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

# KISITLAMALI KONTROL YÖNTEMLERİ İLE İNSANLI VE İNSANSIZ HELİKOPTERLERİN KONTROLÜ

**Hazırlayan**
**Fırat ŞAL**

**Danışman**
**Doç. Dr. Tuğrul OKTAY**

**Doktora Tezi**

**Temmuz 2018**
**KAYSERİ**

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

# KISITLAMALI KONTROL YÖNTEMLERİ İLE İNSANLI VE İNSANSIZ HELİKOPTERLERİN KONTROLÜ

**(Doktora Tezi)**

**Hazırlayan**
**Fırat ŞAL**

**Danışman**
**Doç. Dr. Tuğrul OKTAY**

**Temmuz 2018**
**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

**"Kısıtlamalı Kontrol Yöntemleri İle İnsanlı ve İnsansız Helikopterlerin Kontrolü"** adlı Doktora tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi' ne uygun olarak hazırlanmıştır.

**Tezi Hazırlayan**
Fırat SAL

**Danışman**
Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Sivil Havacılık ABD Başkanı
Prof. Dr. İlker YILMAZ

Doç. Dr. Tuğrul OKTAY danışmanlığında **Fırat ŞAL** tarafından hazırlanan **"Kısıtlamalı Kontrol Yöntemler İle İnsanlı ve İnsansız Helikopterlerin Kontrolü"** adlı bu çalışma, jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık Anabilim Dalında **Doktora** tezi olarak kabul edilmiştir.

06./..07./2018

**JÜRİ:**

Danışman :Doç. Dr. Tuğrul OKTAY .....

Üye :Doç. Dr. Aytekin BAĞIŞ .....

Üye :Dr. Öğr. Üyesi Adem KARCI .....

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Mehmet Kürşat YALÇIN .....

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Fatih Kamil DİLAVER .....

ONAY:
Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun ..24/07/2018.....tarih ve ..2018/32-30.....sayılı kararı ile onaylanmıştır.

..24.../...07.../2018

Prof. Dr. Mehmet AKKURT
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 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 2018

**KISITLAMALI KONTROL YÖNTEMLER İLE İNSANLI VE İNSANSIZ HELİKOPTERLERİN KONTROLÜ**

**Fırat ŞAL**

**Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü**
**Doktora Tezi, Temmuz 2018**
**Danışman: Doç. Dr. Tuğrul OKTAY**

# ÖZET

Bu doktora tezinde helikopter kontrol enerjisi tasarruf etmek için kısıtlamalı yeni yaklaşımlar araştırılmıştır. Bu amaçla helikopter ana rotor palelerinin daralması ve kök veter uzunluklarının değişiminin kontrol enerjisi üzerindeki etkisi incelenmiştir. Bu sırada pale daralması ve kök veter değişikliğinin öncelikle doğrusal olmayan modellere daha sonra basitleştirilmiş doğrusal olmayan modellere ve en sonunda da doğrusallaştırılmış modellere etkisi gözlemlenmiştir. Bazı parametrik ve sayısal sonuçlar öncelikle sunulmuştur.

Yine bu doktora tezi çalışması kapsamında, pale daralması ve kök veter uzunluğu değişiminin helikopter kontrol enerjisine etkileri farklı uçuş hızlarında ele alınmış, helikopter enerjisinin bu iki parametre ile değişimi üç boyutlu grafiklerle sunulmuştur. Sonrasında helikopter ana rotor pale daralması ve kök veter uzunluğu değişiminin helikopter kapalı çevrim yanıtlarına etkisi detaylı bir şekilde ele alınmıştır.

Bu tez çalışması sonunda, bir helikopter için yapısal ve aerodinamik nedenlerle ana rotorun paleleri üzerinde daralma uygulanması gerektiğinde, kontrol enerjisi de göz önünde bulundurularak, nasıl bir yol izlenmesi gerektiği, hem sayısal enerji değerleri göz önünde bulundurularak hem de kapalı çevrim yanıtları gözetilerek detaylı bir şekilde anlatılmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Helikopter, Kontrol enerjisi, Pale daralması, Pale kök veteri, Kapalı çevrim yanıtı.

**CONTROL OF MANNED AND UNMANNED HELICOPTERS VIA CONSTRAINED CONTROL APPROACHES**

**Fırat ŞAL**

**Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences**
**PhD Dissertation, July 2018**
**Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Tuğrul OKTAY**

# ABSTRACT

In this PhD dissertation, new applications are researched in order to save helicopter control energy. With this reason, helicopter main rotor blade taper and root chord length are examined for helicopter control energy save. At the same time change of blade taper and root chord length are observed firstly on nonlinear models, then on simplified nonlinear models, and finally on linearized models. Some parametric and computational calculations are presented primarily.

Moreover, in this PhD dissertation, variation of blade taper and root chord length during different flight speeds are examined and change of helicopter control energy with these two parameters are presented in three dimensional graphics. Then, effects of the variation of blade taper and root chord length on the closed-loop system are analyzed in detail.

Finally, in this PhD dissertation, when it is needed to apply variation of blade taper on the main rotor for a helicopter due to the structural and aerodynamic reasons, taking control energy into consideration, both considering numerical energy values and also observing closed loop responses, the situation is explained in detail.

**Keywords:** Helicopter, Control energy, Blade taper, Blade root chord, Closed-loop response.

## İÇİNDEKİLER

### KISITLAMALI KONTROL YÖNTEMLERİ İLE İNSANLI VE İNSANSIZ HELİKOPTERİN KONTROLÜ

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

**GİRİŞ VE LİTERATÜR İNCELEMESİ ..... 1**

**1. BÖLÜM**
**HELİKOPTER MODELLENMESİ**

**1.1. Genel Helikopterin Kinematik ve Euler (dinamik) Denklemleri ..... 6**
**1.2. Model Basitleştirme ..... 33**
**1.3. Trim ..... 36**
**1.4. Manevra Uçuşu ..... 37**
**1.5. Doğrusallaştırma ..... 40**
**1.6. Durum Uzay Modelinin Yapısı ..... 41**
**1.7. Genel Bir Helikopterin Modellenmesi İle Taper'lı Modellemenin Farkı ..... 43**

**2. BÖLÜM**
**KONTROL VE VARYANS KISITLAMALI KONTROL YÖNTEMLERİ**

**2.1. Giriş ..... 46**
**2.2. PID (Proportional-Integral-Derivative) kontrolcü ..... 46**

**2.3. Doğrusal Zamanla Değişmeyen (LTI) Sistemler ..... 47**
**2.4. Doğrusal Kuadratik Regülatör (LQR) Kontrolcüsü ..... 48**
**2.5. Doğrusal Kuadratik Gauss Regülatörü Kontrolörleri ..... 49**
**2.6. Çeşitli Kısıtlanmış Kontrolcüler ..... 51**
**2.7. Eş Zamanlı Pertürbasyon ve Rassal Yaklaşımı ..... 53**

**3. BÖLÜM**
**LİTERATÜRDEKİ YENİDEN TASARIM ÇALIŞMALARI**

**3.1. Giriş ..... 56**
**3.2. Yöntem ..... 57**
**3.3. Yeniden Tasarım Çalışmasının Sonuçları ..... 61**

**4. BÖLÜM**
**PALE DARALMASI**

**4.1. Pale Daralması ..... 64**
**4. 2. Helikopter Modeli Pale Daralması ve Kontrol Sistemi ..... 65**
**4.3. Kontrol Enerjisinde Pale Daralmasının Etkisi ..... 65**
**4.3. Helikopter Modelleme ve Helikopter Palesi ..... 68**
**4.4. Helikopter Uçuş Kontrol Sistemi ..... 69**
**4.5. Pale Kök Veter Değişimi ve Pale Daralması ..... 71**
**4.6. Kapalı Çevrim Sonuçlarının Karşılaştırılması ..... 75**

**5. BÖLÜM**
**SONUÇLAR**

**KAYNAKLAR ..... 83**
**ÖZGEÇMİŞ ..... 90**

# KISALTMALAR VE SİMGELER

| **Sembol** | **Anlamı** |
|---|---|
| $a$ | Pale taşıma eğrisi eğimi, [ ] |
| | SPSA parameterinden biri, [ ] |
| $b$ | 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 |
| $C_\zeta$ | Gerileme damperi sönümleme katsayısı, [N.m.s/rad] |
| $d$ | Gövde çapı, [m] |
| | SPSA katsayısı |
| $e$ | Boyutsuz pale mafsal uzunluğu, [ ] |
| $E_\infty$ | Beklenen değer operatörü |
| $g$ | Yerçekimi ivmesi, [ $m/s^2$ ] |
| $h$ | Helikopter yerçekimi merkezinden ana rotor göbeğine dikey mesafe |
| $I$ | 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 itki katsayısı, [N/rad] |
| $K_\beta$ | Çırpınma yayı esneklik katsayısı, [N.m/rad] |
| $K_\zeta$ | İlerleme gerileme yayı sertlik katsayısı, [N.m/rad] |
| $l$ | Gövde uzunluğu, [m] |

| | |
|---|---|
| $m$ | Pale doğrusal kütle yoğunluğu, [kg/m] |
| $L, M, N$ | Helikopterin moment bileşenleri , [N.m] |
| $M_a$ | Helikopter kütlesi, [kg] |
| $\dot{m}_q$ | Kontrol hacmi tarafından emilen kütle akışı, [kg/s] |
| $p_3$ | Son dalga basıncı, [ $\mathrm{N/m^2}$ ] |
| $p_\infty$ | Bozulmamış hava basıncı, [ $\mathrm{N/m^2}$ ] |
| $r$ | 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 parametrelerinin 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, [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] |
| $\upsilon$ | Doğrusal olmayan modelin kontrol vektörü |
| u | Doğrusal modelin kontrol vektörü |
| $p, q, r$ | Uçak eksenin hava aracının açısal hızları, [rad/s] |
| $\alpha$ | Pale elemanı hücum açısı, [rad] |
| $\alpha_F$ | Gövde hücum açısı, [rad] |
| $\beta$ | Tek pale çırpınma açısı, [rad] |
| $\beta_0, \beta_c, \beta_s, \beta_d$ | Kollektif, iki dairesel ve diferansiyel pale çırpınma açıları, [rad] |
| $\beta_F$ | Gövde yana kayış açısı, [rad] |
| $\gamma$ | Kilit numarası |
| $\gamma_{FP}$ | Uçuş yolu açısı |
| $\delta_0, \delta_2$ | Parazit ve indüklenmiş pale sürtünme katsayısı |
| $\zeta$ | Tek pale gerileme açısı, [rad] |
| $\zeta_0, \zeta_c, \zeta_s, \zeta_d$ | Kollektif, iki dairesel ve diferansiyel pale gerileme açıları, [rad] |
| $\theta$ | Tek pale çırpınma açısı, [rad] |
| $\theta_0, \theta_c, \theta_s$ | Kollektif ve iki dairesel yunuslama açısı, [rad] |
| $\theta_{tw}$ | Pale burulma açısı, [rad] |
| $\Theta$ | SPSA katsayısı |
| $\lambda_0, \lambda_c, \lambda_s$ | Kollektif ve iki dairesel ana rotor aşağı yönlü akış elemanı |
| $\lambda$ | SPSA katsayısı |
| $\Omega$ | Ana rotor sabit açısal hızı, [rad/s] |
| $\rho$ | Hava yoğunluğu, [ $kg/m^3$ ] |
| $\chi$ | Akış izi eğilme açısı, [rad] |
| $\psi$ | Pale azimut açısı, [rad] |
| $\phi_A, \theta_A, \psi_A$ | Hava aracı ekseninde helikopter yönelim açıları, [rad] |

# TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 1.1. Helikopterin Boyutsulaştırılmış Parametreleri ve Dereceleri ..... 36

Tablo 1.2. Doğrusallaştırılmış Modeller İçin Durum Değişkeni Vektörü ..... 41

Tablo 1.3. Doğrusallaştırılmış Modeller İçin Kontrol Vektörü ..... 41

# ŞEKİLLER LİSTESİ


Şekil 1.1. Dönen Göbeğe Bağlı Dönen Pale Şekli ..... 7
Şekil 1.2. Sonsuz Küçük Pale Elemanına Etkiyen Taşıma ve Sürüklemenin Gösterimi ..... 12
Şekil 1.3. Çırpınma, İlerleme-Gerileme ve Yunuslama Mafsal Yapılandırmalarının Gösterimi ..... 14
Şekil 1.4. Tam Eklemli Ana Rotor 3. Tip Yapılandırmanın Gösterimi ..... 14
Şekil 1.5. Helikopter Ana Rotorunda İleri Uçuşta Hız Dağılımı ve Pale Çırpınma Hareketinin Gösterimi ..... 16
Şekil 1.6. Pale Çırpınma Hareketinin Gösterimi ..... 17
Şekil 1.7. Pale İlerleme-Gerileme Hareketinin Gösterimi ..... 17
Şekil 1.8. Helikopter Üzerinde Yer Etkisinin Gösterimi ..... 18
Şekil 1.9. Senkronize Pale Çırpınmasının Gösterimi ..... 20
Şekil 1.10. Gövde Şeklinin Gösterimi ..... 21
Şekil 1.11. İniş Takımı Sürtünmesinin Gösterimi ..... 23
Şekil 1.12. Kuyruk Rotor Yardımcı Sisteminin Gösterimi ..... 24
Şekil 1.13. Kuyruk Rotor Şaft Sürüklemesinin gösterimi ..... 25
Şekil 1.14. Eksenel Akış İçin Moment Teorisi ..... 28
Şekil 1.15. Eksenel Uçuş İçin Çalışma Durumu ..... 31
Şekil 1.16. İleri uçuş için moment teorisi ..... 31
Şekil 1.17. İz Eğim Açısı ..... 33
Şekil 1.18. Gövde Hücum Açısı ve Yana Kayış Açısı ..... 38
Şekil 1.19. Seviye Yatışlı Dönüşü ..... 38
Şekil 1.20. Helisel Dönüş ..... 39
Şekil 1.21. Uçuş Yolu Açısı ..... 39
Şekil 2.1. PID Denetleyicisi Kapalı Döngü Sistemi ..... 47
Şekil 3.1. Ogee Tip Pale Ucu Yeniden Tasarım Çalışması ..... 57
Şekil 3.2. Pale Firar Kenarı Flapları ..... 58
Şekil 3.3. Pale Firar Kenarı Flapları ..... 59
Şekil 3.4. Pale Daralması Yeniden Tasarım Çalışması ..... 59
Şekil 3.5. Hareketli Yatay Kuyruk ..... 60
Şekil 3.6. Pale Daralması ve Pale Kök Veter Değişimi ..... 60

Şekil 3.7. Hareketli yatay kuyruk yeniden tasarımı ..... 61
Şekil 3.8. Pale Daralması ve Pale Kök Veter Uzunluğunun Kontrol Enerjisinde Maliyete Etkisi ..... 62
Şekil 3.9. Pale Pasif Başkalaşımının Kontrol Enerjisinde Maliyete Etkisi..... 62
Şekil 3.10. Aktif Başkalaşım Çalışmasının Kolektif Cevaplara Etkisi ..... 63
Şekil 4.1. Pale Daralması(a) ve Palenin Hem Daralmış Hem de Normal Hali(b) .... 65
Şekil 4.2. Sırasıyla 80 kt, 40 kt ve Askıda Kalma Durumunun Enerji İle Pale Daralmasının Etkisi ..... 67
Şekil 4.3. Sırasıyla 80 kt, 40 kt ve Askıda Kalma Durumunun Enerji İle Pale Daralmasına Etkisi ..... 67
Şekil 4.4. Daralmış helikopter palesi(a) ve hem daralmış normal helikopter palesi (b) ..... 68
Şekil 4.5. Normal Pale(a) ve Kök Veter Uzunluğu Değişen Pale (b) ..... 69
Şekil 4.6. Pale daralması ve kök veter değişimin helikopter ana rotorunda 4 palede birlikte gösterimi ..... 69
Şekil 4.7. Askıda Kalan Helikopterin Pale Kök Veteri Değişimi ve Pale Ucu Daralmasının Kontrol Çabasına Etkisi ..... 72
Şekil 4.8. 40 Knot Düz Seviye Uçuşunda Helikopterin Pale Kök Veteri Değişimi ve Pale Ucu Daralmasının Kontrol Çabasına Etkisi ..... 73
Şekil 4.9. 80 Knot Düz Seviye Uçuşunda Helikopterin Pale Kök Veteri Değişimi ve Pale Ucu Daralmasının Kontrol Çabasına Etkisi ..... 74
Şekil 4.10. 40 Knot Pale Daralması Ve Pale Kök Veter Değişiminin Kapalı Çevrim Cevapları ..... 76
Şekil 4.11. 40 knot düz seviye uçuşu için pale daralması ve pale kök veter değişiminin eş zamanlı kontrole etkisi ..... 77

# GİRİŞ VE LİTERATÜR İNCELEMESİ

Tarihte hava araçlarının kontrolünü yapmak için ayrıştırma prensibi kullanılmıştır. Bu kapsamda tekli bir katı cisim modellemesi yeterli görülmüştür. Bununla birlikte hareket problemlerinde de ayrıştırma (Decoupling) uygulanmıştır. Bu uygulanan yöntemler sonucunda, çok fazla basitleştirmeye gidildiğinden oluşturulan kontrolcüler yetersiz kalmıştır ve düşük dereceli olmuştur. Daha sonraları kuplaj (Coupling) konusu incelendiğinde [1] ayrıştırma prensibinin sabit kanatlı uçaklar için bile çok yetersiz olduğu fark edilmiştir. Ayrıştırma prensibi kullanılmaya devam edilmesiyle ve gelişen teknoloji ile birlikte bu çeşit kontrolcüler oldukça yetersiz kalmıştır. Özellikle rotorlu araçlar kontrolünde tekli rijit gövde yöntemi ve ayrıştırma prensibi oldukça yetersizdir. Bununla birlikte bu yöntemler çok amaçlı ve modüler, etkileşimli sistemler için de uygun değildir. Çoklu kütleli modeller yönteminin ve kuplaş ilişkisinin kullanılması ile ilgili birçok yayın yapılmıştır. Örneğin [2-4]'de ana rotor ve kontrol sistemi optimizasyonu; çırpınma esnekliği, çırpınma gerileme elastik bağlanma faktörü ve kontrol parametreleri üzerinden gerçekleştirilmiştir. Referans [2]'de bağlantılı ana rotor gövde modeli, rijit palelerle birlikte ([5, 6]) entegrasyon tasarımında kullanılmıştır ve şu sonucu doğurmuştur: ana rotor ve kontrol sistemi eş zamanlı tasarlanırsa daha az kontrol enerjisi kullanılır. Ayrıca ana rotor dinamiği ile kullanma nitelikleri (Handling qualities) birbiriyle tamamen bağımlıdır [7].

Kontrol amaçlı modelleme yapılırken, en uygun yöntem fizik tabanlı olan modellemedir ve "kontrol uyumlu modelleme" diye adlandırılan bir yöntem ile temel dinamikler göz önünde bulundurularak gerçekleştirilir. Veri tabanlı modeller ve fizik tabanlı modeller arasındaki en temel fark şudur: fizik tabanlı modeller veri tabanlı modellerden hem daha gürbüz hem de çok amaçlı uygulamalarda daha yararlıdır. Bu tezin ilk kısımlarında fizik tabanlı modelleme yöntemi anlatılmıştır. Daha sonra insanlı-insansız helikopterler için pale daralmasının ve pale kök veter değişiminin modellemesi anlatılmıştır.

Bu tez kapsamında helikopteri modellerken; tam mafsallı ana rotor takımı, doğrusal ana rotor aşağı akımı, gövde aerodinamiği, bir kuyruk rotor aerodinamik modeli, yatay kuyruk düzlemi ve iniş takımlarının dinamiğinden yararlanılmıştır. Gövde aerodinamiği modellenirken ince cisim (Slender Body) teorisi kullanılmıştır. Kontrol tabanlı modellemede parçalı sistem modellemesi (Lumped System Modelling, [8]) pale esnekliğini modellemek için kullanılmıştır. Bunun için doğrusal olmayan kısmı diferansiyel denklemler (KDD) ([9, 10]) veya sonlu elmanlar metodu [11] kullanılabilir. Bu yeni modelleme yöntemi ile doğrudan sonlu sayıda adi diferansiyel denklemlerden (ADD) oluşan dinamik modeller oluşturulmuştur. Bu kontrol tasarımı için çok büyük bir kazanımdır. Çünkü oluşturulan model çok değişkenli kontrol teorisi araçlarının doğrudan kullanımını kolaylaştırır. Modern kontrol sistemi tasarlamak için sistem dinamiğinin durum uzay modeli kullanılır. Fakat sistem dinamiği gerçek helikopterden çok farklı ise elde edilen kontrolcü çok yetersiz kalacaktır. Sonsuz sayıdaki KDD' lerden sonlu sayıda ADD elde etmek için kontrol tasarımı sırasında çok fazla işlem yapılır. Dolayısıyla sadece birkaç ADD kullanılır. Bu da KDD bazlı matematiksel modelin nitel ve nicel olarak önemli ölçüde değişimine neden olur. Ayrıca bu şekildeki çalışmalar helikopter uçuş kontrol sisteminin uygulanmasını ve doğrulanmasını zorlaştırır.

Fizik tabanlı modelleme yöntemi ile elde edilen ADD'ler kontrolcü tasarlamak için yine de çok fazladır. Bunun için model basitleştirme metoduna gidilmesi gerekmektedir. Sistematik bir basitleştirme metodu olan yeni derecelendirme planı terim sayısını azaltmak için uygulanmıştır. Model basitleştirme işleminden sonra elde edilen trim değerleri ve öz değerleri literatürde var olan veriler ile doğrulanmıştır.

Günümüz teknolojisinde bir helikopterin uçuş kontrol sisteminin (Flight Control System: FCS) harcadığı enerjiyi en aza indirmek için çeşitli çalışmalar yapılmaktadır. Bu çalışmalardan bir tanesi de helikopterin kuyruk takımına yatay stabilize ekleyip bu yatay stabilizeyi sağ ve sol stabilize diye ayırıp çeşitli hareketler vermektir. İlgili çalışma kapsamında sağ ve sol yatay stabilize birlikte ileri geri doğru hareket ederse kolektif hareket etmiş olmakta ve sağ ve sol yatay stabilize aşağı yukarı zıt hareket ederlerse buna da diferansiyel hareket denilmektedir. Bu yöntemi kullanarak helikopterde uçuş kontrol enerjisinde önemli enerji tasarrufu sağlanmaktadır [12-14].

Helikopterin kontrol uçuş enerjisini azaltmak için kullanılan bir başka yöntem ise uçuş öncesi küçük değişiklikler yani pasif başkalaşımdır (Passive Morphing). Bu kapsamda yapılabileceklerden bir tanesi helikopter ana rotor parametrelerinin bazılarının (Örneğin rotor yarıçapı, veter uzunluğu ve çırpınma yayı esnekliği) ufak değişimlerine izin vermektir. Uçuş sırasında küçük değişiklikler yani aktif başkalaşım ise, (Active Morphing) helikopter ana rotor parametrelerinin bazılarının (örneğin rotor yarıçapı ve veter uzunluğu) sürekli olarak değiştirmektir. Örneğin, [15]' de, helikopter kontrol enerjisini azaltmak için pasif başkalaşım faydalı olmuştur. Bu çalışmada ana rotor yarıçapı ve dönüş açısal hızı, pale veter uzunluğu, pale burulması, pale kütle yoğunluğu ve pale çırpınma yay sertliği pasif başkalaşım parametreleri olarak dikkate alınmıştır. İlgili çalışma kapsamında helikopter uçuş kontrolü için 40 knot düz seviye uçuşunda %33 enerji tasarrufu sağlanmıştır.

Yukarıdaki çalışmanın yanı sıra bir diğer çalışmada [16] aktif başkalaşım, helikopter uçuş kontrol sisteminde enerji tasarrufu için kullanılmıştır. Bu çalışmada ana rotor palesi, pale veter uzunluğu, pale burulması ve açısal hız gibi değerlere aktif başkalaşım uygulanmıştır. Bu yeni teknolojinin kullanılması ile helikopter kontrol enerjisinde 40 knot düz seviye uçuşunda %84,6 enerji tasarrufu sağlanmıştır.

Çeşitli nedenlerle helikopter palesinin kök veter uzunluğu değişimi (Blade Root Chord) ve pale ucunun daralması (Blade Taper) üzerine birçok çalışma önceleri gerçekleştirilmiştir. Örneğin [17] de, diferansiyel transform yöntemi (DTM) kullanılarak dönen Euler-Bernoulli kirişi kullanılarak helikopter pale daralmasının titreşim analizi ölçülmüştür. Ayrıca helikopter palesinin doğal frekanslara etkisi de çalışılmıştır. Dönen Euler-Bernoulli kirişinin doğal frekanslarının DTM yi kullanarak yüksek doğrulukla sonuç verdiği keşfedilmiştir.

Özdemir ve Kaya [18] tarafından yapılan bir başka çalışmada, gerilme ve burulma titreşimlerinin birleştiği, dönen çift daralmalı Timoshenko kirişinin, helikopter palesi üzerinde serbest titreşim analizi incelenmiştir. Bir başka çalışmada [19] havalandırma performansını optimize etmek için pale daralma oranı incelenmiştir. Burada pale daralması ile ilgili çalışmalarında, pale daralma oranı, pale daralmasının başlangıç noktası ve pale kök veteri gibi konuları işlenmiştir. Bu çalışmada ayrıca profil türbülans katsayısı ve pale burulması gibi ilave parametreler incelenmiştir. Optimizasyondan

sonra gerekli beygir gücü % 7,4 oranında azalma göstermiştir ve havada kalma oranı % 6,5 oranında artmıştır. Ayrıca pale daralması ile ilgili birçok çalışma daha literatürde yapılmıştır [20, 21].

Bunlara ilave olarak helikopter uçuş kontrol sisteminde pale daralmasının etkisi bu doktora tezi kapsamında [22] da incelenmiştir. Bu çalışmada pale daralması, kök veter uzunluğu ve çıkış varyans kısıtlayıcı kontrolcü (Output Variance Constrained Controller: OVC) [9, 10, 23-29] tabanlı helikopter uçuş kontrol sisteminin parametreleri optimizasyon değişkenleridir. Bu değişkenler kontrol enerjisini optimize etmek için kullanılmıştır. Pozitif pale daralması kullanılmasından sonra kontrol enerjisi artmaktadır. Böylece pozitif pale daralması kullanmak bu sistem için kazançlı değildir.

Bu tez kapsamında yapılan bir başka çalışmamızda pale daralması uygulamasının helikopter uçuş kontrol sisteminin enerjisini azaltmada uygun olmadığı bulgusuna ulaşılmıştır [30]. Helikopter uçuş kontrolünde enerji tasarrufu sağlamak için çıkış varyans kısıtlayıcı kontrolcü ile helikopter pale daralması ve helikopter kök veter uzunluğunun eş zamanlı olarak tasarlanması gerekmektedir.

Literatürde helikopter uçuş kontrol sistemleri son zamanlarda çeşitli çalışmalar ile geliştirilmiştir. Varyans kısıtlayıcı kontrolcülerin kullanılması bu gelişmelerden bir tanesidir [31-36]. Kontrolcülerin bu tipi literatürde bilinen diğer kontrolcülere göre çok daha fazla avantaj sağlar. Öncelikle çıkış varyans kısıtlamalı kontrolcüler LQR [37-39] kontrolcülerinden türemiştir ve durum tahmini için Kalman filtresini[40] de içinde barındırır. Çıkış varyans kısıtlamalı kontrolcülerin bir gelişmiş özelliği de ikincil dereceden bilgi (Second Order Information) yani durum kovaryans matrisi sağlamasıdır[33, 41]. Bu bilgi çok amaçlı kontrol sistemleri tasarlamak için çok faydalıdır. Çünkü tüm stabilize edici kontrolcüler fizik tabanlı durum kovaryans matrisine bağlı olarak parametrelendirilirler. Son olarak karmaşık çok girişli ve çok çıkışlı sistemlerde örneğin helikopter uçuş kontrol sistemi gibi büyük sistemlerde bu kontrolcüler bazı değişkenlere üst limit sınırlandırması yapılarak bağımsız değişkenlerin davranışlarını düzenler. Bu doktora tezi çalışmasında özel bir çıkış varyans kısıtlamalı kontrolcüsü (OVC) helikopter uçuş kontrol sistemine birçok avantaj sağladığı için uygulanmıştır.

Bu tez kapsamında;

Fizik tabanlı kontrol amaçlı helikopter modelleri üzerinde ilk defa pale daralması ve kök veteri değişimi uygulanmış ve çıkış varyans kısıtlamalı kontrolcü (OVC) ile helikopter uçuş kontrol enerjisindeki analizi yapılmıştır. Ayrıca bu çalışma kapsamında 1 tane uluslararası bildiri sunulmuştur[22].

Fizik tabanlı kontrol amaçlı helikopter modelleri üzerinde ilk defa pale daralması ve pale kök veter uzunluğu; çıkış varyans kısıtlamalı kontrolcü (OVC) kullanılarak helikopter performansı incelenmiş ve helikopter uçuş kontrol enerjisindeki analizleri yapılmıştır. Bu çalışmadan da 1 uluslararası bildiri sunulmuştur[30].

Literatürdeki helikopter palesi üzerindeki yeniden dizayn çalışmaları ayrıntılı olarak incelenmiştir. Bu kapsamda bir literatür taraması çalışması hazırlanıp uluslararası bir bildiri sunulmuştur[42].

Bu çalışmada helikopter pale daralması ve pale kök veter uzunluğunun genişlemesi helikopter uçuş kontrol sistemi üzerinde ki etkisi ile çıkış varyans kısıtlayıcı kontrolcü OVC kullanılarak ilk defa incelenmiştir. Ayrıca pale kök veter uzunluğu ve pale daralmasına uygulanan değişikliklerin kapalı çevrim cevaplarının kıyaslanması literatürde ilk defa incelenmiştir. Ön sonuçlar uluslararası bir konferansta bildiri olarak sunulmuştur [30].

Pale kök veterinin genişlemesi ve pale daralması; askıda kalma, 40 knot düz seviye uçuşu ve 80 knot düz seviye uçuşu durumu üzerinde çıkış varyans kısıtlamalı kontrolcüsü (OVC) kullanılaraktan kontrol enerjisi üzerindeki analizleri yapılmıştır. Bu kapsamda üç farklı durum vardır. Birincisi palenin orijinal halidir. İkincisi palenin yüzey alanı korunaraktan palenin kök veteri ve pale ucu daralması değişimidir ve son olaraktan da pale alanı korunmaksızın palenin kök veter değişimi ve pale ucu daralmasıdır. Bu üç durumun helikopter performansına ve helikopter kontrol enerjisi üzerindeki etkisi incelenmiştir. Bu çalışma ile bir uluslararası SCI kapsamında makale yayımlanmıştır[43].

# 1. BÖLÜM

# HELİKOPTER MODELLENMESİ

## 1.1. Genel Helikopterin Kinematik ve Euler (dinamik) Denklemleri

Bir cismin matematiksel modellenmesi yapılırken işlemleri kolaylaştıracak fakat esas dinamiği bozmayacak varsayımlar yapılır. Aksi takdirde model çok karmaşık olacağından elde edilen model işe yaramayacaktır. Bu kapsamda helikopter Euler (dinamik) ve kinematik denklemlerini üretmek için aşağıdaki varsayımlar yapılmıştır.

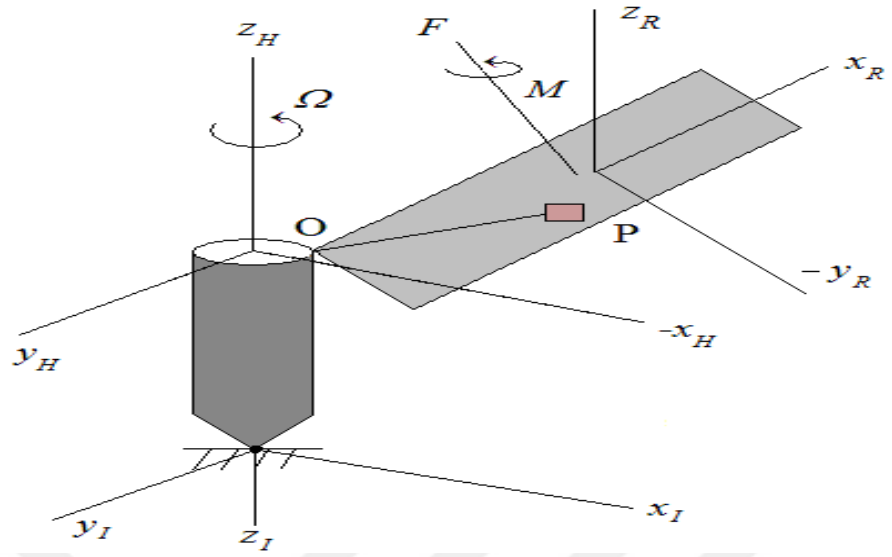
- Helikopter simetriktir.(x-z düzlemine göre)

- Pale üzerine etkiyen yerçekimi kuvvet ve momenti ihmal edilmiştir.

- Her bir pale rijit (katı ve esnemez) olarak varsayılan ayrı pale parçalarından oluşur.

Pale üzerine herhangi bir noktanın konum, hız ve ivme bilgisi bize pale üzerine etkiyen kuvvet ve moment bilgisini verir. Pale üzerine etki eden kuvvet ve moment bilgisi de helikopter Euler denklemlerini verir. Şekil 1.1 de basitleştirilmiş pale modelinde herhangi bir P noktası için bu bilgiler gösterilmiştir.

Şekil 1.1 de $x_I$, $y_I$ ve $z_I$ ataletsel eksende birim vektörlerdir. Ω (Omega) ise $z_I$ ataletsel eksen etrafında sabit açısal hızla dönen rotor göbeğidir. Bununla birlikte $x_H$, $y_H$ ve $z_H$ ifadeleri göbek eksen takımının birim vektörleridir. Dahası $x_R$, $y_R$ ve $z_R$ dönen eksen takımın birim vektörleridir. F ve M palenin ağırlık merkezine etkiyen toplam kuvvet ve momentlerdir. P noktası pale üzerinde herhangi bir noktadır.




Şekil 1.1. Dönen Göbeğe Bağlı Dönen Pale Şekli

Pale üzerinde genel bir nokta olan P nin konumu palenin profil kalınlığı ihmal edilerekten aşağıda Denklem (1.1)' de dönen eksen takımında verilmiştir.

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

Genel bir noktanın hızı [26, 44] Transport teoremi kullanılarak Denklem (1.2)' de gösterilmiştir.

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

Burada ${}^{I}\vec{\omega}^{R}$ dönen eksen takımın ataletsel noktaya göre açısal hızıdır. Göbek eksen takımında bu açısal hızı bulmak için Denklem (1.3) kullanılır.

$$ {}^{I}_{H}\omega^{R} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \Omega \end{bmatrix}^T \tag{1.3} $$

Palenin rijit olduğu varsayılırsa genel bir noktanın hızı Denklem (1.4) ile bulunur.

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

Transport teoremi kullanılarak pale üzerindeki genel bir noktanın ivmesi Denklem (1.5) ile bulunur.

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

Denklemler (1.4) ve (1.5) göbeğinin hareketini, yerçekimi eksen takımı, helikopterin ataletsel kuvvetleri ve yer çekimi eksen takımına göre ele alınması ile birlikte helikopterin Newton-Euler denklemleri bulunur. Helikopterin moment Euler yasasası ise Denklem (1.6) kullanılarak elde edilir[44].

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

$\vec{\omega}^{A}_{I}$ ataletsel noktaya göre açısal hız iken, $\vec{h}^{I}$ ataletsel noktaya göre helikopterin açısal momenttir ve Denklem (1.7)' de verilmiştir.

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

Atalet matrisi Denklem (1.8)' de verilmiştir.

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

Denklemler (1.7) ve (1.8) kullanılması ile helikopterin moment denklemi Denklem (1.9)' da verilmiştir.

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

Helikopterin kuvvet denklemini elde etmek için Newton'un 2. kanunundan yararlanılır. Bu kapsamda Denklem (1.10) elde edilir.

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

Helikopterin ağırlık merkezinin doğrusal hızı Hava aracı eksen takımında Denklem (1.11)' deki gibi elde edilir.

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

Burada $M_a$ helikopterin kütlesidir. Bununla birlikte helikoptere etki eden yer çekimi de düşünülerek helikopter kuvvet denklemleri Denklem (1.12)' deki 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 denklemlerini bulabilmek için helikopter açısal hızları ( $p, q$ ve $r$ ) ve Euler açılarından ($\phi_A, \theta_A$ ve $\psi_A$) yararlanılarak bulunur. Literatürde bilinen 3-2-1 eksen dönüşümü [44, 45] sırası kuralı ile (genel havacılık varsayımı) kinematik denklemleri Denklem (1.13)' deki gibi elde edilir.

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

Boyuzsuzlaştırma literatürde özellikle mühendislik alanında çok kullanılan bir yöntemdir. Helikopter modellemesi yapılırken de genel boyutsuzlaştırma kuralları şöyledir;

i. Uzunluk ifadesi ana rotor yarıçap bölümü ile boyutsuzlaştırılır ve ana rotor yarıçap ifadesi $R$ ile gösterilir. Denklem(1.14)' de boyutsuzlaştırılan uzunluk ifadesi gösterilmiştir.

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

ii. Zaman ifadesi ana rotorun açısal hızı ($\frac{1}{\Omega}$) kullanılarak boyutsuzlaştırılır ve Denklem (1.15)'de gösterilmiştir.

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

iii. Helikopterin doğrusal hız terimleri ana rotor ucunun doğrusal hızı ($\Omega R$) kullanılarak boyutsuzlaştırılır ve Denklem (1.16)' da gösterilmiştir.

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

iv. Helikopterin açısal hız terimleri ana rotorun açısal hızı kullanılarak boyutsuzlaştırılır ve Denklem (1.17)' de gösterilmiştir.

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

v. Çırpınma, palenin çırpınma esnasındaki bükülmesi ve gerileme yayları $I_b\Omega^2$ kullanılarak boyutsuzlaştırılır ve Denklem (1.18)' de gösterilmiştir.

$$k_\beta = \frac{K_\beta}{I_b\Omega^2}, \quad k_\delta = \frac{K_\delta}{I_b\Omega^2} \quad k_\zeta = \frac{K_\zeta}{I_b\Omega^2} \tag{1.18}$$

vi. Kuyruk rotoru itki katsayısı, $\frac{I_b\Omega^2}{R}$ kullanılarak boyutsuzlaştırılır ve Denklem (1.19)' da gösterilmiştir.

$$k_T = \frac{K_T R}{I_b \Omega^2} \tag{1.19}$$

Şekil (1.1)' de gösterilen boyutsuzlaştırma uygulamalarından sonra dinamik ve kinematik denklemlerinin boyutsuzlaştırılmış hali Denklemler (1.20), (1.21), (1.22) gibi elde edilir.

Kuvvet denklemlerinin boyutsuzlaştırılmış hali Denklem (1.20)' de verilmiştir.

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

Moment denklemlerinin boyutsuzlaştırılmış hali Denklem (1.21)' de verilmiştir.

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

Kinematik denklemlerinin boyutsuzlaştırılmış hali Denklem (1.22)' de verilmiştir.

$$\begin{aligned}
\hat{p} &= \frac{d}{d\Psi}\phi_A - \frac{d}{d\Psi}\Psi_A \sin(\theta_A) \\
\hat{q} &= \frac{d}{d\Psi}\Psi_A \cos(\theta_A)\sin(\phi_A) - \frac{d}{d\Psi}\theta_A \cos(\phi_A) \\
\hat{r} &= \frac{d}{d\Psi}\Psi_A \cos(\theta_A)\cos(\phi_A) - \frac{d}{d\Psi}\theta_A \sin(\phi_{\hat{A}})
\end{aligned} \tag{1.22}$$

Pale aerodinamik denklemlerini elde etmek için aşağıdaki varsayımlar kabul edilmiştir.

- pale elemanına dairesel gelen hava hızı ihmal edilir.

- pale elemanının teğet bileşenine gelen hava hızı dik gelen bileşeninden çok daha büyük olduğu kabul edilir.
- doğrusal ve sıkıştırılamaz aerodinamikler düşünülmüştür.
- pale kararsız akışı ihmal edilir.
- mach sayısı ile hücum açısı küçük olarak düşünülmüştür.
- sözde kararsız akış kabul edilir[44].

Pale'deki aerodinamik kuvvet hareketlerini bulabilmek için pale elemanı teorisinden [44, 45] yararlanılmıştır.

Pale elemanları için aerodinamik kuvvet hareketi Denklem (1.23)' de verilmiştir.

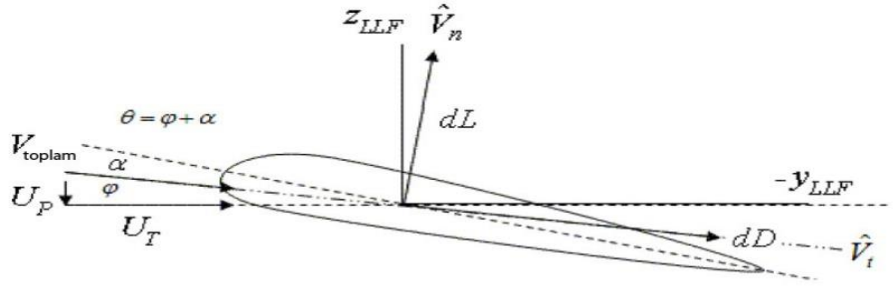
$$\vec{f}_{aero} = d\vec{L} + d\vec{D} \tag{1.23}$$

Pale elemanı üzerinde oluşan sonsuz küçük taşıma ile sonsuz küçük sürükleme kuvveti $d\vec{L}, d\vec{D}$ hareketi Denklem (1.24) de verilmiştir.

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

Burada pale elemanına gelen toplam hava hızı $V_{total}$ ile gösterilmiştir. Eğer $U_T \gg U_p$ kabul edersek $U_R$ ihmal edilebilir. Pale üzerindeki sonsuz küçük elemana etkiyen taşıma ve sürükleme kuvveti Denklem (1.25)'de gösterilmiştir. Ayrıca Şekil (1.2)' de sonsuz küçük pale elemanına etkiyen taşıma ve sürükleme kuvveti gösterilmiştir.

$$d\vec{L} = \frac{1}{2}\rho\, V_T^2 c_1 c dr \hat{V}_n, \qquad d\vec{D} = \frac{1}{2}\rho\, V_T^2 c_d c dr \hat{V}_t \tag{1.25}$$




Şekil 1.2. Sonsuz Küçük Pale Elemanına Etkiyen Taşıma ve Sürüklemenin Gösterimi

Aşağıdaki varsayımları kabul edersek;

- pale kısmının profil sürtünme katsayısı $c_d = \delta_0 + \delta_2 \alpha^2$ [46]

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

- $dL >> dD(U_P / U_T)$ [47] pale elemanına etki eden sonsuz küçük aerodinamik kuvvet ve moment Denklemler (1.26)(1.27)' deki gibi elde edilir.

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

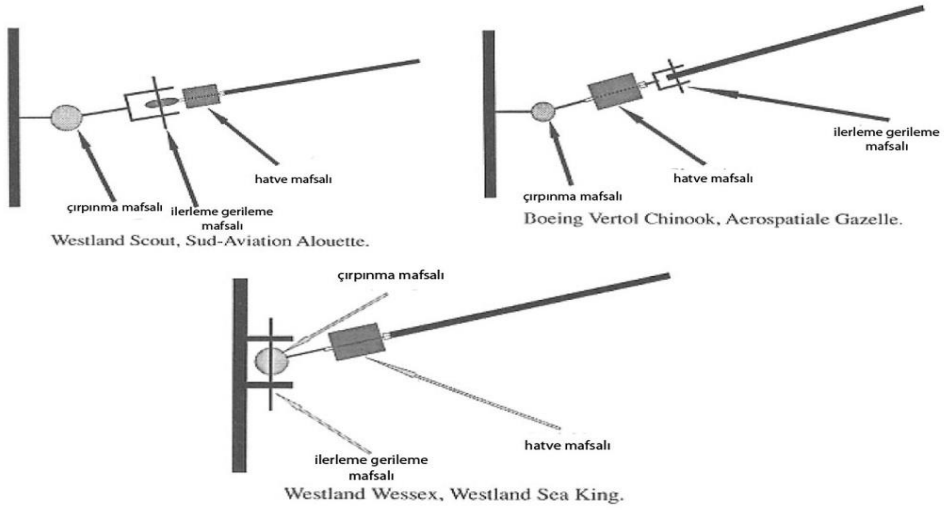
$$d_{LLF}M_{aero} = \begin{bmatrix} 0 & -xR(d_{LLF}F_{aero})_{III} & xR(d_{LLF}F_{aero})_{II} \end{bmatrix}^T \qquad (1.27)$$

burada $x$ pale mafsalından pale elemanının boyutsuzlaştırılmış konumudur. $\gamma = R^4 pac / I_b$ ise kilit numarasıdır. (Şekil 1.1 ve 1.2)

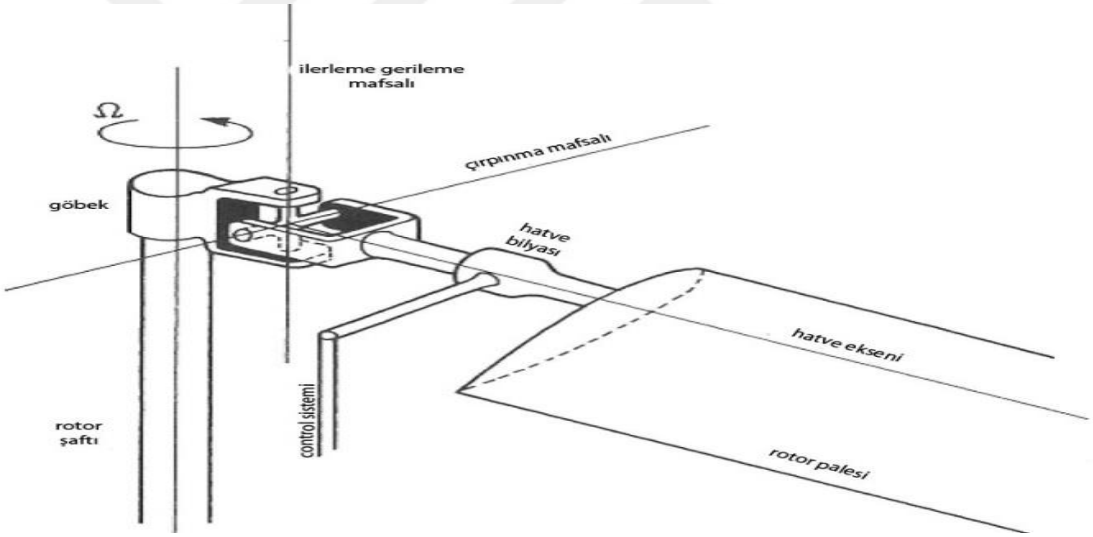
Pale dinamik denklemlerini bulabilmek için aşağıdaki yaklaşımlar varsayılmıştır.

- Şerit teorisinden (Strip theory) faydalanılmıştır[46].
- Herhangi bir pale şerit ivmelenmesine göre uçağın ivmelenmesi küçüktür.
- Çırpınma ve ilerleme-gerileme mafsalları aynı yerde konumlandırılmıştır.

Helikopter literatüründe bilinen çırpınma, ilerleme-gerileme ve hatve mafsal düzenekleri vardır. Bu düzenekler Şekil (1.3)' de gösterilmiştir. Örneğin, ilk düzenekte çırpınma mafsalı ana rotor göbeğine en yakındır. Yunuslama mafsalı ana rotor göbeğine daha uzaktır. İlerleme-gerileme mafsalı onlarla birliktedir. 3. düzenekte çırpınma ve ilerleme-gerileme mafsalları aynı hizaya getirilmiş ve yunuslama mafsalı ana rotora bağlı olarak onlardan daha uzaktadır. 3. çeşit düzenekte ise helikopter modeli için (Sikorsky S58, Westland Sea King Westland Wessex) düşünülmüştür.




Şekil 1.3. Çırpınma, İlerleme-Gerileme ve Yunuslama Mafsal Yapılandırmalarının Gösterimi [48].




Şekil 1.4. Tam Eklemli Ana Rotor 3. Tip Yapılandırmanın Gösterimi [49]

Şekil (1.4)' de Üçüncü tip düzenekte diğer kısımları ile birlikte daha ayrıntılarıyla gösterilmiştir. Pale şeridinin ataletsel noktaya göre net ivmelenmesi yer çekimine göre $\vec{r}^{\,P}$ konumundadır.

Üçüncü tip düzenekte Şekil (1.4)' de diğer gerekli kısımlarla birlikte ayrıntılarıyla çizilmiştir. Bir pale şeridinin net ivmelenmesi (P) helikopterin yer çekiminden konumundadır. P noktasının ataletsen noktaya göre net ivmelenmesi Denklem (1.28)' de gösterilmiştir.

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

Dönen eksen takımın ataletsel noktaya göre açısal hızı Denklem (1.29)' da verilmiştir.

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

Hava aracı ve göbek eksen takımında bu açısal hızlar sırasıyla Denklem (1.30)' da verilmiştir.

$$\overset{I}{_A}\omega^{A} = \Omega\begin{bmatrix}\hat{p} & \hat{q} & \hat{r}\end{bmatrix}^{T}, \qquad \overset{I}{_H}\omega^{R} = \Omega[0 \;\; 0 \;\; 1]^{T} \tag{1.30}$$

Literatürde pale modellenirken kullanılan bir yöntemde şerit teorisidir. Bu teoreme göre pale kalınlığı yoktur. Pale açıklığı doğrultusunda düz bir tel olarak modellenir. Şekil (1.3) ve Şekil (1.4)' de gösterilmiştir. Yer çekim merkezinin helikopter palesine etki ettiği P şeridinin konumu, çırpınması ve ilerleme-gerileme hareketleri Denklem (1.31)'de gösterilmiştir.

$$\overset{}{_R}r^{P} = \begin{bmatrix} eR + xR\cos(\beta(\Psi))\cos(\zeta(\Psi)) \\ -xR\sin(\zeta(\Psi)) \\ hR + xR\sin(\beta(\Psi))\cos(\zeta(\Psi)) \end{bmatrix} \tag{1.31}$$

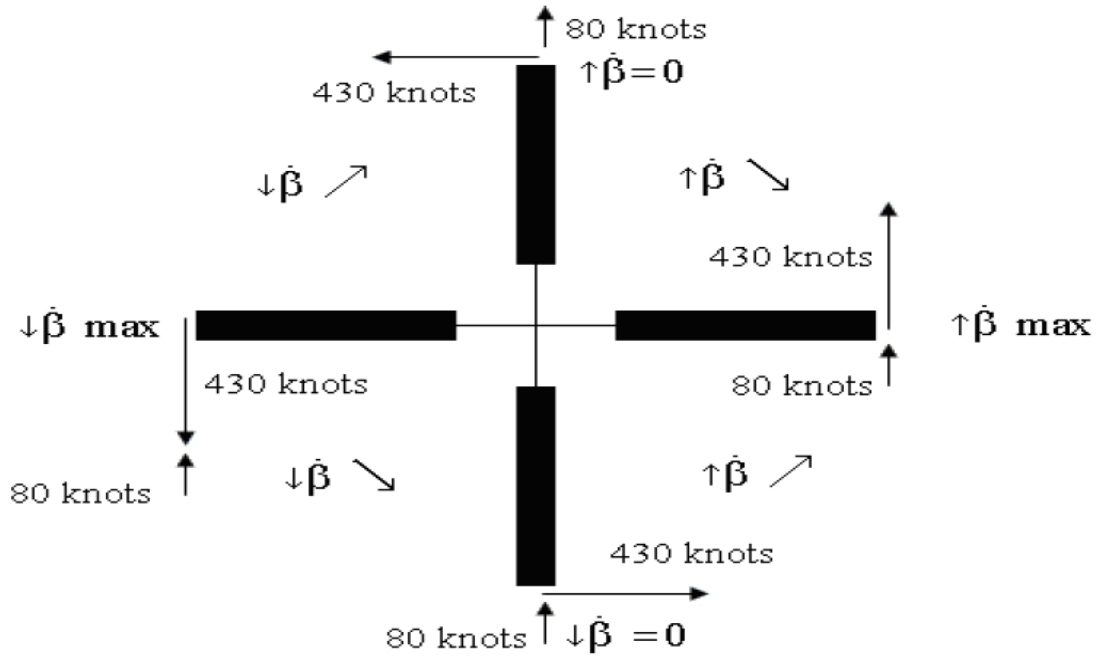
Denklem (1.28)' deki $\overset{I}{}\vec{a}^{P}$ kullanılaraktan bir pale şeridinde ataletsel moment $I_b = (1/3)mR^3\left(1-e\right)^3$ ile sonsuz ataletsel kuvvet ve momenti Denklem (1.32) ve Denklem (1.33)' de gösterilmiştir.

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

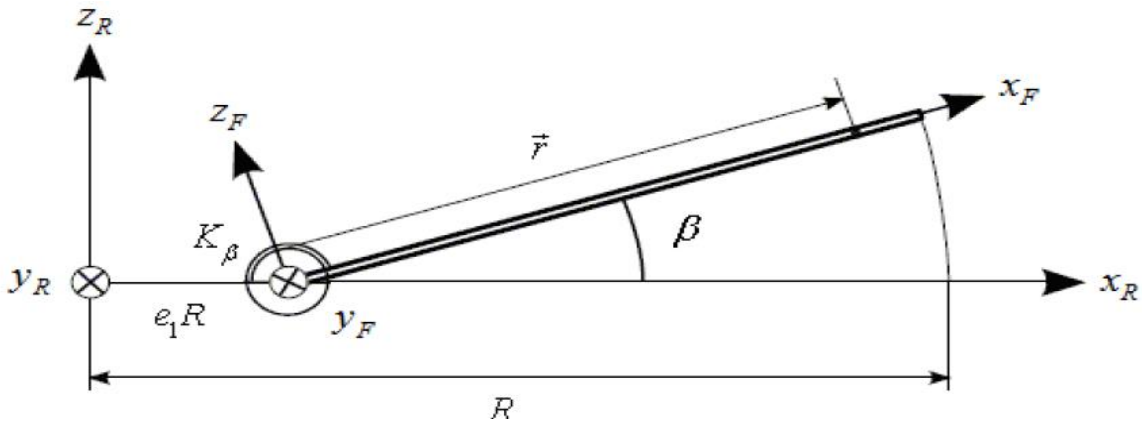
$$\overset{}{_R}r = \begin{bmatrix} xR & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \tag{1.33}$$

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

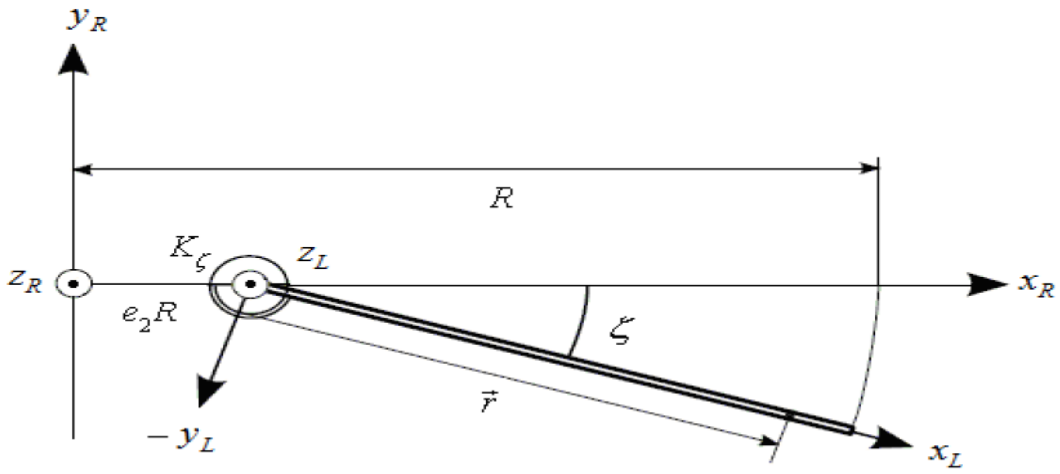
1.5). Bu olgunun baskın etkisi helikoptere yanlamasına hareket yaptırmasıdır. Bu asimetri helikopter uçuşu ve sabit kanatlı uçak arasındaki ana farktır. Bu istenmeyen yanlamasına hareket problemini çözmek için ileriye doğru hareket eden helikopterler tarafından deneyler yapılmıştır. Paleler rotor göbeğine her bir palenin farklı hücum açılarına izin verecek esnek eklemler ile bağlanmıştır. Bu iddia ilk İspanyol mucit Juan De La Cierva [50] dır. Bu eklenen esneklik dönen eksen takımına bağlı yukarı aşağı çırpınma hareketini mümkün kılmıştır. Bu hareket ile helikopter literatüründe bilinen bir sorun olan taşıma asimetri sorunu da çözülmüştür. Daha sonralarında ise yeni bir sorun ortaya çıkmıştır. Bu soruna göre pale köklerinde dönme momentumunda bağlı olarak sürekli bir baskı meydana gelmektedir. Bu baskı sonucu paleler bir zaman sonra baskının sürekli olarak artmasından kopmaktadır. Bu yüzden Cievera helikopter ana rotorunun palelerine yeni bir mafsal eklemeye karar vermiştir. Bu mafsal palenin ileri geri hareket etmesine fırsat vermektedir.




Şekil 1.5. Helikopter Ana Rotorunda İleri Uçuşta Hız Dağılımı ve Pale Çırpınma Hareketinin Gösterimi



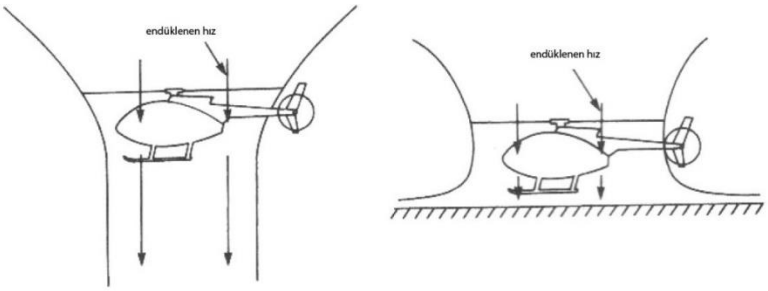

Şekil 1.6. Pale Çırpınma Hareketinin Gösterimi[51]




Şekil 1.7. Pale İlerleme-Gerileme Hareketinin Gösterimi [51]

Bu mafsal dönen eksende palenin ileri geri gitmesine izin verir. Bu hareket ilerleme-gerileme hareketi olarak adlandırılır(Şekil. 1.7).

İlerleme gerileme mafsalı yer tepkisi dediğimiz başka bir problemi daha çözmüştür (Şekil 1.8). 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 [52].




Şekil 1.8. Helikopter Üzerinde Yer Etkisinin Gösterimi

Referans eksenleri tanımlamak helikopter kinematik ve dinamik Denklemlerini elde etmek için gereklidir. Bu tez kapsamında kullanılan eksen takımları şöyledir; yer çekimi eksen takımı, hava aracı eksen takımı, göbek eksen takımı, dönen eksen takımı, çırpınma ve ilerleme gerileme eksen takımıdır. Yine bu çalışma kapsamında incelenen tam dönüşüm matrisleri Denklem (1.34-41) arası verilmiştir [44].

Hava aracı eksen takımından göbek eksen takımına ve göbek eksen takımından hava aracı eksen takımına dönüşüm matrisleri Denklem (1.34)' de verilmiştir.

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

Yer çekimi eksen takımından hava aracı eksen takımına ve hava aracı eksen takımından yerçekimi eksen takımına dönüşüm matrisleri Denklem (1.35-36)' da verilmiştir.

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

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

Göbek eksen takımından dönen eksen takımına ve dönen eksen takımından göbek eksen takımına dönüşüm matrisleri Denklem (1.37)' de verilmiştir.

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

Dönen eksen takımından çırpınma eksen takımına ve çırpınma eksen takımından dönen eksen takımına dönüşüm matrisleri Denklem (1.38)' de verilmiştir.

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

Dönen eksen takımından ilerleme-gerileme eksen takımına ve ilerleme-gerileme eksen takımından dönen eksen takımına dönüşüm matrisleri Denklem (1.39)' da verilmiştir.

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

Dönen eksen takımından çırpınma ilerleme-gerileme eksen takımına ve çırpınma ilerleme-gerileme eksen takımından dönen eksen takımına dönüşüm matrisleri Denklem 1.40-41)' de verilmiştir.

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

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

Çoklu pale denklemlerini elde etmek için şu varsayımlar yapılmıştır. Bu kapsamda;

-Paleler birbirleriyle özdeştir.

-Her bir pale hareketi senkronize hareket eder.

-Yüksek harmonik terimler ihmal edilmiştir.

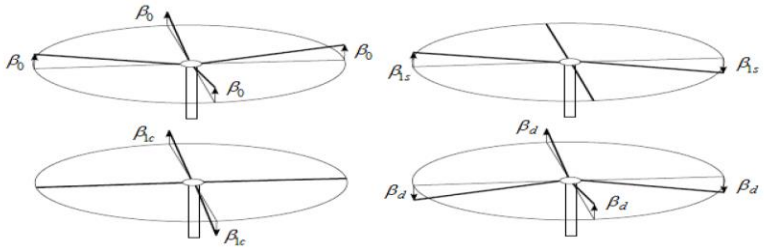
Birçok helikopter ana rotor takımı iki veya daha fazla paleden oluşur. Bu paleler birbirinden farklı olarak hareket ederler. Bu farklılık helikopterin modellenmesinde dinamik ve aerodinamiği için oldukça önemli bir faktördür. Bunun gibi durumlardan dolayı yüksek harmonik terimler ihmal edilmesinden sonra pale çırpınması, pale bükülmesi ile birlikte pale ilerleme-gerilemesi hareketleri Denklem (1.42)' deki gibi gösterilmiştir.

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

Pale azimut açısı Denklem (1.43)' de gösterilmiştir.

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

Denklem (1.42)' deki Θ ifadesi pale ilerleme-gerilemesi, pale bükülmesi ve pale çırpınma hareketinin genel gösterimi iken, $\Theta_0, \Theta_c, \Theta_s$ ve $\Theta_d$ bu ifadeler ise kolektif, iki dairesel ve diferansiyel bileşenlerin sırasıyla gösterimidir. Senkronize pale çırpınma hareketi Şekil (1.9)' da gösterilmiştir.[45].




Şekil 1.9. Senkronize Pale Çırpınmasının Gösterimi

Genel bir helikopter için gövde aerodinamik denklemlerini elde etmek için aşağıdaki basit varsayımlar yapılmıştır.

-Gövde ana rotorun aşağı akış formundadır.

-Sabit sıkıştırılamaz aerodinamikler mevcuttur.

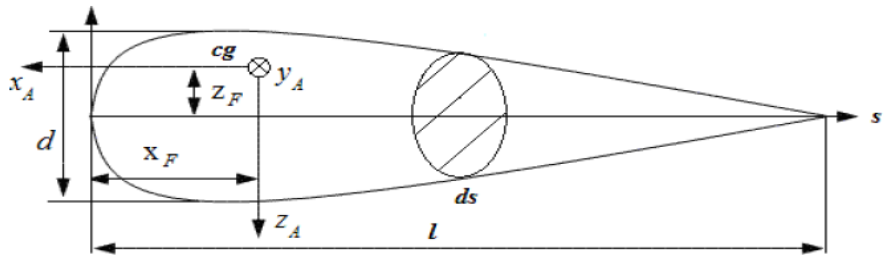
-Gövde ince gövde teorisi için iyi bir varsayım olan düzgün bir gövdedir.

-doğrusal hızlar gövde dönüş hızlardan çok büyüktür.

Genel bir helikopterin gövdesinin aerodinamik modellenmesi yapılırken teorik ya da uygulamalı bir şekilde yapılır. Bu çalışmada analitik bir yaklaşım kullanılmıştır [53]. Literatürde bilinen ince gövde teorimi bu çalışmada kullanılmıştır. Helikopter gövdesinin dairesel dönüşü Şekil (1.10)' da gösterilmiştir. Buna göre sonsuz küçük aerodinamik kuvvet ve momentler uzun bir gövde şeridinde hareket ederler ve denklem (1.44-45)' de taşıma ve sürükleme kuvvet ve momentleri elde edilmiştir. Denklem (1.44-45)' de ifade edilen $R_f(s)$ gövde referans hattı boyunca "$s$" mesafesinde gövde yarıçapıdır. $\vec{r}_{AS}$, "$s$"nin konum vektörü olarak ifade edilir. $\vec{V}$ ortamda bulunan yerel hava hızı olarak ifade edilir. $\vec{V}_{\perp}$ ve $\vec{V}_1$ ise sırasıyla yerel hava hızının dik ve paralel bileşenlerinin gövde referans hattında boyunca ifadeleridir.

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

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




Şekil 1.10. Gövde Şeklinin Gösterimi

$c_{d_p}$ ifadesi basınç sürükleme katsayısıdır ve $c_{d_f}$ ifadesi ise yüzey pürüz sürüklenme katsayısıdır [54]' den ele alınmıştır. Gövde yarıçapının profil denklemi Denklem (1.46)' da gösterilmiştir.

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

Denklem (1.46)' ya göre $l$ ve $d$ ifadeleri sırasıyla gövde uzunluğu ve yüksekliğidir (Şekil 1.10). gövdenin aşağı akışa uygun formda olduğu kabul edilir. $\vec{V}$ ifadesi ile gösterilir.

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

Gövde referans hattında s mesafesindeki kinematik hız ve aşağıya akış formu Denklem (1.48)' de gösterilmiştir.

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

Denklem (1.48)' e göre $\vec{r}_{AS}$ uçak ekseninde ${}_{A}r_{AS} = R[x_F - s \quad 0 \quad z_F]^{T}$ dir. Gövde aerodinamik kuvvet ve momentleri elde etmek için gövde uzunluğu boyunca sonsuz küçük aerodinamik kuvvet ve momentlerin integrali alınır.

Genel bir helikopterin iniş takımı aerodinamik denklemlerini elde etmek için aşağıdaki varsayımlar kabul edilmiştir.

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

- Sabit sıkıştırılamaz aerodinamik olduğu varsayılır.

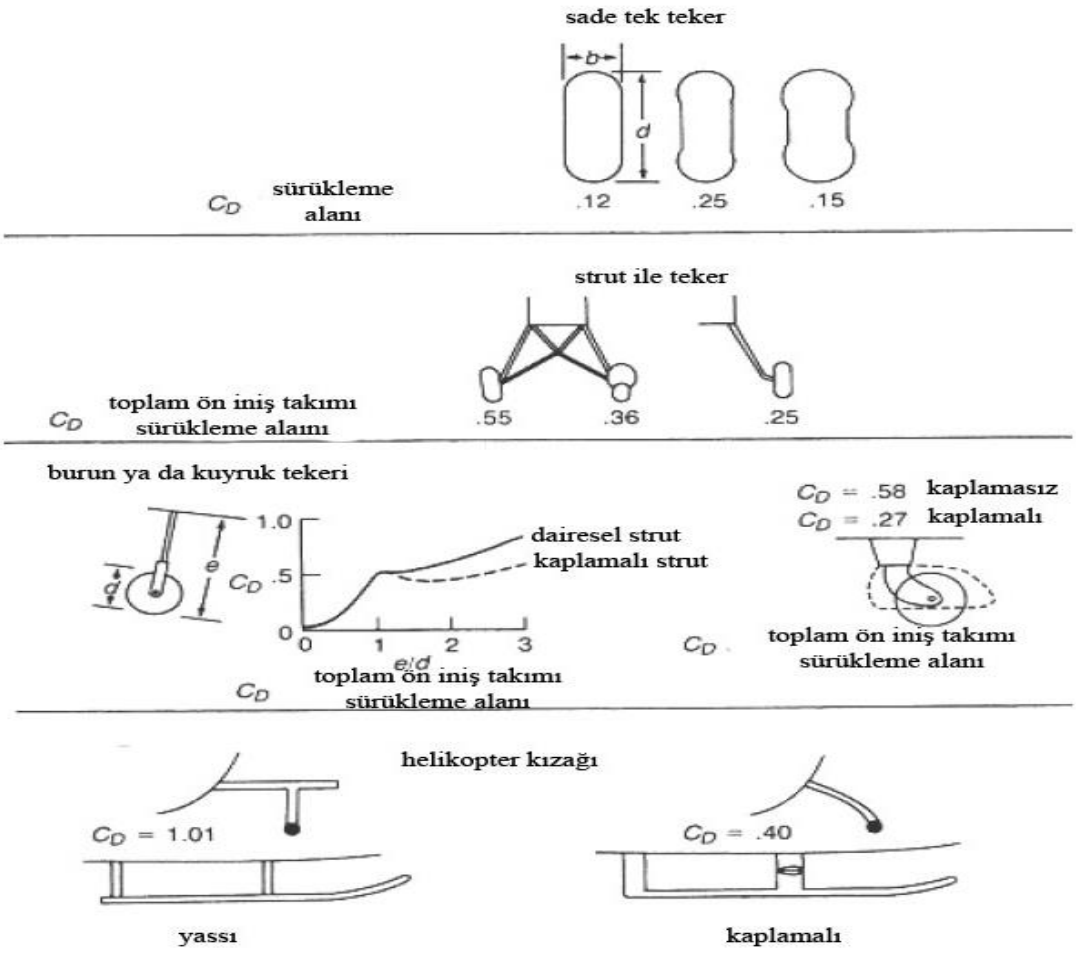
- Doğrusal hızlar iniş takımının döndürebilecek hızlara göre çok daha büyüktür.

- İçeri çekilebilir iniş takımı sistemlerinin sürtünmeye azalma etkisi yok sayılır.

Şekil (1.11)' de birçok iniş takımı çeşidi için pürüzlü sürtünme katsayıları verilmiştir. Tezimizde kullandığımız Puma SA 330 helikopteri için iniş takımı 3 tekerlekli yarı katlanabilir ve ön ve arka iniş takımı için 2 tekerlek toplanabilirdir. Şekil (1.11)' e göre sürtünme katsayısı burun ve kuyruk iniş takımları tekerleklerinin alanlarına dikme şeklinde e/d oranı ile belirlenir. Burun ve kuyruk iniş takımlarının denklemlerini üretmek için tek bir rijit gövde gibi modellenir. Tek bir rijit gövde iniş takımının geometrik merkezde değiştirilen sürükleme kuvvet ve moment düşünülür. Helikopter

yer çekim merkezinde iniş takım parametreleri girildikten sonra iniş takımına etki eden kuvvet ve moment Denklem (1.49)' da gösterilmiştir.

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



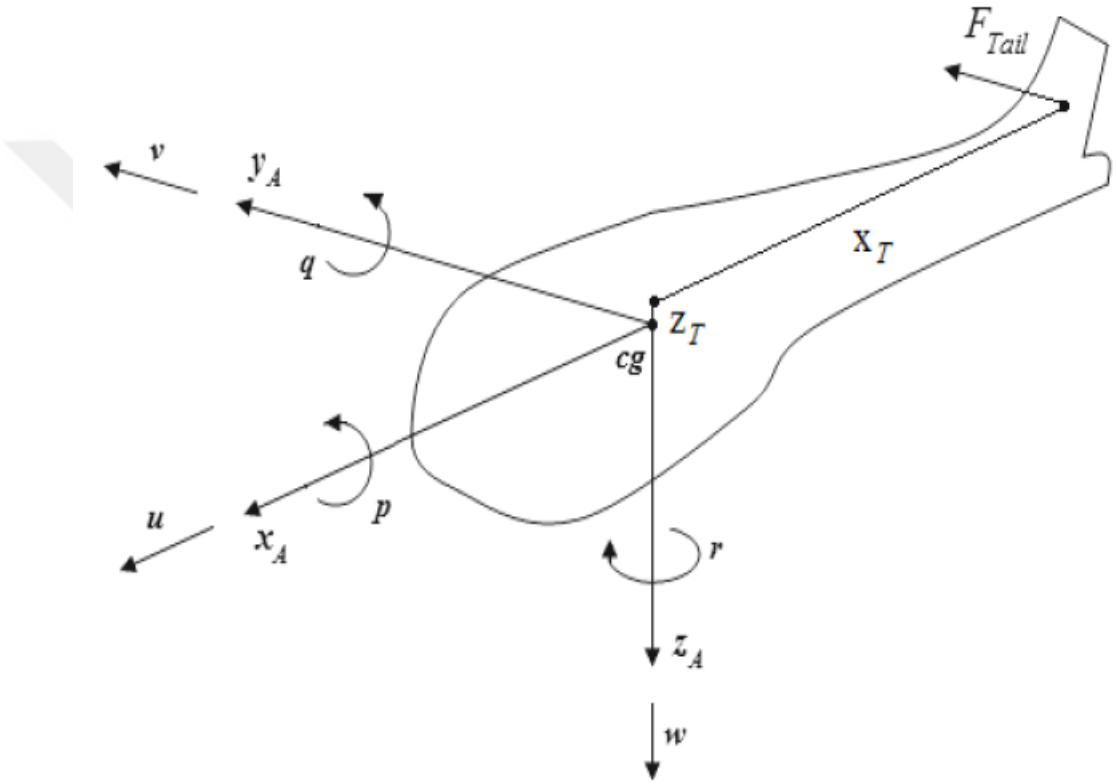

Şekil 1.11. İniş Takımı Sürtünmesinin Gösterimi [52]

Genel bir helikopterde kuyruk takımının aerodinamik denklemlerini üretmek için aşağıdaki varsayımlar kabul edilmiştir.

- Kuyruk rotoru çırpınma hareketi yapmadığı, yana yatmadığı kabul edilir ve dönmenin tersi yönünde bir kuvvet yaptığı kabul edilir. Ayrıca onun hava akışı ihmal edildiği kabul edilir.

- Kuyruk rotoru ve ana rotordaki etkileşimli aerodinamikler ihmal edilmiştir.

-Kuyruk rotor şaftı ve yatay dengeleyici dönüşlerinden dolayı olan hızlar doğrusal hızlardan çok küçüktür.



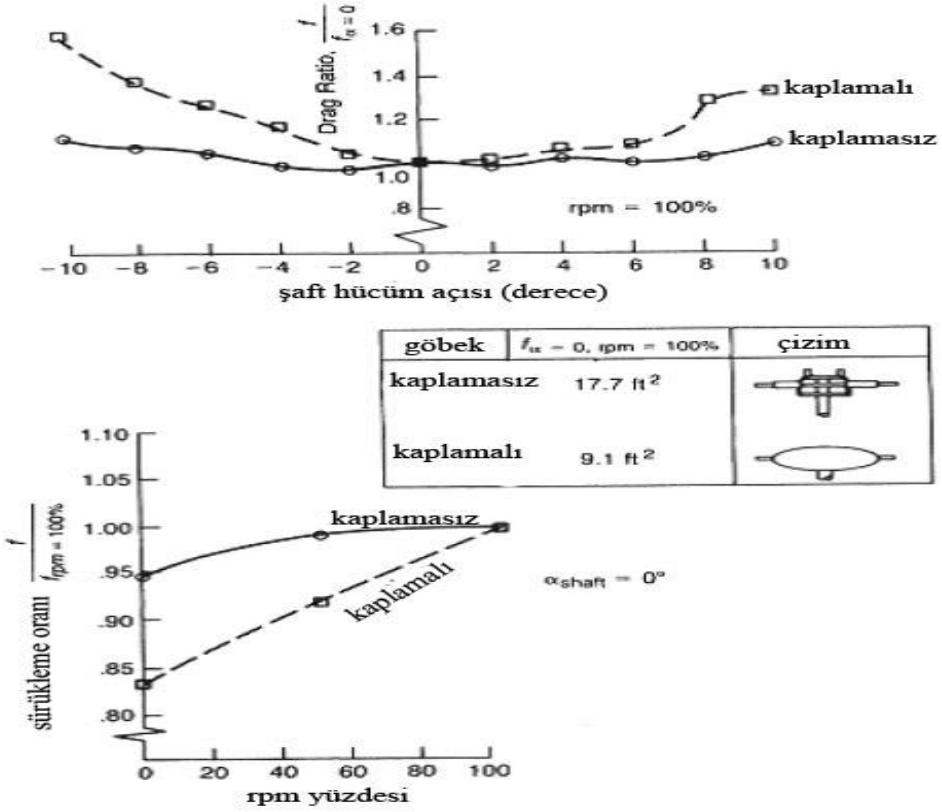

Şekil 1.12. Kuyruk Rotor Yardımcı Sisteminin Gösterimi

Şekil (1.12)' de kuyruk rotor yardımcı sistemi gösterilmiştir. Çırpınma hareketi kuyruk rotoru için ayrıca modellenebilirdi fakat kuyruk rotorunun çırpınmasının modellenmesi kuvvet ve momentlere çok bir etkisi bulunmamaktadır. Bu sebeple bu çalışmada kuyruk rotorunun çırpınma hareketini modellenmemiştir. Kuyruk rotoru denklemleri Denklem (1.50)' de gösterilmiştir.

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

Denklem (1.50)' de gösterilen $K_T$ $K_T$ maksimum tepki katsayısı olarak seçilen kuyruk rotorunun ortak yunuslama açısıdır. $\theta_T \leq 1$ helikopterin yer çekim merkezinde momenti ifadesi Denklem (1.51)' de gösterilmiştir.

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




Şekil 1.13. Kuyruk Rotor Şaft Sürüklemesinin gösterimi [52]

Helikopterde kuyruk rotor göbek eksen takımı veya şaftının ön alanı ve sürükleme katsayısı yüzde 0 rpm olarak verilir. Hücum açısı etkisi ve rpm yüzdesi ise kaplamalı ve kaplamasız olarak Şekil (1.13)' de gösterilmiştir[52]. Örnek verilecek olursa, Puma SA 330 helikopterinin yüzde 0 rpm için (statik durumda) sürükleme katsayısı 0.98 dir. Burada şaft kaplamasızdır. Göbek eksen takımın hücüm açısı ise 0 dır. Bu durumda sürtünme katsayısı 1.03(0.98*1/0.95) olur. Kuyruk rotor göbek eksen takımı veya şaftının sürükleme kuvveti ve momenti Denklem (1.52)' de verilmiştir.

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

Denklem (1.52)' de $S_{h\&s}$ ifadesi kuyruk rotor göbek esken takımı-şaftının ön alanını göstermektedir ve $c_{d_{h\&s}}$ ifadesi ise kuyruk rotor göbek eksen takımı-şaftının sürtünme katsayısıdır[52]. Puma SA 330 ve Bo 105 helikopterlerini referans alınmıştır. Denklem (1.53)' de helikopter ağırlık merkezi ve bağlı kuyruk rotorunun konumu (yatay kuyruk da dahil edilmiştir.) ve kuyruk rotoruna gelen doğrusal hava hızı gösterilmiştir.

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

Yatay dengeleyici (Horizontail stabilizer), ana rotorun pale şekline benzer aerodinamik şekle sahiptir. Denklem (1.54)' de yatay dengeleyici pale elemanına etkiyen sonsuz küçük aerodinamik taşıma kuvveti ve sürükleme kuvveti gösterilmiştir. Bu kapsamda pale elemanı teorisi ve açıklık boyunca yatay dengeleyici incelme oranı yöntemleri kullanılmıştır.

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

Denklem (1.54)' de ifade edilen $V_{hs}$ yatay dengeleyici pale elemanına gelen hava hızıdır. Yine yatay dengeleyici pale elemanı taşıma katsayısı $c_{l_{hs}}$ ve yatay dengeleyici pale elemanı sürükleme katsayısı $c_{d_{hs}}$ 'dır. Bu kapsamda akış alanı bu değerlerde oldukça etkilidir.[45] Burada $x_{hs}$ gövde ve yatay dengeleyici arasındaki bağlantı noktasından her bir yatay dengeleyici pale elemanına kadar olan mesafedir. Yatay dengeleyici pale veter uzunluğu $c_{hs}$ Denklem (1.55)' de gösterilmiştir.

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

$k_{hs}$ ifadesi ise açıklık boyunca yatay dengeleyici veter uzunluğunun doğrusal azalma oranıdır. Denklem (1.56) da helikopter ağırlık merkezine etki eden yatay dengeleyici elemanın sonsuz küçük moment denklemi verilmiştir.

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

Denklem (1.56)' da verilen $\vec{r}_{hs}$ ifadesi yatay dengeleyici pale elemanının helikopter ağırlık merkezine göre konum vektörüdür.

Rotor diskinden aşağı yönlü hava akımını modellemek için ve moment teorisini uygulayabilmek ve uçuş durumlarını incelemek için aşağıdaki varsayımlar kabul edilmiştir.

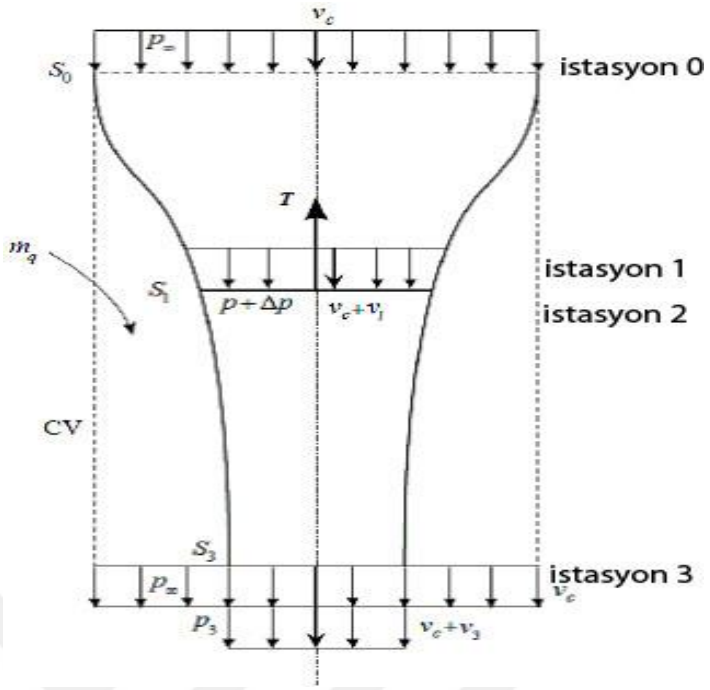
- Rotor diskinden geçen hava akımının hızında ani bir artış ya da azalış olmadığı kabul edilir. (süreksizlik vb)
- Sabit sıkıştırılamayan aerodinamik var olduğu kabul edilir.

Denklem (1.57)' de hava akımı rotor diskinden geçerken basınç altında hava atlaması meydana getirir. Bu atlamanın oluşturduğu itki denklemi gösterilmiştir.

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

Şekil (1.14)' de yukarı yönlü akış, rotor diski ve aşağı yönlü akış alanları sırasıyla gösterilmiştir.

Burada yukarı yönlü akışlar için hareketli kontrol hacminde $p_{\infty}$ ifadesi basınç giriş basıncıdır. $v_c$ ifadesi hız tırmanma hızıdır. Kontrol hacminde rotor disk hacmi önceki ve sonraki bölümleri sırasıyla konum 1 ve 2' yi ifade eder. Burada $\dot{m}_q$ ilave kütle akışını ifade eder ve kontrol hacmine girer. Bu akım tüpü için $v_1$ ifadesi rotor diski hava akışı için hız artışlarıdır. $v_3$ ise aşağı yönlü hava akışı için hız artışlarıdır. Rotor diskinde hız atlamalarının olmaması gereklidir. Buna rağmen ($\Delta p$) hava akış diskinden geçerken basınç artar.




Şekil 1.14. Eksenel Akış İçin Moment Teorisi

Şekil (1.14)'de gösterildiği gibi Denklem (1.58)' de silindirik kontrol hacmi için süreklilik denklemi gösterilmiştir.

$$pS_0v_c + \dot{m}_q = p(S_0 - S_3)v_c + pS_3(v_c + v_3) \tag{1.58}$$

Denklem (1.59)' da Denklem (1.58) kullanılarak dış silindirik kontrol hacminden gelen kütle akışı süreklilik denklemi elde edilmiştir.

$$\dot{m}_q = pS_3v_3 \tag{1.59}$$

Denklem (1.60)' da istasyon 2-3 arasındaki süreklilik denklemi elde edilmiştir.

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

Denklem (1.59) dış silindir kontrol hacminden gelen kütle akışı ve kullanılan giriş ve çıkış basınç ve hızları kullanılarak yatay yöndeki kuvvet denge denklemi Denklem (1.61)'de verilmiştir.

$$T = -\rho S_0v_c^2 - S_0p_\infty - (\rho S_3v_3)v_c + \rho(S_0 - S_3)v_c^2 + (S_0 - S_3)p_\infty + p_3S_3 + \rho S_3(v_c + v_3)^2 \tag{1.61}$$

Denklem (1.61) süreklilik denklemi ve Denklem (1.58) itki denklemi kullanılması ile karşı kısım alanları hariç tutularak rotor diskinde basınç atlaması Denklem (1.62)' de gösterilmiştir.

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

Denklem (1.63)' de kesitleri elemeden itki gösterilmiştir.

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

Bernoulli denklemlerinin İstasyon 0-1 ve İstasyon 2-3'e uygulanması ile Denklem (1.64-65) elde edilir.

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

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

Denklem (1.66)' da rotor diskinde basınç atlamasına alternatif bir denklemi bulmak için Denklem (1.65)' den Denklem (1.66) çıkartılır. Bu kapsamda Denklem (1.66) elde edilir.

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

Denklem (1.63)' ü kullanarak rotor diskindeki basınç atlaması ile alakalı denklem üretilir Denklem (1.67) 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 Denklem (1.68)' de indüklenmiş hız ve rotor itkisi gösterilmiştir.

$$v_i = \frac{1}{2} v_3, \qquad \mathrm{T}=2\rho \mathrm{S}_1 (v_c + v_i) v_i \tag{1.68}$$

Askıda kalan indüklenmiş hız Denklem (1.68) itki denklemi kullanarak Denklem (1.69)' da gösterilmiştir.

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

Askıda kalan bir helikopterde itki ile helikopterin ağırlığı birbirine eşit olmalıdır. Fakat helikopterin tırmanabilmesi için bu denklem geçerli değildir. Çünkü gövde sürüklemesi ve ataletsel kuvvetler de hesaba katılmalıdır. Fakat bu faktörler ihmal edilirse tırmanma ile askıda kalma karşılaştırılabilir. Denklem (1.70)' de tırmanma için helikopter ağırlığının itkiye eşit olduğu kabul edilir. Yani değişmez düzgün tırmanma kabul edilir. Bu kapsamda rotor diskindeki indüklenmiş hız Denklem (1.70)' de gösterilmiştir.

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

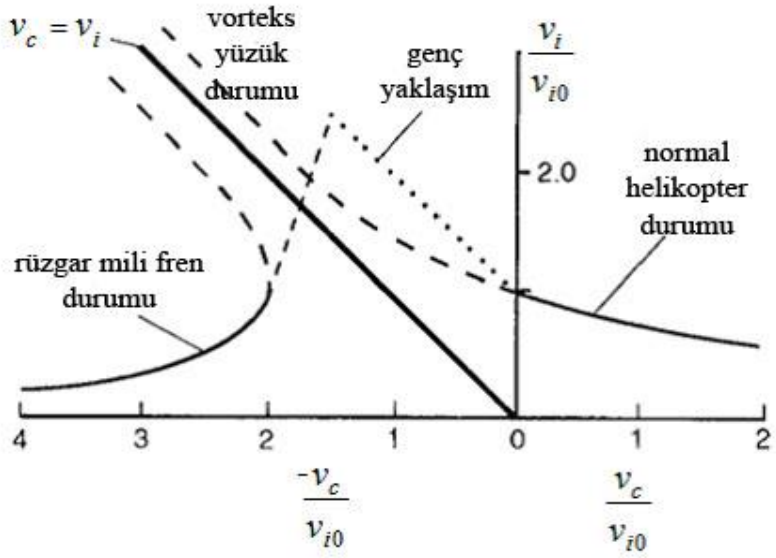
İndüklenmiş hızı elde etmek için iki çözüm yöntemi vardır. Bunlardan doğru çözüm fiziksel olarak doğru tırmanmadır. Denklem (1.71)' de tırmanma için indüklenmiş hızın boyutsuzlaştırılmış denklemi verilmiştir.

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

Denklem (1.72)' de alçalma için itki denklemi ile indüklenmiş hız gösterilmiştir. Burada $-v_c$ alçalmayı göstermektedir. Bu durum $v_c / v_{i0} \geq 0$ olduğu tırmanma hız oranları için geçerlidir. Bu özel durumda normal çalışma durumu olarak adlandırılır.

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

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

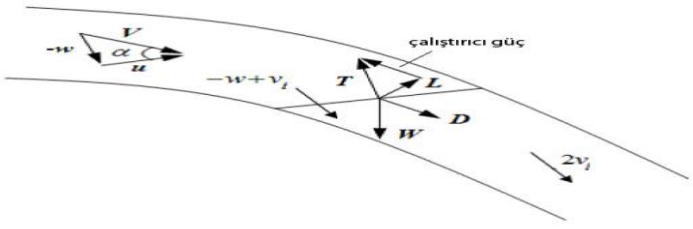



Şekil 1.15. Eksenel Uçuş İçin Çalışma Durumu [45]

Denklem (1.74)' de gösterilen indüklenmiş sürtünme $v_c / v_{i0} \leq -2$ olması ile bu duruma rüzgar mili fren durumu olarak isimlendirilir. Şekil (1.15)' de tüm çalışma durumları gösterilmiştir[45].

Şekil (1.16)' da gösterilen en yüksek pervane akımının hava hızı, bernoulli teorisi ve momentin korunumu denklemleri ile [47, 49, 55] Denklem (1.74)' de rotor itkisi ve kütle akış oranı gösterilmiştir.

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




Şekil 1.16. ileri uçuş için moment teorisi

Şekil (1.16)' da gösterilen T ifadesi ana rotor itkisidir. L ifadesi taşıma ve D ifadesi sürükleme ifadesidir. Burada W helikopter ağırlığını ifade eder. Denklem (1.75)' de rotor diskinin hızı U gösterilmiştir.

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

Denklem (1.76)' da momentum teorisinden yararlanılarak ileri uçuş için rotor itkisi gösterilmiştir.

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

Denklem (1.77)' de $V_\infty = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \gg v_i$ durumu gibi çok hızlı ileri hızlar için itki denklemi gösterilmiştir.

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

Rotor itkisi Denklem (1.77) Rotor uç yolu $\Omega R$ ve disk alanı $\pi R_d^2$ ile boyutsuzlaştırılmış hali gösterilmiştir.

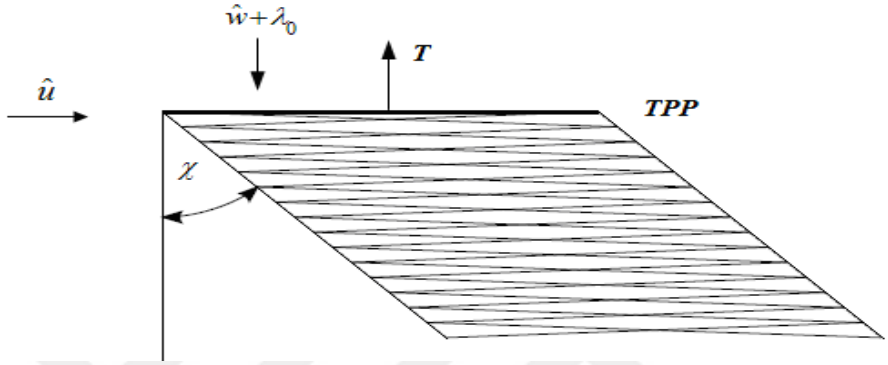
$$\frac{T}{2\rho\pi\Omega^2 R_d^4} = \lambda_0 \sqrt{\hat{u}^2 + \hat{v}^2 + (\lambda_0 - \hat{w})^2} \tag{1.78}$$

Helikopter ana rotoru çalışırken hava molekülleri aşağı yönlü hareket eder. Bu etkinin modellenmesi ana rotorun aerodinamikleri için gereklidir. Bu kapsamda helikopter literatüründe birçok yaklaşım vardır. Biz bu çalışmada kontrol amaçlı modelleme gerçekleştirmek için doğrusal statik içe akış modeli seçildi. Devir kısımları $\lambda_c, \lambda_s$ [47] (Pitt&Peters) Denklem (1.79)' da gösterilmiştir.

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

$\chi$ ifadesi iz eğim açısıdır. $\lambda_0$ doğrusal akışın genel kısmıdır. Moment teorisi ile sayıca hesaplanır Denklem (1.80)'de gösterilir.

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




Şekil 1.17. İz Eğim Açısı

Şekil (1.17)' de iz eğim açısı verilmiştir. Pitt&Peters tarafından geliştirilen meşhur bir çalışma da doğrusal içe akış yaklaşımıdır.[45]. Bu teoriye göre yaklaşım parametreleri sürekli değişir. Denklem (1.81)' de bu yaklaşım gösterilmiştir.

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

Denklem (1.81)' de gösterilen $C_T, C_L, C_M$ ifadeleri sırasıyla itki, yuvarlanma ve yunuslama moment sapmalarıdır. M ve L ifadeleri ise sırasıyla kütle ve kazanılan fonksiyondur. İleri derecedeki aerodinamikler için kontrol uyumlu modelleme teorisi kullanılmıştır ve doğrusal statik içe akış teorisi kullanılmıştır.

### 1.2. Model Basitleştirme

Bu çalışma kapsamında modelleme yaparken MAPLE programından yararlanılmıştır. Sonunda kapalı form da (İmplicit) doğrusal olamayan hareketin yönetici denklemleri Denklem (1.82)' deki gibi bulunmuştur.

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

Bu kapsamda düz seviye uçuşu için $f \in R^{28}$, $x \in R^{25}$, $\upsilon \in R^{4}$ ve manevralı uçuş için $f \in R^{29}$, $x \in R^{25}$, $\upsilon \in R^{4}$ ifadeleri kullanılmıştır. $f(28)$ ve $x(25)$ arasındaki boyut farklılığı ise düz seviye uçuşunda olan 3 tane statik aşağı saptırma denkleminden dolayıdır. Manevralı uçuşlar için fazladan uçuş yolu açısı cebirsel denklemi vardır. 28 ve 29 yönetici denklemler sırasıyla düz uçuş ve manevralı uçuş içindir. Bu kapsamda 9 gövde denklemi elde edilmiştir. 6 tanesi Newton Euler denklemi ve 3 tanesi de kinematik denklemleridir. 8 tane de çırpınma hareketi denklemimiz vardır. 8 ilerleme-gerileme hareketi denklemi vardır. Düz seviye uçuşları için 3 ana rotor aşağı yönlü akış denklemi ve manevralı uçuşlar için ise fazladan bir uçuş yolu açısı denklemi vardır.

Denklem (1.83)' de elde edilen terim sayısı yaklaşık $10^5$ gibi çok yüksektir. Elde edilen terim sayısını azaltmak gerekir. Bunun için yeni bir model derecelendirme planı[56]' nın düzenlenmiş hali uygulanır. Bu amaç için göreceli büyüklüğün önceden belirlenen miktarlardan daha küçük ya da daha büyük terimleri ihmal etmektir. Elde edilen dinamik denklemlere model derecelendirme planı uygulanması için her bir terime fiziksel değerlendirmelere dayanan büyüklük sırasına göre değerler verilir. Bunu örneklendirecek olursak $\beta$ nın trim değeri 3-6 derece arasındadır[47] ve $\zeta$ nın trim değeri $\beta$'dan küçüktür[47]. $\beta$ ve $\zeta$ nin ortak trim değeri ise $\beta$ ve $\zeta$ nin periyodik trim değerinden büyüktür. $\beta$ ve $\zeta$ nin farklı trim değerleri ise sıfırdır. Bu kapsamda bu değerlerin sıraları Denklem (1.83)' de gösterilmiştir.

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

$p, q, r$'nin ihmal edilmesi ile $u, v, w$'nin girişi belirlenmektedir. Bir çok helikopter için özellikle Puma SA 330, Bo 105 gibi insanlı helikopterlerde maksimum ileri gidiş hızı 70m/s olarak belirlenmiştir. Bu yüzden $u$ girişi 70 m/s olarak kabul edilir. $v$ değeri yüksek sürtünmeli limitler yüzünden 35 m/s kabul edilir. $w$ çoğu zaman 12 m/s den küçüktür. Bu yüzden $w$ değeri 12 m/s kabul edilir. Literatürdeki çoğu helikopterin pale ucu hız girişi 202.5 m/s olarak kabul edilir. Sonuç olarak 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) olarak kabul edilir. $p,q,r$ girişi ve $(d/dt)p,(d/dt)q,(d/dt)r$ ifadeleri $(\pi/2)(1/s)$ ve $(44.4\pi/2)(1/s^2)$ kabul edilir. Maksimum ana rotor hızı 44.4 rad/s kabul edilir. Askıda kalan bir helikopterin aşağı yönlü akışı maksimum olarak kabul edilir. Uyguladığımız derece planına bizim uyguladığımız birçok sayısal deneyden sonra karar verilmiştir. Bu yüzden $\lambda_0$ ifadesinin derece girişi 0.06(12/202.5) olarak kabul edilmiştir. $\lambda_c$ ifadesinin derece girişi ise $\lambda_0$ ile aynı kabul edilir. Ana rotor kontrol girişlerinin sınırları [52] de verilmiştir. $\theta_0,\theta_c$ ifadelerinin maksimum değeri yaklaşık 20 derece kabul edilir. Denklem (1.84)' de $\theta_c,\theta_s,\theta_c$ ifadelerinin değerleri verilmiştir. Bu kapsamda $\theta_c$ negatif ve pozitif değerler alır ve $\theta_s,\theta_c$ ifadeleri aynı girişe sahiptir.

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

Derecelendirme planı uygulanabilmesi için önce dinamik denklemleri boyutsuzlaştırırız[55]. Tablo (1.1)' de tüm helikopter giriş derecelendirme sayıları boyutsuzlaştırılmış halde gösterilmiştir. Derecelendirme giriş parametreleri enerji yaklaşımı kullanılarak belirtilmiştir ve bu yaklaşım ileride özetlenmiştir. Bu kapsamda paleye etki eden toplam kuvvet rijit pale model parametreleri kullanılarak elde edilmiştir. Elde edilen bu değerler pale kirişi üzerinde doğrusal olarak dağıtılmıştır. Esnek pale elemanlarının kökü rijit kabul edilerekten ve Euler-Bernoulli kiriş teorisinden faydalanılarak her biri için karşılık gelen ortalama ağırlıklı yer değiştirme dağılımı elde edilmiştir. Elde edilen bu ortalamalar pale bükülme açılarının derecelendirme girişlerini elde etmek için kullanılmıştır.

Tablo 1.1. Helikopterin Boyutsulaştırılmış Parametreleri ve Dereceleri

| Sembol(ler) | Derece | Sembol(ler) | derece | Sembol(ler) | Derece | Sembol(ler) | Derece |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| $\hat{u}$ | 0.35 | $\overset{**}{\beta}_0, \overset{*}{\beta}_0, \beta_0$ | 0.2 | $c_\delta$ | 0.1 | $\sin(\psi)$ | 1 |
| $\hat{v}$ | 0.18 | $\overset{**}{\beta}_c, \overset{*}{\beta}_c, \beta_c$ | 0.1 | $k_\beta$ | 0.25 | $\hat{d}$ | 0.4 |
| $\hat{w}$ | 0.06 | $\overset{**}{\beta}_s, \overset{*}{\beta}_s, \beta_s$ | 0.1 | $k_\zeta$ | 0.25 | $\hat{l}$ | 1.8 |
| $\hat{p}, \hat{q}, \hat{r}$ | 0.035 | $\overset{**}{\beta}_d, \overset{*}{\beta}_d, \beta_d$ | 0.1 | $c_\zeta$ | 0.1 | $\hat{z}_F$ | 0.17 |
| $\overset{*}{\hat{p}}, \overset{*}{\hat{q}}, \overset{*}{\hat{r}}$ | 0.035 | $\overset{**}{\zeta}_0, \overset{*}{\zeta}_0, \zeta_0$ | 0.2 | $k_T$ | 0.064 | $\hat{x}_F$ | 0.57 |
| $\theta_0$ | 0.35 | $\overset{**}{\zeta}_c, \overset{*}{\zeta}_c, \zeta_c$ | 0.1 | $e$ | 0.15 | $\hat{z}_F$ | 0.35 |
| $\theta_c \theta_s$ | 0.18 | $\overset{**}{\zeta}_s, \overset{*}{\zeta}_s, \zeta_s$ | 0.1 | $\lambda_0, \lambda_c$ | 0.06 | $\lambda_0$ | 1.2 |
| $\theta_T$ | 1 | $\overset{**}{\zeta}_d, \overset{*}{\zeta}_d, \zeta_d$ | 0.1 | $\gamma$ | 9 | | |
| $\theta_{tw}$ | -0.14 | $k_\delta$ | 0.2 | $\cos(\psi)$ | 1 | | |

### 1.3. Trim

Düz seviye uçuşu olarak tanımlanan sabit hızlı özel durum trimleri bulunur. Helikopter modelimiz için düz seviye uçuşunda 17 trim denklemimiz vardır. Bunlardan 3 tanesi kuvvet, 3 tanesi moment helikopter denklemleri, 8 çırpınma ve ilerleme-gerileme denklemleri, 8 ve 3 ana rotor aşağı akış yön denklemleri elde edilir. Ayrıca 17 bilinmeyen bulunur. Burada yalpalanma açısı trim değeri ve gövdenin açısal hızlarının trim değeri sıfıra eşittir. Helikopterin doğrusal hızları için yunuslama, yuvarlanma ve $V_A$ ' nın fonksiyonları yazılabilir. Denklem (1.85)' de boyutsuzlaştırılmış parametrik trim vektörleri gösterilmiştir.

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

Denklem (1.85) de verilen tüm trim açıları radyan cinsinden verilmiştir. Askıda kalma ve ileri düz uçuşun 17 adet boyutsuzlaştırılmış trim denklemlerini çözmek için MATLAB programının fsolve komutundan yararlanılmıştır. Yeni derecelendirme planı uygulanmasından sonra elde edilen hareketin yönetici denklemlerine, bulunan trim değerlerinin yerleştirilmesi ile $10^{-10}$ gibi çok küçük sayılar elde edilir. Elde edilen bu sonuçlar trim yöntemimizin doğruluğunu ispatlamıştır. Burada şunu not etmek gerekir ki askıda kalma özel uçuş durumunda $V_A$ = 1 kt kabul edilmiştir. Düz seviye uçuş durum

değerleri de $V_A$ = 40 ve 80 kt, kabul edilmiştir. Denklem (1.86-87-88)' de askıda kalma ve 40 kt ve 80 kt düz seviye uçuşları için elde edilen trim değerleri verilmiştir.

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

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

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

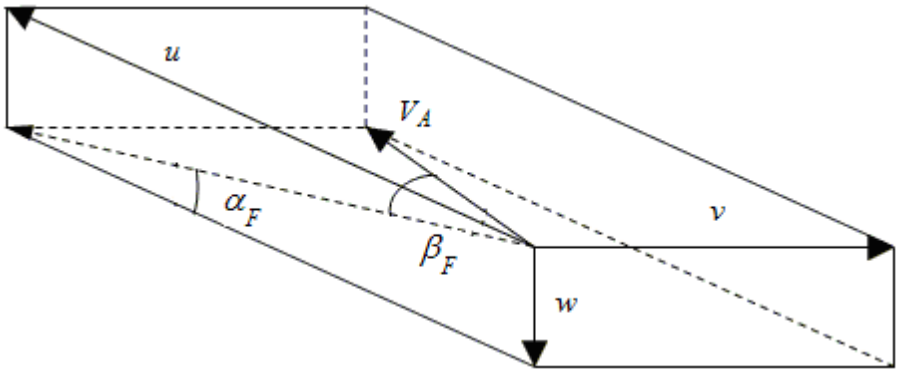
### 1.4. Manevra Uçuşu

Denklem (1.89)' da yana kayış (sideslip) olmadan seviye yatışlı dönüşü (level bank turn) ve yana kayış olmadan helisel dönüş (helical turn) [29, 44, 45, 47, 52, 57])Manevra uçuşuna göre hava aracının doğrusal hızları gösterilmiştir.

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

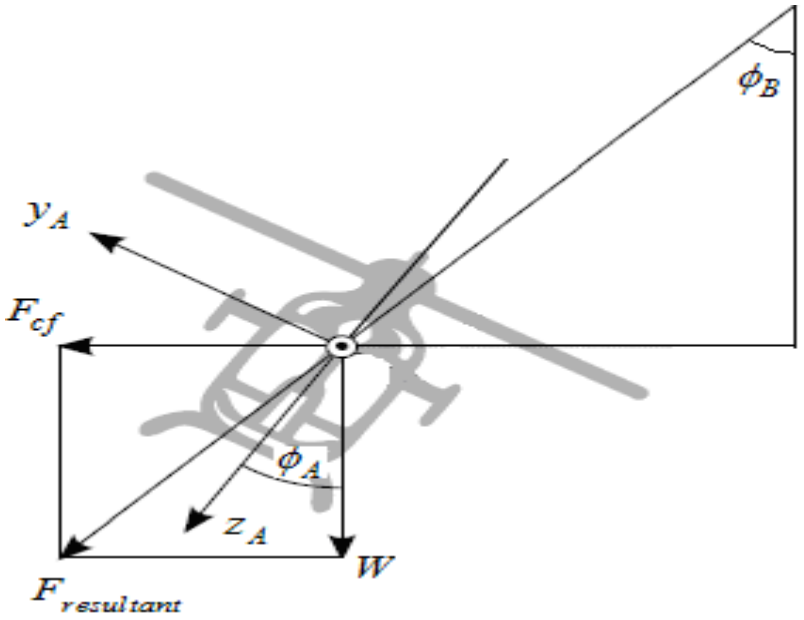
Denklem(1.90)' da $\alpha_F$ gövdenin hücum açısıdır ve $\beta_F$ gövdenin yana kayma açısıdır. $\alpha_F$ ve $\beta_F$ denklemleri Denklem (1.90)' da gösterilmiştir.

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



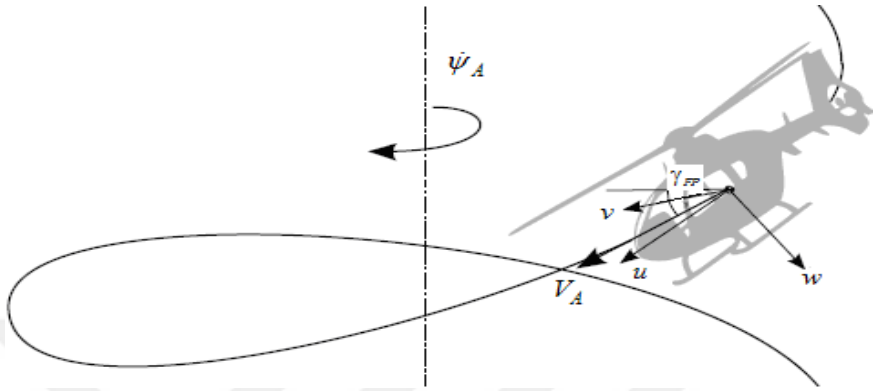

Şekil 1.18. Gövde Hücum Açısı ve Yana Kayış Açısı

Şekil (1.18)' de gövde hücum açısı ve yana kayış açısı gösterilmiştir. Seviye yatışlı dönüş esnasında helikopter dönme merkezine doğru yönelir. $\phi_A$ gövdenin yuvarlanma açısıdır. $\phi_B$ ise gövdenin yatma açısıdır. Hem yatış hem de dönüşlü uçuşlarda $\phi_A = \phi_B$ dir. Fakat yunuslama açısının sıfır özel durum gösterilmiştir. Bu kapsamda bileşke kuvvete denir. $W$ gravitasyonel kuvvettir. $F_{cf}$ merkezkaç kuvvetin toplamıdır ve $F_{\text{resultant}}$ değeri $W$ ve $F_{cf}$ değerlerinin toplamıdır. Şekil (1.19)' da seviye yatışlı dönüşü gösterilmiştir.




Şekil 1.19. Seviye Yatışlı Dönüşü

Helikopterin Helisel dönüşü sabit süratle bir helis boyunca hareket etmesidir. Şekil (1.20)' de Helisel dönüş gösterilmiştir.

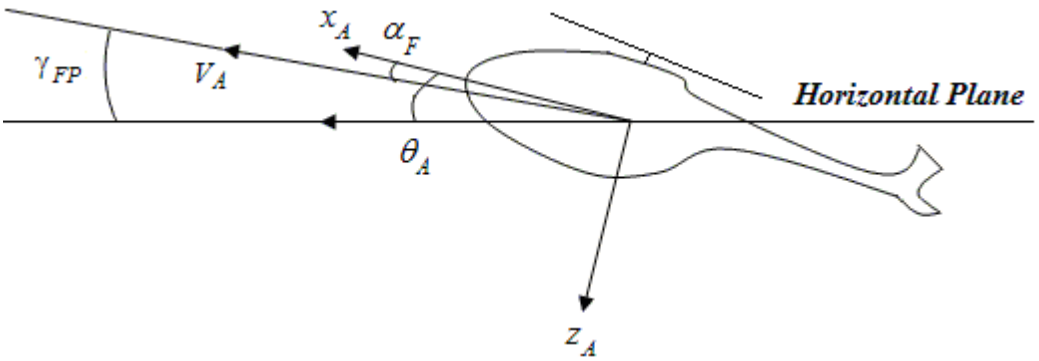



Şekil 1.20. Helisel Dönüş

Denklem (1.91)' de sıfırdan farklı olarak helisel dönüş için uçuş yolu açısı gösterilmiştir.

$$\sin(\gamma_{FP}) = \sin(\theta_A)\cos(\alpha_F)\cos(\beta_F) - \sin(\phi_A)\cos(\theta_A)\sin(\beta_F) - \cos(\phi_A)\cos(\theta_A)\sin(\alpha_F)\cos(\beta_F) \qquad (1.91)$$

Şekil (1.21)' de $\phi_A = 0, \quad \beta_F = 0$ özel durumu için uçuş yolu açısı gösterilmiştir.




Şekil 1.21. Uçuş Yolu Açısı

Bu kapsamda kuş bakışı durumunda $\dot{\psi}_A > 0$ ifadesi dönüşün saat yönünde olduğunu ve $\dot{\psi}_A < 0$ ifadesi dönüşün saat yönünün tersinde olduğunu göstermektedir. $\gamma_{FP} > 0$ ifadesi

tırmanma uçuşunu gösterir. $\gamma_{FP} < 0$ ifadesi ise alçalma uçuşunu gösterir. Manevra yapan helikopterler için 21 trim denkleminin yanında 21 trim bilinmeyeni seviye yatışlı dönüş ve helisel dönüş durumunda vardır. Denklem (1.92)' de manevra uçuş durumunda trim bilinmeyenleri boyutsuz formda gösterilmiştir.

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

### 1.5. Doğrusallaştırma

Maple programı ile elde edilen modelimizin trim değerleri doğrusallaştırılmıştır. LTI diye adlandırdığımız sürekli doğrusal zamanla değişmeyen sistemler bulunmuştur. Helikopter modelimiz 9 gövde 16 ana rotor durum değişkenine sahiptir. Bununla birlikte 3 ana rotor ve 1 kuyruk rotoru kontrol girişi vardır. İmplisit doğrusallaştırma metodu Denklem (1.93)' de verilen yönetici denklem seti için gösterilmiştir.

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

Denklem (1.94-95-96) kullanılarak doğrusallaştırılmış durum uzay modeli çıkarılır.

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

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

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

Denklem (1.97)' de A ve B matrisleri ifade edilir.

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

Tablo (1.2) ve Tablo (1.3)' de doğrusallaştırılmış modeller için durum ve kontrol vektörleri gösterilmiştir.

Tablo 1.2. Doğrusallaştırılmış Modeller İçin Durum Değişkeni Vektörü

| Durum Değişkeni | Nicelik | Durum Değişkeni | Nicelik | Durum Değişkeni | Nicelik | Durum Değişkeni | Nicelik |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| $x_1$ | $\hat{u}$ | $x_8$ | $\theta_A$ | $x_{15}$ | $\dot{x}_{14}$ | $x_{22}$ | $\zeta_{1s}$ |
| $x_2$ | $\hat{v}$ | $x_9$ | $\psi_A$ | $x_{16}$ | $\beta_d$ | $x_{23}$ | $\dot{x}_{22}$ |
| $x_3$ | $\hat{q}$ | $x_{10}$ | $\beta_A$ | $x_{17}$ | $\dot{x}_{16}$ | $x_{24}$ | $\zeta_d$ |
| $x_4$ | $\hat{P}$ | $x_{11}$ | $\dot{x}_{10}$ | $x_{18}$ | $\zeta_0$ | $x_{25}$ | $\dot{x}_{24}$ |
| $x_5$ | $\hat{q}$ | $x_{12}$ | $\beta_{1c}$ | $x_{19}$ | $\dot{x}_{18}$ | | |
| $x_6$ | $\hat{r}$ | $x_{13}$ | $\dot{x}_{12}$ | $x_{20}$ | $\zeta_{1c}$ | | |
| $x_7$ | $\phi_A$ | $x_{14}$ | $\beta_{1s}$ | $x_{21}$ | $\dot{x}_{20}$ | | |

Tablo 1.3. Doğrusallaştırılmış Modeller İçin Kontrol Vektörü

| Kontrol Değişkeni | Nicelik | Kontrol Değişkeni | Nicelik |
|---|---|---|---|
| $u_1$ | $\theta_0$ | $u_3$ | $\theta_{1s}$ |
| $u_2$ | $\theta_{1c}$ | $u_4$ | $\theta_T$ |

### 1.6. Durum Uzay Modelinin Yapısı

Denklem (1.98) ve Denklem (1.99)' da durum uzay modelinin yapısı gösterilmiştir. A ve B matrisleri için sıfıra eşit olmayan elemanlar "*" ile gösterilmiştir.

$$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 & * & *
\end{bmatrix} \tag{1.98}$$

$$B = \begin{bmatrix} * & * & * & * \\ * & * & * & * \\ * & * & * & * \\ * & * & * & * \\ * & * & * & * \\ * & * & * & * \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (1.99)$$

### 1.7. Genel Bir Helikopterin Modellenmesi İle Taper'lı Modellemenin Farkı

Denklem (1.100)' de genel bir helikopterin kontrolü için kontrol amaçlı yaklaşımdan elde ettiğimi çırpınma trim değerlerinin bir kısmı gösterilmiştir.

$$\frac{d^2}{d\psi^2}\beta(\psi)=\frac{1}{2}\beta_0(\psi)-\frac{3}{16}\frac{(1-e)^4\varphi\gamma\theta_s\Lambda_a\zeta_c(\psi)m_0}{m}-\frac{3}{100}\frac{(1-e)^3\varphi\gamma\Lambda_b^3\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_d(\psi)\right)m_0}{m}$$
$$-\frac{23}{160}\frac{(1-e)^5\zeta_s(\psi)\varphi m_0\gamma\Lambda_a^2\theta_c}{m}-\frac{13}{24}\frac{(1-e)^3\varphi\gamma\lambda_0\theta_0\Lambda_b\zeta_d(\psi)\beta_0(\psi)m_0}{m}$$
$$-\frac{7}{60}\frac{(1-e)^6\zeta(\psi)\varphi m_0\gamma\Lambda_a\theta_{tw}\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_c(\psi)\right)}{m}+\frac{3}{80}\frac{(1-e)^6\zeta_s(\psi)\varphi m_0\gamma\Lambda_a^3\theta_c}{m}$$
$$-\frac{1}{20}\frac{(1-e)^5\zeta_s(\psi)\beta_s(\psi)\varphi m_0\gamma\Lambda_0}{m}+\frac{1}{32}\frac{(1-e)^6\zeta_s(\psi)\varphi m_0\Lambda_a^2\theta_c}{m}$$
$$-\frac{7}{160}\frac{(1-e)^5\zeta_s(\psi)\varphi m_0\gamma\Lambda_a\theta_c}{m}-\frac{23}{320}\frac{(1-e)^5\zeta_s(\psi)^2\varphi m_0\gamma\Lambda_a\theta_0}{m}$$
$$+\frac{23}{320}\frac{(1-e)^5\zeta_c(\psi)\beta_c(\psi)\varphi m_0\gamma\Lambda_a^2}{m}-\frac{23}{320}\frac{(1-e)^5\beta_s(\psi)\varphi m_0\gamma\Lambda_a\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_c(\psi)\right)}{m}$$
$$+\frac{23}{80}\frac{(1-e)^5\varphi\gamma\theta_0\Lambda_a\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_0(\psi)\right)\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_d(\psi)\right)m_0}{m}$$
$$+\frac{9}{160}\frac{(1-e)^6\beta_s(\psi)\varphi m_0\gamma\Lambda_a^2\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_c(\psi)\right)}{m}+\frac{9}{80}\frac{(1-e)^6\varphi\gamma\Lambda_a^2\zeta_d(\psi)\beta_0(\psi)\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_0(\psi)\right)m_0}{2}$$
$$+\frac{9}{80}\frac{(1-e)^6\varphi m_0\gamma\Lambda_a^2\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_c(\psi)\right)\theta_c\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_0(\psi)\right)}{m}+\frac{9}{160}\frac{(1-e)^6\varphi m_0\gamma\Lambda_a^2\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_c(\psi)\right)^2\theta_0}{m}$$
$$\frac{3}{16}\frac{(1-e)^4\varphi\gamma m_0\Lambda_b\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_s(\psi)\right)\theta_s}{m}+\frac{7}{160}\frac{(1-e)^5\varphi\gamma\Lambda_b\zeta_d(\psi)\beta_0(\psi)m_0}{m}$$
$$-\frac{23}{160}\frac{(1-e)^5\varphi\gamma\Lambda_b\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_d(\psi)\right)\left(\frac{d}{d\psi}\beta_d(\psi)\right)m_0}{m}$$
$$+\frac{23}{160}\frac{(1-e)^5\varphi\gamma\Lambda_a\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_0(\psi)\right)\left(\frac{d}{d\psi}\beta_d(\psi)\right)m_0}{m}$$
$$+\frac{9}{80}\frac{(1-e)^6\varphi\gamma\theta_0\Lambda_a^2\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_d(\psi)\right)^2m_0}{m}-\frac{37}{200}\frac{(1-e)^7\varphi\gamma\theta_{tw}\Lambda_a^2\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_0(\psi)\right)\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_d(\psi)\right)m_0}{m}$$
$$+\frac{3}{8}\frac{(1-e)^4\varphi\gamma\lambda_s\theta_0\Lambda_a\zeta_0(\psi)\beta_d(\psi)m_0}{m}+\frac{3}{16}\frac{(1-e)^4\varphi\gamma\Lambda_a\zeta_0(\psi)\beta_d(\psi)m_0}{m}+\ldots$$

1.100

Denklem (1.101)' de pale daralmasının uygulandığı bir helikopterin kontrolü için kontrol amaçlı yaklaşımdan elde ettiğimi çırpınma trim değerlerinin bir kısmı gösterilmiştir.

$$\frac{d}{d\psi^2}\beta_0(\psi)=\frac{1}{2}\beta_0(\psi)-\frac{1}{4}\frac{(1-e)^2\varphi\gamma\lambda_0 m_0}{m}+\frac{1}{10}\frac{(1-e)^5\zeta_s(\psi)\varphi m_0\gamma\theta_{tw}\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_c(\psi)\right)}{m}$$
$$-\frac{k_\beta\beta_0(\psi)m_0}{m}+\frac{1}{60}\frac{(1-e)^5\varphi\gamma\theta_{tw}m_0}{m}+\frac{1}{6}\frac{(1-e)^3\varphi\gamma\theta_{tw}m_0}{m}+\frac{1}{24}\frac{(1-e)^4\varphi\gamma\lambda_c m_0}{m}$$
$$+\frac{1}{4}\frac{(1-e)^2\varphi\gamma\theta_0 m_0}{m}-\frac{1}{6}\frac{(1-e)^3\varphi\gamma\theta_0 m_0}{m}+\frac{1}{24}\frac{(1-e)^4\varphi\gamma\left(\frac{d}{d\psi}\beta_0(\psi)\right)m_0}{m}$$
$$-\frac{1}{6}\frac{(1-e)^3\varphi\gamma\lambda_s m_0}{m}+\frac{1}{12}\frac{(1-e)^3\varphi\gamma\lambda_0 m_0}{m}-\frac{1}{6}\frac{(1-e)^3\varphi\gamma\lambda_c m_0}{m}$$
$$-\frac{1}{12}\frac{(1-e)^4\varphi\gamma\theta_{tw}m_0}{m}+\frac{1}{24}\frac{(1-e)^4\varphi\gamma\lambda_s m_0}{m}-\frac{1}{16}\frac{(1-e)^4\zeta_s(\psi)\varphi\gamma m_0\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_s(\psi)\right)}{m}$$
$$-\frac{1}{8}\frac{(1-e)^4\zeta_c(\psi)\varphi\gamma m_0\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_s(\psi)\right)}{m}+\frac{1}{16}\frac{(1-e)^4\zeta_s(\psi)^2\varphi\gamma m_0\theta_0}{m}$$
$$-\frac{1}{16}\frac{(1-e)^4\zeta_c(\psi)\beta_0(\psi)\varphi\gamma m_0\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_c(\psi)\right)}{m}+\frac{1}{24}\frac{(1-e)^4\zeta_s(\psi)\beta_s(\psi)\varphi\gamma m_0}{m}$$
$$+\frac{1}{8}\frac{(1-e)^4\varphi\gamma m_0\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_s(\psi)\right)\theta_s\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_0(\psi)\right)}{m}+\frac{1}{3}\frac{(1-e)^4\varphi\gamma\lambda_c\theta_0\zeta_0(\psi)\beta_0(\psi)m_0}{m}$$
$$+\frac{1}{8}\frac{(1-e)^4\zeta_s(\psi)\varphi\gamma m_0\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_c(\psi)\right)}{m}-\frac{1}{8}\frac{(1-e)^4\varphi\gamma\zeta_d(\psi)\beta_0\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_d(\psi)\right)m_0}{m}$$
$$+2\left(\frac{d}{d\psi}\beta_d(\psi)\right)\zeta_0(\psi)\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_d(\psi)\right)+\frac{1}{16}\frac{(1-e)^4\varphi\gamma m_0\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_s(\psi)\right)^2\theta_0}{m}$$
$$-\frac{1}{16}\frac{(1-e)^4\zeta_c(\psi)\beta_c(\psi)\varphi m_0\gamma\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_0(\psi)\right)m_0}{m}-\frac{1}{8}\frac{(1-e)^4\varphi\gamma\zeta_d(\psi)\beta_d(\psi)\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_0(\psi)\right)m_0}{m}$$
$$-\frac{1}{10}\frac{(1-e)^5\zeta_c(\psi)\varphi\gamma m_0\theta_{tw}\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_s(\psi)\right)}{m}-\frac{1}{16}\frac{(1-e)^4\beta_s(\psi)\zeta_0(\psi)\varphi\gamma m_0\left(\frac{d}{d\psi}\zeta_s(\psi)\right)}{m}$$
$$-\frac{1}{16}\frac{(1-e)^4\zeta_s(\psi)\beta_c(\psi)\zeta_0(\psi)\varphi\gamma m_0}{m}+\ldots \qquad (1.101)$$

# 2. BÖLÜM

# KONTROL VE VARYANS KISITLAMALI KONTROL YÖNTEMLERİ

## 2.1. Giriş

Tezin bu bölümünde genel olarak kısaca bir sistemin kontrolünden bahsedilecektir. En temel kontrol yöntemimiz olan PID (Proportional-Integral-Derivative) daha sonra LTI (Lineer time invarient), Kalman filtresi, LQR (Lineer quadratic regulator), LQG (Linear quadratic gasussion) daha sonra Varyans Kısıtlamalı Kontrolcülerden (OVC Output Variance Controller ve IVC Input Variance Controller) daha sonra da bir rassal optimizasyon yöntemi olan SPSA (Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation)' den bahsedilecektir.

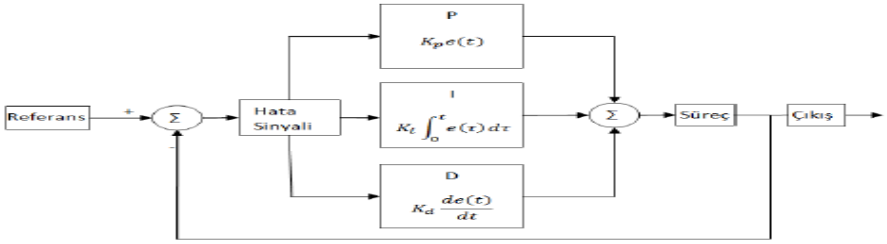
## 2.2. PID (Proportional-Integral-Derivative) kontrolcü

Literatürde bulunun kontrol çeşitlerinden en yaygın kullanılan kontrolcü PID denetleycisidir. PID denetleyici sensörlerden aldığı çıkış değerleri ile istenilen çıkış değerleri arasındaki farkı hata sinyali olarak algılar daha sonra bu hata sinyaline göre çıkışı tekrardan düzenler. Denklem (2.1)' de PID çıkışından oluşan kontrol sinyali matematiksel olarak ifadesi gösterilmiştir.

$$c(t) = K\,(e(t) + \frac{1}{T_i}\int_0^t e(\tau)d\tau \;+\; T_d\frac{de(t)}{dt}) \qquad (2.1)$$

Denklem (2.1)' de $c(t)$ ifadesi kontrol sinyalini göstermektedir. $e(t)$ ise hata sinyalidir. PID denetleyicisinin üç temel parametresi vardır. K oransal kazanç ifadesidir. $T_i$ integral zamanını ifade eder. $T_d$ ise türevsel zamanı ifade eder. Bunlardan farklı olarak

ayrıca PID denetleyicide hata sinyali 3 faklı durum olarak (P-I-D) ile çarpılır. Denetleyici bu elde ettiği 3 çarpımı toplar ve girişe tekrar hata sinyali olarak gönderir. Şekil (2.1)' de kapalı döngülü bir sistemin PID denetleyicisi için blok diyagramı gösterilmiştir.




Şekil 2.1. PID Denetleyicisi Kapalı Döngü Sistemi

Şekil (2.1)' de oransal terim (P) ile gösterilmiştir. Hata sinyalinden elde edilen değeri oransal kazanç ile çarpma işlemidir. İntegral terimi (I) ile gösterilmiştir. Hata sinyalinden elde edilen değeri İntegrali alınarak elde edilen kazanç ile çarpma işlemidir. Türev terimi (D) ile gösterilmiştir. Hata sinyalinden elde edilen değeri Türevi alınarak elde edilen kazanç ile çarpma işlemidir. Elde edilen bu üç değer toplanarak sistem girişine gönderilir. Bu şekilde gösterildiği gibi hata değeri sıfıra düştüğü zaman istenilen çıkış elde edilir.

### 2.3. Doğrusal Zamanla Değişmeyen (LTI) Sistemler

Denklem (2.2)' de sürekli bir LTI sisteminde durum denklemleri gösterilmiştir.

$$\dot{x}_p(t) = A_p x_p(t) + B_p u(t), \quad \mathrm{y}(t) = C_p x_p(t) + D_p u(t) \tag{2.2}$$

Denklem (2.2)' de gösterilen $x_p(t)$ ifadesi durum vektörüdür. $u$ ifadesi ise kontrol vektörüdür. $y$ ifadesi 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, eğer Denklem (2.3)' deki şartı sağlıyorsa Denklem (2.2) ancak kontrol edilebilirdir [25]

$$rank\left(\left[\begin{array}{c:c:c:c:c} B_p & A_pB_p & A_p^2B_p & ..... & A_p^{n-1}B_p \end{array}\right]\right) = n \tag{2.3}$$

Denklem (2.3)' de $n$ ifadesi sistem durum değişkenlerinin sayısı olarak ifade edilir.. *A, B, C, D,* matris değerleri ve çıkış $y(t)$ değeri $t_0 \le t \le t_f$ için $x_p(t_0)$ kararlaştırmak için kullanılır. Bu durumda sistemin bütün durumları sonlu bir zaman $t_f$ için gözlemlenebiliyorsa sistem gözlemlenebilir olarak ifade edilir. Sistem, eğer Denklem (2.4)' deki şartı sağlıyorsa Denklem (2.2) ancak gözlemlenebilirdir.[25]

$$rank\left(\left[\begin{array}{c:c:c:c:c} C_p & A_pC_p & A_p^2C_p & ..... & A_p^{n-1}C_p \end{array}\right]^T\right) = n \tag{2.4}$$

Eğer kontrol edilemeyen modlar kararlı ise, lineer zamandan bağımsız sistemler kararlı hale getirilebilir ve eğer kararsız modlar gözlemlenebilirse lineer zamandan bağımsız sistemler Denklem (2.2) algılanabilirlerdir.

### 2.4. Doğrusal Kuadratik Regülatör (LQR) Kontrolcüsü

Kontrol edilebilir, dengelenebilir, gözlemlenebilir veya algılanabilir LTI sistemleri LQR kontrolü kuadratik sonuç fonksiyonlarını minimize etmeye yarar.[58]

$$V = \int_0^T \left[ x_p(\tau)^T Q x_p(\tau) + u(\tau)^T R u(\tau) \right] dt + x_p(T)^T M x_p(T) \tag{2.5}$$

Denklem (2.5)' de verilen $Q$ ve $M$ ifadeleri yarı kesin artı matrislerdir. R ise kesin artı matris olarak ifade edilir. Denklem (2.4)' ün çözümünü elde etmek için durum geri beslemeli denetim kuralı kullanılır.

$$u(t) = -Kx_p(t) \tag{2.6}$$

Denklem (2.6)' da T ifadesi sonsuza yaklaşırken Denklem (2.5)' deki problem için kararlı durum LQR problemi olarak ifade edilir[58]. Kararlı durum problemleri cebirsel Riccati denklemlerinin (ARE) çözümü ile elde edilir.

$$0 = A_P^T P + P A_P - P B_P R^{-1} B_P^T P + C_P^T Q C_P \tag{2.7}$$

Denklem (2.7)' de ifade edilen $P$ ARE' nin pozitif kesin kararlı durum çözümü olarak ifade edilir. Denklem (2.8)' de optimal kontrol gösterilmiştir.

$$u(t) = R^{-1} B^T P x_p(t) \tag{2.8}$$

Denklem (2.8)' de gösterilen kontrol kuralı ifadesi kapalı devre sistemini asimptotik kararlı yapar.

### 2.5. Doğrusal Kuadratik Gauss Regülatörü Kontrolörleri

LQR kontrolcülerine göre bütün durmlar ölçülebildiği ve gürültünün yok olduğu kabul edilir . Fakat fiziksel sistemlerde bu gerçek bir durum değildir. Bu yüzden LQR için bu gürültü vb gibi durumlarında hesaba katıldığı bir kontrolcü çeşidi daha geliştirilmiştir.
LQG kontrolcüsü (LQG linear quadratic gasussion) istemediğimiz çıkışları belirlediğimiz standartlara göre sınırlandırarak istediğimiz hale getirir ve kontrol çabasını da minimize eder. Denklem (2.9)' de verilen doğrusal ve zamanla değişmeyen bir sistem (Lineer time invarient) gösterilmiştir. Denklem (2.9)'a göre LQG Denklem (2.10)' daki gibi yazılır [37-39].

$$\dot{x}_p(t) = A_p x_p(t) + B_p u(t) + D_p w_p, \quad \mathrm{y}(t) = C_p x_p, \quad \mathrm{z}=\mathrm{M}_p x_p + v \tag{2.9}$$

Denklem (2.9)' da $z$ ifadesi sensor ölçümleridir. $w_p$ ve $v$ ifadeleri ise sırasıyla sıfır ortalamalı ilintisiz beyaz gauss gürültüsü ile W ve V nin yoğunluklarıdır. LQG kontrolcüsü iki denklemden meydana gelir (Ayırma prensibi [58] ]) Birinci denklem Kalman filtresinden yararlanılarak tüm $x_p(t)$ durumlarının tahminidir [58] ve ikinci denklem ise tahmin edilen durumları $\hat{x}_p(t)$ den yararlanılarak LQR çözümüdür.

$$\dot{x}_c = A_c x_c + \mathrm{Fz},\ \mathrm{u} = G x_c \tag{2.10}$$

Denklem (2.10)' deki $A_c$ ifadesi Denklem (2.11)' de gösterilmiştir.

$$A_c = A_p + B_p G - F M_p \tag{2.11}$$

Denklem (2.10)' deki LQG kontrolcüsü dinamik kontrolcü olarak görev yapar. Bu durumda $x_c$ kontrolcüsünün boyutuyla $x_b$ vektörünün boyutu aynıysa LQG kontrolcüsünün tam durum değişkenli kontrolcüsüdür. LGQ kontrolcüsünün iki kısımdan oluştuğunu bahsetmiştik. Birinci kısım olan LQR kontrolcüsü Denklem (2.12)' de maliyet fonksiyonunu minimize etmek için kullanılır.

$$V = E_\infty \left\{ y_p(t)^T Q y_p(t) + u(t)^T R u(t) \right\} \tag{2.12}$$

Denklem (2.13-14)' de ise LQG kontrolcüsünün ikinci kısmı olan Kalman filtresi gösterilmiştir.

$$\dot{\hat{x}}_p = A_p \hat{x}_p + B_p u + F(\mathrm{z\text{-}M}_p \hat{x}_p) \tag{2.13}$$

$$\min\left( E_\infty \left\{ \left( \hat{x}_p - x_p \right)^T \left( x_p - \hat{x}_p \right) \right\} \right) \tag{2.14}$$

LQG kontrolcüsünün ifade ederken G ve F matrisleri kullanılır. Bu matrisler Denklem (2.15-16)' de gösterilen cebirsel ricatti denklemlerinin (Algebraic Ricatti Equation, ARE) çözülmesi ile bulunurlar.

$$0 = K A_P + A_P^T K - K B_p R^{-1} B_p^T K + C_p^T Q C_p \ \&\ \mathrm{G=\text{-}R^{-1}} B_p^T K \tag{2.15}$$

$$0 = X A_P^T + A_p X - X M_p^T V^{-1} M_p X + D_p W_p D_p^T \ \&\ F = X M_p^T V^{-1} \tag{2.16}$$

Denklem (2.17)' de kapalı çevrim sistemi (Close-loop system) olan sürekli doğrusal ve zamanla değişmeyen sistem ve LQG kontrolcüsünün ifadelerinin birleşmesi gösterilmiştir.

$$\dot{x} = A + Dw, \quad \& \; \mathrm{y} = Cx \tag{2.17}$$

Denklem (2.17)' deki ifadeler Denklem (2.18-22)' de gösterilmiştir.

$$x = \begin{bmatrix} x_p & x_c \end{bmatrix}^T \tag{2.18}$$

$$w = \begin{bmatrix} w_p & v \end{bmatrix}^T \tag{2.19}$$

$$A = \begin{bmatrix} A_p & B_p G \\ FM_p & A_c \end{bmatrix}^T \tag{2.20}$$

$$D = \begin{bmatrix} D_p & 0 \\ 0 & F \end{bmatrix} \tag{2.21}$$

$$C = \begin{bmatrix} C_p 0 \end{bmatrix} \tag{2.22}$$

## 2.6. Çeşitli Kısıtlanmış Kontrolcüler

Helikopter kontrol enerjisini azaltmak ve giriş ve çıkış limitlerini sınırlandırmak helikopter için önemlidir. Bunun için çıkış varyansı kısıtlı kontrolcü (OVC) [59], [60] kullanılabilir. Verilen sürekli, lineer zamandan bağımsız, kararlı hale getirilebilir ve algılanabilir bir sistem[33, 41] Denklem (2.23)' de verilmiştir.

$$\dot{x}_p = A_p x_p + B_p u_p + w_p \,,\; y = C_p x_p \,,\; \mathrm{z} = M_p x_p + v \tag{2.23}$$

$$\dot{x}_c = A_c x_c + F\mathrm{z}, \qquad u_p = G\, x_c \tag{2.24}$$

ve bu kontrolcü Denklem (2.25)' deki problemi çözmektedir:

$$\min_{A_c,F,G} \; J = E_\infty \; u_p^T R u_p = tr(RGX_{c_j} G^T) \tag{2.25}$$

Bu esnada Denklem (2.25)' deki problem aşağıdaki çıkış varyanslarına maruz kalmaktadırlar:

$$E_\infty \; y_i^2 \le \sigma_i^2, \qquad i = 1, ...., n_y \tag{2.26}$$

Yukardaki denklemlerde , $y$ ve $z$ karakterleri sırasıyla ilgilenilen çıkışlar ve sensor sonuçlarıdır. $F$ ve $G$ sırasıyla durum tahmin edici ve kontrolcü kazanç matrisleridir. $w_p$ ve $v$ sırasıyla $W$ ve $V$ yoğunlukları ile birbirinden tamamen bağımsız gauss beyaz gürültüsüdür. $x_c$ ise kontrolcü durum vektörüdür. $\sigma_i^2$ ise $i$ durumu çıkış varyansında getirilen üst limit kısıtlamasıdır. $n_y$ ise çıkışların sayısıdır. Son olarak $E_\infty \triangleq lim_{t\to\infty} E$ burdaki $E$ ise beklenti operatörüdür. Bir önceki bilgiye ilave olarak $tr$ ve $T$ sembolleri sırasıyla matris izi matris transpozu dur. $J$ nin miktarı genellikle helikopter kontrol uçuş çabası veya helikopter uçuş kontrol maliyeti olarak adlandırılır ve durum kovaryans matrisi $X_{c_j}$ kullanılarak elde edilir. [13-14]' deki yayınlar birleştikten ve çıkış ceza matrisi (output penalty matrix) $Q$ bulunduktan sonra, OVC çıkış varyans kısıtlamalı kontrolcü parametreleri aşağıdaki gibidir;

$$A_c = A_p + B_p G - F M_p, \; F = X M_p^T V^{-1}, \; G = -R^{-1} B_p^T K \tag{2.27}$$

Yukarıdaki denklemde $X$ ve $K$ iki cebirsel riccati denkleminin çözümüdür.

$$0 = X A_p^T + A_p X - X M_p^T V^{-1} M_p X + W \tag{2.28}$$

$$0 = KA_p + A_p^T K - KB_p R^{-1} B_p^T K + C_p^T Q C_p \tag{2.29}$$

IVC problemi ise OVC çiftidir: $Q > 0$ çıkış hataları ve Denklem (2.24)' e göre çözülmesi zorunda olan tam derece dinamik kontrolcüdür.

$$\min_{A_c,F,G} \quad E_\infty y^T Q y \tag{2.30}$$

Denklem (2.30)' a bağlı olarak

$$E_\infty u_i^2 \le \mu_i^2, \quad i = 1,.....,n_u \tag{2.31}$$

Denklem (2.31)' de $\mu_i^2$ ifadesi "$i$" girişe empoze edilen üst varyanstır. $n_u$ giriş sayısıdır. IVC $R > 0$ seçilerek bir LQG problemine indirgenebilir.[61]. R' nin seçimi için bir algoritma [61]' de sunulmuştur. R' nin yakınsamasından sonra Denklem (2.30) kullanılarak IVC elde edilir.

LQG' ye nazaran OVC ve IVC; $Q$ ve $R$' nin akıllı seçim yöntemidir ve bu $Q$ ve $R$ varyans kısıtlarını garanti eder. Eğer ki $\sigma_i^2$ ve $\mu_i^2$ kısıtları tam olarak sağlanıyorsa ilgili varyans kısıtlar grubunun kullanılmasından sonra o kısıtlamalar sıkı kısıtlar (Hard constrained) olarak adlandırılır.

### 2.7. Eş Zamanlı Pertürbasyon ve Rassal Yaklaşımı

Amaç fonksiyonu ile optimizasyon değişkenleri arasında çok karmaşık bir ilişki olduğundan dolayı, analitik olarak amaç fonksiyonun bu parametrelere göre türevlerinin alınması mümkün değildir. Bu durumdan dolayı belli başlı rassal optimizasyon yöntemlerinin kullanılması daha uygundur. Bu tez kapsamında bu problemi çözmek için SPSA (Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation, Eş Zamanlı Pertürbasyon

ve Rassal Yaklaşımı) adı verilen rassal bir optimizasyon yöntemi anlatılmıştır. Bu yöntem daha öncelerde benzer karmaşık optimizasyon problemlerinde başarılı olarak kullanılmıştır[62, 63] SPSA ayrıca ekonomiktir, çünkü amaç fonksiyonunun gradyanını hesaplamak sadece iki kere o fonksiyonun hesaplanmasını gerektirmektedir[64]. Bunun yanında bu yöntem kısıtlı optimizasyon problemlerinde de başarılıdır [62, 63, 65]. Aşağıda kısaca bu yöntemin tanımı verilmiştir:

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

$$g_{[k]} = \left[ \frac{\Gamma_+ - \Gamma_-}{2d_k \Delta_{[k]1}} ..... \frac{\Gamma_+ - \Gamma_-}{2d_k \Delta_{[k]p}} \right]^T \tag{2.32}$$

$a_k$ 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, $\Gamma_+$ ve $\Gamma_-$ 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 geliştirilmiştir [62]ve[63] ve helikopter ve kontrol sisteminin (spesifik olarak OVC kontrolcüsünün) eş zamanlı tasarımında kullanılmıştır. Adaptasyon kazanç dizileri Denklem (2.33)' deki gibi değiştirilmiştir.

$$a_k = \min\left\{ a/(S+k)^{\lambda}, 0.95 \min_i \left\{ \min(\mu_{l_i}), \min(\mu_{u_i}) \right\} \right\} \tag{2.33}$$

$$d_k = \min\left\{ d/k^{\Theta}, 0.95 \min_i \left\{ \min\left\{\eta_{l_i}\right\}, \min\left\{\eta_{u_i}\right\} \right\} \right\} \tag{2.34}$$

burada $\eta_l$ ve $\eta_u$ 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 $\mu_l$ ve $\mu_u$ 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, $\lambda$, $\Theta$, S diğer SPSA parametreleridir[66].

# 3. BÖLÜM

# LİTERATÜRDEKİ YENİDEN TASARIM ÇALIŞMALARI

## 3.1. Giriş

Hava aracı tiplerinden helikopterler, askıda kalma ve ileri yönlü uçuş yapabilme özelliği sayesinde birçok amaca hizmet etmektedir. Fakat bu özel görevler, tasarımında birçok özellikler gerektirmektedir. Rotorun aerodinamik tasarımı bunlardan bir tanesidir. Helikopter rotoru seyir uçuşu esnasında faydalı yük taşırken yeterli ve askıda kalırken de etkili olmak zorundadır. Bu rotor palesi ve diğer alt kısımların tasarımı helikopter performansı, akustiği, titreşimi ve ayrıca yakıt tasarrufu üzerinde güçlü bir etkiye sahiptir. Yeniden tasarım çalışmaları literatürde bahsettiğimiz sebeplerden dolayı yapılmıştır.

Yeniden tasarım çalışmaları farklı açılardan incelenmiştir. Bu çalışmalardan bazıları ana rotor ve alt sistemlerdir. Pale uç tasarımı, pale daralma tasarımı, pale kök veter tasarımı da bunlardan bazılarıdır. Bazı çalışmalarda titreşim ve akustik ana amaçtır ve bazı çalışmalarda ise ana amaç yakıt tasarrufudur. Örneğin[15]' de pasif başkalaşım kullanılarak yakıt tasarrufu için ana rotor takımının tasarımı üzerinde çalışılmıştır. O makale de pasif başkalaşım parametreleri; pale veter uzunluğu, pale çırpınma yay sertliği, pale doğrusal kütle yoğunluğu, pale uzunluğu, pale burulması, ana rotor açısal hızdır. O çalışmada 40 knot düz seviye uçuş durumu için % 5'lik pasif başkalaşım durumunda uçuş kontrol sisteminde %30 enerji tasarrufu sağlanmıştır. Burada önemli bir durum vardır ki yeniden tasarım parametreleri uçuş esnasında da değişebilir. Bu çalışma sadece uçuştan önceki değişim durumu için geçerlidir. Bir başka yeniden tasarım çalışmalarından [16]' da aktif başkalaşım düşünülmüştür ve aktif başkalaşım parametreleri; pale veter uzunluğu, pale uzunluğu, pale burulması ve ana rotor açısal hızıdır. O makalede %5'lik aktif başkalaşım durumunda 40 knot düz seviye uçuşu için

helikopter uçuş kontrol sisteminde %85 enerji tasarrufu sağlanmıştır. Pasif başkalaşım ve aktif başkalaşım arasındaki ana fark aktif başkalaşım uçuş esnasında bazı parametrelerin değişimine izin verir. Pasif başkalaşım durumu ise uçuştan önce parametrelerin değişimine izin verilir.

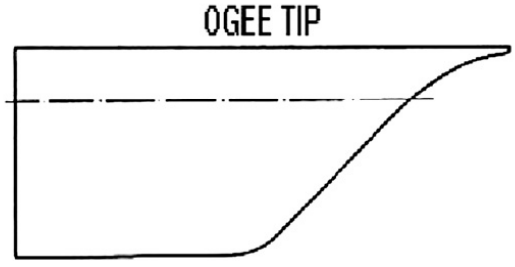
## 3.2. Yöntem

### 3.2.1. Literatürdeki Yeniden Tasarım Çalışmaları

Helikopter literatüründe birçok yeniden tasarım çalışmaları ve birçok sınıflandırma yöntemi vardır. Tezin bu kısmında pale uç şekli yeniden tasarım çalışmaları, firar kenarı flap çalışmaları, pale daralması çalışmaları, bazı diğer pasif ve aktif başkalaşım çalışmaları ve son olarak hareketli yatay kuyruk iddiası ele alınmıştır.

### 3.2.2. Pale Tip Şekil Çalışmaları

Pale ucu şekli yeniden tasarım çalışmaları literatürde çok defa çalışılmıştır. Örneğin [67]' de rotor sesini azaltmak için Ogee tip adını verdikleri bir pale ucu tasarımı yapılmıştır. Diğer bir çalışmada ise [68]' de standart metal palelerine karşı kullanılan BERP (British Experiment Rotor Programme) palesi titreşim ve yükleri incelemek için kullanılmıştır. Bu çalışma kapsamında BERP paleleri iyi manevra kabiliyeti gibi önemli özelliklere sahiptir. Şekil (3.1)' de Ogee tip pale ucu yeniden tasarım şekli gösterilmiştir.

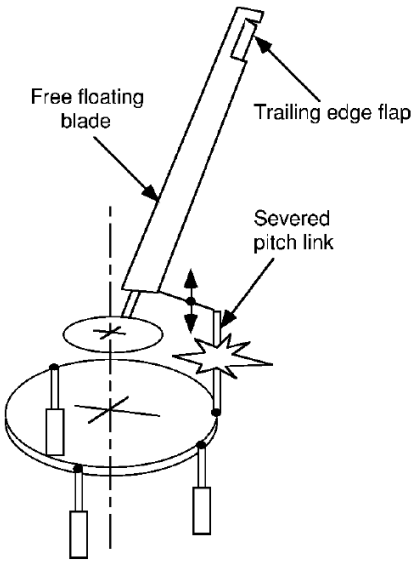



Şekil 0.1

Şekil 3.1. Ogee Tip Pale Ucu Yeniden Tasarım Çalışması

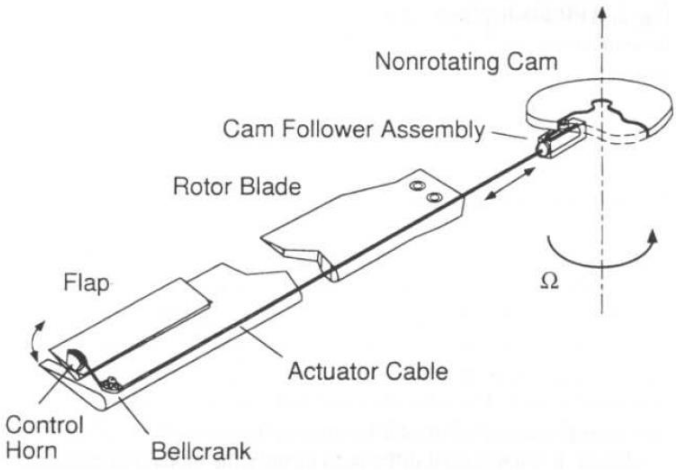
### 3.2.3. Pale Firar Kenarı Flapları

Pale firar kenarı flaplarıda helikopter yeniden tasarımında kullanılan yöntemlerden biridir. Şekil 3.2'de helikopter yalpa diski ile birlikte pale ucunda kesilmiş firar kenarı görülebilir.




Şekil 3.2. Pale Firar Kenarı Flapları[44]

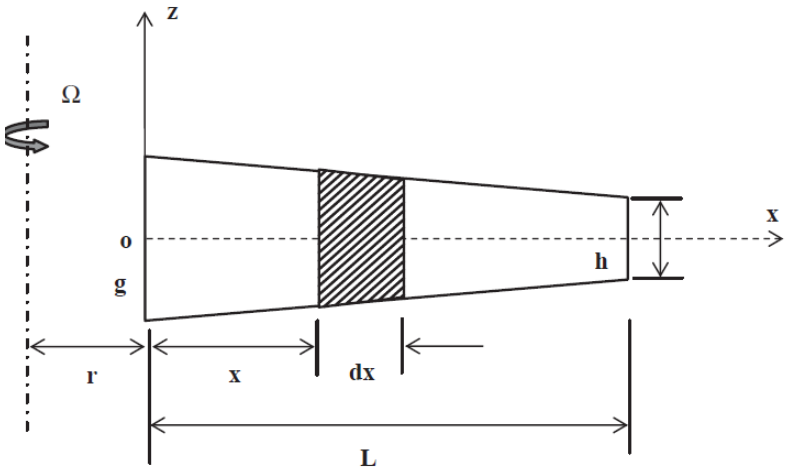
2003 yılında Celi [44]' de bir helikopter rotor palesini yeniden şekillendirerek firar kenarı flaplarının uygulanabilirliğini araştırmıştır. Bu kapsamda hatve bağlantısının koptuğu durumda firar kenarı flaplarının etkisi izlenmiştir. Şekil (3.3)'de ise farklı bir firar kenarı uygulaması görülebilir.




Şekil 3.3. Pale Firar Kenarı Flapları[69]

### 3.2.4. Pale Daralması

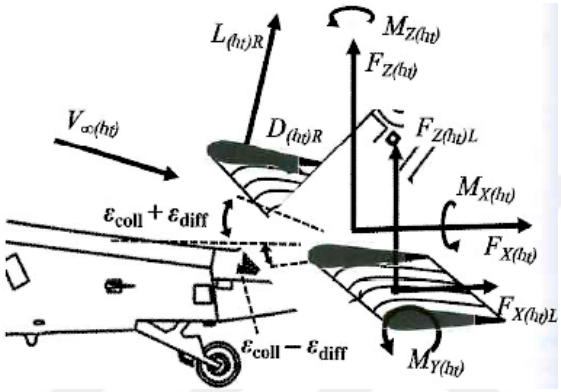
Pale daralması literatürde yaygın olarak kullanılan helikopter yeniden tasarım yaklaşımlarında biridir. Şekil (3.4)' de pale daralması ile yeniden tasarım çalışmalarından bir örnek gösterilmiştir. Pale daralması çalışması da bu tez kapsamında ilerdeki bölümlerde kontrol çabasını azaltmak için kullanılmıştır. Bu pale daralması kapsamında literatürde birçok çalışma yapılmıştır [70-72].




Şekil 3.4. Pale Daralması Yeniden Tasarım Çalışması[17]

### 3.2.5. Diğer Aktif ve Pasif Başkalaşım Çalışmaları

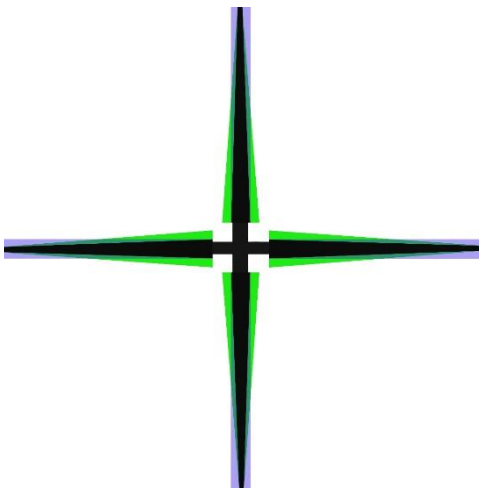
Yine daha önceki çalışmalarımızda hareketli yatay kuyruk kullanılarak kontrol çabasına etkisi incelenmiştir [73]. Şekil (3.5)' de hareketli yatay kuyruk çalışmalarından bir örnek verilmiştir.




Şekil 3.5. Hareketli Yatay Kuyruk[13]

### 3.2.6. Pasif Başkalaşım Çalışmaları

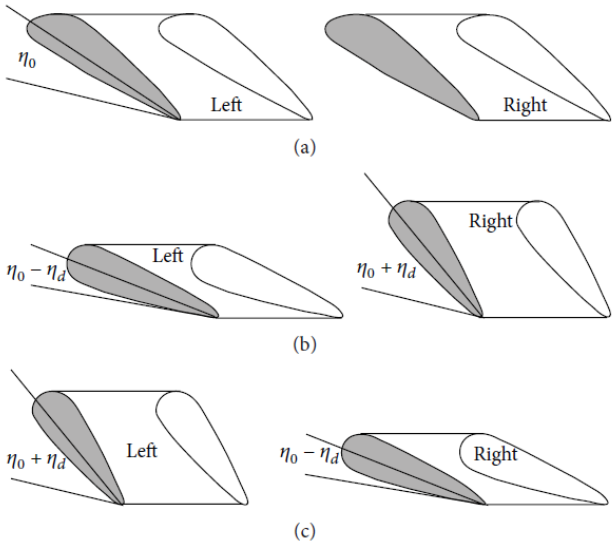
Pasif başkalaşım çalışmaları pale üzerinde birçok çalışma üzerinde uygulanmıştır[74-77]. Şekil (3.6)' da pale daralması ve pale kök veter değişimi gösterilmiştir.



Şekil 3.6. Pale Daralması ve Pale Kök Veter Değişimi

### 3.2.7. Aktif Başkalaşım Çalışmaları

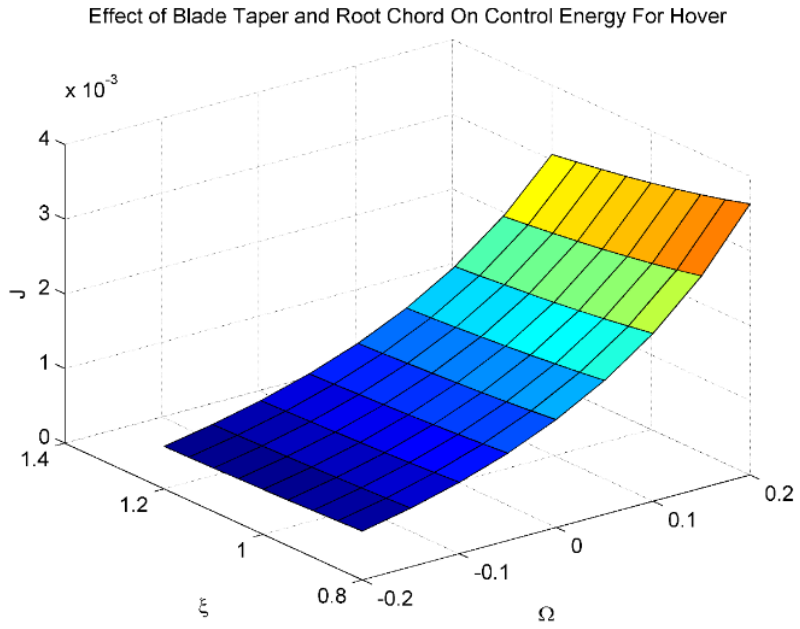
Hareketli yatay kuyruk uçuş esnasında hareket ederekten kontrol çabasına etkisi incelenmiştir. Bu kapsamda literatürde birçok çalışma yapılmıştır [16, 78]. Şekil (3.7)' de hareketli yatay kuyruk çalışmasından bir örnek gösterilmiştir.




Şekil 3.7. hareketli yatay kuyruk yeniden tasarımı [12]

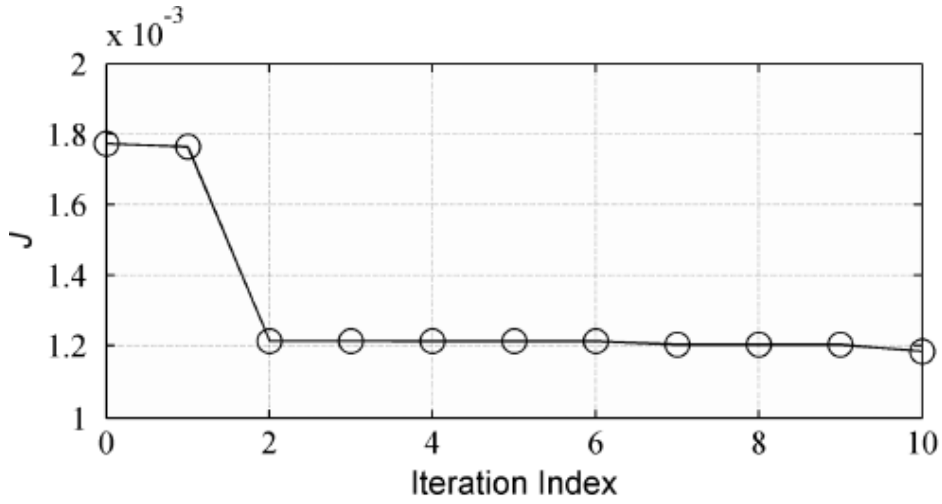
## 3.3. Yeniden Tasarım Çalışmasının Sonuçları

Literatürde hava araçlarının yeniden tasarımı ve yeniden tasarımının kontrol çabasına etkisi sürekli incelenmiştir. Bu çalışma kapsamında bir çok çalışmayı ele aldık. Elde ettiğimiz sonuçlar aşağıda gösterilmiştir.



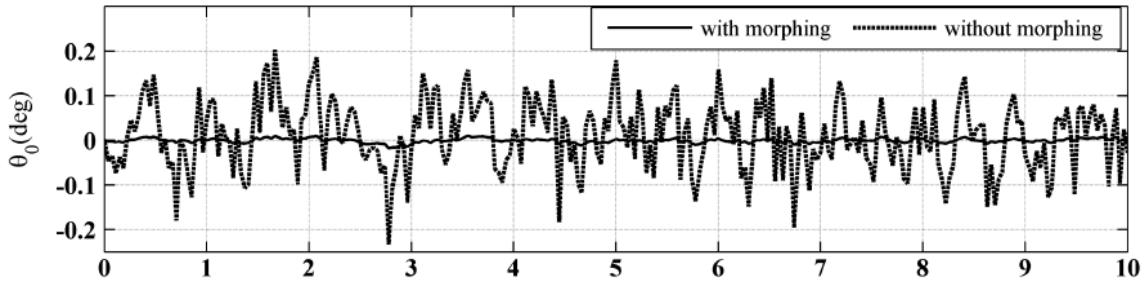

Şekil 3.8. Pale Daralması ve Pale Kök Veter Uzunluğunun Kontrol Enerjisinde Maliyete Etkisi

Şekil (3.8)' de pale daralması ve pale kök veter uzunluğunun kontrol enerjisinde maliyete etkisi üç boyutlu olarak gösterilmiştir.




Şekil 3.9. Pale Pasif Başkalaşımının Kontrol Enerjisinde Maliyete Etkisi [15]

Şekil (3. 9)' da pale pasif başkalaşımının kontrol enerjisinde maliyete etkisi bir başka çalışmada gösterilmiştir.




Şekil 3.10. Aktif Başkalaşım Çalışmasının Kolektif Cevaplara Etkisi[16]

Şekil (3.10)' da aktif başkalaşım çalışmasının kolektif cevaplara etkisi gösterilmiştir. Yine bu çalışmada aktif başkalaşımın kontrol çabasına etkisi gösterilmiştir.

# 4. BÖLÜM

# PALE DARALMASI VE KÖK VETER DEĞİŞİMİ

## 4.1. Pale Daralması

Günümüz teknolojisi her geçen gün artarken helikopter kontrol çabasında enerji tasarrufu da son zamanlarda çok araştırılan bir konu olmuştur. Helikopter kontrol çabasında enerji tasarrufu için kullanılan yöntemlerden bir tanesi de hareketli yatay kuyruk yüzeyi olan yöntemdir[12]. Bu yöntem kapsamında helikopterin bazı parametreleri yeniden tasarlanır. Bazı parametreler ise uçuş esnasında yeniden tasarlanır[79]. Pale daralması ile ilgili literatürde birçok çalışma vardır. Örneğin [17]' de diferansiyel transform metodu (DTM, Differential Transform Method) yöntemi ile helikopter palesi gibi bir dönen daralmış CBEB (Cantilever Bernoulli Euler Beam) titreşim analizi incelenmiştir. Bu çalışmalar sonrası DTM kullanılması ile yüksek çözünürlükte dönen daraltılmış CBEB doğal frekansı elde edilmiştir. Ayrıca [18]' de helikopter palesinde serbest titreşim analizi ile çift daralmalı pale burulması ve gerilim çifti değerlendirilmiştir. Bu çalışmalardan başka [19]' da pale daralma oranı askıda kalma performansını optimize etmek için düşünülmüştür. Pale daralması ile ilgili tasarım parametreleri; daralma oranı, daralma başlangıç noktası ve pale kök veteridir. Optimizasyondan sonra gerekli beygir gücü %7,4 azalmıştır ve %6,5 askıda kalma performansı artmıştır.

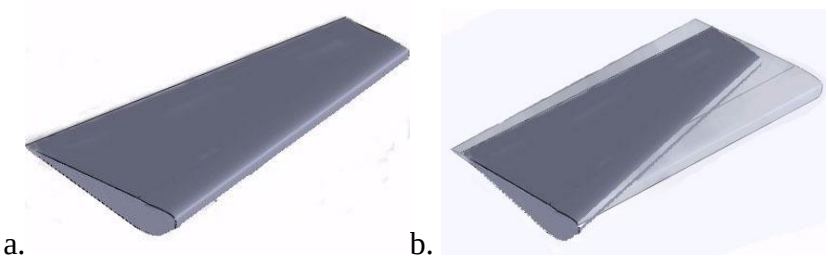
Yeniden tasarım çalışmalarının yanında son zamanlarda çeşitli kontrol yöntemleri üzerinde de çalışılmıştır. Bu tekniklerden bazıları da varyans kısıtlayıcı kontrolcülerdir[80-83]. Bu kontrolcüler literatürde bulunan kontrolcülere göre çok daha gelişmiş özelliklere sahiptir. Varyans kısıtlayıcı kontrolcüler LQG kontrolcülerinin geliştirilmesi ve kalman filtresi gibi durum tahmin edici yöntemin eklenmesi ile üretilmiştir. Bu varyans kısıtlı kontrolcüler ikinci emir bilgisi (SOI Second Order

Information) yöntemini desteklerler. Bu yöntem çok değişkenli sistemler için oldukça önemlidir. Bütün dengeleyici kontrolcüler fiziksel olarak durum kovaryans matrisi ile değerlendirilir. Son olarak helikopter uçuş kontrolü gibi büyük ve çok giriş çıkışlı sistemler için varyans kısıtlayıcı kontrolcüler bağımsız değişkenlerimizin giriş ve çıkış varyanslarını limitlemesi çok amaçlı tasarımlar için oldukça önemlidir.

Tezin bu bölümünde incelenen pale daralmasının helikopter kontrol enerjisine varyans kısıtlı kontrolcüler ile etkisi literatürde ilk defa incelenmiştir. Bu kapsamda bir rassal oprimizasyon yöntemi olan (SPSA) den enerji tasarrufu sağlamak için yararlanılmıştır.

### 4. 2. Helikopter Modeli Pale Daralması ve Kontrol Sistemi

Tez çalışmasının bu bölümünde pale daralmasının modellenmesi kısaca anlatılmıştır. Sınırlı sayıda adi diferansiyel denklemlerden oluşan fizik tabanlı dinamik model kullanılmıştır. Helikopter uçuş kontrol sistemi için hassas bir varyans kısıtlayıcı kontrolcü olan (OVC) çıkış varyans kısıtlayıcı kontrolcü seçildi. Şekil (4.1)' de daralan pale (a) ve palenin normal hali (b) üç boyutlu şekilleri gösterilmiştir.



a. b.

Şekil 4.1. Pale Daralması(a) ve Palenin Hem Daralmış Hem de Normal Hali(b)

### 4.3. Kontrol Enerjisinde Pale Daralmasının Etkisi

SPSA ile pale daralmasının helikopter uçuş kontrol sisteminde kontrol enerjisinin etkisini incelemek için üç farklı uçuş durumu ele alınmıştır. Bunlar $V_A = 40\,\text{kt}$, $V_A = 80\,\text{kt}$ düz seviye uçuşu ve askıda kalma durumu için uygulanmıştır.

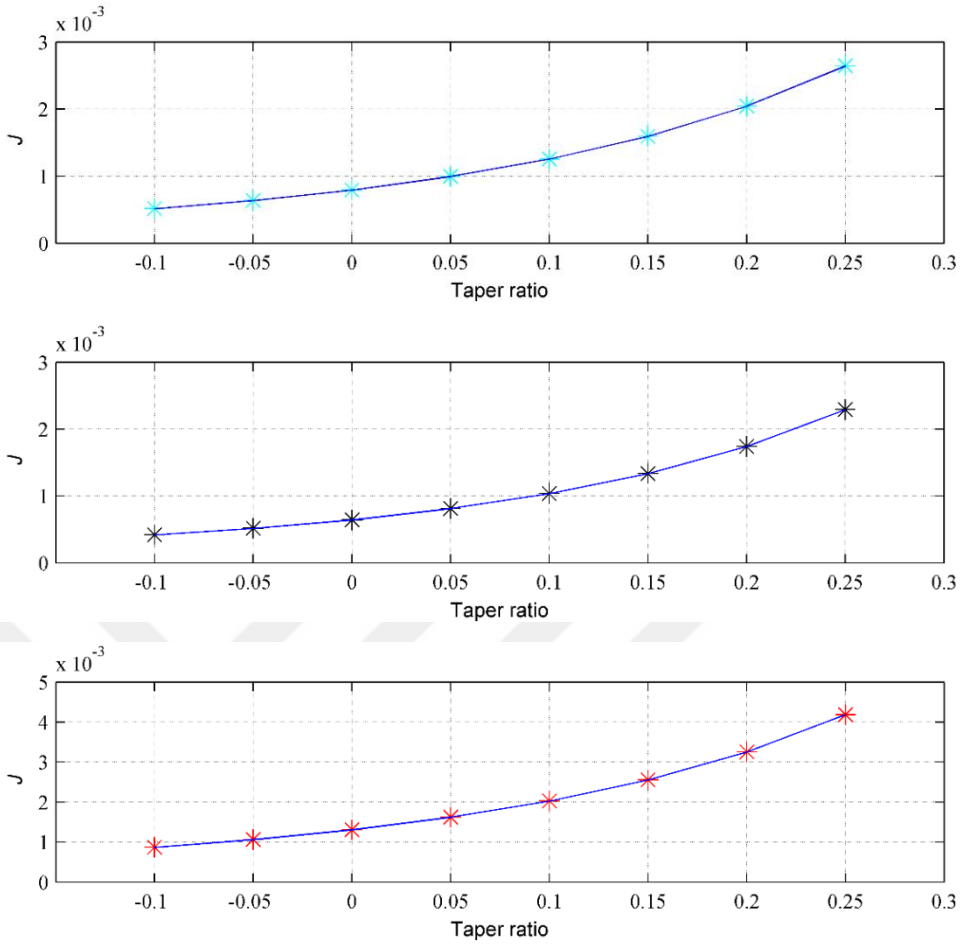
Rassal optimizasyon yöntemi SPSA algoritması helikopter pale daralması ve helikopter uçuş kontrol sistemini eş zamanlı tasarım problemini çözmek için kullanıldı. MATLAB

uygulaması ile uygulanan SPSA parametreleri $S = 5, \lambda = 0.602, a = 500, d = 20, \Theta = 0.101$ olarak hesaplanmıştır.

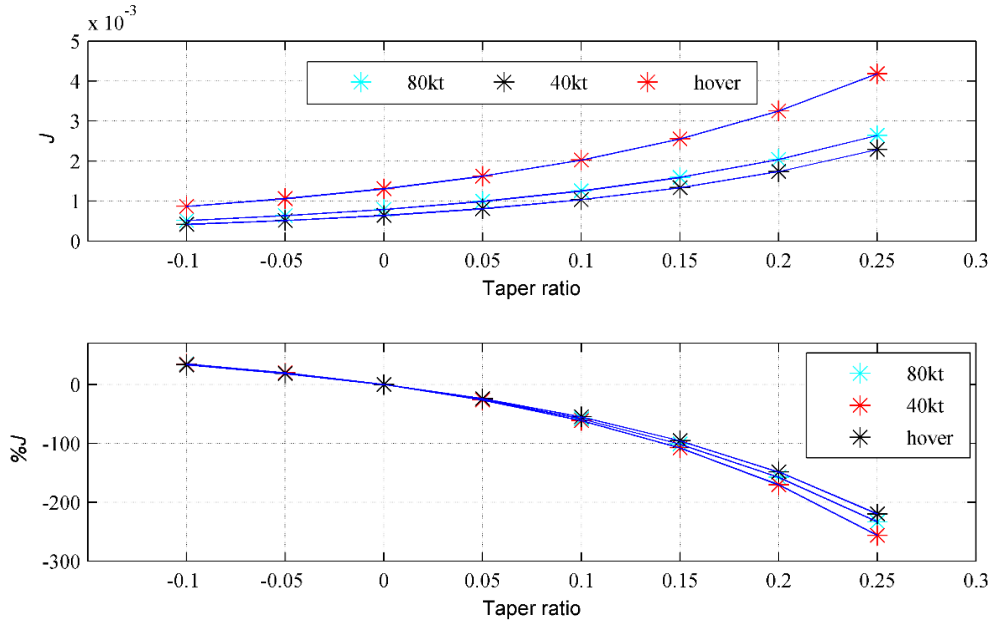
$\%J = 100(J_n - J_m)/J_n$ bu formül ile ilgili enerji tasarrufu sağlanır. Burada sırasıyla pale daralması ve daralmasız helikopter palesi için sırasıyla OVC maliyeti $J_n$ ve $J_m$ dir.

Şekil (4.2)' de kontrol enerjisindeki pale daralmasının etkisi pale daralma oranı %-10 ile %30 olarak üç farklı uçuş durumunda verilmiştir. Şekil (4.3)' de kontrol çabası ve ilgili enerji tasarrufu üç uçuş durumu için eş zamanlı olarak verilmiştir. Bu şekillere göre pozitif pale daralmasının kontrol enerjisinde maliyeti arttırdığı negatif pale daralmasının kontrol enerjisinde maliyeti azalttığı gözlemlenmiştir. Pozitif daralma sadece helikopterleri için değil birçok mühendislik uygulamasında kullanılmaktadır. Ayrıca pale daralması pale kök veteri ile birlikte düşünülmelidir. Bu konu tezin bir sonraki bölümünde ayrıntıları ile verilecektir.

Sonuç olarak daralmalı ve daralmasız paleler sırasıyla gösterilmiştir. Tezin bu bölümünde helikopter uçuş kontrol performansında pale daralmasının etkisi incelenmiştir. Bu kapsamda helikopter kontrolü için gerekli modellememiz kontrol uyumlu, fizik tabanlı, esas dinamiklerin alındığı bir modellemedir. Pale daralması iki türlü (boylamasına ve veter boyunca) eş zamanlı düşünülmüştür. Rassal bir optimizasyon yöntemi olan SPSA uçuş kontrol enerjisini düşürmek için kullanılmıştır. Bir varyans kısıtlayıcı kontrolcü olan OVC helikopter uçuş kontrol sistemi olarak kullanılmıştır. Pozitif daralma kontrol enerjisindeki maliyeti arttırırken negatif daralma kontrol enerjisini düşürür. Böylece pozitif pale daralması ile kontrol enerjisini düşürmek için pale daralması ve pale kök veterini birlikte düşünmek daha uygundur.




Şekil 4. 2. Sırasıyla 80 kt, 40 kt ve Askıda Kalma Durumunun Enerji İle Pale Daralmasının Etkisi

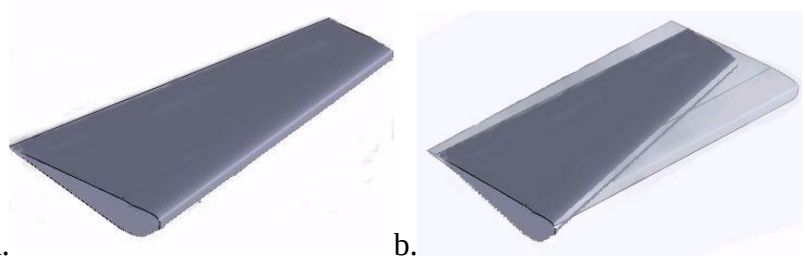



Şekil 4. 3. Sırasıyla 80 kt, 40 kt ve Askıda Kalma Durumunun Enerji İle Pale Daralmasına Etkisi

### 4.3. Helikopter Modelleme ve Helikopter Palesi

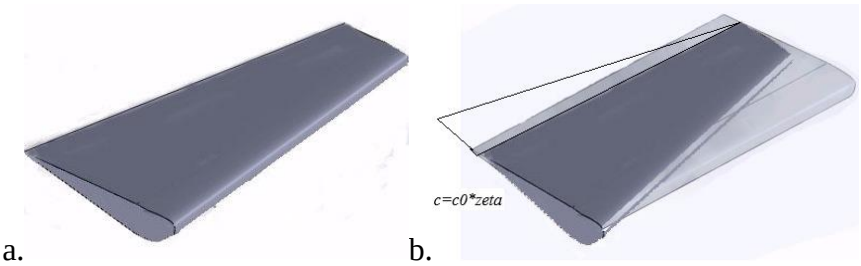
Bu tez kapsamında literatürdeki helikopter çalışmaları[15, 16] kullanılarak yeni bir helikopter modellenmesi üretilmiştir [83]. Bu makale kısaca ileride özetlenmiştir. Bu çalışma sonlu sayıda adi diferansiyel denklemlerin kullanılması (ODEs) ve fizik bazlı esas dinamiklerin modellemesi ile elde edilen gerçek hava aracının, esas dinamiklerini kaybetmediği bir modelleme çeşididir. Bu modelleme üretilirken; gövde, kuyruk takımı, iniş takımı, tam mafsallı ana rotor takımı (4 paleli), ana rotorun aşağı yönlü hava akımı ve kuyruk rotoru gibi kontrolü etkileyen esas dinamikler modellemeye eklenmiştir. Sonuç olarak bizim helikopter modelimiz; 9 gövde denklemi, 16 pale çırpınma ve pale ilerleme-gerileme denklemi, 3 statik ana rotordan aşağı yönlü akış denklemi ve ilave uçuş yolu açısı cebirsel denklemi ile toplamda 29 denklem ile çok amaçlı bir modellemedir.

Tezin bu bölümünde; pale daralması ve pale kök veter uzunluğunun genişlemesinin eş zamanlı değişimi helikopter uçuş kontrol enerji tasarrufuna etkisi incelenmiştir. Bu kapsamda pale daralmasının ve helikopter palesinin kök veter uzunluğunun değişiminin sonuçları ileride verilmiştir. Pale daralması aerodinamik performansı geliştirmek için kullanılır [50, 52]. Bununla birlikte pale daralmasının hayati bir önemi daha vardır. Pale kökünde oluşan yapısal yükleri azaltmaya yarar[47]. Sabit veterli paleler üretimi basittir fakat aerodinamik olarak uçlara doğru daralan paleler daha etkilidir. 0,3 oranında pale ucunun daralması ayrıca askıda kalan uçuşlarda ve ileri yönlü uçuşlarda uçuş performansını arttırır. Pale daralmasının birçok avantajından dolayı bu çalışmada pale daralması pale kök veteri değişimi ile birlikte eş zamanlı olarak helikopter uçuş kontrol sisteminde kontrol çabasına etkisi incelenmiştir. Şekil (4.4)' de pale daralması gösterilmiştir ve şekil (4.5)' de pale kök veter uzunluğunun değişimi ile pale daralması birlikte gösterilmiştir.



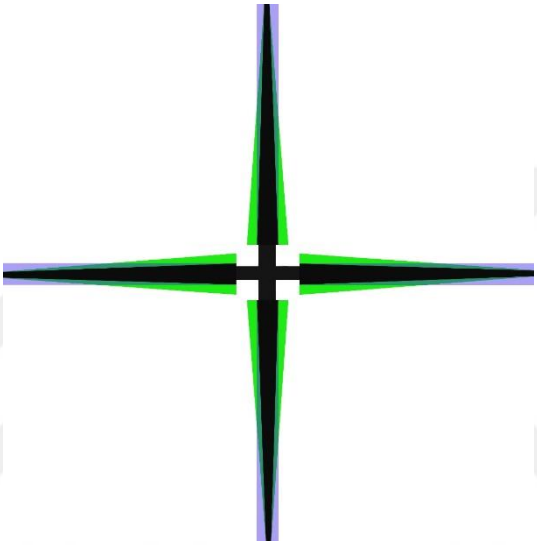
a. b.

Şekil 4. 4. Daralmış helikopter palesi(a) ve hem daralmış normal helikopter palesi(b)




a. b.

Şekil 4. 5. Normal Pale(a) ve Kök Veter Uzunluğu Değişen Pale (b)



Şekil 4. 6. Pale daralması ve kök veter değişimin helikopter ana rotorunda 4 palede birlikte gösterimi

Şekil (4.6)' de pale daralması ve pale kök veter değişimi birlikte gösterilmiştir. Mor: Orijinal pale, Siyah; normal pale, yeşil: hem pale daralması hem de pale kök veteri değişmiş ifade edilmiştir.

### 4.4. Helikopter Uçuş Kontrol Sistemi

Bu çalışma kapsamında helikopter uçuş kontrolü için bir varyans kısıtlayıcı kontrolcü olan OVC (Output Variance Controller: Çıkış varyansı kısıtlı kontorlcü) seçildi[33, 41]. Bu kontrolcünün seçilmesindeki en önemli sebeplerden bir tanesi de helikopterin Euler açılarını kısıtlayarak helikopterin içinde bulunan insanı yüksek titreşim ve aşırı davranışlardan korumaktır. OVC kontrolcüsü şu şekilde özetlenebilir: Verilen sürekli,

lineer zamandan bağımsız, kararlı hale getirilebilir ve algılanabilir bir sistem [33, 41] Denklem (5.1)' de verilmiştir.

$$\dot{x}_p = A_p x_p + B_p u_p + w_p \,,\; y = C_p x_p \,,\; \mathrm{z} = M_p x_p + v \tag{5.1}$$

ve pozitif tanımlı giriş amaç matrisi, $R > 0$ için Denklem (5.2)' deki gibi bir dinamik kontrolcünün bulunması gerekmektedir:

$$\dot{x}_c = A_c x_c + F\mathrm{z} \,, \qquad u_p = G\, x_c \tag{5.2}$$

ve bu kontrolcü Denklem (5.3)' deki problemi çözmektedir:

$$\min_{A_c,F,G} \; J = E_\infty \, u_p^T R u_p = tr(RGX_{c_j} G^T) \tag{5.3}$$

Bu esnada Denklem (5.3)' deki problem aşağıdaki çıkış varyanslarına maruz kalmaktadırlar:

$$E_\infty \, y_i^2 \le \sigma_i^2 \,, \qquad i = 1, ...., n_y \tag{5.4}$$

Yukardaki denklemlerde , $y$ ve $z$ karakterleri sırasıyla ilgilenilen çıkışlar ve sensor sonuçlarıdır. $F$ ve $G$ sırasıyla durum tahmin edici ve kontrolcü kazanç matrisleridir. $w_p$ ve $v$ sırasıyla $W$ ve $V$ yoğunlukları ile birbirinden tamamen bağımsız gauss beyaz gürültüsüdür. $x_c$ ise kontrolcü durum vektörüdür. $\sigma_i^2$ ise $i$ durumu çıkış varyansında getirilen üst limit kısıtlamasıdır. $n_y$ ise çıkışların sayısıdır. Son olarak $E_\infty \triangleq lim_{t\to\infty} E$ burdaki $E$ ise beklenti operatörüdür. Bir önceki bilgiye ilave olarak $tr$ ve $T$ sembolleri sırasıyla matris izi matris transpozu dur. $J$ nin miktarı genellikle helikopter kontrol uçuş çabası veya helikopter uçuş kontrol maliyeti olarak adlandırılır ve durum kovaryans matrisi $X_{c_j}$ kullanılarak elde edilir. [13-14]' deki yayınlar birleştikten ve

çıkış ceza matrisi (output penalty matrix) $Q$ bulunduktan sonra, OVC çıkış varyans kısıtlamalı kontrolcü parametreleri aşağıdaki gibidir;

$$A_c = A_p + B_p G - F M_p, \quad F = X M_p^T V^{-1}, \quad G = -R^{-1} B_p^T K \tag{5.5}$$

Yukarıdaki denklemde $X$ ve $K$ iki cebirsel riccati denkleminin çözümüdür.

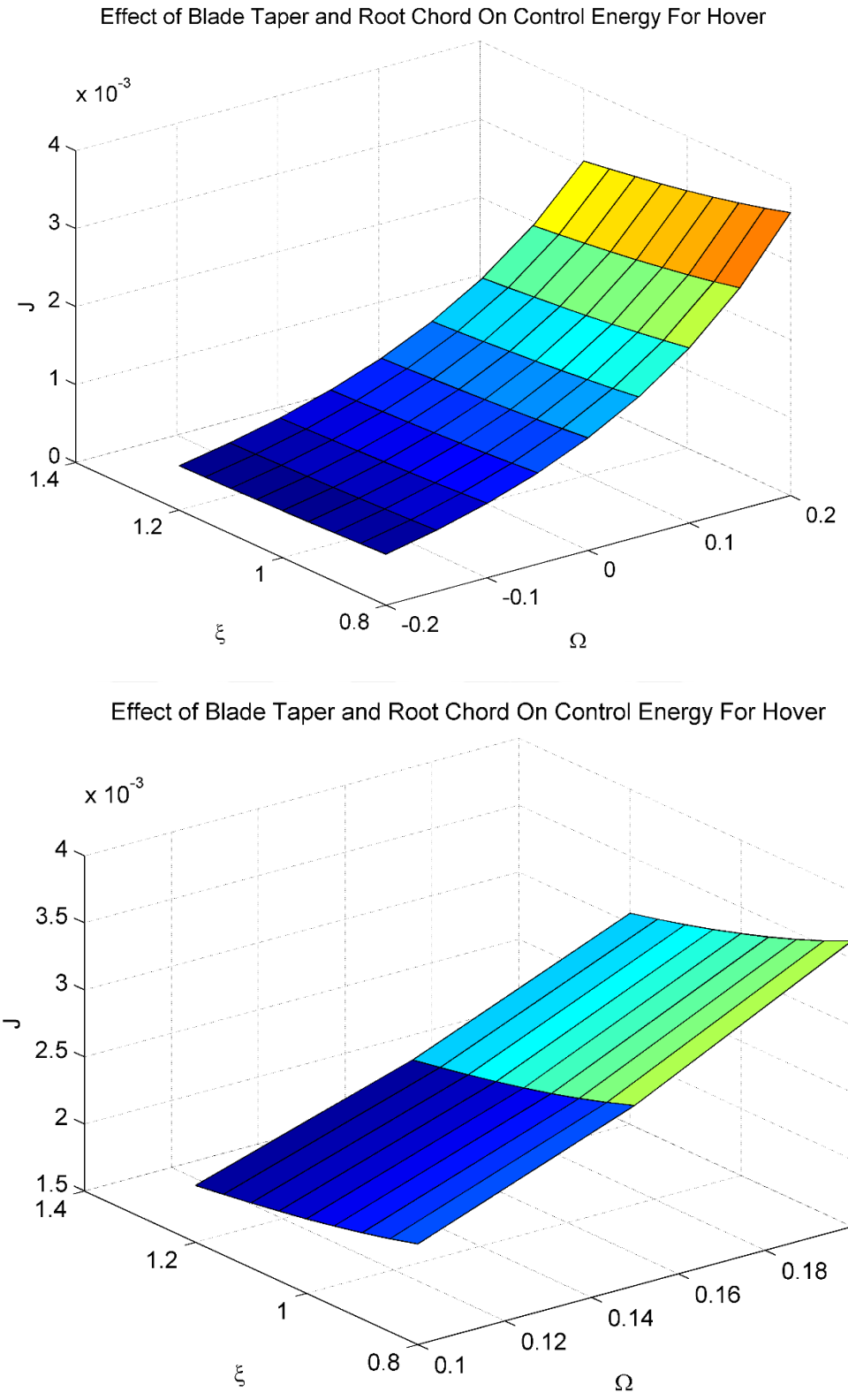
$$0 = X A_p^T + A_p X - X M_p^T V^{-1} M_p X + W \tag{5.6}$$

$$0 = K A_p + A_p^T K - K B_p R^{-1} B_p^T K + C_p^T Q C_p \tag{5.7}$$

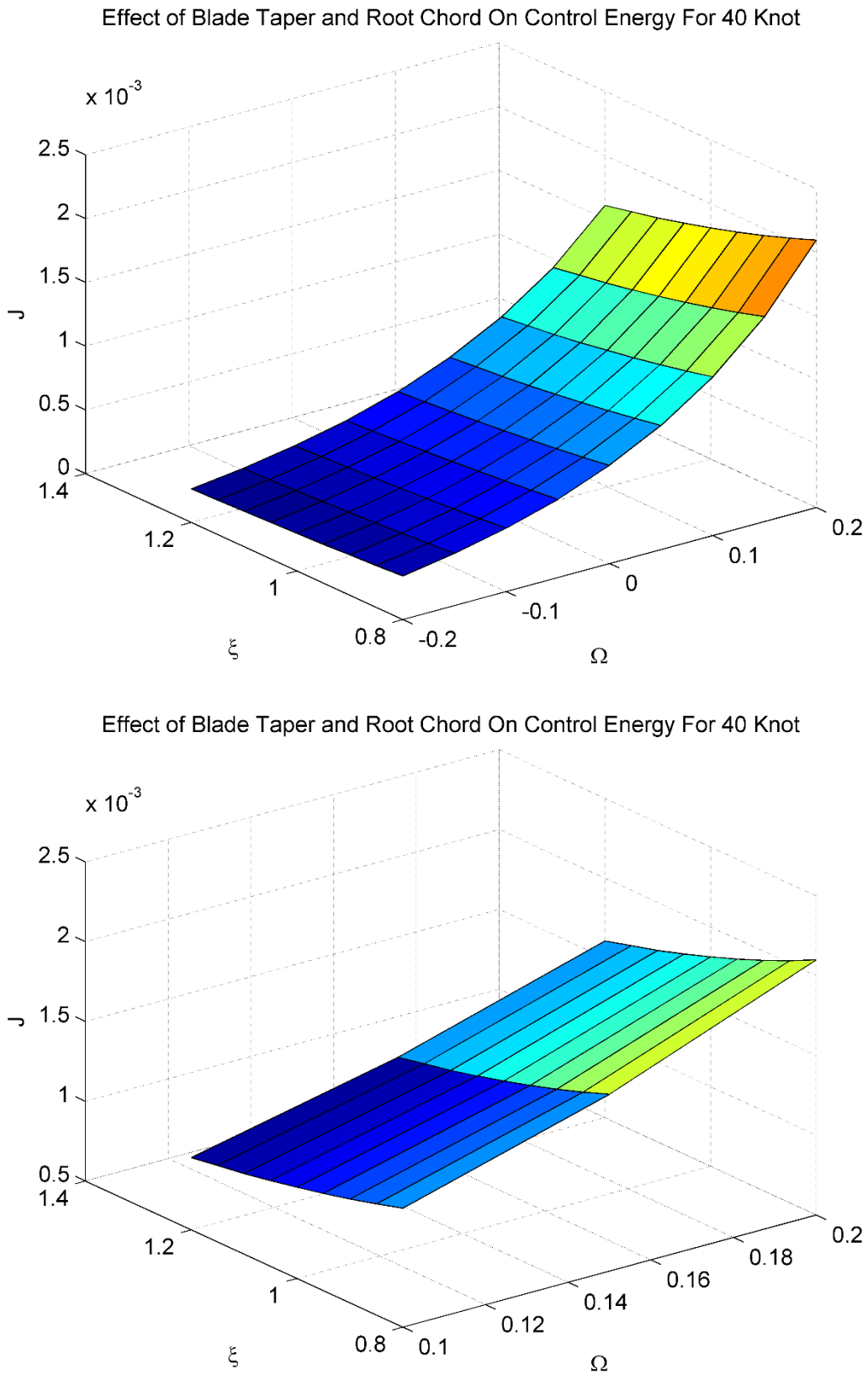
### 4.5. Pale Kök Veter Değişimi ve Pale Daralması

Tezin bu bölümünde helikopter uçuş kontrol çabasındaki pale kök veter uzunluğunun değişimi ve pale ucu daralmasının etkileri incelenmiştir. Bu amaç için; karmaşık, kontrol uyumlu, fizik tabanlı helikopter modelleri trim edilmiş ve askıda kalan, 40 knot düz seviye uçuş ve 80 knot düz seviye uçuş durum bilgilerinden yararlanılmıştır [83]. Helikopter Euler açılarında (yaklaşık $10^{-4}$) çıkış varyans kısıtlamalı kontrolcü olan OVC tasarlanmıştır. Girişler olarak 4 helikopter kontrolü kullanılmış ve gürültü yoğunlukları $W = 10^{-7} * I_{25}$ ve $V = 10^{-7} * I_4$ olarak dikkate alınmıştır.

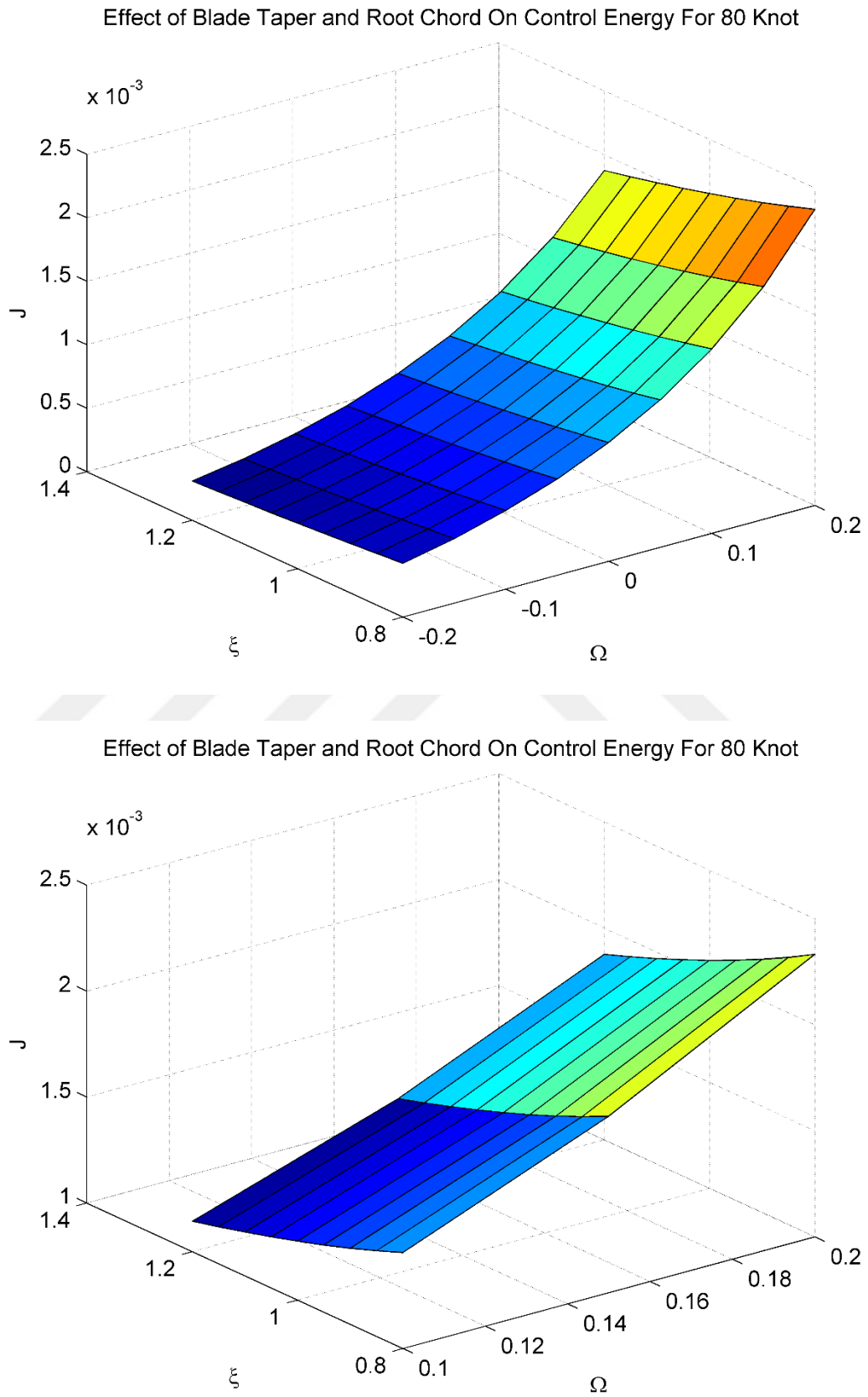
Şekil (4.7), Şekil (4.8) ve Şekil (4.9) de sırasıyla bir helikopterin pale kök veterinin değişimi ve pale ucu daralmasının uçuş kontrol sisteminde uçuş çabasına etkisi; askıda kalan, 40 knot düz seviye uçuşu ve 80 knot düz seviye uçuşu durumlarında gösterilmiştir. 3 trim durumu için de görüldüğü gibi pale daralması pozitif durumda iken ($\Omega = 1 - (c_T / c_R)$ gibi ) helikopterin uçuş kontrol sisteminin harcadığı çaba artmıştır. Diğer yandan $c_R = c_{R_0} * \xi$ formülünün kullanılması ile elde edilen pale kök veterinin genişlemesi helikopter uçuş kontrol sistemindeki kontrol çabasını arttırmıştır. Sonuç olarak tasarım mühendisleri helikopter palesini tasarlarken, pale ucuna doğru daralmanın helikopter uçuş kontrol çabasına çok etkisi olmasa da ana rotor takımının aerodinamik ve yapısal performansı açısından gerekli olduğunu bilmektedir. Bu konudaki kapsamlı analizlerimiz farklı uçuş durumlarından da sonuçların doğruluğunu göstermiştir.




Şekil 4. 7. Askıda Kalan Helikopterin Pale Kök Veteri Değişimi ve Pale Ucu Daralmasının Kontrol Çabasına Etkisi




Şekil 4. 8. 40 Knot Düz Seviye Uçuşunda Helikopterin Pale Kök Veteri Değişimi ve Pale Ucu Daralmasının Kontrol Çabasına Etkisi

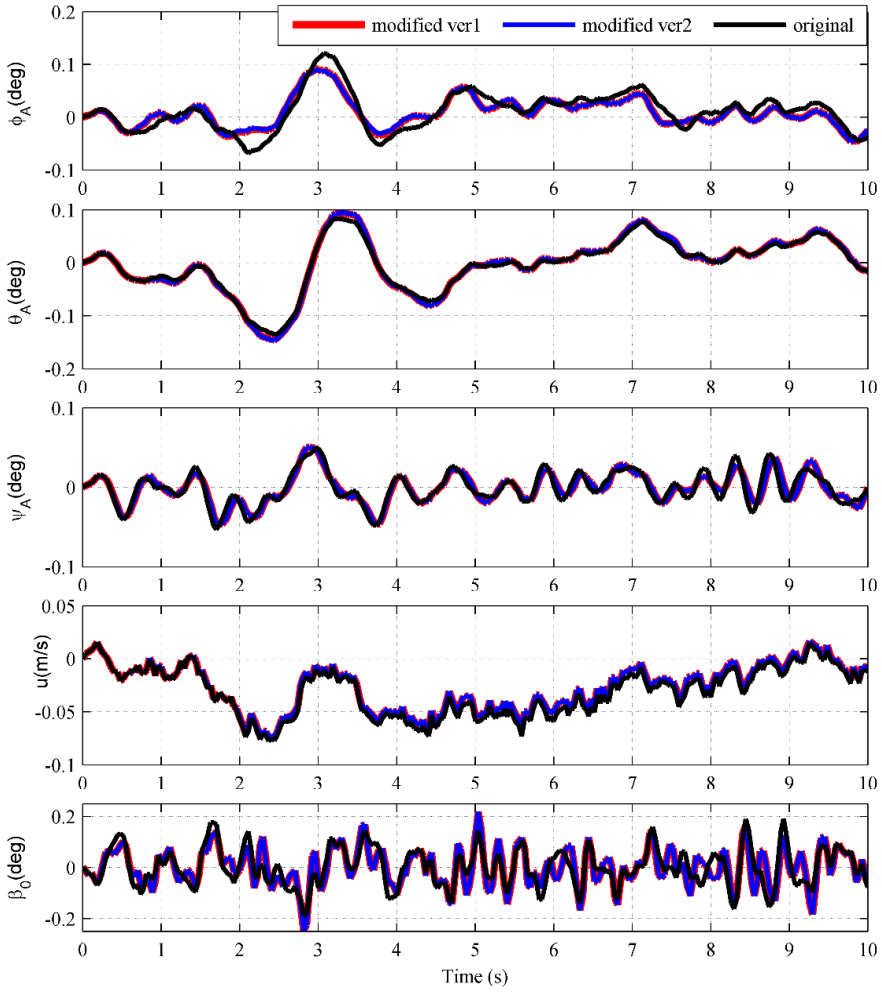



Şekil 4. 9. 80 Knot Düz Seviye Uçuşunda Helikopterin Pale Kök Veteri Değişimi ve Pale Ucu Daralmasının Kontrol Çabasına Etkisi

Şekil (4.7) (4.8) (4.9)' da görüldüğü gibi 3 trim durumu için de (1kt, 40 kt, 80 kt) pale daralması belirgin bir şekilde maliyeti arttırırken pale kök veteri genişlemesi bu maliyeti düşürmektedir. Bu kapsamda 3 trim durumu içinde benzer sonuçlar elde edildiği görülmektedir.

### 4.6. Kapalı Çevrim Sonuçlarının Karşılaştırılması

Helikopter pale veter uzunluğunun ve pale ucu daralmasının eş zamanlı değişiminin helikopter uçuş kontrol çabasına etkisini daha iyi tahmin etmek için üç durumda kapalı çevrim sonuçları karşılaştırılmıştır. Birincisi klasik helikopterin kapalı çevrim sonuçlarıdır. İkincisi pale yüzey alanı sabit kalacak şekilde pale ucu daralması ve pale kök veterinin değişimidir. Üçüncüsü pale yüzey alanı sabit kalmayacak şekilde pale ucu daralması ve pale kök veterinin değişimine izin vermektir. Bu kapsamda klasik bir helikopterin çıkış varyans kısıtlı kontrolcü (OVC) kullanılarak elde edilen kapalı çevrim cevaplarına, birinci kapalı çevrim cevapları denir. Benzer olarak birinci versiyon pale daralmasının OVC kullanılarak elde edilen kapalı çevrim cevaplarına ikinci kapalı çevrim cevapları denir. Son olarak ikinci versiyon pale daralmasının OVC kullanılarak elde edilen kapalı çevrim cevaplarına üçüncü kapalı çevrim cevapları denir. Birinci versiyon pale daralması ve kök veter değişimi uygulanırken kök veter uzunluğu sabiti $\xi = 2/(2-\Omega)$ bu değere eşit olmak zorundadır. Bu durumda $\Omega = 0,2$ uygulandığında $\xi$ pale kök veteri sabiti 1,1111 olur. Dahası ikinci versiyon pale daralması ve kök veteri değişimi uygulanırken helikopterin uçuş kontrol sisteminin kontrol enerjisini azaltmak için $\Omega = 0,2$ iken pale kök veterindeki değişim $\xi = 1,2$ ye arttırılır( $\Omega = 0,2$ ve $\xi = 1,2$ =1,2 bizim çalışmamız için sınır değerlerdir). Bu üç kapalı durum cevapları için helikopter modeli 40 knot düz seviye uçuşu için trim edilir ve doğrusallaştırılır. Aşağıdaki şekillerde değişkenler derece olarak davranışlarını göstermek için hazırlanmıştır. Ayrıca belirtmek gerekir ki doğrusallaştırılmış modeller kullanılır. Şekil (4.10)' da gösterilen şekillerden trim değerlerinden değişkenlerin gerçek değerleri sapar. Bu şekiller ayrıca kapalı çevrim cevapları (siyah çizgi) beyaz gürültü etkeninden etkilenirken, bazı durum ve kontrollerin kapalı çevrim cevaplarını gösterir.

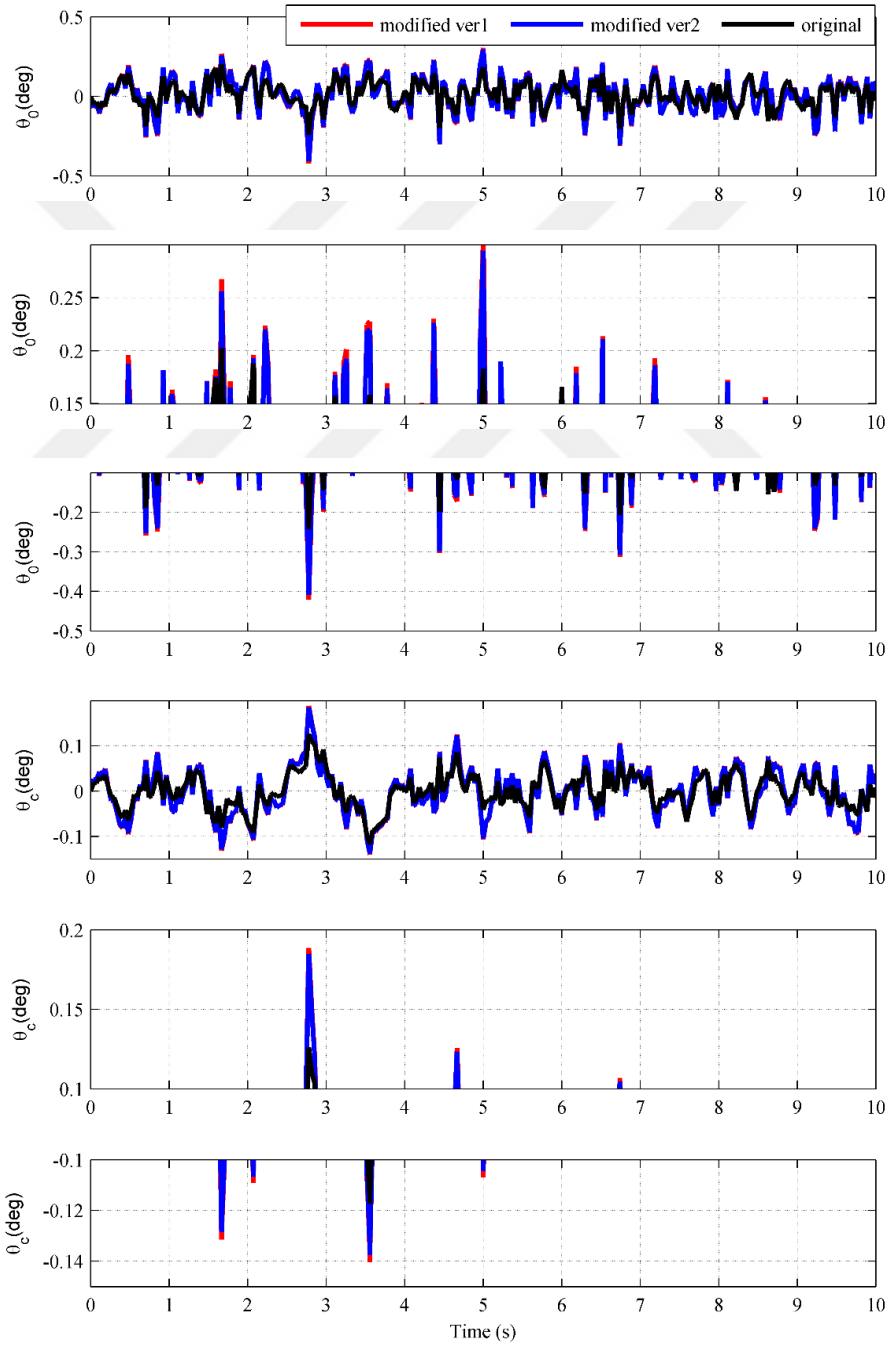



Şekil 4. 10. 40 Knot Pale Daralması Ve Pale Kök Veter Değişiminin Kapalı Çevrim Cevapları

Şekil (4.10)' da görülmektedir ki her üç durumda da (Normal, alan korumalı ve alan korumasız) ilgilenilen çıkışlarının yani helikopter Euler açılarının nitel ve nicel davranışları hemen hemen çok benzerdir. Bunun dışında diğer ilgilenilmeyen çıkışlar mesela x doğrusundaki hız ve kolektif çırpınma hızlarının değişimi de yıkıcı davranışlar göstermemektedir.

Şekil (4.10)' da doğrusal hızların kapalı çevrim cevapları birinci kapalı çevrim cevapları siyah çizgi ikinci kapalı çevrim cevapları kırmızı çizgi ve üçüncü kapalı çevrim cevapları mavi çizgi ile gösterilir. Bu kapsamda $\phi_A$ : roll açısı, $\theta_A$ : pitch açısı, $\psi_A$ : yaw açısını ifade eder. Boylamasına doğrusal hız (u) ve kolektif pale çırpınma pale çırpınma açısı ( $\beta_0$ ) ifade eder.

Şekil (4.10)' da gösterildiği gibi diğer çıkışlar (u ve $\beta_0$ gibi) yıkıcı davranışlar göstermemektedir. Bu davranışlarda ani ve büyük değişim yaşanmamıştır. Nitel davranışlar üç helikopter durumu içinde benzerdir. Bu iyi performans durumu OVC algoritmasının katlanarak dengelenmesi etkisi ile açıklanabilir [12]. Son olarak ayrıca farklı uçuş durumları için de (Askıda kalma, 40 knot ve 80 knot düz seviye uçuş durumları gibi) bulunan sonuçlar geçerlidir.




Şekil 4. 11. 40 knot düz seviye uçuşu için pale daralması ve pale kök veter değişiminin eş zamanlı kontrole etkisi

Şekil (4.11)' de üç helikopter durumu için (1kt, 40 kt, 80 kt) bazı helikopter kontrolünün kapalı çevrim cevapları (ana rotor kolektif ve boylamasına dairesel pale pitch açısı gibi) gösterilmiştir. Üç helikopter durumu için ana rotor kolektif pale pitch ve boylamasına dairesel kontrollerin pale kök veter ve pale ucu daralmasında değişimlerle ilgili en önemli gözlem şudur ki; birinci kapalı çevrim cevaplarının (klasik helikopter ve OVC birleşimi) uç değerleri en küçüktür. Bununla birlikte ikinci kapalı çevrim cevaplarının uç değerleri üçüncü kapalı çevrim cevaplarının uç değerlerinden daha iyidir. Bu durum OVC nin kontrol etkisi olan Denklem (2.23) ile açıklanabilir. Sırasıyla ilgili kapalı çevrim cevaplarının sonuçları $8.18*10^{-4}$, $16.89*10^{-4}$ ve $16.08*10^{-4}$ dır. Kontrol değişimleri yumuşak ve küçüktür. Bu sayede kontrol değerleri yıkıcı davranışlar göstermemektedir. Bu kapsamlı analizler şu sonucu göstermiştir. Bu sonuçlar; ana rotor yanlamasına dairesel hatve kontrolü için ve kuyruk rotor kontrolü gibi diğer tüm kontroller için geçerlidir. Son olarak önceki sonuçlar farklı uçuş durumları (askıda kalma, 40 knot düz seviye uçuş ve 80 knot düz seviye uçuşu) için de geçerlidir.

Sonuç olarak tez çalışmasının bu bölümünde, pale daralması ve pale kök veter uzunluğunun genişlemesinin helikopter uçuş kontrol sisteminin enerjisindeki etkisi incelendi ve kapalı çevrim cevapları üretildi.

Bu amaç için helikopterin esas dinamiklerinin kullanıldığı fizik tabanlı, kontrol uyumlu ve çok amaçlı helikopter modeli üretildi.

Klasik bir helikopter için pale daralması ve pale kök veter uzunluğunun değişimi üç durumda kapalı çevrim cevapları incelenmiştir.

Bu üç durumun birincisi orjinal pale, kök veter ve pale daralma uygulamasıdır. İkinci durum, pale alanını sabit tutarak pale daralması ve kök veter genişlemesini incelenmesidir. Üçüncü durum ise pale alanı değişimine izin vererek pale daralması ve kök veterinin genişlemesi incelenmiştir.

Elde edilen sonuçlara göre helikopter performansını arttırmak için pale daralması kullanılırken, helikopter kontrol enerji tasarrufu sağlamak için pale kök veter uzunluğunun genişletilmesi şarttır.

Bu durumlar ayrıca farklı uçuş durumları olan askıda kalma ve 80 knot düz seviye uçuşları içinde geçerlidir.

Örneğin; orjinal Puma SA 330 gibi helikopterler için kontrol enerjisi $8.18*10^{-4}$ olarak 40 knot düz seviye uçuşu ve düz seviye uçuşu durumlarında elde edilmiştir.

Pale daralması yapılırken pale kök veter sabiti pale alanını sabit tutmak için seçilir. Alan korumalı pale daralması ve kök veter genişlemesi uygulaması helikopter kontrolüne etkisi $16.89*10^{-4}$ olarak elde edilmiştir.

Daha sonra pale daralması ve pale kök veter sabitleri seçilirken elde edilen kapalı çevrim cevaplarına bakılarak helikopter kontrol enerjisindeki sonuçları elde edilmiştir.

İlgilenilen çıkışlardaki varyans kısıtlamaları (Örneğin helikopter Euler açıları gibi) bütün kapalı çevrim cevapları için (Bir klasik helikopter ve diğer iki pale daralması ve kök veter genişlemesi uygulaması gibi) aynı olduğu için, cevapların şekilleri ve büyüklükleri prensip olarak aynıdır.

Öncelikle, diğer doğrusal hız durumları ve pale çırpınma durumları gibi çıkışlar yıkıcı davranışlar göstermemektedir.

İkinci olarak; ana rotor kolektif ve boylamasına dairesel pale yunuslama açısı gibi kontrol uç değerleri birinci kapalı çevrim cevapları için çok düşüktür.

Üçüncü olarak; ikinci kapalı çevrim cevaplarının uç değerleri üçüncü kapalı çevrim cevaplarından daha yüksektir.

Dördüncü olarak; helikopter kontrol enerjisi için elde edilen önceki iki sonuç klasik helikopter için en küçüktür ve ikinci kapalı çevrim cevapları için en büyüktür.

Son olarak kapalı çevrim cevapları için elde edilen tüm bu sonuçlar askıda kalma, 80 knot düz seviye uçuşu ve seviye uçuş durumları içinde geçerlidir.

# 5. BÖLÜM

**Sonuçlar**

Kontrol amaçlı, fizik bazlı, karmaşık helikopter modelleri ana rotor palelerinin daraldığı kök veterlerinin değiştiği durumlarda kullanılırken, kontrol çabasındaki değişimler incelenmiştir. Literatürde pale daralması birçok ticari helikopterde yapısal ve aerodinamik nedenlerden ötürü, yaygın bir şekilde kullanılırken bu pale daralmasının kontrol enerjisine etkileri ihmal edilmektedir. Bu realite bu doktora tez çalışmasına başlangıç adımı olmuştur. Pale daralması kontrol enerjisi bakımından olumsuz sonuçlar doğurduğundan dolayı tek başına tasarım parametre olarak kullanılması verimli bir helikopter oluşturma adına çokta makul bulunmamıştır. Bu nedenden ötürü bu doktora tez çalışmasında palelerin kök veterinin değişmesi de bu ilgili olumsuz sonucu iyileştirmek adına tasarım parametresi olarak ilaveten ele alınmıştır.

Helikopter palelerinin daralmasının ve kök veterlerinin değişmesinin etkileri ilk olarak en genel doğrusal olmayan yönetici denklemlerde, peşinden basitleştirilmiş doğrusal olmayan yönetici denklemlerde ve sonrasında ise doğrusallaştırılmış yönetici denklemlerde gözlemlenmiştir. Peşinden elde edilen değişmiş doğrusallaştırılmış modeller çıkış varyansı kısıtlı kontrolcüler kullanılarak farklı uçuş hızlarında kontrol edilmeye çalışılmıştır. Yine farklı uçuş hızlarında kontrol enerjileri hesaplanmıştır. Kontrol enerjisine ana rotor palelerinin daralmasının ve kök veterlerinin değişmesinin etkileri üç boyutlu grafiklerde detaylı bir şekilde sunulmuştur. En sonunda ise doğrusallaştırılmış modeller ve bunlar için tasarlanmış çıkış varyansı kısıtlı kontrolcüler üç farklı senaryoda birleştirilerek üç ayrı kapalı çevrim yanıtları elde edilmiştir. Bunlardan ilki pale daralması ve kök veteri değişikliğinin uygulanmadığı doğrusallaştırılmış model ile bu model için tasarlanmış çıkış varyansı kısıtlı kontrolcüden elde edilmiştir. İkinci kapalı çevrim ise pale üstten görünüş alanının sabit tutulduğu pale daralması ve pale kök veteri değişikliğinin uygulandığı doğrusallaştırılmış model ve bu model için tasarlanmış çıkış varyansı kısıtlı

kontrolcünün birleştirilmesinden oluşturulmuştur. Üçüncü kapalı çevirim ise bu tez çalışması kapsamında müsaade edilen maksimum pale daralması ve maksimum kök veteri genişlemesinin uygulandığı doğrusallaştırılmış model ve bu model için tasarlanmış çıkış varyansı kısıtlı kontrolcünün birleştirilmesinden elde edilmiştir.

Bu tez çalışmasında elde edilen çarpıcı sonuçlar aşağıda maddeler halinde özetlenmiştir.

- Yapısal ve aerodinamik nedenlerden ötürü pale daralması kullanılmak istenildiğinde şu durumun farkında olunmalıdır: pale daralması yapısal dayanım ve aerodinamik verimlilik katmasının yanında tek başına uygulandığında, farklı uçuş hızlarında helikopter kontrol enerjisini arttırmaktadır. Bu da helikopterin yakıtının daha hızlı tükenmesine, işletme maliyetinin artmasına ve birçok olumsuz etkilere yol açmaktadır.
- Eğer ki yapısal ve aerodinamik nedenlerden ötürü mutlaka pale daralması kullanılması gerektiğinde, ikinci bir farklı parametrenin de helikopter yeniden tasarımına dâhil edilmesi uygun bir çözüm olarak bu tez çalışmasında saptanmıştır. Bu gerçek göz önünde bulundurularak bu tez çalışmasında ana rotor palelerinin kök veterinin de değişmesi, yeniden tasarıma dâhil edilmiş ve kontrol enerjisi bakımından daha efektif bir tasarım gerçekleştirilmiştir.
- Yapısal ve aerodinamik nedenlerden ötürü helikopter yeniden tasarımında ana rotorlarda pale daralması uygulamasına gidildiğinde görülmüştür ki: Farklı uçuş hızlarında kontrol enerjisi daha da artmıştır. Bu da yakıt sarfiyatının artışına ve birçok negatif etkiye neden olmaktadır. Örneğin 40 knotlık düz seviye uçuşunda helikopter uçuşunu sürdürdüğünde eğer ki 0,20 kadar pale daralma uygulanmışsa kontrol enerjisi yüzde 273,86 kadar artmaktadır.
- Yapısal ve aerodinamik nedenlerden ötürü helikopter yeniden tasarımında ana rotorlarda pale daralması uygulamasına gidildiğinde bununla beraber kök veterinde de genişleme uygulamasına gidildiğinde bir önceki durumda kontrol enerjisinde oluşan olumsuz durum ortadan nispeten kalktığı görülmüştür. Bu da yapısal ve aerodinamik iyileşmenin yanında kontrol enerjisinde olumsuzluğun yaşanmaması manasına gelmektedir. Örneğin 40 knotlık düz seviye uçuşunda helikopter uçuşunu sürdürdüğünde eğer ki 0,20 kadar pale daralması uygulamasının yanında 1,20 kadar da kök veter genişlemesi uygulaması yoluna gidildiğinde kontrol enerjisindeki kayıp yüzde 242,8’ e kadar inmiştir.

- Yapısal ve aerodinamik nedenlerden ötürü pale daralması kullanılması gerektiğinde şöyle bir yaklaşımda tarafımızdan önerilmiştir. Pale daralması kullanıldığında pale kök veteri genişlemesi öyle ayarlanmalıdır ki palenin üstten görünüş alanı sabit kalsın. Bu durumda ise orijinal duruma göre yüzde 204,4 kadar kayıp yaşanmıştır. Bu oran, alanın korunmadığı optimum duruma göre çokta kötü değildir.
- Palenin yeniden tasarımı OVC kontrolcüsü kullanılarak gerçekleştirildiğin de ise ilgilenilen çıkışlar yani helikopter Euler açıları üzerlerindeki varyans kısıtlamalarına itaat ederken göz önünde bulundurulmayan diğer değişkenler (Örneğin helikopter doğrusal ve açısal hızları) aşırı davranışlar göstermemiştir.
- Pale kök veter değişimi ve pale ucu daralmasının helikopter kontrol enerjisine etkisini bulmada, askıda kalma, 40 knot ve 80 knot düz seviye uçuşlarında kapalı çevrim cevapları elde edilmiştir.
- Pale kök veter değişimi ve pale ucu daralmasının helikopter kontrol enerjisine etkisini bulmada, askıda kalma, 40 knot ve 80 knot düz seviye uçuşlarında ilgilenilmeyen kapalı çevrim cevapları da elde edilmiştir.

# KAYNAKLAR


1. Phillips, W.H., Effect of Steady Rolling on Longitudinal and Directional Stability. NACA TN 1627, 1948.
2. Sahasrabudhe, V., R. Celi, and A. Tits, (1997) Integrated Rotor-Flight Control System Optimization with Aeroelastic and Handling Qualities Constraints. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 20** (217-225): p. 2.
3. Sahasrabudhe, V. and R. Celi, (1997) Efficient Treatment of Moderate Amplitude Constraints for Handling Qualities Design Optimization. **Journal of Aircraft, 34** (6): p. 730-739.
4. Sahasrabudhe, V. and R. Celi. Improvement of Off-Design Characteristics in Integrated Rotor-Flight Control System Optimization. in Proceedings of 53rd Annual of the American Helicopter Society. 1997. Virginia Beach, VA.
5. Kim, F. and M. Tischler, (1993) High Order State Space Simulation Models of Helicopter Flight Mechanics. **Journal of the American Helicopter Society, 38**(2).
6. Kim, F., Celi, R, and M. Tischler, (1993) Forward Flight Trim Calculation and Frequency Response Validation of a High-Order Helicopter Simulation Model. **Journal of Aircraft, 30** (6): p. 854-863.
7. Fusato, D. and R. Celi, (2006) Multidisciplinary Design Optimization for Helicopter Aeromechanics and Handling Qualities. **Journal of Aircraft, 43**(1): p. 241-252.
8. Garcia, J.C., Active Helicopter Rotor Control Using Blade-Mounted Actuators. 1994: MS Thesis, MIT, MA.
9. Hodges, D.H. and E.H. Dowell, Nonlinear Equations of Motion for the Elastic Bending and Torsion of the Twisted Nonuniform Rotor Blades. 1974: NASA TN D-7818.
10. Hodges, D.H. and R.A. Ormiston, Stability of Bending and Torsion of Nonuniform Cantilever Rotor Blades in Hover with Variable Structural Coupling. 1976: NASA TN D-8192.

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

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

13. Bluman, J.E. and F.S. Gandhi, (2011) Reducing trailing edge flap deflection requirements in primary control with a movable horizontal tail. **Journal of the American Helicopter Society, 56** (3): p. 1-12.

14. Bluman, J.E., Reducing Trailing Edge Flap Deflection Requirements in Primary Control Through a Moveable Horizontal Tail. 2008, The Pennsylvania State University.

15. Oktay, T. and C. Sultan, (2013) Simultaneous helicopter and control-system design. **Journal of Aircraft, 50** (3): p. 911-925.

16. Oktay, T. and C. Sultan, (2014) Flight control energy saving via helicopter rotor active morphing. **Journal of Aircraft, 51**(6): p. 1784-1804.

17. Özdemir, Ö. and M. Kaya, (2006) Flapwise bending vibration analysis of a rotating tapered cantilever Bernoulli–Euler beam by differential transform method. **Journal of Sound and Vibration, 289** (1): p. 413-420.

18. Ozgumus, O.O. and M.O. Kaya, (2007) Energy expressions and free vibration analysis of a rotating double tapered Timoshenko beam featuring bending–torsion coupling. **International Journal of engineering science, 45** (2): p. 562-586.

19. Vu, N.A., J.W. Lee, and J.I. Shu, (2013) Aerodynamic design optimization of helicopter rotor blades including airfoil shape for hover performance. **Chinese Journal of Aeronautics, 26** (1): p. 1-8.

20. Hodges, D., J. Ho, and W. Yu, (2008) The effect of taper on section constants for in-plane deformation of an isotropic strip. **Journal of Mechanics of Materials and Structures, 3** (3): p. 425-440.

21. Kambampati, S., R. Ganguli, and V. Mani, (2013) Non-rotating beams isospectral to a given rotating uniform beam. **International Journal of Mechanical Sciences, 66**: p. 12-21.

22. Sal, T.O.F. (2016) Blade Taper Effect on Control Effort and Puma SA 330 Application on Simulation Environment. in 2nd International Symposium on Sustainable Aviation (ISSA 2016). İstanbul,turkey.

23. Zhu, G. and R. Skelton, (1991) Mixed L2 and L∞ problems by weight selection in quadratic optimal control. **International Journal of Control, 53** (5): p. 1161-1176.

24. Hsieh, C., R. Skelton, and F. Damra, (1989) Minimum energy controllers with inequality constraints on output variances. **Optimal Control Applications and Methods**, **10**(4): p. 347-366.

25. Golnaraghi, K. and B.C. Kuo, in Automatic Control Systems. 2009, John Wiley & Sons. p. 716, 717, 719, 720.

26. Greenwood, D.T., chapter 1, in Advanced Dynamics. 2003, Cambridge University Press.

27. Grigoriadis, K.M., G. Zhu, and R.E. Skelton, (1996) Optimal Redesign of Linear Systems. Journal of Dynamic Systems, **Measurement and Control, 118** (3): p. 598-605.

28. Grigoriadis, K.M., et al. Optimal Redesign of Linear Systems. in Proceedings of the American Control Conference. 1993. San Francisco, CA.

29. Guglieri, G. and R. Celi, (1998) On Some Aspects of Helicopter Flight Dynamics in Steady Turns. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 21**(3): p. 383-390.

30. Oktay, T. and F. Sal. Effect of Combined Blade Root Chord Length and Blade Taper on Manned Helicopter Control Effort. in 6th International Research Conference on Science, Management and Engineering (IRCSME 2017), Dubai, UAE. 2017.

31. Oktay, T., (2014) Performance of minimum energy controllers on tiltrotor aircraft. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal, 86**(5): p. 361-374.

32. Sultan, C. and R. Skelton, Integrated design of controllable tensegrity structures. Adaptive structures and material systems-1997, 1997: p. 27-35.

33. Skelton, R.T. and C. Sultan. Controllable tensegrity: a new class of smart structures. in Smart Structures and Materials' 97. 1997. International Society for Optics and Photonics.

34. Skelton, R.E., Dynamic systems control: linear systems analysis and synthesis. 1988: John Wiley & Sons, Inc.

35. Skelton, R.E. and M. DeLorenzo, (1985) Space structure control design by variance assignment. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 8** (4): p. 454-462.

36. Skelton, R., T. Iwasaki, and K. Grigoriadis, A unified algebraic approach to linear control design, 1998. Taylor and Francis, London.

37. Gong, H., et al., (2013) Design of automatic climbing controller for large civil aircraft. **Journal of the Franklin Institute, 350** (9): p. 2442-2454.

38. Fusato, D. and R. Celi, (2006) Multidisciplinary design optimization for aeromechanics and handling qualities. **Journal of aircraft, 43**(1): p. 241-252.

39. Fusato, D., G. Guglieri, and R. Celi, (2001) Flight dynamics of an articulated rotor helicopter with an external slung load. **Journal of the American Helicopter Society, 46** (1): p. 3-13.

40. Dorato, P., V. Cerone, and C. Abdallah, Linear-quadratic control: an introduction. 1994: Simon & Schuster.

41. Skelton, R.E. and M.D. Lorenz, (1985) Space Structure Control Design by Variance Assignment. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics,. 8**(4): p. 454-462.

42. Tugrul Oktay, F.S. A Review of Helicopter Redesign. in 9th Ankara Internatıonal Aerospace Conference 2017. Ankara.

43. Oktay, T. and F. Sal, Effect of the Simultaneous Variation in Blade Root Chord Length and Blade Taper on Helicopter Flight Control Effort. The Scientific World Journal, 2012.

44. Celi, R., Helicopter Stability and Control. 2000: Class Notes.

45. Padfield, G.D., in Helicopter Flight Dynamics. 2007, AIAA Education Series. p. 118.128, 137, 149-151. 265, 266, 282-287, 293,294.

46. Dreier, M.E., in Introduction to Helicopter and Tiltrotor Flight Simulation. 2007, AIAA Education Series. p. 133-137, 591.

47. Leishman, J.G., in Principles of Helicopter Aerodynamics. 2006, Cambridge University Press. p. 118, 160, 174, 190.

48. Newman, S., in The Foundations of Helicopter Flight. 1994. p. 87.

49. Johnson, W., in Helicopter Theory. 1994, Princeton University Press. p. 7, 45-47.

50. Prouty, R.W., Volume I, in Helicopter Aerodynamics. 2009. p. 64, 65.

51. Oktay, T., Constrained Control of Complex Helicopter Models. May 2012: Ph.D. Dissertation, Virginia Polytechnic Inst. and State Univ., Blacksburg, VA,.

52. Prouty, R.W., in Helicopter Performance, Stability and Control. 2005, Robert E. Kreiger Publishing Co. p. 64, 298, 299, 303, 684-701.

53. Drela, M. Integrated Simulation Model for Preliminary Aerodynamic, Structural, and Control-Law Design of Aircraft. in 40th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. 1999. Saint Louis, MO.

54. Hoerner, S.F., Hoerner Fluid Dynamics, in Fluid Dynamic Drag. 1965. p. 2.1, 3.9.

55. Done, G. and D. Balmford, chapters 2, 3, in Bramwell's Helicopter Dynamics. 2001, AIAA. p. 142.

56. Schwarz, J. L R, Ordering Scheme and Reduced Complexity Modeling for a Multi-Rigid Body Helicopter Dynamic Model. 2009, Germany: MS Thesis, TUM.

57. Chen, R.T.N. and J.A. Jeske, Kinematic Properties of the Helicopter in Coordinated Turns. 1981: NASA Technical Papers 1773.

58. Dorata, P., C. Abdallah, and V. Cerone, in Linear Quadratic Control. 2000, Krieger. p. 9, 20, 21, 103-113.

59. Skelton, R.E., Dynamic Systems Control: Linear Systems Analysis and Synthesis. 1987, chapter 8: John Wiley & Sons.

60. Skelton, R E and C. Sultan. Controllable Tensegrity, a New Class of Smart structures. in SPIE Intl. Symposium on Smart Structures and Materials. 1997. San Diego, CA.

61. Hsieh, C., R.E. Skelton, and F.M. Damra, (1989) Minimum Energy Controllers with Inequality Constraints on Output Variances. **Optimal Control Application and Methods, 10** (4): p. 347-366.

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

63. Oktay, T. and C. Sultan, (2013) Constrained predictive control of helicopters. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, **1**(85): p. 32-47.

64. Spall, J.C., Multivariable stochastic approximation using a simultaneous perturbation gradient approximation. IEEE Transactions on Automatic Control, 1992. 37: p. 332-341.

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

66. Mohamed Abdallah, M., Pasif ve/veya Aktif Başkalaşım İle Sabit Kanatlı İHA'ların Otonom Performansının Maksimizasyonu. 2015.

67. Brocklehurst, A. and G.N. Barakos, (2013) A review of helicopter rotor blade tip shapes. **Progress in Aerospace Sciences, 56**: p. 35-74.

68. Hansford, R.E., (1987) Rotor load correlation with the British Experimental Rotor Program blade. **Journal of the American Helicopter Society, 32**(3): p. 43-53.

69. Milgram, J. and I. Chopra, (1998) A parametric design study for actively controlled trailing edge flaps. **Journal of the American Helicopter Society, 43**(2): p. 110-119.

70. Oh, Y. and H.H. Yoo, (2016) Vibration analysis of rotating pretwisted tapered blades made of functionally graded materials. **International Journal of Mechanical Sciences, 119**: p. 68-79.

71. Lim, J.W., (2016) Consideration of structural constraints in passive rotor blade design for improved performance. **Aeronautical Journal, 120**(1232): p. 1604-1631.

72. Bhatnagar, K. and Abhishek, (2016) Effect of Rotor Blade Geometry on the Performance of Rotary-Winged Micro Air Vehicle. **Defence Science Journal, 66**(6): p. 638-644.

73. Oktay, T. and F. Sal, (2015) Helicopter Control Energy Reduction Using Moving Horizontal Tail. **The Scientific World Journal, 2015**.

74. Seon, G., et al., (2016) Mesh morphing methodology for strength predictions in composites. **Composite Structures, 140**: p. 612-620.

75. Haoqin, S., et al., (2015) Morphing Process Research of UAV with PID Controller. **Procedia Engineering, 99**: p. 873-877.

76. Haoqin, S., et al., (2015) Anti Measure Noise Research of Morphing Wing UAV. **Procedia Engineering, 99**: p. 975-980.

77. Thill, C., et al., (2008) Morphing skins. **The Aeronautical Journal, 112**(1129): p. 117-139.

78. Oktay, T., et al. Autonomous Flight Performance Improvement of Load-carrying Unmanned Aerial Vehicles by Active Morphing. in ICUAST 2016 : 18th International Conference on Unmanned Aircraft Systems and Technology, Zurich. 2016.

79. Oktay, T. and C. Sultan, (2013) Constrained predictive control of helicopters. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 85** (1): p. 32-47.

80. Oktay, T. and C. Sultan. Variance constrained control of maneuvering helicopters. in American Helicopter Society 68th Annual Forum. 2012.

81. Oktay, T. and C. Sultan. Model predictive control of maneuvering helicopters. in AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. 2012.

82. Oktay, T. and C. Sultan. Integrated maneuvering helicopter model and controller design. in AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. 2012.

83. Oktay, T., Constrained control of complex helicopter models. 2012.

# ÖZGEÇMİŞ

## KİŞİSEL BİLGİLER

Adı, Soyadı: Fırat ŞAL
Uyruğu: Türkiye (TC)
Doğum Tarihi ve Yeri: 27 Ocak 1986, Kırşehir
Medeni Durumu: Evli
Tel: +05059991876
email: firatsal@gumushane.edu.tr
Yazışma Adresi: Kelkit Aydın Doğan MYO lojmanlar b/11 Kelkit Gümüşhane 29600

## EĞİTİM

| Derece | Kurum | Mezuniyet Tarihi |
|---|---|---|
| Doktora | EÜ Sivil Havacılık Anabilim Dalı Uçak Gövde-Motor Bakım | 2018 |
| Yüksek Lisans | EÜ Sivil Havacılık Anabilim Dalı Uçak Gövde-Motor Bakım | 2015 |
| 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., "Effect of the Simultaneous Variation in Blade Root Chord Length and Blade Taper on Helicopter Flight Control Effort", INTERNATIONAL JOURNAL OF AEROSPACE ENGINEERING, pp.1-9, 2017

Oktay T., Şal F., "Combined passive and active helicopter main rotor morphing for helicopter energy save", JOURNAL OF THE BRAZILIAN SOCIETY OF MECHANICAL SCIENCES AND ENGINEERING, vol.38, pp.1511-1525, 2016

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

Oktay T., Şal F., "A Review of Helicopter Redesign", 9th Ankara International Aerospace Conference, ANKARA, TÜRKIYE, 20-22 Eylül 2017, pp.1-5

Oktay T., Şal F., "Effect of Combined Blade Root Chord Length and Blade Taper on Manned Helicopter Control Effort", 6th International Research Conference on Science, Management and Engineering (IRCSME 2017), Dubai, BİRLEŞİK ARAP EMİRLİKLERİ, 4-6 Ocak 2017, pp.1-3

Oktay T., Şal F., "Blade Taper Effect on Control Effort and Puma SA 330 Application on Simulation Environment", 2nd International Symposium on Sustainable Aviation (ISSA 2016), İSTANBUL, TÜRKIYE, 29 Mayıs - 1 Haziran 2016

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

Oktay T., Şal F., "Helikopter Birleştirilmiş Başkalaşım Yönteminin Genişletilmiş Analizi", III. Ulusal Havacılık Teknolojisi ve Uygulamaları Kongresi (UHAT 2015), İZMİR, TÜRKIYE, 23-24 Ekim 2015

Oktay T., Şal F., "New Methods For Helicopter Flight Control", 8th Ankara International Aerospace Conference, ANKARA, TÜRKIYE, 10-12 Eylül 2015, pp.1-11

Oktay T., Şal F., "Energy Saving Via Integrated Passive And Active Main Rotor Morphing During Maneuvers", in: Sustainable Aviation: Energy and Environmental Issues, "Karakoc H.", "Ozerdem B.", "Sogut, Z.", "Colpan, C. Z.", "Altuntas, O.", "Açıkkalp E.", Eds., Springer-Verlag , Heidelberg, 2016

Oktay T., Konar M., Soylak M., Şal F., Onay M., Kızılkaya O., "Increasing Performance of Autopilot Guided Small Unmanned Helicopter", International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering, vol.10, no.1, pp.133-139, 2016

Oktay T., Konar M., Abdallah Mohamed M., Aydin M., Şal F., Onay M., et al., "Autonomous Flight Performance Improvement of Load-Carrying Unmanned Aerial Vehicles by Active Morphing", International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering, vol.10, no.1, pp.123-132, 2016

Oktay T., Konar M., Abdallah M., Aydin M., Şal F., Onay M., et al., "Autonomous Flight Performance Improvement of Load-carrying Unmanned Aerial Vehicles by Active Morphing", ICUAST 2016 : 18th International Conference on Unmanned Aircraft Systems and Technology, Zurich, ISVIÇRE, 12-13 Ocak 2016,

Oktay T., Konar M., Soylak M., Şal F., Onay M., Kızılkaya O., "Increasing Performance of Autopilot Guided Small Unmanned Helicopter", 18th International Conference on Aerospace, Mechanical, Automotive and Materials Engineering (ICAMAME 2016), DUBAI, BİRLEŞİK ARAP EMİRLİKLERİ, 28-29 Ocak 2016