T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI

HELİKOPTER KONTROLÜNDE YENİ YÖNTEMLER İLE ENERJİ TASARRUFU

Hazırlayan
Fırat ŞAL

Danışman
Yrd. Doç. Tuğrul OKTAY

Yüksek Lisans Tezi

Temmuz 2015
KAYSERİ

T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI

HELİKOPTER KONTROLÜNDE YENİ YÖNTEMLER İLE ENERJİ TASARRUFU

(Yüksek Lisans Tezi)

Hazırlayan
Fırat ŞAL

Danışman
Yrd. Doç. Tuğrul OKTAY

Bu çalışma; Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi tarafından FBA-2013-4179 kodlu proje ile desteklenmiştir.

Temmuz 2015
KAYSERİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Fırat ŞAL

İmza

YÖNERGEYE UYGUNLUK

"Helikopter Kontrolünde Yeni Yöntemler İle Enerji Tasarrufu" adlı Yüksek Lisans tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi' ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Tezi Hazırlayan
Fırat SAL

Danışman
Yrd. Doç. Tuğrul OKTAY

Sivil Havacılık ABD Başkanı
Prof. Dr. M. Kemal APALAK

Yrd. Doç. Dr. Tuğrul OKTAY danışmanlığında **Fırat ŞAL** tarafından hazırlanan "**Yeni Yöntemler ile Helikopter Kontrolünde Enerji Tasarrufu**" adlı bu çalışma, jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık Anabilim Dalında **Yüksek Lisans** tezi olarak kabul edilmiştir.

28./.07./2015

JÜRİ:

Danışman	:Yrd Doç. Dr. Tuğrul OKTAY	.....
Üye	:Yrd. Doç. Dr. Murat ONAY	.....
Üye	:Yrd. Doç. Dr. Asuman SAVAŞÇIHABEŞ	.....

ONAY:
Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun ..04./08./2015.tarih ve 2015/32-04 sayılı kararı ile onaylanmıştır.

..04./..08./2015

Prof. Dr. Kâzım KEŞLİOĞLU
Enstitü Müdürü

ÖNSÖZ / TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca farklı bakış açıları ve bilimsel katkılarıyla beni aydınlatan, yakın ilgi ve yardımlarını esirgemeyen ve bu günlere gelmemde en büyük katkı sahibi sayın hocam Yrd. Doç. Dr. Tuğrul OKTAY' a teşekkürü bir borç bilirim.

Ayrıca; çalışmalarım süresince sabır göstererek beni daima destekleyen aileme en içten teşekkürlerimi sunarım.

Fırat ŞAL

Kayseri, Temmuz 2015

HELİKOPTER KONTROLÜNDE YENİ YÖNTEMLER İLE ENERJİ TASARRUFU

Fırat ŞAL

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Yüksek Lisans Tezi, Temmuz 2015
Danışman: Yrd. Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

ÖZET

Bu bilim yüksek lisans tezinde helikopter kontrol enerjisi tasarruf etmek için yeni teknikler araştırılmıştır. Bu maksatla kontrol-amaçlı, fizik-bazlı helikopter modellerinden faydalanılmıştır. İki yeni teknik bu çalışma kapsamında geliştirilmiştir. Bunlardan ilki birleştirilmiş pasif ve aktif başkalaşım yöntemidir ve yaklaşım iki var olan pasif ve aktif başkalaşım yöntemlerini birleştirir. Bu yaklaşım sayesinde önemli ölçüde kontrol enerjisi tasarrufu sağlanmıştır. Bu yaklaşım var olan başkalaşım yöntemleri arasında kontrol enerjisi tasarruf etmek açısından en üstün olanıdır.

Bu bilim yüksek lisans tezinde diğer bir yeni kontrol enerjisi tasarruf etme tekniği olan hareketli kuyruk yüzeyi yöntemi incelenip geliştirilmiştir. Bu maksatla yatay kuyruk yüzeyinin kolektif, diferansiyel ve ileri-geri hareketine müsaade edilmiştir. Bu yöntemi kullanarak önemli ölçüde kontrol enerjisi tasarrufu sağlanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Pasif Başkalaşım, Aktif Başkalaşım, Uçuş Kontrol, Helikopter

ENERJY SAVE WİTH NEW METHODS İN HELİKOPTER FLİGHT CONTROL

Fırat ŞAL

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences
M.Sc. Thesis, July 2015
Supervisor: Yrd. Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

ABSTRACT

In this Master of Science thesis novel techniques for helicopter control energy save is investigated. For this purpose control-oriented, physics based helicopter models are benefited. Two novel techniques are developed in this study. The first one is combined passive and active morphing approach which integrates two existing morphing approaches that passive morphing and active morphing. Considerable control energy is saved using this approach. This approach is the superior over all the morphing approaches in terms of control energy save.

In this Master of Science thesis another novel control energy save techniques named as moving horizontal tail idea is developed and investigated. For this purpose collective, differential, and forward-backward motion of horizontal tailplane is permitted. Via using this method also considerable control energy is saved.

Keywords: Passive Morphing, Active Morphing, Energy Save, OVC, Flight Control, Helicopters

İÇİNDEKİLER

HELİKOPTER KONTROLÜNDE YENİ YÖNTEMLERLE ENERJİ TASARRUFU

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK i
YÖNERGEYE UYGUNLUK ii
KABUL ONAY iii
ÖNSÖZ / TEŞEKKÜR iv
ÖZET v
ABSTRACT vi
İÇİNDEKİLER vii
KISALTMALAR VE SİMGELER x
TABLOLAR LİSTESİ xiii
ŞEKİLLER LİSTESİ xiv

GİRİŞ 1

1. BÖLÜM

MODELLEME VE MODEL BASİTLEŞTİRME

1.1. Genel Helikopterin Kinematik ve Euler (dinamik) Denklemleri 6
1.2. Boyutsuzlaştırma 9
1. 3. Helikopterin Dinamik ve Kinematik Denklemlerinin Boyutsuzlaştırılması 10
1.4. Pale Aerodinamiği 11
1.5. Palenin Dinamik Denklemleri 12
1.6. Pale Çırpınma ve İlerleme Gerileme Hareketleri 14
1.7. Referans Eksenler 17
1.8. Çoklu Pale Denklemleri 18
1.9. Gövde Aerodinamiği 19

1. 10. İniş Takımı Aerodinamiği 21

1. 11. Kuyruk Takımı Aerodinamiği 22

1.12. Moment Teorisi ve Aşağı Yönlü Akış 25

1.12.1. Askıda Kalma ve Tırmanma İçin Moment Teorisi 26

1.12.2. Dikey Uçuş İçin Çalışma Durumları 28

1.12.3. İleri Uçuşlar İçin Moment Teorisi 29

1.12.4. Doğrusal İçeri Akış Modeli 30

1.13. Model Basitleştirme 32

1.14. Trim 34

1.14.1. Düz Seviye Uçuşu 34

1.14.2. Manevra Uçuşu 35

1.15. Doğrusallaştırma 38

1.15.1. Durum Uzay Modelinin Yapısı 39

2. BÖLÜM

KONTROLCÜ

2.1. Giriş 42

2.2. Genel Kontrol 44

2.2.1. Varyans Kısıtlı Kontrolcüler 44

2.2.1.1. Doğrusal Zaman Değişkenli (LTI) Sistemlerin Gözlemlenebilirliği ve Kontrol Edilebilirliği 44

2.2.2. Doğrusal Kuadratik Regülatör (LQR) Kontrolcüsü 45

2.2.3. Doğrusal Kuadratik Gauss Regülatörü (LQR) Kontrolörleri 46

2.2.4. Çeşitli Kısıtlanmış Kontrolcüler 46

3. BÖLÜM

HELİKOPTER KONTROLÜNDE YENİ EKONOMİK YÖNTEMLER

3.1. Pasif Başkalaşım 48

3.2. Aktif Başkalaşım 48

3.3. Birleştirilmiş Aktif ve Pasif Başkalaşım..... 49

3.4. Hareketli Kuyruk Yüzeyi 49

4. BÖLÜM

FAYDALANILAN RASSAL OPTİMİZASYON YÖNTEMİ (SPSA)

4.1. Problem Formulasyonu 50

4.1.1. Pasif Başkalaşım 50

4.1.2. Aktif Başkalaşım..... 50

4.1.3. Birleştirilmiş Pasif ve Aktif Başkalaşım 51

4.1.4. Hareketli Yatay Kuyruk 51

4.2. SPSA Detayı ve Algoritması..... 52

4.3. SPSA Algoritması (Birleştirilmiş Pasif ve Aktif Başkalaşım Durumunda)..... 53

5. BÖLÜM

SİMÜLASYON SONUÇLARI

5.1. Birleştirilmiş Başkalaşım..... 55

5.2. Hareketli Kuyruk Yüzeyi 62

6. BÖLÜM

6.1. Sonuçlar 67

KAYNAKLAR 69

ÖZGEÇMİŞ..... 74

KISALTMALAR VE SİMGELER

Sembol	**Anlamı**
a	Pale taşıma eğrisi eğimi
a	SPSA parameteri
b	Pale kalınlığı, [m]
c	Pale veter uzunluğu, [m]
c_d	Pale sürükleme katsayısı
c_{d_f} , c_{d_p}	Gövde yüzey sürtünmesi ve basınç sürtünme katsayısı
$c_{d_{h\&s}}$	Kuyruk rotor göbek ve şaftı (h&s) sürtünme katsayısı
$c_{d_{lg}}$	İniş takımı (lg) sürtünme katsayısı
c_l	Pale taşıma katsayısı
C_ζ	Gerileme damperi sönümleme katsayısı, [Nms/rad]
d	Gövde çapı, [m]
d	SPSA katsayısı
e	Pale mafsal uzunluğu, [m]
E_∞	Beklenen değer operatörü
g	Yerçekimi ivmesi, [m/s^2]
h	Helikopterin yerçekimi merkezinden ana rotor göbeğine dikey mesafe, [m]
I	Helikopter ataletsel matrisi
I_b	Pale ataletsel momenti, [$kg\ m^2$]
I_{xx} , I_{yy} , I_{zz}	Helikopterin esas ataletsel momenti, [$kg\ m^2$]
I_{xy} , I_{xz} , I_{yz}	Helikopterin üretiminden gelen ataletsel momenti, [$kg\ m^2$]
J	Kontrol enerjisi
K_T	Kuyruk rotor trust katsayısı, [N/rad]
K_β	Çırpınma yayı sertlik katsayısı, [Nm/rad]
K_ζ	İlerleme gerileme yayı sertlik katsayısı, [Nm/rad]
l	Gövde uzunluğu, [m]

m	Pale doğrusal kütle yoğunluğu, [kg/m]
L, M, N	Helikopten ataletsel momenti , [Nm]
M_a	Helikopter kütlesi, [kg]
$\dot{m}_q$	Kontrol hacmi tarafından emilen kütle akışı, [kg/s]
p_3	Son dalga basınçı, [N/m^2]
p_∞	Bozulmamış hava basıncı, [N/m^2]
r	Çırpınma ve ilerleme mafsalından şerit uzunluğu, [m]
R	Ana rotor yarıçapı, [m]
S	SPSA sınır ölçüleri
t	Zaman, [s]
T	Rotor itkisi, [N]
V_A	İleri uçuş hızı, [m/s]
v_3	Son iz hızı, [m/s]
v_c	Tırmanma hızı, [m/s]
v_i	Ana rotor aşağı akışı, [m/s]
X, Y, Z	Helikopter ataletsel kuvvetleri
x	Doğrusal olmayan vektörün durum vektörü
x	Pale mafsalından pale elemanının boyutsuz pozisyonu
x	Optimizasyon paramterelerinin kurulumu
$x_A,\ y_A,\ z_A$	Hava aracı ekseninin birim vektörleri
$x_F,\ y_F,\ z_F$	Çırpınma eksenin birim vektörleri
$x_{FL},\ y_{FL},\ z_{FL}$	Çırpınma ve ilerleme-gerileme ekseninin birim vektörleri
$x_R,\ y_R,\ z_R$	Dönen eksen birim vektörleri
$x_L,\ y_L,\ z_L$	Gerileme ekseni birim vektörleri
x_p	Doğrusallaştırılmış modelin durum vektörü
$\mathrm{x}_F,\ \mathrm{z}_F$	Yer çekim merkezinden buruna yatay ve dikey mesafe, [m]
$\mathrm{x}_{lg},\ \mathrm{z}_{lg}$	Yer çekim merkezinden iniş takımına yatay ve dikey mesafe (lg), [m]

x_T , z_T	Yer çekim merkezinden kuyruk rotoruna yatay ve dikey mesafe, [m]
u, v, w	Hava aracı ekseninde helikopter doğrusal hızları, [m/s]
□	Doğrusal olmayan modelin kontrol vektörü
u	Doğrusal modelin kontrol vektörü
p, q, r	Uçak eksenin hava aracının açısal hızları, [rad/s]
α	Pale elemanı hücum açısı, [rad]
α_F	Gövde hücüm açısı, [rad]
β	Tek pale çırpınma açısı, [rad]
β_0 , β_c , β_s , β_d	kolektif, iki dairesel, ve diferansiyel pale çırpınma açıları, [rad]
β_F	Gövde yana kayış açısı, [rad]
γ	Kilit numarası
γ_{FP}	Uçuş yolu açısı
δ_0, δ_2	Parazit ve indüklenmiş pale sürtünme katsayısı
ζ	Tek pale gerileme açısı, [rad]
ζ_0 , ζ_c , ζ_s , ζ_d	Kolektif, iki dairesel, ve diferansiyel pale gerileme açıları, [rad]
θ	Tek pale çırpınma açısı, [rad]
θ_0 , θ_c , θ_s	Kollektif ve iki dairesel yunuslama açısı, [rad]
θ_{tw}	Pale çifti, [rad]
Θ	SPSA katsayısı
λ_0 , λ_c , λ_s	Tek düzey ve iki dairesel ana rotor aşağı yönlü akış elemanı
λ	SPSA katsayısı
Ω	Ana rotor sabit açısal hızı, [rad/s]
ρ	Hava yoğunluğu, [kg / m^3]
χ	İz eğri açısı, [rad]
ψ	Pale azimuth açısı, [rad]
ϕ_A , θ_A , ψ_A	Hava aracı ekseninde helikopter uyumlu açılar, [rad]

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 1.1. Boyutsuzlaştırılmış Helikopter Parametreleri ve Dereceleri 34

Tablo 1.2. Doğrusallaştırılmış Modeller İçin Durum Değişkeni Vektörü 39

Tablo 1.3. Doğrusallaştırılmış Modeller İçin Kontrol Vektörü 39

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1. Dönen Göbeğe Bağlı Dönen Pale Şekli 6

Şekil 1.2. Sonsuz Küçük Pale Elemanına Etkiyen Taşıma ve Sürükleme 12

Şekil 1.3. Çırpınma, İlerleme-Gerileme ve Yunuslama Mafsal Yapılandırmaları. ... 13

Şekil 1.4. Tam Eklemli Ana Rotor 3. Tip Yapılandırma 13

Şekil 1.5. İleri Uçuşta Hız Dağılımı ve Pale Çırpınma Hareketi 15

Şekil 1.6. Pale Çırpınma Hareketi 15

Şekil 1.7. Pale İlerleme-Gerileme Hareketi 16

Şekil 1.8. Yer Etkisi 16

Şekil 1.9. Senkronize Pale Çırpınması 19

Şekil 1.10. Gövde Şekli 20

Şekil 1.11. İniş Takımı Sürtünmesi 22

Şekil 1.12. Kuyruk Rotor Yardımcı Sistemi 23

Şekil 1.13. Kuyruk Rotor Şaft Sürüklemesi 24

Şekil 1.14. Eksenel Akış İçin Moment Teorisi 26

Şekil 1.15. Eksenel Uçuş İçin Çalışma Durumu 29

Şekil 1.16. ileri uçuş için moment teorisi 30

Şekil 1.17. İz Eğim Açısı 31

Şekil 1.18. Gövde Hücum Açısı ve Yana Kayış Açısı 36

Şekil 1.19. Seviye Yatışlı Dönüşü 36

Şekil 1.20. Helisel Dönüş 37

Şekil 1.21. Uçuş Yolu Açısı 37

Şekil 3.1. Kolektif (a) ve Diferansiyel (b) Hareketli yatay kuyruk açıları 49

Şekil 5.1. Helikopter Euler Açıları Karşılaştırılması 55

Şekil 5.2. Helikopter Lineer Hız Bileşenleri Karşılaştırılması 56

Şekil 5.3. Helikopter Açısal Hız Karşılaştırılması 57

Şekil 5.4. Helikopter Çırpınma Açıları Karşılaştırılması 58

Şekil 5.5. Helikopter Çırpınma Hızları Karşılaştırılması 59
Şekil 5.6. Helikopter İlerleme Gerileme Açıları Karşılaştırılması 60
Şekil 5.7. Helikopter İlerleme Gerileme Hızı Karşılaştırılması 61
Şekil 5.8. Helikopter Euler Açıları Durum Değişkenleri Cevapları 62
Şekil 5.9. Helikopter Doğrusal Hızları Durum Değişkenleri Cevapları 63
Şekil 5.10. Helikopter Açısal Hızları Durum Değişkenleri Cevapları 64
Şekil 5.11. Helikopter Klasik Kontrol Yüzeyleri Durum Değişkenleri Cevapları 65
Şekil 5.12. Helikopter Hareketli Yatay Kuyruk Kontrol Yüzeyleri Durum Değişkenleri Cevapları 66

GİRİŞ

Tarihte hava araçlarının kontrolü ayrıştırma prensipleri kullanılarak yapılmışdır. Tekli bir katı cisim modellemesi yeterli varsayılmıştır ve ayrıca hareket denklemlerinin ayrıştırıldığı (İngilizce bilinen adı ile decoupling) farz edilmiştir. Bu çok aşırı basitleştirmeye yol açtığından ve düşük dereceli kontrolcüler ile sonuçlanmıştır. Fakat ataletsel yuvarlanma bağlantısı (İngilizce bilinen adı ile coupling) ilk olarak analiz edildiğinde [1] ayrıştırma yaklaşımının sabit kanatlı uçaklar için bile oldukça yetersiz olduğu bulunmuştur. Ancak ayrıştırma yöntemi kullanılmaya devam edildi için ayrıştırma teknolojik limitler uygulanacak kontrolcülerin boyutlarında ciddi kısıtlamalara yol açmıştır.

Rotorlu araçlar için tekli rijit kütle ve ayrıştırma varsayımları kaba yaklaşımlardır. Onların helikopter kontrolündeki izafi başarıları çok koruyucu tasarımlar dolayısıyladır ve bunlar çok objektifli, çatışmalı ve gereksinilmiş görevler için uygun değildir. Çoklu kütleli modellerle rotorlu araç kontrol tasarımında bağlantı (coupling) kullanılması için birçok yayın yapılmıştır. Örneğin referanslar ([2], [3] ve [4]]) rotor ve kontrol sistemi optimizasyonu, çırpınma esnekliği, çırpınma gerileme elastik bağlanma faktörü ve kontrol parametreleri üzerinden gerçekleştirilmiştir. Referans [2] de bağlantılı rotor gövde modeli rijit palelerle birlikte ([5] ve [6]) entegrasyonda tasarımda kullanılmıştır ve şu sonuca yol açmıştır. Rotor ve kontrol sistemi eğer birlikte tasarlanır ise daha az kontrol çabası harcanır. Ayrıca rotor dinamiğine ve kullanma nitelikleri (İngilizce bilinen adı ile handling qualities) birbirinden bağımsız olarak yaklaşılamaz[7].

Kontrol için model kullanılırken kontrol tasarımı için ideal durum fizik tabanlı olanıdır ve "kontrol uyumlu modelleme" olarak adlandırılan bir süreç yoluyla ilgi temel dinamiklerini yakalar. Veri tabanlı modellere karşı fiziğinin temel avantajı şudur ki veri tabanlı modeller daha sağlam ve fizik bazlı modeller daha çok yönlü olmasıdır. Bu tezin ilk bölümünde helikopterler için fizik bazlı modellerin geliştirilmesi gösterilmiştir.

Modellemeler tam mafsallı ana rotor, doğrusal ana rotor aşağıya akımı, ince gövde teorisi kullanarak gövde aerodinamiği için analitik formülasyon, bir kuyruk rotor aerodinamik modeli, yatay kuyruk düzlemi ve iniş takımlarını içerir.

Kontrol bazlı modellemede parçalı sistem modellemesi (lumped system modeling, [8]) pale esnekliğine modellemek için doğrusal olmayan kısmı diferansiyel denklemleri (KDD) çözmek ([9] [10]) veya sonlu elmanlar metodu [11] yerine kullanılabilir. Fizik prensiplerinin uygulanmasını içeren kontrol tabanlı modelleme yaklaşımı doğrudan sonlu sayıda adi diferansiyel denklemlerden (ADD) oluşan dinamik modellere sebebiyet verir. Bu kontrol tasarım için çok büyük bir avantajdır. Çünkü o model çok değişkenli kontrol teorisi araçlarının doğrudan kullanımını kolaylaştırır. Modern kontrol sistem tasarımı ADD lerden kolayca elde edilen sistem dinamiğinin durum uzay modeli sunumuna dayanır. Hâlbuki bu durum eğer fizik prensipleri KDD lerden oluşan modellere yol açar ise farklıdır. Sonsuz sayıdaki KDD lerden sonlu sayıda ADD elde etmek için kontrol tasarımı sırasında sonlu sayıda mod elde etmek için çok fazla iş gücü gereklidir. Bundan dolayı sadece birkaç ADD korunur. Bu denklemler ilgilenen kontrol tasarım problemleri ile ilişkili modları kapsamaktadır. Bu da KDD bazlı matematik modelin nitel ve nicel olarak önemli ölçüde değişimine yol açar. Ayrıca bu prosedür kontrol sisteminin uygulanmasını ve doğrulanmasını zorlaştırır.

Kontrol tabanlı yaklaşımı kullanarak elde edilen modeller aslında doğrusal olmayan ADD' lerden oluşur. Fakat çok fazla terime sahiptirler ve hızlı hesaplamalarda kullanımları imkânsızdır. Bundan dolayı bir sistematik basitleştirme metodu olan yeni derecelendirme planı terim sayısını azaltmak için uygulanmıştır. Model basitleştirme sonucunda elde edilen modellerin trim değerleri ve öz değerleri literatürde var olan verilerle doğrulanmıştır.

Aslında kontrol uyumlu yaklaşımı kullanılarak elde edilen modeller doğrusal olmayan adi diferansiyel denklemlerden oluşur ama hızlı hesaplanması imkânsız olan çok fazla terim vardır. Bu nedenle, "Yeni derecelendirme planı" denilen bir sistematik basitleştirme yöntemi, terimlerin sayısını azaltmak için uygulanır. Elde edilen modeller, özellikle trim değerleri ve doğrusal modellerin öz değerlerini, literatürdeki sonuçlarla kendi özelliklerini karşılaştırarak doğrulanır.

Bu tezin ilk kısmında yukarıda bahsi geçen kontrol amaçlı fizik tabanlı modelleme prensipleri uygulanarak bir helikopterin dinamik modellemesi gerçekleştirilmiştir. Elde edilen modeller belirli uçuş şartları altında trim edilmiş ve lineer edilmiştir. Elde edilen trim değerleri ve lineer modellerin öz değerleri literatürde var olan verilerle kıyaslanmıştır. Literatür ile uyum sağlanmıştır.

Helikopterler her zaman için giriş ve çıkış limitasyonlara maruz kalmışlardır ve ayrıca kontrol enerjisinin minimize edilmesi her zaman için anahtar bir gereksinimdir. Bundan dolayı bu tez çalışmasında bu iki gereksinime birlikte göz önünde bulunduran varyans kısıtlı kontrolcüler kontrol sistemi tasarımında kullanılmıştır. Bu tez kapsamında spesifik olarak faydalanılan varyans kısıtlı kontrolcü çıkış varyanslı kısıtlı kontrolcüdür(Output Variance Constrained Controllers, OVC) ([12], [13], [14], [15], [16], [17], [18] ve [19]). Bu tezin ikinci kısmında yani üçüncü bölümde bu tarz kontrolcülerin yapıları ve nasıl elde edildiği detaylı bir şekilde ele alınmıştır.

Helikopterler uçuş sırasında çok fazla enerji harcayan makinalardır. Helikopterleri kontrol etmede kullanılan kontrol sistemleri hava aracının uçuş misyonunu gerçekleştirmesinin yanısıra bunu gerçekleştirirken mümkün olduğunca az da enerji harcamalıdır. Şu günlerde helikopter kontrolünü daha ekonomik gerçekleştirmek için birçok çalışmalar yürütülmektedir. Bunlardan ikisi olan pasif başkalaşım ve aktif başkalaşım yöntemleri tez danışmanı tarafından son zamanlarda geniş kapsamlı bir şekilde gerçekleştirilmiştir([[20] ve [21]). Bu tez çalışmasının üçüncü kısmında yani dördüncü bölüm olan helikopter kontrolünde ekonomik yöntemler kısmında ele alınmıştır. Aynı bölümde yine literatürde bu tez çalışmasında ilk defa incelenecek olan birleştirilmiş pasif ve aktif başkalaşım yöntemi incelenecektir. Yine dördüncü bölümde literatürde bu tez çalışmasında ilk defa incelenecek olan hareketli yatay kuyruk yüzeyi ile enerji tasarrufu yöntemi ele alınacaktır.

Pasif başkalaşım ve aktif başkalaşım bazı helikopter parametrelerinde (pale uzunluğunda pale dönüş hızı vs.) değişimler gerektirmektedir. Bu iki başkalaşım yöntemi arasındaki temel farklar şunlardır. Aktif başkalaşım sürekli bir şekilde ölçüm ve aktue etmenin yanında bir geri besleme kontrol mekanizması da gerektirirken, pasif başkalaşım bunları gerektirmez. Pasif başkalaşım sapma değişimleri mühendisler ya da teknisyenler vasıtasıyla uçuş misyonundan önce veya uçuş sırasında bir noktada dahi

sadece bir kere gerçekleştirilir. Gerçekleştirildikten sonra bu sapmalar uçuş sırasında sabit kalır. Böylece pasif başkalaşım klasik dört helikopter kontrolcüsüne ilaveten ekstra aktif olarak kontrol edilen elemanlar gerektirmez. Buna zıt olarak aktif başkalaşım bazı helikopter parametrelerinde uçuş sırasında sürekli ayarlamalara müsaade eden özel mekanizmalar gerektirir. Bu ayarlamalar sensör ölçümlerine cevaben hesaplanır ve geri besleme kontrolü vasıtasıyla gerçekleştirilir. Böylelikle aktif başkalaşım klasik 4 helikopter kontrolcüsüne ilaveten ekstra geri besleme kontrollü parametreler gerektirir. Şu açıktır ki pasif başkalaşım faydalanmak için daha basittir. Çünkü ekstra geri besleme ile çalıştırılan aktue etme mekanizmaları gerektirmezler. Halbuki aktif başkalaşım kompleks on board işaret işleme, çok değişkenli geniş boyutlu kontrolcüler, hızlı sürekli actue etme mekanizmaları ve hesap gücü gerektirir. Hâlbuki aktif başkalaşım helikopter uçuş performansının bütün özelliklerinde çok önemli iyileşmeler üretmesi beklenir.

Bu tez çalışmasında helikopter kontrolünde yeni yöntemler olan pasif başkalaşım, aktif başkalaşım, birleştirilmiş başkalaşım ve hareketli kuyruk yüzeyi yöntemleri incelenmiştir. Bu yöntemlerde uçuş kontrol sistemi ve helikopter eş zamanlı tasarlanmıştır. Bu eş zamanlı tasarım problemi kontrol enerjisinin minimize edilmesini sağlamaktadır. Fakat bu problemin çözümü çok karmaşık ve zordur. Bundan dolayı bu tez çalışmasında çözüme hızlı ve güvenli bir şekilde ulaşmayı sağlayan rassal bir optimizasyon olan eş zamanlı pertürbasyon rassal yaklaşım (Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation, SPSA) ([22] ve [23]) kullanılmışıtır.

Temel Katkılar;

Fizik-tabanlı, kontrol-amaçlı helikopter modelleri üzerinde ilk defa birleştirilmiş başkalaşım yöntemi uygulanmıştır. Bu da daha fazla kontrol enerjisinin ve de dolayısıyla yakıtın tasarruf edilmesini sağlayıp işletme maliyetini ucuzlatmıştır.

Başkalaşım yöntemi ilk defa adaptif rassal bir optimizasyon yöntemi ile uygulandı. Bu da çözüme hızlı ve güvenli bir şekilde ulaşılmasını sağlamıştır.

Fizik-bazlı, kontrol-amaçlı helikopter modelleri üzerinde ilk defa hareketli kuyruk yüzeyi mekanizması teorik ve simülasyon ortamında uygulanmıştır. Bu da daha fazla kontrol enerjisinin ve de dolayısıyla yakıtın tasarruf edilmesini sağlayıp işletme maliyetini ucuzlatmışıtır.

Hareketli kuyruk yüzeyi yöntemi ilk defa adaptif rassal bir optimizasyon yöntemi ile uygulanmıştır. Bu da çözüme hızlı ve güvenli bir şekilde ulaşılmasını sağlamıştır.

Birleştirilmiş başkalaşım yönteminin modelleme hatalarına gürbüzlüğü ilk defa bu çalışmada test edilmiş ve birleştirilmiş başkalaşımın uygulandığı fizik-tabanlı, kontrol-amaçlı helikopter modellerinin gürbüzlüğe sahip olduğu görülmüştür.

Hareketli kuyruk yüzeyi yönteminin modelleme hatalarına gürbüzlüğü ilk defa bu çalışmada test edilmiş ve hareketli kuyruk yüzeyinin uygulandığı fizik-tabanlı, kontrol-amaçlı helikopter modellerinin gürbüzlüğe sahip olduğu görülmüştür.

Ayrıca bu tez çalışmasında geliştirilen 2 yöntemden 2 adet SCI/SCI-Expanded bilimsel makale ([24] ve [25]) hazırlanmış ve ayrıca 1 adet ulusal [26] ve 2 adet uluslararası ([27] ve [28]) sözel olarakta sunulmuş bildiri hazırlanmıştır.

1. BÖLÜM

MODELLEME VE MODEL BASİTLEŞTİRME

1.1. Genel Helikopterin Kinematik ve Euler (dinamik) Denklemleri

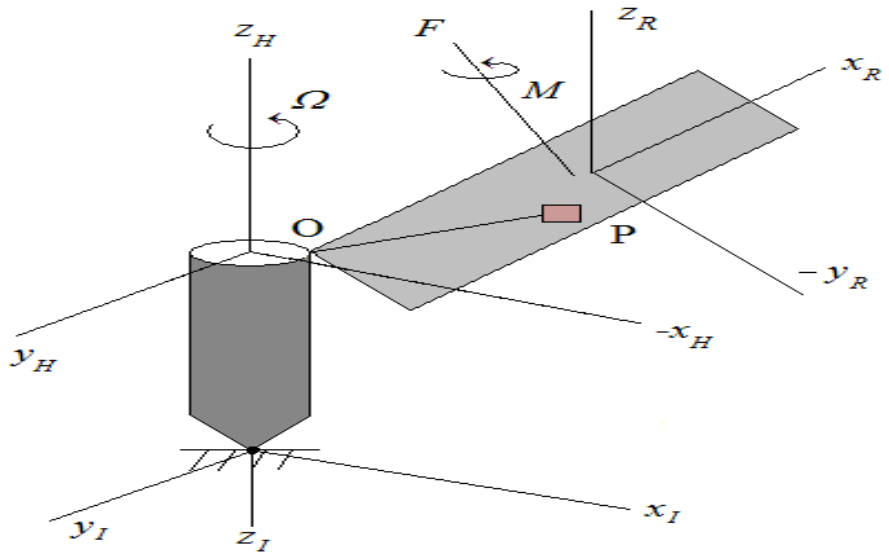
Bu çalışmada helikopterin kinematik ve Euler (dinamik) denklemlerini üretmek için aşağıdaki varsayımlar yapılmıştır.

- Helikopter simetriktir.(x-z düzlemine göre)

- Pale üzerine etkiyen yerçekimi kuvvet ve momenti ihmal edilmiştir.

- Her bir pale rijit olarak varsayılan ayrı pale parçalarından oluşur.

Helikopterin Euler denklemlerini elde etmek için, pale hareketine bağlı kuvvet ve moment denklemleri bulunmalıdır. Kuvvet ve moment denklemlerini bulmak için pale üzerinde herhangi bir noktada konum, hız ve ivme bilgilerine ihtiyaç duyulur. Şekil 1.1 de verilen basitleştirilmiş bir pale modeli için, bu bilgiler kolaca elde edilebilir.



Şekil 1.1. Dönen Göbeğe Bağlı Dönen Pale Şekli

Şekil 1.1 de z_I ataletsel eksen etrafında, sabit açısal hız omega ($\vec{\Omega}$) ile dönen, rotor göbeği gösterilmiştir. Diğer referans eksenler x_I ve y_I de göbeğe bağlanmıştır. F ve M palenin ağırlık merkezine etkiyen toplam kuvvet ve momentlerdir. Aynı zamanda x_R, y_R ve z_R dönen eksen takımının birim vektörleridir. Buna ilaveten x_H, y_H ve z_H göbek eksen takımının birim vektörleridir. Palenin profil kalınlığını ihmal ederek, pale üzerindeki genel bir nokta olan P nin konumu dönen eksen takımında aşağıdaki gibidir;

$$ {}_R r^{OP} = [r_{P_1}\ r_{P_2}\ 0]^T \tag{1.1} $$

Transport teoremi kullanılarak ([29] ve [30]) genel bir noktanın hızı;

$$ {}^I\vec{V}^{OP} = \frac{d}{dt}\vec{r}^{OP} + {}^I\vec{\omega}^R \otimes \vec{r}^{OP} \tag{1.2} $$

Burada ${}^I\vec{\omega}^R$ dönen eksen takımın ataletsel noktaya göre açısal hızıdır ve göbek eksen takımında bu açısal hız;

$$ {}^I_H w^R = \begin{bmatrix} 0 & 0 & W \end{bmatrix}^T \tag{1.3} $$

Varsayalım ki pale rijittir. Bu varsayımla genel bir noktanın hızı;

$$ {}^I\vec{V}^{OP} = {}^I\vec{\omega}^R \otimes {}^R\vec{r}^{OP} \tag{1.4} $$

Pale üzerindeki genel bir noktanın ivmesi Transport teoremi kullanılarak;

$$ {}^I\vec{a}^P = {}^R\frac{d}{dt}({}^I\vec{\omega}^R \otimes \vec{r}^P) + {}^I\vec{\omega}^R \otimes ({}^I\vec{\omega}^R \otimes \vec{r}^{OP}) \tag{1.5} $$

Helikopterin Newton-Euler denklemlerini elde etmek için; Denklemler (1.4) ve (1.5), göbeğin hareketini ve helikopterin ataletsel veya yerçekimi eksen takımına göre hareketlerini de hesaba katarak tekrardan incelenecektir.

Helikopter moment denklemi Euler yasası [29] kullanılarak türetilir ve Euler yasası aşağıda verilmiştir;

$$ {}^{I}\dot{\vec{h}} = \frac{d}{dt}{}^{I}\vec{h} + {}^{I}\vec{\omega}^{A} \otimes {}^{I}\vec{h} \tag{1.6} $$

${}^{I}\vec{\omega}^{A}$ ve ${}^{I}\vec{h}$ ataletsel noktaya göre helikopterin açısal hız ve açısal momenttir ve aşağıdaki gibi verilmiştir;

$$ {}^{I}\vec{h} = I\,{}^{I}\vec{\mathrm{w}}^{A}, \qquad {}^{I}_{A}\vec{\mathrm{w}}^{A} = [p \quad q \quad r]^{T} \tag{1.7} $$

Atalet matrisi;

$$ I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \tag{1.8} $$

Denklemler (1.7) ve (1.8) kullanarak helikopterin moment denklemi;

$$ M_{A} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{XX}\dot{p} - (I_{YY} - I_{ZZ})qr - I_{xz}(pq + \dot{r}) \\ I_{yy}\dot{q} - (I_{zz} - I_{xx})pr + I_{xz}(p^{2} - r^{2}) \\ I_{zz}\dot{r} - (I_{xx} - I_{yy})pq - I_{xz}(\dot{p} - rq) \end{bmatrix} \tag{1.9} $$

Helikopterin kuvvet denklemini elde etmek için Newton'un 2. kanunu kullanılır. Kısaca;

$$ {}^{I}\vec{F} = M_{a}\frac{d\,{}^{I}\vec{V}_{cg}}{dt} = M_{a}\left[\frac{\partial \vec{V}_{cg}}{\partial t} + {}^{I}\vec{\mathrm{w}}^{A} \otimes \vec{V}_{cg}\right] \tag{1.10} $$

Hava aracı eksen takımında helikopterin ağırlık merkezinin doğrusal hızı;

$$ {}_{A}V_{cg} = [u \quad v \quad w]^{T} \tag{1.11} $$

M_a helikopterin kütlesidir. Ayrıca helikopterin yerçekimi kuvveti hesaba katılarak, helikopter kuvvet denklemi aşağıdaki gibi bulunur;

$$F_A = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_a(\dot{u} + qw - rv) + M_a g \sin(\theta_A) \\ M_a(\dot{v} + ru - pw) - M_a g \cos(\theta_A)\sin(\phi_A) \\ M_a(\dot{w} + pv - qu) - M_a g \cos(\theta_A)\sin(\phi_A) \end{bmatrix} \tag{1.12}$$

Helikopterin dönel kinematik denklemleri, helikopterin açısal hızları (p, q ve r) ve Euler açıları (ϕ_A, θ_A ve ψ_A) kullanılarak bulunur. 3-2-1 eksen dönüşü ([29] ve [31]) sırası kuralına göre (genel havacılık varsayımı) kinematik denklemi;

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi}_A - \dot{\psi}_A \sin(\theta_A) \\ \dot{\psi}_A \cos(\theta_A)\sin(\phi_A) + \dot{\theta}_A \cos(\phi_A) \\ \dot{\psi}_A \cos(\theta_A)\cos(\phi_A) - \dot{\theta}_A \sin(\phi_A) \end{bmatrix} \tag{1.13}$$

1.2. Boyutsuzlaştırma

Boyutsuzlaştırma bütün mühendislik alanlarında kullanılır. Helikopterler için genel boyutsuzlaştırma kuralları şunlardır;

i. Uzunluk ana rotor yarıçap tarafından boyutsuzlaştırılır, R

$$\hat{l} = \frac{l}{R} \tag{1.14}$$

ii. Zaman ana rotorun açısal hızı ile boyutsuzlaştırılır, $\frac{1}{\Omega}$

$$\hat{t} = \frac{t}{1/\Omega} \tag{1.15}$$

iii. Helikopterin doğrusal hız bileşenleri ana rotor ucunun doğrusal hızı (ΩR) vasıtasıyla boyutsuzlaştırılır.

$$\hat{u} = \frac{u}{\Omega R}, \hat{v} = \frac{v}{\Omega R}, \hat{w} = \frac{w}{\Omega R} \tag{1.16}$$

iv. Helikopterin açısal hız bileşenleri ana rotorun açısal hızı ile boyutsuzlaştırılır.

$$\hat{p}=\frac{p}{\mathrm{W}},\hat{q}=\frac{q}{\mathrm{W}},\hat{r}=\frac{r}{\mathrm{W}} \tag{1.17}$$

v. Çırpınma, palenin çırpınma esnasındaki bükülmesi ve gerileme yayları $I_b\Omega^2$ vasıtasıyla boyutsuzlaştırılır.

$$k_{\mathrm{b}}=\frac{K_{\mathrm{b}}}{I_b\mathrm{W}^2},\quad k_{\mathrm{d}}=\frac{K_{\mathrm{d}}}{I_b\mathrm{W}^2}\quad k_{\mathrm{z}}=\frac{K_{\mathrm{z}}}{I_b\mathrm{W}^2} \tag{1.18}$$

vi. Kuyruk rotoru itki katsayısı, $\frac{I_b\Omega^2}{R}$ vasıtasıyla boyutsuzlaştırılır.

$$\mathrm{k}_T=\frac{\mathrm{K}_T\mathrm{R}}{\mathrm{I}_b\Omega^2} \tag{1.19}$$

1. 3. Helikopterin Dinamik ve Kinematik Denklemlerinin Boyutsuzlaştırılması

Şekil 1.1. de anlatılan boyutsuzlaştırma uygulamalarından sonra boyutsuzlaştırılmış dinamik ve kinematik denklemler aşağıdaki gibi bulunur.
Boyutsuzlaştırılmış kuvvet denklemleri;

$$\begin{aligned}
&\frac{d}{d\Psi}\hat{u}+\hat{q}\hat{w}-\hat{r}\hat{v}+\frac{g\sin(\theta_{\hat{A}})}{\mathrm{W}^2\mathrm{R}}=\frac{X}{\mathrm{W}^2\mathrm{R}M_a}\\
&\frac{d}{d\Psi}\hat{v}+\hat{r}\hat{u}-\hat{p}\hat{w}-\frac{g\cos(\theta_{\hat{A}})\sin(\phi_A)}{\mathrm{W}^2\mathrm{R}}=\frac{Y}{\mathrm{W}^2\mathrm{R}M_a}\\
&\frac{d}{d\Psi}\hat{w}+\hat{p}\hat{v}-\hat{q}\hat{u}-\frac{g\cos(\theta_{\hat{A}})\sin(\phi_A)}{\mathrm{W}^2\mathrm{R}}=\frac{Z}{\mathrm{W}^2\mathrm{R}M_a}
\end{aligned} \tag{1.20}$$

Boyutsuzlaştırılmış moment denklemleri;

$$\begin{aligned}
&\frac{d}{d\mathrm{y}}\hat{p}-\hat{q}\hat{r}(\frac{I_{yy}}{I_{xx}}-\frac{I_{zz}}{I_{xx}})-\frac{I_{xz}}{I_{xx}}(\hat{p}\hat{q}+\frac{d}{d\mathrm{y}}\hat{r})=\frac{L}{I_{xx}\mathrm{W}^2}\\
&\frac{d}{d\mathrm{y}}\hat{q}-\hat{p}\hat{r}(\frac{I_{zz}}{I_{yy}}-\frac{I_{xx}}{I_{yy}})+\frac{I_{xz}}{I_{yy}}(\hat{p}^2-\hat{q}^2)=\frac{M}{I_{yy}\mathrm{W}^2}\\
&\frac{d}{d\mathrm{y}}\hat{r}-\hat{p}\hat{q}(\frac{I_{xx}}{I_{zz}}-\frac{I_{yy}}{I_{zz}})-\frac{I_{xz}}{I_{zz}}(\hat{q}\hat{r}-\frac{d}{d\mathrm{y}}\hat{p})=\frac{N}{I_{zz}\mathrm{W}^2}
\end{aligned} \tag{1.21}$$

Boyutsuzlaştırılmış kinematik denklemleri;

$$\hat{p} = \frac{d}{d\Psi}\phi_A - \frac{d}{d\Psi}\Psi_A \sin(\theta_A)$$
$$\hat{q} = \frac{d}{d\Psi}\Psi_A cos(\theta_A)\sin(\phi_A) - \frac{d}{d\Psi}\theta_A \cos(\phi_A) \quad (1.22)$$
$$\hat{r} = \frac{d}{d\Psi}\Psi_A cos(\theta_A)\cos(\phi_A) - \frac{d}{d\Psi}\theta_A \sin(\phi_A)$$

1.4. Pale Aerodinamiği

Bu çalışmada pale aerodinamik denklemleri aşağıdaki varsayımlar ile türetilmiştir.

Temel Modelleme Varsayımları

- pale elemanına dairesel gelen hava hızı ihmal edilir.
- pale elemanının teğet bileşenine gelen hava hızı dik gelen bileşeninden çok daha büyüktür.
- doğrusal ve sıkıştırılamaz aerodinamikler varsayılmıştır.
- pale kararsız akışı ihmal edilir.
- mach sayısı ve hücum açısı küçüktür.
- sözde kararsız akış düşünülür [29].

Pale deki aerodinamik kuvvet hareketini elde etmek için pale eleman teorisi ([29] ve [31]) kullanılır.

Pale elemanlarındaki aerodinamik kuvvet hareketi;

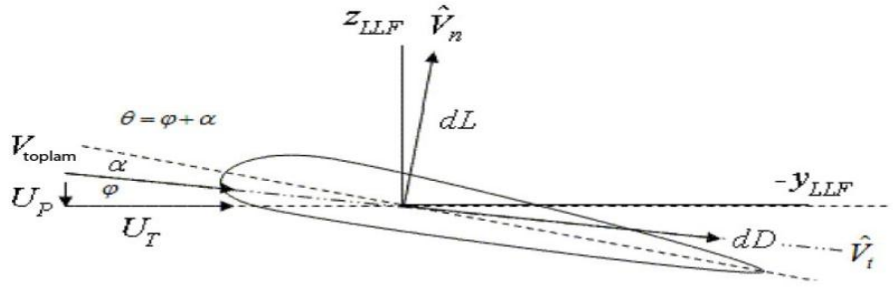
$$\vec{f}_{aero} = d\vec{L} + d\vec{D} \quad (1.23)$$

Pale elemanı üzerindeki sonsuz küçük taşıma ve sürükleme kuvveti hareketi; $d\vec{L}, d\vec{D}$

$$d\vec{L} = \frac{1}{2}\rho V_{total}^2 c_1 c dr \hat{V}_n, \qquad d\vec{D} = \frac{1}{2}\rho V_{total}^2 c_d c dr \hat{V}_t \quad (1.24)$$

Burada V_{total} pale elemanına gelen toplam hava hızıdır. Varsayalım ki $U_T \gg U_p$ ve U_R ihmal edilebilir. Pale üzerindeki sonsuz küçük elemana etkiyen taşıma ve sürükleme kuvveti

$$d\vec{L} = \frac{1}{2}\rho V_T^2 c_l c dr \hat{V}_n, \qquad d\vec{D} = \frac{1}{2}\rho V_T^2 c_d c dr \hat{V}_t \tag{1.25}$$



Şekil 1.2. Sonsuz Küçük Pale Elemanına Etkiyen Taşıma ve Sürükleme

Varsayalım ki;

- pale kısmının profil sürtünme katsayısı $c_d = \delta_0 + \delta_2 \alpha^2$ [32]

- doğrusal ve sıkıştırılamaz aerodinamik mevcut ve pale elemanı taşıma katsayısı $c_l = a_0 \alpha$ dır.

- $dL >> dD(U_P / U_T)$ [33] pale elemanında sonsuz küçük aerodinamik kuvvet ve moment aşağıdaki gibidir.

$$d_{LLF}F_{aero} = \frac{\gamma I_b}{2R^3}\begin{bmatrix} 0 \\ -(\theta U_T^2 - U_P U_T)\dfrac{U_P}{U_T} - \dfrac{1}{a_0}\left(\delta_0 + \delta_2(\theta - \dfrac{U_P}{U_T})^2\right) \\ \theta U_T^2 - U_P U_T \end{bmatrix} dx \tag{1.26}$$

$$d_{LLF}M_{aero} = \begin{bmatrix} 0 & -xR(d_{LLF}F_{aero})_{III} & xR(d_{LLF}F_{aero})_{II} \end{bmatrix}^T \tag{1.27}$$

x pale mafsalından pale elemanının boyutsuzlaştırılmış konumu ve $\gamma = R^4 \rho a c / I_b$ kilit numarasıdır. (Şekil 1.1 ve 1.2)

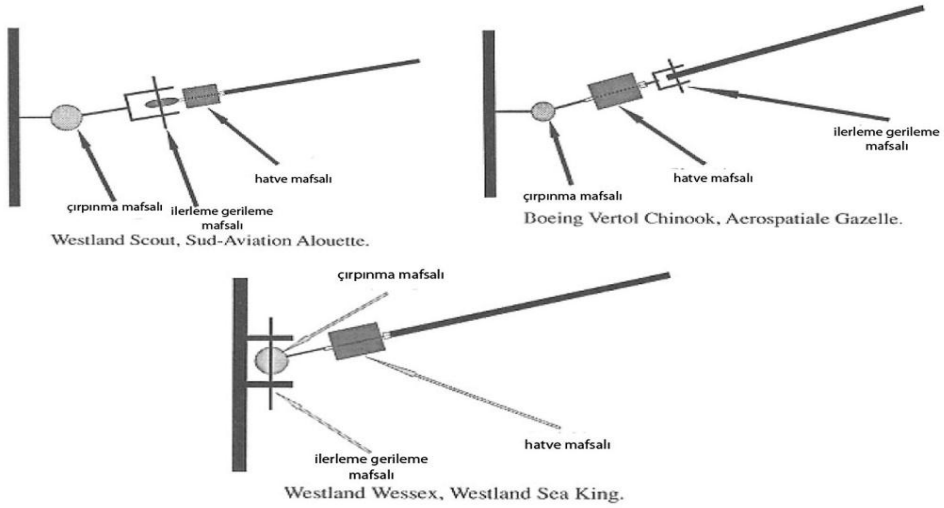
1. 5. Palenin Dinamik Denklemleri

Bu çalışmada pale dinamik denklemlerini elde etmek için aşağıdaki yaklaşımlar kabul edilmiştir.

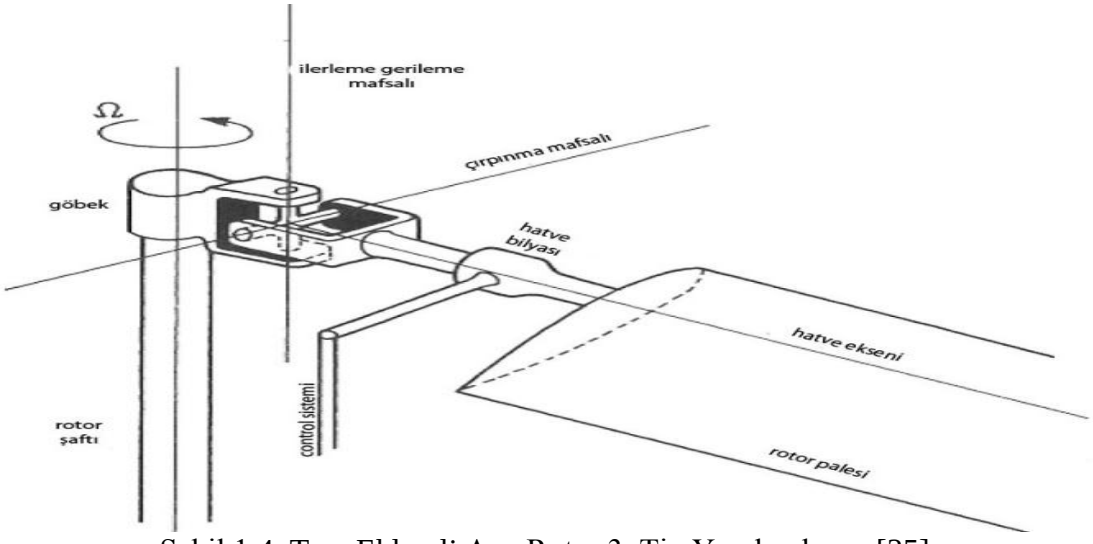
Temel Modelleme Varsayımları;

- Şerit teorisi (Strip theory) kullanılır [32]
- Herhangi bir pale şerit ivmelenmesine göre uçağın ivmelenmesi küçüktür.
- Çırpınma ve ilerleme-gerileme mafsalları aynı yerde konumlandırılmıştır.

Çırpınma, ilerleme-gerileme, hatve mafsal yapılandırmaları vardır. Bu yapılandırmalar Şekil 1.2 de gösterilmiştir. Örneğin, ilk yapılandırma çırpınma mafsalı ana rotor göbeğine en yakındır. Yunuslama mafsalı ana rotor göbeğine daha uzaktır. İlerleme-gerileme mafsalı onlarla birliktedir. 3. yapılandırmada çırpınma ve ilerleme-gerileme mafsalları aynı hizaya getirilmiş ve yunuslama mafsalı ana rotora bağlı olarak onlardan daha uzaktadır. 3. çeşit yapılandırma ise helikopter modeli için (Sikorsky S58, Westland Sea King Westland Wessex) seçilmiştir.



Şekil 1.3. Çırpınma, İlerleme-Gerileme ve Yunuslama Mafsal Yapılandırmaları [34].



Şekil 1.4. Tam Eklemli Ana Rotor 3. Tip Yapılandırma [35]

Üçüncü tip yapılandırma Şekil 1.3 de diğer gerekli kısımlarla birlikte ayrıntılarıyla çizilmiştir. Bir pale şeridinin net ivmelenmesi (P) helikopterin yer çekiminden $\vec{r}^{P}$ konumundadır.

$$\vec{a}^{P} = \frac{d}{dt}\left(\vec{\omega}^{R} \otimes \vec{r}^{P}\right) + \vec{\omega}^{R} \otimes \left(\vec{\omega}^{R} \otimes \vec{r}^{P}\right) \tag{1.28}$$

Burada

$$\vec{\omega}^{R} = \vec{\omega}^{A} + \vec{\omega}^{R} \tag{1.29}$$

Özel eksen takımlarında bu açısal hızlar;

$$\omega^{A} = \Omega\left[\hat{p} \quad \hat{q} \quad \hat{r}\right]^{T}, \qquad \omega^{R} = \Omega[0 \;\; 0 \;\; 1]^{T} \tag{1.30}$$

Şerit teorisi uygulamaları için, paleler kalınlığı olmayan pale açıklığı doğrultusunda düz tel olarak modellenmiştir (Şekil 1.3 ve 1.4). Helikopterin yer çekim merkezi ile bağlı pale de P şeridinin konum ve çırpınma ve ilerleme-gerileme hareketi;

$$r^{P} = \begin{bmatrix} eR + xR\cos(b\ (y\ ))\cos(z\ (y\ )) \\ -xR\sin(z\ (y\ )) \\ hR + xR\sin(b\ (y\ ))\cos(z\ (y\ )) \end{bmatrix} \tag{1.31}$$

$\vec{a}^{P}$ Kullanaraktan (Denklem 1.28) palenin ataletsel momenti $I_b = (1/3)mR^3\left(1-e\right)^3$ ve sonsuz ataletsel kuvvet ve moment herhangi bir pale şeridinde;

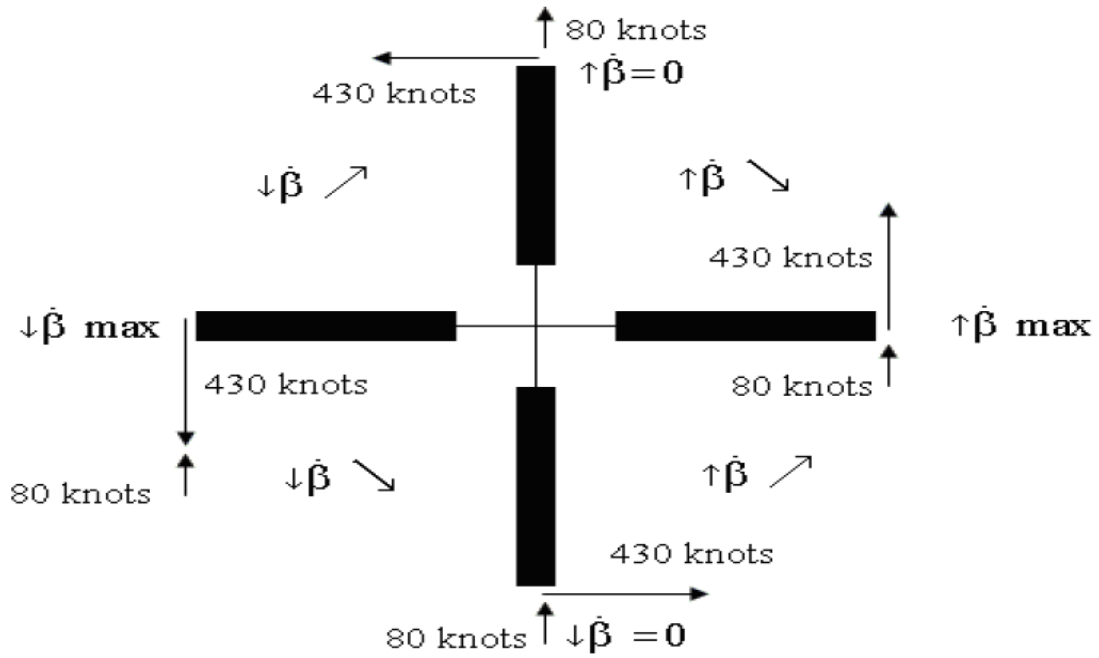
$$d\vec{F}_1 = -\frac{3I_b}{R^2\left(1-e\right)^3}\vec{a}^{p}dx, \qquad d\vec{M}_1 = \vec{r} \otimes d\vec{F}_1 \tag{1.32}$$

$$r = \left[xR \quad 0 \quad 0\right]^{T} \tag{1.33}$$

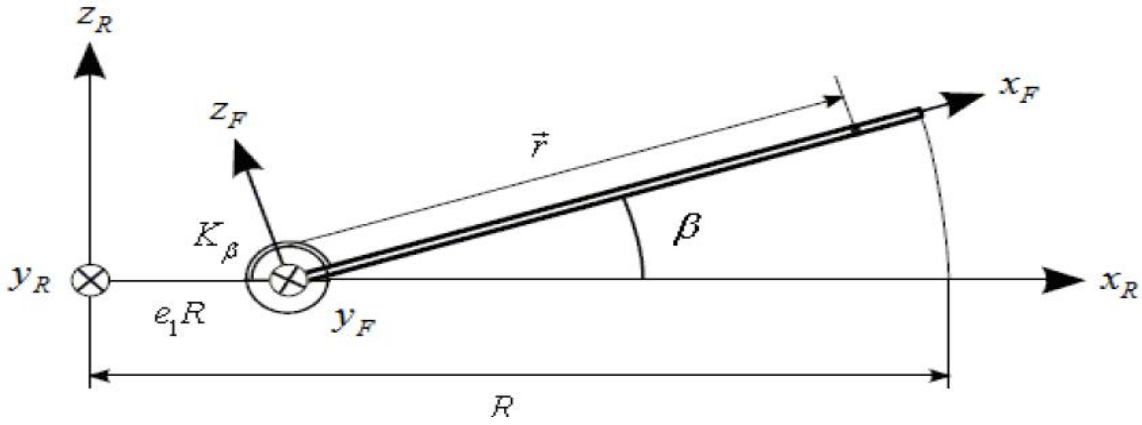
1.6. Pale Çırpınma ve İlerleme Gerileme Hareketleri

İleriye doğru uçuşta, her bir pale ye gelen yerel hava hızı belirgin bir şekilde değişiklik arz eder. İlerleyen paleler gerileyen palelerden öne doğru daha hızlı hareket eder. Taşıma asimetrisi diye adlandırılan önemli bir aerodinamik olguya sebep olur(Şekil 1.4). Bu olgunun baskın etkisi helikoptere yanlamasına hareket yaptırmasıdır. Bu asimetri helikopter uçuşu ve sabit kanatlı uçak arasındaki ana farktır. Bu istenmeyen

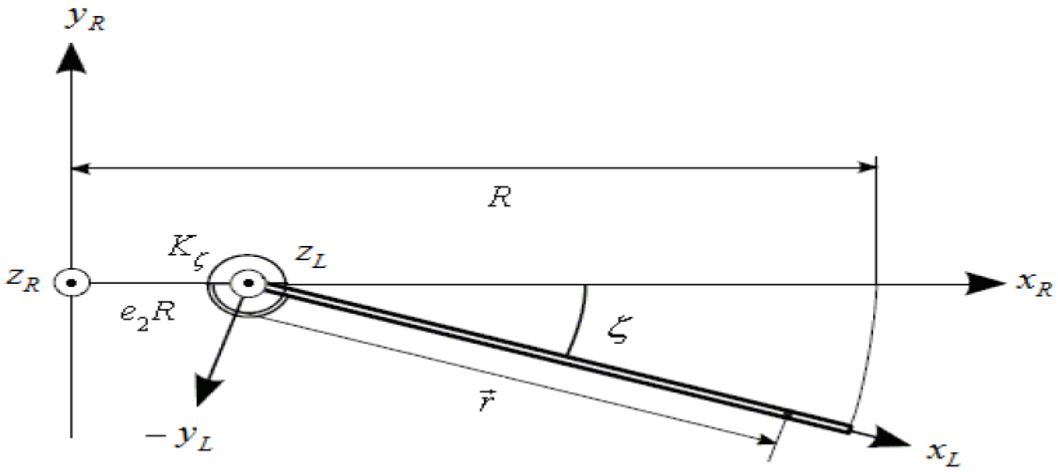
yanlamasına hareket problemini çözmek için ileriye doğru hareket eden helikopterler tarafından deneyler yapılmıştır. Paleler rotor göbeğine her bir palenin farklı hücum açılarına izin verecek esnek eklemler ile bağlanmıştır. Bu iddia ilk İspanyol mucit Juan De La Cierva [36] dır. Bu eklenen esneklik dönen eksen takımına bağlı yukarı aşağı çırpınma hareketini mümkün kılmıştır.



Şekil 1.5. İleri Uçuşta Hız Dağılımı ve Pale Çırpınma Hareketi [37]



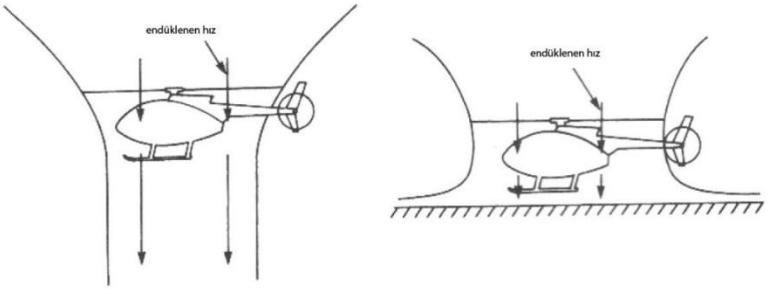
Şekil 1.6. Pale Çırpınma Hareketi [37]



Şekil 1.7. Pale İlerleme-Gerileme Hareketi [37]

Juan De La Cierva çırpınma mafsalını icat ederken asimetrik simetrik problemini de çözdü. Fakat kısa bir süreli uçuştan sonra farklı bir problem ortaya çıktı. Pale köklerinde uçakta bükülme momentine bağlı olaraktan yapıya daima bir baskı oluşur. Cierva uçakta bükülme momentinin çok yüksek olduğunu anladıktan sonra başka bir mafsal eklemeye karar verdi(ilerleme-gerileme mafsalı). Böylece bu problemi de çözdü(bkz. Ref. [36][s.65]). Bu mafsal dönen eksende palenin ileri geri gitmesine izin verir. Bu hareket ilerleme-gerileme hareketi olarak adlandırılır(Şekil. 1.6).

İlerleme gerileme mafsalı yer tepkisi dediğimiz başka bir problemi daha çözmüştür (Şekil 1.7). Helikopter yere yaklaşırken gelen hava hızının dik kısımları azalır ve böylece hücum açısı artar. Taşımanın artması ile rotor gerekenden daha fazla taşıma üretir. Bu da helikopterin yükselmesine sebep olur. Palenin ilerleme-gerileme hareketi gelen havanın dik kısmını azaltır. Ve bu problem ilerleme-gerileme mafsalı ile çözülür.



Şekil 1.8. Yer Etkisi (. Ref. [38] [s.64])

1.7. Referans Eksenler

Tanımlanan referans eksenler helikopterin dinamik ve kinematik denklemlerini elde etmek için çok önemlidir. Yer çekimi eksen takımı, hava aracı eksen takımı, göbek eksen takımı, dönen eksen takımı, çırpınma, ilerleme-gerileme eksen takımı, çırpınma ve ilerleme-gerileme eksen takımı bu çalışmada kullanılmaktadır. Bu çalışmada kullanılan tüm dönüşüm matrisleri aşağıda verilmiştir [29].

i. Hava aracı eksen takımından göbek eksen takımına ve göbek eksen takımından hava aracı eksen takımına dönüşüm matrisleri şunlardır.

$$T_{H\leftarrow A}\begin{bmatrix}-1 & 0 & 0\\ 0 & 1 & 0\\ 0 & 0 & -1\end{bmatrix}, \qquad T_{A\leftarrow H}\begin{bmatrix}-1 & 0 & 0\\ 0 & 1 & 0\\ 0 & 0 & -1\end{bmatrix} \tag{1.34}$$

ii. Yer çekimi eksen takımından hava aracı eksen takımına ve hava aracı eksen takımından yerçekimi eksen takımına dönüşüm matrisleri şöyledir;

$$T_{A\leftarrow G=}\begin{bmatrix}\cos(\theta_A)\cos(\psi_A) & \cos(\theta_A)\sin(\psi_A) & -\sin(\phi_A)\\ \sin(\phi_A)\sin(\theta_A)\cos(\psi_A)-\cos(\phi_A)\sin(\psi_A) & \sin(\phi_A)\sin(\theta_A)\sin(\psi_A)+\cos(\phi_A)\cos(\psi_A) & \sin(\phi_A)\cos(\theta_A)\\ \cos(\phi_A)\sin(\theta_A)\cos(\psi_A)+\sin(\phi_A)\sin(\psi_A) & \cos(\phi_A)\sin(\theta_A)\sin(\psi_A)-\sin(\phi_A)\sin(\psi_A) & \cos(\phi_A)\cos(\theta_A)\end{bmatrix} \tag{1.35}$$

$$T_{G\leftarrow A=}\begin{bmatrix}\cos(\theta_A)\cos(\psi_A) & \sin(\phi_A)\sin(\theta_A)\cos(\psi_A)-\cos(\phi_A)\sin(\psi_A) & \cos(\phi_A)\sin(\theta_A)\cos(\psi_A)+\sin(\phi_A)\sin(\psi_A)\\ \cos(\theta_A)\sin(\psi_A) & \sin(\phi_A)\sin(\theta_A)\sin(\psi_A)+\cos(\phi_A)\cos(\psi_A) & \cos(\phi_A)\sin(\theta_A)\sin(\psi_A)-\sin(\phi_A)\cos(\psi_A)\\ -\sin(\phi_A) & \sin(\phi_A)\cos(\theta_A) & \cos(\phi_A)\cos(\theta_A)\end{bmatrix} \tag{1.36}$$

iii. Dönüşüm matrisleri göbek eksen takımından dönen eksen takımına ve dönen eksen takımından göbek eksen takımına şudur ki;

$$T_{R\leftarrow H=}\begin{bmatrix}\cos(\psi_A) & \sin(\psi_A) & 0\\ -\sin(\psi_A) & \cos(\psi_A) & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}, \quad T_{H\leftarrow R=}\begin{bmatrix}\cos(\psi_A) & -\sin(\psi_A) & 0\\ \sin(\psi_A) & \cos(\psi_A) & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix} \tag{1.37}$$

iv. Dönüşüm matrisleri dönen eksen takımından çırpınma eksen takımına ve çırpınma eksen takımından dönen eksen takımına;

$$T_{F\leftarrow R=}\begin{bmatrix}\cos(\beta(\psi)) & 0 & \sin(\beta(\psi))\\ 0 & 1 & 0\\ -\sin(\beta(\psi)) & 0 & \cos(\beta(\psi))\end{bmatrix},\quad T_{R\leftarrow F=}\begin{bmatrix}\cos(\beta(\psi)) & 0 & -\sin(\beta(\psi))\\ 0 & 1 & 0\\ \sin(\beta(\psi)) & 0 & \cos(\beta(\psi))\end{bmatrix} \tag{1.38}$$

v. Dönüşüm matrisleri dönen eksen takımından ilerleme-gerileme eksen takımına ve ilerleme-gerileme eksen takımından dönen eksen takımına;

$$T_{L\leftarrow R=}\begin{bmatrix}\cos(\varsigma(\psi)) & -\sin(\varsigma(\psi)) & 0\\ \sin(\varsigma(\psi)) & \cos(\varsigma(\psi)) & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix},\quad T_{R\leftarrow L=}\begin{bmatrix}\cos(\varsigma(\psi)) & \sin(\varsigma(\psi)) & 0\\ -\sin(\varsigma(\psi)) & \cos(\varsigma(\psi)) & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix} \tag{1.39}$$

vi. Dönüşüm matrisleri dönen eksen takımından çırpınma ilerleme-gerileme eksen takımına ve çırpınma ilerleme-gerileme eksen takımından dönen eksen takımına şudur ki;

$$T_{LF\leftarrow R=}\begin{bmatrix}\cos(\varsigma(\psi))\cos(\beta(\psi)) & -\sin(\varsigma(\psi)) & \cos(\varsigma(\psi))\sin(\beta(\psi))\\ \sin(\varsigma(\psi))\cos(\beta(\psi)) & \cos(\varsigma(\psi)) & \sin(\varsigma(\psi))\sin(\beta(\psi))\\ -\sin(\beta(\psi)) & 0 & \cos(\beta(\psi))\end{bmatrix} \tag{1.40}$$

$$T_{R\leftarrow FL=}\begin{bmatrix}\cos(\varsigma(\psi))\cos(\beta(\psi)) & \sin(\varsigma(\psi))\cos(\beta(\psi)) & -\sin(\beta(\psi))\\ -\sin(\varsigma(\psi)) & \cos(\varsigma(\psi)) & 0\\ \cos(\varsigma(\psi))\sin(\beta(\psi)) & \sin(\varsigma(\psi))\sin(\beta(\psi)) & \cos(\beta(\psi))\end{bmatrix} \tag{1.41}$$

1.8. Çoklu Pale Denklemleri

Bu çalışmada çoklu pale denklemlerini üretmek için aşağıdaki temel varsayımlar yapılmıştır.

Temel Modelleme Varsayımları;

-Paleler birbirleriyle özdeştir.

-Her bir pale hareketi senkronizedir.

-Yüksek harmonik terimler ihmal edilmiştir.

Çoğu helikopter en az iki veya daha fazla paleye sahiptirler ve her bir pale hareketi diğerinden farklıdır. Bu helikopter dinamiği ve aerodinamiği için çok önemlidir. Bundan dolayı harmonik terimlerin ihmal edilmesinden sonra (ana rotor için 4 pale

olduğu varsayımıyla) pale çırpınması, pale ilerleme-gerilemesi ve pale bükülmesi hareketleri aşağıdaki gibi tanımlanmıştır;

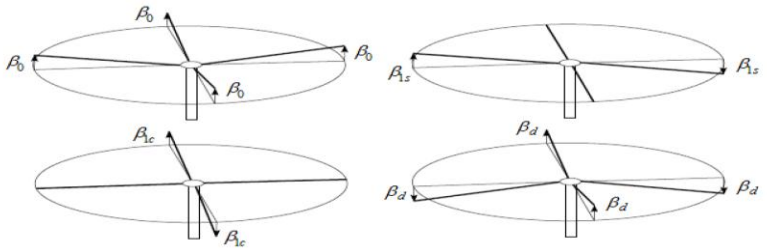
$$\Theta_i(\psi) = \Theta_0 + \Theta_{1c}\cos(\psi_i) + \Theta_{1s}\sin(\psi_i) + \Theta_{0d}(-1)^i \tag{1.42}$$

Burada pale azimut açısı şudur

$$\psi_i = \psi - (\pi/2)(\mathrm{i}-1), \mathrm{i}=1,.....,4 \tag{1.43}$$

Θ yukarda bahsedilen üç açının genel gösterimi iken. $\Theta_0, \Theta_c, \Theta_s$ ve Θ_d sırasıyla kolektif, iki dairesel ve diferansiyel bileşenlerdir.

Çırpınma hareketi Şekil 1.9 da gösterilmiştir[31].



Şekil 1.9. Senkronize Pale Çırpınması

1.9. Gövde Aerodinamiği

Bu çalışmada genel gövde aerodinamik denklemlerini üretmek için aşağıdaki temel varsayımlar yapılacaktır.

Temel Modelleme Varsayımları;

-Gövde ana rotorun aşağı akış formundadır.

-Sabit sıkıştırılamaz aerodinamikler mevcuttur.

-Gövde ince gövde teorisi için iyi bir varsayım olan düzgün bir gövdedir.

-doğrusal hızlar gövde dönüş hızlardan çok büyüktür.

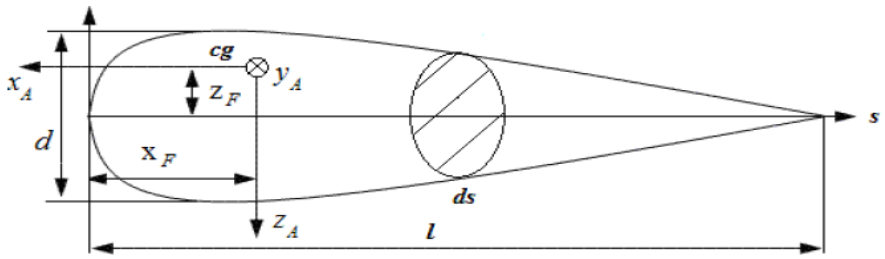
Gövde aerodinamik modellemesi genellikle hesaplayarak ya da deneyerek yapılır. Fakat bu çalışmada analitik yaklaşım [39] gövde aerodinamik denklemlerini üretmek için ince gövde teorisi kullanılaraktan yapılır. Gövdenin dairesel dönüşü için (Şekil 1.10),

sonsuz küçük aerodinamik kuvvetler ve momentler uzun bir gövde şeridinde hareket eder;

$$d\vec{f}_{Lift} = \rho \vec{V}_{\perp} V_1 2\pi R_f(s) \frac{d}{ds} R_f(s), \qquad d\vec{M}_{Lift} = r_{AS} \otimes d\vec{f}_{Lift} \tag{1.44}$$

$$d\vec{f}_{Drag} = \rho |\vec{V}| \vec{V} 2R_f(s) c_{d_f} + \frac{1}{2} \rho |\vec{V}_{\perp}| \vec{V}_{\perp} 2R_f(s) c_{d_p} ds, \qquad \mathrm{d}\vec{M}_{Drag} = \vec{r}_{AS} \otimes d\vec{f}_{Drag} \tag{1.45}$$

Burada, $R_f(s)$ burundan ölçülen gövde referans hattı boyunca (FRL) "s" mesafesinde gövde yarıçapıdır. $\vec{r}_{AS}$, "s" nin konum vektörüdür. $\vec{V}$, yerel hava hızıdır. $\vec{V}_{\perp}$ ve $\vec{V}_1$ ise sırasıyla gövde referans hattının (FRL) yerel hava hızının dik ve paralel bileşenleridir.



Şekil 1.10. Gövde Şekli

c_{d_p} Basınç sürükleme katsayısıdır ve c_{d_f} yüzey pürüz sürüklenme katsayısıdır [40] dan değerlendirilmiştir. Gövde yarıçapının profil işlevi şudur;

$$R_f(s) = 2d\left(\sqrt{\frac{s}{l}} - \frac{s}{l}\right) \tag{1.46}$$

Burada l ve d sırasıyla gövde uzunluğu ve yüksekliğidir (Şekil 1.10). Varsayılır ki gövde aşağı akışa uygun formdadır. $\vec{V}$

$$\vec{V} = -{}^{l}\vec{V}_S + {}^{l}\vec{V}_{\lambda_0} \tag{1.47}$$

Burada FRL de s mesafesindeki kinematik hız ve aşağıya akış formu

$${}^{l}\vec{V}_S = {}^{l}\vec{V}_A + {}^{I}\vec{\omega}^{A} \otimes \vec{r}_{AS}, \qquad {}^{I}_{A}\mathrm{V}_{\lambda_0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \lambda_0 \end{bmatrix}^T \tag{1.48}$$

Burada $\vec{r}_{AS}$ uçak ekseninde ${}_{A}r_{AS} = R[x_F - s \quad 0 \quad z_F]^T$ dir. Gövde uzunluğu boyunca sonsuz küçük aerodinamik kuvvet ve momentlerin integralinin alınmasıyla gövde aerodinamik kuvvet ve moment elde edilir.

1. 10. İniş Takımı Aerodinamiği

Bu çalışma da iniş takımı aerodinamik denklemlerini türetmek için aşağıdaki genel varsayımlar yapılmıştır.

Temel Modelleme Varsayımları;

- İniş takımlarında ana rotordan gelen aşağı yönlü akış etkisi ihmal edilmiştir.

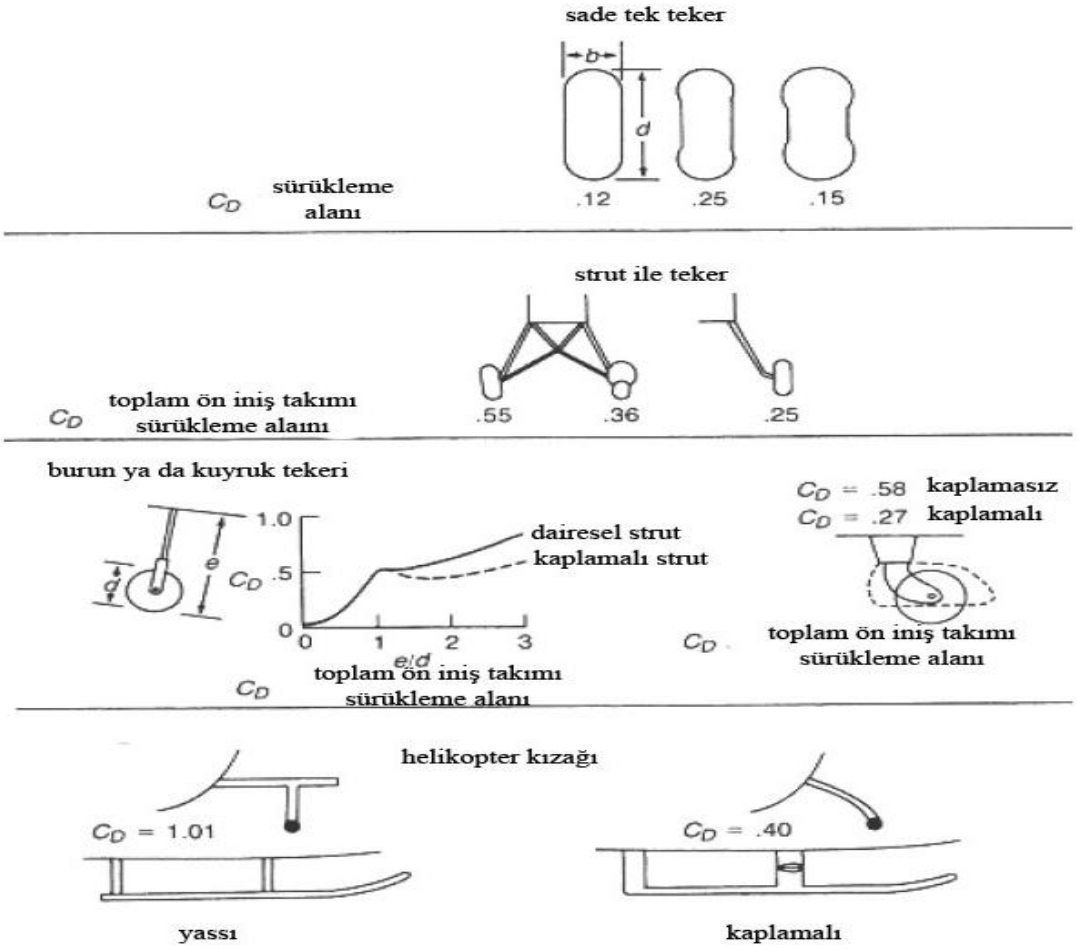
- Sabit sıkıştırılama aerodinamik kabul edilir.

- Doğrusal hızlar iniş takımının döndürebilecek hızlardan çok daha büyüktür.

- İçeri çekilebilir iniş takımı nedeniyle sürtünme azalması ihmal edilir.

Pürüzlü sürtünme katsayıları birçok iniş takımı konfigürasyonları Şekil 1.11 de verilmiştir. Puma SA 330 Helikopter kasası için iniş takımı yarı katlanabilir üç tekerlekli ve her takım için (gövdenin altındaki ön ve arka iniş takımı) 2 tekerlek toplanırken kısmen ortaya çıkar. Sürtünme katsayısı burun ve kuyruk takımlarının tekerleklerinin alanlarına, dikme şekline ve e/d oranına göre seçilir(Şekil 1.11). Burun ve kuyruk takımları (iniş takımları) bağlı denklemleri türetmek için tek bir rijit gövde olarak modellenir. Özellikle tek bir rijit gövde üç takımın geometrik merkezinde ve bu merkezde hesaplanan, yer değiştirilen sürükleme kuvvet ve momenti düşünülür. İniş takımı parametreleri kararlaştırıldıktan sonra iniş takımı sürtünme kuvvet ve momenti (helikopter yer çekimi merkezi etrafındaki) şöyledir;

$$D_{\lg} = \frac{1}{2}\rho \,|\, {}^{I}\vec{V}_T \,|\, {}^{I}\vec{V}_T S_{\lg} c_{d_{\lg}}, \quad \vec{\mathrm{M}}_{\lg} = \vec{r}_T \otimes \vec{D}_{\lg} \tag{1.49}$$



Şekil 1.11. İniş Takımı Sürtünmesi [38]

1. 11. Kuyruk Takımı Aerodinamiği

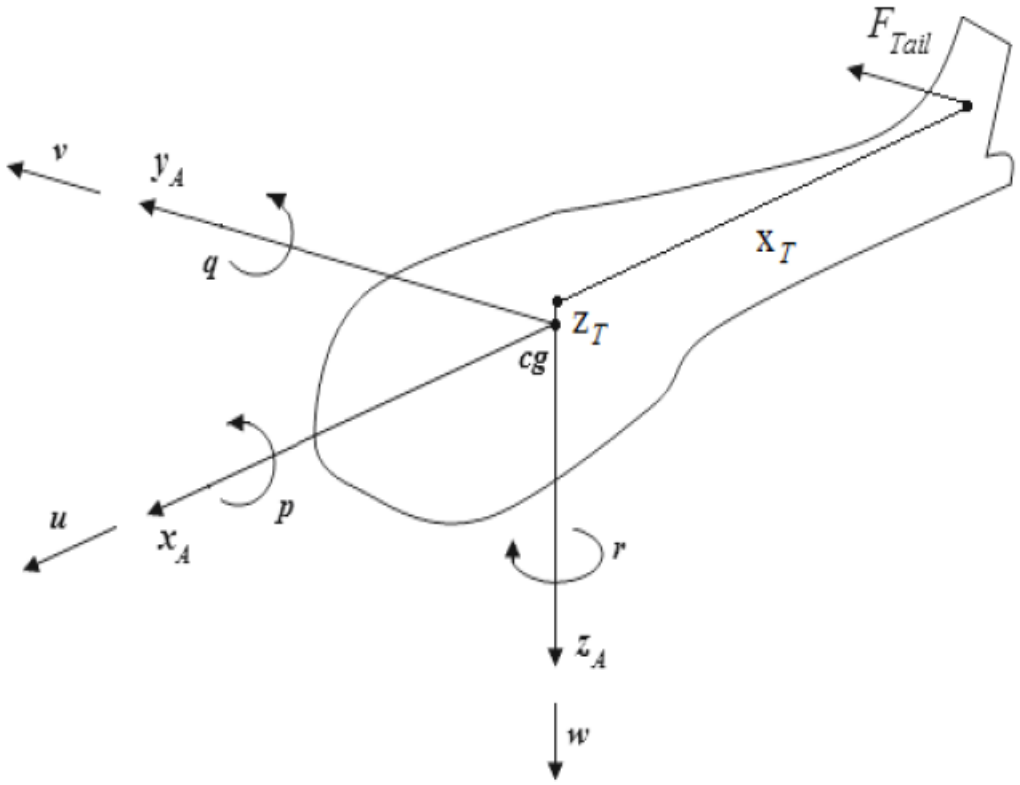
Bu çalışmada kuyruk takımı aerodinamik denklemlerini türetmek için aşağıdaki temel varsayımlar yapılmıştır.

Temel Modelleme Varsayımları;

- Kuyruk rotoru çırpınma hareketi yapmaz, yana yatmaz, dönmenin tersi yönünde bir kuvvet yapar ve onun hava akışı ihmal edilmiştir.

- Kuyruk rotoru ve ana rotordaki etkileşimli aerodinamikler ihmal edilmiştir.

-Doğrusal hızlar kuyruk rotor şaftı ve yatay dengeleyici dönüşlerinden dolayı olan hızlardan çok büyüktür.



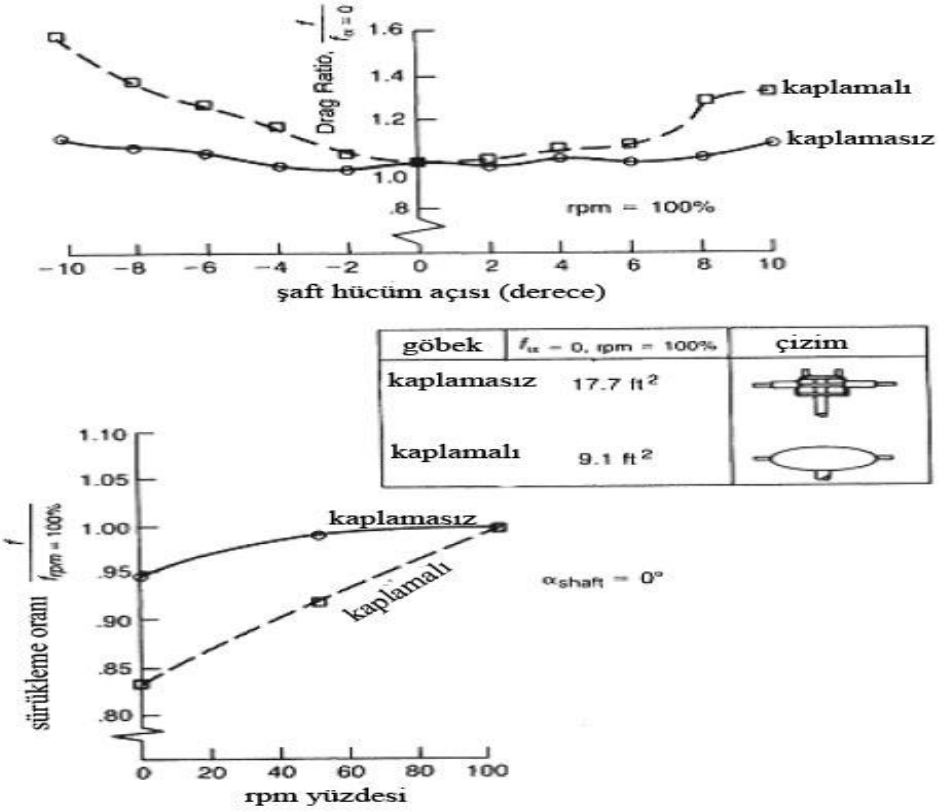
Şekil 1.12. Kuyruk Rotor Yardımcı Sistemi

Kuyruk rotor yardımcı sistemi Şekil 1. 12 de gösterilmiştir. Çırpınma hareketi kuyruk rotoru için ayrıca modellenebilir. Fakat bu kuvvet ve momentlere önemli bir katkı sunmaz. Bu yüzden kuyruk rotorunun çırpınma hareketi bu çalışmada modellenmez. Kuyruk rotoru temel varsayımları kullanılaraktan onun etkisi şöyledir;

$$ {}_A F_{Tail} = \begin{bmatrix} 0 & K_T \theta_T & 0 \end{bmatrix}^T \tag{1.50} $$

Burada K_T maksimum tepki katsayısı seçilen kuyruk rotorunun ortak yunuslama açısıdır. $\theta_T \leq 1$ Helikopterin yer çekim merkezi etrafındaki momenti şöyledir;

$$ {}_A M_{Tail} = \begin{bmatrix} z_T K_T \theta_T & 0 & x_T K_T \theta_T \end{bmatrix}^T \tag{1.51} $$



Şekil 1.13. Kuyruk Rotor Şaft Sürüklemesi [38]

Kuyruk rotor göbek eksen takımı&şaftının ön alanı ve sürükleme katsayısı birçok helikopterde [38] yüzde 0 rpm durumu için verilir. Kuyruk rotor göbek eksen takımı&şaftının hücum açısı etkisi ve rpm yüzdesi (kaplamalı kaplamasız) Şekil 1. 13 de verilir. Puma SA 330 helikopterinin sürükleme katsayısı yüzde 0 rpm için (statik durumda) 0.98 dir. (şaft kaplamasızdır.) ve göbek eksen takımı&şaftının hücum açısı sıfır kabul edilir. Bu da sürtünme katsayısını 1.03(0.98*1/0.95) eşitler. Kuyruk rotor göbek eksen takımı&şaftının sürükleme kuvveti ve momenti;

$$D_{h\&s} = \frac{1}{2}\rho \,|\, {}^{I}\vec{V}_T \,|\, {}^{I}\vec{V}_T S_{h\&s} c_{d_{h\&s}}, \qquad \vec{\mathrm{M}}_{h\&s} = \vec{r}_T \otimes \vec{D}_{h\&s} \tag{1.52}$$

Burada ön alan ve kuyruk rotor göbek eksen takımı&şaftının sürtünme katsayısı sırasıyla $S_{h\&s}$ ve $c_{d_{h\&s}}$ [38] Puma SA 330 ve Bo 105 sırasıyla belirtilmemiş ve belirtilmiş kuyruk rotor göbek eksen takımı) den referans alınmıştır. Helikopterin ağırlık merkezi ile bağlı kuyruk rotorunun konumu (yatay kuyruk de dâhil) ve kuyruk rotoruna gelen doğrusal hava hızı sırasıyla aşağıdaki gibidir;

$$ {}_{A}r_{T} = \begin{bmatrix} -x_{T} & 0 & -z_{T} \end{bmatrix}^{T}, \qquad {}^{I}\vec{V}_{T} = -{}^{I}\vec{V}_{A} - {}^{I}\,\vec{\omega}^{A} \otimes \vec{r}_{T} \tag{1.53} $$

Yatay dengeleyici ana rotor pale şekli gibi benzer aerodinamik şekle sahiptir. Pale elemanı teorisi kullanarak ve açıklık boyunca yatay dengeleyicinin incelme oranı düşünerekten yatay dengeleyici pale elemanında etkiyen sonsuz küçük aerodinamik taşıma sürükleme kuvvetleri aşağıdaki gibidir;

$$ d\vec{L}_{hs} = \frac{1}{2}\rho V_{hs}^{2} c_{l_{hs}} c_{hs} dx_{hs} \hat{V}_{n_{hs}}, \qquad \mathrm{d}\vec{\mathrm{D}}_{hs} = \frac{1}{2}\rho V_{hs}^{2} c_{d_{hs}} c_{hs} dr_{hs} \hat{V}_{total_{hs}} \tag{1.54} $$

Burada V_{hs} yatay dengeleyici pale elemanına gelen hava hızı, $c_{l_{hs}}$ (akış alanı büyük ölçüde önemlidir [31] ve $c_{d_{hs}}$ sırasıyla yatay dengeleyici pale elemanının taşıma ve sürükleme katsayılarıdır [31] ve x_{hs} gövde ve yatay dengeleyici arasındaki bağlantı noktasından her bir yatay dengeleyici pale elemanına kadar olan mesafedir. Yatay dengeleyici pale veter uzunluğu c_{hs} aşağıdaki gibidir;

$$ c_{hs} = c_{hs_{0}} - k_{hs} x_{hs} \tag{1.55} $$

Burada k_{hs} açıklık boyunca yatay dengeleyici veter uzunluğunun doğrusal azalma oranıdır. Helikopterin ağırlık merkezi etrafındaki yatay dengeleyici elemanının sonsuz küçük moment denklemi aşağıdaki gibidir.

$$ \vec{M}_{hs} = \vec{r}_{hs} \otimes \left(d\vec{L}_{hs} + d\vec{D}_{hs} \right) \tag{1.56} $$

Burada $\vec{r}_{hs}$ helikopterin ağırlık merkezine bağlı her bir yatay dengeleyici pale elemanının konum vektörüdür.

1.12. Moment Teorisi ve Aşağı Yönlü Akış

Bu çalışmada uçuş durumlarının incelenmesi ve moment teorisi uygulanması için aşağıdaki temel varsayımlar yapıldı.

Temel Modelleme Varsayımları

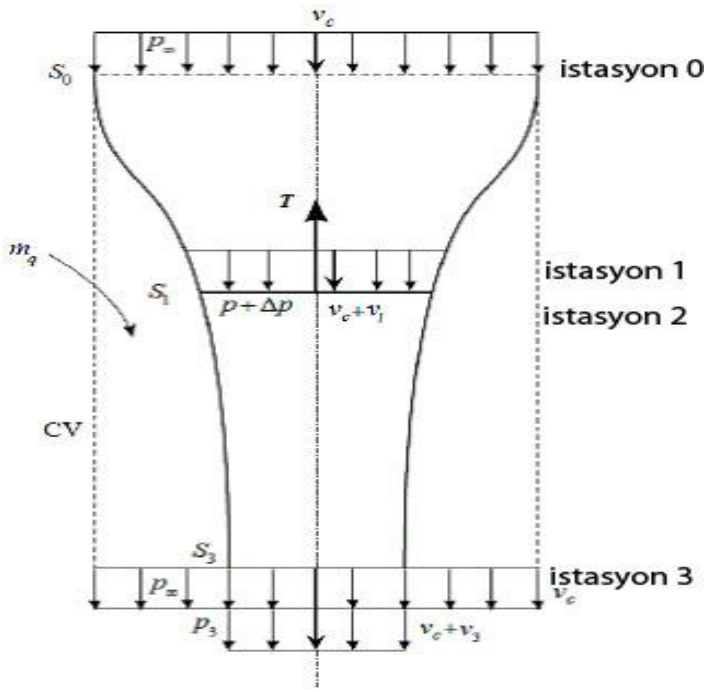
- Rotor diskinden geçen hava akımının hızında ani bir artış ya da azalış yoktur. (süreksizlik vb)
- Sabit sıkıştırılamayan aerodinamik vardır.

1.12.1. Askıda Kalma ve Tırmanma İçin Moment Teorisi

Hava akımı rotor diskinden geçerken basınç altında bir hava atlaması vardır. Bu atlama aşağıdaki itki denklemini üretir.

$$T = \Delta p S \tag{1.57}$$

Şekil 1.14 de S_0, S_1, S_3 sırasıyla yukarı yönlü akış, rotor diski ve aşağı yönlü alanlardır. Bu hareketli kontrol hacminde, yukarı yönlü akış için basınç giriş basıncı p_∞ ve hız; tırmanma hızı, v_c. Konum 1 ve 2 sırasıyla kontrol hacminde rotor disk hacminin önceki ve sonraki bölgelerini içerir. Bazı ilave kütle akışı, $\dot{m}_q$ hareketli kontrol hacmine girer. Bu akım tüpün de v_1 ve v_3 sırasıyla rotor diski ve aşağı yönlü akış etrafındaki hava akışı için hız artışlarıdırlar. Rotor diskinde hız atlamalarının olmaması önemlidir. Fakat hava akışı rotor diskinden geçerken basınç artar (Δp).



Şekil 1.14. Eksenel Akış İçin Moment Teorisi

İstasyon 0-3 arasındaki silindirik kontrol hacmi için devamlılık denklemi (Şekil 1.14) şöyledir;

$$pS_0 v_c + \dot{m}_q = p(S_0 - S_3)v_c + pS_3(v_c + v_3) \tag{1.58}$$

Dış silindirik kontrol hacminden gelen kütle akışı süreklilik denklemi 1.59 kullanılarak elde edilir ve şöyledir;

$$\dot{m}_q = pS_3 v_3 \tag{1.59}$$

İstasyon 2-3 arasındaki süreklilik denklemi aşağıdaki gibidir;

$$pA(v_c + v_i) = pS_3(v_c + v_3) \tag{1.60}$$

Dış silindir kontrol hacminden gelen kütle akışı ve kullanılan giriş ve çıkış basınç ve hızları kullanılarak yatay yöndeki kuvvet denge denklemi şöyledir;

$$T = -\rho S_0 v_c^2 - S_0 p_\infty - (\rho S_3 v_3)v_c + \rho(S_0 - S_3)v_c^2 + (S_0 - S_3)p_\infty + p_3 S_3 + \rho S_3(v_c + v_3)^2 \tag{1.61}$$

Süreklilik denklemi kullanarak (1.61) ve itki denklemi (1.58) karşı kısım alanları hariç tutularak rotor diskinde basınç atlaması aşağıdaki gibidir;

$$\Delta p = \frac{(v_c + v_i)}{(v_c + v_3)}(p_3 - p_\infty) + \rho(v_c + v_i)v_3 \tag{1.62}$$

Kesitleri elemeden itki;

$$T = S_3(p_3 - p_\infty) + pA(v_c + v_i)v_3 \tag{1.63}$$

İstasyon 0-1 ve istasyon 2-3 e Bernoulli denklemlerinin uygulanması ile aşağıdaki denklemler elde edilir;

$$p_\infty + \frac{1}{2}\rho v_c^2 = \rho + \frac{1}{2}\rho(v_c + v_i)^2 \tag{1.64}$$

$$p + \Delta p + \frac{1}{2}\rho(v_c + v_i)^2 = p_3 + \frac{1}{2}\rho(v_c + v_3)^2 \tag{1.65}$$

Rotor diskinde basınç atlamasına alternatif bir denklemi bulmak için Denklem 1.65 den Denklem 1.66 çıkartılır ve aşağıdaki denklem bulunur.

$$\Delta p = p_3 - \pi_\infty + \rho(v_c + \frac{1}{2}v_3)v_3 \tag{1.66}$$

Denklem 1.67 ve Denklem 1.63 ü kullanarak rotor diskindeki basınç atlaması ile alakalı denklem üretilir;

$$(p_3 - p_\infty)\frac{v_3 - v_i}{v_c + v_3} = \rho v_3(v_i - \frac{1}{2}v_3) \tag{1.67}$$

Eğer $p_3 = p_\infty$ kabul edilirse indüklenmiş hız ve rotor itkisi şöyledir;

$$v_i = \frac{1}{2}v_3, \qquad T=2\rho S_1(v_c + v_i)v_i \tag{1.68}$$

1. 12. 2. Dikey Uçuş İçin Çalışma Durumları

Denklem 1.68 itki denklemi kullanarak askıda kalan indüklenmiş hız;

$$v_{i0} = \sqrt{\frac{T}{2\rho S_1}} \tag{1.69}$$

Askıda kalmak için itki helikopterin ağırlığına eşittir. Tırmanma için bu denklem gövde sürüklenmesi ve ataletsel kuvvetlerden dolayı geçerli değildir. Fakat o etkiler ihmal edilirse askıda kalma ve tırmanma kıyaslanabilir. Tırmanmak için helikopterin ağırlığı itkiye eşit olduğunu varsayarsak (değişmez düzgün tırmanma varsayılır) rotor diskindeki indüklenmiş hız şöyledir;

$$v_i = -\frac{v_c}{2} \pm \sqrt{(\frac{v_c}{2})^2 + v_{i0}^2} \tag{1.70}$$

İndüklenmiş hız için iki çözüm var fakat doğru çözüm fiziksel olarak doğru tırmanma içindir. Tırmanma için indüklenmiş hızın boyutsuzlaştırılmış denklemi şöyledir;

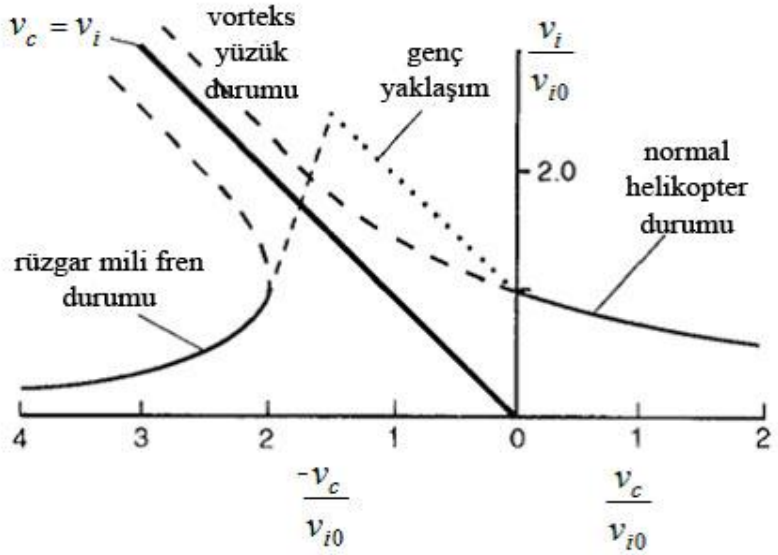
$$\left(\frac{v_i}{v_{i0}}\right)=-\frac{1}{2}\left(\frac{v_c}{v_{i0}}\right)+\frac{1}{2}\sqrt{\left(\frac{v_c}{v_{i0}}\right)^2+4} \tag{1.71}$$

Denklem 1.72 tırmanma hız oranları için geçerlidir $v_c / v_{i0} \geq 0$ ve rotor durumu bu özel durum için normal çalışma durumu olarak tanımlanır.

Alçalma için itki denklemi ve indüklenmiş hız ($-v_c$ alçalmayı göstermek için kullanılmıştır) aşağıdaki gibi verilmiştir.

$$T=-2\rho S_1\left(v_c+v_i\right)v_i \tag{1.72}$$

$$\left(\frac{v_i}{v_{i0}}\right)=-\frac{1}{2}\left(\frac{v_c}{v_{i0}}\right)-\frac{1}{2}\sqrt{\left(\frac{v_c}{v_{i0}}\right)^2-4} \tag{1.73}$$



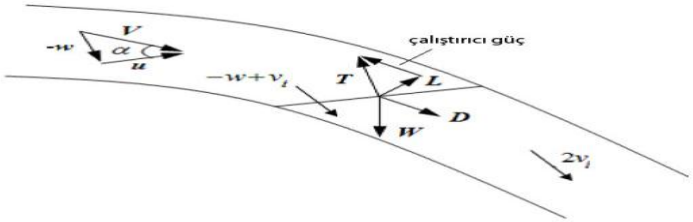
Şekil 1.15. Eksenel Uçuş İçin Çalışma Durumu [31]

Denklem 1.74 ü kullanaraktan indüklenmiş sürtünme $v_c / v_{i0} \leq -2$ olması durumunda bu özel duruma rüzgâr mili fren durumu olarak adlandırılır. Bütün çalışma durumları Şekil 1.15 da gösterilmiştir [31].

1.12.3. İleri Uçuşlar İçin Moment Teorisi

Bernoulli teorisi ve momentin korunumu uygulanması ile ([33] [35] ve [41])) en yüksek pervane akımının hava hızı (Şekil 1.16), rotor itkisi ve kütle akış oranı aşağıdaki gibidir;

$$v_3 = 2v_i, \qquad T = 2\dot{m}v_i, \quad \dot{m}=\rho S_1 U \tag{1.74}$$



Şekil 1.16. ileri uçuş için moment teorisi

Şekil 1.16 de T, L ve D sırasıyla ana rotor itkisi, taşıma ve sürüklemedir. W ise helikopter ağırlığıdır. Rotor diskinin hızı U aşağıdaki gibidir;

$$U = \sqrt{u^2 + v^2 + (-w + v_i)^2} \tag{1.75}$$

Moment teorisi kullanılarak ileri uçuş için rotor itkisi ve U formülü aşağıdaki gibidir;

$$T = 2\rho S_1 v_i \sqrt{u^2 + v^2 + (-w + v_i)^2} \tag{1.76}$$

$V_\infty = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$ □ v_i Gibi çok hızlı ileri hızlar için itki denklemi aşağıdaki gibidir;

$$T = 2\rho S_1 v_i V_\infty \tag{1.77}$$

Rotor uç yolu ΩR ve disk alanı πR_d^2 tarafından boyutsuzlaştırılmış rotor itkisi (Denklem 1.77) boyutsuz hali aşağıdaki gibi olur;

$$\frac{T}{2\rho\pi\Omega^2 R_d^4} = \lambda_0 \sqrt{\hat{u}^2 + \hat{v}^2 + (\lambda_0 - \hat{w})^2} \tag{1.78}$$

1. 12. 4. Doğrusal İçeri Akış Modeli

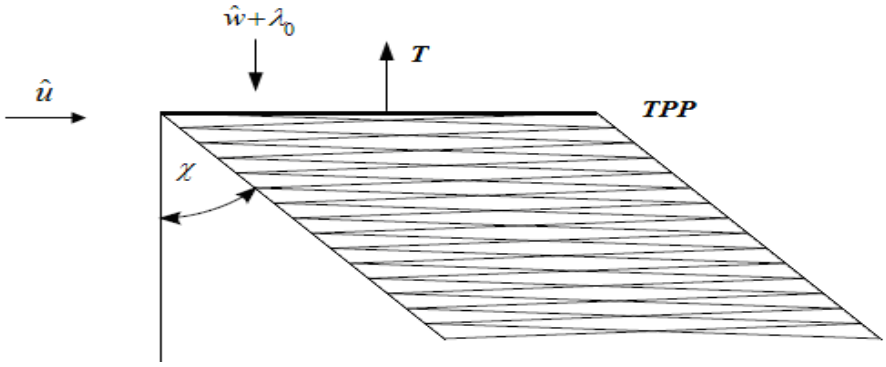
Ana rotor dönerken hava moleküllerini içeri çeker. Bu etki modellenebilmesi ve ana rotor aerodinamikleri için önemlidir. Bu etkiyi kapsayan, helikopter literatürün de birçok yaklaşım vardır. Yönlendirilmiş kontrol helikopter modelleri yapmak bu

çalışmanın ana amaçlarından biri olduğu için, doğrusal statik içe akış modeli seçildi. Devir kısımları λ_c, λ_s [33] (Pitt&Peters) şöyledir;

$$\lambda_c = \lambda_0 \frac{15\pi}{23} \tan\left(\frac{x}{2}\right), \qquad \lambda_s = 0, \qquad \chi = \tan^{-1}\left(\frac{\hat{u}}{\hat{w}+\lambda_0}\right) \tag{1.79}$$

Burada χ iz eğim açısıdır. Doğrusal akışın genel kısmı λ_0 moment teorisi ile sayıca hesaplanır ve aşağıdaki gibidir;

$$\frac{T}{2\rho\pi\Omega^2 R_d^4} = \lambda_0 \sqrt{\hat{u}^2 + \hat{v}^2 + (\lambda_0 - \hat{w})^2} \tag{1.80}$$



Şekil 1.17. İz Eğim Açısı

Helikopter literatüründe Pitt&Peters tarafından geliştirilen dinamik içe akış teorisi diye adlandırılan bir diğer ünlü doğrusal içe akış yaklaşım vardır. Bu teori de içe akış parametreleri aşağıdaki gibi zamanla değişir [31].

$$\begin{bmatrix} M \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\lambda}_0 \\ \dot{\lambda}_c \\ \dot{\lambda}_s \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} L \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} \lambda_0 \\ \lambda_c \\ \lambda_s \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} C_T \\ C_L \\ C_M \end{Bmatrix} \tag{1.81}$$

Burada C_T, C_L, C_M sırasıyla itki, yuvarlanma ve yunuslama moment sapmaları iken, M ve L matrisleri kütle ve kazanılan fonksiyonlardır. İleri derecedeki aerodinamikler için yönlendirilmiş tasarım teorisi çokça kullanılmıştır. Fakat bu çalışmada yönlendirilmiş kontrol modellemesi önceliklidir ve böylece doğrusal statik içe akış teorisi tercih edilmiştir.

1.13. Model Basitleştirme

Maple vasıtasıyla gerçekleştirilen modelleme yöntemi sonunda kapalı formda (İngilizce bilinen adıyla implicit) doğrusal olmayan hareketin yönetici denklemlerini aşağıdaki gibi bulunur.

$$f(\dot{x}, x, v) = 0 \tag{1.82}$$

Burada $f \in R^{28}$, $x \in \mathrm{R}^{25}$, $\upsilon \in R^4$ düz seviye uçuşu için ve $f \in R^{29}$, $x \in \mathrm{R}^{25}$, $\upsilon \in R^4$ manevralı uçuş içindir. $f(28)$ ve $x(25)$ arasındaki boyut farklılığı düz seviye uçuşu için olan 3 tane statik aşağı saptırma denklemi dolayısıyladır. Manevralı uçuş için ilave bir uçuş yolu açısı cebirsel denklemi vardır.

Helikopter modeli için hareketin 28 ve 29 yönetici denklemleri sırasıyla düz uçuş ve manevralı uçuş için elde edilir. 9 gövde denklemi vardır (6 Newton Euler denklemi-3 kinematik denklem) 8 çırpınma hareketi denklemi, 8 ilerleme gerileme hareketi denklemi ve düz seviye uçuş için 3 ana rotor aşağı yönlü akış denklemi vardır. Manevralı uçuşlar için ilave bir uçuş yolu açısı denklemi vardır.

Maalesef ki Denklem 1.83 deki terim sayısı çok yüksektir (yaklaşık 10^5). Bu sayıları azaltmak için yeni bir sıralama şeması ([42] nin düzenlenmiş versiyonu) uygulanır. Bu metodun ardındaki bu iddia en büyük terimlere göre göreceli büyüklüğünün belirli bir miktardan daha küçük terimleri ihmal etmek içindir. Dinamik denklemlere düzenleme şeması uygulanması için, her bir terime fiziksel değerlendirmelere dayanan büyüklük sırasına göre değer verilir. Örneğin β nın trim değeri 3-6 derecedir. [33] ve ζ nın trim değeri küçüktür. [33] β ve ζ nin ortak trim değeri genellikle β ve ζ nin periyodik trim değerinden büyüktür. β ve ζ nin farklı trim değerleri sıfırdır. Böylece onların sıraları aşağıdaki gibi seçilir.

$$|\beta| = |\zeta| = 0.2\text{rad}, \quad |\beta_c| = |\beta_s| = |\zeta_c| = |\zeta_s| = 0.1\text{rad}, \quad |\beta_d| = |\zeta_d| = 0.1\text{rad} \tag{1.83}$$

u, v, w nın girişi p, q, r nın ihmal edilmesi tarafından belirlenir. Çoğu helikopterler için (Puma SA 330, Bo 105) maksimum ileri gidiş hızı yaklaşık 70 m/s dir. Böylece u girişi

70 m/s olarak seçilir. Büyük sürtünmeli limitlerden dolayı v 35 m/s olarak seçilir. Madem w genellikle 12 m/s den küçüktür. w 12 m/s olarak seçilir. Bir çok helikopter için pale ucu hız girişi yaklaşık 202.5 m/s dir. Böylece boyutsuzlaştırılmış doğrusal hız girişi $\hat{u}$=0.35(70/202.5), $\hat{v}$=0.18(35/202.5), $\hat{w}$=0.006(12/202.5) dir. p,q,r girişi ve $(d/dt)p,(d/dt)q,(d/dt)r$ ifadeleri $(\pi/2)(1/s)$ ve $(44.4\pi/2)(1/s^2)$ olarak seçilir. Maksimum ana rotor hızı 44.4 rad/s olarak seçilir (Bo 105 için). Ve o açısal hızları ve ivmeleri boyutsuzlaştırmak için kullanılır. Bu değer helikopterin birçok kaynak taramasında seçilir. 44.4 rad/s yayımlanan veriler ile helikopterlerin bütün hepsinin maksimum değeriydi. Askıda iken aşağı yönlü akış maksimum olarak kabul edilir. Derece planı uygulamadan önce bizim tarafımızdan uygulanan birçok sayısal deneylerden sonra karar verildi. Böylece λ_0 ın derece girişi 0.06(12/202.5) olarak seçilir. λ_c nin derece girişi λ_0 ile aynı seçilir. Ana rotor kontrol girişlerinin sınırları [38] de verilir. θ_0,θ_c için maksimum değer 20 derece civarındadır. θ_c negatif ve pozitif değerler aldığından dolayı ve θ_s,θ_c ile aynı girişe sahip olduğu için aşağıdaki gibi seçilir;

$$|\theta_0| = 0.35\text{rad}, \quad |\theta_c| = 0.175\text{rad}, \quad |\theta_s| = 0.175\text{rad} \tag{1.84}$$

Derecelendirme planı uygulamadan önce dinamik denklemler boyutsuzlaştırılır. [41]. Her bir helikopter giriş derecelendirme sayısı boyutsuzlaştırılmış durumda Tablo 1.1 de listelenmiştir. Birleştirilmiş sistemin derecelendirme giriş parametreleri enerji yaklaşımı kullanılarak tanımlanmış ve bu yaklaşım ilerde özetlenmiştir. Önce pale üzerindeki toplam kuvvet rijit pale model parametreleri kullanılarak bulundu ve pale kirişinin üzerinden doğrusal olarak dağıtıldı. Euler-Bernoulli kiriş teorisi kullanarak, esnek pale elemanlarının (elemanın kökü rijit kabul edilmiştir.) her biri için karşılık gelen ortalama ağırlıklı yer değiştirme dağılımı bulundu. Daha sonra o ortalamalar pale bükülme açılarının derecelendirme girişlerini hesaplamak için kullanılır. (not: ortalama her bir elemanın orta noktasında yerleştirilir.)

Tablo 1.1. Boyutsuzlaştırılmış Helikopter Parametreleri ve Dereceleri

Sembol(ler)	Derece	Sembol(ler)	Derece	Sembol(ler)	Derece
$\hat{u}$	0.35	$\overset{**}{\beta}_d, \overset{*}{\beta}_d, \beta_d$	0.1	e	0.15
$\hat{v}$	0.18	$\overset{**}{\zeta}_0, \overset{*}{\zeta}_0, \zeta_0$	0.2	λ_0, λ_c	0.06
$\hat{w}$	0.06	$\overset{**}{\zeta}_c, \overset{*}{\zeta}_c, \zeta_c$	0.1	γ	9
$\hat{p}, \hat{q}, \hat{r}$	0.035	$\overset{**}{\zeta}_s, \overset{*}{\zeta}_s, \zeta_s$	0.1	$\cos(\psi)$	1
$\overset{*}{\hat{p}}, \overset{*}{\hat{q}}, \overset{*}{\hat{r}}$	0.035	$\overset{**}{\zeta}_d, \overset{*}{\zeta}_d, \zeta_d$	0.1	$\sin(\psi)$	1
θ_0	0.35	k_δ	0.2	$\hat{d}$	0.4
$\theta_c \theta_s$	0.18	c_δ	0.1	$\hat{l}$	1.8
θ_T	1	k_β	0.25	$\hat{z}_F$	0.17
θ_{tw}	-0.14	k_ζ	0.25	$\hat{x}_F$	0.57
$\overset{**}{\beta}_0, \overset{*}{\beta}_0, \beta_0$	0.2	c_ζ	0.1	$\hat{z}_F$	0.35
$\overset{**}{\beta}_c, \overset{*}{\beta}_c, \beta_c$	0.1	k_T	0.064	λ_0	1.2
$\overset{**}{\beta}_s, \overset{*}{\beta}_s, \beta_s$	0.1				

1.14. Trim

1.14.1. Düz Seviye Uçuşu

Sabit hız ile düz seviye uçuşu olan durum olarak tanımlanan özel durum trimi elde edilir. Düz seviye uçuşunda helikopter modeli için 17 trim denklemi (3 kuvvet ve 3 moment helikopter denklemleri, 8 çırpınma ve ilerleme-gerileme denklemleri, 8 ve 3 ana rotor aşağı akış yön denklemleri) ve 17 bilinmeyen elde edilir. Yalpalama açısı ve gövdenin açısal hızların trim değerleri "0" a eşittir. Helikopterin doğrusal hızları helikopterin yunuslama, yuvarlanma ve V_A nın fonksiyonu olarak yazılabilir. Boyutsuzlaştırılmış durumda parametrik trim vektörü:

$$x_0 = [\underbrace{\theta_{0_0}, \theta_{c_0}, \theta_{s_0}, \theta_{T_0}}_{controls}, \underbrace{\phi_{A_0}, \theta_{A_0}}_{Euler}, \underbrace{\beta_{0_0}, \beta_{c_0}, \beta_{s_0}, \beta_{d_0}}_{flapping}, \underbrace{\zeta_{0_0}, \zeta_{c_0}, \zeta_{s_0}, \zeta_{d_0}}_{lead\ lagging}, \underbrace{\chi_0, \lambda_{0_0}, \lambda_{c_0}}_{downwash}]^T \tag{1.85}$$

Burada bütün trim açıları radyan olarak verilir. Askıda kalma ve ileri düz uçuşlar için 17 boyutsuzlaştırılmış trim denklemini çözmek için Matlab'ın fsolve komutu kullanıldı. Yeni derecelendirme planı uygulanmasından sonra elde edilen hareketin yönetici denklemlerine, bulunan trim değerlerinin yerleştirilmesi ile bulunan sayılar 10^{-10} gibi

çok küçük sayılardır. Bu da trim yönteminin doğruluğunu ispatlar. Bazı özel uçuş durumlarında askıda kalma (askıda kalma için V_A = 1 kt kabul edilmiştir) ve V_A = 40 ve 80 kt, trim değerleri şöyledir:

$$
\begin{aligned}
{}_{hover}x_0 = [&\underbrace{\text{2.6959e-1, 3.1482e-2, -3.7677e-2, 4.5224e-1}}_{\theta_{0_0},\theta_{c_0},\theta_{s_0},\theta_{T_0}},\underbrace{0,0,0.}_{\hat{p}_0,\hat{q}_0,\hat{r}_0},\underbrace{\text{-4.6996e-2, 1.6923e-2}}_{\phi_{A_0},\theta_{A_0}}\\
&\underbrace{\text{8.8184e-2, 3.7764e-2, 3.1185e-2, 0}}_{\beta_{0_0},\beta_{c_0},\beta_{s_0},\beta_{d_0}}\ \underbrace{\text{2.0338e-2, 4.1776e-3, -5.9182e-3, 0, 2.6959e-1,}}_{\zeta_{0_0},\zeta_{c_0},\zeta_{s_0},\zeta_{d_0}}\\
&\underbrace{\text{5.7995e-2, 2.5991e-3, 4.3740e-2}}_{,\lambda_{0_0},\lambda_{c_0}\chi_0}]
\end{aligned}
\tag{1.86}
$$

$$
\begin{aligned}
x_{40} = [&\underbrace{\text{2.7529e-1, 3.7024e-2, -9.0807e-2, 4.8574e-1}}_{\theta_{0_0},\theta_{c_0},\theta_{s_0},\theta_{T_0}},\underbrace{0,0,0.}_{\hat{p}_0,\hat{q}_0,\hat{r}_0},\underbrace{\text{-4.5618e-2, 2.7245e-2}}_{\phi_{A_0},\theta_{A_0}}\\
&\underbrace{\text{7.9543e-2, 5.9161e-2, 2.5156e-2, 0}}_{\beta_{0_0},\beta_{c_0},\beta_{s_0},\beta_{d_0}}\underbrace{\text{2.1779e-2, 9.7946e-4, -8.1616e-3, 0}}_{\zeta_{0_0},\zeta_{c_0},\zeta_{s_0},\zeta_{d_0}}\\
&\underbrace{\text{3.0734e-2, 4.5539e-2,1.2523e+000}}_{,\lambda_{0_0},\lambda_{c_0}\chi_0}]]
\end{aligned}
\tag{1.87}
$$

$$
\begin{aligned}
x_{80} = [&\underbrace{\text{2.4681e-1, 3.1909e-2, -1.0171e-1, 3.6258e-1}}_{\theta_{0_0},\theta_{c_0},\theta_{s_0},\theta_{T_0}},\underbrace{0,0,0.}_{\hat{p}_0,\hat{q}_0,\hat{r}_0},\underbrace{\text{-2.5459e-2, 1.1049e-2}}_{\phi_{A_0},\theta_{A_0}}\\
&\underbrace{\text{7.4756e-2, 4.6281e-2,1.0163e-2, 0}}_{\beta_{0_0},\beta_{c_0},\beta_{s_0},\beta_{d_0}}\underbrace{\text{1.5922e-2, -2.7887e-3, -7.0924e-3, 0}}_{\zeta_{0_0},\zeta_{c_0},\zeta_{s_0},\zeta_{d_0}}\\
&\underbrace{\text{1.5752e-2, 2.9542e-2, 1.4825e+000}}_{,\lambda_{0_0},\lambda_{c_0}\chi_0}
\end{aligned}
\tag{1.88}
$$

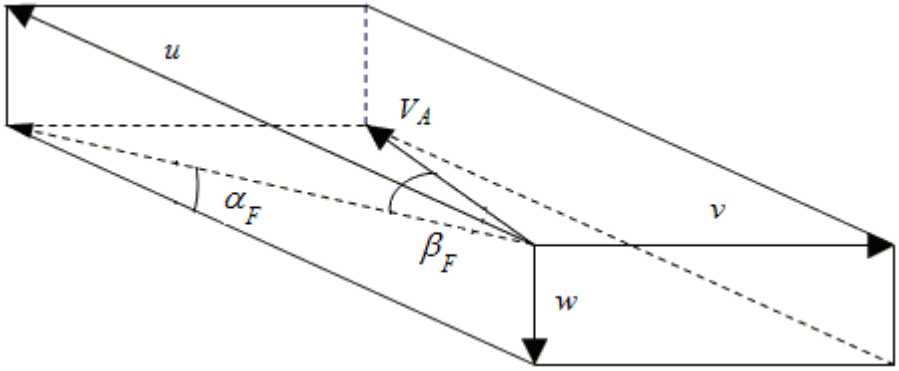
1.14.2. Manevra Uçuşu

Bu çalışmada yana kayış (sideslip) olmadan seviye yatışlı dönüşü (level bank turn) ve yana kayış olmadan helisel dönüş (helical turn) ([29] [31] [33] [38] [43] ve [44]) Manevra uçuşuna göre hava aracının doğrusal hızları (Şekil 1.17) şöyledir;

$$
[u \quad v \quad w]^T = [V_A\cos(\alpha_F)\cos(\beta_F) \quad V_A\sin(\beta_F) \quad V_A\sin(\alpha_F)\cos(\beta_F)]^T \tag{1.89}
$$

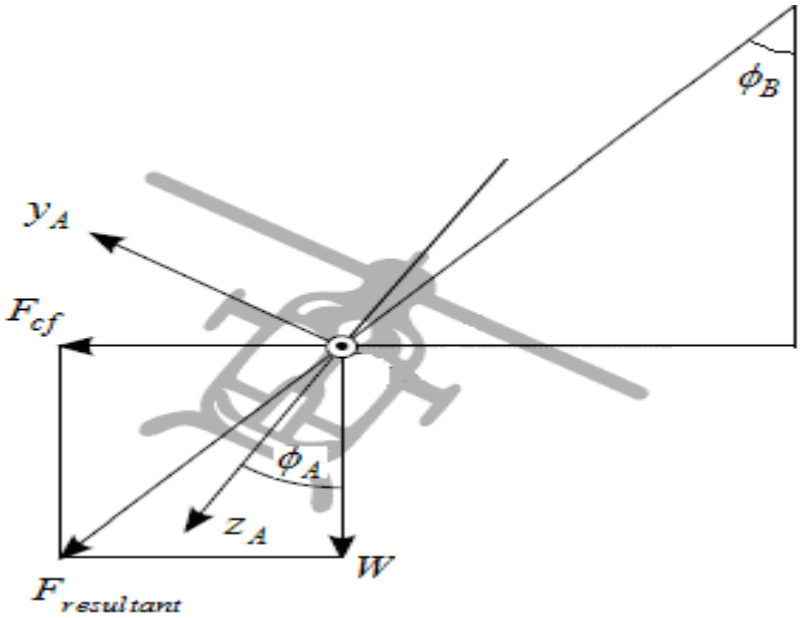
Burada gövdenin hücum açısı α_F ve yana kayması β_F aşağıdaki gibi verilir.

$$
\alpha_F = \tan^{-1}(w/u), \qquad \beta_F = \sin^{-1}(v/V_A) \tag{1.90}
$$



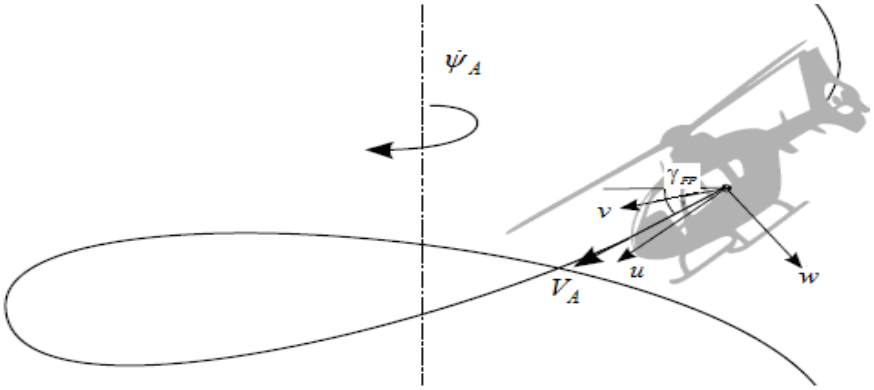
Şekil 1.18. Gövde Hücum Açısı ve Yana Kayış Açısı

Seviye yatışlı dönüşü öyle bir manevradır ki bu manevra da helikopter dönme merkezine doğru yönlenir. Helikopterler için gövdenin yuvarlanma açısı, ϕ_A genellikle yatma açısı ϕ_B den biraz farklıdır. Koordineli yatışlı dönüşlerde $\phi_A = \phi_B$ dir. Fakat bu durum bu tez çalışması kapsamında incelenmemiştir. Yunuslama açısının sıfır olduğu özel durumu ($\theta_A = 0$) gösteren bir resim Şekil 1.18 da verilmiştir. Burada bileşke kuvvet $F_{\text{resultant}}$ gravitasyonel kuvvet (*W)* ve merkezkaç kuvveti (F_{cf}) toplamıdır.



Şekil 1.19. Seviye Yatışlı Dönüşü

Helisel dönüş öyle bir manevradır ki bu manevrada helikopter sabit sürat ile bir helis boyunca hareket eder (Şekil 1.19).

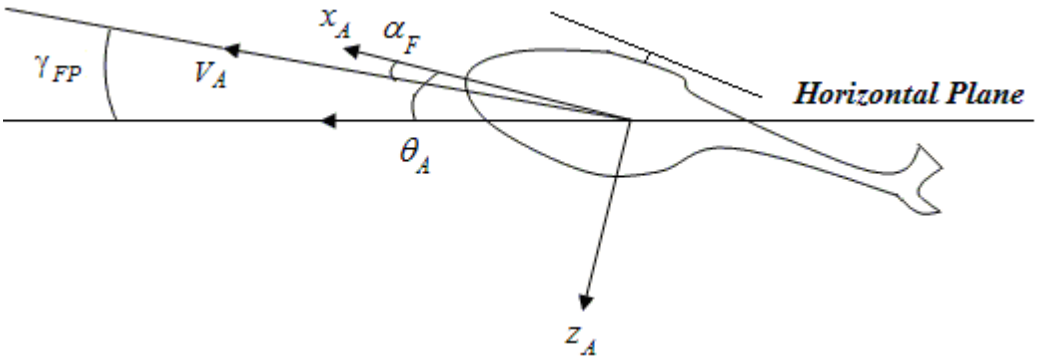


Şekil 1.20. Helisel Dönüş

Helisel dönüşte, uçuş yolu açısı aşağıdaki gibi ifade edilir ve sıfırdan farklıdır:

$$\sin(\gamma_{FP}) = \sin(\theta_A)\cos(\alpha_F)\cos(\beta_F) - \sin(\phi_A)\cos(\theta_A)\sin(\beta_F) - \cos(\phi_A)\cos(\theta_A)\sin(\alpha_F)\cos(\beta_F) \quad (2.91)$$

Şekil 1.20 de $\phi_A = 0, \quad \beta_F = 0$ olarak verilen özel bir durum için uçuş yolu açısı aşağıdaki resim de betimlenmiştir.



Şekil 1.21. Uçuş Yolu Açısı

Not edilmelidir ki $\dot{\psi}_A > 0$ saat yönünde bir dönüşü ve $\dot{\psi}_A < 0$ saat yönünün tersinde dönüşü ifade etmektedir (yukarıdan bakıldığında). Ayrıca $\gamma_{FP} > 0$ tırmanma uçuşunu gösterir iken $\gamma_{FP} < 0$ alçalma uçuşunu göstermektedir.

Manevra yapan helikopterin 21 adet trim denklemi ve 21 adet trim bilinmeyeni (seviye yatışlı dönüşü ve helisel dönüş esnasında) vardır. trim bilinmeyenlerinin manevra uçuşu sırasında boyutsuz formda vektörü şöyledir;

$$x_0 = [\theta_{0_0}, \theta_{c_0}, \theta_{s_0}, \theta_{T_0}, \hat{p}, \hat{q}, \hat{r}, \phi_{A_0}, \theta_{A_0}, \beta_{0_0}, \beta_{c_0}, \beta_{s_0}, \beta_{d_0}, \zeta_{0_0}, \zeta_{c_0}, \zeta_{s_0}, \zeta_{d_0}, \chi_0, \lambda_{0_0}, \lambda_{c_0}]^T \quad (1.92)$$

1.15. Doğrusallaştırma

Trim değerlerini bulduktan sonra helikopter modeli Maple kullanılarak doğrusallaştırıldı ve sürekli doğrusal zamanla değişmeyen (LTI) sistemler elde edildi. Helikopter modeli için 9 gövde ve 16 ana rotor durum değişkeni mevcuttur. Ayrıca 3 ana rotor ve 1 kuyruk rotoru kontrol girişi mevcuttur. İmplisit doğrusallaştırma metodu şöyle özetlenebilir: verilen herhangi bir yönetici denklemler seti için

$$f(\dot{x}, x, \upsilon) = 0 \quad (1.93)$$

Herhangi bir doğrusallaştırılmış durum uzay modeli şu matematiksel ilişkileri kullanılarak çıkarılır.

$$df = \left(\frac{\partial f}{\partial \dot{x}}\bigg|_{trim}\right)\delta\dot{x} + \left(\frac{\partial f}{\partial x}\bigg|_{trim}\right)\delta x + \left(\frac{\partial f}{\partial \upsilon}\bigg|_{trim}\right)\delta\upsilon = 0 \quad (1.94)$$

$$0 = \delta\dot{x} + \left(\frac{\partial f}{\partial \dot{x}}\bigg|_{trim}\right)^{-1}\left(\frac{\partial f}{\partial x}\bigg|_{trim}\right)\delta x + \left(\frac{\partial f}{\partial \dot{x}}\bigg|_{trim}\right)^{-1}\left(\frac{\partial f}{\partial \upsilon}\bigg|_{trim}\right)\delta\upsilon \quad (1.95)$$

$$\delta\dot{x} = A\delta x + B\delta\upsilon \quad (1.96)$$

Burada

$$A = \left(\frac{\partial f}{\partial \dot{x}}\bigg|_{trim}\right)^{-1}\left(\frac{\partial f}{\partial x}\bigg|_{trim}\right), \quad \text{B=-}\left(\frac{\partial f}{\partial \dot{x}}\bigg|_{trim}\right)^{-1}\left(\frac{\partial f}{\partial \upsilon}\bigg|_{trim}\right) \quad (1.97)$$

Tablolar 1.2 ve 1.3 doğrusallaştırılmış modeller için durum ve kontrol vektörlerini özetler

Tablo 1.2. Doğrusallaştırılmış Modeller İçin Durum Değişkeni Vektörü

Durum Değişkeni	**Nicelik**	**Durum Değişkeni**	**Nicelik**
x_1	$\hat{u}$	x_{14}	β_{1s}
x_2	$\hat{v}$	x_{15}	$\dot{x}_{14}$
x_3	$\hat{q}$	x_{16}	β_d
x_4	$\hat{P}$	x_{17}	$\dot{x}_{16}$
x_5	$\hat{q}$	x_{18}	ζ_0
x_6	$\hat{r}$	x_{19}	$\dot{x}_{18}$
x_7	ϕ_A	x_{20}	ζ_{1c}
x_8	θ_A	x_{21}	$\dot{x}_{20}$
x_9	ψ_A	x_{22}	ζ_{1s}
x_{10}	β_A	x_{23}	$\dot{x}_{22}$
x_{11}	$\dot{x}_{10}$	x_{24}	ζ_d
x_{12}	β_{1c}	x_{25}	$\dot{x}_{24}$
x_{13}	$\dot{x}_{12}$		

Tablo 1.3. Doğrusallaştırılmış Modeller İçin Kontrol Vektörü

Kontrol Değişkeni	**Nicelik**	**Kontrol Değişkeni**	**Nicelik**
u_1	θ_0	u_3	θ_{1s}
u_2	θ_{1c}	u_4	θ_T

1.15.1. Durum Uzay Modelinin Yapısı

Denklemler 1.98 ve 1.99 da durum uzay modelinin yapısı verilmiştir. "*" A ve B matrislerinde sıfıra eşit olmayan elemanları sunar.

$$A = \begin{bmatrix}
* & * & * & * & * & * & 0 & * & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & * & * & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & * & * & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & * & * & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & * & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & * & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & 0 & 0 & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & 0 & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & *
\end{bmatrix} \tag{1.98}$$

$$\boldsymbol{B} = \begin{bmatrix} * & * & * & * \\ * & * & * & * \\ * & * & * & * \\ * & * & * & * \\ * & * & * & * \\ * & * & * & * \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ * & * & * & * \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ * & * & * & * \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ * & * & * & * \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ * & * & * & * \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ * & * & * & * \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ * & * & * & * \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \tag{1.99}$$

2. BÖLÜM

KONTROLCÜ

2.1. Giriş

OVC; LQG (İngilizce bilinen adıyla linear quadratic gaussion) kontrolcüsünün çıkışları istemediğimiz hale getirirken kontrol çabasını (İngilizce bilinen adıyla control effort) minimize edecek şekilde düzenlenmiş halidir.

OVC kontrolcüsü LQG kontrolcüsünün modifiye edilmiş hali olduğundan dolayı öncelikle LQG kontrolcüsünün anlaşılması gerekir. LQG kontrolcüsü iki kısımdan oluşmaktadır. Birincisi LQR (İngilizce bilinen adıyla lineer quadratic regulator) ikinci kısım ise ölçülemeyen durum değişkenleri kestirmeye yarayan Kalman filtresidir. Verilen bir doğrusal zamanla değişmeyen (İngilizce bilinen adıyla linear time invarient) bir sistem için;

$$\dot{x}_p(t) = A_p x_p(t) + B_p u(t) + D_p w_p, \quad \mathrm{y}(t) = C_p x_p, \quad \mathrm{z}=\mathrm{M}_p x_p + v \tag{2.1}$$

LQG kontrolcüsü şu şekilde yazılır.

$$\dot{x}_c = A_c x_c + \mathrm{Fz}, \ \mathrm{u} = G x_c \tag{2.2}$$

Burada

$$A_c = A_p + B_p G - F M_p \tag{2.3}$$

Ve bu ifade şeklinde LQG kontrolcüsü dinamik bir kontrolcüdür. Eğer x_c kontrolünün boyutu x_b vektörünün boyutu ile aynı ise bu LQG kontrolcüsü tam durum değişkenli bir

LQGkontrolcüsüdür. LQG kontrolcüsünün ilk kısmı olan LQR kontrolcüsü şu maliyet fonksiyonunu minimize etmektedir.

$$V = E_{\infty}\left\{ y_p(t)^T Q y_p(t) + u(t)^T R u(t) \right\} \tag{2.4}$$

LQG kontrolcüsü ikinci kısmı olan kalman filtresi şu şekilde ifade edilir.

$$\dot{\hat{x}}_p = A_p \hat{x}_p + B_p u + F(\text{z-M}_p \hat{x}_p) \tag{2.5}$$

$$\min\left(E_{\infty}\left\{ \left(\hat{x}_p - x_p \right)^T \left(x_p - \hat{x}_p \right) \right\} \right) \tag{2.6}$$

LQG kontrolcüsünün ifade edilmesinde kullanılan G ve F matrisleri aşağıdaki iki tane cebirsel Ricatti denklemi (İngilizce bilinen adıyla Algebraic Ricatti Equation, ARE) çözülerek bulunur.

$$0 = KA_P + A_P^T K - KB_p R^{-1} B_p^T K + C_p^T Q C_p \ \ \& \ \text{G=-R}^{-1} B_p^T K \tag{2.7}$$

$$0 = XA_P^T + A_p X - XM_p^T V^{-1} M_p X + D_p W_p D_p^T \ \ \& \ F = XM_p^T V^{-1} \tag{2.8}$$

Sürekli doğrusal ve zamanla değişmeyen sistem ve LQG kontrolcüsü ifadeleri birleştirilerek kapalı çevrim sistemi (İngilizce bilinen adıyla close-loop-system) şu şekilde ifade edilir.

$$\dot{x} = A + Dw, \ \ \& \ \text{y} = Cx \tag{2.9}$$

Burada

$$x = \begin{bmatrix} x_p & x_c \end{bmatrix}^T \tag{2.10}$$

$$w = \begin{bmatrix} w_p & v \end{bmatrix}^T \tag{2.11}$$

$$A = \begin{bmatrix} A_p & B_p G \\ FM_p & A_c \end{bmatrix}^T \tag{2.12}$$

$$D = \begin{bmatrix} D_p & 0 \\ 0 & F \end{bmatrix} \tag{2.13}$$

$$C = \begin{bmatrix} C_p 0 \end{bmatrix} \tag{2.14}$$

2.2. Genel Kontrol

2.2.1. Varyans Kısıtlı Kontrolcüler

2.2.1.1. Doğrusal Zaman Değişkenli (LTI) Sistemlerin Gözlemlenebilirliği ve Kontrol Edilebilirliği

Sürekli bir LTI sistemi düşünün;

$$\dot{x}_p(t) = A_p x_p(t) + B_p u(t), \quad \mathrm{y}(t) = C_p x_p(t) + D_p u(t) \tag{2.15}$$

Burada $x_p(t)$ durum vektörüdür. u kontrol vektörüdür. Ve y çıkış vektörüdür eğer $x_p(t_f)$ Sonlu zaman aralığında iki durumdan herhangi bir nihai duruma türetilen durumlar olan $u(t)$ bir parçalı sürekli giriş varsa $t = t_0$ anında $x_p(t)$ durumu kontrol edilebilir denir. Eğer sistemin her $x_p(t_0)$ durumu sonlu zaman aralığında kontrol edilebiliyorsa sistem kontrol edilebilir denir. Sistem (Denklem 2.15) ancak ve ancak kontrol edilebilirdir [45]

$$rank\left(\left[\begin{array}{ccccc} B_p & A_p B_p & A_p^2 B_p & ..... & A_p^{n-1} B_p \end{array}\right]\right) = n \tag{2.16}$$

Burada n sistem durumunun sayısıdır. *A, B, C, D,* matrisleri ve çıkış $y(t)$ değeri $t_0 \le t \le t_f$ için $x_p(t_0)$ kararlaştırmak için etkilidir.

Eğer Sistemin bütün durumları sonlu bir zaman t_f için gözlemlenebiliyorsa sistem gözlemlenebilir olarak adlandırılır. Sistem (Denklem 2.15) ancak ve ancak gözlemlenebilir[45]

$$rank\left(\left[\begin{array}{c:c:c:c:c} C_p & A_pC_p & A_p^2C_p & ..... & A_p^{n-1}C_p \end{array}\right]^T\right) = n \tag{2.17}$$

Eğer kontrol edilemeyen modları kararlı ve saptanabilir ve eğer kararlı olmayan modlar gözlemlenebilir ise bir LTI sistemi (Denklem 2.15) kararlı kılınabilir.

2.2.2. Doğrusal Kuadratik Regülatör (LQR) Kontrolcüsü

Verilen kontrol edilebilir veya dengelenebilir veya gözlemlenebilir veya algılanabilir LTI sistemi LQR kontrolörü (sonlu tabaka) kuadratik sonuç fonksiyonunu en aza indirir [46] [p. 9]

$$V = \int_0^T \left[x_p(\tau)^T Q x_p(\tau) + u(\tau)^T R u(\tau) \right] dt + x_p(T)^T M x_p(T) \tag{2.18}$$

Burada Q ve M yarı kesin artı matristir. Ve R kesin artı matristir. Denklem 2.4 ün çözümünü durum geri beslemeli denetim kuralı verir.

$$u(t) = -Kx_p(t) \tag{2.19}$$

T sonsuza yaklaşırken Denklem 2.18 deki problem kararlı durum LQR problemi olarak adlandırılır. [46]. Kararlı durum problemi cebirsel Riccati denklemi (ARE) çözümü tarafından bulunabilir.

$$0 = A_p^T P + PA_p - PB_pR^{-1}B_p^T P + C_p^T QC_p \tag{2.20}$$

Burada P ARE nin pozitif kesin kararlı durum çözümüdür. Optimal kontrol yasası şöyledir;

$$u(t) = R^{-1}B^T P x_p(t) \tag{2.21}$$

Bu kontrol kuralı kapalı devre sistem asimptotik kararlı yapar.

2.2.3. Doğrusal Kuadratik Gauss Regülatörü (LQR) Kontrolörleri

LQR ye göre bütün durumlar ölçülür ve sistemde hiç gürültü yok olduğu varsayılır. Fakat bu birçok fizikse sistem için gerçek değildir. Böylece LQG diye adlandırılan başka bir kontrolcü geliştirildi. Sürekli bir LTI sistemine göre;

$$\dot{x}_p(t) = A_p x_p(t) + B_p u(t) + D_p w_p, \quad \mathrm{y}(t) = C_p x_p, \quad \mathrm{z}=\mathrm{M}_p x_p + v \tag{2.22}$$

Burada z sensor ölçümlerini sunar, w_p ve v sırasıyla sıfır ortalamalı ilintisiz beyaz gauss gürültüsü ile W ve V nin yoğunluklarıdır. LQG kontrolcüsü iki problemden oluşur (ayırma prensibi [46]]) Birinci problem Kalman filtresi kullanılarak bütün $x_p(t)$ durumlarının tahminidir [46] ve ikinci problem tahmin edilen durumları $\hat{x}_p(t)$ kullanarak LQR çözümüdür.

2.2.4. Çeşitli Kısıtlanmış Kontrolcüler

Helikopterin ana konusu giriş ve çıkışları limitlerine ve bağlı olduğu ve kontrol enerjisini en aza indirmek temel gereksinim olduğu için çıkış varyansı kısıtlı kontrolcü (OVC) ([12] ve [19]). OVC problemi ilerde verilen sürekli LTI sistemi (Denklem 3.8) ve bir pozitif tanım giriş cezası $R > 0$ bulunan tam derece dinamik kontrolcüsü tanımlandı

$$\dot{x}_c = A_c x_c + \mathrm{Fz}, \ \mathrm{u} = G x_c \tag{2.23}$$

Problemi çözmek için

$$\min_{A_c,F,G} \quad E_\infty \quad u^T R u \tag{2.24}$$

E bağlı olarak

$$E_\infty y_i^2 \le \sigma_i^2, \quad \text{i=1,.....,n}_y \tag{2.25}$$

Burada σ_i^2 *i-th* çıkış varyansında üst dayatılan sınırdır ve n_y çıkış sayısıdır. OVC çözümü varyans kısıtlamalarına bağlı olarak $Q>0$ çıkış hatalarını seçerek LQG hatalarını azaltır. Q nun seçimi için ([15] ve [16]) de bir algoritma hazırlanır. Q da birleştikten sonra OVC parametreleri şöyledir;

$$A_c = A_p + B_P G - F M_p, \quad F = X M_p^T V^{-1}, \quad \text{G=-R}^{-1}\text{B}_p^T\text{K} \tag{2.26}$$

Burada *X* ve *K* iki cebirsel Riccati denkleminin çözümüdür.

$$0 = X A_P^T + A_P X - X M_p^T V^{-1} M_p X + D_p W_p D_p^T \tag{2.27}$$

$$0 = K A_P + A_p^T K - K B_P R^{-1} B_P^T K + C_P^T Q C_P \tag{2.28}$$

IVC problemi OVC çiftidir: $Q>0$ çıkış hataları ve Denklem 3.22 ye göre çözülmesi zorunda olan tam derece dinamik kontrolcüdür.

$$\min_{A_c,F,G} \quad E_\infty y^T Q y \tag{2.29}$$

bağlı olarak

$$E_\infty u_i^2 \le \mu_i^2, \quad i=1,.....,n_u \tag{2.30}$$

Burada μ_i^2 *i-th* girişinde üst dayatılan sınır varyansıdır ve n_u giriş sayısıdır. $R>0$ Seçilmesi tarafından IVC çözümü LQG problemlerini azaltır. R seçimi için bir algoritma [15] 'de sunulmuştur. R yakınsamasından sonra Denklem 3.12 kullanılarak IVC elde edilir. LQG, OVC ile kıyaslanır ve IVC kısıtlamaların doğruluğu garantilenen *Q* ve *R* nin seçimiyle akıllı bir yol desteklenir. Eğer özel varyans kısıtlama algoritması kullanarak σ_i^2 ve μ_i^2 kısıtlamaları tam olarak doğruysa (Eşitlilikler karşılanmaktadır) o kısıtlamalar zor kısıtlamalar olarak adlandırılır.

3. BÖLÜM

HELİKOPTER KONTROLÜNDE YENİ EKONOMİK YÖNTEMLER

3.1. Pasif Başkalaşım

Pasif başkalaşım helikopterin uçuş öncesinde kontrol enerjisi tasarrufunu sağlamak için küçük geometrik değişimlere müsaade eden bir sistemdir. Örneğin;

-Pale uzunluğu

-Pale çırpınma yayı esnekliği

-Ana rotor açısal hızı

-Pale veter uzunluğu

-Pale doğrusal kütlesel yoğunluğu

-Pale burulma açısı

Bu çalışmada SPSA optimizasyon algoritması kullanılarak önemli miktarda (yüzde 33.3) kontrol enerjisi tasarrufu sağlar.

3.2. Aktif Başkalaşım

Aktif başkalaşım uçuş sırasında helikopter geometrisinde sürekli bir şekilde küçük değişimlere izin verir. Örneğin;

-Pale uzunluğu

-Ana rotor açısal hızı

-Pale veter uzunluğu

-Pale burulma açısı

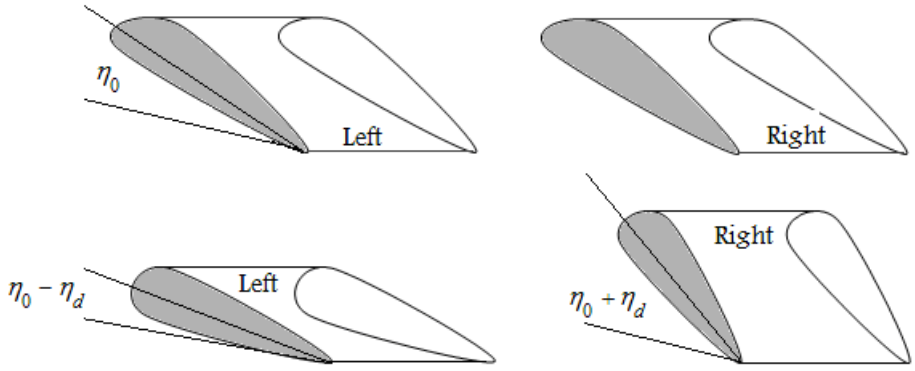
Bu çalışmada SPSA optimizasyon algoritması kullanılarak çok önemli ölçüde (yüzde 84.6) helikopter kontrol enerji tasarrufu sağlar.

3.3. Birleştirilmiş Aktif ve Pasif Başkalaşım

Bu tez çalışmasında geliştirilen birleştirilmiş pasif ve aktif başklaşım yöntemi uçuş öncesinde pasif ve uçuş sırasında aktif başkalaşıma müsaade eder bilinen iki önceki başkalaşımdan daha avantajlıdır ve yüzde 88.8 enerji tasarrufu sağlanmıştır.

3.4. Hareketli Kuyruk Yüzeyi

Hareketli kuyruk yüzeyi yöntemi aslında bir aktif başkalaşım yöntemidir. Uçuş sırasında yatay kuyruk yüzeyinin kolektif ve diferansiyel hareketine ve ayrıca ileri geri gitmesine müsaade eder ve yüzde 59.4 enerji tasarrufu sağlanmıştır



Şekil 3.1. Kolektif (a) ve Diferansiyel (b) Hareketli yatay kuyruk açıları

Şekil 3.1 de hareketli yatay kuyruk açıları ile kolektif ve diferansiyal hareketleri gösterilmiştir.

4. BÖLÜM

FAYDALANILAN RASSAL OPTİMİZASYON YÖNTEMİ (SPSA)

4.1. Problem Formulasyonu

4.1.1. Pasif Başkalaşım

Pasif başkalaşım problemi aşağıda özetlenmiştir.

$$\min_{A_c,F,G,\psi_p} J = E_\infty u^T R u \tag{4.1}$$

Aşağıdaki denklemler için

$$\dot{x}_p = A_p x_p + B_p u_p + w_p, \quad y = C_p x_p, \quad z = M_p x_p + v \tag{4.2}$$

$$\dot{x}_c = A_c x_c + Fz, \quad \mathrm{u}_p = G x_c \tag{4.3}$$

$$E_\infty y_i^2 \le \sigma_i^2, \quad i = 1, ..., n_y \tag{4.4}$$

Burada $\psi_p = \{c_b, K_\beta, m, R, \theta_{tw}, \Omega\}$ ifadesi helikopter optimizasyon parametrelerinin kurulumudur. Özellikle dikkat edilmelidir ki ψ_p elemanı $\psi_{pi_{\min}} \le \psi_{pi} \le \psi_{pi_{\max}}$ gibi kısıtlandırılmıştır.

4.1.2. Aktif Başkalaşım

Aktif başkalaşım tasarımları aşağıda özetlenmiştir.

Trim aktif başkalaşım kontrolcülerini $\psi_a = \{c_b, R, \theta_{tw}, \Omega\}$ kuralım. Eğer $A_p(\Psi_a)$, $B_p(\Psi_a)$ .bağımlı olduğu düşünülürse aktif başkalaşım kontrolcüleri için elde edilen optimum trim probleminin değerleri, tanımlanan klasik OVC tasarım problemi değişimi

ile bulunur. Özellikle belirtiriz ki burada Ψ_a başkalaşım kontrolcülerinin trim değerlerini sunar. Dolayısıyla optimizasyon problemleri aşağıdaki gibi formüle edilir.

$$\min_{A_c,F,G,\psi_p} J = E_\infty u^T R u \tag{4.5}$$

Denklem. (4.2), (4.3) ve (4.4) e bağlı olarak ψ_a elemanı $\psi_{ai_{\min}} \le \psi_{ai} \le \psi_{ai_{\max}}$. gibi kısıtlandırılır.

4.1.3. Birleştirilmiş Pasif ve Aktif Başkalaşım

Birşleştirilmiş başkalaşım tasarımı aşağıda özetlenmiştir.

$$\min_{A_c,F,G,\psi_p\psi_a} J = E_\infty u^T R u \tag{4.6}$$

Burada Denklem. (4.2), (4.3) ve (4.4) e bağlı olarak $\psi_p = \{c_b, K_\beta, m, R, \theta_{tw}, \Omega\}$ ve $\psi_a = \{c_b, R, \theta_{tw}, \Omega\}$ dır. Ψ_p ve Ψ_a elemanları $\psi_{pi_{\min}} \le \psi_{pi} \le \psi_{pi_{\max}}$ ve $\psi_{ai_{\min}} \le \psi_{ai} \le \psi_{ai_{\max}}$ gibi kısıtlandırılmıştır.

4.1.4. Hareketli Yatay Kuyruk

Hareketli yatay kuyruk (MHT) kontrol trimlerini $x = \{\eta_0, \eta_d, \iota_0\}$ olarak kuralım. Eğer $A_p(x)$ ve $B_p(x)$ bağımlılıkları hesaba katılırsa MHT kontrolleri için elde edilen optimum trim değerlerinin problemi klasik OVC tasarım problemi değişimi ile elde edilir. Özellikle dikkat edilmelidir ki burada x MHT kontrol trim değerlerini simgeler. Kontrol problem formulasyonunda u pertürbasyon kontrol vektörü ve MHT kontrollerini sunar. Böylece aşağıdaki optimizasyon problemi üretilir.

$$\min_{A_c,F,G,x} J = E_\infty u^T R u \tag{4.7}$$

Denklem. (4.2), (4.3) ve (4.4) e bağlı olarak x elemanı $x_{i_{\min}} \le x_i \le x_{i_{\max}}$ gibi kısıtlandırılmıştır.

4.2. SPSA Detayı ve Algoritması

Amaç fonksiyonu ile optimizasyon değişkenleri arasında çok karmaşık bir ilişki olduğundan dolayı, analitik olarak amaç fonksiyonun bu parametrelere göre türevlerinin alınması mümkün değildir. Bu durum belli başlı rassal optimizasyon yöntemlerinin kullanılmasını akla getirmektedir. Bu tez kapsamında bu problemi çözmek için SPSA (Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation, Eş Zamanlı Pertürbasyon ve Rassal Yaklaşımı) adı verilen rassal bir optimizasyon yöntemi seçilecektir. Bu yöntem daha öncelerinde benzer karmaşık optimizasyon problemlerinde başarılı olarak kullanılmıştır([23] ve [47]) SPSA ayrıca ekonomiktir, çünkü amaç fonksiyonunun gradyanını hesaplamak sadece iki kere o fonksiyonun hesaplanmasını gerektirmektedir[22]. Bunun yanında bu yöntem kısıtlı optimizasyon problemlerinde de başarılıdır([23] [47] ve [48]). Aşağıda kısaca bu yöntemin tanımı verilmiştir:

Ψ optimizasyon değişkenleri vektörünü temsil etmektedir. Geleneksel SPSA de eğer $\Psi_{[k]}$ Ψ'nın k. iterasyonda tahmini ise sonrasında bir sonraki adımdaki kestirim şu şekilde ifade edilebilir: $\Psi_{[k+1]} = \Psi_{[k]} - \Psi_k g_{[k]}$ burada

$$g_{[k]} = \left[\frac{\Gamma_+ - \Gamma_-}{2d_k\Delta_{[k]1}} \cdots\cdots \frac{\Gamma_+ - \Gamma_-}{2d_k\Delta_{[k]p}} \right]^T \tag{4.8}$$

a_k ve d_k kazanç dizileridir, $g_{[k]}$ ise amacın $\Psi_{[k]}$ da gradyanının tahminidir, $\Delta_{[k]} \in R^p$ ise p tane karşılıklı olarak birbirinden bağımsız sıfır ortalamalı belli şartları sağlayan (rassal değişkenlerden oluşan bir vektördür, Γ_+ ve Γ_- amacın sırasıyla $\Psi_{[k]} + d_k\Delta_{[k]}$ and $\Psi_{[k]} - d_k\Delta_{[k]}$ hesaplanmış tahminleridir. Optimizasyon değişkenlerinin alt ve üst limitler arasında olması gerektiğini hesaba katan adaptif bir algoritma daha önce geliştirildi([23] ve [47]) ve helikopter ve kontrol sisteminin (spesifik olarak OVC kontrolcüsünün) eş zamanlı tasarımında kullanıldı. Adaptasyon kazanç dizilerini şu şekilde değiştirdi;

$$a_k = \min\left\{ a/(S+k)^{\lambda}, 0.95\min_i\left\{\min(\mu_{l_i}), \min(\mu_{u_i})\right\}\right\} \tag{4.9}$$

$$d_k = \min\left\{ d/k^{\Theta}, 0.95\min_i\left\{\min\left\{\eta_{l_i}\right\}, \min\left\{\eta_{u_i}\right\}\right\}\right\} \tag{4.10}$$

burada η_l ve η_u nin sırasıyla kısımları, herbir pozitif $\Delta_{[k]i}$ için $(x_{[k]i} - x_{min_i})/\Delta_{[k]i}$ ve herbir negatif $\Delta_{[k]i}$ için $(x_{max_i} - x_{[k]i})/\Delta_{[k]i}$ idir. Benzeri şekilde μ_l ve μ_u nin sırasıyla kısımları, herbir pozitif $g_{[k]i}$ için $(x_{[k]i} - x_{min_i})/g_{[k]i}$ ve herbir negatif $g_{[k]i}$ için $(x_{[k]i} - x_{max_i})/g_{[k]i}$ idir. Ayrıca d, a, λ, Θ, S diğer SPSA parametreleridir.

4.3. SPSA Algoritması (Birleştirilmiş Pasif ve Aktif Başkalaşım Durumunda)

Adım 1: k=1 ayarla ve optimizasyon parametreleri için başlangıç değerlerini seç (hem pasif hem de aktif başkalaşım parametreleri için), $\Psi = \Psi_{[k]}$, ve spesifik bir uçuş koşulu (örneğin V_A = 40 km/h de düz seviye uçuşu) belirle.

Adım 2: A_p ve B_p yi $\Psi = \Psi_{[k]}$ kullanarak hesapla ve Denklem (2.26), (2.27) ve (2.28) i kullanarak OVC ye karşılık geleni tasarla ve Denklem 4.11 de verilen Γ_k (dikkat edilmelidir ki OVC için $\Gamma_k = j_k$) amacın anlık değerini bul.

$$\min_{A_c, F, G, \psi_p \psi_a} J = E_\infty u_p{}^T R u_p \tag{4.11}$$

Adım 3: $\Psi_{[k]}$ yı $\Psi_{[k]} + d_k \Delta_{[k]}$ ve $\Psi_{[k]} - d_k \Delta_{[k]}$ye perturbe et ve sırasıyla Γ_+ ve Γ_- değerlerini elde etmek için OVC problemlerinin denkliğini çöz. Sonrasında yaklaşık gradyan $g_{[k]}$ yı Denklem (4.8) yı kullanarak, Denklem (4.12) de verilen d_k ile birlikte hesapla.

$$d_k = \min\left\{ d / k^{\Theta}, 0.95 \min_i \left\{ \min\left\{\eta_{l_i}\right\}, \min\left\{\eta_{u_i}\right\} \right\} \right\} \tag{4.12}$$

$$a_k = \min\left\{ a / (S+k)^{\lambda}, 0.95 \min_i \left\{ \min\left\{\mu_{l_i}\right\}, \min\left\{\mu_{u_i}\right\} \right\} \right\} \tag{4.13}$$

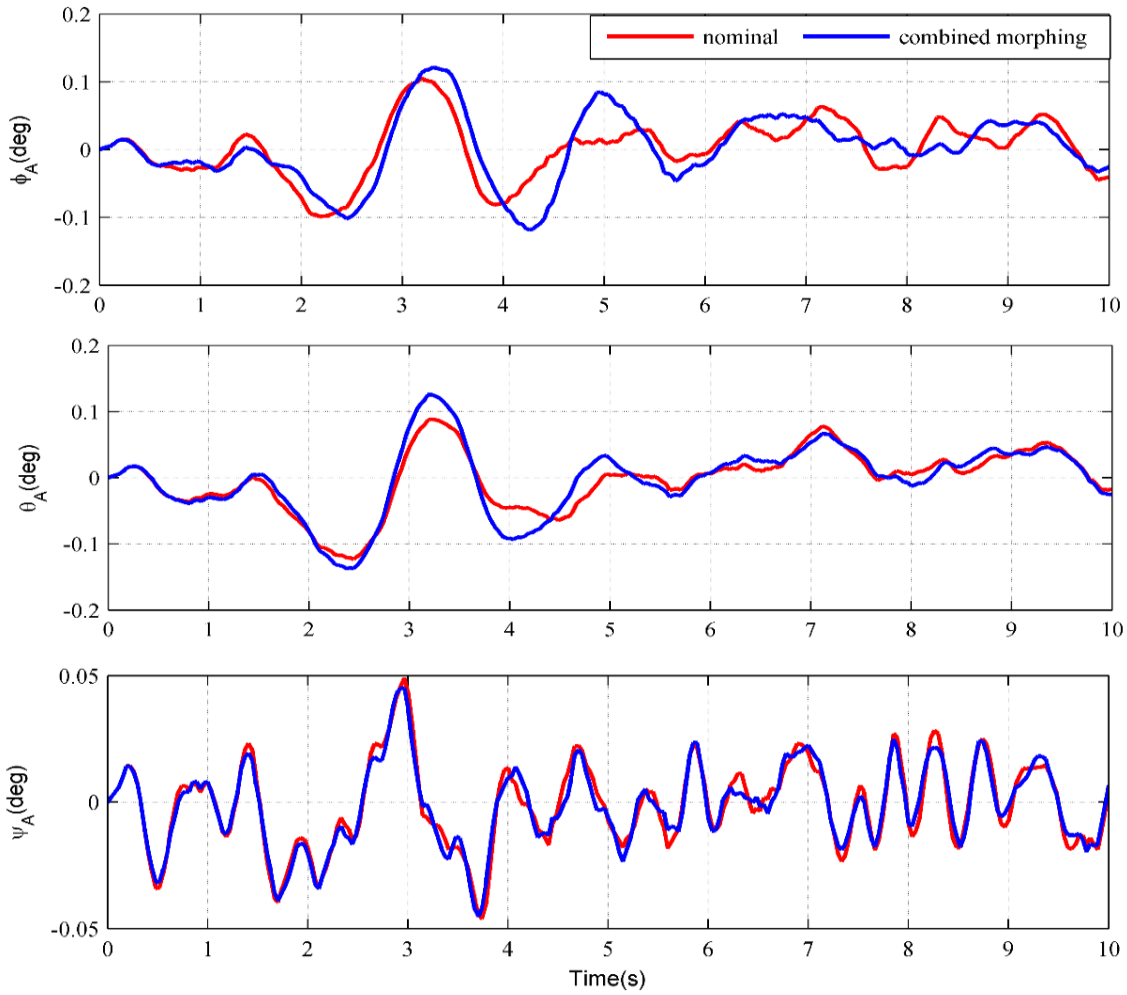
Adım 4: Eğer $\left\| a_k g_{[k]} \right\| < \delta\Psi$ ise burada a_k Denklem (4.13) de verildiği gibidir ve $\delta\Psi$ minimum müsaade edilen Ψ değişimidir, veya k+1 müsaade edilen maksimum

iterasyon sayısından daha büyük ise, programı sonlandır, aksi halde Ψ nın bir sonraki tahmini olan $\Psi_{[k+1]}$ i $\Psi_{[k+1]} = \Psi_{[k]} - a_k g_{[k]}$ ilişkisini kullanarak hesapla ve k=k+1'i ayarlayarak Adım 2 ye geri dön.

5. BÖLÜM

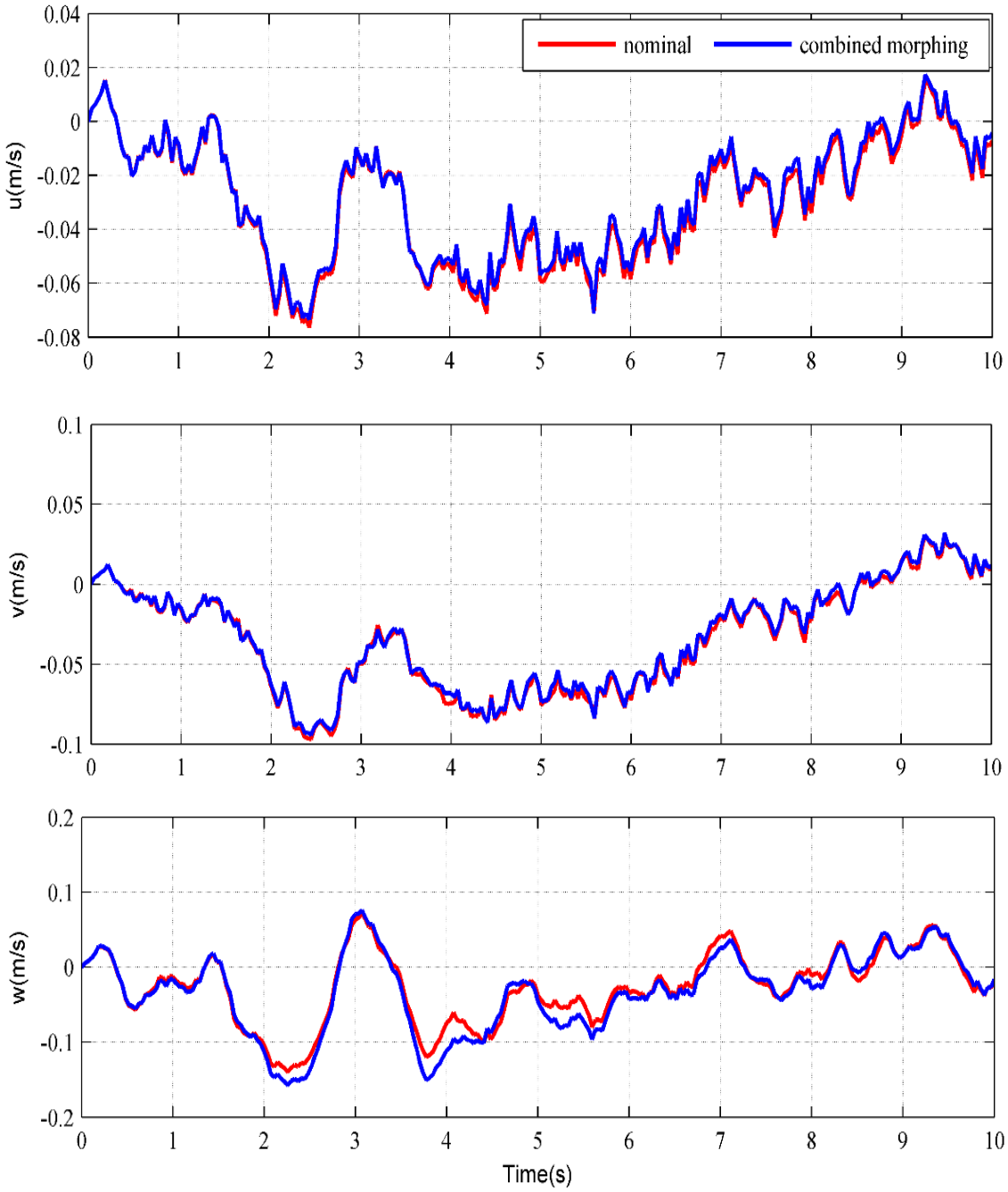
SİMÜLASYON SONUÇLARI

5.1. Birleştirilmiş Başkalaşım



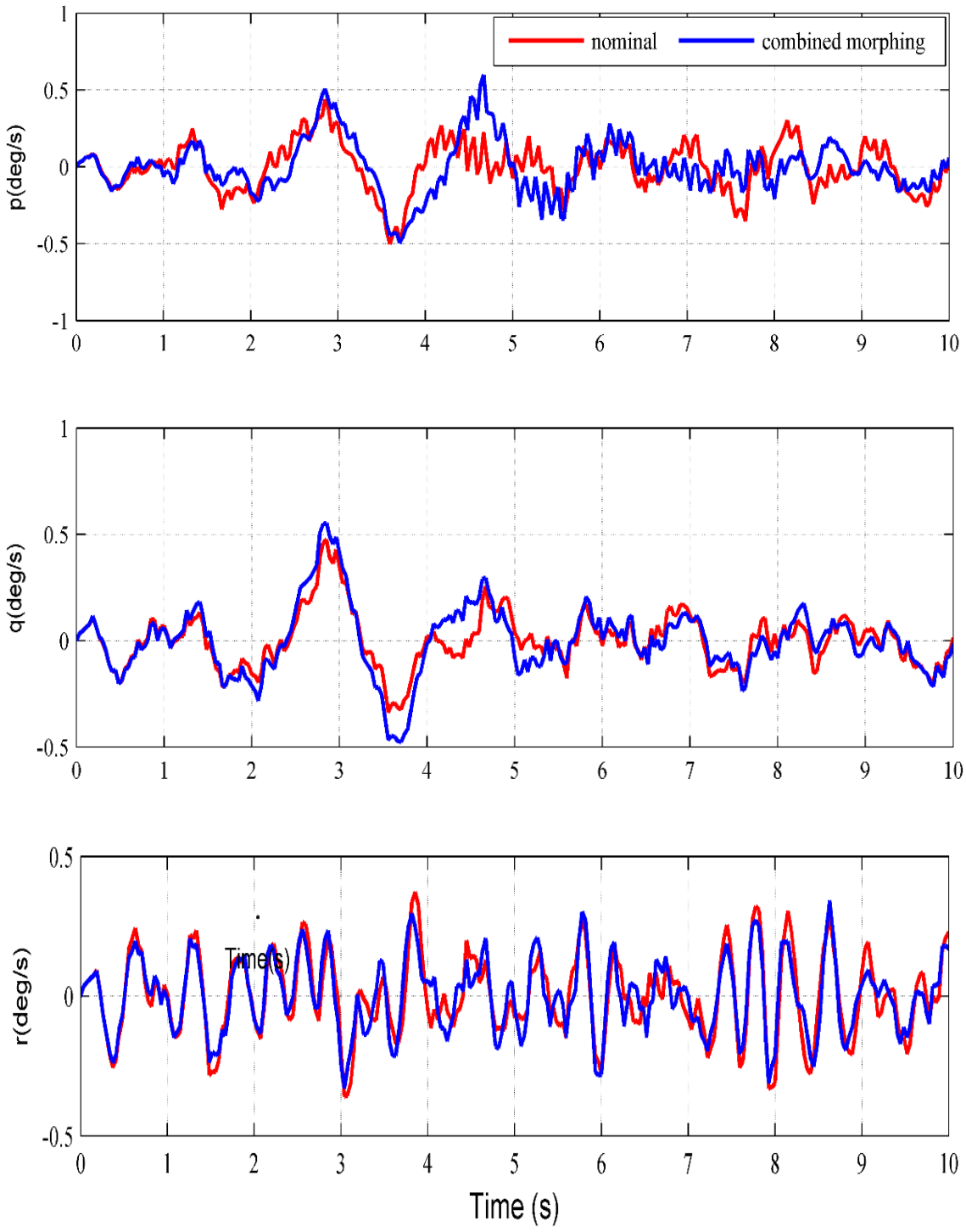
Şekil 5.1. Helikopter Euler Açıları Karşılaştırılması

Yukarıdaki şekilde görülmektedir ki ilgilinen çıkışların varyans değerleri sabit tutulduğundan dolayı her iki durumda da zirve değerleri hemen hemen aynıdır.



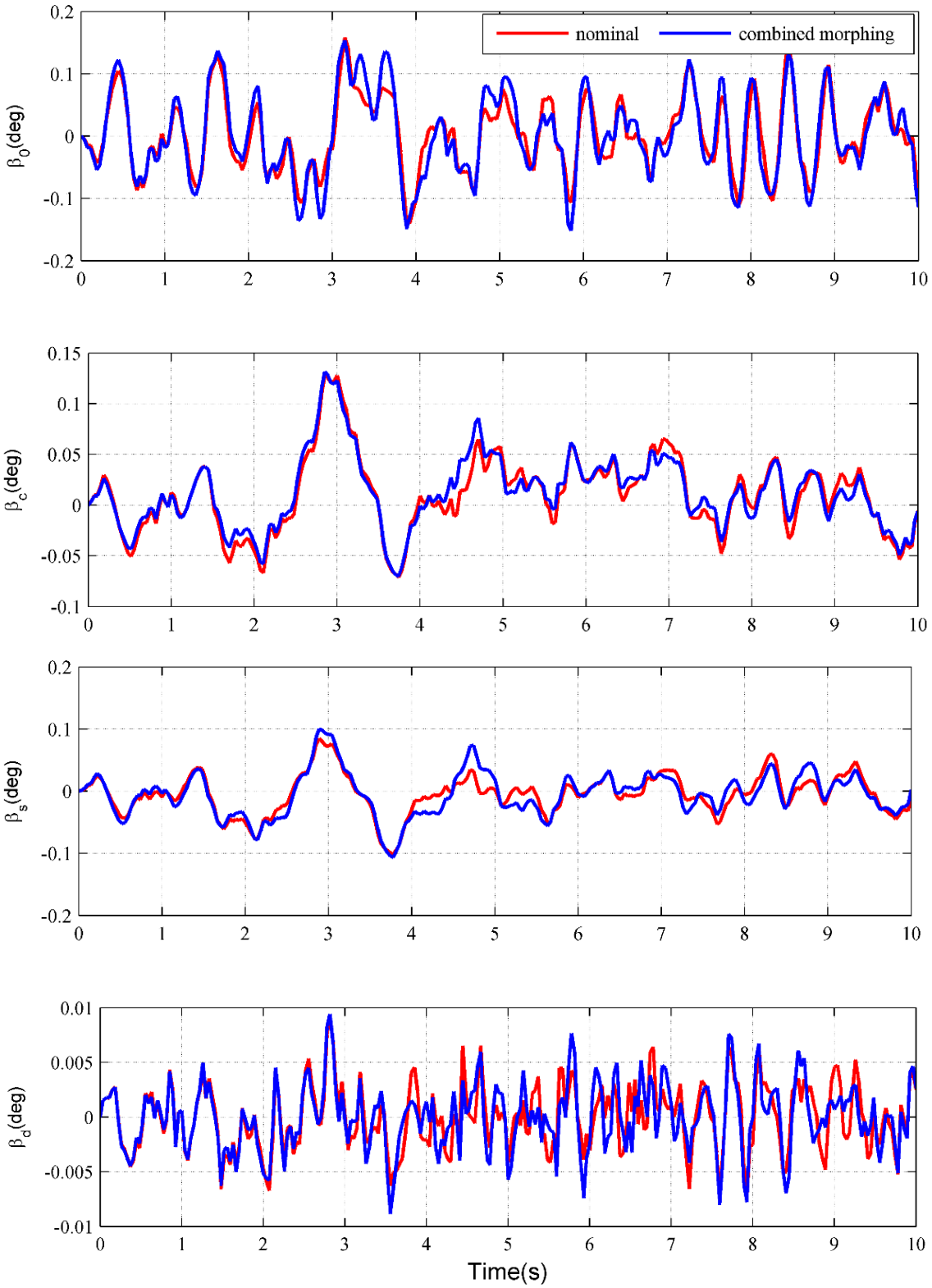
Şekil 5.2. Helikopter Lineer Hız Bileşenleri Karşılaştırılması

Yukarıda görüldüğü gibi diğer çıkışlar her iki durumda da aşırı büyük tepkiler vermemektedir. Bu da varyans kısıtlı kontrolcülerin kapalı çevrimleri exponensiyel olarak kararlı hale getirmesinden dolayıdır.



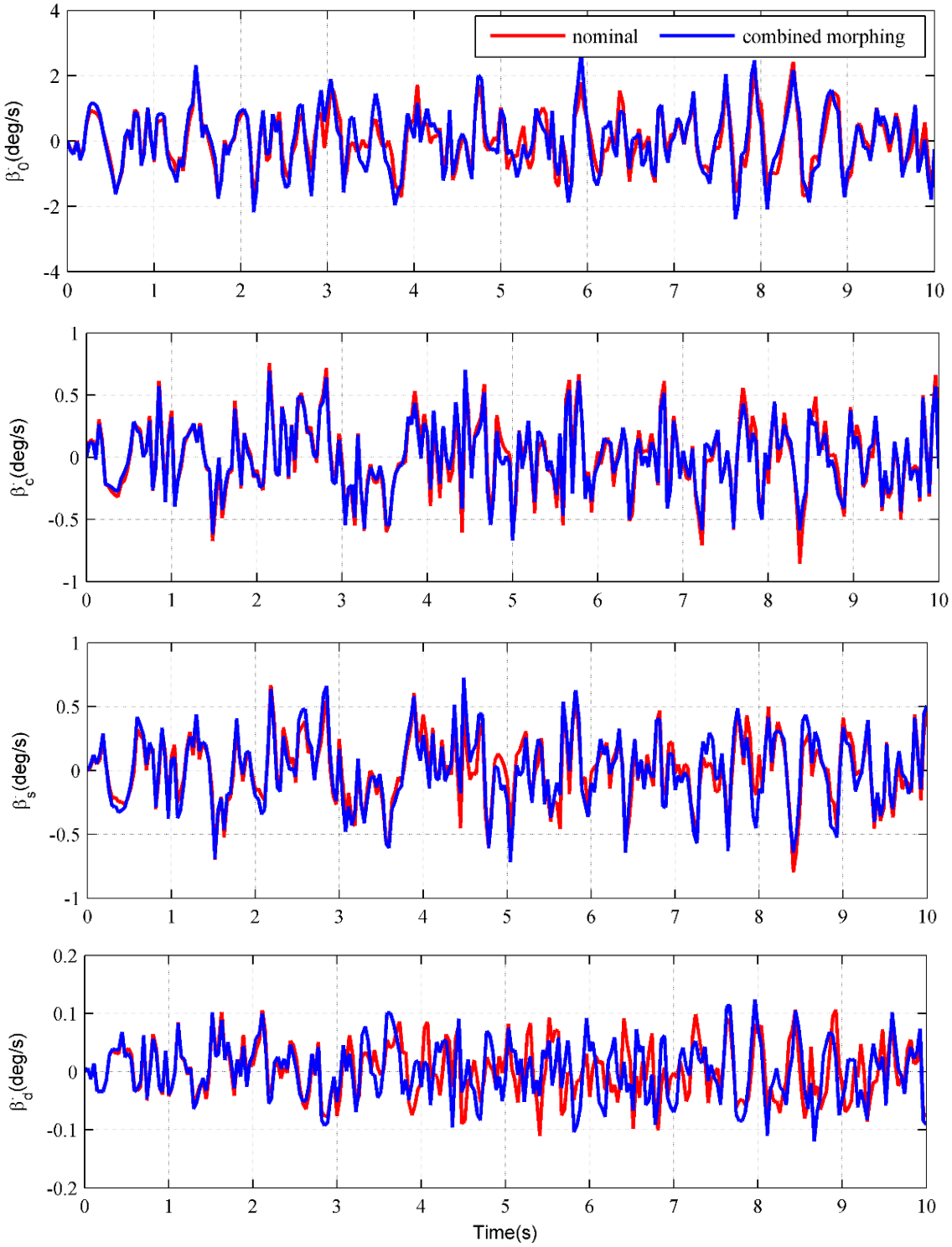
Şekil 5.3. Helikopter Açısal Hız Karşılaştırılması

Şekil 5.2 için yazılan yorumlar bu şekil içinde geçerlidir.



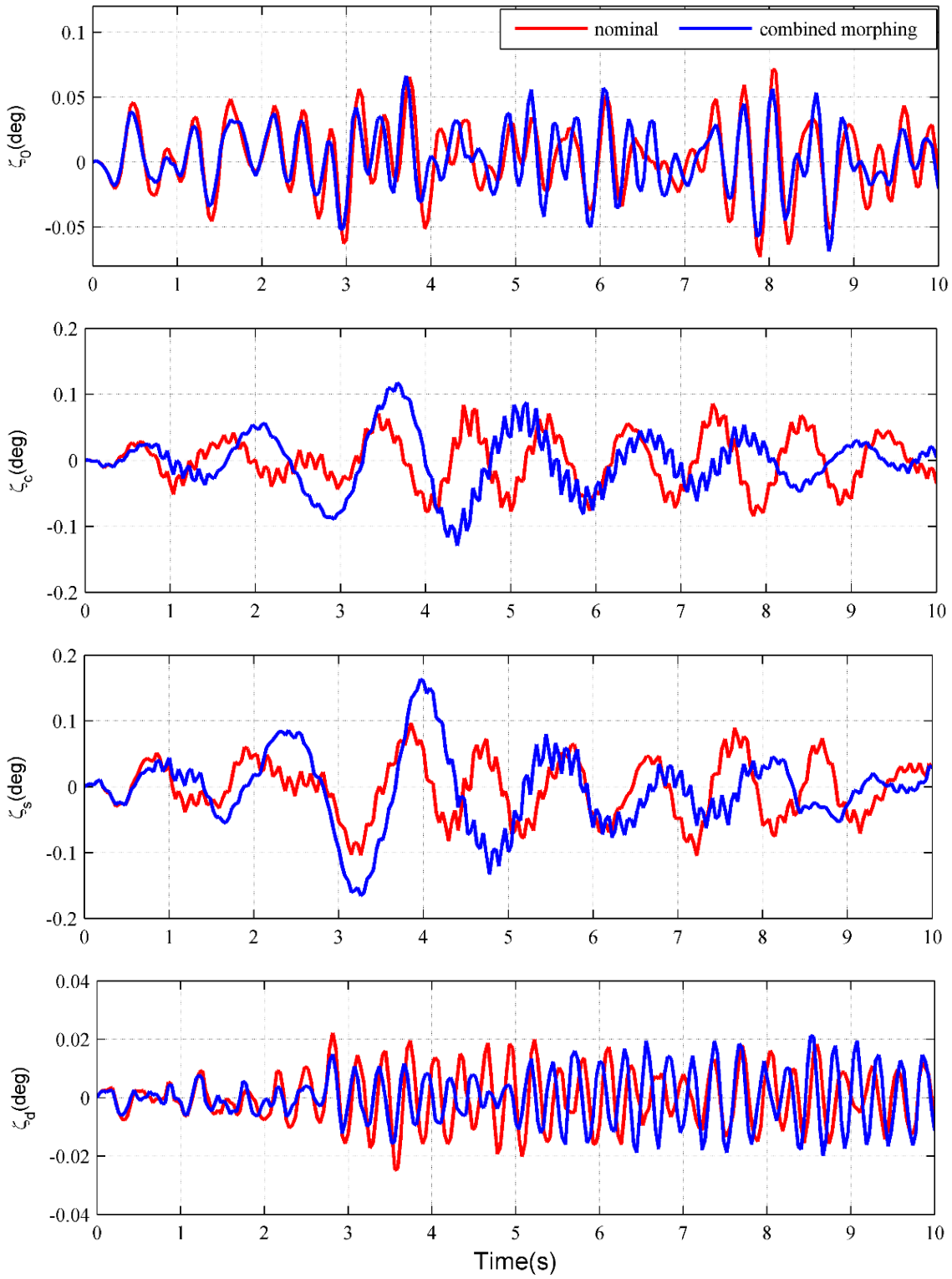
Şekil 5.4. Helikopter Çırpınma Açıları Karşılaştırılması

Şekil 5.2 için yazılan yorumlar bu şekil içinde geçerlidir.



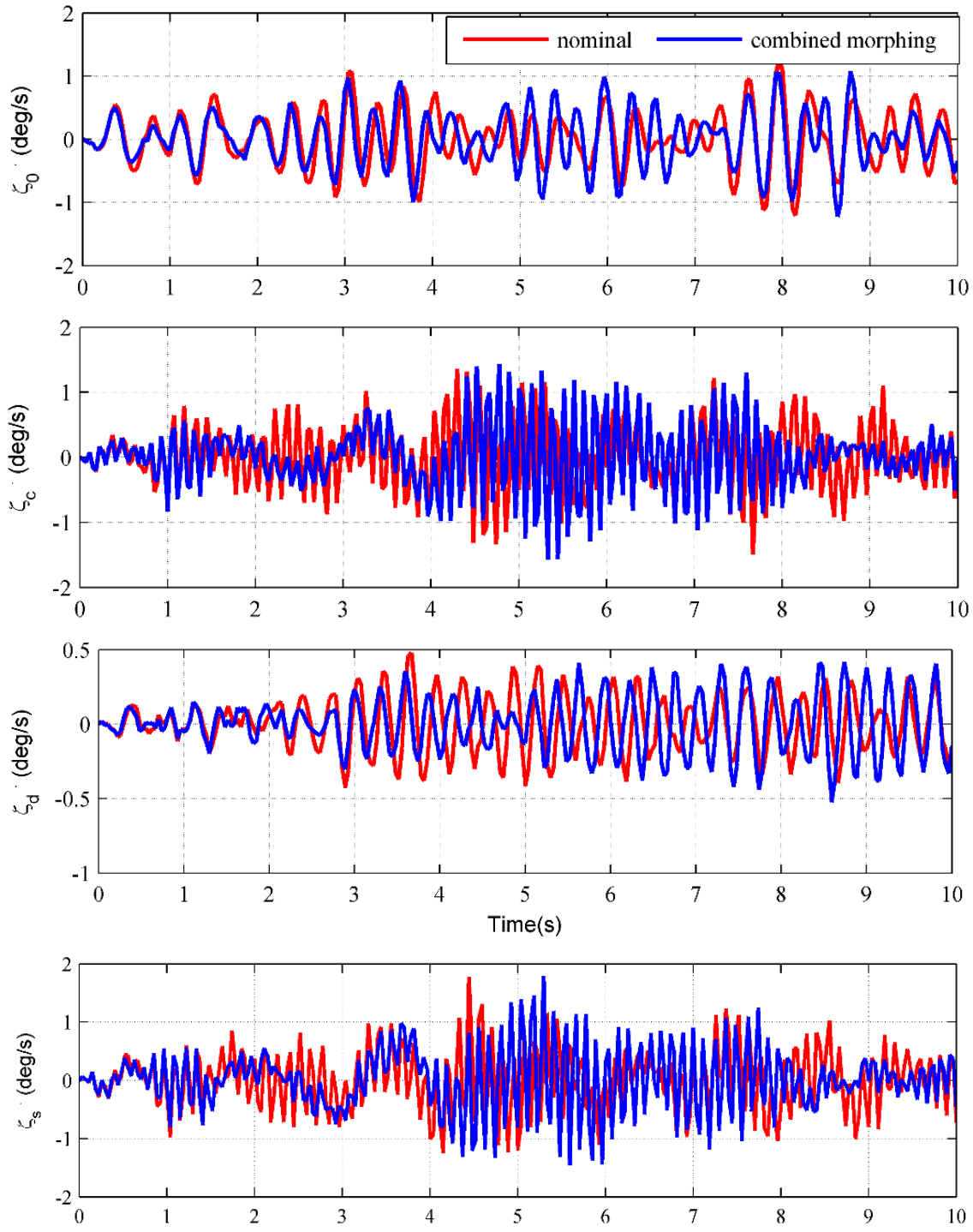
Şekil 5.5. Helikopter Çırpınma Hızları Karşılaştırılması

Şekil 5.2 için yazılan yorumlar bu şekil içinde geçerlidir.



Şekil 5.6. Helikopter İlerleme Gerileme Açıları Karşılaştırılması

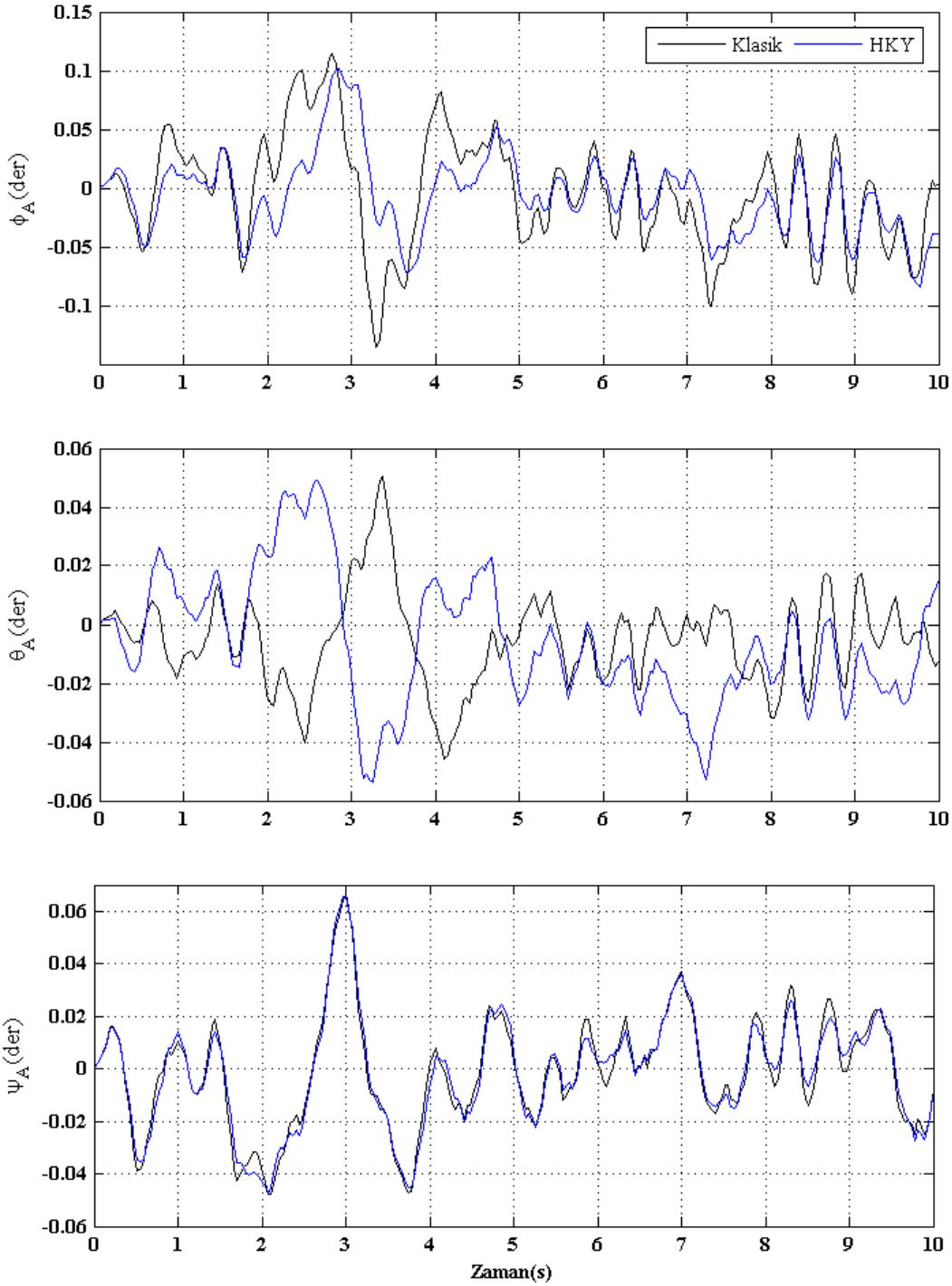
Şekil 5.2 için yazılan yorumlar bu şekil içinde geçerlidir.



Şekil 5.7. Helikopter İlerleme Gerileme Hızı Karşılaştırılması

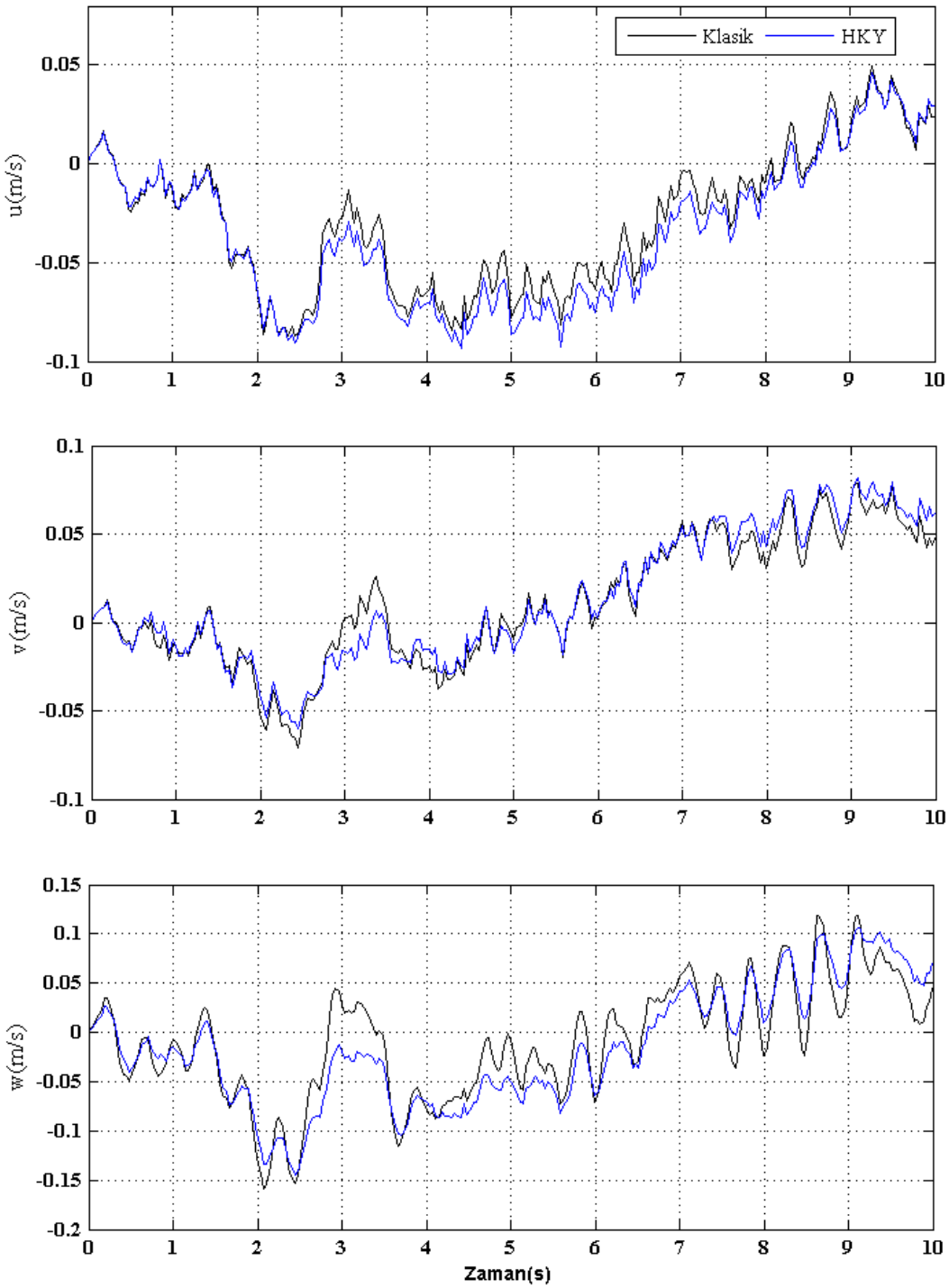
Şekil 5.2 için yazılan yorumlar bu şekil içinde geçerlidir.

5.2. Hareketli Kuyruk Yüzeyi



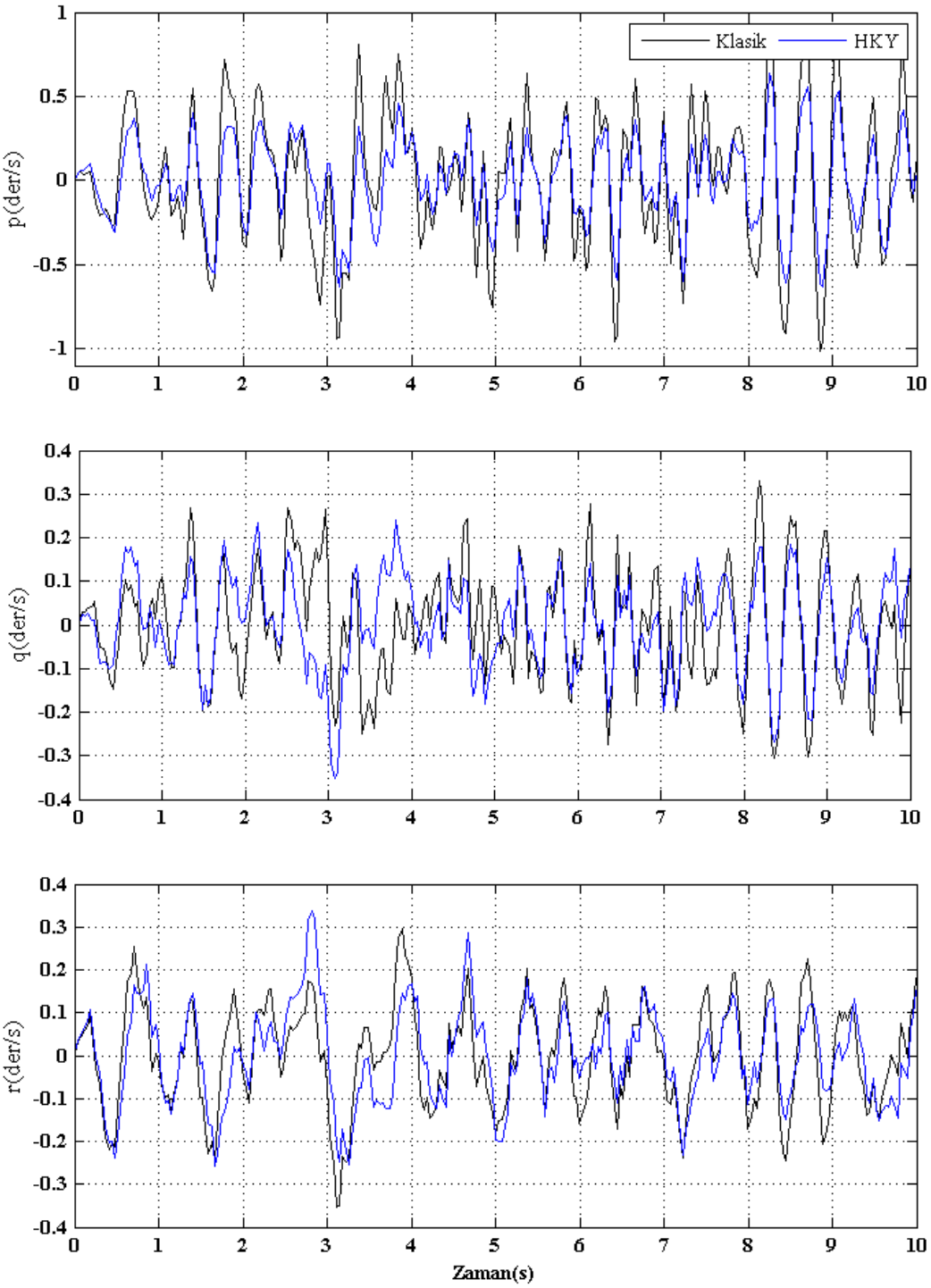
Şekil 5.8. Helikopter Euler Açıları Durum Değişkenleri Cevapları

Yukarıdaki şekilde ilgilenen çıkışların kapalı çevrim cevapları hem klasik hem de hareketli kuyruk yüzeyine sahip helikopterler için verilmiştir. Her iki durumda da bu çıkış üzerindeki varyans kısıtları aynı olduğundan dolayı zirve değerleri birbirine çok yakındır.



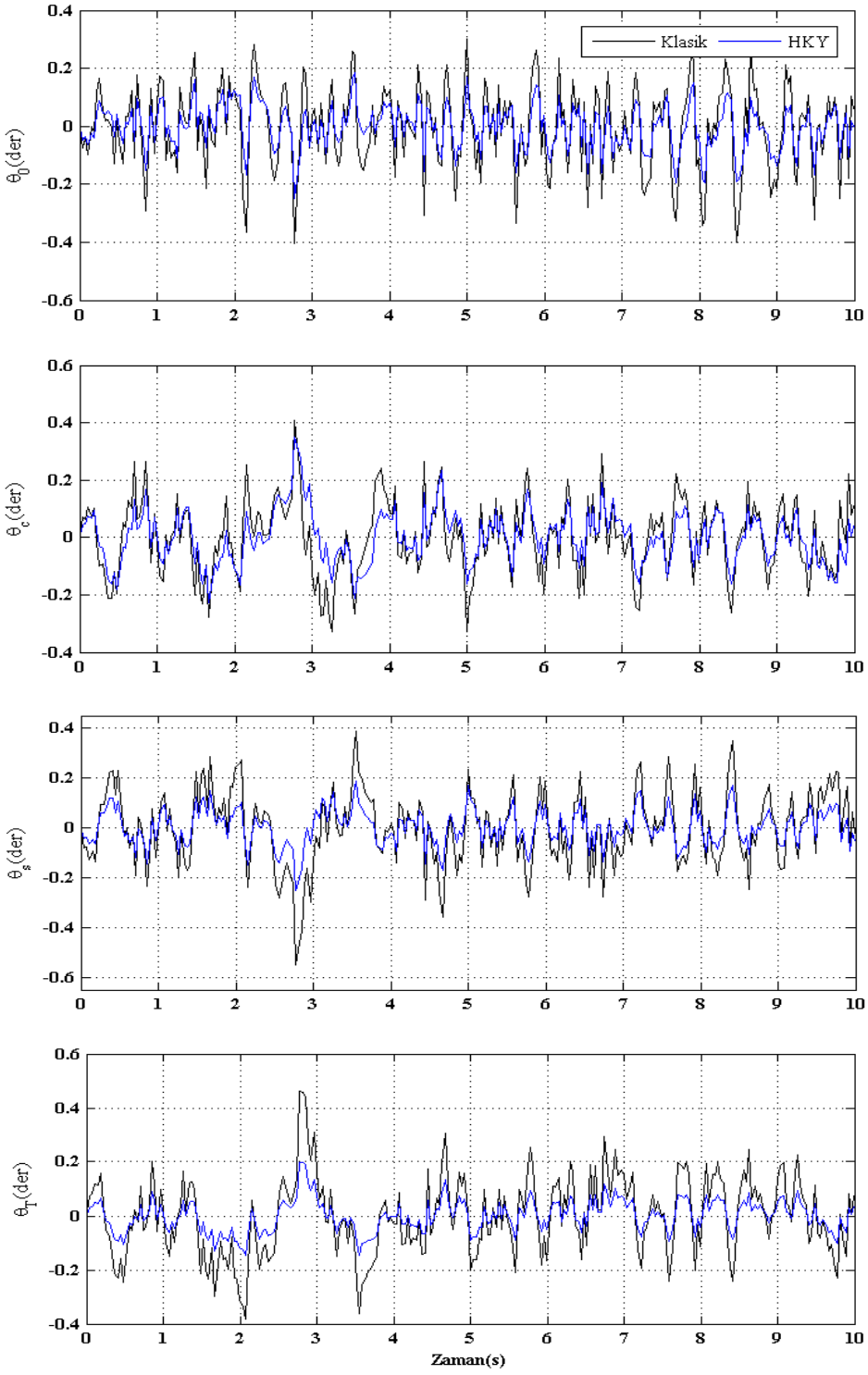
Şekil 5.9. Helikopter Doğrusal Hızları Durum Değişkenleri Cevapları

Diğer çıkışlar yukarıdaki şekilde olduğu gibi her iki durumda da aşırı tepkiler vermemektedir.



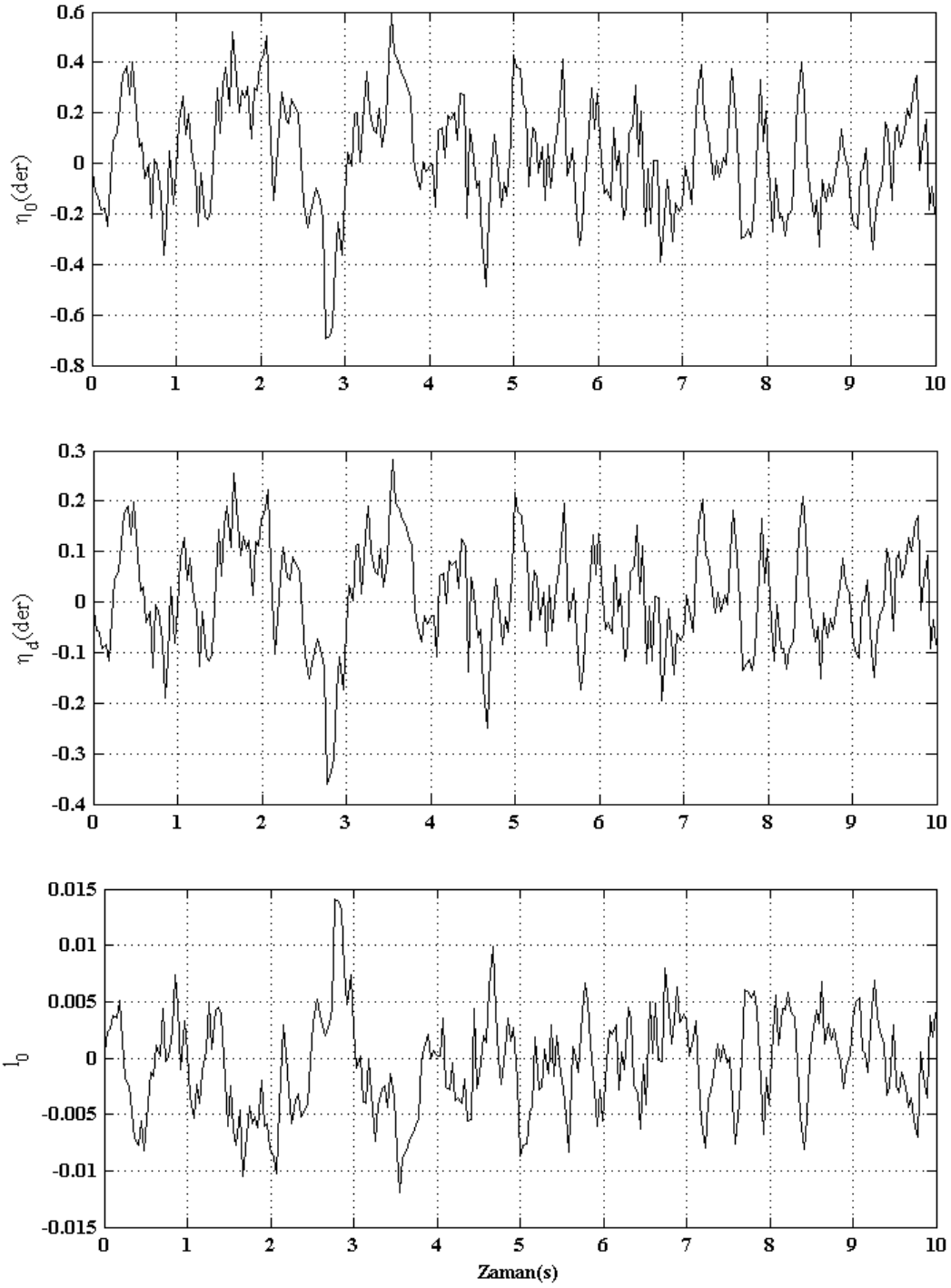
Şekil 5.10. Helikopter Açısal Hızları Durum Değişkenleri Cevapları

Şekil 5.9 için yapılan yorum yukarıdaki şekil için de geçerlidir.



Şekil 5.11. Helikopter Klasik Kontrol Yüzeyleri Durum Değişkenleri Cevapları

Hareketli yatay kuyruk yüzeyi ile önemli ölçüde enerji tasarrufu elde edildiğinden dolayı HKY durumunda kontrolcülerin zirve değerleri klasik duruma göre daha küçüktür.



Şekil 5.12. Helikopter Hareketli Yatay Kuyruk Kontrol Yüzeyleri Durum Değişkenleri Cevapları

İlave hareketli yatay kuyruk kontrol yüzeyleri yukarıdaki şekilde olduğu gibi aşırı tepkiler vermemiştir.

6. BÖLÜM

6.1. Sonuçlar

Kontrol amaçlı helikopter modelleri fizik prensipleri kullanılarak çıkarılmıştır. Geliştirilen yeni derecelendirme planının bu modellerdeki terim sayılarını azaltmada ve başlangıç modellerinin anahtar karakteristiklerini kullanmada çok etkili olduğu görülmüştür. Kontrol amaçlı oluşturulan modellerin literatür verileri ile validasyonu göstermiştir ki kontrol amaçlı modelleme yöntemi; can alıcı helikopter dinamiğini, çırpınma ve ilerleme-gerileme modlarını ve trim değerlerini içererek kapsamaktadır.

Elde edilen modeller kontrol sistemi tasarımında kullanılmıştır. Spesifik olarak varyans kısıtlı kontrolcülerden kontrol sistemi tasarımında faydalanılmıştır. Peşinden kontrol sistemi ve helikopter eş zamanlı tasarlanarak helikopter kontrolünde enerji tasarrufu yoluna gidilmiştir. Dört çeşit enerji tasarrufu yöntemi ele alınmıştır. Bunlardan ikisi tez danışmanının daha önce geliştirdiği pasif ve aktif başkalaşım yöntemleridir. Bu tez çalışmasında ise birleştirilmiş başkalaşım yöntemi ve hareketli yatay kuyruk yüzeyi fikirleri literatürde ilk defa incelenmiştir.

Tez danışmanın daha önceki çalışmalarında görünmüştü ki pasif ve aktif başkalaşım yöntemleri ayrı ayrı uygulandığında helikopter kontrolünde önemli enerji tasarrufu sağlanmıştır. Ayrıca ikinci olarak geliştirilen aktif başkalaşım yönteminin pasif başkalaşım yönteminden daha üstün olduğu görülmüştü. Bu tez çalışmasında ise daha önceden geliştirilen pasif ve aktif başkalaşım yöntemleri bir arada ele alınıp birleştirilip var olan iki başkalaşım yöntemine göre daha enerji tasarruflu bir çözüm önerisi geliştirme eğilimine gidilmiştir. Tasarım ve simülasyon sonuçları gösterilmiştir ki bu tez çalışmasında geliştirilen birleştirilmiş başkalaşım yöntemi önceden var olan pasif ve aktif başkalaşım yöntemlerinden çok daha üstündür ve daha çok enerji tasarrufuna sebebiyet vermektedir.

Bu tez çalışmasında son olarak yine literatürde ilk defa yeni bir yöntem olan hareketli yatay kuyruk yüzeyi ile enerji tasarruf yoluna gidilmiştir. Bu yöntemle de diğer üç yöntemde olduğu gibi önemli enerji tasarrufu sağlanmıştır. Rakamsal olarak incelersek hareketlik yatay kuyruk yüzey fikri pasif başkalaşımdan daha fazla enerji tasarrufu sağlamış fakat aktif ve birleştirilmiş başkalaşım yaklaşımlarından daha az enerji tasarrufu sağlamıştır. Fakat şu durum göz önünde bulundurulmalı ki hareketli yatay kuyruk yüzeyi fikri başkalaşım fikirlerinden çok farklıdır. Ve doğrudan kıyas yapılması doğru değildir.

KAYNAKLAR

1. Barbarino, S., Gandhi, F., & Webster, S. (Aug. 2011). Design of Extendable Chord Sections for Morphing Helicopter Rotor Blades. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 22** (9), 891–905.
2. Bluman, J. E. (May 2008). Reducing trailing edge flap deflection requirements in primary control with a moveable horizontal tail. MS Thesis.
3. Bluman, J. E., & Gandhi, F. S. (2010). Reducing trailing edge flap deflection requirements in primary control with a moveable horizontal tail. **Journal of the American Helicopter Society, 56:** 032005-1-0.32005-12.
4. Celi, R. (tarih yok). Helicopter Stability and Control. Class Notes.
5. Chen, R. N., & Jeske, J. A. (1981). Kinematic Properties of the Helicopter in Coordinated Turns. NASA Technical Papers 1773.
6. Done, G., & Balmford, D. (2001). chapters 2, 3. Bramwell's Helicopter Dynamics (s. 142). içinde AIAA.
7. Dorata, P., Abdallah, C., & Cerone, V. (2000). Linear Quadratic Control (s. 9, 20, 21, 103-113.). içinde Krieger.
8. Dreier, M. E. (2007). Introduction to Helicopter and Tiltrotor Flight Simulation (s. 133-137, 591). içinde AIAA Education Series.
9. Drela, M. (1999). Integrated Simulation Model for Preliminary Aerodynamic, Structural, and Control-Law Design of Aircraft. *40th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. Saint Louis, MO.
10. Fusato, D., & Celi, R. (2006). Multidisciplinary Design Optimization for Helicopter Aeromechanics and Handling Qualities**. Journal of Aircraft, 43** (1), 241-252.
11. Garcia, J. C. (1994). Active Helicopter Rotor Control Using Blade-Mounted Actuators. MS Thesis, MIT, MA.
12. Golnaraghi, K., & Kuo, B. C. (2009). Automatic Control Systems (s. 716, 717, 719, 720). içinde John Wiley & Sons.
13. Greenwood, D. T. (2003). chapter 1. Advanced Dynamics. içinde Cambridge University Press.

14. Grigoriadis, K. M., Carpenter, M. J., Zhu, G., & Skelton, R. E. (1993). Optimal Redesign of Linear Systems. Proceedings of the American Control Conference. San Francisco, CA.
15. Grigoriadis, K. M., Zhu, G., & Skelton, R. E. (1996). Optimal Redesign of Linear Systems. **Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, 118** (3), 598-605.
16. Guglieri, G., & Celi, R. (1998). On Some Aspects of Helicopter Flight Dynamics in Steady Turns. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 21**(3), 383-390.
17. Guo, W., & Horn, J. F. (2009). Rotor State Feedback Control for Rotorcraft with Variable Rotor Speed. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, AIAA Paper.
18. Hodges, D. H., & Dowell, E. H. (1974). Nonlinear Equations of Motion for the Elastic Bending and Torsion of the Twisted Nonuniform Rotor Blades. NASA TN D-7818.
19. Hodges, D. H., & Ormiston, R. A. (1976). Stability of Bending and Torsion of Nonuniform Cantilever Rotor Blades in Hover with Variable Structural Coupling. NASA TN D-8192.
20. Hoerner, S. F. (1965). Hoerner Fluid Dynamics. Fluid Dynamic Drag (s. 2.1, 3.9). içinde
21. Horn, J. F., Guo, W., & Ozdemir, G. H. (April 2012). Use of Rotor State Feedback to Improve Closed-Loop Stability and Handling Qualities. **Journal of the American Helicopter Society, 7** (2), 1-10.
22. Howlett, J. (1981). UH-60 Black Hawk engineering simulation program. NASA contractor report 166309. içinde
23. Hsieh, C., Skelton, R. E., & Damra, F. M. (1989). Minimum Energy Controllers with Inequality Constraints on Output Variances. **Optimal Control Application and Methods, 10** (4), 347-366.
24. Iwata, T., & Rock, S. M. (Aug. 1993). Benefits of Variable Rotor Speed in Integrated Helicopter/Engine Control. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference AIAA Paper.
25. Johnson, W. (1994). Helicopter Theory (s. 7, 45-47). içinde Princeton University Press.

26. Khoshlahjeh, M., Barbarino, S., Gandhi, F., & Webster, F. (2010). Helicopter Performance Improvement with Variable Chord Morphing Rotors. Proceedings of the European Rotorcraft Forum. Paris.
27. Kim, F., & Tischler, M. (1993). High Order State Space Simulation Models of Helicopter Flight Mechanics**. Journal of the American Helicopter Society**, **38** (2).
28. Kim, F., Celi,, R., & Tischler, M. (1993). Forward Flight Trim Calculation and Frequency Response Validation of a High-Order Helicopter Simulation Model. **Journal of Aircraft, 30** (6), 854-863.
29. Leishman, J. G. (2006). Principles of Helicopter Aerodynamics (s. 118, 160, 174, 190). içinde Cambridge University Press.
30. Newman, S. (1994). The Foundations of Helicopter Flight (s. 87). içinde
31. Oktay, T. (May 2012). Constrained Control of Complex Helicopter Models. Ph.D. Dissertation, Virginia Polytechnic Inst. and State Univ., Blacksburg, VA,.
32. Oktay, T., & Sal, F. (2015). Helikopter Birleştirilmiş Başkalaşım Yönteminin Geliştirilmiş Analizi. III. Ulusal Havacılık Teknolojisi ve Uygulamaları Kongresi . İzmir.
33. Oktay, T., & Sal, F. (2015). New Methods For Helicopter Flight Control. Ankara International Aerospace Conferance. Ankara.
34. Oktay, T., & Sultan, C. (2013). Constrained predictive control of helicopters. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1(85), 32-47.
35. Oktay, T., & Şal, F. (2015). Combined Passive And Active Helicopter Main Rotor Morphing For Helicopter Energy Save. **Journal Of THE Brazilian Society Of Mechanical Sciences and Engineering.**
36. Oktay, T., & Şal, F. (2015). Helicopter Control Energy Reduction Using Moving Horizontal Tail. **The Scientific World Journal: Aerospace Engineering.**
37. Oktay, T., & Şal, F. (31 Mayıs - 3 Haziran 2015). Energy Saving Via Integrated Passive And Active Morphing During Maneuvers . 1st International Symposium on Sustainable Aviation. İSTANBUL, TÜRKIYE.
38. Padfield, G. D. (2007). Helicopter Flight Dynamics (s. 118.128, 137, 149-151. 265, 266, 282-287, 293,294). içinde AIAA Education Series.
39. Phillips, W. H. (1948). Effect of Steady Rolling on Longitudinal and Directional Stability. NACA TN 1627.

40. Prouty, R. W. (2005). Helicopter Performance, Stability and Control (s. 64, 298, 299, 303, 684-701). içinde Robert E. Kreiger Publishing Co.
41. Prouty, R. W. (2009). Volume I. Helicopter Aerodynamics (s. 64, 65). içinde
42. Sahasrabudhe, V., & Celİ, R. (1997). Efficient Treatment of Moderate Amplitude Constraints for Handling Qualities Design Optimization. **Journal of Aircraft, 34**(6), 730-739.
43. Sahasrabudhe, V., & Celi, R. (1997). Improvement of Off-Design Characteristics in Integrated Rotor-Flight Control System Optimization. Proceedings of 53rd Annual of the American Helicopter Society. Virginia Beach, VA.
44. Sahasrabudhe, V., Celi, R., & Tits, A. (1997). Integrated Rotor-Flight Control System Optimization with Aeroelastic and Handling Qualities Constraints. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 20** (217-225), 2.
45. Schwarz,, J. R. (2009). Ordering Scheme and Reduced Complexity Modeling for a Multi-Rigid Body Helicopter Dynamic Model. Germany: MS Thesis, TUM.
46. Sekula, M., Wilbur, M., & Yeager, W. (2004). Aerodynamic Design Study of an Advanced Active Twist Rotor. Proceedings of the American Helicopter Society 4th Decennial Specialists' Conference on Aeromechanics, American Helicopter Society. Alexandria, VA.
47. Skelton, R. E. (1987). Dynamic Systems Control: Linear Systems Analysis and Synthesis. John Wiley & Sons: chapter 8.
48. Skelton, R. E., & Lorenz, M. D. (1985). Space Structure Control Design by Variance Assignment**. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 8** (4), 454-462.
49. Skelton, R. E., Iwasaki, T., & Grigoriadis, K. (1998). A Unified Algebraic Approach to Linear. chapter 4: Taylor & Francis.
50. Skelton, R. E., Iwasaki, T., & Grigoriadis, K. (1998). A Unified Algebraic Approach to Linear Control Design. Taylor & Francis.
51. Skelton,, R. E., & Sultan, C. (1997). Controllable Tensegrity, a New Class of Smart structures. SPIE Intl. Symposium on Smart Structures and Materials. San Diego, CA.
52. Spall, J. C. (1992). Multivariable stochastic approximation using a simultaneous perturbation gradient approximation. IEEE Transactions on Automatic Control, 37, 332-341.

53. Stuart, J. (1961). horizantal tail plane for helikopters,. U.S. Patent.

54. Sultan, C. (2010). Proportional damping approximation using the energy gain and simultaneous perturbation stochastic approximation. Mechanical Systems and Signal Processing, 24, 2210-2224.

55. Sultan, C. (2013). Decoupling approximation design using the peak to peak gain. Mechanical Systems and Signal Processing (36), 582-603.

56. Sultan, C., & Skelton, R. E. (1997). Integrated Design of Controllable Tensegrity Structures. ASME Intl. Mechanical Engineering Congress and Exposition. Dallas, TX.

57. Traugott, J. P., Patil, M. J., & Holzapfel, F. (2006). Nonlinear Dynamics and Control of Integrally Actuated Helicopter Blades. Aerospace Science and Technology, 10(6), 509-518.

58. Zhu, G., & Skelton, R. E. (1991). Mixed L2 and L□ Problems by Weight Selection in Quadratic Optimal Control. International **Journal of Quadratic Optimal Control, 63** (5), 1161-1176.

59. Zhu, G., Rotea, M. A., & Skelton, R. E. (1997). A Convergent Algorithm for the Output Covariance Constraint Control Problem. SIAM **Journal on Control and Optimization, 35** (1), 341-361.

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı, Soyadı: Fırat ŞAL
Uyruğu: Türkiye (TC)
Doğum Tarihi ve Yeri: 27 Ocak 1986, Kırşehir
Medeni Durumu: Evli
Tel: +05314542301
email: firatsal@gumushane.edu.tr
Yazışma Adresi: Kelkit Aydın Doğan MYO lojmanlar b/11 Kelkit Gümüşhane 29600

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Lisans	EÜ Sivil Havacılık Uçak Gövde Motor Bakım	2009
Lise	Mobil Anadolu Lisesi, Ankara	2003

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2011- Halen	Gümüşhane Üniversitesi	Öğretim Görevlisi

YABANCI DİL

İngilizce,

YAYINLAR

Oktay, T., & Sal, F. (2015). Helikopter Birleştirilmiş Başkalaşım Yönteminin Geliştirilmiş Analizi. III. Ulusal Havacılık Teknolojisi ve Uygulamaları Kongresi . İzmir.

Oktay, T., & Sal, F. (2015). New Methods For Helicopter Flight Control. Ankara International Aerospace Conferance. Ankara.

Oktay, T., & Şal, F. (2015). Combined Passive And Active Helicopter Main Rotor Morphing For Helicopter Energy Save. **Journal Of THE Brazilian Society Of Mechanical Sciences and Engineering.**

Oktay, T., & Şal, F. (2015). Helicopter Control Energy Reduction Using Moving Horizontal Tail. **The Scientific World Journal: Aerospace Engineering.**

Oktay, T., & Şal, F. (31 Mayıs - 3 Haziran 2015). Energy Saving Via Integrated Passive And Active Morphing During Maneuvers . 1st International Symposium on Sustainable Aviation. İSTANBUL, TÜRKIYE.