[32] **A.-R. Neshat,** 1995: A High Order Simulation Model fort he Bell 2005 Helicopter (M.Sc. Thesis), Carleton University, Ottawa, Ontario, Canada.

[33] **K. Ogata,** 1997: *Moder Control Engineering*, Prentice Hall, Upper Saddle River, New Jersey.

[34] **T. F. Hanson,** 1998: *A Designer Friendly Handbook of Helicopter Rotors*, ideasalacarte.com.

[35] **A.R.S. Bramwell, G.T. Sutton Done, D. Balmford**, 2001: *Bramwell's Helicopter Dynamics*, 2nd Edition, AIAA, Virginia.

[36] **J.G. Leishman,** 2005: *Principles of Helicopter Aerodynamics*, 2nd Edition. Cambridge University Press, New York.

[37] **M.B. Tischler, R. K. Remple,** 2006: *Aircraft and Rotorcraft System Identification Engineering Methods with Flight Test Examples*. AIAA Education Series, Virginia.

[38] **Turbomeca (Groupe SAFRAN),** 2006: NT Arrius 2T Linear Model Description, Note Technique, AA006482 Version A.

[39] **Turbomeca (Groupe SAFRAN),** 2006: Installation / Operation Manual.

[40] **V. Dvoeglazov,** 2007: Concise Description of the Swashplate Design, AVIA Engineering OOO, Kazan, Russia.

[41] **AMCP 706-201,** 1972: *Engineering Design Handbook Helicopter Engineering*. Part Three. Qualification Assurance, , DTIC Accession Nr. AD0901657.

[42] **R. Prouty,** 2006: An easy-to-fly helicopter, AHS Vertiflite, Fall 2006, pp.26-27.

[43] **T. Reimann, G. Çetin**, 2005: Actuator Disk Method Applied to the ITU-HTH Helicopter in Hover and Advancing Flight, ITU-ROTAM Rapor No: R280-AAA-R-05-003.

[44] **A. Sofyalı, G. Çetin**, 2005: İleri Uçuş Halinde İTÜ HTH Etrafındaki Akımın Eyleyici Disk Yöntemiyle Hesaplanaması, ITU-ROTAM Rapor No: R280-AAA-R-05-004.

[45] **E. Abdulhamitbilal,** 2005: Rotorcraft's Mathematical Model Design and Computational Simulation with Matlab-Simulink, ITU-ROTAM Rapor No: R280-SC-R-05-001. Danışman: Prof. Dr. Elbrus Caferov & Prof. Dr. Levent Güvenç.

[46] **E. Abdulhamitbilal, E. Caferov ve L. Güvenç,** 2005: Doğrusal olmayan helikopter modeli ve asılı hal için trim analizi. *TOK'05, Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı Bildiriler Kitabı*, 2-3 Haziran, Maslak, İstanbul, pp. 533-538.

[47] **E. Abdulhamitbilal, E.M. Jafarov and L. Güvenç,** 2005: Nonlinear helicopter model and trim analysis for forward flight. *AIAC-2005, 3rd Ankara International Aerospace Conference, Abstracts & Proceedings*, 22-25 August, Ankara, Turkey, Abstract pp. 64.

[48] **İ. Yıldırım, F.E. Ölçer, K. Anbarcı, C. Çınar,** 2006: İTÜ-HTH Kuyruk Kontrol Yüzeyleri Tasarım Raporu, ITU-ROTAM Rapor No: R280-AAA-R-06-001.

[49] **F.E. Ölçer,** 2006: Swashplate Sınır Açılarının Belirlenmesi – Aerodinamik Tabalı Çalışma, ITU-ROTAM Rapor No: R280-AAA-R-06-007.

[50] **E. Abdulhamitbilal,** 2006: ITU-LCH/HTH'nin Kararlılık Analizi (Bölüm 2), ITU-ROTAM Rapor No: R280-SC-R-06-004.

[51] **E. Abdulhamitbilal,** 2006: ITU-LCH/HTH Lineer Parametrik Modeli, ITU-ROTAM Rapor No: R280-SC-R-06-005. Kontrol eden: Prof. Dr. Elbrus Caferov

[52] **E. Abdulhamitbilal, E.M. Jafarov, and L. Güvenç,** 2006: Computer based simulation of Bell 205 helicopter Matlab-Simulink model, *ASM 2006, Proceedings of International Conference on Applied Simulation & Modeling IASTED*, June 25-28, Rhodes, Greece.

[53] **H. İbaçoğlu,** 2007: Helikopter Ön Tasarım Ototmasyonu. İTÜ-Merkez Kütüphanesi Yük. Lis. Tezler Bölümü. Tez Danışmanı Prof. Dr. Süleyman Tolun.

[54] **E. Abdulhamitbilal, E.M. Jafarov, and L. Güvenç,** 2007: Gain Scheduled LQ Optimal Control of a Parametric Light Commercial Helicopter Model at Sea Level. *Proceedings of ACMOS'07, 9th WSEAS International Conference on Automatic Control*, *Modeling and Simulation*, June 27-29, Istanbul, Turkey.

[55] **E. Abdulhamitbilal, F.E. Ölçer, İ. Kurtaran,** 2007: ITU-HTH Kumanda Kontrol Mekanizmasının Flightlab Modeli, ITU-ROTAM Rapor No: R280-SC-R-07-001.

[56] **E. Abdulhamitbilal, M.S. Kay, F.E. Ölçer,** 2007: İTÜ-HTH'nın Kontrolü İçin Pilot Giriş Kuvvetleri Hesabı ve Döner Tabla Mekanizmasının Kinematik Modeli, ITU-ROTAM Rapor No: R280-SC-R-07-003.

[57] **E. Abdulhamitbilal,** 2007: İTÜ-HTH'nin Aaskı Halindeki İlerlemesine Dinamik Kararlılığı, ITU-ROTAM Rapor No: R280-SC-R-07-004.

[58] **F.E. Ölçer,** 2007: Modeling and Simulation of a Conventional Helicopter. İTÜ Kütüphanesi Yük. Lis. Tezler Bölümü., Tez Danışman Prof. Dr. A Rüstem Aslan.

[59] **H. Körük**, 2008: Measurement, Modelling and Modal Aanalyses of Helicopter Structures, İTÜ Kütüphanesi Yük. Lis. Tezler Bölümü. Tez Danışmanı Prof. Dr. Kenan Y. Şanlıtürk.

[60] **U. Uzundağ,** 2008: Hafif, Ticari Bir Helikopterin Güç İletim Ssisteminin Burulma Titreşimlerinin İncelenmesi, İTÜ Kütüphanesi Yük. Lis. Tezler Bölümü. Tez Danışmanı Prof. Dr. H. Temel Belek.

[61] **M.S. Kay,** 2008: Yataksız Bir Helikopter Rotoru Test Düzeneğinin Hava Rezonansı Incelemesi, İTÜ-Merkez Kütüphanesi Yük. Lis. Tezler Bölümü. Tez Danışmanı Prof. Dr. Zahit Mecitoğlu.

[62] **K. Gürses,** 2008: Bir Helikopterin Yer Rezonansının İncelenmesi ve Yer Rezonansına Karşı Tasarımı, İTÜ Kütüphanesi Yük. Lis. Tezler Bölümü. Tez Danışmanı Prof. Dr. Kenan Y. Şanlıtürk.

[63] **U. Türkyılmaz (Derleyen)**, 2008: İTÜ-Hafif Ticari Helikopteri (HTH) Deneysel Prototip Tanıtım Kataloğu, İTÜ-ROTAM, Sürüm 1, Eylül.

[64] **E. Abdulhamitbilal,** 2008: İTÜ-HTH'nın Askı Halindeki Yanlamasına Dinamik Kararlılığı, ITU-ROTAM Rapor No: R280-SC-R-08-001.

[65] **U. Tükyılmaz,** 2007: 18-02-2007 Tarihli Güncellenmiş Bileşen Ağırlıkları, Ağırlık Merkezleri Ve Ağırlık Merkezi Zarfları, ITU-ROTAM Rapor No: R280-PDPLM-R-07-001.

[66] **U. Tükyılmaz,** 2007: 02–10–2007 Tarihli Güncellenmiş Bileşen Ağırlıkları, Ağırlık Merkezleri Ve Ağırlık Merkezi Zarfları, ITU-ROTAM Rapor No: R280-PDPLM-R-07-002.

[67] **U. Tükyılmaz, E. Abdulhamitbilal,** 2008: 26-02-2008 Tarihli Güncellenmiş Bileşen Ağırlıkları, Ağırlık Merkezleri, Ağırlık Merkezi Zarfları ve Atalet Momentleri Hesaplanması, ITU-ROTAM Rapor No: R280-PDPLM-R-07-003.

[68] **U. Tükyılmaz, E. Abdulhamitbilal,** 2008: ITU-HTH Bileşenlerinin Ağırlık, Ağırlık Merkezi Konumları, Atalet Momentleri ve Ağırlık Merkezi Zarflarının Güncellenmesi (06-08-2008). ITU-ROTAM Rapor No: R280-PDPLM-R-08-001.

[69] **U. Tükyılmaz, E. Abdulhamitbilal,** 2008: Hava aracı kütle atalet momentleri ve ağırlık merkezleri zarfı hesaplayıcı yazılımın geliştirilmesi. II. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı 15-17 Ekim 2008, İTÜ-İstanbul, Türkiye.

[70] **E. Abdulhamitbilal, E.M. Jafarov,** 2009: Dynamic longitudinal stability analysis and control at hover with and without ground effect of a light commercial helicopter. *Proceedings of 5th Ankara International Aeropsace Conference AIAC'2009*, 17-19 August, METU Ankara, Türkiye.

[71] **H.E. Akgezer,** 2004: Helikopter için Yunuslama Dinamiği ve Kontrol Sistmei Tasarımı, İTÜ-Merkez Kütüphanesi: Tez Danışmanı Prof. Dr. Elbrus Caferov.

[72] **M.A. Mevlütoğlu,** 2003: Analysis of Helicopter Dynamics Equations, İTÜ-UUBF Kütüphanesi. Danışman Prof. Dr. Elbrus Caferov.

[73] **R.M. McKilip Jr., T.A. Perri,** 1992: Helicopter flight control system design and evaluation using controller inversion techniques, *Journal of American Helicopter Society*, vol. 37, pp. 66-74.

[74] **S.M. Rock, K. Neighnors,** 1994: Integrated flight/propulsion control for helicopters, *Journal of American Helicopter Society*, vol. 39, pp. 34-42.

[75] **R.A. Hess,** 1994: Rotorcraft control system design for uncertain vehicle dynamics using quantitave feedback theory, *Journal of American Helicopter Society*, vol. 39, pp. 47-55.

[76] **M.D. Takahashi,** 1994: Rotor-state feedback in the design of flight control laws for a hovering helicopter, *Journal of American Helicopter Society*, vol. 39, pp. 50-6270.

[77] **A. Duyar, Z. Gu, J. S. Litt,** 1995: A simplified dynamic model of the T700 turboshaft engine, Journal of American Helicopter Society, vol. 40, pp. 62-70.

[78] **J.W. Fletcher,** 1995: Identification of UH-60 stability derivative models in hover from flight test data, *Journal of American Helicopter Society*, vol. 40, pp. 32-46.

[79] **J.N. Rozak, A. Ray,** 1997: Robust multivariable control of rotorcraft in forward flight, *Journal of American Helicopter Society*, vol. 42, pp. 149-160.

[80] **C.Y. Huang, R. Celi, I-C. Shih,** 1999: Reconfigurable flight control systems for a tandem helicopter, *Journal of American Helicopter Society*, vol. 44, pp. 50-62.

[81] **I. Postlethwaite, A. Smerlas, D.J. Walker, A.W. Gubbels, S.W. Baillie, M.E. Strange, J. Howitt,** 1999: H_∞ control of the NRC Bell 205 fly-by-wire helicopter, *Journal of American Helicopter Society*, vol. 44, pp. 276-284.

[82] **R.P. Cheng, M.B. Tischler, G.J. Schulein**, 2006: R-MAX helicopter state-space identification for hover and forward-flight, *Journal of American Helicopter Society*, vol. 51, pp. 202-210.

[83] **G.D.Padfield, G. Clark, A. Taghizad,** 2007: How long do pilots look forward? Prospective visual guidance in terrain-hugging flight, *Journal of American Helicopter Society*, vol. 52, pp. 134-145.

[84] **Turkey – Government, Sikorsky S-92A Helibus Izmir - Adnan Menderes (Cumaovasi) (ADB / LTBJ), Turkey: June 29, 2007** *<http://www.airliners.net/photo/Turkey---Government/Sikorsky-S-92A-Helibus/1240414/L/>*, alındığı tarih 08.09.2009.

[85] **Santay Air, Eurocopter EC-130B-4 (AS-350B-4), Izmir - Adnan Menderes (Cumaovasi) (ADB / LTBJ), Turkey: June 22, 2009** *<http://www.airliners.net/photo/Untitled-(Santay-Air)/Eurocopter-EC-130B-4-(AS-350B-4)/1566220/L/>*, alındığı tarih 08.09.2009.

[86] **Fenestron Tail Rotor** *<http://www.aerospaceweb.org/question/helicopters/q0212a.shtml>*, alındığı tarih 08.09.2009.

[87] **NOTAR tail boom** *<http://media.photobucket.com/image/NOTAR%20tail/BlenderPilot/Show%20and%20tell/Modeli/TLH/NOTAR.jpg>*, alındığı tarih 29.11.2009.

[88] **Yorkshire Air Ambulance, MD Helicopters MD-902 Explorer, Gloucestershire (Gloucester) - Staverton (GLO / EGBJ), UK - England:** March 13, 2009 *<http://www.airliners.net/photo/Yorkshire-Air-Ambulance/MD-Helicopters-MD-902/1501860/L>*, alındığı tarih 08.09.2009.

[89] **Picture of the Boeing Chinook HC2A (352) aircraft** *< http://www.airliners.net/photo/UK---Air/Boeing-Chinook-HC2A/1686289/&sid=298eeabe868e6e6757f39b 8c4b5f0aa6>*, alındığı tarih 26.04.2010.

[90] **Pecotox Air, Kamov Ka-32T, Izmir - Adnan Menderes (Cumaovasi) (ADB / LTBJ), Turkey:** May 31, 2009 *<http://www.airliners.net/photo/Pecotox-Air/Kamov-Ka-32T/1541719/L/>*, alındığı tarih 08.09.2009.

[91] **Leonardo Da Vinci flying machine** *<http://www.leonardo-da-vinci-biography.com/images/leonardo-da-vinci-flying-machines.2.jpg>*, alındığı tarih 09.09.2009.

[92] **Encyclopædia Britannica, Sikorsky R-4** <http://cache-media.britannica.com/eb-media/37/27137-004-F7DD7DCA.jpg>, alındığı tarih 09.09.2009.

[93] **Kerosin Bilgi** *<http://www.engineersedge.com/fluid_flow/fluid_data.htm>*, alındığı tarih 29.09.2009.

[94] **ASELSAN** Avionics Document, ROTAM, 2009.

[95] Spaceage Control <*http://www.spaceagecontrol.com*>, alındığı tarih 10.01.2010.

[96] Sikorsky UH 60A Black Hawk, <*http://www.inetres.com/gp/military/ar/rotor/UH-60A.html*> alındığı tarih 15.04.2010.

EKLER

EK A: Prototip Helikopter Yalpa Mekanizması Şematik Gösterimi

EK B: Rotor Dinamiği

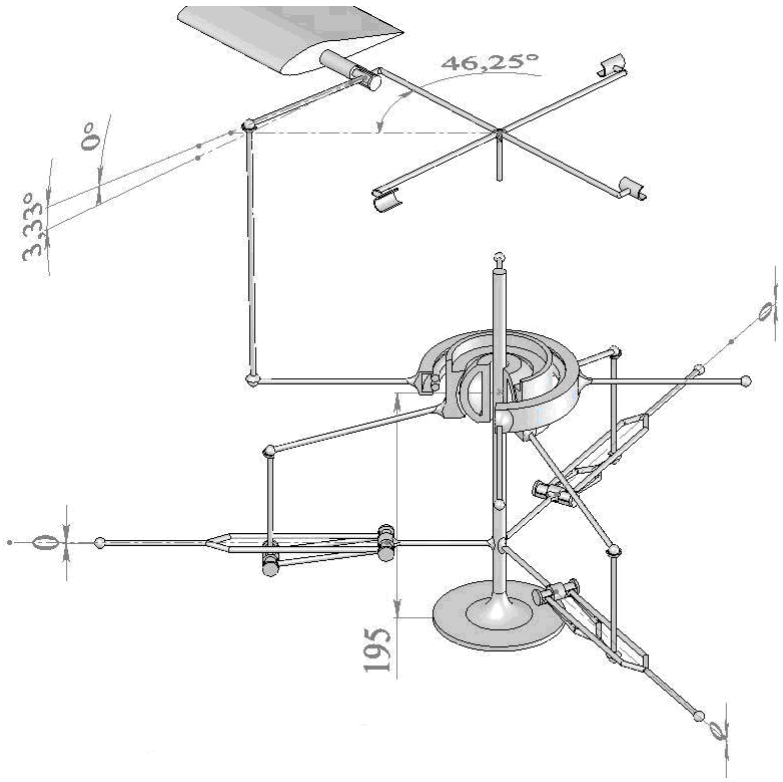
EK C: Prototip Helikopter Modelinin Kararlılık ve Kontrol Türevleri

EK D: Prototip Helikopter Flight-Lab Lineer Uçuş Dinamiği Verileri

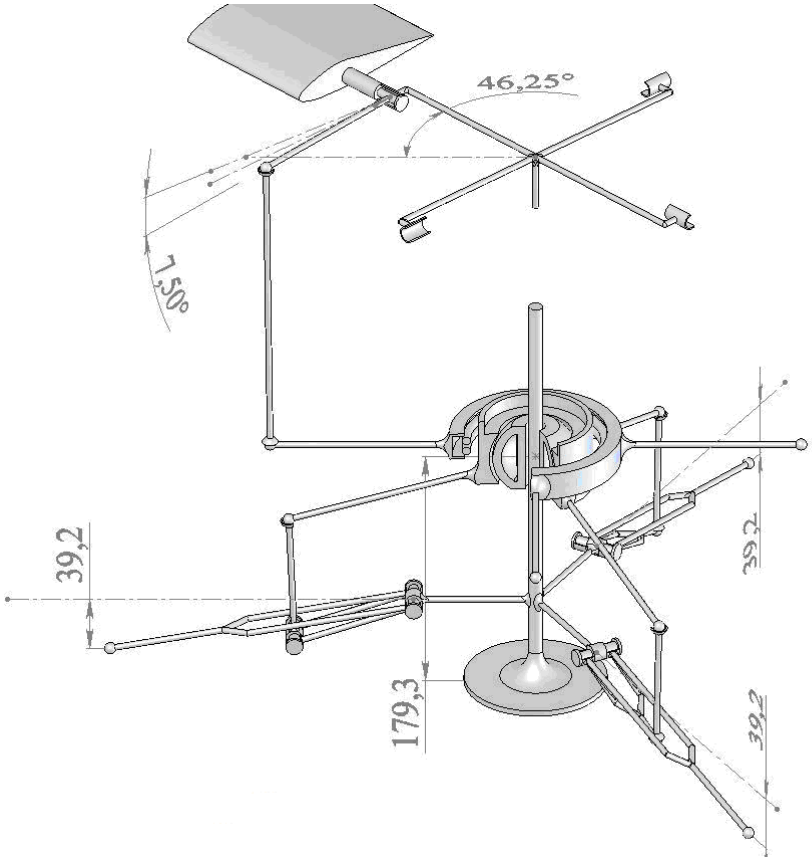
EK E: Bazı Program Kodları

EK A: Prototip Helikopter Yalpa Mekanizması Şematik Gösterimi

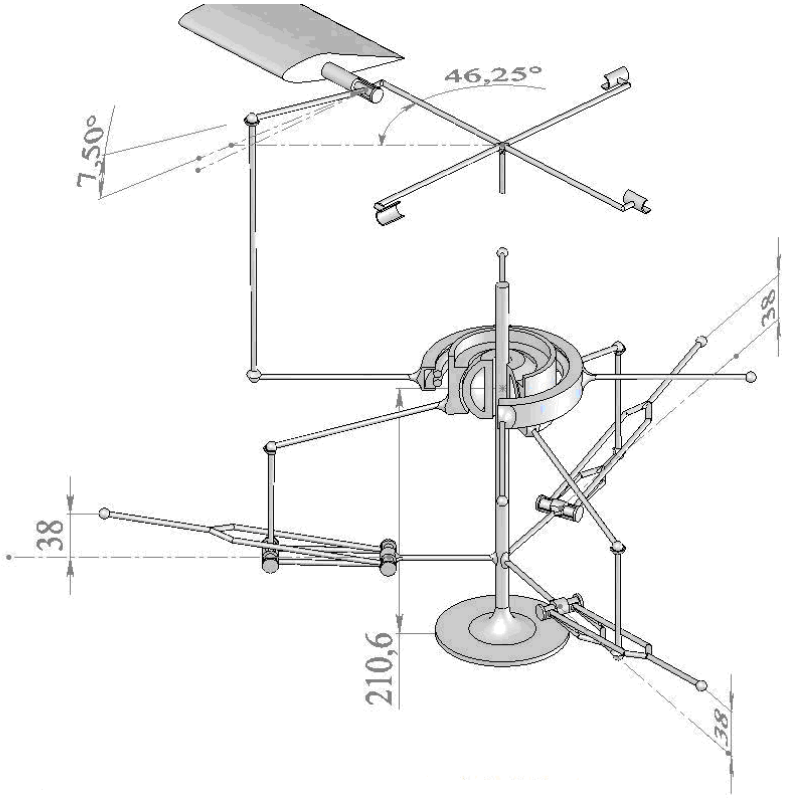
Yapla mekanizması (swash-plate) ve müşterek (collective) kumanda sistemlerinin mekanik bağlantısı ve değişik kumanda girişleri için sistemin oturma açıları ve konumlamaları aşağıdaki şekillerde göstgerilmiştir. Hatırlatılmalı ki yalpa mekanizması Rus şirketi olan AVIA Engineering tarafından tasarlanmış ve üretilmiştir.



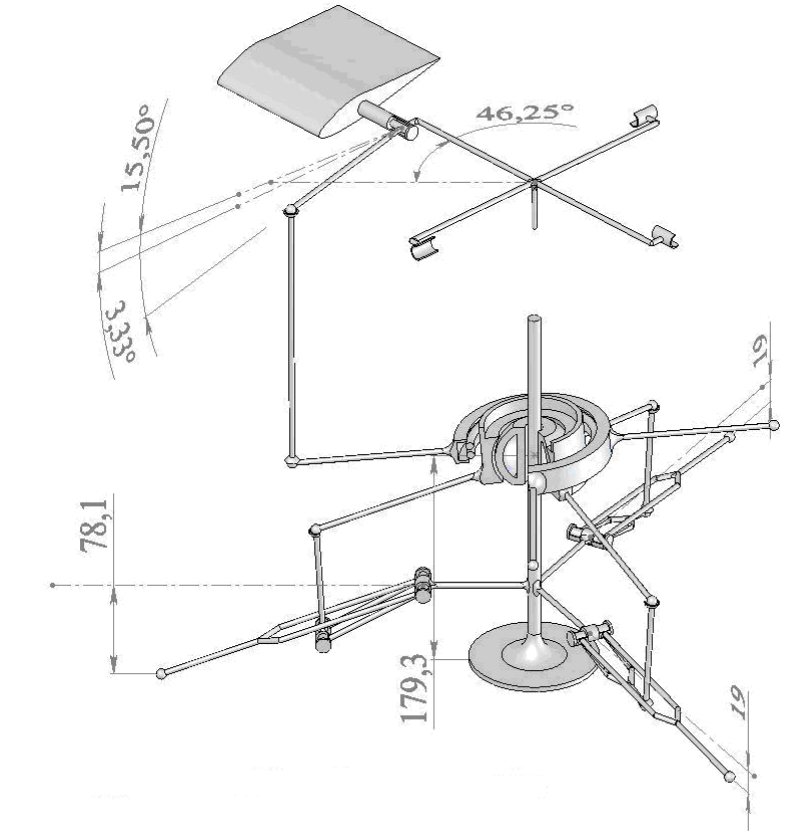
Şekil A.1 : Müşterek %50, tabla asamblesi 0 derece [39].



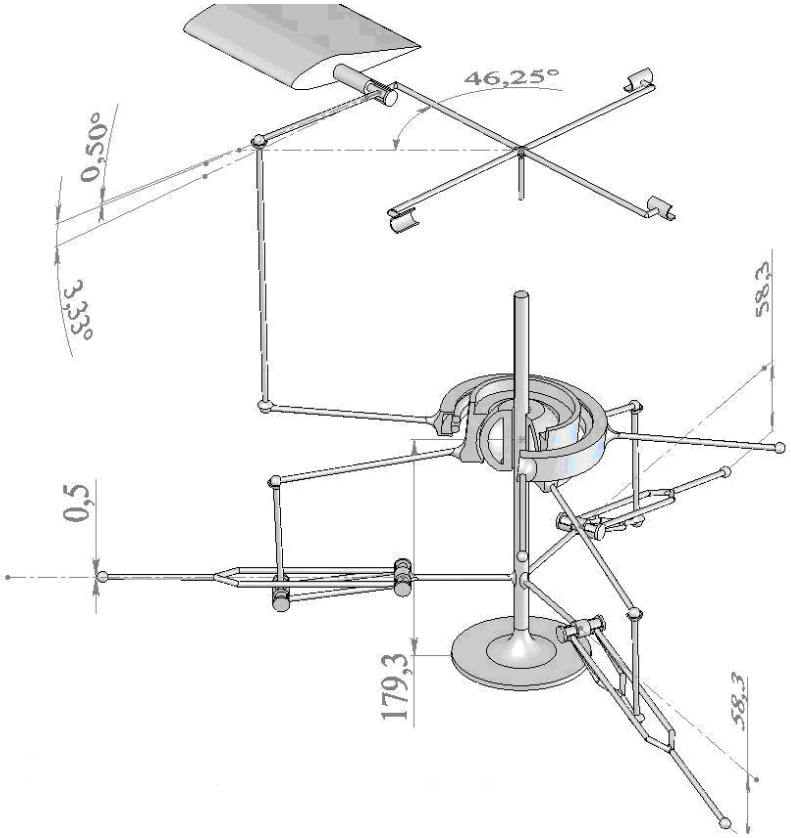
Şekil A.2 : Müşterek %0, tabla asamblesi 0 derece [39].



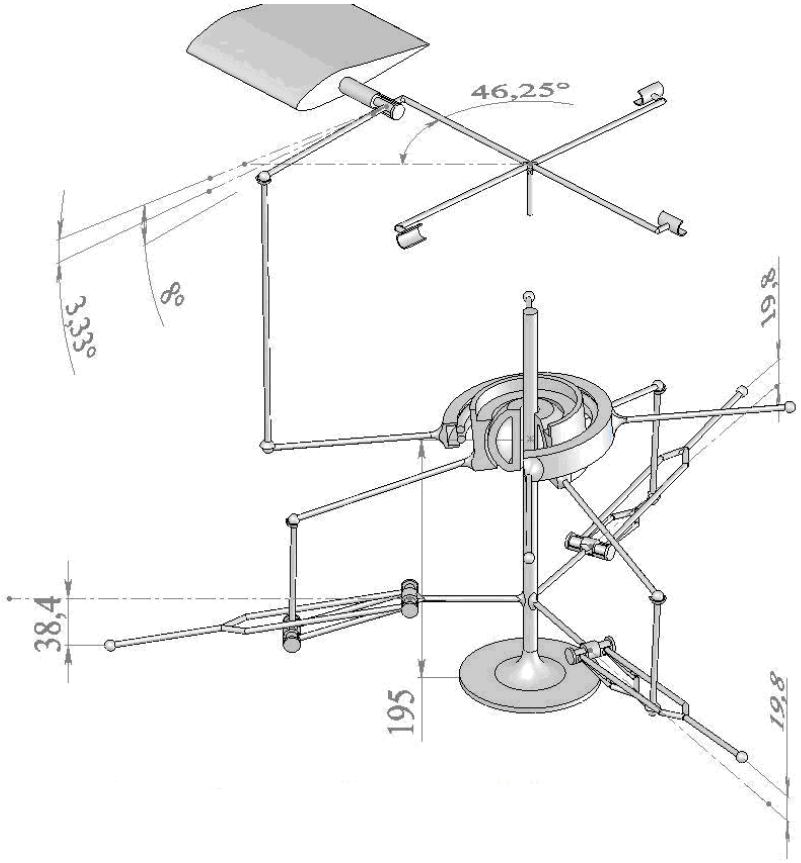
Şekil A.3 : Müşterek %100, tabla asamblesi 0 derece [39].



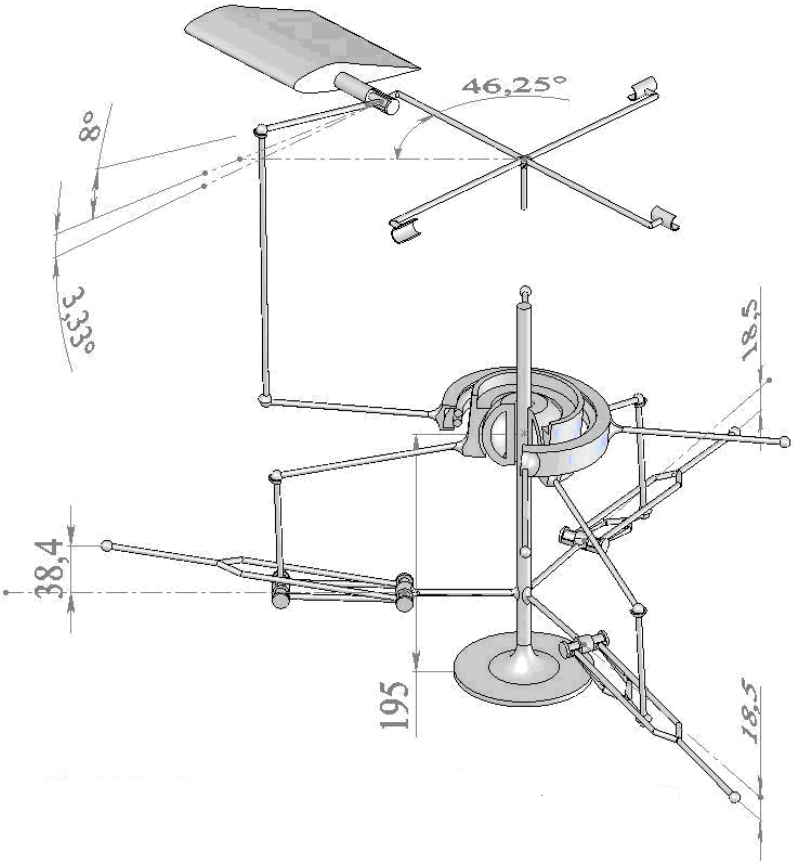
Şekil A.4 : Müşterek %0, tabla asamblesi -8 derece [39].



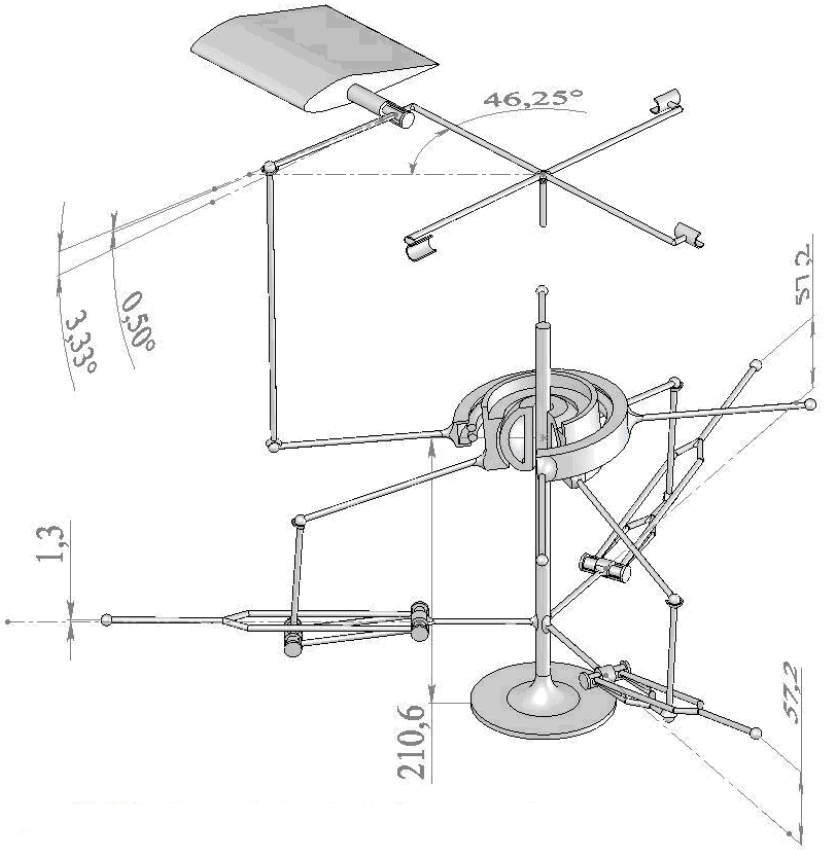
Şekil A.5 : Müşterek %0, tabla asamblesi -8 derece [39].



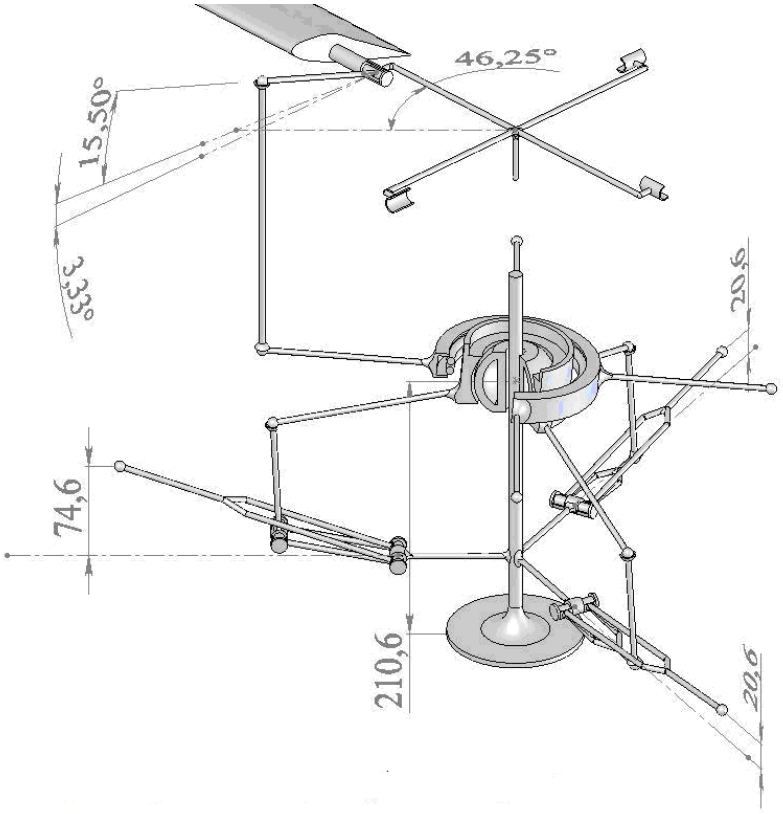
Şekil A.6 : Müşterek %50, tabla asamblesi -8 derece [39].



Şekil A.7 : Müşterek %50, tabla asamblesi +8 derece [39].



Şekil A.8 : Müşterek %100, tabla asamblesi -8 derece [39].



Şekil A.9 : Müşterek %100, tabla asamblesi +8 derece [39].

EK B: Rotor Dinamiği

Rotor dinamiği başlığı altında yer almayan ve ara adımlarda hesaplanan integrallerin analitik çözümleri aşağıda verilmiştir.

M_θ için bazı integrallerin çözümü şöyledir:

$$\begin{aligned}\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi} M_\theta d\psi &= \frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{c_2}{8}+\frac{c_1}{3}\mu\sin\psi+\frac{c_0}{4}\mu^2\sin^2\psi\right)d\psi \\ &= \frac{1}{2\pi}\left[\frac{c_2}{8}\psi-\frac{c_1}{3}\mu\cos\psi+\frac{c_0}{4}\mu^2\left(\frac{\psi}{2}-\frac{\sin 2\psi}{4}\right)\right]\Bigg|_0^{2\pi} = \frac{1}{8}\left(c_2+c_0\mu^2\right)\end{aligned} \tag{B.1}$$

$$\begin{aligned}\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_\theta\cos\psi d\psi &= \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{c_2}{8}+\frac{c_1}{3}\mu\sin\psi+\frac{c_0}{4}\mu^2\sin^2\psi\right)\cos\psi d\psi \\ &= \frac{1}{\pi}\left[\frac{c_2}{8}\sin\psi-\frac{c_1}{3}\mu\frac{\cos^2\psi}{2}+\frac{c_0}{4}\mu^2\left(\frac{\sin\psi}{4}-\frac{\sin 3\psi}{12}\right)\right]\Bigg|_0^{2\pi} = 0\end{aligned} \tag{B.2}$$

$$\begin{aligned}\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_\theta\sin\psi d\psi &= \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{c_2}{8}+\frac{c_1}{3}\mu\sin\psi+\frac{c_0}{4}\mu^2\sin^2\psi\right)\sin\psi d\psi \\ &= \frac{1}{\pi}\left[-\frac{c_2}{8}\cos\psi+\frac{c_1}{3}\mu\left(\frac{\psi}{2}-\frac{\sin 2\psi}{4}\right)+\frac{c_0}{4}\mu^2\left(-\frac{3\cos\psi}{4}+\frac{\cos 3\psi}{12}\right)\right]\Bigg|_0^{2\pi} \\ &= \frac{c_1}{3}\mu\end{aligned} \tag{B.3}$$

$$\begin{aligned}\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_\theta\cos^2\psi d\psi &= \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{c_2}{8}+\frac{c_1}{3}\mu\sin\psi+\frac{c_0}{4}\mu^2\sin^2\psi\right)\cos^2\psi d\psi \\ &= \frac{1}{\pi}\left[\frac{c_2}{8}\left(\frac{\psi}{2}+\frac{\sin\psi}{4}\right)-\frac{c_1}{3}\mu\left(\frac{\cos\psi}{4}+\frac{\cos 3\psi}{12}\right)+\frac{c_0}{4}\mu^2\left(\frac{\psi}{8}-\frac{\sin 4\psi}{32}\right)\right]\Bigg|_0^{2\pi} \\ &= \frac{1}{8}\left(c_2+\frac{c_0}{2}\mu^2\right)\end{aligned} \tag{B.4}$$

$$\begin{aligned}\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_\theta\sin^2\psi d\psi &= \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{c_2}{8}+\frac{c_1}{3}\mu\sin\psi+\frac{c_0}{4}\mu^2\sin^2\psi\right)\sin^2\psi d\psi \\ &= \frac{1}{\pi}\left[\frac{c_2}{8}\left(\frac{\psi}{2}-\frac{\sin\psi}{4}\right)+\frac{c_1}{3}\mu\left(-\frac{3\cos\psi}{4}+\frac{\cos 3\psi}{12}\right)\right. \\ &\quad \left.+\frac{c_0}{4}\mu^2\left(\frac{3\psi}{8}-\frac{\sin 2\psi}{4}+\frac{\sin 4\psi}{32}\right)\right]\Bigg|_0^{2\pi} \\ &= \frac{1}{8}\left(c_2+\frac{3c_0}{2}\mu^2\right)\end{aligned} \tag{B.5}$$

$M_{\theta_{tw}}$ için bazı integrallerin çözümü şöyledir:

$$\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi} M_{\theta_{tw}} d\psi = \frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{c_3}{10}+\frac{c_2}{4}\mu\sin\psi+\frac{c_1}{6}\mu^2\sin^2\psi\right)d\psi$$
$$= \frac{1}{2\pi}\left[\frac{c_3}{10}\psi-\frac{c_2}{4}\mu\cos\psi+\frac{c_1}{6}\mu^2\left(\frac{\psi}{2}-\frac{\sin 2\psi}{4}\right)\right]_0^{2\pi} = \frac{1}{10}\left(c_3+\frac{5c_1}{6}\mu^2\right) \quad \textbf{(B.6)}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_{\theta_{tw}}\cos\psi d\psi = \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{c_3}{10}+\frac{c_2}{4}\mu\sin\psi+\frac{c_1}{6}\mu^2\sin^2\psi\right)\cos\psi d\psi$$
$$= \frac{1}{\pi}\left[\frac{c_3}{10}\sin\psi-\frac{c_2}{4}\mu\frac{\cos^2\psi}{2}+\frac{c_1}{6}\mu^2\left(\frac{\sin\psi}{4}-\frac{\sin 3\psi}{12}\right)\right]_0^{2\pi} = 0 \quad \textbf{(B.7)}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_{\theta_{tw}}\sin\psi d\psi = \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{c_3}{10}+\frac{c_2}{4}\mu\sin\psi+\frac{c_1}{6}\mu^2\sin^2\psi\right)\sin\psi d\psi$$
$$= \frac{1}{\pi}\left[-\frac{c_3}{10}\cos\psi+\frac{c_2}{4}\mu\left(\frac{\psi}{2}-\frac{\sin 2\psi}{4}\right)+\frac{c_1}{6}\mu^2\left(-\frac{3\cos\psi}{4}+\frac{\cos 3\psi}{12}\right)\right]_0^{2\pi} \quad \textbf{(B.8)}$$
$$= \frac{c_2}{4}\mu$$

M_λ için bazı integrallerin çözümü şöyledir:

$$\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi} M_\lambda d\psi = -\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{c_1}{6}+\frac{c_0}{4}\mu\sin\psi\right)d\psi = -\frac{1}{2\pi}\left[\frac{c_1}{6}\psi-\frac{c_0}{4}\mu\cos\psi\right]_0^{2\pi} = -\frac{c_1}{6} \quad \textbf{(B.9)}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_\lambda\cos\psi d\psi = \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(-\frac{c_1}{6}-\frac{c_0}{4}\mu\sin\psi\right)\cos\psi d\psi$$
$$= -\frac{1}{\pi}\left[\frac{c_1}{6}\sin\psi+\frac{c_0}{4}\mu\left(-\frac{\cos\psi}{4}-\frac{\cos 3\psi}{12}\right)\right]_0^{2\pi} = 0 \quad \textbf{(B.10)}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_\lambda\sin\psi d\psi = \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(-\frac{c_1}{6}-\frac{c_0}{4}\mu\sin\psi\right)\sin\psi d\psi$$
$$= \frac{1}{\pi}\left[\frac{c_1}{6}\cos\psi-\frac{c_0}{4}\mu\left(\frac{\psi}{4}-\frac{\cos 2\psi}{4}\right)\right]_0^{2\pi} = -\frac{c_0}{4}\mu \quad \textbf{(B.11)}$$

$M_{\hat{\beta}}$ için bazı integrallerin çözümü şöyledir:

$$\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi} M_{\hat{\beta}} d\psi = -\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{d_1}{8}+\frac{d_0}{6}\mu\sin\psi\right)d\psi = -\frac{1}{2\pi}\left[\frac{d_1}{8}\psi-\frac{d_0}{6}\mu\cos\psi\right]_0^{2\pi} = -\frac{d_1}{8} \quad \textbf{(B.12)}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_{\hat{\beta}}\cos\psi d\psi = -\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{d_1}{8}+\frac{d_0}{6}\mu\sin\psi\right)\cos\psi d\psi = -\frac{1}{\pi}\left[\frac{d_1}{8}\sin\psi-\frac{d_0}{6}\mu\frac{\cos^2\psi}{2}\right]_0^{2\pi} \quad \textbf{(B.13)}$$
$$= 0$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_{\dot{\beta}} \sin\psi d\psi = -\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{d_1}{8}+\frac{d_0}{6}\mu\sin\psi\right)\sin\psi d\psi$$
$$= -\frac{1}{\pi}\left[-\frac{d_1}{8}\cos\psi + \frac{d_0}{6}\mu\left(\frac{\psi}{2}-\frac{\sin 2\psi}{4}\right)\right]_0^{2\pi} = -\frac{d_0}{6}\mu \quad \textbf{(B.14)}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_{\dot{\beta}} \cos^2\psi d\psi = -\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{d_1}{8}+\frac{d_0}{6}\mu\sin\psi\right)\cos^2\psi d\psi$$
$$= -\frac{1}{\pi}\left[\frac{d_1}{8}\left(\frac{\psi}{2}+\frac{\sin 2\psi}{4}\right) - \frac{d_0}{6}\mu\left(\frac{\cos\psi}{4}+\frac{\cos 3\psi}{12}\right)\right]_0^{2\pi} = -\frac{d_1}{8} \quad \textbf{(B.15)}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_{\dot{\beta}} \sin^2\psi d\psi = -\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{d_1}{8}+\frac{d_0}{6}\mu\sin\psi\right)\sin^2\psi d\psi$$
$$= -\frac{1}{\pi}\left[\frac{d_1}{8}\left(\frac{\psi}{2}-\frac{\sin 2\psi}{4}\right) + \frac{d_0}{6}\mu\left(-\frac{3\cos\psi}{4}+\frac{\cos 3\psi}{12}\right)\right]_0^{2\pi} = -\frac{d_1}{8} \quad \textbf{(B.16)}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_{\dot{\beta}} \sin\psi\cos\psi d\psi = -\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{d_1}{8}+\frac{d_0}{6}\mu\sin\psi\right)\sin\psi\cos\psi d\psi$$
$$= \frac{1}{\pi}\left[\frac{d_1}{8}\frac{\cos^2\psi}{2} - \frac{d_0}{6}\mu\left(\frac{\sin\psi}{4}+\frac{\sin 3\psi}{12}\right)\right]_0^{2\pi} = 0 \quad \textbf{(B.17)}$$

M_β için bazı integrallerin çözümü şöyledir:

$$\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi} M_\beta d\psi = -\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{f_1}{6}+\frac{f_0}{4}\mu\sin\psi\right)\mu\cos\psi d\psi$$
$$= -\frac{1}{2\pi}\left[\frac{f_1}{6}\mu\sin\psi - \frac{f_0}{4}\mu^2\frac{\cos^2\psi}{2}\right]_0^{2\pi} = 0 \quad \textbf{(B.18)}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_\beta \cos\psi d\psi = -\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{f_1}{6}+\frac{f_0}{4}\mu\sin\psi\right)\mu\cos^2\psi d\psi$$
$$= -\frac{1}{\pi}\left[\frac{f_1}{6}\mu\left(\frac{\psi}{2}+\frac{\sin 2\psi}{4}\right) - \frac{f_0}{4}\mu^2\left(\frac{\cos\psi}{4}+\frac{\cos 3\psi}{12}\right)\right]_0^{2\pi} = -\frac{f_1}{6}\mu \quad \textbf{(B.19)}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_\beta \sin\psi d\psi = -\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{f_1}{6}+\frac{f_0}{4}\mu\sin\psi\right)\mu\cos\psi\sin\psi d\psi$$
$$= \frac{1}{\pi}\left[\frac{f_1}{6}\mu\frac{\cos^2\psi}{2} - \frac{f_0}{4}\mu^2\left(\frac{\sin\psi}{4}-\frac{\sin 3\psi}{12}\right)\right]_0^{2\pi} = 0 \quad \textbf{(B.20)}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_\beta \cos^2\psi d\psi = -\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{f_1}{6}+\frac{f_0}{4}\mu\sin\psi\right)\mu\cos^3\psi d\psi$$
$$= -\frac{1}{\pi}\left[\frac{f_1}{6}\mu\left(\frac{3\sin\psi}{4}-\frac{\sin 3\psi}{12}\right)-\frac{f_0}{4}\mu^2\left(\frac{\cos 2\psi}{8}+\frac{\cos 4\psi}{32}\right)\right]_0^{2\pi} = 0 \quad \textbf{(B.21)}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_\beta \sin^2\psi d\psi = -\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{f_1}{6}+\frac{f_0}{4}\mu\sin\psi\right)\mu\cos\psi\sin^2\psi d\psi$$
$$= -\frac{1}{\pi}\left[\frac{f_1}{6}\mu\left(\frac{\sin\psi}{4}-\frac{\sin 3\psi}{12}\right)-\frac{f_0}{4}\mu^2\left(\frac{\cos 2\psi}{8}-\frac{\cos 4\psi}{32}\right)\right]_0^{2\pi} = 0 \quad \textbf{(B.22)}$$

$$\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} M_\beta \cos\psi\sin\psi d\psi = -\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\left(\frac{f_1}{6}+\frac{f_0}{4}\mu\sin\psi\right)\mu\cos^2\psi\sin\psi d\psi$$
$$= \frac{1}{\pi}\left[\frac{f_1}{6}\mu\left(\frac{\cos\psi}{4}+\frac{\cos 3\psi}{12}\right)-\frac{f_0}{4}\mu^2\left(\frac{\psi}{8}-\frac{\sin 4\psi}{32}\right)\right]_0^{2\pi} \quad \textbf{(B.23)}$$
$$= -\frac{f_0}{16}\mu^2$$

EK C: Prototip Helikopter Modelinin Kararlılık ve Kontrol Türevleri

Prototip helikopter modeline ait kararlılık ve kontrol türevleri değişik uçuş hızları ve uçuş irtifaları için aşağıda verilmiştir. Verilerin formatı Bölüm 9.1.1'de gösterildiği gibidir.

```
 0m/s    0ft     288K    2027kg
-0.0262  0.0538       0       0       0  0.0538 13.6447 -0.0034 -0.1105  9.5916
 0.0000  0.0000  0.0000  0.0000  0.0000  0.0000  0.0000

     0 -0.0047  0.0000 -0.0003 -0.0061  0.0013  0.0938  0.0588 -0.0442 -0.0002
 0.0242  0.0779  0.2786  0.0065  0.2755 -0.2800 -1.7419 -0.0045 -0.0006       0
-0.0008  0.0042 -0.0101  0.0108  0.0004  0.0158 -0.0808 -0.7503 -3.9854  0.0023
-0.2442 -0.1808       0  0.0050  0.0138  0.4203 -0.0466  0.0443  0.0587  0.0744
-0.0363 -0.0820 -0.1529  0.0404 -0.6056  1.0936 -0.0947-12.0167  0.4145  0.0726
 0.0877  0.0673  0.0063 -0.0026  0.0305 -0.9925  0.2979  0.4976 -0.0011 -0.2150


10m/s    0ft     288K    2027kg
-0.0110  0.0503       0  0.0503 -0.0006  0.0000 12.7827 -0.7719  0.3058  7.2551
10.0000       0       0  9.9873 -0.0055  0.5030 10.0000

 0.0182  0.0326 -0.0250 -0.0004 -0.0031 -0.0005  0.1033  0.1027 -0.0421 -0.0006
-0.1944 -0.5731  0.4924  0.0094  0.0043 -0.0004 -1.6938 -0.3151 -0.0960  0.0003
 0.1034  0.0014 -0.2006  0.0160 -0.0071 -0.0003  0.0674 -0.8413 -3.9714  0.0008
 0.0181 -0.1053 -0.0282 -0.0170 -0.0210  0.2711 -0.0684  0.0493  0.0855  0.0661
-1.0062 -0.2833  2.3808 -0.0073 -0.2556  0.6057 -1.6177 -12.120  0.6226  0.0595
-0.0050  0.0252 -0.0967  0.0515 -0.0285 -0.6403  0.3158  0.5249  0.0144 -0.1932


20m/s    0ft     288K    2027kg
 0.0002  0.0464       0  0.0464  0.0000  0.0000 12.0632 -1.4406  0.6452  4.2347
20.0000       0       0 19.9785  0.0002  0.9277 20.0000

 0.0085  0.0586 -0.0254  0.0004 -0.0225  0.0115  0.1385  0.1423 -0.0403 -0.0046
-0.0669 -0.7900  0.1799  0.0157  0.0054 -0.0001 -1.9266 -0.5712 -0.1669  0.0000
 0.0897  0.0176 -0.2179 -0.0112 -0.0581  0.0263  0.2041 -0.9165 -3.9486 -0.0096
 0.0029 -0.0411  0.0449 -0.0207 -0.1156  0.2455 -0.0322  0.0567  0.1118  0.0476
-0.8944 -0.6453  2.4433  0.0220 -0.9289  0.7659 -3.3345 -12.358  0.7749 -0.0671
 0.0132 -0.0499 -0.1091  0.0768 -0.0095 -0.4875  0.3216  0.5558  0.0270 -0.1860


30m/s    0ft     288K    2027kg
 0.0067  0.0404       0  0.0404  0.0003  0.0000 12.0081 -2.0898  1.0178  2.9790
30.0000       0       0 29.9755  0.0081  1.2110 30.0000

 0.0017  0.0762 -0.0238 -0.0028  0.0159 -0.0053  0.1755  0.1640 -0.0350  0.0023
 0.0019 -0.9037  0.0190  0.0237  0.0100 -0.0006 -2.1228 -0.7802 -0.2266 -0.0000
 0.0869  0.0474 -0.2397 -0.0247  0.0305 -0.0136  0.3624 -0.9286 -3.9284  0.0062
 0.0045 -0.0629  0.0798 -0.0292 -0.1612  0.1856 -0.0511  0.0628  0.1194  0.0564
-0.8048 -1.0501  2.5507  0.0064 -1.2738  0.6285 -5.0258 -12.416  0.7047 -0.0759
 0.0211 -0.0639 -0.1142  0.0992 -0.0243 -0.3409  0.3667  0.5662  0.0558 -0.2224


40m/s    0ft     288K    2027kg
 0.0061  0.0317       0  0.0317  0.0002  0.0000 12.3560 -2.8604  1.4709  2.7056
40.0000       0       0 39.9799  0.0077  1.2675 40.0000

-0.0035  0.0942 -0.0205 -0.0039  0.0353 -0.0079  0.2103  0.1782 -0.0272  0.0045
 0.0423 -0.9993 -0.0764  0.0319  0.0152 -0.0010 -2.2951 -1.0253 -0.2675 -0.0001
 0.0946  0.0869 -0.2755 -0.0330  0.0755 -0.0200  0.5441 -0.9035 -3.9047  0.0113
 0.0081 -0.0852  0.1104 -0.0364 -0.2194  0.1369 -0.0691  0.0691  0.1162  0.0650
-0.7503 -1.5377  2.6922 -0.0105 -1.6993  0.5052 -6.8740 -12.777  0.5691 -0.0823
 0.0209 -0.0651 -0.1176  0.1156 -0.0233 -0.2322  0.4339  0.5874  0.1011 -0.2547
```

```
50m/s    0ft     288K    2027kg
 0.0010  0.0212       0  0.0212  0.0000  0.0000 13.0776 -3.8261  2.0694  2.7301
50.0000       0       0 49.9888  0.0010  1.0585 50.0000

-0.0073  0.1136 -0.0205 -0.0044  0.0516 -0.0076  0.2428  0.1894 -0.0178  0.0059
 0.0636 -1.0784 -0.1243  0.0402  0.0210 -0.0011 -2.3899 -1.2139 -0.2958 -0.0000
 0.1108  0.1422 -0.3302 -0.0399  0.1148 -0.0193  0.7565 -0.8434 -3.8725  0.0147
 0.0127 -0.1080  0.1366 -0.0435 -0.2722  0.0864 -0.0828  0.0780  0.1040  0.0732
-0.7513 -2.0256  2.9565 -0.0339 -2.0840  0.3336 -8.4355 -12.868  0.3564 -0.0818
 0.0184 -0.0618 -0.1202  0.1286 -0.0213 -0.1402  0.4858  0.5850  0.1714 -0.2825


60m/s    0ft     288K    2027kg
-0.0093  0.0081       0  0.0081 -0.0001  0.0000 14.2704 -5.1459  2.9242  2.9733
60.0000       0       0 59.9980 -0.0045  0.4855 60.0000

-0.0127  0.1378 -0.0152 -0.0045  0.0654 -0.0046  0.2730  0.1987 -0.0050  0.0070
 0.0894 -1.1774 -0.1877  0.0487  0.0270 -0.0010 -2.5002 -1.4461 -0.3029 -0.0000
 0.1403  0.2184 -0.4169 -0.0456  0.1503 -0.0128  1.0053 -0.7400 -3.8253  0.0172
 0.0192 -0.1317  0.1590 -0.0500 -0.3276  0.0360 -0.0889  0.0903  0.0782  0.0791
-0.7743 -2.6383  3.2583 -0.0605 -2.4840  0.1336 -10.177 -13.293  0.1470 -0.0886
 0.0081 -0.0473 -0.1047  0.1384 -0.0158 -0.0626  0.5304  0.5873  0.2742 -0.3056


70m/s    0ft     288K    2027kg
-0.0216 -0.0059   0 -0.0059  0.0001 -0.0000 16.1051 -7.0568  4.1965  3.4213
70.0000   0   0 69.9988  0.0089 -0.4105 70.0000

-0.0207  0.1657 -0.0050 -0.0045  0.0770 -0.0002  0.3007  0.2051  0.0145  0.0079
 0.1100 -1.2599 -0.2410  0.0571  0.0334 -0.0006 -2.5473 -1.6040 -0.2958  0.0000
 0.1873  0.3377 -0.5433 -0.0510  0.1813 -0.0030  1.2968 -0.5709 -3.7399  0.0196
 0.0285 -0.1486  0.1752 -0.0561 -0.3828 -0.0145 -0.0792  0.1145  0.0400  0.0826
-0.8880 -3.2134  3.7702 -0.0898 -2.8802 -0.0892 -11.599 -13.416 -0.0705 -0.1056
-0.0113 -0.0323 -0.0691  0.1457 -0.0083  0.0049  0.5190  0.5609  0.4245 -0.3251


 0m/s    2000ft  288K    2027kg
-0.0265  0.0538       0       0       0  0.0538 13.9716 -0.0041 -0.1177 10.0588
      0       0       0       0       0       0       0

      0 -0.0045  0.0000 -0.0003 -0.0059  0.0013  0.0894  0.0555 -0.0451 -0.0002
 0.0242  0.0773  0.2789  0.0063  0.2775 -0.2803 -1.6607 -0.0043 -0.0007       0
-0.0008  0.0042 -0.0101  0.0105  0.0009  0.0155 -0.0771 -0.7539 -3.7307  0.0023
-0.2445 -0.1717       0  0.0049  0.0134  0.3980 -0.0444  0.0452  0.0553  0.0711
-0.0363 -0.0811 -0.1531  0.0395 -0.6125  1.0519 -0.0929 -11.318  0.4447  0.0694
 0.0877  0.0640  0.0063 -0.0025  0.0307 -0.9368  0.2927  0.4689 -0.0027 -0.2054

10m/s    2000ft  288K    2027kg
-0.0113  0.0505       0  0.0505 -0.0006  0.0000 13.1261 -0.8151  0.2976  7.7152
10.0000       0       0  9.9872 -0.0057  0.5049 10.0000

 0.0173  0.0310 -0.0281 -0.0006 -0.0006 -0.0016  0.0988  0.0965 -0.0434 -0.0001
-0.1881 -0.5373  0.4745  0.0090  0.0046 -0.0004 -1.6141 -0.2979 -0.0849  0.0003
 0.0887 -0.0019 -0.1724  0.0148 -0.0015 -0.0030  0.0431 -0.8344 -3.7181  0.0018
 0.0174 -0.1022 -0.0329 -0.0163 -0.0177  0.2549 -0.0642  0.0500  0.0803  0.0642
-1.0009 -0.2709  2.3414 -0.0083 -0.2287  0.5685 -1.5349 -11.422  0.6285  0.0613
-0.0031  0.0235 -0.0921  0.0488 -0.0283 -0.6023  0.3106  0.4956  0.0122 -0.1862


20m/s    2000ft  288K    2027kg
-0.0005  0.0468       0  0.0468 -0.0000  0.0000 12.3847 -1.5262  0.6377  4.5707
20.0000       0       0 19.9781 -0.0004  0.9354 20.0000

 0.0091  0.0553 -0.0252  0.0006 -0.0245  0.0129  0.1314  0.1345 -0.0425 -0.0050
-0.0664 -0.7448  0.1750  0.0148  0.0052 -0.0001 -1.8201 -0.5369 -0.1478  0.0001
 0.0770  0.0102 -0.1838 -0.0100 -0.0627  0.0296  0.1511 -0.9043 -3.6976 -0.0104
 0.0035 -0.0385  0.0397 -0.0189 -0.1145  0.2351 -0.0280  0.0575  0.1061  0.0444
-0.8766 -0.6089  2.3572  0.0239 -0.9131  0.7424 -3.1351 -11.628  0.7713 -0.0681
 0.0121 -0.0496 -0.1048  0.0719 -0.0055 -0.4635  0.3140  0.5254  0.0232 -0.1758
```

```
30m/s    2000ft  288K    2027kg
 0.0068  0.0415       0  0.0415  0.0003  0.0000 12.3105 -2.2114  1.0059  3.1563
30.0000       0       0 29.9741  0.0084  1.2454 30.0000

 0.0027  0.0721 -0.0249 -0.0026  0.0135 -0.0045  0.1666  0.1557 -0.0381  0.0019
-0.0017 -0.8544  0.0269  0.0223  0.0094 -0.0006 -2.0039 -0.7354 -0.2007 -0.0000
 0.0739  0.0337 -0.2052 -0.0232  0.0248 -0.0116  0.2766 -0.9181 -3.6799  0.0053
 0.0046 -0.0588  0.0736 -0.0276 -0.1497  0.1751 -0.0443  0.0637  0.1144  0.0533
-0.8106 -0.9951  2.5164  0.0051 -1.1855  0.5901 -4.7299 -11.690  0.7153 -0.0697
 0.0216 -0.0637 -0.1133  0.0933 -0.0229 -0.3233  0.3566  0.5374  0.0487 -0.2092


40m/s    2000ft  288K    2027kg
 0.0069  0.0337       0  0.0337  0.0002  0.0000 12.6469 -3.0173  1.4489  2.8433
40.0000       0       0 39.9773  0.0094  1.3467 40.0000

-0.0022  0.0892 -0.0218 -0.0037  0.0325 -0.0072  0.1998  0.1693 -0.0312  0.0042
 0.0383 -0.9434 -0.0656  0.0300  0.0143 -0.0010 -2.1588 -0.9529 -0.2377 -0.0001
 0.0805  0.0655 -0.2377 -0.0311  0.0688 -0.0182  0.4229 -0.8987 -3.6596  0.0106
 0.0080 -0.0794  0.1027 -0.0341 -0.2083  0.1309 -0.0599  0.0698  0.1125  0.0604
-0.7505 -1.4458  2.6478 -0.0087 -1.6111  0.4841 -6.4257 -11.973  0.5967 -0.0815
 0.0217 -0.0658 -0.1176  0.1087 -0.0208 -0.2220  0.4191  0.5556  0.0895 -0.2390


50m/s    2000ft  288K    2027kg
 0.0032  0.0243       0  0.0243  0.0001  0.0000 13.3520 -4.0206  2.0263  2.8666
50.0000       0       0 49.9853  0.0039  1.2128 50.0000

-0.0057  0.1072 -0.0223 -0.0042  0.0477 -0.0072  0.2315  0.1804 -0.0231  0.0055
 0.0596 -1.0172 -0.1145  0.0378  0.0198 -0.0011 -2.2486 -1.1279 -0.2626 -0.0001
 0.0940  0.1107 -0.2851 -0.0377  0.1050 -0.0181  0.5954 -0.8504 -3.6324  0.0137
 0.0122 -0.1005  0.1274 -0.0408 -0.2569  0.0840 -0.0715  0.0785  0.1020  0.0680
-0.7482 -1.9052  2.8798 -0.0309 -1.9658  0.3258 -7.8874 -12.038  0.4093 -0.0813
 0.0199 -0.0625 -0.1213  0.1211 -0.0192 -0.1361  0.4715  0.5556  0.1529 -0.2648


60m/s    2000ft  288K    2027kg
-0.0043  0.0131       0  0.0131 -0.0001  0.0000 14.4990 -5.3646  2.8340  3.1147
60.0000       0       0 59.9949 -0.0034  0.7843 60.0000

-0.0108  0.1305 -0.0169 -0.0043  0.0610 -0.0045  0.2617  0.1895 -0.0113  0.0066
 0.0850 -1.1059 -0.1769  0.0457  0.0254 -0.0011 -2.3572 -1.3437 -0.2694 -0.0000
 0.1186  0.1739 -0.3593 -0.0432  0.1383 -0.0123  0.7977 -0.7708 -3.5910  0.0162
 0.0182 -0.1220  0.1484 -0.0471 -0.3092  0.0370 -0.0767  0.0905  0.0801  0.0733
-0.7693 -2.4848  3.1633 -0.0561 -2.3432  0.1394 -9.5559 -12.455  0.2394 -0.0888
 0.0111 -0.0480 -0.1089  0.1307 -0.0140 -0.0631  0.5217  0.5615  0.2431 -0.2864


70m/s    2000ft  288K    2027kg
-0.0124  0.0021       0  0.0021 -0.0000  0.0000 16.2171 -7.2650  4.0110  3.5938
70.0000       0       0 69.9999 -0.0018  0.1446 70.0000

-0.0177  0.1553 -0.0101 -0.0042  0.0717 -0.0006  0.2910  0.1965  0.0050  0.0075
 0.1063 -1.1711 -0.2299  0.0539  0.0314 -0.0009 -2.3804 -1.4682 -0.2642 -0.0000
 0.1562  0.2702 -0.4612 -0.0480  0.1670 -0.0034  1.0308 -0.6443 -3.5198  0.0186
 0.0273 -0.1384  0.1623 -0.0531 -0.3613 -0.0101 -0.0671  0.1131  0.0476  0.0765
-0.8595 -2.9972  3.6014 -0.0839 -2.7170 -0.0673 -10.764 -12.432  0.0410 -0.1058
-0.0028 -0.0344 -0.0854  0.1381 -0.0068 -0.0001  0.5210  0.5394  0.3729 -0.3047


 0m/s    10000ft  288K    2027kg
-0.0290  0.0540       0       0       0  0.0540 15.4939 -0.0078 -0.1541 12.4208
      0       0       0       0       0       0       0

      0 -0.0036  0.0000 -0.0002 -0.0054  0.0011  0.0736  0.0410 -0.0480 -0.0002
 0.0243  0.0760  0.2797  0.0056  0.2903 -0.2810 -1.3631 -0.0040  0.0013       0
-0.0009  0.0042 -0.0102  0.0093  0.0030  0.0142 -0.0631 -0.7423 -2.8190  0.0023
-0.2447 -0.1389       0  0.0045  0.0119  0.3183 -0.0358  0.0481  0.0409  0.0588
-0.0364 -0.0789 -0.1535  0.0361 -0.6516  0.9018 -0.0863 -8.8377  0.5240  0.0575
 0.0878  0.0523  0.0064 -0.0023  0.0318 -0.7377  0.2764  0.3659 -0.0077 -0.1701
```

```
10m/s    10000ft  288K    2027kg
-0.0139  0.0514       0  0.0513 -0.0007  0.0000 14.7313 -1.0211  0.2569 10.0574
10.0000       0       0  9.9868 -0.0071  0.5133 10.0000

 0.0149  0.0244 -0.0299 -0.0007  0.0010 -0.0018  0.0816  0.0722 -0.0484  0.0001
-0.1575 -0.4116  0.3967  0.0074  0.0056 -0.0005 -1.3258 -0.2323 -0.0488  0.0003
 0.0338 -0.0106 -0.0527  0.0119  0.0016 -0.0039 -0.0270 -0.7920 -2.8102  0.0025
 0.0159 -0.0910 -0.0400 -0.0130 -0.0165  0.2017 -0.0492  0.0525  0.0591  0.0549
-0.9681 -0.2228  2.2505 -0.0060 -0.2041  0.4691 -1.2309 -8.9281  0.6346  0.0541
 0.0037  0.0172 -0.0822  0.0388 -0.0216 -0.4690  0.2917  0.3905  0.0027 -0.1584


20m/s    10000ft  288K    2027kg
-0.0059  0.0490       0  0.0490 -0.0003  0.0000 13.9150 -1.9098  0.6026  6.3449
20.0000       0       0 19.9760 -0.0058  0.9789 20.0000

 0.0076  0.0433 -0.0444 -0.0028  0.0231 -0.0126  0.1050  0.1031 -0.0493  0.0040
-0.0700 -0.5812  0.1815  0.0114  0.0060 -0.0008 -1.4377 -0.3961 -0.0912  0.0003
 0.0207 -0.0112 -0.1024 -0.0155  0.0499 -0.0297 -0.0011 -0.8416 -2.7978  0.0107
-0.0020 -0.0289 -0.0088 -0.0219  0.0098  0.1471 -0.0136  0.0600  0.0823  0.0558
-0.9046 -0.4646  2.0147 -0.0309 -0.0403  0.3161 -2.3723 -8.9691  0.7323  0.0789
 0.0145 -0.0482 -0.0813  0.0589 -0.0512 -0.3510  0.2855  0.4107  0.0082 -0.1520


30m/s    10000ft  288K    2027kg
 0.0060  0.0457       0  0.0457  0.0003  0.0000 13.7738 -2.7966  0.9509  4.1949
30.0000       0       0 29.9687  0.0083  1.3699 30.0000

 0.0061  0.0568 -0.0268 -0.0015  0.0010  0.0002  0.1340  0.1229 -0.0480 -0.0001
-0.0122 -0.6782  0.0490  0.0174  0.0073 -0.0004 -1.5853 -0.5744 -0.1214 -0.0000
 0.0258 -0.0052 -0.0765 -0.0169 -0.0037 -0.0001  0.0296 -0.8594 -2.7881  0.0006
 0.0066 -0.0439  0.0526 -0.0199 -0.1369  0.1514 -0.0213  0.0663  0.0920  0.0379
-0.8125 -0.7843  2.4114  0.0149 -1.0610  0.5475 -3.6581 -9.0889  0.7369 -0.0794
 0.0222 -0.0621 -0.1113  0.0717 -0.0067 -0.2656  0.3208  0.4307  0.0234 -0.1612


40m/s    10000ft  288K    2027kg
 0.0086  0.0409       0  0.0409  0.0004  0.0000 14.0847 -3.7763  1.3566  3.6478
40.0000       0       0 39.9665  0.0141  1.6356 40.0000

 0.0019  0.0704 -0.0253 -0.0028  0.0215 -0.0052  0.1602  0.1328 -0.0439  0.0028
 0.0257 -0.7414 -0.0420  0.0234  0.0112 -0.0009 -1.6757 -0.7117 -0.1436 -0.0000
 0.0288  0.0047 -0.1006 -0.0243  0.0431 -0.0129  0.0744 -0.8537 -2.7802  0.0073
 0.0086 -0.0586  0.0731 -0.0259 -0.1696  0.1111 -0.0279  0.0715  0.0927  0.0446
-0.7337 -1.1158  2.3943 -0.0024 -1.3040  0.4215 -4.8290 -9.0442  0.6231 -0.0769
 0.0236 -0.0667 -0.1132  0.0843 -0.0115 -0.1845  0.3668  0.4338  0.0501 -0.1837


50m/s    10000ft  288K    2027kg
 0.0086  0.0350       0  0.0350  0.0003  0.0000 14.7539 -4.9817  1.8624  3.6433
50.0000       0       0 49.9695  0.0150  1.7472 50.0000

-0.0011  0.0843 -0.0248 -0.0033  0.0326 -0.0053  0.1841  0.1374 -0.0370  0.0039
 0.0450 -0.8017 -0.0776  0.0294  0.0153 -0.0011 -1.7654 -0.8674 -0.1647 -0.0001
 0.0347  0.0184 -0.1258 -0.0297  0.0686 -0.0130  0.1314 -0.8276 -2.7668  0.0098
 0.0117 -0.0732  0.0917 -0.0315 -0.2024  0.0738 -0.0317  0.0796  0.0861  0.0503
-0.7438 -1.5002  2.6436 -0.0208 -1.5463  0.2904 -6.0508 -9.2135  0.5336 -0.0755
 0.0246 -0.0609 -0.1236  0.0943 -0.0115 -0.1187  0.4318  0.4513  0.0886 -0.2028


60m/s    10000ft  288K    2027kg
 0.0077  0.0294       0  0.0294  0.0002  0.0000 15.8224 -6.5005  2.5239  3.9771
60.0000       0       0 59.9740  0.0135  1.7646 60.0000

-0.0056  0.0972 -0.0199 -0.0036  0.0433 -0.0039  0.2015  0.1359 -0.0264  0.0048
 0.0678 -0.8427 -0.1353  0.0354  0.0198 -0.0014 -1.8017 -0.9998 -0.2004 -0.0001
 0.0470  0.0382 -0.1662 -0.0345  0.0933 -0.0100  0.2003 -0.7805 -2.7166  0.0122
 0.0159 -0.0857  0.1080 -0.0367 -0.2431  0.0384 -0.0302  0.0871  0.0702  0.0537
-0.7291 -1.8837  2.7695 -0.0405 -1.8390  0.1522 -7.0746 -9.1547  0.3864 -0.0854
 0.0218 -0.0442 -0.1257  0.1027 -0.0072 -0.0626  0.4959  0.4526  0.1398 -0.2189
```

```
70m/s    10000ft  288K    2027kg
 0.0079  0.0253       0  0.0253  0.0002  0.0000 17.3899 -8.6025  3.4434  4.7435
70.0000       0       0 69.9776  0.0140  1.7720 70.0000

-0.0087  0.1048 -0.0169 -0.0036  0.0508 -0.0013  0.2229  0.1617 -0.0056  0.0055
 0.0786 -0.8472 -0.1613  0.0415  0.0247 -0.0015 -1.8139 -1.2095 -0.2690 -0.0001
 0.0699  0.0356 -0.2370 -0.0388  0.1106 -0.0042  0.2178 -0.6807 -2.4986  0.0139
 0.0226 -0.0910  0.1178 -0.0419 -0.2839  0.0029 -0.0115  0.0938  0.0339  0.0556
-0.7396 -2.3294  2.9673 -0.0629 -2.1327 -0.0024 -7.9537 -8.9520  0.1565 -0.1021
 0.0129 -0.0080 -0.1141  0.1100 -0.0006 -0.0140  0.5511  0.4497  0.2019 -0.2328
```

EK D: Prototip Helikopter Flight-Lab Lineer Uçuş Dinamiği Verileri

Deniz seviyesi uçuş irtifasında standar atmosfer şartları altında (ISA) bağzı ileri uçuş hızları için prototip helikopterin flight-Lab yazılımı kullanarak hesaplanan lineer uçuş dinamiği matrisleri ve dinamik denge (trim) değerleri aşağıda verilmiştir. YAVG vektörünün içeriği aşağıdaki gibidir:

$$YAVG = \begin{bmatrix} \phi & \theta & \psi & u_B & v_B & w_B & p_B & q_B & r_B \end{bmatrix}$$

ve prototip helikopterin lineer uçuş dinamiğini sistem matrisi FR olup kontrol dağıtım matrisi de GR'dir.

```
YAVG =
    0.0299   -0.0571    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000
FR =
   -0.0000   -0.0043    0.0000    0.0000   -0.0000    0.0000    1.0000   -0.0017    0.0297
    0.0043    0.0000   -0.0000   -0.0000    0.0000    0.0000   -0.0000    0.9984    0.0571
   -0.0014   -0.0001    0.0000    0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000   -0.0571    0.9988
    0.0062  -32.1804   -0.0010   -0.0221   -0.0017    0.0099    6.8854    1.7754    0.3440
   32.1248    0.0582   -0.0025    0.0224   -0.0511    0.0102   -2.0771    5.7971    0.5750
    1.7900   -0.9662   -0.0052   -0.0098    0.0391   -0.2949    0.0038   -1.3449    1.5675
   -0.0001    0.0037   -0.0022    0.0445   -0.0581   -0.0016   -7.1624   23.9597   -0.1346
   -0.0017   -0.0009    0.0001    0.0139    0.0615    0.0082   -6.8797   -1.6145   -0.4844
    0.0252    0.0043   -0.0009    0.0024    0.0161   -0.0037   -0.6170    2.5141   -0.5814
GR =
   -0.0000   -0.0000   -0.0000   -0.0000
   -0.0000    0.0000    0.0000   -0.0000
   -0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000
    0.0027    0.0022   -0.0001   -0.0003
    0.0171    0.0040   -0.0007    0.0010
    0.0425    0.0029   -0.0034   -0.0040
    0.0118    0.0028   -0.0003    0.0009
   -0.0004   -0.0006   -0.0001    0.0000
   -0.0215   -0.0032    0.0011    0.0005

YAVG =
    0.0292   -0.0501    0.0000   16.8975   -0.0247    0.4921    0.0000    0.0000    0.0000
FR =
   -0.0000    0.0014   -0.0000    0.0000    0.0000    0.0000    1.0000   -0.0015    0.0290
   -0.0014   -0.0000    0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000   -0.0000    0.9987    0.0500
   -0.0010    0.0000   -0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0500    0.9992
    0.0036  -32.2010    0.0115   -0.0376   -0.0020    0.0223    4.0627    1.4298   -0.0084
   32.2046    0.0537    0.0027    0.0536   -0.2280    0.0254   -1.0240    2.4130  -15.7998
    1.6060   -0.9272    0.0003   -0.1202   -0.0481   -0.3412    1.0402   16.0140    2.2255
    0.0540    0.0063    0.0023    0.0458   -0.0767    0.0116   -6.3720   13.1441   -0.2478
   -0.0001    0.0042   -0.0027    0.0227    0.0118    0.0103   -4.4783   -1.8164   -0.2298
    0.0067    0.0007    0.0002   -0.0320    0.1323   -0.0144   -0.8844    1.8072   -1.0090
GR =
    0.0000    0.0000   -0.0000   -0.0000
   -0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000
    0.0000    0.0000   -0.0000   -0.0000
   -0.0055    0.0021    0.0021   -0.0012
   -0.0148   -0.0011   -0.0009    0.0005
   -0.0538   -0.0213    0.0033   -0.0005
   -0.0041    0.0006   -0.0009    0.0006
    0.0008   -0.0006   -0.0005    0.0003
    0.0438    0.0090   -0.0008    0.0008
```

```
YAVG =
    0.0195   -0.0393    0.0000   32.8513   -0.0252    0.6416    0.0000    0.0000    0.0000
FR =
   -0.0000   -0.0005    0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000    1.0000   -0.0008    0.0195
    0.0005    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000    0.9992    0.0391
   -0.0002   -0.0000    0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000   -0.0000   -0.0391    0.9994
    0.0156  -32.1972    0.0066   -0.0234   -0.0085    0.0096    0.3186    1.8643    0.0099
   32.1688    0.0414   -0.0089    0.0452   -0.1292    0.0241   -1.0772   -0.3149  -31.7414
    1.2823   -0.6106   -0.0012   -0.2036   -0.0090   -0.4168    2.0643   31.5918    1.8095
    0.0006    0.0138   -0.0071    0.0489   -0.0514    0.0313   -5.8594   -2.0269   -0.0309
   -0.0032    0.0017   -0.0016    0.0013    0.0081    0.0035   -0.8325   -2.2717   -0.0272
   -0.0009    0.0009    0.0006   -0.0248    0.0576   -0.0377   -0.6562   -0.7020   -0.9454
GR =
   -0.0000   -0.0000    0.0000    0.0000
   -0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000
   -0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000
    0.0194   -0.0071    0.0020    0.0006
   -0.0076    0.0097    0.0077   -0.0049
   -0.0577   -0.0221    0.0033   -0.0011
    0.0040    0.0101    0.0062   -0.0038
   -0.0051    0.0016   -0.0004   -0.0002
    0.0424    0.0078    0.0004    0.0006

YAVG =
    0.0095   -0.0292    0.0000   49.2774   -0.0137    0.4697    0.0000    0.0000    0.0000
FR =
   -0.0000    0.0014    0.0000   -0.0000    0.0000    0.0000    1.0000   -0.0003    0.0095
   -0.0014   -0.0000    0.0000    0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000    0.9996    0.0292
   -0.0005    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000   -0.0000   -0.0292    0.9996
   -0.0158  -32.1997   -0.0008   -0.0261   -0.0369    0.0254    0.2364    2.5104    0.0209
   32.2115    0.0188   -0.0029    0.0074   -0.1017    0.0179   -0.9644   -0.7023  -48.3189
    0.9385   -0.2836    0.0004   -0.1608    0.0273   -0.4944    3.2673   48.4774    1.7867
    0.0269    0.0095   -0.0027    0.0190   -0.0698    0.0570   -5.7795   -2.3045   -0.0653
    0.0044    0.0014    0.0002    0.0092    0.0155    0.0001   -0.5820   -2.5073   -0.0249
    0.0048    0.0018   -0.0004   -0.0065   -0.0414   -0.0381   -1.0426   -0.3639   -0.9295
GR =
   -0.0000   -0.0000    0.0000    0.0000
    0.0000    0.0000   -0.0000    0.0000
   -0.0000   -0.0000   -0.0000    0.0000
   -0.0161    0.0166   -0.0016   -0.0034
    0.0175   -0.0093   -0.0123    0.0075
   -0.0455   -0.0190    0.0026   -0.0012
    0.0247   -0.0062   -0.0102    0.0066
    0.0034   -0.0041    0.0004    0.0008
    0.0383    0.0049   -0.0009    0.001

YAVG =
    0.0093   -0.0239    0.0000   65.6909   -0.0146    0.6133    0.0000    0.0000    0.0000
FR =
   -0.0000    0.0015   -0.0000   -0.0000    0.0000    0.0000    1.0000   -0.0002    0.0092
   -0.0015   -0.0000    0.0000    0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000    0.9997    0.0239
   -0.0013    0.0000   -0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000   -0.0000   -0.0239    0.9998
   -0.0042  -32.1735    0.0030   -0.0209   -0.0014    0.0165   -0.2606    2.4805    0.0116
   32.1879    0.0034   -0.0083   -0.0165   -0.1514   -0.0220   -0.8374   -1.4104  -64.7380
    0.8260   -0.2691   -0.0020   -0.0878    0.0071   -0.5702    3.1791   66.2773    1.8577
   -0.0052   -0.0063   -0.0061   -0.0038   -0.0880    0.0588   -5.3879   -2.7222   -0.1238
    0.0022   -0.0056   -0.0007    0.0214    0.0019    0.0233   -0.3455   -2.3082    0.0029
   -0.0206   -0.0137    0.0029    0.0066   -0.0340    0.0283   -0.9437    0.1328   -0.9227
GR =
    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000
   -0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000
    0.0000    0.0000   -0.0000    0.0000
    0.0155   -0.0109   -0.0126    0.0078
    0.0191   -0.0131    0.0011    0.0038
    0.0466    0.0199   -0.0033    0.0021
    0.0052   -0.0126    0.0011    0.0026
   -0.0034    0.0028    0.0029   -0.0018
   -0.0389   -0.0066   -0.0003   -0.0011
```

```
YAVG =
    0.0053   -0.0213    0.0000   82.0961   -0.0094    0.4391    0.0000    0.0000    0.0000
FR =
    0.0000    0.0017    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000    1.0000   -0.0001    0.0055
   -0.0017   -0.0000   -0.0000   -0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000    0.9998    0.0215
    0.0012    0.0000   -0.0000   -0.0000   -0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0215    0.9998
   -0.0200  -32.2143   -0.0110   -0.0446    0.0296   -0.0631   -0.1331    2.8417   -0.0877
   32.1771    0.0257   -0.0059   -0.0325   -0.1608   -0.1364   -0.7404   -1.5932  -81.1220
    0.6867   -0.1452   -0.0019   -0.1257    0.0320   -0.8090    4.1934   83.3291    1.7064
   -0.0067    0.0196   -0.0044    0.0059   -0.0839    0.0790   -5.2685   -2.7051   -0.1045
    0.0051    0.0051    0.0027   -0.0211   -0.0040   -0.0891    0.5137   -2.0676   -0.0819
    0.0125    0.0056    0.0002    0.0191   -0.0426    0.0731   -1.0410    0.3307   -0.9405
GR =
   -0.0000   -0.0000   -0.0000    0.0000
    0.0000    0.0000   -0.0000    0.0000
    0.0000    0.0000   -0.0000    0.0000
   -0.0343    0.0194    0.0111   -0.0108
   -0.0048    0.0054   -0.0123    0.0033
   -0.0369   -0.0194    0.0028   -0.0018
    0.0082    0.0064   -0.0102    0.0032
    0.0075   -0.0043   -0.0028    0.0026
    0.0438    0.0082   -0.0007    0.0015

YAVG =
   -0.0115   -0.0202    0.0000   98.4810    0.0229   -1.1342    0.0000    0.0000    0.0000
FR =
    0.0000   -0.0002   -0.0000    0.0000   -0.0000   -0.0000    1.0000    0.0002   -0.0115
    0.0002    0.0000    0.0000    0.0000   -0.0000    0.0000    0.0000    0.9998    0.0200
   -0.0001    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000   -0.0000   -0.0200    0.9999
    0.0190  -32.2015   -0.0026   -0.0309   -0.0615   -0.0282   -0.4389    3.9503   -0.0444
   32.1803   -0.0083    0.0074    0.0004   -0.0757   -0.0488   -3.2642   -1.8685  -97.1600
    0.6485    0.4148    0.0003   -0.0458   -0.0249   -0.7046    2.3904   98.8858    1.9231
   -0.0084   -0.0007    0.0061   -0.0056    0.0299    0.0254   -4.8579   -2.5777    0.0129
   -0.0047    0.0020    0.0006    0.0112    0.0225    0.0269   -0.0215   -2.5399    0.0110
   -0.0024    0.0012    0.0001   -0.0053    0.0890    0.0279   -0.2712    0.6133   -1.1479
GR =
   -0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000
    0.0000    0.0000    0.0000   -0.0000
   -0.0000   -0.0000   -0.0000    0.0000
   -0.0098    0.0096   -0.0131    0.0081
   -0.0284    0.0103    0.0019    0.0030
    0.0560    0.0299    0.0061   -0.0021
   -0.0396    0.0049    0.0011    0.0031
    0.0021   -0.0020    0.0031   -0.0019
   -0.0580   -0.0068   -0.0011    0.0027

YAVG =
   -0.0159   -0.0206    0.0000  114.8474    0.0376   -1.8250    0.0000    0.0000    0.0000
FR =
   -0.0000    0.0012    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000    1.0000    0.0003   -0.0159
   -0.0012    0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000   -0.0000   -0.0000    0.9998    0.0206
    0.0001   -0.0000    0.0000   -0.0000   -0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0206    0.9999
    0.0074  -32.1933    0.0020   -0.0285    0.0247   -0.0029   -0.6296    4.4797   -0.0540
   32.1799   -0.0075    0.0039    0.0076   -0.1831    0.0304   -4.2538   -2.2153 -113.4521
    0.6540    0.5688   -0.0025   -0.0143   -0.0498   -0.6987    1.5511  115.1684    1.8700
   -0.0071    0.0001    0.0038   -0.0070   -0.0668    0.0376   -4.8487   -2.4697   -0.0314
   -0.0021    0.0007   -0.0004    0.0167    0.0002    0.0420    0.0801   -2.6492    0.0264
   -0.0107   -0.0082    0.0021   -0.0120    0.0341   -0.0360   -0.0758    0.9569   -1.2169
GR =
    0.0000    0.0000    0.0000   -0.0000
   -0.0000   -0.0000   -0.0000    0.0000
    0.0000    0.0000    0.0000   -0.0000
   -0.0083   -0.0008   -0.0065    0.0031
   -0.0066    0.0135   -0.0014    0.0036
   -0.0550   -0.0428   -0.0101    0.0025
    0.0133    0.0186    0.0005    0.0020
    0.0026    0.0001    0.0015   -0.0007
    0.0708    0.0194    0.0037   -0.0035
```

```
YAVG =
   -0.0220   -0.0220    0.0000  131.1861    0.0637   -2.8907    0.0000    0.0000    0.0000
FR =
   -0.0000    0.0001   -0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000    1.0000    0.0005   -0.0220
   -0.0001    0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000   -0.0000   -0.0000    0.9998    0.0221
    0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0221    1.0000
    0.0202  -32.2042   -0.0046   -0.0314   -0.0140   -0.0111   -0.6474    5.4009   -0.0140
   32.1472   -0.0140   -0.0135    0.0114   -0.1660    0.0760   -5.4316   -2.3658 -129.6478
    0.6594    0.7357   -0.0083   -0.0018    0.0577   -0.7108    0.9073  131.3364    1.9594
   -0.0133    0.0061   -0.0101   -0.0050   -0.0589    0.0492   -4.8106   -2.5345   -0.0085
   -0.0045    0.0040    0.0010    0.0159    0.0092    0.0583    0.1375   -2.7506    0.0347
    0.0573    0.0095    0.0008   -0.0144    0.0053   -0.0628    0.0759    1.0601   -1.3598
GR =
    0.0000   -0.0000   -0.0000   -0.0000
   -0.0000   -0.0000   -0.0000    0.0000
    0.0000    0.0000    0.0000   -0.0000
   -0.0100    0.0033    0.0062   -0.0016
    0.0234   -0.0051    0.0051   -0.0046
   -0.0502   -0.0433   -0.0098    0.0022
    0.0390    0.0041    0.0060   -0.0049
    0.0033   -0.0008   -0.0015    0.0003
    0.0724    0.0187    0.0045   -0.0044

YAVG =
   -0.0322   -0.0239    0.0000  147.4767    0.1133   -4.7449    0.0000    0.0000    0.0000
FR =
    0.0000   -0.0017    0.0000   -0.0000   -0.0000    0.0000    1.0000    0.0008   -0.0323
    0.0017    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000   -0.0000    0.9997    0.0239
   -0.0007    0.0001   -0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000   -0.0000   -0.0239    1.0002
    0.0087  -32.1822   -0.0027   -0.0353   -0.0102   -0.0036   -0.7413    7.1946    0.0762
   32.1780   -0.0235    0.0026    0.0088   -0.1647   -0.0943   -6.6447   -1.3851 -146.0510
    0.7221    1.0766    0.0040    0.0043   -0.0227   -0.7229    0.5216  147.5461    1.9826
    0.0217    0.0050    0.0020   -0.0046   -0.0350    0.0145   -4.6511   -2.4628   -0.0350
   -0.0013    0.0016    0.0007    0.0145    0.0055    0.0507    0.2571   -2.7048    0.0362
    0.0548    0.0079    0.0012   -0.0110    0.0402    0.0493   -0.4674    0.2788   -1.2880
GR =
   -0.0000   -0.0000    0.0000   -0.0000
    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000
   -0.0000   -0.0000   -0.0000   -0.0000
   -0.0263    0.0111    0.0050   -0.0050
    0.0017    0.0050   -0.0074    0.0024
   -0.0444   -0.0293    0.0044   -0.0029
    0.0190    0.0090   -0.0064    0.0027
    0.0071   -0.0025   -0.0011    0.0012
    0.0594    0.0104    0.0004    0.0021
```

EK E: Bazı Program Kodları

Basit iç akış oranını hesaplayan Matlab fanksiyonu aşağıda verilmiştir. Fonksiyon çıktı olarak λ iç akış oranını vermektedir.

```
function lamda_fin = fnc_lamda(eps,alpha,mu_h,c_t)%alpha
%  (c)2003-2010 Erkan ABDULHAMITBILAL, abdulhamit@itu.edu.tr
%
%  lamda_fin = fnc_lamda(eps,alpha,mu,c_t)
%
%  Outputs.
%    lamda_fin  - inflow ratio
%
%  Inputs.
%    eps        - convergence error
%    alpha      - angle of attack
%    mu_h       - rotor advanced ratio
%    c_t        - thrust coefficient
%
%  See also, rotam

epsilon_val = 1;
lamda(1)    = sqrt(c_t/2);
i           = 1;
hata(i) = 1;
ht(i) = i;
while (eps < epsilon_val)
    i  = i + 1;

    ffmua = (mu_h*tan(alpha));

    f  = lamda(i-1) - (ffmua) - ((c_t/2)/(sqrt(mu_h^2 + lamda(i-1)^2)));
    fp = 1 + (c_t*lamda(i-1)/2)*((mu_h^2 + lamda(i-1)^2)^(-3/2));
    lamda(i)    = lamda(i-1)-(f/fp);
    epsilon_val = norm((lamda(i)-lamda(i-1))/lamda(i));
    hata(i) = epsilon_val;
    ht(i) = i;
    if i > 10
        break
    end
end
lamda_fin = lamda(i);
```

Bu tezde helikopter uçuş dinamiği modellenmesinde yapılan önemli çalışmalardan bir tane ise iç akış oranı ve taşıma katsayısı birlikte çözülerek çırpma ve gecikme hareketinin belirlenmesidir. Dolayısıyla bu bölümünde ilgili fonksiyonlar verilmiştir. Rotor modellerinde iç akış oranı ve taşıma katsayısını ayni döngüde hesaplayan Matlab fanksiyonu aşağıda verilmiştir. Fonksiyon çıktı olarak λ iç akış oranı, c_T taşıma katsayısı ve λ_i tetiklenmiş iç akış oranını vermektedir.

```
function [lamdaR,c_t,lmdi] =
fnc_lamdact(eps,sigma,a,tht,thttw,th1c,th1s,mu_h,alpha,cd0,b0)
%  (c)2003-2010 Erkan ABDULHAMITBILAL, abdulhamit@itu.edu.tr

epsilon_val=1;
lamda(1)= sqrt((sigma*a/2)*(tht*(1+3*mu_h^2/2)/3 - thttw*mu_h^2/8)/2);
i=1;
while (eps < abs(epsilon_val))
    c_t         = (sigma*a/2)*(tht*(1+3*mu_h^2/2)/3 - thttw*mu_h^2/8 - lamda(i)/2);

    ffmua = (mu_h*tan(alpha));
```

```
    f     = lamda(i) - ffmua - ((c_t/2)/(sqrt(mu_h^2 + lamda(i)^2)));
    fp1   = (sigma*a/4)*(-1/2)*(mu_h^2 + lamda(i)^2)^(-1/2);
    fp2   = -lamda(i)*((sigma*a/4)*(tht*(1+3*mu_h^2/2)/3 - thttw*mu_h^2/8...
                                -lamda(i)/2))*(mu_h^2 + lamda(i)^2)^(-3/2);
    fp    = 1 - (fp1 + fp2);
    lamda(i+1)  = lamda(i) - (f/fp);
    epsilon_val = norm((lamda(i+1)-lamda(i))/lamda(i+1));
    if i > 50
        break
    end
    i = i + 1;
end

lmdi   = (c_t/2)/(sqrt(mu_h^2 + lamda(i)^2));
lamdaR = lamda(i)
```

Ana rotor modelinde çırpma harmoniklerinin hesaplandığı Matlab fonksiyonu aşağıda verilmiştir. Fonksiyon çıktı olarak $\beta_0, \beta_{1c}, \beta_{1s}$ üç çırpma harmoniğini vermektedir.

```
function [b0,b1c,b1s] = flapping(mu,lmd,thetavec,RotorData,Environment)
%  (c)2003-2010 Erkan ABDULHAMITBILAL, abdulhamit@itu.edu.tr

Omega = RotorData(1);
R     = RotorData(2);
chord = RotorData(3);
a     = RotorData(4);
bp    = RotorData(5);
Kbeta = RotorData(6);
Ibeta = RotorData(7);
e     = RotorData(8);
rho   = Environment(1);

c0  = 1-e;
c1  = 1-(e + e*e)/2;
c2  = 1-(e + e*e + e*e*e)/3;
c3  = 1-(e + e*e + e*e*e + e*e*e*e)/4;
d0  = 1-e;
d1  = 1-(2*e+e*e)/3;
f0  = 1;
f1  = 1+e/2;

thc = thetavec(1);
t1s = thetavec(2);
t1c = thetavec(3);
ttw = thetavec(4);

th0  = thc;
th75 = th0 - ttw*0.25;
th8  = th0 - ttw*0.20;

v2   = 1 + (3/2)*(e)/(1-e) + Kbeta/(Omega^2*Ibeta*(1-e));
Lock = rho*a*chord*R^4/Ibeta;


m1 = (Lock/v2)*(c2+mu*mu*c0)/8;
m2 = (Lock/v2)*(c3-c2+mu*mu*(5*c1/6-c0))/10;
m3 = (Lock/v2)*c1/6;
m4 = (Lock/v2)*mu*(d0-f1)/12;
m5 = Kbeta*bp/(v2*Ibeta*Omega^2*(1-e));

n1 = c2+mu*mu*c0/2;
n2 = d1+mu*mu*f0/2;
n3 = (v2-1)/(Lock/8);
n4 = 4*mu*f1/3;

h1 = c2-mu*mu*c0/2;
h2 = d1-mu*mu*f0/2;
h3 = n3;
h4 = 8*mu*c1/3;
h5 = 2*mu*(c2-c1);
h6 = 2*mu*c0;
```

```
n5 = n2+(n3+n4*m4)*h3/h2;
n6 = (n3+n4*m4)*h1/h2;
n7 = (n3+n4*m4)*h6/h2 - n4*m4;
n8 = (n3+n4*m4)*h5/h2 - n4*m2;
n9 = n4*m1;
n10 = (n3+n4*m4)*h4/h2;
n11 = n4*m5;

b1s = -(n1*t1c + n6*t1s - n7*lmd + n8*ttw -n9*th8 + n10*th75 - n11)/n5;
b1c = (-h1*t1s - h3*b1s - h4*th75 - h5*ttw + h6*lmd)/h2;
b0  = m1*th8 + m2*ttw - m3*lmd + m4*b1c + m5;

end
```

Ana rotor modelinde gecikme harmoniklerinin hesaplandığı Matlab fonksiyonu aşağıda verilmiştir. Fonksiyon çıktı olarak $\zeta_0, \zeta_{1c}, \zeta_{1s}, \zeta_{2c}, \zeta_{2s}$ beş gecikme harmoniğini vermektedir.

```
function [k0,k1c,k1s,k2c,k2s] = lagging(mu,lmd,thetavec,Flapping,RotorData,...
                                        Environment)
%  (c)2003-2010 Erkan ABDULHAMITBILAL, abdulhamit@itu.edu.tr

% Rotor data
Omega = RotorData(1);
R     = RotorData(2);
chord = RotorData(3);
a     = RotorData(4);
ksip  = RotorData(5);
% from table
Kksi  = RotorData(6);
Iksi  = RotorData(7);
e     = RotorData(8);
cd0   = RotorData(9);
% Environment
rho   = Environment(1);
% Controls
t0   = thetavec(1);
t1s  = thetavec(2);
t1c  = thetavec(3);
ttw  = thetavec(4);
% Flapping
b0   = Flapping(1);
b1c  = Flapping(2);
b1s  = Flapping(3);
% aero data
Lock  = rho*a*chord*R^4/Iksi;
% frequency
v2 = (3/2)*(e/(1-e)) + Kksi/(Iksi*Omega^2*(1-e));
% aero coeff
cq0_1 = mu*mu*(-4*b0^2 - 3*b1c^2 + b1s*(t1c-b1s) + b1c*t1s)/32;
cq0_2 = (-b1c^2 - b1s^2 + b1s*t1c - b1c*t1s)/16 + (t0/6 + ttw/8 - lmd/4)*lmd + mu*(-
b0*b1s/6 + b0*t1c/12 - b1c*lmd/4 + t1s*lmd/8);
cq0   = cq0_1 + cq0_2 + cd0*(1+mu^2)/(8*a);

cq1c_1 = t1c*(lmd + b1c*mu/2)/6;
cq1c_2 = b0*mu*(t0/6 + ttw/8 - lmd/2 + mu*(t1s/2 - 3*b1c)/8);
cq1c_3 = b1s*(t0*(1+mu^2/2)/8 + ttw*(1/10+mu^2/24) - lmd/3 + mu*(t1s/2-b1c)/6);
cq1c   = cq1c_1 + cq1c_2 + cq1c_3;

cq1s_1 = t1s*lmd/6 + b1c^2*mu/12;
cq1s_2 = mu*(lmd*(t0/2 + ttw/3)/2 + b0*mu*(t1c/2-b1s)/8 + b1s*(t1c-b1s)/12);
cq1s_3 = b1c*(-ttw/10 + lmd/3 -t1s*mu/12+ttw*mu^2/6 + t0*(-1+mu^2/2)/8);
cq1s   = cd0*mu/(3*a) + (cq1s_1 + cq1s_2 + cq1s_3);

% lag harmonics
k0  = Lock*cq0/v2;
k1c = (-Lock*cq1c + 2*b0*b1s)/(1-v2);
k1s = (-Lock*cq1s - 2*b0*b1c)/(1-v2);
k2c = 2*b1c*b1s/(4-v2);
k2s = (b1s^2-b1c^2)/(4-v2);
en
```

Helikopter matematiksel modelinde kullanılan dikey kanatların tasarım dosyası aşağıda verilmiştir:

```
% (c) 2003-2008 Erkan Abdulhamitbilal, abdulhamit@itu.edu.tr
deg2rad = pi/180;
% ~-= vertical fin data  =-~
% unit-lenght  b  unit-chord  unit-sweepback angle    incidence
% r   b        c       sweepback        ih
VertFin1_Data = [
0.0   0.05     0.35    20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.1   0.10     0.34    20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.2   0.10     0.33    20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.3   0.10     0.32    20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.4   0.10     0.31    20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.5   0.10     0.30    20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.6   0.10     0.29    20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.7   0.10     0.28    20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.8   0.10     0.27    20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.9   0.10     0.26    20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
1.0   0.05     0.25    20.0*deg2rad     7.1*deg2rad];

VertFin2_Data = [
0.0   0.05     0.35    20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.1   0.10     0.345   20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.2   0.10     0.34    20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.3   0.10     0.335   20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.4   0.10     0.33    20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.5   0.10     0.325   20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.6   0.10     0.32    20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.7   0.10     0.315   20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.8   0.10     0.31    20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
0.9   0.10     0.305   20.0*deg2rad     7.1*deg2rad;
1.0   0.05     0.30    20.0*deg2rad     7.1*deg2rad];
```

Helikopter matematiksel modelinde kullanılan yatay dengeleyici tasarım dosyası aşağıda verilmiştir:

```
% (c) 2003-2008 Erkan Abdulhamitbilal, abdulhamit@itu.edu.tr

%                  r       b        chord   sweepback  ih
HorizStab1_Data= [0.000   0.0500   0.39    0.0*pi/180 0;
                  0.100   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
                  0.200   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
                  0.300   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
                  0.400   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
                  0.500   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
                  0.600   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
                  0.700   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
                  0.800   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
                  0.900   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
                  1.000   0.0500   0.39    0.0*pi/180 0];

HorizStab2_Data= [0.000   0.0500   0.39    0.0*pi/180 0;
                  0.100   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
                  0.200   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
```

```
                    0.300   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
                    0.400   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
                    0.500   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
                    0.600   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
                    0.700   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
                    0.800   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
                    0.900   0.1000   0.39    0.0*pi/180 0;
                    1.000   0.0500   0.39    0.0*pi/180 0];
```

ÖZGEÇMİŞ



Ad Soyad : Erkan Abdulhamitbilal

Doğum Yeri ve Tarihi : Balçik (Bulgaristan), 19.11.1977

Adres : Silahtar Cad., Sadabad Sit., H Blok, D:3, Kağıthane, İstanbul, 34400.

Yüksek Lisans Üniversite : İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enst. - Uçak ve Uzay Mühendisliği

Lisans Üniversite : İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fak. - Uzay Mühendisliği

Yayın Listesi :

- **E. Abdulhamitbilal**, E.M. Jafarov, Dynamic longitudinal stability analysis and control at hover with and without ground effect of a light commercial helicopter AIAC-2009, 4th Ankara International Aerospace Conference, Abstracts & Proceedings, 22-25 August 2009, Ankara, Türkiye.

- U. Türkyılmaz ve **E. Abdulhamitbilal**, Hava aracı kütle atalet momentleri ve ağırlık merkezleri zarfı hesaplayıcı yazılımın geliştirilmesi. II. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı 15-17 Ekim 2008, İTÜ-İstanbul, Türkiye.

- **E. Abdulhamitbilal**, E.M. Jafarov, Sliding mode attitude controller design for nonlinear flexible geosynchronous satellite with thrust jets, VSS'08, Proceedings of 10th International Workshop on Variable Structure Systems, June 8-10, 2008, Antalya, Türkiye.

▪ **E. Abdulhamitbilal**, E.M. Jafarov, M.Ş. Kavsaoğlu, Matlab-Simulink nonlinear modeling and simulation of aircraft dynamics. Eurosim2007, 6th Eurosim Congress on Modeling and Simulation, Sept. 9-13, 2007, Ljubljana, Slovenia.

▪ **E. Abdulhamitbilal**, E.M. Jafarov and L. Güvenç, Gain Scheduled LQ Optimal Control of a Parametric Light Commercial Helicopter Model at Sea Level. ACMOS'07, 9th WSEAS International Conference on Automatic Control, Modeling and Simulation, June 27-29, 2007, Istanbul, Turkey.

▪ K. Turkoğlu, **E. Abdulhamitbilal**, E. Caferov, Longitudinal dynamic modelling of Hazerfen unmanned aerial vehicle and PID controller design, HaSeM'06 Kayseri VI. Havacılık Sempozyumu 12-14 Mayıs 2006, Nevşehir.

▪ R. Tekin, **E. Abdulhamitbilal** ve F. Gürleyen, Hazerfen insansız hava aracının uzunlamasına hareket kontrolü, I Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, UHUK-2006, ODTU, Ankara, 21-23 Eylül 2006.

▪ **E. Abdulhamitbilal**, E.M. Jafarov and L. Güvenç, Computer based simulation of Bell 205 helicopter Matlab-Simulink model, ASM 2006, Proceedings of International Conference on Applied Simulation & Modeling IASTED, June 25-28, 2006, Rhodes, Greece.

▪ **E. Abdulhamitbilal** and E.M. Jafarov, Performances comparison of linear and sliding mode attitude controller for flexible spacecraft with Reaction Wheels VSS'06, Proceedings of 9th International Workshop on Variable Structure Systems, June 5-8, 2006, Alghero-Sardinia, Italy.

▪ **E. Abdulhamitbilal**, E.M. Jafarov and L. Güvenç, Nonlinear helicopter model and trim analysis for forward flight. AIAC-2005, 3rd Ankara International Aerospace Conference, Abstracts & Proceedings, 22-25 August 2005, Ankara, Turkey, Abstract pp. 64.

▪ **E. Abdulhamitbilal** and E.M. Jafarov, Linear attitude stabilization of a geosynchronous communication satellite with small inner torquers. RAST-2005, Proceedings of 2nd International Conference on Recent Advances in Space Technologies, June 9-11, 2005, Istanbul, Turkey, pp.185-188.

▪ **E. Abdulhamitbilal**, E. Caferov ve L. Güven, Doğrusal olmayan helikopter modeli ve asılı hal için trim analizi. TOK'05, Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı Bildiriler Kitabı, 2-3 Haziran 2005, Maslak, İstanbul, pp. 533-538.