T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
UÇAK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

SABİT VE DÖNER KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ AERODİNAMİK İYİLEŞTİRMELER İLE OTONOM PERFORMANS MAKSİMİZASYONU

Hazırlayan
Yüksel ERASLAN

Danışman
Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

Doktora Tezi

Ekim 2023
KAYSERİ

T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
UÇAK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

SABİT VE DÖNER KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ AERODİNAMİK İYİLEŞTİRMELER İLE OTONOM PERFORMANS MAKSİMİZASYONU

(Doktora Tezi)

Hazırlayan
Yüksel ERASLAN

Danışman
Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

Doktora Tezi

Ekim 2023
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 gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Yüksel Eraslan
İmza:

“SABİT VE DÖNER KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ AERODİNAMİK İYİLEŞTİRMELER İLE OTONOM PERFORMANS MAKSİMİZASYONU” adlı Doktora tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Hazırlayan	**Danışman**
Yüksel ERASLAN	Prof. Dr. Tuğrul OKTAY
İmza	İmza

Uçak Mühendisliği ABD Başkanı

Doç. Dr. Selçuk ASLAN

İmza

TEŞEKKÜR

Tez çalışmalarım süresince farklı bakış açıları ve bilimsel katkılarıyla bana yol gösteren kıymetli danışmanım Prof. Dr. Tuğrul OKTAY'a teşekkürü bir borç bilirim.

Çok değerli eşim ve öğrenim sürecimde ailemize katılan kızımıza; gösterdikleri sabır, sağladıkları motivasyon ve fedakârlıkları için sonsuz teşekkür ederim.

Ayrıca; bugünlere gelmemde en büyük pay sahibi olan, hayatım boyunca desteklerini ve hiçbir fedakârlığı esirgemeyen aileme canı gönülden teşekkür ederim.

Yüksel ERASLAN
Ekim 2023, KAYSERİ

SABİT VE DÖNER KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ AERODİNAMİK İYİLEŞTİRMELER İLE OTONOM PERFORMANS MAKSİMİZASYONU

Yüksel ERASLAN

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Doktora Tezi, Ekim 2023
Danışman: Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

ÖZET

Bu tez çalışması kapsamında günümüz insansız hava aracı sistemlerinin tasarımında büyük önem arz eden otonom uçuş performansının aerodinamik iyileştirmeler yardımıyla maksimizasyonu için hem sabit kanatlı hem de döner kanatlı araçlarda farklı inovatif tasarım fikirlerinin multidisipliner olarak değerlendirilmesi amaçlanmıştır. Bu çerçevede öncelikle döner kanatlı bir insansız hava aracı pervane geometrisi çapının küçültülmesi ve aerodinamik performansının artırılması hedefiyle kütlesi korunarak yeniden tasarlanmış, literatürdeki deneysel sonuçlarla karşılaştırmalı olarak BEMT ve HAD analizleri yürütülerek yeni tasarımın iyileştirilmiş performans sonuçları ortaya koyulmuştur. Sabit kanatlı insansız hava aracına dair çalışmada ise öncelikle hali hazırda var olan bir hava aracının ana kanat uç bölgesinde dihedral açısı ve koniklik oranı değişimi ile iki farklı başkalaşım senaryosu kurgulanmış ve uygulamaların uçuş dinamiğine etkileri aerodinamik, geometrik ve ataletsel açılardan sayısal ve analitik yöntemlerle değerlendirilmiştir. Sonrasında ise hava aracının başkalaşım senaryoları ile yeniden tasarım sürecinde yenilikçi eş zamanlı tasarım metodolojisi takip edilerek uçuş kontrol sistemi ve başkalaşabilen kanat tasarımları SPSA algoritması yardımıyla otonom uçuş performansı maksimizasyonu hedefiyle optimize edilmiştir. NLS ve k-NN makine öğrenimi algoritmaları ile de desteklenen süreç sonucunda ortaya koyulan optimum hava aracı tasarımları türbülans modeli entegre edilmiş uçuş simülasyonları ile test edilmiş ve hem boylamsal hem de yanal olarak hedeflenen yörünge takiplerini başarıyla gerçekleştirmiştir.

Anahtar Kelimeler: İnsansız hava aracı, Başkalaşım, Otonom uçuş performansı, Optimizasyon

AUTONOMOUS PERFORMANCE MAXIMIZATION OF FIXED AND ROTARY WING UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH AERODYNAMIC IMPROVEMENTS

Yüksel ERASLAN

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences
PhD Thesis, October 2023
Supervisor: Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

ABSTRACT

Within the scope of this thesis, it is aimed to evaluate various innovative design ideas in a multidisciplinary manner to maximize the autonomous flight performance that is of great importance in the designs of today's both fixed and rotary wing unmanned aerial vehicle systems via aerodynamic improvements. In that context, firstly a rotary wing unmanned aerial vehicle propeller is redesigned with the aim of obtaining a decrement in diameter and increment in aerodynamic performance while the mass is conserved. The improved performance results obtained from BEMT and computational fluid dynamics analyses of the new design are presented in comparison with experimental results. On the other hand, in the section of fixed-wing unmanned aerial vehicle, two innovative morphing scenarios are planned on a fixed-wing unmanned aerial vehicle, which are morphing wingtip in terms of dihedral angle and morphing wingtip in terms of taper ratio. The aerodynamical, geometrical, and inertial effects on longitudinal and lateral aircraft flight dynamics are investigated by proper numerical and analytical methods. The redesign process of the vehicle with morphing scenarios was conducted with the modern simultaneous design methodology, in which the flight control system and the aerial vehicle designs were simultaneously designed and optimized via the SPSA algorithm to maximize autonomous flight performance. In conclusion of the process in assistance with NLS and k-NN machine learning algorithms, obtained optimum unmanned aerial vehicle designs were tested with flight simulations integrated with a turbulence model and found to be performed satisfactory longitudinal and lateral trajectory tracking performances.

Keywords: Unmanned aerial vehicle, Morphing, Autonomous Flight Performance, Optimization

İÇİNDEKİLER

SABİT VE DÖNER KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ AERODİNAMİK İYİLEŞTİRMELER İLE OTONOM PERFORMANS MAKSİMİZASYONU

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK ii

YÖNERGEYE UYGUNLUK iii

KABUL VE ONAY iv

TEŞEKKÜR v

ÖZET vi

ABSTRACT vii

İÇİNDEKİLER viii

KISALTMALAR xi

TABLOLAR LİSTESİ xii

ŞEKİLLER LİSTESİ xiii

GİRİŞ 1

1. BÖLÜM

LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

1.1. Giriş 4

1.2. Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçlarında Başkalaşım Uygulamaları ile Aerodinamik İyileştirme Çalışmaları 4

1.3. Döner Kanatlı İnsansız Hava Araçlarında Pervane Aerodinamik Performansı İyileştirme Çalışmaları 8

1.4. Literatür Değerlendirmesi ve Sonuç 16

2. BÖLÜM
DÖNER KANATLI BİR İHA PERVANESİNİN YENİDEN TASARIMI VE AERODİNAMİK PERFORMANS ARTIRIMI

2.1. Pervane Terminolojisi ve Aerodinamik Performansı 19
2.2. Sayısal Yöntemlerle Pervane Aerodinamik Performansı Tahmini 20
2.2.1 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Yaklaşımı 21
2.2.1.1 Türbülans Modelleri 22
2.2.1.2 Pervane Modeli, Hesaplama Alanı ve Ağ Yapısı 23
2.2.1.3 Ağdan Bağımsızlık Çalışması 25
2.2.2 Pala Elemanı Momentum Teorisi Yaklaşımı 28
2.2.2.1. Pala Elemanı Teorisi (PET) 29
2.2.2.2. Momentum Teorisi (MT) 31

3. BÖLÜM
SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA BAŞKALAŞIM UYGULAMALARI VE EŞ ZAMANLI TASARIM YAKLAŞIMI İLE OTONOM PERFORMANS MAKSİMİZASYONU

3.1. Hava Aracı Uçuş Dinamiği ve Hareket Denklemleri 33
3.2. Başkalaşım Senaryoları 38
3.2.1. Kanat Ucu Dihedral Açısı Değişimi ile Başkalaşım Senaryosu 39
3.2.2. Kanat Ucu Koniklik Oranı Değişimi ile Başkalaşım Senaryosu 40
3.3. Başkalaşım Senaryolarının Uçuş Dinamiğine Etkileri 40
3.3.1. Geometrik ve Ataletsel Etkiler 40
3.3.2. Aerodinamik Etkiler 44
3.4. Hava Aracı Otonom Uçuş Kontrol Sistemi ve Performans Parametreleri 47
3.5. Eş Zamanlı Tasarım Yaklaşımı ve SPSA Optimizasyon Algoritması 49
3.5.1 Makine Öğrenimi Algoritmaları 52

3.5.1.1. En Küçük Kareler Regresyon Algoritması 52

3.5.1.2. k-En Yakın Komşu Regresyon Algoritması 53

3.6. Otonom Uçuş Simülasyonları 53

4. BÖLÜM
BULGULAR

4.1. Döner Kanatlı bir İHA Pervanesinin Yeniden Tasarımı ve Aerodinamik Performans Artırımı 55

4.1.1. HAD Analizi ile Pervane Aerodinamik Performans İncelemesi 55

4.1.2. Pervane Yeniden Tasarımı ve BEMT Yöntemiyle Pervane Aerodinamik Performans İncelemesi 58

4.1.3. Aerodinamik İyileştirmenin Otonom Uçuş Performansına Etkisi ve Gelecek Çalışmalar 62

4.2. Sabit Kanatlı İHA Kanat Ucu Dihedral Açısı Değişimi ile Başkalaşım Senaryosu ve Otonom Uçuş Performansı Maksimizasyonu 62

4.3. Sabit Kanatlı İHA Kanat Ucu Koniklik Oranı Değişimi ile Başkalaşım Senaryosu ve Otonom Uçuş Performansı Maksimizasyonu 72

5. BÖLÜM
SONUÇLAR VE YORUM

5.1. Döner Kanatlı İnsansız Hava Aracına Dair Sonuçlar ve Yorum 81

5.2. Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracına Dair Sonuçlar ve Yorum 82

KAYNAKÇA 84

EKLER 93

EK 1. 93

ÖZGEÇMİŞ 94

KISALTMALAR

BEMT: Pala Elemanı Momentum Teorisi

BSL-RSM: Temel Reynolds Gerilim Modeli

BWB: Uçan Kanat

CAD: Bilgisayar Destekli Tasarım

EARSM: Açık Cebirsel Reynolds Gerilim Modeli

HAD: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği

İHA: İnsansız Hava Aracı

PET: Pala Elemanı Teorisi

PID: Oransal-İntegral-Türev

PIV: Parçacık Görüntülemeli Hız Ölçümü

RANS: Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes

SA: Stokastik Yaklaşım

SPSA: Eş zamanlı Pertürbasyon Rassal Yaklaşım

SST: Kayma Gerilmesi Taşınımı

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 1. Orijinal pervane aerodinamik performans parametrelerinin 2,41 *m/s* tırmanma hızında farklı açısal hızlardaki HAD tahmin sonuçları 58
Tablo 2. SPSA optimizasyon sürecinde hedef parametrelerin değişimi 69
Tablo 3. Aerodinamik parametrelerin farklı kanat ucu dihedral açılarındaki değerleri .. 74
Tablo 4. SPSA optimizasyon sürecinde hedef parametrelerin değişimi 77
Tablo 5. SPSA optimizasyon sürecinde geometrik parametrelerin değişimi 77

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1. Pervane geometrisi ve temel tanımlar 19
Şekil 2. Pervane geometrisi ön (solda) ve izometrik (sağda) görünüşleri 23
Şekil 3. Pervane çapının katları olarak hesaplama alanı ölçüleri 24
Şekil 4. Oluşturulan hesaplama alanının SpaceClaim ortamındaki görüntüsü 24
Şekil 5. Hesaplama alanı ağ elemanları dağılımı; a) izometrik görünüm b) kesit görünümü 25
Şekil 6. Eleman sayısına göre hesaplama alanı ağ yapısı görünümü; a) $0{,}175 \times 10^6$ ağ elemanı b) $1{,}9 \times 10^6$ ağ elemanı 26
Şekil 7. İtme katsayısı sonuçlarının ağ elemanı sayısı ile değişimi 27
Şekil 8. İtme katsayısı sonuçlarının düğüm sayısı ile değişimi 27
Şekil 9. Farklı ağ elemanı sayısında pervane üzerindeki türbülans kinetik enerji ve basınç dağılımları; a) $1{,}9 \times 10^6$ b) $0{,}809 \times 10^6$ c) $0{,}175 \times 10^6$ 28
Şekil 10. Pervane palası üstten görünümü ve pala elemanıyla ilişkili değişkenler 29
Şekil 11. Bir pervane pala elemanının kesit görünümü ve ilişkili kuvvet, hız, moment ve açısal değişkenleri 30
Şekil 12. Aktüatör disk, akış alanındaki konumlarına göre hız vektörleri ve itme kuvveti 32
Şekil 13. Gövde sabit eksen takımı üzerindeki kuvvet, moment ve hız bileşenleri 34
Şekil 14. ZANKA-I sabit kanatlı insansız hava aracı üst görünüşü ve ölçüleri (*mm*) 39
Şekil 15. ZANKA-I orijinal (solda) ve kanat ucu dihedral açısı değişimi ile başkalaşabilen (sağda) kanat tasarımları 39
Şekil 16. ZANKA-I orijinal (solda) ve kanat ucu koniklik oranı değişimi ile başkalaşabilen (sağda) kanat tasarımları 40
Şekil 17. ZANKA-I kanat ucu dihedral açısı değişimi ile başkalaşım örnekleri: a) $\Gamma_{uç}$=0°, b) $\Gamma_{uç}$=15°, c) $\Gamma_{uç}$=30°, d) $\Gamma_{uç}$=45° 41
Şekil 18. ZANKA-I İHA orijinal (λ_2=1) ve kanat ucu koniklik oranı değişimi ile başkalaşmış kanat tasarımları (λ_2=0,2 ve λ_2=0,6) 43
Şekil 19. Kanat ucu dihedral açısı değişimi ile başkalaşım senaryosu kanat tasarımı panel dağılımı 45

Şekil 20. Kanat ucu dihedral açısı değişimi ile başkalaşım senaryosu için ağdan bağımsızlık çalışması sonuçları.....45
Şekil 21. Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile başkalaşım senaryosu için kanat tasarımı ve panel dağılımı.....46
Şekil 22. Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile başkalaşım senaryosu için ağdan bağımsızlık çalışması sonuçları.....46
Şekil 23. Hiyerarşik yapılı kontrol sistemi.....47
Şekil 24. Hava aracı geleneksel kapalı döngü PID kontrolcü blok diyagramı.....48
Şekil 25. Birim basamak fonksiyonu geçici kontrol tepkisi grafiği ve parametreleri.....49
Şekil 26. Boylamasına ve yanal uçuş simülasyonları blok diyagramı.....54
Şekil 27. Hesaplama alanı ağ yapısı (solda) ve kesit görünümü (sağda).....55
Şekil 28. İtme katsayısının hava akış hızına bağlı farklı açısal hızlardaki tahmin sonuçları; a) 3000 *devir/dakika* b) 5000 *devir/dakika* c) 6000 *devir/dakika*.....56
Şekil 29. 2,4 *m/s* dikey tırmanma hızında 6000 *devir/dakika* (solda) ve 3000 *devir/dakika* (sağda) açısal hızlarda pal yüzeyindeki türbülans kinetik enerji dağılımı.....57
Şekil 30. 2.4 *m/s* dikey tırmanma hızında 6000 *devir/dakika* (solda) ve 3000 *devir/dakika* (sağda) açısal hızlarda *Q*-kriteri dağılımları.....57
Şekil 31. Orijinal pervane tasarımının JBlade programında hazırlanan modeli.....58
Şekil 32. Orijinal (üstte) ve yeniden tasarlanmış (altta) pala tasarımlarının ön görünüşleri.....59
Şekil 33. 2,41 *m/s* tırmanma hızında farklı açısal hızlar için itme katsayısı, güç katsayısı ve pervane verimi sonuçları.....60
Şekil 34. 3000 *devir/dakika* açısal hızda farklı dikey tırmanma hızları için itme katsayısı, güç katsayısı ve pervane verimi sonuçları.....61
Şekil 35. Kanat ucu dihedral açısı değişimi ile kanat geometrik parametrelerindeki değişimler.....63
Şekil 36. Kanat ucu dihedral açısı değişimi ile hava aracının aerodinamik parametrelerindeki değişimler.....64
Şekil 37. Kanat ucu dihedral açısı değişimi ile hava aracı ataletsel parametrelerindeki değişimler.....65
Şekil 38. İterasyon sayısı ile boylamsal ve yanal PID katsayılarının değişimi.....67
Şekil 39. İterasyon sayısı ile maliyet fonksiyonu kazancı değişimi (%).....68
Şekil 40. İterasyon sayısı ile kanat ucu dihedral açısının değişim.....68

Şekil 41. Yunuslama açısı yörünge takibi ve boylamsal hareket kapalı çevrim yanıtları 70
Şekil 42. Yuvarlanma açısı yörünge takibi ve yanal hareket kapalı çevrim yanıtları 71
Şekil 43. Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile kanat geometrik parametrelerindeki değişimler 72
Şekil 44. Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile hava aracı ataletsel parametrelerindeki değişimler 73
Şekil 45. Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile hava aracının aerodinamik parametrelerindeki değişimler 75
Şekil 46. Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile hava aracının aerodinamik performansındaki değişim 76
Şekil 47. Boylamasına maliyet fonksiyonu ve maliyet fonksiyonu kazancının iterasyon sayısına bağlı değişimi 77
Şekil 48. Boylamasına PID katsayıları ve kanat ucu koniklik oranının iterasyon sayısına bağlı değişimi 78
Şekil 49. Yunuslama açısı yörünge takibi ve boylamsal hareket kapalı çevrim yanıtları 80

GİRİŞ

21. yüzyılda insansız teknolojilerin gelişimine paralel olarak insansız hava aracı sistemleri de hem askeri hem de sivil uygulama alanlarında gelişimini hızla sürdürmektedir. Bu gelişimde, havacılık malzeme teknolojilerindeki geleneksel alüminyum, çelik ve titanyum gibi malzemelerden; yeni nesil şekil hafızalı alaşımlar, kompozit malzemeler, piezoelektrik ve piezokompozit gibi malzemelere dönüşüm önemli bir rol oynamaktadır [1, 2]. Günümüz yeni nesil malzemelerinin esneklik, yeniden yapılandırılabilme, şekil hafızası ve hafiflik gibi üstün özellikleri hava aracı tasarımlarında yeni bir çağ olarak anılan "başkalaşım" teknolojilerinin de önünü açmıştır. Bir hava aracı için başkalaşım, arzu edilen bir amaca hizmet edecek şekilde bir bileşeninin yapısını veya şeklini değiştirebilme kabiliyeti olarak tanımlanmaktadır. Son dönemlerde insansız hava araçları üzerinde de uygulanan başkalaşım teknolojilerinin tarihi 1930'lu yılların başlarında yapılan temel geometrik değişim girişimlerine dayansa da, günümüz modern ve akıllı yapı ve malzeme teknolojileri çok daha ileri uygulamaları mümkün kılmaktadır [3]. Başkalaşım uygulamaları doğadaki kuş, böcek, yarasa ve benzeri canlılardan esinlenerek uçuş performansı [4], aerodinamik [5], kararlılık [6], uçuş güvenliği veya çevre duyarlılığı [7] gibi farklı alanlarda önemli bir potansiyel arz etmektedir. Bu gibi hedeflerle sabit kanatlı hava araçlarında uygulamalar genellikle kanat gövdesi, kanat profili ve aktif akış kontrolü; döner kanatlı hava araçlarında ise rotor kolu, hava aracı gövdesi ve pervane pal tasarımları üzerinde yoğunlaşmıştır [8].

Geleneksel hava aracı tasarım süreçleri genelde spesifik bir senaryonun gereksinimlerini karşılayabilmeyi amaçlarken, başkalaşabilen tasarımlarda sürecin amacı belirli bir veya daha fazla uçuş aşaması için aerodinamik performans ve uçuş performansı artırımı sağlamak [9-11], arzu edilen bir kontrol tepkisi tutumu elde etmek [12, 13], görev veya yörünge odaklı maliyet kazancı elde etmek [14, 15] veya bu gibi amaçların bir kombinasyonu olabilmektedir. Bu nedenle başkalaşabilen tasarım uygulamaları gerek

döner kanatlı gerekse de sabit kanatlı insansız hava araçları için geleneksel tasarımlardan farklı olarak çok yönlü performans artırımı için kayda değer bir potansiyel arz etmektedir.

Başkalaşabilen bir hava aracının tasarım süreci geleneksel tasarımlara benzer şekilde kavramsal tasarım aşaması ile başlayarak, ön ve ileri tasarım aşamalarını takip ederken, sürece sadece belirlenen bir amaca hizmet edecek şekilde bir başkalaşım senaryosu ek olarak dahil olur [16, 17]. Diğer yandan, geleneksel tasarım yöntemlerinde hava aracı uçuş kontrol sistemi ile yapısal ve aerodinamik tasarım süreçleri birbirinden bağımsız olarak yürütülmekteyken, literatürde modern bir yaklaşım olarak eş zamanlı hava aracı ve uçuş kontrol sistemi tasarımının daha verimli sonuçlar ortaya koyduğu görülmektedir [4, 18].

Bu tez çalışması kapsamında, ilk olarak döner kanatlı bir insansız hava aracı pervane pal geometrisi yeniden tasarlanarak pervane aerodinamik performansında iyileştirme elde edilmesi ve hava aracı otonom uçuş kontrol sistemi üzerine olası performans etkilerinin kısaca değerlendirilmesi amaçlanmıştır. Çalışmanın takip eden bölümünde ise, hava aracı ve uçuş kontrol sistemi eşzamanlı tasarım metodolojisinin sabit kanatlı bir insansız hava aracının tasarım sürecinde inovatif başkalaşım fikirleri de entegre edilerek uygulanması ve elde edilecek aerodinamik iyileştirmelerle birlikte otonom uçuş performansında artırım elde edilmesi amaçlanmıştır.

Döner kanatlı insansız hava aracı çalışmasında, hali hazırda ticari olarak kullanımda olan dört rotorlu bir insansız hava aracı pervane pal geometrisi aerodinamik performansının artırımı amacıyla yeniden tasarlanmıştır. Bu süreçte öncelikle orijinal pervane tasarımının aerodinamik performansının sayısal olarak tahmini için analizler gerçekleştirilmiş ve kullanılan yöntemin sonuçları deneysel veriler ile karşılaştırıldığında kabul edilebilir sonuçlar elde edildiği ortaya koyulmuştur. Sonrasında ise kütlesi korunarak pervane pal tasarımı üzerinde gerçekleştirilen geometrik revizyonlarla elde edilen daha küçük çaplı pervane tasarımı yine sayısal olarak analiz edilerek elde edilen iyileştirilmiş performans sonuçları ortaya koyulmuştur. Ayrıca çalışma sonucunda elde edilen aerodinamik iyileştirmenin hava aracı otonom uçuş performansına etkisi ve gelecek potansiyel çalışmalara dair değerlendirmelere kısaca yer verilmiştir.

Sabit kanatlı insansız hava aracı üzerindeki çalışmalarda ise iki farklı özgün başkalaşım senaryosu için hava aracı ve otonom uçuş kontrol sistemi tasarımı eş zamanlı olarak

gerçekleştirilirken multidisipliner (aerodinamik ve kontrol) bir iyileştirme eldesi hedeflenmiştir. İlk başkalaşım senaryosunda sabit kanatlı bir insansız hava aracı ana kanadının belirli bir bölümü dihedral açısını, ikinci senaryoda ise koniklik oranını değiştirebilme yeteneğiyle başkalaşabilecek şekilde tasarlanmıştır. Çalışmalarda aerodinamik performans hava aracının taşıma-sürükleme oranı olarak tanımlanmış, otonom uçuş performansı ise boylamasına ve/veya yanlamasına yörünge takip parametreleri olan maksimum aşım, yükselme zamanı ve oturma zamanının bir fonksiyonu olarak tanımlanmıştır. Otonom uçuş kontrolü için hem boylamasına hem de yanlamasına 6 PID kontrolcülerden oluşan hiyerarşik bir kontrolcü tasarlanmıştır. Kontrolcülerin PID katsayıları ve başkalaşım senaryolarında belirlenen geometrik değişkenler SPSA algoritması yardımıyla optimize edilerek yörünge takip parametrelerinden oluşan maliyet fonksiyonlarının minimizasyonu amaçlanmıştır. Bu süreçte, hava aracı dinamik modelindeki değişkenlere dair veriler kısıtlı sayıda gerçekleştirilebilen aerodinamik analiz sonuçlarıyla sınırlı kalmaması ve optimizasyon sürecinde daha hassas sonuçlar elde edebilmek amacıyla farklı makine öğrenimi algoritmaları yardımıyla genişletilmiştir. Son olarak ise elde edilen optimum hava aracı tasarımı ve otonom uçuş kontrol sistemi ile uçuş simülasyonları gerçekleştirilmiş ve yörünge takibine dair başarılı sonuçlar ortaya koyulmuştur.

1. BÖLÜM

LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

1.1. Giriş

Tez çalışmasının bu bölümünde hem sabit kanatlı hem de döner kanatlı insansız hava araçlarında güncel başkalaşım uygulamalarının yanında, çalışma süresince ihtiyaç duyulacak metotların belirlenmesi ve en verimli şekilde kullanılması yönünde bilimsel literatürdeki ilişkili çalışmaların değerlendirilmesi amaçlanmıştır.

Otonom uçuş performansı artırımının çalışma kapsamında aerodinamik iyileştirmeler yardımıyla sağlanması hedeflendiğinden, sabit kanatlı hava araçlarının ana kanat tasarımı ve döner kanatlı hava araçlarının ise pervane pal tasarımları bu konuda değerlendirilmesi gereken en önemli başlıklar olarak karşımıza çıkmaktadır. Buradan hareketle, öncelikle literatürde sabit kanatlı insansız hava araçlarında ana kanat tasarımı üzerindeki çeşitli başkalaşım uygulamaları, elde edilen aerodinamik ve farklı disiplinlerdeki performans artırımları ve bu süreçte kullanılan metotlar değerlendirilecektir. Sonrasında ise döner kanatlı insansız hava araçlarında özellikle pervane pal tasarımında aerodinamik iyileştirmeler ve sayısal yöntemlerle pervane aerodinamik performansı tahmini üzerine çalışmalar metotları ile birlikte değerlendirilecektir.

1.2. Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçlarında Başkalaşım Uygulamaları ile Aerodinamik İyileştirme Çalışmaları

Sabit kanatlı hava araçlarında farklı uçuş aşamalarında daha iyi performans elde edilmesi hususunda mevcut seyir uçuşu odaklı teknolojilerin yetersiz kalması, başkalaşım uygulamalarını daha da önemli kılmıştır [19]. Bu kapsamda, literatürde sabit kanatlı insansız hava araçlarının aerodinamik, kararlılık, kontrol veya uçuş performansı gibi disiplinler açısından iyileştirilmesi hedefiyle başkalaşım uygulamalarını değerlendiren özellikle de yakın geçmişte birçok çalışma bulunmaktadır.

Eguea ve arkadaşları [5] ANTEX-M hava aracı üzerinde menzil, havada kalış süresi, manevra kabiliyeti gibi performans özelliklerini daha üst düzeylere çıkarabilmek amacıyla tasarladıkları başkalaşabilen kanat ucu mekanizmasını sunmuşlardır. Çalışmada kanat ucu başkalaşım özelliği dihedral açısı ve kanat ucu süpürme açısı (toe angle) değişimi olarak belirlenmiş ve bu parametreler üzerinde yaptıkları multidisipliner optimizasyon çalışmaları sonucunda farklı uçuş aşamalarında %25'lere varan uçuş performans artırımı elde etmişler ve sonuçları HAD analizleriyle ortaya koymuşlardır.

Afonso ve arkadaşları [20] konvansiyonel bir bölgesel nakliye jet uçağını seyir ve tırmanma uçuşu performansında ve yanal kararlılığında iyileştirme elde etmek amacıyla başkalaşabilen bir kanat ucu ile yeniden tasarlamışlardır. Orijinal model üzerinde gerçekleştirdikleri kendi geliştirdikleri performansa dayalı multidisipliner optimizasyon metodu ile tırmanma uçuşunda önemli ölçüde yakıt tasarrufu ve aynı zamanda menzil artışı gözlemlemişlerdir. Seyir uçuşunda ise başkalaşım mekanizmasının ek ağırlığı sebebiyle önemli bir gelişme tespit edilemezken, kanatçıkların bir kısmının mekanizma ile revize edilmesi nedeniyle yuvarlanma etkisinde de bir azalma tespit etmişlerdir.

Liauzun ve arkadaşları [21] sivil bir nakliye uçağında yapısal ağırlıkta azalma (yük kontrolü) ve aerodinamik performans iyileştirmesi sağlamak amacıyla çırpan kanat, firar kenarında flap kontrol yüzeyine sahip kanatçık ve burulma deformasyonunu kontrol edebilen kanatçık gibi başkalaşabilen kanatçık uygulamalarını araştırmışlardır. Bu amaçla bir statik uçuş mekaniği çözücüsünü aeroelastik indirgenmiş bir modelle birleştirmişler ve yöntemi HAD analizleriyle doğrulamışlardır. Firar kenarında flap kontrol yüzeyine sahip kanatçık tasarımının diğer uygulamalara göre daha iyi yük kontrolü sağladığını tespit etmişlerdir.

Dimino ve arkadaşları [22] bölgesel bir uçakta değişken kamburluğa sahip tam ölçekli kanatçık entegrasyonu ile uçuş kararlılığı, aerodinamik performans ve yapısal mukavemette iyileştirmeler elde etmeyi hedeflemişlerdir. Çalışma kapsamında, referans kanatçık tasarımının planform ve kanat profili geometrilerinde şekil optimizasyonu gerçekleştirilmiş ve aerodinamik performans iyileştirmesi sağlanmıştır. Optimum kanatçık geometrisi kanatçık yüzeyleri ile de entegre edilmiş ve dinamik etkileri değerlendirmek amacıyla yapısal analizlere tabi tutulmuştur. Aerodinamik ve yapısal

analiz sonuçları yapısal yüklerin başkalaşabilen kanatçık uygulaması ile farklı uçuş aşamalarında azaldığını göstermiştir.

Liu ve arkadaşları [23] hem ses altı hem de hipersonik uçuş rejimlerinde, hava aracı için hem kanat profili geometrisini hem de kanat gövdesi geometrisini değiştirebilen özgün bir başkalaşabilen mekanizma tasarlamışlardır. Mekanizmayı farklı süpürme açısı değerleri açısından çok amaçlı optimizasyon yöntemi kullanarak ses altı, transonik, süpersonik ve hipersonik akış koşulları için optimize etmişlerdir. Sonuç olarak inceledikleri hız rejimlerinde ortalama %11,5 ile %24,1 arasında taşıma-sürükleme oranı yani aerodinamik performans artışı elde etmişlerdir.

Jo ve Majid [24] RQ-7a Shadow insansız hava aracı üzerinde kanat profili kamburluğu açısından başkalaşabilen bir tasarımı, orijinal kanat tasarımı ile havada kalış süresi ve menzil parametreleri açısından karşılaştırmışlardır. Bu süreçte NACA serisi farklı kanat profillerinin sayısal olarak ANSYS FLUENT ortamında farklı hücum açılarında HAD analizlerini gerçekleştirmişler, bu profillerin orijinal kanat profilinin farklı kanatçık açılarındaki konfigürasyonları ile aynı miktarda taşıma kuvveti oluşturan senaryolarını tespit etmişlerdir. Eşleşen senaryolar çerçevesinde havada kalış süresi ve menzilde orijinal profilin kamburluğunu %4 oranında değiştiren NACA6410 profili ile ortalama %17, NACA8410 profili ile ise %60'a varan iyileştirme elde etmişlerdir.

Sandan ve Pendyala [25] NACA-2312 ve NACA-0012 kanat profillerinde başkalaşabilen firar kenarı uygulamasını araştırmış ve ANSYS FLUENT ortamında gerçekleştirdikleri HAD analizleri ile farklı hücum açıları ve firar kenarı başkalaşım açılarına dair sonuçlarını taşıma, sürükleme ve taşıma-sürükleme oranı parametrelerine bağlı olarak ortaya koymuşlardır. Başkalaşabilen firar kenarı uygulaması daha düşük sürükleme katsayısı, daha yüksek taşıma katsayısı; dolayısıyla daha yüksek taşıma-sürükleme oranı ile sonuçlanarak aerodinamik performans artışı elde edilmiş ve ayrıca daha yüksek hücum açılarında perdövites oluştuğu tespit edilmiştir.

Wang ve arkadaşları [26] petek yapı kullanarak firar kenarı esnekliği sayesinde başkalaşabilen ve kamburluk oranını değiştirebilen bir hava aracı kanadı tasarlamışlardır. Konik planforma sahip kanat tasarımını multidisipliner yaklaşımla hem aerodinamik hem de yapısal olarak optimize etmişlerdir. Çalışma sonucunda ağırlıkta yapısal olarak

%47,1'lik bir kazanç elde etmişler ve değerlendirilen tüm uçuş aşamaları için daha yüksek aerodinamik performans tespit etmişlerdir.

Auteri ve arkadaşları [9] tam ölçekli bir kanat prototipi üzerinde elektro-aktif aktüatörler yardımıyla başkalaşabilen bir kanatçığın performansını deneysel olarak değerlendirmişlerdir. Çalışmada Airbus A320 uçağının ana kanadı ölçeklendirilmiş ve rüzgâr tünelinde farklı kanatçık geometrileri uygulanarak özellikle hava aracının kalkış ve iniş uçuş aşamaları senaryolarındaki aerodinamik etkileri deneysel olarak incelenmiştir. Yüksek Reynolds sayılarında ölçüm imkânı sağlayan Politecnico di Milano'nun büyük rüzgâr tünelinde gerçekleştirilen analizler sonucunda, orijinal tasarıma göre, kalkış ve iniş süreçlerinde %4 ila %7 arasında bir taşıma kuvveti artışı ve yaklaşık %8'lik bir aerodinamik performans artışı elde etmişlerdir.

Ismail ve arkadaşları [27] mikro bir insansız hava aracı kanadı üzerinde burulma açısına bağlı bir başkalaşım uygulamasına dair aerodinamik performans incelemesi gerçekleştirmişlerdir. Bu amaçla, sayısal olarak hem aerodinamik hem de yapısal değerlendirmeyi bir arada gerçekleştirebilen akışkan-yapı etkileşimi (FSI) analizleriyle başkalaşıma dair farklı geometrik senaryoları değerlendirmişlerdir. Sonuç olarak, kanat ucunun kanat kök kesitine göre daha düşük hücum açısına sahip olduğu konfigürasyonun taşıma katsayısı yaklaşık %4 oranında ve aerodinamik performansı %2 oranında azalmış olsa da sürükleme katsayısının yaklaşık %15 daha az olduğu görülmüştür.

Panagiotou ve arkadaşları [28] BWB olarak tabir edilen bir insansız hava aracında cant açısını değiştirme kabiliyetine sahip başkalaşabilen kanatçık (winglet) uygulamasını aerodinamik, uçuş performansı ve kararlılık başlıkları altında değerlendirmişlerdir. Öncelikle orijinal modelin sonuçlarını deneysel verilerle doğrularken, kanatçık cant açısına bağlı olarak yedi farklı konfigürasyonu da HAD analizleri ile ANSYS CFX ortamında incelemişlerdir. Tüm konfigürasyonlar için yunuslama momenti katsayısı ve eğilme momenti katsayısı hesaplarını analitik olarak gerçekleştirmişler ve kalkış mesafesi, iniş mesafesi, havada kalış süresi, menzil ve tırmanma oranı gibi uçuş performans parametreleri üzerinde değerlendirmeler gerçekleştirmişledir. Yapılan değerlendirmeler sonucunda tüm uçuş aşamaları için, kararlılık, denge ve aerodinamik performans koşulları için ayrı ayrı optimum cant açısına sahip konfigürasyonları ortaya koymuşlardır.

Parancheerivilakkathil ve arkadaşları [29] aktif olarak kanat açıklığını %25'e kadar artırabilen ve pasif olarak ise kanat uç bölümünde yunuslama açısını değiştirebilen bir çoklu başkalaşım modeli geliştirmişlerdir. Bu uygulama çerçevesinde kanat iki bölümden oluşturulmuş ve iç kısım kanat açıklığı artırımı amacıyla kullanılırken dış kısım ise yunuslama açısı değişimi için tasarlanmıştır. Aerodinamik analizler için XFLR5 programını kullanmışlar ve uygulamanın prototip üretimini ve testlerini de gerçekleştirmişlerdir. Çalışma sonucunda farklı uçuş koşulları için farklı kanat açıklığı ve yunuslama açısı uygulamalarında taşıma, sürükleme ve eğim momentinde elde ettikleri kazançları ortaya koymuşlardır.

Eguea ve arkadaşları [30] orta ölçekli bir iş jeti üzerinde farklı uçuş aşamaları için kanat profili kamburluğunu değiştirme kabiliyetine sahip başkalaşabilen kanatçık tasarımı üzerine çalışmışlar ve genetik algoritma yardımıyla optimizasyon çalışmaları yürütmüşlerdir. İlgili hava aracının uçuş görev profili üzerinde azami menzil hedefiyle yapılan optimizasyon çalışmalarında %6'lık bir yakıt tasarrufu sağlandığı görülmüştür.

Hui ve arkadaşları [31] insansız bir hava aracında aerodinamik performans artırımı hedefiyle biyonik tüylerle güvercin kanadından ilham alarak bir kanat tasarımı gerçekleştirmişlerdir. Başkalaşabilen bir iskelet yapısıyla kontrol edilebilmenin yanında, süpürme açısını değiştirebilecek veya güvercin kanadına benzer şekiller alabilecek şekilde tasarlamışlardır. Açık kaynak kodlu CFL3D programında ve rüzgâr tünelindeki deneysel analizlerinde farklı Reynolds sayılarındaki akışlarda simetrik olarak başkalaşan tasarımın her zaman en iyi taşıma-sürükleme oranını yani aerodinamik performansını koruyabildiğini ortaya koymuşlardır. Aynı zamanda bu yapıda kanat ucu girdaplarında azalmaya bağlı olarak indüksiyon sürüklemesinde de azalma tespit etmişlerdir.

1.3. Döner Kanatlı İnsansız Hava Araçlarında Pervane Aerodinamik Performansı İyileştirme Çalışmaları

Döner kanatlı insansız hava araçları sahip oldukları rotor sayısına göre isimlendirilmekte olup, en popüler konfigürasyon quad-rotor olarak isimlendirilen dört rotorlu konfigürasyon olarak bilinmektedir. Bu hava araçlarının kontrollerinde de birincil derecede rol oynayan en önemli bileşen pervane olarak karşımıza çıkmaktadır. Bu nedenle pervane geometrileri ilgili araçların uçuş performansı açısından da kritik önem arz etmektedir. Buna istinaden, literatürde döner kanatlı insansız hava araçları üzerinde

pervane tasarımlarının aerodinamik ve aeroakustik performansını artırmak hedefiyle sayısal, deneysel ve analitik birçok çalışma bulunmaktadır.

Yılmaz ve arkadaşları [32] DJI Spark dört rotorlu hava aracının pervane pal tasarımı üzerinde daha az aerodinamik gürültü seviyeleriyle daha fazla itme elde etmek amacıyla yeniden tasarım çalışmaları yürütmüşlerdir. Orijinal pervane tasarımının burulma açısını değiştirmişler ve pal ucuna kanatçık ekleyerek geliştirmişlerdir. SIMSCALE programını kullanarak yaptıkları HAD analizlerinin sonuçları yeni tasarımın %21 daha fazla itme kuvveti oluşturduğunu göstermiş ve yeni tasarımın daha düşük açısal hızlarda aynı miktarda itme sağladığı için daha düşük gürültü seviyesine sahip olduğu görülmüştür.

Yoon ve arkadaşları [33] çok rotorlu sistemlerin aerodinamik performansı ve verimliliği üzerine çalışmışlardır. Çalışmanın amacı doğrultusunda, öncelikle dört rotorlu bir hava aracı sisteminin HAD analizini gerçekleştirmişler ve sonrasında ise analizi kanat, gövde ve özgün hareketli rotorlar ile tekrarlamışlardır. Analizler OVERFLOW programında, rotorlar arası mesafe rotor yarıçapının 0,3 ve 2 katı arasında değişen büyüklüklerde uygulanarak gerçekleştirilmiştir. Analiz sonuçları rotorlar arası mesafenin azalmasının aerodinamik verimlilikte düşüşe sebep olduğunu göstermiştir. Diğer yandan, kanat ve gövdeyi de içeren dört rotorlu hava aracı analizi sonuçları, gövdenin rotor iz bölgesinin etkileşimini sınırlandırarak aerodinamik performansa olumlu yönde etki ettiğini göstermiştir.

Shukla ve arkadaşları [34] girdap-girdap, pal-girdap ve girdap-kanal etkileşimlerini gözlemlemek amacıyla, dört rotorlu hava aracı ve eş-eksenli rotor konfigürasyonları üzerinde PIV testleri gerçekleştirmişlerdir. Düşük hızlı bir rüzgâr tünelinde gerçekleştirilen test sonuçları, rotorların etrafındaki kanalın girdap etkileşim dinamiklerini önemli ölçüde etkilediğini göstermiştir. Eş-eksenli konfigürasyondaki girdap-girdap etkileşiminin ilerleme oranına önemli derecede bağımlılık gösterdiği ve firar kenarı girdaplarının uç girdaplarındaki bölünmenin olası sebebi olduğu öngörülmüştür.

Kuantama ve Tarca [35] dört rotorlu bir hava aracı üzerinde üç farklı kanallı fan konfigürasyonunu araştırmışlardır. Bu amaçla, kanalsız model ile performanslarını karşılaştırmak amacıyla pervane ucu ve kanal arasında sabit boşluğa sahip üç farklı kanallı fan modeli tasarlamışlardır. 1000 ila 9000 *devir/dakika* arasında değişen açısal

hızlarda gerçekleştirdikleri HAD analizlerinin sonuçlarına dayanarak konfigürasyonlar arasında itme, fan malzemesi ve tükettikleri güç açısından karşılaştırmalar yapmışlardır.

Misiorowski and Gandhi [36] yanlamasına uçuşlardaki rotor-rotor etkileşimlerini araştırmak için Aeroquad Cyclone dört rotorlu hava aracının hem çapraz hem de artı şeklinde rotor yerleşimli tasarımlarını incelemişlerdir. Akış alanı simülasyonları için bir Navier-Stokes çözücüsü olan AcuSolve programını kullanmışlar ve 10 *m/s* ileri yönlü hızda ve 5 *derece* burun aşağı yunuslama açısı koşullarında analizler yapmışlardır. Sonuç olarak, çapraz konfigürasyonda arka kısımdaki rotorların ön rotorlardan %19 daha az taşıma ürettiğini görmüşlerdir. Öte yandan, artı şeklindeki konfigürasyonda, arka rotorlarının itme kuvvetindeki büyük kayıp nedeniyle daha yüksek açısal hızlara ihtiyaç duyduklarını tespit etmişlerdir. Sonuç olarak, artı şeklindeki konfigürasyon, ileri uçuş için gereken güç açısından çapraz şeklindeki konfigürasyondan daha üstün bulunmuştur.

Lopez ve arkadaşları [37] Arkano V2 dört rotorlu hava aracının pervaneleri üzerinde HAD analizleri gerçekleştirmişlerdir. Bu amaçla, pervane pal geometrilerini üç boyutlu tarayıcı yardımı ile bilgisayar ortamında elde etmişlerdir. Ağdan bağımsızlık analizlerinden sonra, HAD analizleri *k-w* ve Spalart Allmaras türbülans modelleri kullanılarak 6547 ve 5221 *devir/dakika* açısal hızlarda gerçekleştirilmiştir. Analiz sonuçları, aynı açısal hızlarda iz bölgesi için her iki modelin de yaklaşık olarak aynı sonuçları tahmin ettiğini göstermiştir. Ayrıca, *k-w* modelinin tork ve itme katsayılarını Spalart Allmaras modeline göre daha yüksek tahmin ettiği görülmüştür. Diğer yandan, uçuş testlerinden elde edilen sonuçlarla kıyaslandığında, her iki model de tork ve itme değerlerini deneysel sonuçlardan yüksek tahmin ettiği görülmüştür. Sonuç olarak, iki model arasındaki en temel farkın, uzak iz bölgesindeki girdaplı viskozite konturları olduğu bulunmuştur.

Pandey ve arkadaşları [38] hava aracı gövde yüzeyindeki basınç dalgalanmalarını gözlemlemek amacıyla basınca duyarlı boya ile DJI Phantom 3 dört rotorlu hava aracı üzerinde yüzey basınç ölçümleri gerçekleştirmişlerdir. Pervane palleri gövde üzerinden geçerken gövde üzerindeki basınç gelişim alanlarını elde etmiş ve gözlemlemişlerdir. Sonuç olarak, ana basınç dalgalanmalarının pal geçiş frekansında ve yakın harmoniklerde meydana geldiğini gözlemlemişlerdir.

Kaya ve arkadaşları [39] tasarladıkları dört rotorlu bir hava aracı üzerinde, azami uçuş süresi için gereken pervaneler arası boşluk mesafesinin optimum değerini hesaplamak amacıyla, farklı pervane çapları, farklı pervaneler arası boşluk mesafeleri ve farklı açısal hızlarda deneysel çalışmalar gerçekleştirmişlerdir. Deneysel sonuçlarından birisini ANSYS FLUENT üzerinde gerçekleştirdikleri HAD analizi sonuçları ile karşılaştırarak sonuçların birbirine çok yakın olduğunu tespit etmişlerdir. Ayrıca dört rotorlu hava aracı için en yüksek itme değerini sağlayan en düşük pervaneler arası boşluk mesafesini öngören ikinci dereceden bir ilişki ortaya koymuşlardır. Sonuç olarak, daha yüksek açısal hızlarda pervaneler arası boşluk mesafesinin itme kuvveti üzerindeki etkisinin daha net olduğunu, düşük açısal hızlarda ise etkisini kaybettiğini görmüşlerdir. Pervaneler arası boşluk mesafesinin ise motorların çektiği akım üzerine önemli bir etkisi olmadığı görülmüştür.

Wisniewski ve arkadaşları [40] gürültü seviyesini düşürmek ve pervane aerodinamik performansını iyileştirmek amacıyla DJI Phantom II dört rotorlu hava aracı pervane palleri üzerinde çalışmışlardır. Bu amaçla, öncelikle Baylor Üniversitesi tarafından geliştirilen BearControl adlı bir MATLAB program kodu ile düşük açıklık oranlarına sahip ve yüksek hatveli pervaneler tasarlamışlardır. Pervaneler Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri Akademisi'nde üç boyutlu bir yazıcı ile üretilmiş ve düşük hızlı bir rüzgâr tünelinde 2000 ile 8000 *devir/dakika* arasında değişen açısal hızlarda test edilmiştir. Sonuç olarak, duman görselleştirmesiyle birleştirilmiş akış yönünde radyal mikrofon kullanılarak yapılan testler, maksimum ses basıncı seviyesinin radyal olarak palin yarıçapının %75'lik bölgesinde olduğunu göstermiştir. Ayrıca yazarlar, askı durumundaki dört rotorlu hava aracının yakın bölgesindeki pervane gürültüsünün, geniş veter ve çok palli pervaneler kullanarak azalacağı sonucuna varmışlardır.

Lei ve arkadaşları [41] eş düzlemli olmayan dört rotorlu hava araçlarının aerodinamik özelliklerini sayısal ve deneysel olarak incelemişlerdir. Gerçekleştirdikleri HAD simülasyonları hem izole edilmiş tek rotor hem de farklı mesafelerde ve 0 ile 50 *derece* arasında farklı düzlem açılarına sahip eş düzlemli olmayan dört rotorlu hava aracı konfigürasyonlarını içermiştir. Gerçekleştirdikleri simülasyonları deneysel testlerle karşılaştırmışlar ve sayısal analizlerinin deney sonuçları ile taşıma ve sürükleme katsayıları açısından iyi bir uyum içinde olduğunu, ancak daha düşük itme değerleri tahmin ettiğini tespit etmişlerdir. Sonuç olarak, itmenin belirli bir rotor mesafesinden

daha yüksek mesafelerde sabit kaldığını görmüşlerdir. Çalışma ayrıca eş düzlemli olmayan dört rotorlu hava aracı konfigürasyonunun artan itme değerlerinde güç tüketiminde artışa yol açtığını göstermiş ve konfigürasyonun akış bölgesi çok karmaşık bulunmuştur.

Nguyen ve arkadaşları [42] dört rotorlu bir hava aracı için analitik bir model sunmuş ve rotorlar arası etkileşimleri de dikkate alarak düşük Reynolds sayılarında aerodinamik katsayıları formüle etmişlerdir. Ayrıca, çalışmada DJI-450f dört rotorlu hava aracı modelinin açık tip rüzgâr tüneli analizi yer almıştır. Analizler ilk olarak 6 *m/s* hız ile sabit 0 *derece* hücum açısında tek bir rotor ile gerçekleştirilmiş, daha sonra ise rotorlar arası etkileşimi gözlemlemek amacıyla tandem rotor şeklinde deneyler yapılmıştır. Son olarak ise, dört rotorlu konfigürasyonun, askıda uçuş, ileri uçuş, tırmanma ve alçalma gibi farklı uçuş aşamalarında sahip olduğu hücum açılarında testler gerçekleştirilmiştir. Çalışma, deneysel ve teorik modellerin, 0 ila -18 *derece* arasındaki hücum açılarında ve 0 ile 10 *m/s* hava akış hızı aralığında iyi bir uyum içinde olduğunu göstermiştir. Ayrıca, rotorlar arası etkileşimin etkisini gösterir şekilde, arka rotorların itme katsayısının ön rotorlardan yaklaşık %11 oranında daha düşük olduğunu gözlemlemişlerdir.

Hwang ve arkadaşları [43] çok rotorlu hava taşıtlarının aerodinamik performanslarını, gövde-rotor etkileşimi ve rotor konumlandırması açısından araştıran hesaplamalı bir çalışma sunmuşlardır. Bu amaçla hem askı uçuşu hem de seyir uçuşlarında, rotorları elmas ve kare şeklinde konumlandırılmış dört rotorlu hava aracı ile sayısal analizler yapmışlardır. Analizler sırasında, gövdeyi basite indirgemek amacıyla, dikdörtgen bir silindir olarak modellemişlerdir. Akış alanının simülasyonunu yapay sıkıştırılabilirlik modeliyle birleştirilmiş RANS denklemleriyle elde etmişlerdir. Çalışmanın sonuçları hem askı uçuşunda hem de seyir uçuşlarında, itme seviyesini düşürmeye neden olan aerodinamik etkileşimlerin meydana geldiğini göstermiştir. Seyir uçuşunda, arkada kalan rotorların öndeki rotorların neden olduğu aşağı yönlü akım nedeniyle daha düşük itmeye sahip olduğu görülmüştür. Ek olarak, bu durum özellikle kare konumlandırılmış konfigürasyon için arka rotorların itmesini ciddi bir şekilde azaltmıştır.

Yeong ve arkadaşları [44] HAD analizleriyle mikro bir dört rotorlu hava aracı olan WL-V303 Seeker tasarımının aerodinamik performansını optimize etmek üzere bir çalışma gerçekleştirmişlerdir. Bu amaçla, öncelikle orijinal kanat profili de dahil olmak üzere bazı

kanat profilleri aerodinamik performanslarını karşılaştırılmak üzere SST *k-w* türbülans modeli ile analiz edilmiştir. Ek olarak, kanat profillerinin nümerik analiz sonuçlarını doğrulamak için deneysel bir çalışmaya da yer verilmiştir. En yüksek aerodinamik performansa sahip olduğu belirlenen kanat profili hem tek rotor olarak hem de dört rotorlu hava aracı modeli üzerinde hesaplamalı analizler yapmak üzere kullanılmıştır. Sonuç olarak, yeni tasarımın daha iyi aerodinamik performansa sahip olduğu, fakat daha yüksek indüksiyon sürüklemesi ile sonuçlandığı tespit edilmiştir.

Yasuda ve arkadaşları [45] dört rotorlu bir hava aracının akış alanı simülasyonlarını ve aerodinamik karakteristiklerini, askı uçuşu simülasyonu, yan rüzgara maruz kalan model simülasyonu ve hareketle bağlantılı simülasyon olarak üç farklı koşulda ortaya koymuşlardır. Simülasyonlar için dört adet eş düzlemli iki palli rotordan oluşan basitleştirilmiş bir dört rotorlu hava aracı modeli kullanmışlardır. Hesaplama ağ yapısı olarak kayan-ağ (sliding-mesh) metodu ve hesaplama denklemi olarak gerçek olmayan (pseudo) sıkıştırılabilir Navier-Stokes denklemleri uygulamışlardır. Askıda uçuş simülasyonu sonuçları rotorlar arası etkileşimin akış alanında asimetrik dağılıma ve itmede salınıma neden olduğunu göstermiştir. Öte yandan, yan rüzgâr varlığındaki simülasyonda yunuslama momentinde pozitif artış gözlemlenmiştir. Hareketle bağlantılı simülasyonda ise, dört rotorlu hava aracının, yunuslama açısının sürekli artışı sebebiyle kararlı olmadığı görülmüştür.

Riccardi [46] analitik modelleme ve rüzgâr tüneli testleri ile AERMATICA ANTEOS A2-MINI/B olarak adlandırılan ticari bir dört rotorlu hava aracı modelinin aerodinamik karakterizasyonu üzerinde çalışmışlardır. Çalışmanın modelin rotor aerodinamik performansını, düz uçuşta çırpma açısını ve alçalma uçuşunda ortalama indüklenmiş akışını değerlendirmeyi amaçlamıştır. Öncelikle, değişken hatveli ve sallanan mafsallı (teetering articulation) dört rotorlu hava aracı hem düz uçuş hem de alçalma uçuşu için analitik olarak modellenmiştir. Daha sonra farklı hız ve hücum açılarında rüzgâr tüneli deneyleri gerçekleştirilmiştir. Sonuç olarak, yapılan karşılaştırma analitik modelin rüzgâr tüneli sonuçlarıyla iyi bir uyum içinde olduğunu göstermiştir.

Naidoo ve arkadaşları [47] sabit kanatlı uçakların pervanelerinin dört rotorlu helikopterlerde kullanılıp kullanılamayacağını incelemek amacıyla JavaProp yazılımı üzerinde aerodinamik bir analiz gerçekleştirmişlerdir. Analiz sonuçları, pervanenin sabit

kanatlı uçaklara itki sağlamak için özel bir hatve açısı ile tasarlandığını göstermiştir. Bu temelde, bir dört rotorlu helikopter için pervanenin yerel ve genel aerodinamik performansının düşük olduğu görülmüş, fakat rotorun itme ve tork performansı tatmin edici bulunmuştur.

Weerasinghe ve Monasor [48] Syma X5SC dört rotorlu hava aracı üzerindeki aerodinamik performans ve özellikleri araştırmak amacıyla HAD analizi ve deneysel rüzgâr tüneli testleri gerçekleştirmişlerdir. Sayısal analizi doğrulamak amacıyla, farklı hücum açılarında ve akış hızlarında rüzgâr tüneli testleri yapmışlardır. Bu testler sadece gövde, sadece rotorlar, rotorlarla birlikte gövde gibi farklı kombinasyonları içermiştir. Diğer yandan, üç boyutlu modelleme ve ağdan bağımsızlık çalışmalarından sonra, ANSYS FLUENT programında SST türbülans modeli ile rüzgâr tüneli testlerindeki koşullarda kararlı ve kararsız akış simülasyonları gerçekleştirmişlerdir. Deneysel ve nümerik analiz sonuçlarının sürükleme ve taşıma değerleri açısından karşılaştırması, simülasyon tahminlerinin bazı uçuş koşullarında deneysel sonuçlardan uzak olsa dahi, HAD simülasyonlarının dönme hareketlerinin karmaşık akış yapılarını tanımlamakta genel olarak başarılı olduğu görülmüştür.

Baris ve Britcher [49] dört rotorlu bir hava aracını test etmek ve statik ve dinamik özelliklerini araştırmak amacıyla altı serbestlik dereceli özgün bir konumlandırma ve hareket teçhizatı geliştirdiler. Bu platform, hava aracını dinamik olarak kontrol edebilme kabiliyetine sahip olup, monte edilen hava aracının üzerindeki kuvvet ve momentleri ölçebilmek için altı eksenli yük hücreleri içermekteydi. Çalışmada bu platform DJI Phantom 3 dört rotorlu hava aracı ile farklı rotor açısal hızlarında, hava akış hız ve yönlerinde test edilmiştir. Ayrıca, farklı yunuslama açılarında ön ve arka rotorlar arasındaki aerodinamik etkileşimleri gözlemlemek için PIV kullanmışlardır. Statik test sonuçları literatürdeki mevcut verilerle uyumlu bulunmuş, dinamik testler ise yüksek *devir/dakika* değerlerinde burun yukarı hareketinde burun aşağı hareketine göre daha yüksek moment değişimi olduğunu göstermiştir.

Wen ve arkadaşları [50] tarımsal amaçlarla kullanılan dört rotorlu hava aracının uçuş hızı, irtifa ve nozul aralığının damlacık sapmaları ve püskürtme dağılımları üzerindeki etkileri üzerine çalışmışlardır. Bu amaçla M234-AT modelindeki dört rotorlu bitki koruma hava aracı üzerinde bazı sayısal ve deneysel analizler yapmışlardır. Lattice Boltzmann yöntemi

kullanılarak yapılan HAD analizleri, iz bölgesindeki girdaplarda püskürtme damlacık hareketlerinin, farklı uçuş hızlarında yakın ve uzak iz bölgelerindeki hava akış yapılarının ve askı uçuşunun incelenmesinden oluşmuştur. Ayrıca Güney Çin Tarım Üniversitesi rüzgâr tüneli laboratuvarında rüzgâr tüneli testleri yapılmış ve HAD analizi sonuçları deneysel testlerle uyumlu bulunmuştur. Uçuş sürati, uçuş yüksekliği, rotor kolu yüksekliği ve nozul aralığı bakımından değerlendirilerek en uygun püskürtme koşulu elde edilmiştir. Çalışma sonucunda ayrıca püskürtme dağılımını etkileyen temel değişkenlerin uçuş sürati ve uçuş irtifası olduğu tespit edilmiştir.

Intratep ve arkadaşları [51] dört rotorlu hava aracı sistemlerinin aeroakustik özelliklerini araştırmak amacıyla DJI Phantom II hava aracını deneysel bir test modeli olarak kullanmışlardır. Model, Virginia Tech'teki yankısız odada itme ve akustik performanslar açısından dört farklı rotor pal seti ile test etmişlerdir. Kullanılan rotor pal takımları üretildikleri malzeme ve şekil bakımından farklı olup, testler çok rotorlu etkileşimleri araştırmak amacıyla, tekli, çiftli ve dörtlü rotor modelleri ile 1500 ila 8000 *devir/dakika* arasında değişen hızlarda gerçekleştirilmiştir. Test sonuçları, tek rotor ile karşılaştırıldığında, çift rotor ve dört rotorun aerodinamik performansının sırasıyla %5,8 ve %7,8 azaldığını göstermiştir. Geniş bant gürültüsünde dört rotorlu durumdaki etkileşimin, tek ve çift rotorlu konfigürasyonlara göre daha fazla artışa neden olduğu görülmüştür.

Kaya ve arkadaşları [52] sadece itme kuvvetini değil, aynı zamanda yüksek hassasiyetli simülasyonlar için de önemli olan eksen dışı yükleri de tahmin edebilen bir aerodinamik model geliştirerek, bunun doğrulanmasına odaklanan bir çalışma gerçekleştirmişlerdir. Bu amaçla gerçekleştirdikleri çalışmada ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü'nde yaptıkları rüzgâr tüneli deneyleri de yer almıştır. Dört rotorlu hava aracının askı uçuşu, dikey tırmanma uçuşu ve düz uçuş şartlarında gerçekleştirilen rüzgâr tüneli testlerinin sonuçları geliştirdikleri aerodinamik modelin tahminleri ile iyi bir uyum içerisinde bulunmuştur.

Christodoulou ve arkadaşları [53] dört rotorlu bir hava aracı pervane palinin aerodinamik özelliklerini HAD analizleri yardımıyla araştırmışlardır. Bu kapsamda SST *k*-*w*, BSL-RSM ve EARSM modelleri ile analizler gerçekleştirmişlerdir. Çalışmanın sonuçları, farklı türbülans modellerinde yapılan analiz sonuçları arasında anlamlı bir fark olmadığını

göstermiştir. Öte yandan, karmaşık pervane akışlarındaki geçiş ve ayırma sınır tabakaları için daha iyi tahminler yapabilen BSL-RSM modelinin kullanılmasını önermişlerdir.

Cespedes ve Lopez [54] tek ve dörtlü rotorlar üzerinde overset ağ yapısı ile ANSYS FLUENT programında farklı açısal hızlarda HAD analizleri gerçekleştirmişlerdir. Tek rotor için Pointwise v18 programı ile overset ve iz bölgesi ağları oluşturulmuş ve dört rotora uygulanmıştır. Ayrıca, itme ve tork değerlerini tahmin etmek için tek rotor üzerinde deneysel bir analiz yapılmıştır. Tek rotorlu HAD analizinin itme değerini %7 ve tork değerini %22 daha düşük tahmin ettiği görülmüş; dörtlü rotor analizindeki sonuçların ise itme değerinde %5 ve tork değerinde %3 daha düşük çıkması, iz bölgesindeki etkileşimden dolayı aerodinamik performans kaybını ortaya koymuştur.

1.4. Literatür Değerlendirmesi ve Sonuç

Literatür araştırması sonucunda sabit kanatlı insansız hava araçlarında kanat tasarımı üzerinde başkalaşım çalışmalarının kanat profili kamburluğu ve kanat planform geometrisi (süpürme açısı, koniklik oranı vb.) veya düşey eksende kanat geometrisi (dihedral açısı, anhedral açısı vb.) üzerindeki değişimlere yoğunlaştığı görülmektedir. Çalışmalarda, başkalaşım uygulamaları ile çeşitli optimizasyon yöntemlerinin de yardımıyla farklı performans parametrelerinde iyileştirmeler ve başarılı sonuçlar elde edildiği gözlemlenmiştir. Buradan hareketle bu tez çalışmasında da sabit kanatlı insansız hava aracında aerodinamik iyileştirmeler yardımıyla otonom uçuş performansı artırımı sağlayabileceği öngörülen iki farklı başkalaşım senaryosu üzerinde karar kılınmış ve senaryolar kanat ucu dihedral açısı değişimi ve koniklik oranı değişimi üzerine kurgulanmıştır. Başkalaşım uygulamalarının değerlendirilmesinde ihtiyaç duyulan aerodinamik incelemeler için ise bu hususta literatürde panel metotlarını başarılı şekilde uyguladığı, hızlı ve başarılı sonuçlar elde edilebildiği görülen XFLR5 programının kullanılmasına karar verilmiştir. Optimizasyon çalışmalarına dair ise yine birçok yöntem değerlendirilerek bu hususta SPSA optimizasyon metodunun kullanılarak belirlenen başkalaşım senaryoları özelinde literatürde otonom performans artırımı hedefiyle ilk kez bir çalışma gerçekleştirilmesi ve bilimsel literatüre katkı sunulması amaçlanmıştır. Nihai tasarımların uçuş simülasyonlarının ise yine bu hususta başarılı olduğu ve sıkça kullanıldığı bilinen MATLAB/Simulink ortamında gerçekleştirilmesi planlanmıştır.

Döner kanatlı hava araçlarında aerodinamik iyileştirmeler elde etmek amacıyla, bu hususstaki en önemli bileşen olan ve literatürde de çokça örnekleri görülen pervane pal tasarımında pervane çapı, veter uzunluğu ve burulma açıları üzerinde uygun revizyonlar yapılması üzerine karar kılınmıştır. Bu süreçte ihtiyaç duyulacak olan aerodinamik performans hesaplamaları için pala elemanı teorisi kullanarak hızlı çözümler sunan JBlade programından yararlanılması kararlaştırılmış, aynı zamanda bu konuda yine literatürde sıkça kullanıldığı ve deneysel testlere oldukça yakın sonuçlar sağladığı bilinen HAD çözücüsü ANSYS FLUENT programının da sürece dahil edilmesi ve burada yapılacak çözümlerle uygulanacak metotların karşılaştırmalı olarak değerlendirilmesi hedeflenmiştir.

2. BÖLÜM

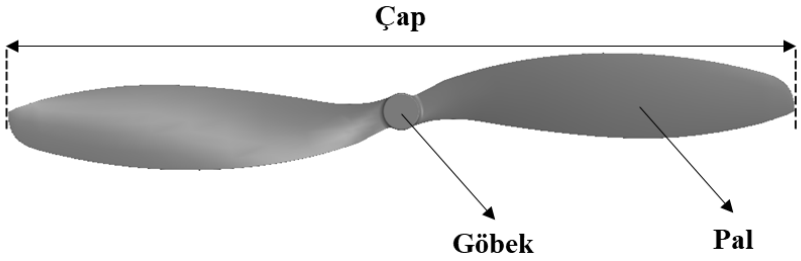
DÖNER KANATLI BİR İHA PERVANESİNİN YENİDEN TASARIMI VE AERODİNAMİK PERFORMANS ARTIRIMI

Aerodinamik taşıma oluşturan ve ortalama bir kontrole sahip araçların tanımına uyan ilk insansız hava araçları uçurtmalardır [55]. 19. yüzyılda başlayan bu insansız hava aracı girişimleri günümüzde oldukça gelişmiş sistemler olarak karşımıza çıkmaktadır. Hem döner kanatlı hem de sabit kanatlı insansız hava araçları, askeri ve sivil amaçlar için geniş bir kullanım alanına sahip olmakla birlikte gelişimini hızla sürdürmektedir. Günümüzde döner kanatlı insansız hava araçları hem düşük ağırlıkları hem de üstün manevra ve havada kalış kabiliyetleri sayesinde ticari, askeri ve endüstriyel uygulamalarda yaygın olarak tercih edilmektedirler [56]. Bu sınıftaki hava araçları sahip oldukları rotor sayısına göre adlandırılmakta ve quad-rotor ismi verilen dört rotorlu konfigürasyon en popüler uygulamalardan biri olarak dikkat çekmektedir [57]. Dört rotorlu insansız hava araçları rotor ataletlerinin düşük olması sayesinde pervanelerinin dönüş hızları birbirinden bağımsız şekilde ayarlanarak kolaylıkla kontrol edilebilmektedirler. Fakat sahip oldukları boyut olarak küçük ölçekli pervaneleri düşük Reynolds sayılarındaki hava akış rejimlerinde baskın viskoz etkilerden kaynaklanan faydalı yük, menzil ve havada kalış süresi açısından performans kayıpları yaşatabilmektedirler [34]. Pervaneler, doğal olarak döner kanatlı hava araçlarının performansını doğrudan veya dolaylı olarak etkileyen en önemli bileşenlerden biridir. Bu bağlamda, bu hava araçlarının uçuş performanslarını iyileştirmek için araştırılması ve geliştirilmesi gereken en önemli bileşenlerden birisi olarak karşımıza çıkan pervaneler hem aerodinamik hem de kontrol disiplinleri açısından önem arz etmektedir. Buradan hareketle, tez çalışmasının bu bölümünde aerodinamik iyileştirme yaklaşımı döner kanatlı bir insansız hava aracı pervane tasarımı özelinde değerlendirilecektir.

Bu bölümde öncelikle pervane geometrisi, terminolojisi ve aerodinamiğine dair teorik bilgiler kısaca açıklanacak, sonrasında ise pervane aerodinamik performans hesaplama yöntemleri olarak HAD ve BEMT açıklanacaktır. Sonrasında ise tez kapsamında aerodinamik iyileştirme eldesi hedefiyle yeniden tasarlanacak olan dört rotorlu döner kanatlı insansız hava aracı pervanesi tanıtılarak, aerodinamik performansının HAD yardımıyla tahmini için ağdan bağımsızlık çalışması gerçekleştirilecektir. Belirlenen metodoloji ile tez çalışmasının "Bulgular" bölümünde orijinal pervanenin HAD analizi gerçekleştirilecek ve BEMT yöntemiyle elde edilecek aerodinamik sonuçlarla karşılaştırılarak başarılı bulunan yöntem ile pervanenin yeniden tasarım süreci yürütülecektir.

2.1. Pervane Terminolojisi ve Aerodinamik Performansı

Pervaneler, bulundukları düzlemde akışkan içerisinde gerçekleştirdikleri dönme hareketi sonucunda belirli kuvvetlerin oluşmasını sağlamak amacıyla özel olarak tasarlanmış geometrilerdir. Bir pervane, göbek ve pal (pala) olmak üzere iki ana elemandan oluşmakta olup, iki palli pervanelerde pallerin uç noktaları arasındaki yatay mesafe çap olarak isimlendirilmektedir. Pervanelerde pal sayısı değişkenlik gösterebilmektedir, özellikle dört-rotorlu insansız hava araçlarında Şekil 1'deki örnekte gösterildiği gibi iki palli pervaneler yaygın olarak kullanılmaktadır.



Şekil 1. Pervane geometrisi ve temel tanımlar

Pervane terminolojisinde hatve, pervanenin bir tam tur dönüşü sonucunda hareket yönünde katettiği mesafe olarak tanımlanırken; ilerleme oranı, J, ise pervanenin ileri yöndeki hızı, V_∞ (m/s), ile pal uç hızı arasındaki oran olan birimsiz bir değişkendir ve Denklem 2.1'de gösterildiği üzere pervane çapı, D (m), ve pervane açısal hızı, n (*devir/saniye*) yardımıyla hesaplanabilmektedir.

$$J = \frac{V_\infty}{nD} \tag{2.1}$$

Bir pervanenin aerodinamik performansı, diğer bir deyişle verimliliği ise Denklem 2.2'de gösterildiği şekilde ilerleme oranının yanında birimsiz aerodinamik terimler olan itme katsayısı, C_T, ve güç katsayısı, C_P, yardımı ile hesaplanabilmektedir. Burada itme ve güç katsayılarının oranı bir pervane için birim güç başına elde edilebilen itme miktarını ifade etmektedir [58].

$$\eta = J\frac{C_T}{C_P} \tag{2.2}$$

İtme ve güç katsayılarını hesaplamak için Denklem 2.3 ve Denklem 2.4'te görüldüğü üzere, daha önceki değişkenlere ek olarak akışkan yoğunluğu, ρ (kg/m^3), itme kuvveti, T (N), ve güç, P ($watt$), değişkenleri ile hesaplama yapmak mümkündür.

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \tag{2.3}$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \tag{2.4}$$

2.2. Sayısal Yöntemlerle Pervane Aerodinamik Performansı Tahmini

Pervane aerodinamik performansı hesaplamaları için karmaşık denklemlerin çözümünü gerektiren analitik yöntemler ve yüksek maliyetli ekipman gerektiren deneysel yöntemlerden ziyade, hesaplamalı (sayısal) yöntemler günümüzde daha çok tercih edilmektedir. Hesaplamalı metotlar zaman kaybını minimize etmenin yanında, literatür araştırması bölümünde de değerlendirildiği üzere deneysel sonuçlara kabul edilebilir derecede yakın tahminlere de olanak sağlamaktadır. Bu kapsamda en sık kullanılan yöntemler ise hesaplamalı akışkanlar dinamiği, pala elemanı momentum teorisi, Glauert modeli, ideal disk teorisi ve girdap kafes yöntemi gibi yaklaşımlar olarak karşımıza çıkmaktadır.

Bu tez çalışması kapsamında da literatürde daha önce deneysel olarak incelenmiş ve verileri halihazırda bulunan bir döner kanatlı insansız hava aracı pervanesi hem hesaplamalı akışkanlar dinamiği hem de pala elemanı momentum teorisi yaklaşımları ile

incelenecek, metodoloji deneysel sonuçlar ile karşılaştırmalı şekilde doğrulanacak ve pervane geometrisinde yapılacak düzenlemeler sonucunda yeni tasarımla pervane performansındaki iyileştirmeler ortaya koyulacaktır.

2.2.1 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Yaklaşımı

Günümüzde pervane gibi karmaşık geometrilere dair akışkanlar mekaniği problemlerinin çözümlenmesine yardımcı olan hesaplamalı akışkanlar dinamiği uygulamaları literatür araştırması bölümünde de ortaya koyulduğu üzere yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Bu çalışma kapsamında döner kanatlı bir insansız hava aracı pervanesinin HAD yöntemiyle aerodinamik performans hesaplamaları ANSYS FLUENT programında gerçekleştirilecektir.

ANSYS FLUENT programı, sonlu hacimde elemanlara ayrılmış akış alanı için Navier-Stokes adı verilen kütle ve momentum korunum denklemlerini; ısı transferli ve sıkıştırılabilir etkilere sahip akış koşullarında ise ek enerji korunum denklemlerinin çözümünü gerçekleştirmektedir. Bunlardan aşağıda verilen kütle korunumu (süreklilik) denkleminde u, v ve w (m/s) koordinat sisteminde sırasıyla akışkanın x, y ve z eksenlerindeki hız bileşenleri olup, ρ (kg/m^3) ise akışkanın yoğunluğudur.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t}+\frac{\partial(\rho u)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho v)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho w)}{\partial t}=0 \tag{2.1}$$

Burada sıkıştırılamaz akış koşullarında sabit yoğunluk nedeniyle $\delta\rho/\delta t$ terimi sıfıra eşit olmaktadır. Kartezyen koordinat sistemine göre x, y ve z momentum denklemleri de aşağıda sırasıyla verilmiştir.

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x}+\frac{\partial(\rho uv)}{\partial y}+\frac{\partial(\rho uw)}{\partial z}=-\frac{\partial(p)}{\partial x}+\frac{1}{\mathrm{Re}_r}\left[\frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x}+\frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y}+\frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z}\right] \tag{2.2}$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y}+\frac{\partial(\rho uv)}{\partial x}+\frac{\partial(\rho vw)}{\partial z}=-\frac{\partial(p)}{\partial y}+\frac{1}{\mathrm{Re}_r}\left[\frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x}+\frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y}+\frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z}\right] \tag{2.3}$$

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho w^2)}{\partial z}+\frac{\partial(\rho vw)}{\partial y}+\frac{\partial(\rho uw)}{\partial x}=-\frac{\partial(p)}{\partial z}+\frac{1}{\mathrm{Re}_r}\left[\frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x}+\frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y}+\frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z}\right] \tag{2.4}$$

Bahsedilen denklemlere ek olarak, türbülanslı akış koşullarına dair farklı türbülans modeli seçenekleri de bulunmakta olup, kullanıcının arayüzde yapacağı seçime göre her biri için farklı taşıma denklemleri çözüme entegre edilebilmektedir. Analiz sonuçları model seçimine bağlı olarak büyük ölçüde değişiklik gösterebilmektedir.

2.2.1.1 Türbülans Modelleri

Türbülanslı (girdaplı) hava akışı bölgeleri, hız alanlarının dalgalanması ile şekillenmesinin yanında, momentum ve enerji dalgalanmalarına da sebep olmaktadır. Bu dalgalanmaları çözüm sürecinde kütle ve momentum korunum denklemlerine entegre edebilmek için dalgalanmaya dair bilinmeyen değişkenlerin de ek denklemlerle ifade edilmesi gerekmektedir. Bu denklem kümeleri farklı türbülans modelleri olarak isimlendirilmiş ve ANSYS FLUENT ortamında da çözüme dahil edilebilecek opsiyonlar olarak kullanıcıya sunulmuştur. Bu bölümde, literatürde yaygın olarak kullanılan bazı türbülans modeli seçenekleri hakkında kısa bilgiler verilecek ve çalışmada kullanılacak türbülans modeli belirlenecektir.

Spalart-Allmaras modeli, özellikle havacılık uygulamaları için tasarlanmış ve turbo makine uygulamalarında popülerlik kazanmış, ters basınç gradyanlarına maruz kalan sınır tabakalı akışlarda başarılı bulunan tek denklemli bir modeldir. Özellikle kanat profillerinin 2-boyutlu analizleri için sıkça tercih edilmektedir.

Standart $k-\varepsilon$ modeli iki ayrı taşıma denklemini çözerek hem türbülans uzunluğunu hem de zaman ölçeğini belirleyebilen iki denklemli bir türbülans modelidir. Bu model, türbülans kinetik enerjisi (k) ve yayılma hızına (ε) dair taşıma denklemlerine bağlıdır. Modelin genellikle tam türbülanslı akışlar için kullanışlı olduğu bilinmektedir.

Standart $k-\omega$ modeli, düşük Reynolds sayısı etkileri, sıkıştırılabilirlik ve kayma akışı yayılımı için modifikasyonlar içerir ve türbülans kinetik enerjisi (k) ve özgül yayılma hızı (ω) için taşıma denklemlerine dayanan ampirik bir modeldir. Bu modelin hem k hem de ω için çözümleri serbest akışa duyarlıdır. Diğer yandan bu modelin bir başka versiyonu olan SST $k-\omega$ modeli ise, duvar yakınındaki formülasyonu daha hassas ve uzak alandaki serbest akıştan bağımsız, $k-\varepsilon$ 'un farklı model sabitleriyle dönüştürülmesiyle elde edilmiş bir modeldir. Laminerden türbülanslı akışa geçişi tahmin edebilmesi sayesinde ters basınç gradyan akışları veya transonik şok dalgaları gibi çok çeşitli akışları

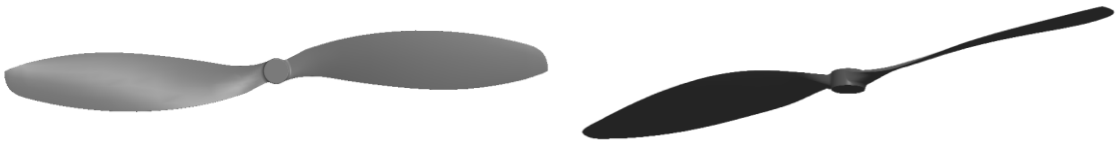
tahmin edebilme kabiliyetine sahiptir. Döner geometriler olan pervaneler için literatürde SST $k-\omega$ modelinin sıkça kullanıldığı görülmektedir.

Transition SST modeli ise SST $k-\omega$ taşıma denklemlerini temel almakta olup, aralıklılık ve geçiş başlangıçlı taşıma denklemleri ile birleştirilmiştir. Bu model, serbest kesme akışlarını tamamen türbülanslı olarak tahmin ederken, duvarla sınırlı akışlar için ayrılma kaynaklı, doğal ve baypas geçişlerini tahmin edebilmektedir.

Bu çalışmada, benzer ölçekteki döner kanatlı insansız hava araçlarının pervane aerodinamik performans analizlerine dair literatür araştırmasında da oldukça başarılı sonuçlar elde edildiği görülen, pervanelerde de sıkça rastlanan ters basınç gradyan akışlarını ve laminer-türbülanslı akış geçişlerini başarılı şekilde modelleyebilen SST $k-\omega$ modeli kullanılmasında karar kılınmıştır.

2.2.1.2 Pervane Modeli, Hesaplama Alanı ve Ağ Yapısı

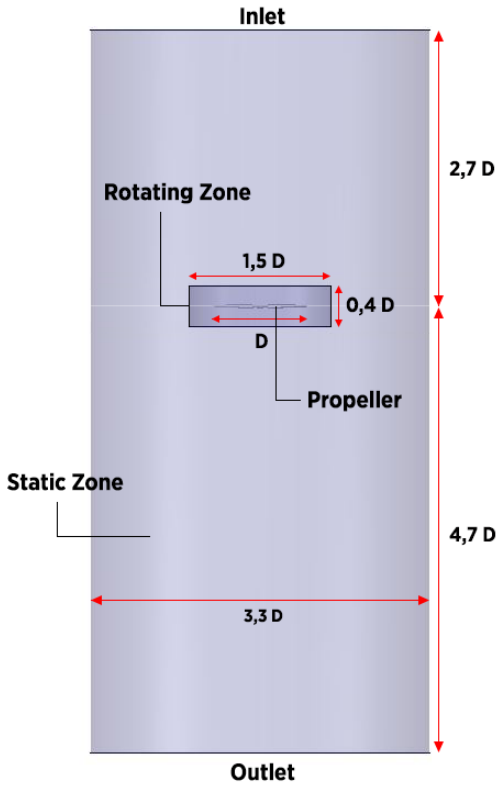
Bu tez çalışması kapsamında dört rotorlu insansız hava araçlarında sıklıkla kullanılan 0,2794 *m* (11 *inç*) çap ve 0,11938 *m* (4,7 *inç*) hatveye sahip olan GWS Slow Flyer pervanesi değerlendirilmek üzere seçilmiş ve Şekil 2'de ön ve izometrik görünüşleri gösterilmiştir [59].



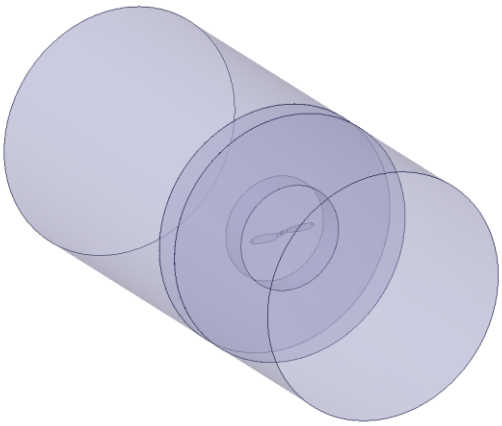
Şekil 2. Pervane geometrisi ön (solda) ve izometrik (sağda) görünüşleri

HAD analizinin ön işleme bölümünde başlangıç aşaması olarak pervanenin bilgisayar destekli tasarlanan (CAD) geometrisi ANSYS SpaceClaim ortamına aktarılmıştır. SpaceClaim ortamında ise hesaplama alanı overset ağ uygulamasına uygun bir yapıyla Şekil 3'te verildiği gibi dönen (rotating zone) ve statik (static zone) olmak üzere iki bölgeye ayrılarak oluşturulmuş, Şekil 4'te nihai hesaplama alanının izometrik görüntüsü verilmiştir. Hesaplama alanına akışkanın giriş bölümü "inlet" ve çıkış bölümü "outlet" olarak tanımlanmış ve hesaplama alanı ölçüleri literatürdeki geçmiş başarılı

çalışmalardan yararlanarak belirlenmiştir. Alana dair tüm ölçüler pervane (propeller) çapının (D) katları olarak ifade edilmiştir.



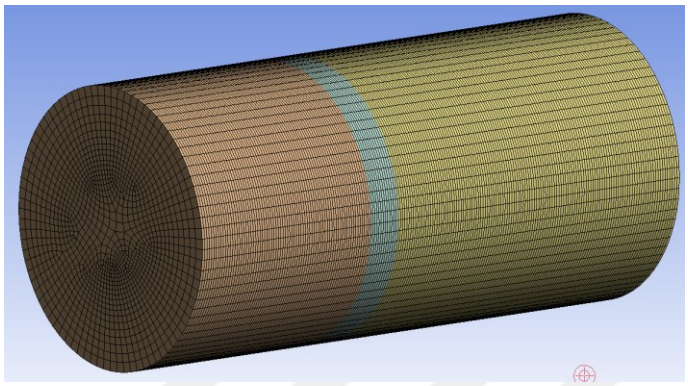
Şekil 3. Pervane çapının katları olarak hesaplama alanı ölçüleri



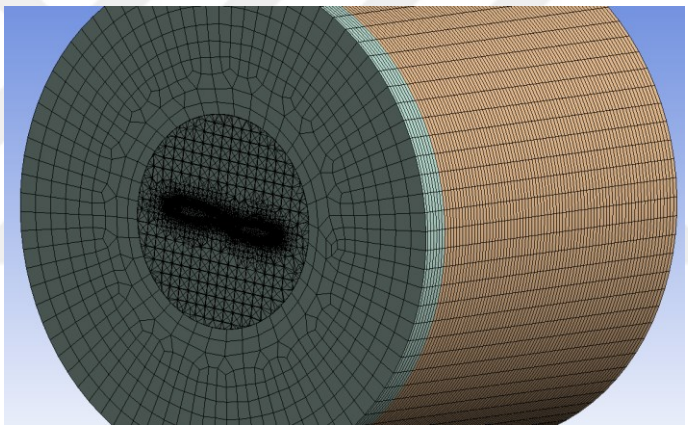
Şekil 4. Oluşturulan hesaplama alanının SpaceClaim ortamındaki görüntüsü

Hesaplama alanı ağ yapısına dair ön çalışma, Şekil 5'te izometrik ve kesit görünümlerinde dağılımları görüldüğü üzere dört-yüzlü (tetrahedral) ve altıgen (hexagonal) elemanlarla yamadan bağımsız (patch-independent) olarak ANSYS Mesher ortamında hazırlanmıştır.

Pervane, dönen bölgeye yerleştirilmiş ve sınırlardan yeterli açıklıkta konumlandırılmış, hesaplama alanındaki ağ elemanlarının sınır tabaka bölgesinde yani özellikle pervane geometrisi etrafında yoğunlaşması sağlanmıştır.



(a)



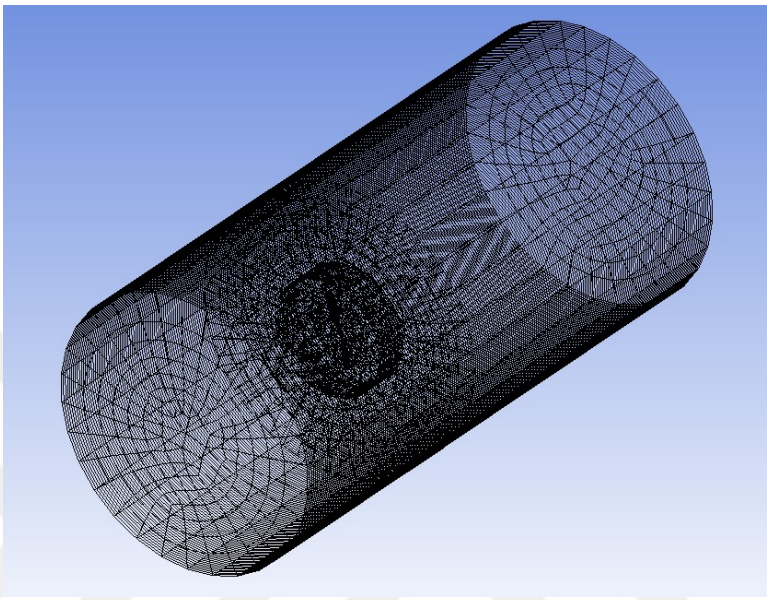
(b)

Şekil 5. Hesaplama alanı ağ elemanları dağılımı; a) izometrik görünüm b) kesit görünümü

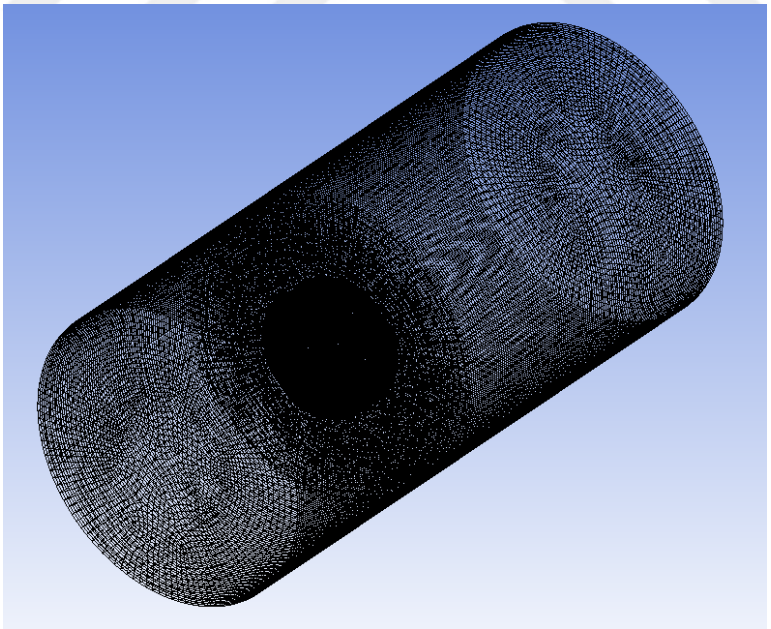
2.2.1.3 Ağdan Bağımsızlık Çalışması

Hesaplama alanına uygulanan ağ yapısı ve eleman sayısı HAD çalışmalarında analiz sonuçları üzerinde kritik öneme sahiptir. Ağdan bağımsızlık çalışması bu konuda çözüm üreten, hesaplama alanında oluşturulan ağ yapısında farklı eleman sayısı değerleri için sonuçlar elde ederek optimum seçimin yapılması amacıyla uygulanmaktadır. Çalışmamızın çözücü aşaması öncesinde hem mümkün mertebe analizin doğruluğunu artırmak hem de çözümde zaman kaybını önlemek amacıyla oluşturduğumuz hesaplama alanında ağdan bağımsızlık çalışması gerçekleştirilmiştir. Analiz için hesaplama alanı ağ

eleman sayıları ağ dağılım biçimi değiştirilmeden sıklığı değiştirilerek $0{,}175x10^6$, $0{,}732x10^6$, $0{,}809x10^6$, $0{,}925x10^6$, $1{,}46x10^6$, $1{,}9x10^6$ sayılarında elemanla oluşturulmuştur. Şekil 6'da elde edilen en seyrek ve en sık ağ yapılarının izometrik kafes görüntüleri verilmiştir.



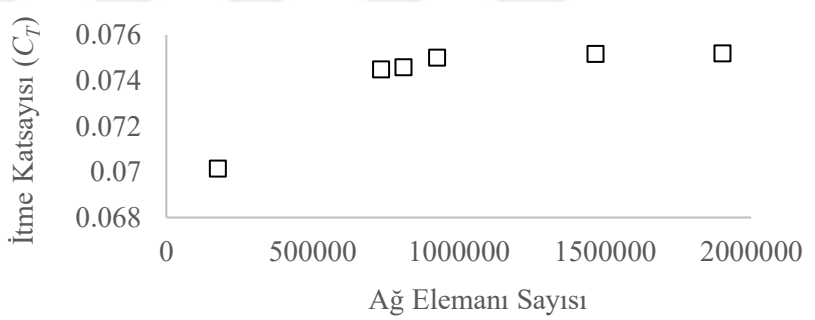
(a)



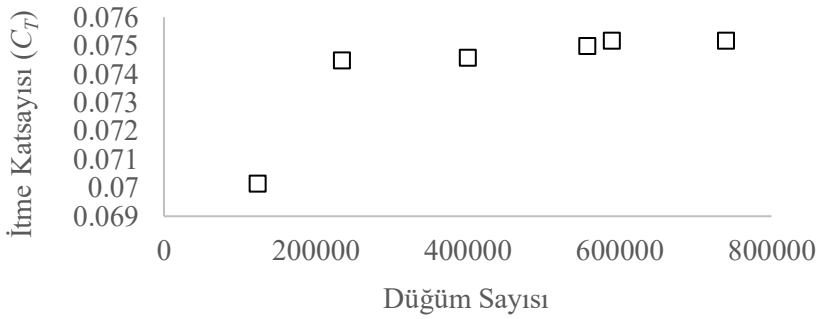
(b)

Şekil 6. Eleman sayısına göre hesaplama alanı ağ yapısı görünümü; a) $0{,}175x10^6$ ağ elemanı b) $1{,}9x10^6$ ağ elemanı

Ağdan bağımsızlık analizleri 3000 *devir/dakika* açısal dönme hızı ve 2.41 *m/s* hava akış hızı (dikey tırmanma) koşullarındaki deneysel itme katsayısı sonuçlarıyla karşılaştırmak üzere aynı şartlar altında gerçekleştirilmiştir. Çözüm sürecinde deniz seviyesi koşullarında ve daha önce belirlenen SST $k-\omega$ türbülans modeli eğrilik düzeltmeli olarak uygulanmıştır. Analiz sonuçları Şekil 7 ve Şekil 8'de ağ elemanı ve düğüm sayılarına bağlı olarak gösterildiği gibi elde edilmiş ve beklendiği üzere belirli sayıda ağ elemanı ve düğüm sayısının üzerinde sonuçlarda ihmal edilebilecek derecede küçük değişimler gözlenmiştir. 0,925x10^6 ve 1,9x10^6 ağ elemanı sayısı arasındaki itme katsayısı sonucu farkı %0,253 olarak gözlemlenmişken, 0,809x10^6 ve 1,9x10^6 ağ elemanı sayısı arasındaki itme katsayısı sonucu farkı %0,797 olarak kaydedilmiştir. Ayrıca en yüksek eleman sayısına sahip ağ yapısı ile en düşük eleman sayısına sahip ağ yapısının itme katsayısı açısından sonuçları arasındaki fark %6,453 olarak belirlenmiştir.



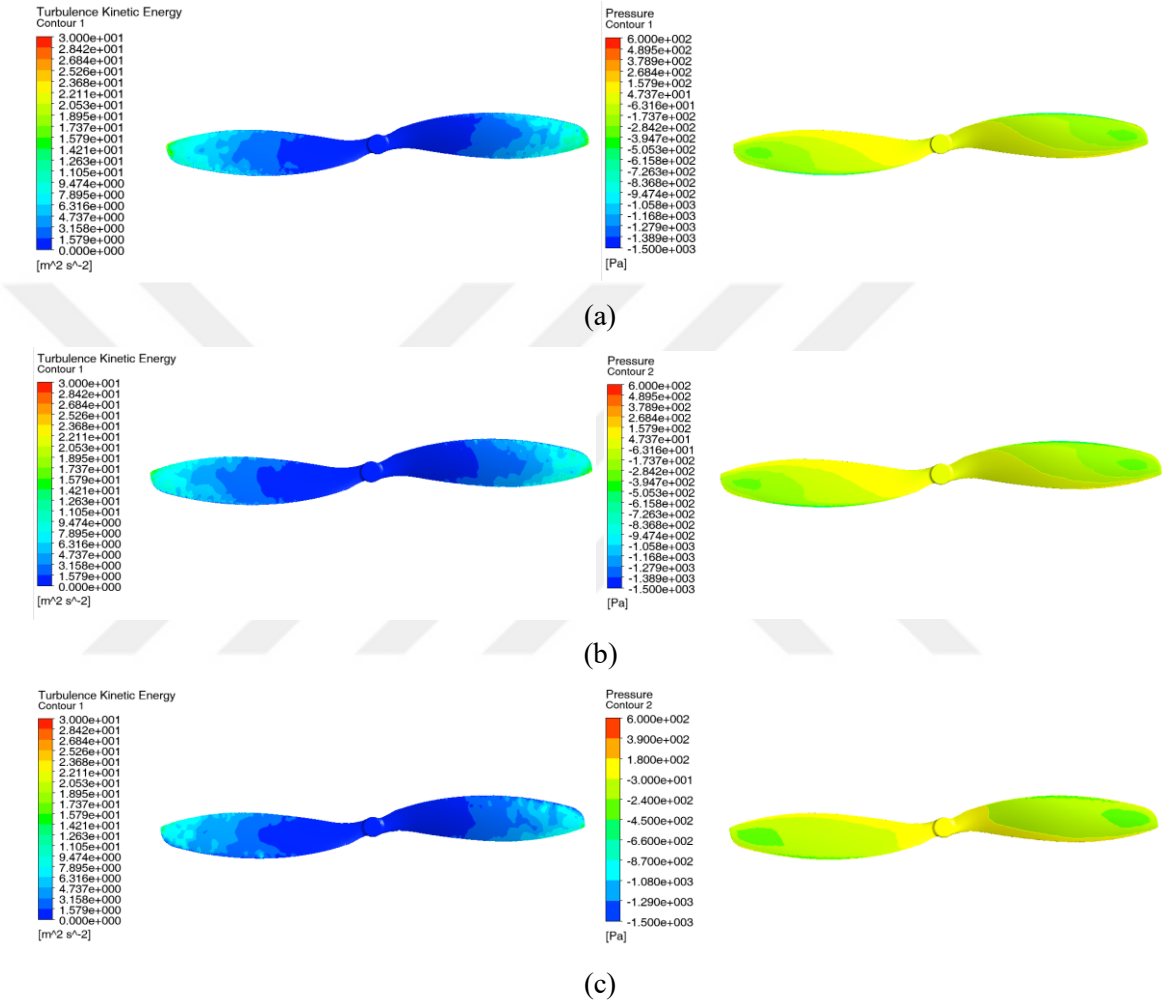
Şekil 7. İtme katsayısı sonuçlarının ağ elemanı sayısı ile değişimi



Şekil 8. İtme katsayısı sonuçlarının düğüm sayısı ile değişimi

Aynı zamanda Şekil 9'da türbülans kinetik enerji ve basınç dağılımlarına dair sonuçları verilen ağ eleman sayıları değerlendirildiğinde, çok düşük eleman sayılarının tahminlerde yetersiz kaldığı görülmektedir. Daha yüksek sayıda ağ elemanı, daha yüksek türbülanslı kinetik enerji oranları ve daha yumuşak basınç geçişleri ile sonuçlanmıştır. Çözümün

hesaplama süresi ve doğruluğunun ağ elemanlarının sayısından etkilendiği açıkça görülmektedir. Buradan hareketle, çalışmamızda daha kısa çözüm süreleri ve daha doğru sonuçlar için yaklaşık $0{,}8\text{x}10^6$ ağ elemanı sayısının yeterli ve verimli olacağı öngörülmüştür.



Şekil 9. Farklı ağ elemanı sayısında pervane üzerindeki türbülans kinetik enerji ve basınç dağılımları; a) $1{,}9\text{x}10^6$ b) $0{,}809\text{x}10^6$ c) $0{,}175\text{x}10^6$

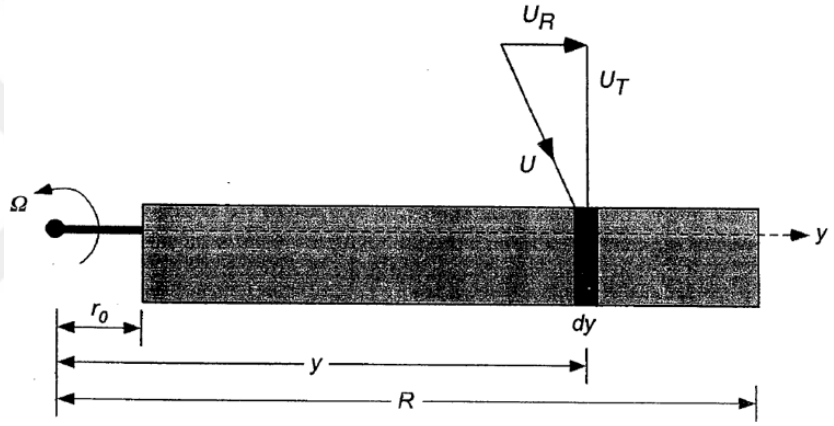
2.2.2 Pala Elemanı Momentum Teorisi Yaklaşımı

Pala Elemanı Momentum Teorisi (PEMT), Pala Elemanı ve Momentum teorilerinin hibrit şekilde uygulanması ile askı (hover) durumundaki bir pervanenin pala elemanı üzerindeki akışı tahmin etmek üzere elde edilmiş bir modeldir [60, 61]. Bu bölümde hem Pala Elemanı Teorisi hem de Momentum Teorisi ayrı ayrı incelenecek ve tezin "Bulgular" bölümünde çalışma kapsamındaki pervane analizi PEMT yaklaşımıyla sayısal olarak JBlade programında gerçekleştirilecektir [62].

2.2.2.1. Pala Elemanı Teorisi (PET)

Pala elemanı Teorisi (PET), pervane palasının her bölümünün 2-boyutlu bir kanat profili gibi davrandığını varsayarak aerodinamik kuvvet ve momentler ürettiğini kabul ederken, pala ucundaki kayıplar gibi üç boyutlu etkilerin de entegre edilebildiği bir modeldir. Bir pervane tasarım sürecinde ihtiyaç duyulacak pala burulması, planform dağılımı ve kanat profili kesitlerinin dağılımını hesaba katan bir yaklaşım olarak önem teşkil etmektedir.

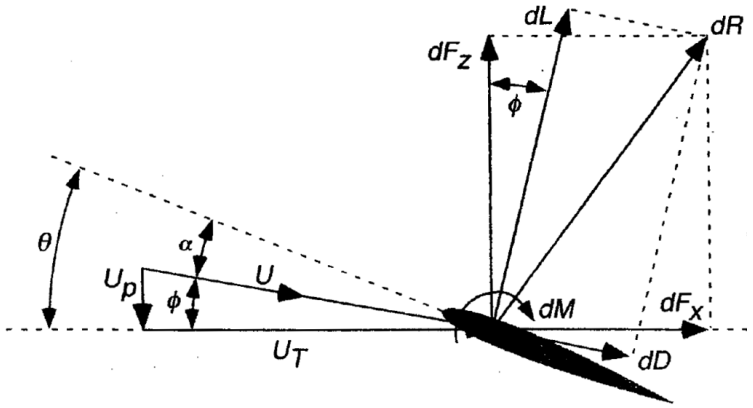
Şekil 10'da göbek merkezinden y kadar uzaklıktaki bir pala elemanı üzerindeki hız vektörleri (U_R ve U_T) ve bunların bileşke vektörü (U), pala elemanı uzunluğu (dy), açısal hız (Ω), göbek yarıçapı (r_0) ve pervane yarıçapı (R) gösterilmiştir.



Şekil 10. Pervane palası üstten görünümü ve pala elemanıyla ilişkili değişkenler [63]

Şekil 11'de ise bir pala elemanı kesiti üzerindeki hız, kuvvet ve momentler özetlenmiştir. Burada U_P hava aracının ileri yönlü hızı olup, bileşke hız vektörü ise Denklem 2.5'ten elde edilebilmektedir.

$$U = \sqrt{U_T^{\,2} + U_P^{\,2}} \tag{2.5}$$



Şekil 11. Bir pervane pala elemanının kesit görünümü ve ilişkili kuvvet, hız, moment ve açısal değişkenleri [63]

Açısal değişkenler açısından bakıldığında ise indüklenmiş hücum açısı (ϕ) basit geometrik bir yaklaşımla Denklem 2.6'dan ve aerodinamik hücum açısı (α) ise yunuslama açısı (θ) da kullanılarak Denklem 2.7'den elde edilebilir.

$$\phi = \tan^{-1}(\frac{U_P}{U_T}) \cong \frac{U_P}{U_T} \tag{2.6}$$

$$\alpha = \theta - \phi = \theta - \frac{U_P}{U_T} \tag{2.7}$$

Aerodinamik değişkenler açısından ise pala elemanı için taşıma ve sürükleme kuvvetleri Denklem 2.8 ve Denklem 2.9'dan elde edilebilir. Burada C_l ve C_d birimsiz taşıma ve sürükleme katsayıları olup, c ise pala elemanının veter uzunluğudur.

$$dL = \frac{1}{2}\rho U^2 c C_l dy \tag{2.8}$$

$$dD = \frac{1}{2}\rho U^2 c C_d dy \tag{2.9}$$

Sürükleme kuvveti bileşke hız vektörü bileşenine paralelken, taşıma kuvveti ise Şekil 11'de gösterildiği üzere dik olarak konumlanır. Bu kuvvetlerin pervane düzlemine göre dik (z-ekseni doğrultusunda) ve paralel (x-ekseni doğrultusunda) bileşenleri Denklem 2.10 ve Denklem 2.11'den hesaplanabilir.

$$dF_z = dL\cos\phi - dD\sin\phi \tag{2.10}$$

$$dF_x = dL\sin\phi + dD\cos\phi \tag{2.11}$$

Bu kuvvetlere bağlı olarak bir pala elemanının itme ve güç hesaplamaları pala sayısı (N_b) da kullanılarak Denklem 2.12 ve Denklem 2.13 ile yapılabilir.

$$dT = N_b F_z = N_b(dL\cos\phi - dD\sin\phi) \tag{2.12}$$

$$dP = N_b dF_x \Omega y = N_b(dL\sin\phi + dD\cos\phi)\Omega y \tag{2.13}$$

Pervanenin katılığı (σ) Denklem 2.14'te olduğu gibi pervane pala alanı (A_b) ve pervane disk alanının (A) oranı olarak tanımlanırsa, pala elemanının itme (C_T) ve güç (C_P) katsayıları da Denklem 2.15 ve Denklem 2.16'daki şekilde tanımlanabilir.

$$\sigma = (\frac{A_b}{A}) = \frac{N_b c}{\pi R} \tag{2.14}$$

$$dC_T = \frac{1}{2}\sigma C_l r^2 \tag{2.15}$$

$$dC_P = \frac{1}{2}\sigma(\phi C_l + C_d) r^3 \tag{2.16}$$

Bu hesaplamaların bir pala elemanı için olduğu göz önünde alındığında, kökten uca kadar pala boyunca Denklem 2.17 ve Denklem 2.18'deki şekilde bu değişkenlerin integrali alındığında nihai sonuç elde edilebilir.

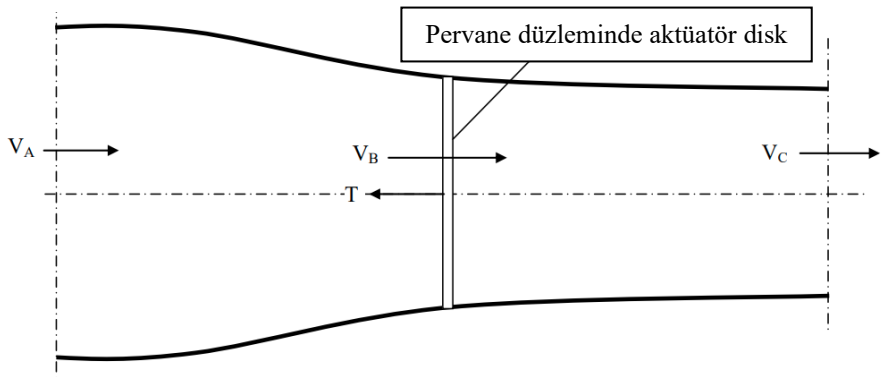
$$C_T = \frac{1}{2}\sigma\int_0^1 C_l r^2 dr \tag{2.17}$$

$$C_P = \frac{1}{2}\sigma\int_0^1 (\phi C_l + C_d) r^3 dr \tag{2.18}$$

2.2.2.2. Momentum Teorisi (MT)

Momentum Teorisi kararlı ve viskoz olmayan bir akış içerisinde pervane yerine sonsuz açıklık oranında ve sayıda paladan oluşan bir aktüatör disk varsayımına dayanır. Ayrıca,

itmenin pervanenin iz bölgesinde Şekil 12'de gösterildiği üzere herhangi bir girdap oluşumuna sebebiyet vermediği kabul edilir.



Şekil 12. Aktüatör disk, akış alanındaki konumlarına göre hız vektörleri ve itme kuvveti

Bu teoride itme kuvveti Denklem 2.19'da gösterildiği gibi basitçe pervane üzerindeki kütle akış oranına ve farklı noktalardaki hız farkına bağlıdır. Bu da momentum değişimine işaret etmektedir. Denklem 2.20'de gösterilen ve itme tarafından yapılan iş ise pervane tarafından absorbe edilen güç anlamına gelmektedir.

$$T = \dot{m}(V_C - V_A) \tag{2.19}$$

$$P_D = \frac{1}{2} m(V_C{}^2 - V_A{}^2) = TV_B \tag{2.20}$$

Kütlenin korunumu, enerjinin korunumu ve momentumun korunumu yasaları ile Bernoulli Denklemi'nin birleştirildiğinde itme katsayısı ve pervane verimi hesaplamalarının yapılabileceği Denklem 2.21 ve Denklem 2.22 ortaya çıkmaktadır. Burada A noktasındaki akış hızındaki artış u_a olarak ifade edilmiştir.

$$C_T = 4\frac{u_a}{V_A}(1 + \frac{u_a}{V_A}) \tag{2.21}$$

$$\eta = \frac{2}{1 + \sqrt{1 + C_T}} \tag{2.22}$$

3. BÖLÜM

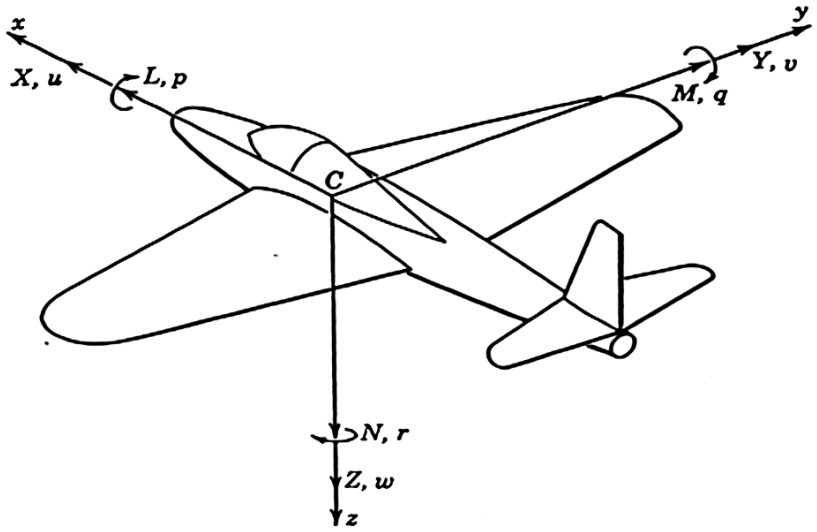
SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA BAŞKALAŞIM UYGULAMALARI VE EŞ ZAMANLI TASARIM YAKLAŞIMI İLE OTONOM PERFORMANS MAKSİMİZASYONU

Tez çalışmasının bu bölümünde uygulanacak başkalaşım senaryoları ve çalışmanın temelini oluşturan hava aracı hareket denklemleri ve uçuş dinamiği hakkında teorik bilgilerin yanı sıra başkalaşım uygulamalarının dinamik model üzerine etkilerinin tespitine dair yöntemler açıklanacaktır. Yine çalışma kapsamında izlenecek eşzamanlı tasarım metodolojisi ve otonom uçuş kontrol sistemi tasarımı hakkında temel bilgiler verilecek, optimizasyon uygulaması için SPSA algoritması ve sürece dahil edilecek makine öğrenimi algoritmaları hakkında temel bilgiler açıklanacaktır. Son olarak ise eşzamanlı tasarımı gerçekleştirilen başkalaşabilen hava aracı ve kontrol sistemi tasarımlarının uçuş simülasyonlarının gerçekleştirileceği simülasyon ortamı ve kurgusu hakkında temel bilgiler verilecektir.

3.1. Hava Aracı Uçuş Dinamiği ve Hareket Denklemleri

Uçuş mekaniğinin alt dalı olan uçuş dinamiği, hava araçlarının uçuş süreçlerinde kararlılık, kontrol ve uçuş performansı açısından değerlendirilmesini kapsamaktadır. Bu hususta bir değerlendirme yapabilmek için uçuş dinamiklerinin matematiksel olarak ifade edilmesini sağlayan hava aracı dinamik modelinin oluşturulması gerekmektedir. Dinamik model, birinci dereceden diferansiyel denklem kümeleri olarak doğrusallaştırılmış kuvvet, moment ve kinematik hareket denklemlerinden oluşur [64]. Konvansiyonel tasarımlara göre başkalaşabilen tasarımların dinamik özellikleri çok daha karmaşık olduğundan doğruluğu yüksek ve uygun bir dinamik modelin oluşturulması uçuş performansının belirlenmesinde kilit bir role sahiptir.

Hareket denklemleri matematiksel ifadeler olarak belirli bir koordinat sistemine (eksen takımına) bağlı olarak türetilebilmektedir. Havacılıkta kullanılan gövde sabit eksen takımına dair kuvvet, moment ve hız bileşenleri Şekil 13'te gösterilmiştir. Gövde sabit eksen takımında hava aracı kütlesi ağırlık merkezinde konumlanmış bir nokta olarak varsayılarak tüm bileşenlerin bu noktadan etkidiği ve hava aracının pozisyon değiştirmesiyle birlikte eksenlerin de hareket ettiği kabul edilir. Burada sırasıyla x, y ve z eksenlerindeki kuvvet bileşenleri, X, Y, Z, moment bileşenleri, L, M, N, açısal hız bileşenleri, p, q, r, ve doğrusal hız bileşenleri, u, v ve w olarak tanımlanmaktadır.



Şekil 13. Gövde sabit eksen takımı üzerindeki kuvvet, moment ve hız bileşenleri [65]

Uçuş dinamiği hesaplamalarında hava aracının hareketine bağlı olarak değişkenlik gösteren gövde sabit eksen takımı yerine eylemsiz (yeryüzü sabit) eksen takımı yaygın olarak kullanılmaktadır. İki eksen takımı arasındaki dönüşüm ise Euler açıları olarak ta isimlendirilen yunuslama açısı, θ, yuvarlanma açısı, ϕ, ve sapma açısı, ψ, tanımlamaları yardımıyla gerçekleştirilmektedir. Hareket denklemlerinin temeli olan Newton'un ikinci yasası Denklem 3.1'de gösterildiği üzere sabit kütle varsayımıyla kuvvet, F, kütle, m, ve ivme, dv/dt, arasındaki ilişkiyi açıklamaktadır.

$$\sum F = m\frac{dv}{dt} \tag{3.1}$$

Newton'un ikinci yasası ve Euler açıları kullanılarak yeryüzü sabit eksen takımında x, y ve z eksenlerindeki kuvvet eşitlikleri Denklem 3.2, Denklem 3.3 ve Denklem 3.4'te gösterildiği şekilde oluşmaktadır.

$$X - mg\sin\theta = m(\dot{u} + qw - rv) \tag{3.2}$$

$$Y + mg\cos\theta\sin\phi = m(\dot{v} + ru - pw) \tag{3.3}$$

$$Z + mg\cos\theta\cos\phi = m(\dot{w} + pv - qu) \tag{3.4}$$

Yine Newton'un ikinci yasasına göre momentumun (H) zamana bağlı değişiminin toplam momente (M) eşitliğini gösteren Denklem 3.5'ten yola çıkarak; x, y ve z eksenlerindeki moment eşitlikleri Denklem 3.6, Denklem 3.7 ve Denklem 3.8'teki gibi oluşmaktadır.

$$\sum M = \frac{d}{dt}H \tag{3.5}$$

$$L = I_x\dot{p} - I_{xz}\dot{r} + qr(I_z - I_y) - I_{xz}pq \tag{3.6}$$

$$M = I_y\dot{q} + rq(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2) \tag{3.7}$$

$$N = -I_{xz}\dot{p} + I_z\dot{r} + pq(I_y - I_x) + I_{xz}qr \tag{3.8}$$

Gövde sabit eksen takımındaki açısal hızlar ile Euler açısal hızlarına dair bağıntılar ise Denklem 3.9, Denklem 3.10 ve Denklem 3.11'de verilmiştir.

$$p = \dot{\phi} - \dot{\psi}\sin\theta \tag{3.9}$$

$$q = \dot{\theta}\cos\phi + \dot{\psi}\cos\theta\sin\phi \tag{3.10}$$

$$r = \dot{\psi}\cos\theta\cos\phi - \dot{\theta}\sin\phi \tag{3.11}$$

Euler açısal hızlarının, Euler açıları ve gövde sabit eksen takımındaki açısal hızlara bağlı eşitlikleri ise Denklem 3.12, Denklem 3.13 ve Denklem 3.14'de verilmiştir.

$$\dot{\theta} = q\cos\phi - r\sin\phi \tag{3.12}$$

$$\dot{\phi} = p + q\sin\phi\tan\theta + r\cos\phi\tan\theta \tag{3.13}$$

$$\dot{\psi} = (q\sin\phi + r\cos\phi)\sec\theta \tag{3.14}$$

Türetilen hareket denklemlerini küçük pertürbasyon teorisi kullanılarak doğrusallaştırmak mümkündür. Doğrusal denklemler δ_e, δ_a, δ_r ve δ_T olmak üzere sırasıyla elevatör, aileron ve rudder kontrol yüzeylerinin deformasyonu ve gaz (throttle) bileşenlerini de içermektedir.

Hava aracı dinamik modeli, parametrik modelleme, çok gövdeli (multi-body) modelleme ve esnek gövdeli (flexible-body) modelleme gibi farklı yöntemlerle oluşturulabilmektedir [8]. Bunlardan yaygın olarak kullanılan parametrik modelleme, bir sistemin zamana bağlı değişen karmaşık dinamik karakteristiklerini tanımlar ve durum-uzay modeliyle ifade edilebilir. Bu tez çalışması kapsamında da hava aracı dinamik modeli parametrik olarak doğrusallaştırılmış hareket denklemleriyle oluşturulmuş ve oluşturulan boylamsal ve yanal modeller sırasıyla Denklem 3.12 ve Denklem 3.13'te durum-uzay gösterimi formunda gösterilmiştir.

$$\underbrace{\begin{bmatrix}\Delta\dot{u}\\ \Delta\dot{w}\\ \Delta\dot{q}\\ \Delta\dot{\theta}\end{bmatrix}}_{\dot{x}} = \underbrace{\begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u+M_{\dot{w}}Z_w & M_w+M_{\dot{w}}Z_w & M_q+M_{\dot{w}}u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}}_{A_{boylamsal}} \underbrace{\begin{bmatrix}\Delta u\\ \Delta w\\ \Delta q\\ \Delta\theta\end{bmatrix}}_{x} + \underbrace{\begin{bmatrix} X_{\delta_T} & X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_T} & Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_T}+M_{\dot{w}}Z_{\delta_T} & M_{\delta_e}+M_{\dot{w}}Z_{\delta_e} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}}_{B_{boylamsal}} \underbrace{\begin{bmatrix}\Delta\delta_T\\ \Delta\delta_e\end{bmatrix}}_{u}$$
$$+ \underbrace{\begin{bmatrix} -X_u & -X_w & 0 \\ -Z_u & -Z_w & 0 \\ -M_u & -M_w & -M_q \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}}_{B_{boylamsal\,hamle}} \underbrace{\begin{bmatrix} u_g \\ w_g \\ q_g \end{bmatrix}}_{u_{boylamsal\,hamle}} \tag{3.12}$$

$$\underbrace{\begin{bmatrix}\Delta\dot{\beta}\\ \Delta\dot{p}\\ \Delta\dot{r}\\ \Delta\dot{\phi}\end{bmatrix}}_{\dot{x}} = \underbrace{\begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{u_0} & \frac{Y_p}{u_0} & -\frac{g}{u_0}\cos(\theta_0) & -(1-\frac{Y_r}{u_0}) \\ L^*_\beta+\frac{I_{xz}}{I_{xx}}N^*_\beta & L^*_p+\frac{I_{xz}}{I_{xx}}N^*_p & L^*_r+\frac{I_{xz}}{I_{xx}}N^*_r & 0 \\ N^*_v+\frac{I_{xz}}{I_{zz}}L^*_v & N^*_p+\frac{I_{xz}}{I_{zz}}L^*_p & N^*_r+\frac{I_{xz}}{I_{zz}}L^*_r & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}}_{A_{yanal}} \underbrace{\begin{bmatrix}\Delta\beta\\ \Delta p\\ \Delta r\\ \Delta\phi\end{bmatrix}}_{x} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & \frac{Y_{\delta_r}}{u_0} \\ L^*_{\delta_a}+\frac{I_{xz}}{I_{xx}}N^*_{\delta_a} & L^*_{\delta_r}+\frac{I_{xz}}{I_x}N^*_{\delta_r} \\ N^*_{\delta_a}+\frac{I_{xz}}{I_{zz}}L^*_{\delta_a} & N^*_{\delta_r}+\frac{I_{xz}}{I_{zz}}L^*_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}}_{B_{yanal}} \underbrace{\begin{bmatrix}\Delta\delta_a\\ \Delta\delta_r\end{bmatrix}}_{u}$$
$$+ \underbrace{\begin{bmatrix} -\frac{Y_\beta}{u_0} & 0 & 0 \\ -L^*_\beta-\frac{I_{xz}}{I_{xx}}N^*_\beta & -L^*_p-\frac{I_{xz}}{I_{xx}}N^*_p & -L^*_r-\frac{I_{xz}}{I_{xx}}N^*_r \\ -N^*_v-\frac{I_{xz}}{I_{zz}}L^*_v & -N^*_p-\frac{I_{xz}}{I_{zz}}L^*_p & -N^*_r-\frac{I_{xz}}{I_{zz}}L^*_r \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}}_{B_{yanal_{hamle}}} \underbrace{\begin{bmatrix} v_g/u_0 \\ p_g \\ r_g \end{bmatrix}}_{u_{yanal_{hamle}}} \tag{3.13}$$

Denklemler, durum vektörü, x, kontrol vektörü, u, ve hava aracı kararlılık ve kontrol türevlerini içeren A ve B matrislerini içermektedir. Modele ek olarak atmosferik hava hareketlerinin yarattığı rüzgâr, hamle rüzgârı ve türbülansı modellemek için ise von Karman türbülans modeli entegre edilmiştir [64]. Bu amaçla hem boylamsal hem de yanal modellerde B matrislerine hamle (gust) elemanları eklenmiştir.

Hava aracı boylamsal ve yanal dinamik modellerinde görüldüğü üzere A ve B matrisleri kararlılık ve kontrol türevlerinin yanında çeşitli ataletsel terimleri (I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} ve I_{xz}) de içermektedir. Kararlılık ve kontrol türevlerine boylamsal dinamik modelden bir örnek vermek gerekirse, boylamsal kararlılık türevi olan X_w terimi hava aracının x-eksenindeki kuvvet bileşeninin, z-eksenindeki doğrusal hız bileşenine bağlı değişimini göstermektedir. Denklem 3.14'te gösterildiği üzere ilgili parametre dinamik basınç, Q, kanat alanı, S, hava aracı kütlesi, m, uçuş sürati, u_0, ve aerodinamik katsayılar olan sürükleme eğrisi eğimi, C_{D_α}, ve referans taşıma katsayısı, C_{L_0}, ile hesaplanabilmektedir.

$$X_w = \frac{-(C_{D_\alpha} - C_{L_0})QS}{mu_0} \tag{3.14}$$

Yine bir başka boylamsal kararlılık türevi olan moment değişkeni M_w ise hava aracının y-ekseni üzerindeki momentinin, z-eksenindeki doğrusal hıza bağlı değişimini ifade etmektedir. Denklem 3.15'te gösterildiği üzere dinamik basınç, kanat alanı ve uçuş süratinin yanı sıra yunuslama momenti katsayısı, C_{m_α}, y-eksenine bağlı atalet momenti terimi, I_y, ve ortalama aerodinamik veter uzunluğu, $\bar{c}$, yardımıyla hesaplanmaktadır.

$$M_w = C_{m_\alpha} \frac{QS\bar{c}}{u_0 I_y} \tag{3.15}$$

Bu tez çalışması kapsamında boylamsal ve yanal dinamik modellerde yer alan tüm terimlerin hesaplaması için kullanılacak diğer eşitlikler ve detaylı bilgi [64] kaynağında yer almaktadır. Verilen örneklerde de görüldüğü üzere dinamik modelde hava aracı uçuş dinamiğine etkisi olan aerodinamik, geometrik ve ataletsel birçok terim yer almaktadır. Bu nedenle, özellikle başkalaşabilen bir hava aracı tasarımı sürecinde ilgili değişkenlerin uygun yöntemler yardımıyla hassasiyetle elde edilmesi ve değerlendirilmesi hava aracı uçuş performansı, kararlılık ve kontrol incelemeleri için önem arz etmektedir.

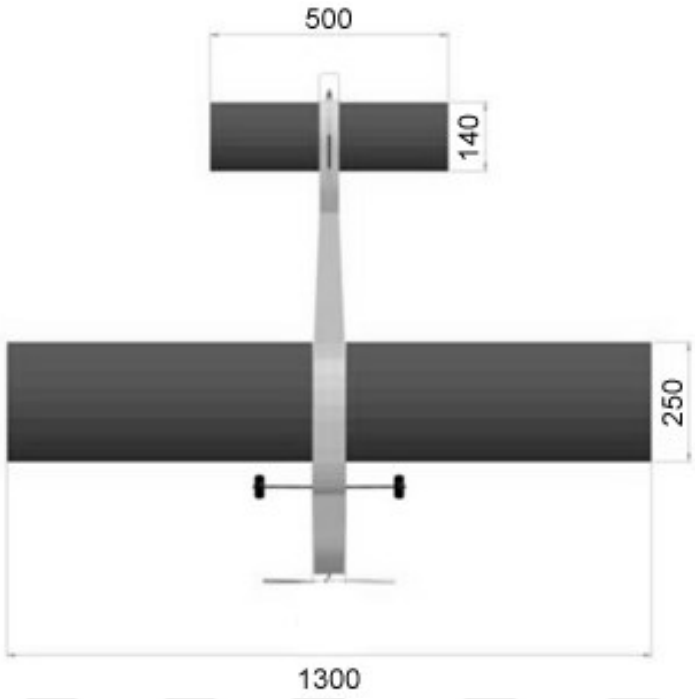
3.2. Başkalaşım Senaryoları

Geleneksel hava aracı tasarım süreçleri, operasyonel süre olarak kalkış, iniş, tırmanma veya alçalma gibi uçuş aşamalarına göre çok daha fazla zaman sarf edildiği bilinen seyir uçuşu performansına odaklanmaktadır [16]. Seyir uçuşu haricindeki farklı uçuş aşamalarında artırılmış performans sağlamak konusunda mevcut teknolojilerin yetersizliği nedeniyle de sabit kanatlı hava araçlarında başkalaşabilen kanat uygulamaları literatür araştırması bölümünde de örnekleri görüldüğü üzere önem kazanmaktadır [19]. Sabit kanatlı insansız hava araçları özelinde başkalaşım uygulamaları ana taşıyıcı yüzeyi olan kanat tasarımı ile denge ve kontrol beklentilerinin karşılanmasını sağlayan kuyruk tasarımları üzerinde yoğunlaşmıştır [66].

Aerodinamik açıdan bakıldığında sabit kanatlı hava araçları için kanat açıklığı boyunca oluşan taşıma kuvveti dağılımında planform geometrisi belirleyicidir. Bu konuda eliptik planform tasarımının daha düşük eğilme momenti ve perdövites karakteristiğiyle birlikte ideal taşıma dağılımına sahip olduğu, fakat karmaşık yüzey ve üretim maliyeti sebebiyle çok sık tercih edilmediği bilinmektedir [67, 68]. Alternatif olarak konikleşen (sivrilen) kanat tasarımları aerodinamik açıdan verimsiz dikdörtgen planformlara göre daha düşük sürükleme, daha yüksek taşıma ve tatmin edici taşıma dağılımı ile ön plana çıkmaktadır [69]. Uygulamaların düz konik, yarı konik veya Schuemann gibi çeşitli tasarımları ve her birinin kendine özgü avantaj ve dezavantajları bulunmaktadır [16]. Kanat geometrisinde dihedral açısı uygulamasının ise özellikle kararlılık ve yuvarlanma karakteristiği açısından hava aracında önemli sonuçlar meydana getirdiği bilinmektedir. Öte yandan, kanat uçlarında gerçekleştirilecek dihedral açısı uygulamasının bir kanatçık görevi de görerek indüksiyon sürüklemesini önemli ölçüde azaltma ve dolayısıyla aerodinamik performans artırım potansiyeli bulunmaktadır [70]. Bu bilgiler ışığında hem koniklik oranı hem de dihedral açısı parametrelerine dair başkalaşım kabiliyetine sahip kanat tasarımları, aerodinamik performans artırımı açısından hava aracı tasarım sürecinde uygun adaylar olarak karşımıza çıkmaktadır.

Buradan hareketle, kanat ucu bölgesinde dihedral açısı ve koniklik oranı değişimine bağlı başkalaşım uygulaması senaryoları bu tez çalışması kapsamında değerlendirilecektir. Kurgulanan başkalaşım senaryolarını uygulamak üzere daha önce Erciyes Üniversitesi'nde tasarlanmış ve üretilmiş olan Şekil 14'te üstten görünüşü verilen

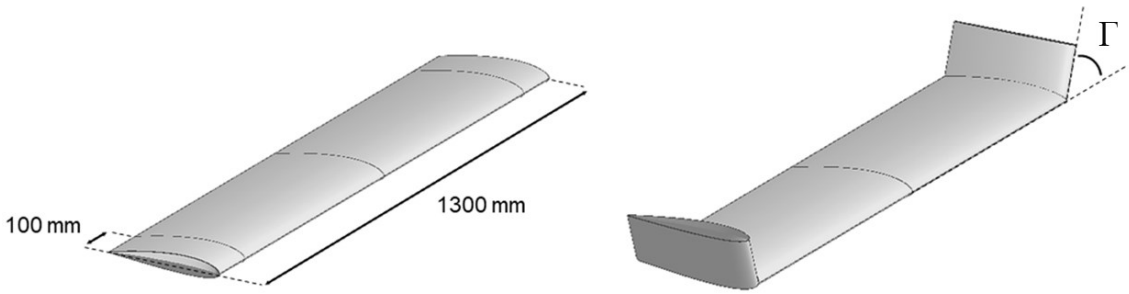
ZANKA-I sabit kanatlı insansız hava aracı seçilmiştir. Hava aracının orijinal tasarımına ve ihtiyaç duyulan tüm parametrelerine dair detaylı bilgi [4] kaynağında yer almaktadır.



Şekil 14. ZANKA-I sabit kanatlı insansız hava aracı üst görünüşü ve ölçüleri (*mm*) [4]

3.2.1. Kanat Ucu Dihedral Açısı Değişimi ile Başkalaşım Senaryosu

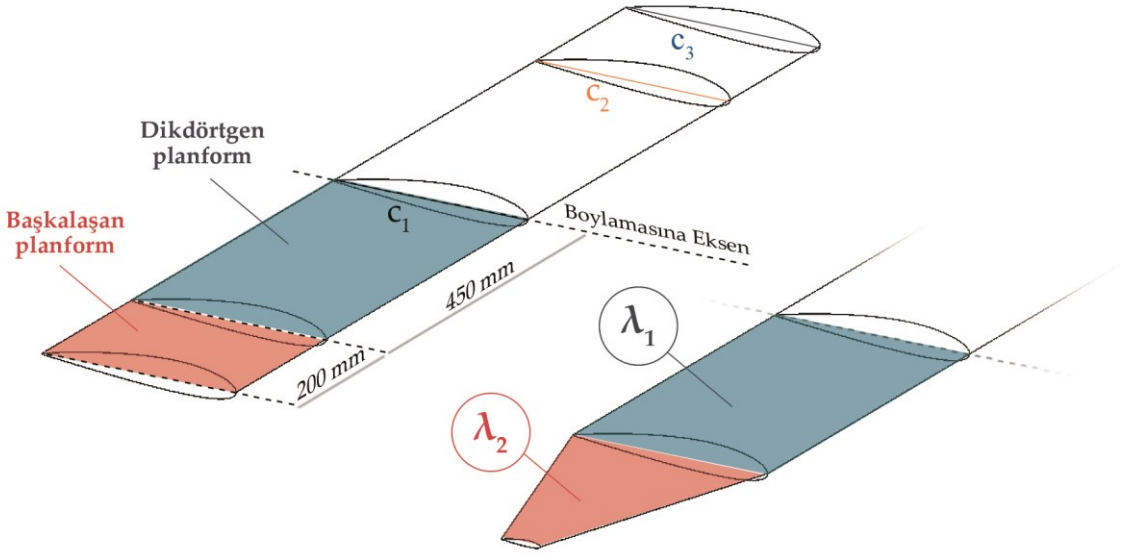
Kanat ucu dihedral açısı değişimi ile başkalaşım senaryosu olarak 1300 *mm* kanat açıklığına sahip ZANKA-I sabit kanatlı insansız hava aracının kanat ucunda 100 *mm* açıklığa sahip bölümü dihedral açısını 0 ila 70 *derece* arasında değiştirebilecek şekilde yeniden tasarlanmış ve Şekil 15'te orijinal ve başkalaşabilen tasarımlar birlikte gösterilmiştir.



Şekil 15. ZANKA-I orijinal (solda) ve kanat ucu dihedral açısı değişimi ile başkalaşabilen (sağda) kanat tasarımları

3.2.2. Kanat Ucu Koniklik Oranı Değişimi ile Başkalaşım Senaryosu

Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile başkalaşım senaryosu olarak 1300 *mm* kanat açıklığına (b) sahip ZANKA-I sabit kanatlı insansız hava aracının kanat ucunda 200 *mm* açıklığa sahip bölümü koniklik oranını 0,2 ila 1 arasında değiştirebilecek şekilde yeniden tasarlanmış ve Şekil 16'da gösterildiği üzere dikdörtgen ve başkalaşan olmak üzere iki farklı planform bölgesine ayrılmıştır. Başkalaşım senaryosunda dikdörtgen planform bölgesi Şekil 16'da konumları gösterilen c_1 ve c_2 veter uzunlukları sabit tutularak sabit koniklik oranına (λ_1=1) sahipken, başkalaşan planform bölgesi ise c_3 veter uzunluğunu değiştirme kabiliyetiyle kanat ucu koniklik oranını (λ_2) ve dolayısıyla tüm kanadın toplam koniklik oranını (λ) değiştirebilmektedir. Başkalaşım sürecinde taşıma kaybı oluşmaması adına uygulamada kanat alanı sabit tutulmuş ve başkalaşım boylamasına eksene göre kanadın her iki ucunda simetrik ve senkron olarak gerçekleşecek şekilde kurgulanmıştır.



Şekil 16. ZANKA-I orijinal (solda) ve kanat ucu koniklik oranı değişimi ile başkalaşabilen (sağda) kanat tasarımları

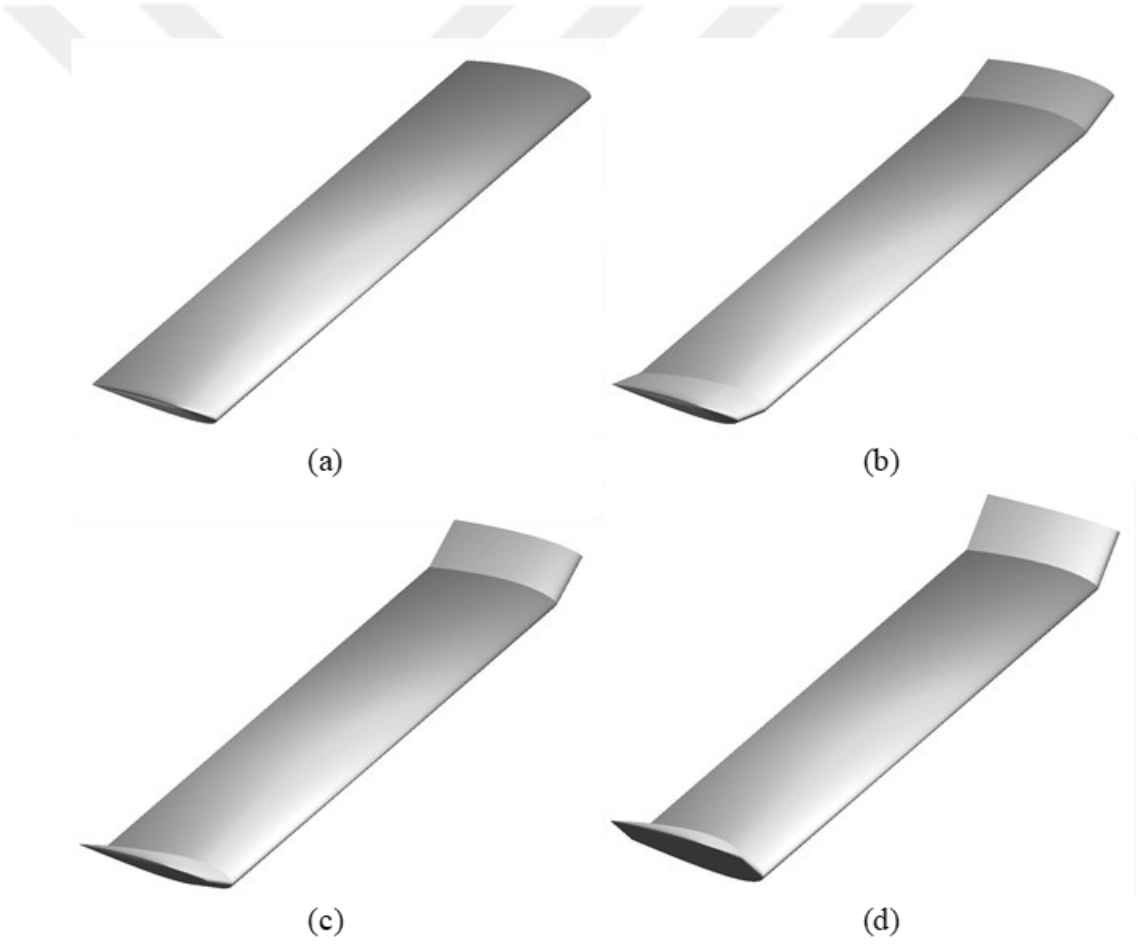
3.3. Başkalaşım Senaryolarının Uçuş Dinamiğine Etkileri

3.3.1. Geometrik ve Ataletsel Etkiler

Başkalaşım uygulamaları her ne kadar hava aracındaki belirli geometrik parametrelerde değişim hedeflese de, morfolojik değişim sürecinde ve neticesinde direkt veya dolaylı

olarak birçok parametre değişim göstermektedir. Dinamik modelde yer alan kararlılık ve kontrol parametrelerinin hesaplanmasında da ihtiyaç duyulan ilgili parametrelerdeki değişimlerin değerlendirilmesi ve uygun metotlar ile hesaplamaların yapılması gerekmektedir. Bu bölümde, her iki başkalaşım senaryosuna dair yalnızca değişkenlik gösteren terimlerin hesaplanması yönünde yaklaşımlar değerlendirilecektir.

Kanat ucu dihedral açısı değişimi ile başkalaşım senaryosunda kanadın başkalaşıma dahil olmayan kök bölümünün dihedral açısı $\Gamma_{kök}$ (*derece*) ve başkalaşabilen kanat ucu bölümünün dihedral açısı $\Gamma_{uç}$ (*derece*) olarak değerlendirildiğinde, farklı $\Gamma_{uç}$ değerleri için ZANKA-I İHA kanat tasarımları Şekil 17'de örneklenmiştir.



Şekil 17. ZANKA-I kanat ucu dihedral açısı değişimi ile başkalaşım örnekleri:
a) $\Gamma_{uç}$=0º, b) $\Gamma_{uç}$=15º, c) $\Gamma_{uç}$=30º, d) $\Gamma_{uç}$=45º

Geometrik açıdan bakıldığında, ZANKA-I İHA için $\Gamma_{uç}$ açısındaki artış sonucunda kanat açıklığında, b (*m*), gerçekleşecek değişim analitik olarak Denklem 3.16 yardımıyla basitçe kanat ucu dihedral açısı ile hesaplanabilir.

$$b = 1{,}1 + \frac{\cos \Gamma_{uç}}{10} \tag{3.16}$$

Kanat açıklığındaki değişime bağlı olarak birimsiz kanat açıklık oranında (AR) ve kanat alanında, S (m^2) ortaya çıkacak değişim veter uzunluğu, c (m), yardımıyla Denklem 3.17 ve Denklem 3.18'den hesaplanabilmektedir.

$$AR = \frac{b}{c} \tag{3.17}$$

$$S = bc \tag{3.18}$$

$\Gamma_{uç}$ değişimine bağlı olarak tüm kanadın eşdeğer dihedral açısı (EDA) değişimi, hava aracı nötral ekseni "0", kanat açıklığı boyunca başkalaşımın başladığı nokta "1" ve kanat uç noktası "2" ile ifade edildiğinde, η ilgili istasyonun bulunduğu yarı kanat açıklığı mesafesi olmak üzere Denklem 3.19 ve Denklem 3.20'den hesaplanabilmektedir [71].

$$f_i = (0{,}65 - \eta_i^{\,2})^{3/2} \tag{3.19}$$

$$EDA = \Gamma_{kök}(f_0 - f_1) + \Gamma_{uç}(f_1 - f_2) \tag{3.20}$$

Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile başkalaşım senaryosunda ise farklı kanat ucu koniklik oranlarındaki kanatlara dair örnekler Şekil 18'de gösterildiği üzere kanat alanı sabit tutulan ve simetrik bir uygulama olması sebebiyle kanat açıklığında değişim meydana gelmekte ve yeni kanat açıklığı Denklem 3.21'den hesaplanabilmektedir.

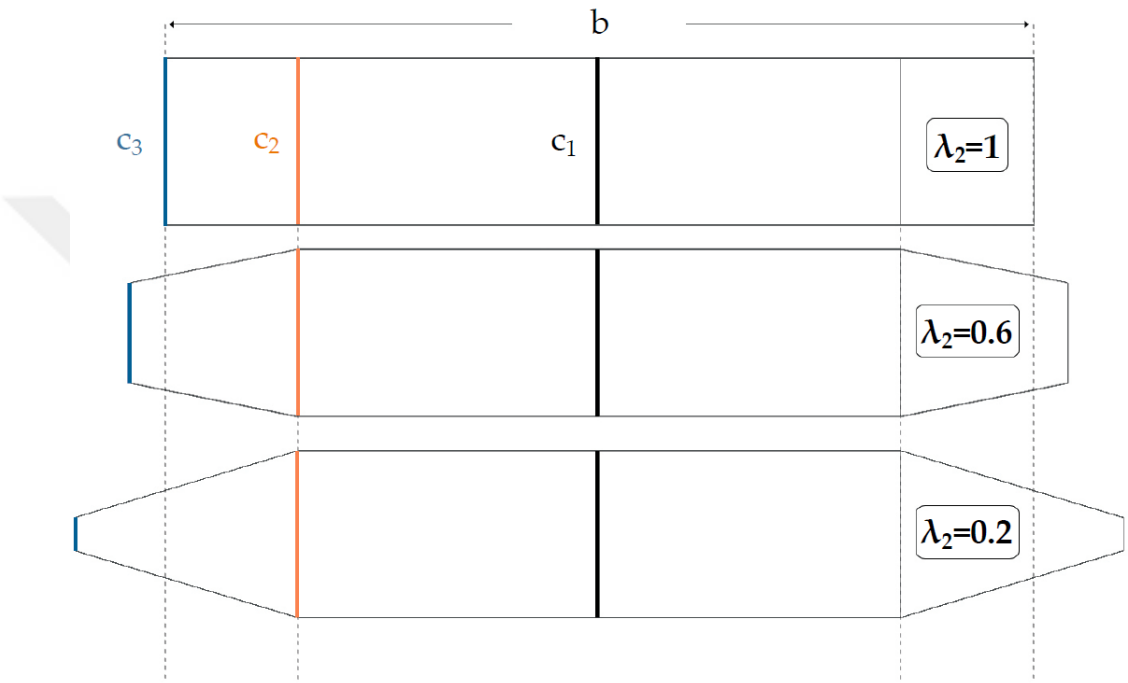
$$b = 2 * (0{,}45 + \frac{0{,}4}{1 + \lambda_2}) \tag{3.21}$$

Kanat açıklık oranı, daha önce Denklem 3.17'de dikdörtgen planform için verilen eşitlikten ziyade, konik kanat tasarımlarında kullanılan Denklem 3.22 yardımıyla elde edilmektedir.

$$AR = \frac{b^2}{S} \tag{3.22}$$

Koniklik oranı değişen kanatta aerodinamik ortalama veter uzunluğu, MAC (m), da değişkenlik göstermekte ve Şekil 18'de konumları gösterilen c_1, c_2 ve c_3 kesitlerindeki veter uzunluğu değerleri ile Denklem 3.23'ten hesaplanabilmektedir.

$$MAC = \left(\left(\frac{c_1 + c_2}{2} \right) * 0.45 + \left(\frac{c_2 + c_3}{2} \right) * 0.2 \right) / 0.65 \tag{3.23}$$



Şekil 18. ZANKA-I İHA orijinal (λ_2=1) ve kanat ucu koniklik oranı değişimi ile başkalaşmış kanat tasarımları (λ_2=0,2 ve λ_2=0,6)

Kanat ucu koniklik oranı değişimine bağlı olarak tüm kanadın koniklik oranındaki değişim ise Denklem 3.24 yardımıyla hesaplanabilmektedir.

$$\lambda = (0,45 + (0,2 * \lambda_2)) / 0,65 \tag{3.24}$$

Her iki başkalaşım senaryosu için atalet momenti matrisi teorik olarak Denklem 3.26'daki gibi eksen takımına bağlı atalet momenti bileşenlerinden oluşmaktadır [72].

$$\overline{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \tag{3.26}$$

Atalet momenti hesaplamaları dinamik model içerisinde önemli yer tutan bileşenler olarak başkalaşım uygulamalarında hassasiyetle hesaplamalarının yapılması gerekmektedir. Buradan hareketle bu tez çalışması kapsamında analitik hesaplamalardan ziyade bilgisayar ortamında üç boyutlu tasarım programları üzerinde başkalaşım senaryolarının farklı konfigürasyonları ayrı ayrı modellenerek ilgili atalet terimleri sayısal olarak elde edilmiştir.

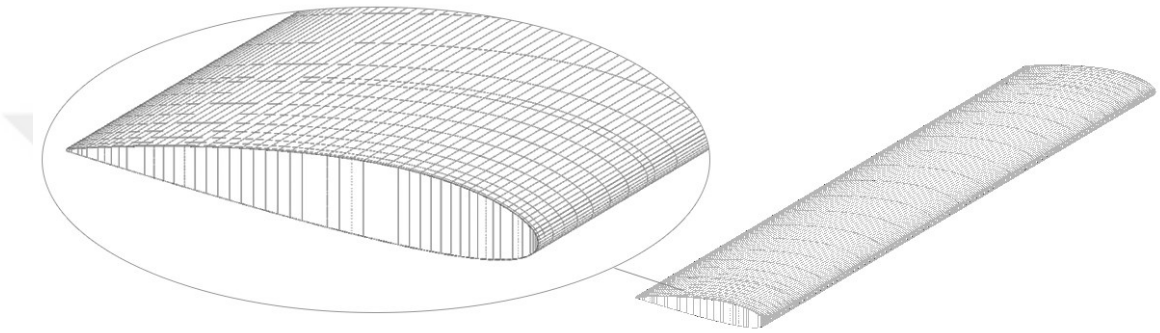
3.3.2. Aerodinamik Etkiler

Başkalaşım uygulamasının doğası gereği oluşan geometrik değişimler, hava aracı aerodinamiğinde ve dinamik modelindeki aerodinamik bağlantılı terimler üzerinde de etkin rol oynamaktadır. Bu kapsamda değerlendirilmesi gereken aerodinamik parametreler temel olarak referans taşıma ve sürükleme katsayıları, C_{L_0} ve C_{D_0}, taşıma ve sürükleme eğrisi eğimleri, C_{L_α} ve C_{D_α}, ve Oswald verimlilik faktörü, e, olarak karşımıza çıkmaktadır.

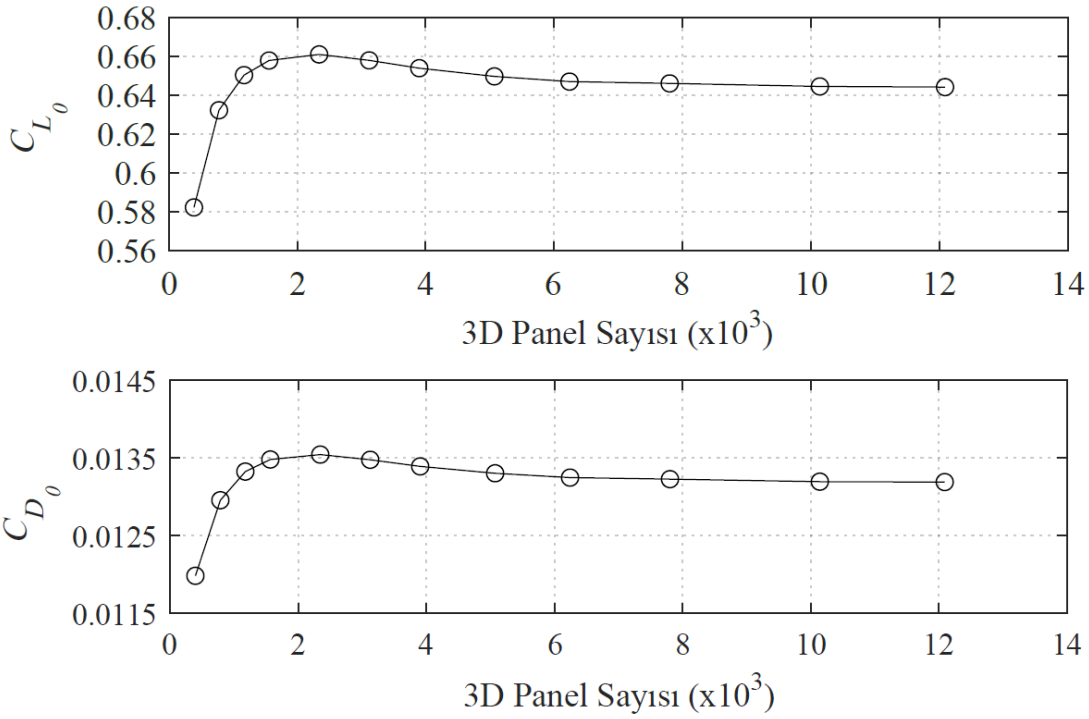
Aerodinamik etkilerin araştırılması amacıyla maliyetli ve uzun süreli deneysel metotlardan ziyade günümüzde hesaplamalı akışkanlar dinamiği ve panel metotları gibi birçok sayısal yöntem yardımıyla çok daha kısa sürede ve tatmin edici sonuçlar elde edilebilmektedir. Özellikle bu tez çalışması kapsamında olduğu gibi kavramsal yeni tasarım fikirlerinin değerlendirilmesi sürecinde panel metotları kanat yüzeyini düz panel elemanlarına ayırmak suretiyle kanat hacminin etrafındaki akış özelliklerini tahmin ederek çok hızlı sonuç verebilme avantajları ile ön plana çıkmaktadır [73]. 3D panel metodunu viskoz etkilerle entegre şekilde Dirichlet sınır koşulları kullanarak çözebilme kabiliyetine sahip genel kamu lisanslı XFLR5 programı aerodinamik parametrelerin analizi için güçlü bir araçtır [59].

Bu tez çalışması kapsamında XFLR5 programı üzerinde yapılacak aerodinamik hesaplamalarda bir sonlu eleman metodu olarak 3D panel metodu kullanılacağından, yapılacak değerlendirmeler için optimum hesaplama süresi ve doğruluğa ulaşabilmek adına analizler öncesinde ağdan bağımsızlık çalışması yapılması önem arz etmektedir. ZANKA-I İHA'nın deniz seviyesinde 60 *km/sa* süratle sabit irtifada seyir uçuşu senaryosuna dair aerodinamik performans verileri [4] kaynağında bulunmakta olup, ağdan bağımsızlık çalışması için bu senaryo değerlendirilecektir.

Kanat ucu dihedral açısı değişimi ile başkalaşım senaryosu için orijinal kanat tasarımı üzerinde oluşturulan 3D panel elemanlarının sayısı yaklaşık $12x10^3$ değerine kadar artırılmış ve aerodinamik analizler gerçekleştirilmiştir. Şekil 19'da 3D panel elemanlarının kanat yüzeyindeki dağılımı ve Şekil 20'de ise farklı panel sayısına bağlı referans taşıma ve sürükleme katsayısı sonuçları verilmiştir. Analiz sonuçları 3D panel sayısının $5x10^3$ üzerindeki değerlerinde modellerin sonuçlarının kayda değer bir değişim göstermediği ve ağdan bağımsız sonuçlar elde edildiğini göstermiştir.

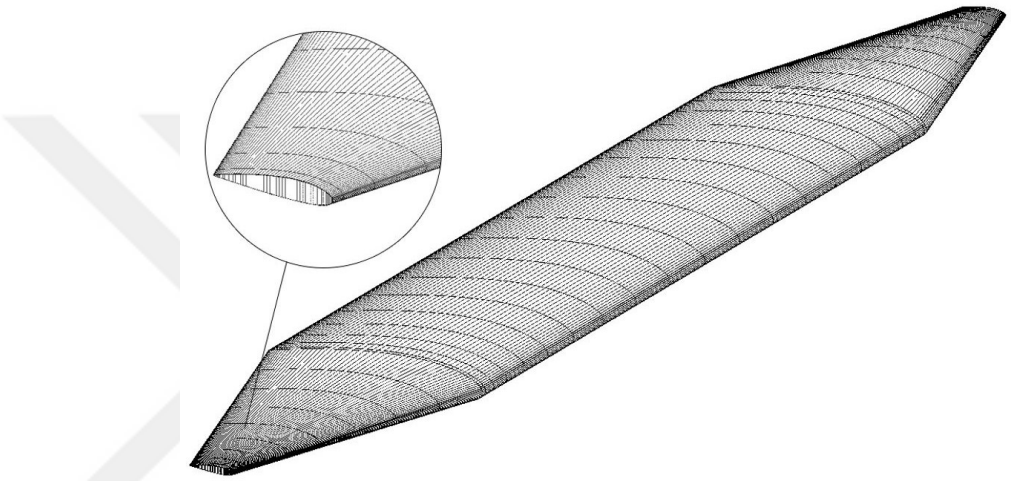


Şekil 19. Kanat ucu dihedral açısı değişimi ile başkalaşım senaryosu kanat tasarımı panel dağılımı

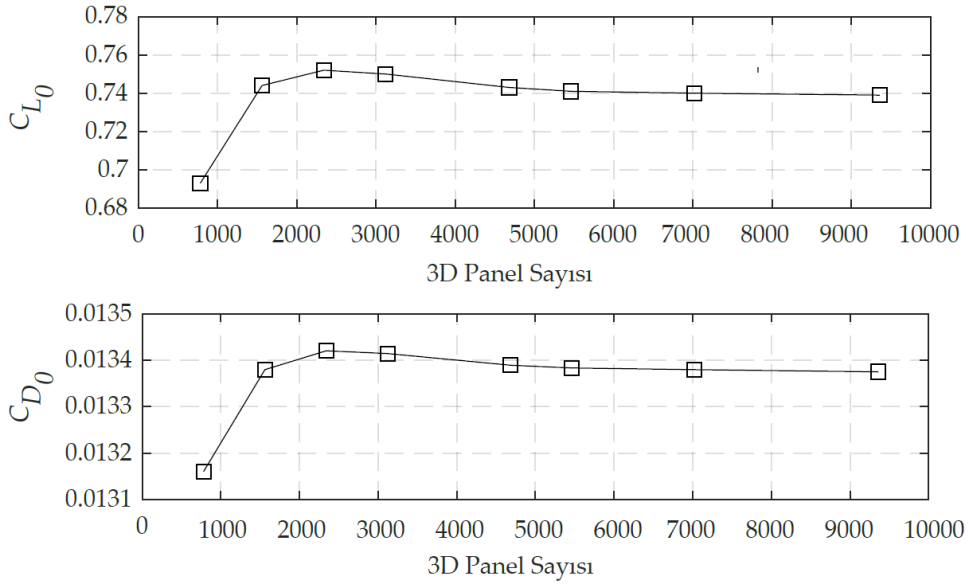


Şekil 20. Kanat ucu dihedral açısı değişimi ile başkalaşım senaryosu için ağdan bağımsızlık çalışması sonuçları

Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile başkalaşım senaryosunun sınır değerine ait model olan $\lambda_2 = 0{,}2$ için oluşturulan 3D panel elemanlarının sayısı yaklaşık 9,5x10^3 değerine kadar artırılmış ve aerodinamik analizler gerçekleştirilmiştir. Şekil 21'de 3D panel elemanlarının dağılımı ve Şekil 22'de ise farklı panel sayısına bağlı referans taşıma ve sürükleme katsayısı sonuçları verilmiştir. Analiz sonuçları bu senaryo için de 3D panel sayısının 5x10^3 üzerindeki değerlerinde modellerin sonuçlarının kayda değer bir değişim göstermediği ve ağdan bağımsız sonuçlar elde edildiğini göstermiştir.



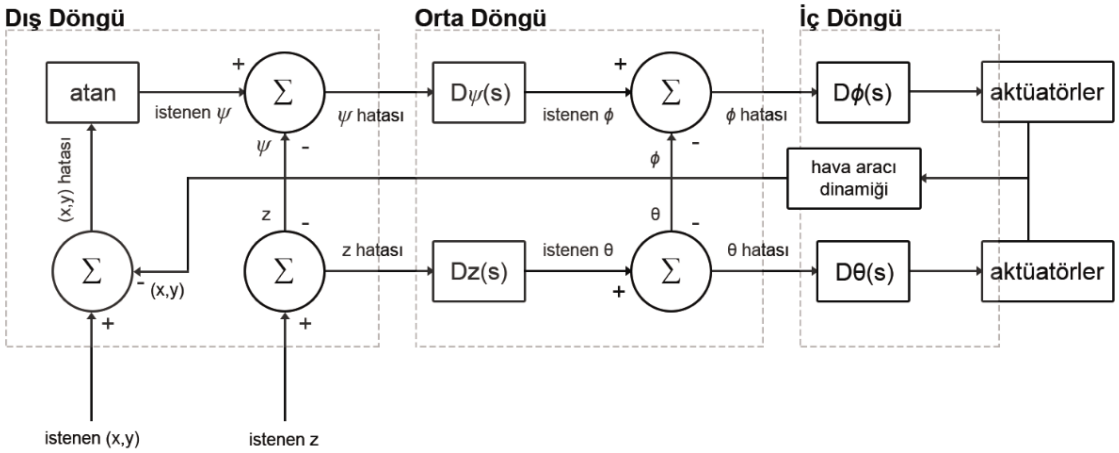
Şekil 21. Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile başkalaşım senaryosu için kanat tasarımı ve panel dağılımı



Şekil 22. Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile başkalaşım senaryosu için ağdan bağımsızlık çalışması sonuçları

3.4. Hava Aracı Otonom Uçuş Kontrol Sistemi ve Performans Parametreleri

Kontrol sistemi Şekil 23'te gösterildiği şekilde hiyerarşik yapılandırılmış ve dış, orta ve iç katmanlardan (döngü) oluşan geleneksel bir formda uygulanmıştır. Bu yapıda iç katman yunuslama (θ) ve yuvarlanmadan (ϕ) sorumluyken, orta katman yön (ψ) ve irtifa stabilizasyonundan, dış katman ise *x*-*y* konum takibinden sorumludur [74].



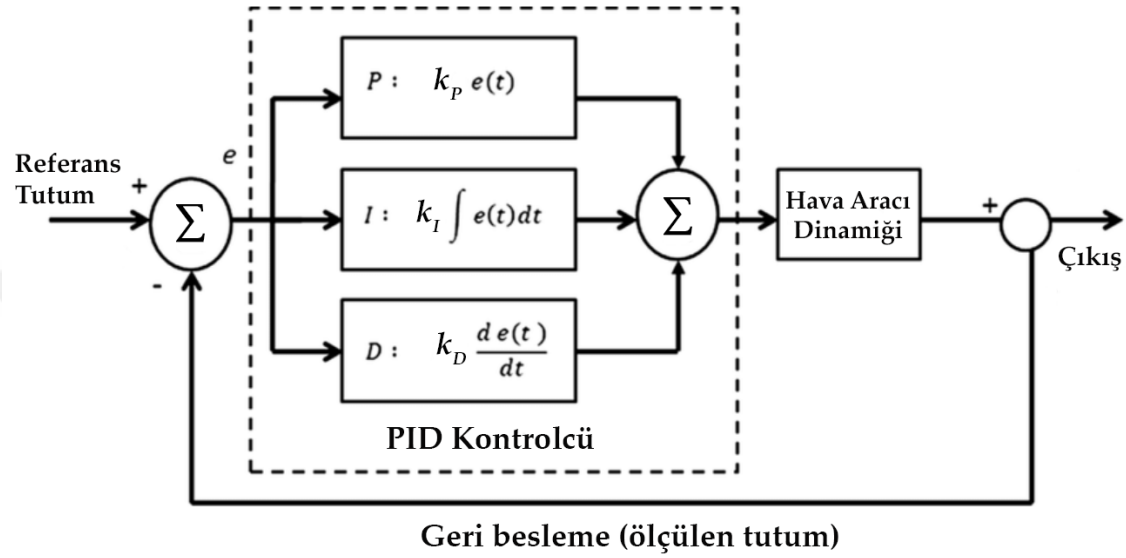
Şekil 23. Hiyerarşik yapılı kontrol sistemi

Uçuş kontrolü, türevsel-integral-oransal (PID) algoritmanın kolay ayarlanabilmesi ve karmaşık olmayan tasarım prensipleri nedeniyle boylamsal ve yanal tutumlar için 6 PID kontrolcü tarafından sağlanmıştır. Buna bağlı olarak hava aracının otonom uçuş performansı bu kontrolcülerin oransal (k_P), integral (k_I), ve türevsel (k_D), katsayılarından önemli ölçüde etkilenmekte ve uçuş öncesinde uygun şekilde ayarlanmayı gerektirmektedir.

Literatürde ve endüstriyel kontrol uygulamalarında çok yaygın olarak kullanılan PID kontrolcülerin çalışma prensibi hedeflenen bir tutum ile ölçülen sistem değişkeni arasındaki farkı, yani hatayı, minimize etmektir. PID katsayıları ve hata sinyali, $e(t)$, cinsinden elde edilen çıkış sinyali, $c(t)$, matematiksel olarak Denklem 3.27'de zamana (t) bağlı olarak ifade edilmiştir.

$$c(t) = k_P e(t) + k_I \int_0^t e(t)dt + k_D \frac{de(t)}{dt} \tag{3.27}$$

Denklem temel olarak değerlendirildiğinde k_P değeri mevcut hata, k_I değeri geçmiş hatalar toplamı ve k_D değeri mevcut hataların değişimine göre gelecek hata tahmini olarak nitelendirilmesi mümkündür. Şekil 24'te hava aracında bir PID kontrolcünün geleneksel kapalı döngü blok diyagramı şematize edilmiştir.

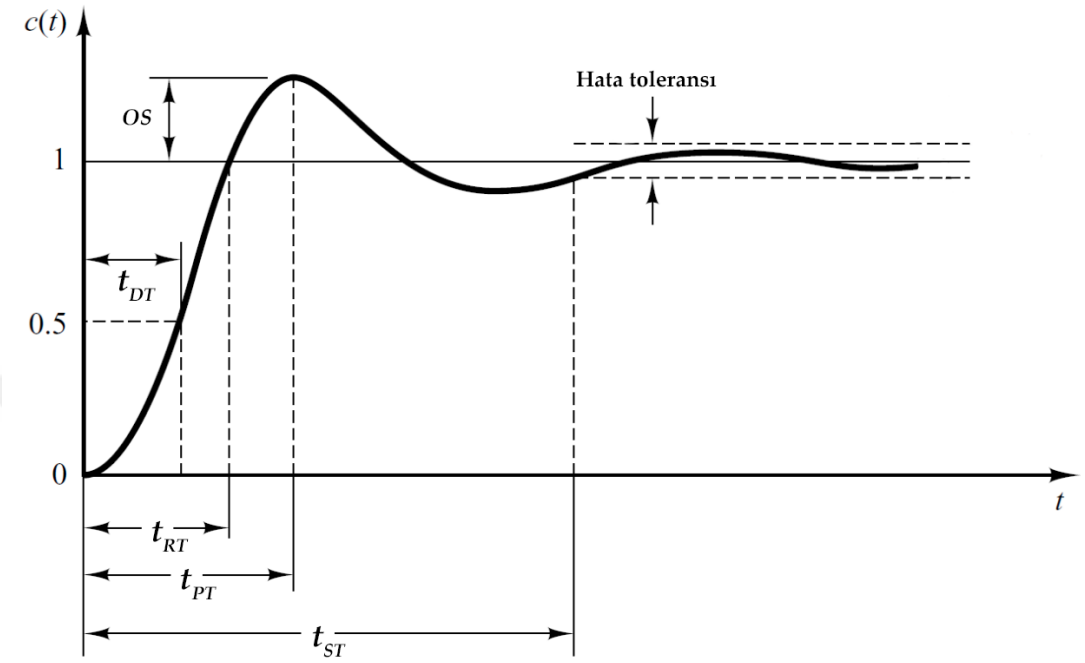


Şekil 24. Hava aracı geleneksel kapalı döngü PID kontrolcü blok diyagramı [75]

Diyagram değerlendirildiğinde, hedeflenen bir referans tutum için PID kontrolcü üzerinden hava aracı dinamiğine gönderilen kontrol sinyali sonucunda ortaya çıkan tutum ölçülerek referans ile arasındaki fark yeni bir hata sinyaline dönüşmekte ve sistemi geri beslemektedir. Burada hedeflenen tutuma ulaşabilmek kadar ulaşım sürecindeki oturma zamanı (t_{ST}), maksimum aşım (OS) ve yükselme zamanı (t_{RT}) gibi bazı kontrol sistemi performansı parametreleri de önem arz etmektedir. Şekil 25'te düşük sönümlü durumda gösterilen birim basamak fonksiyonu geçici kontrol tepkisi grafiğinde t_{RT} değeri hedeflenen tutumla çıkış sinyalinin ilk kesişmesine kadar geçen süreyken, OS ise hedeflenen tutumla çıkış sinyalinin arasında oluşan azami fark ve t_{ST} ise çıkış sinyalinin kararlı hale geçtiği (referans tutumdan %2 veya %5 hata ile) süre olarak tanımlanmaktadır.

Uçuş performansı açısından bakıldığında, boylamasına ve yanal yörünge takip (kontrol) performansları hava aracı tasarım sürecinde dikkate alınması gereken önemli konulardan biri olup "otonom uçuş performansı" olarak tanımlanabilmektedir [76, 77]. Otonom uçuş

performansı maksimizasyonu için bu tez kapsamındaki performans parametreleri olan t_{RT}, OS ve t_{ST} değerleri toplamının minimize edilmesi arzu edilmektedir.



Şekil 25. Birim basamak fonksiyonu geçici kontrol tepkisi grafiği ve parametreleri

Bu tez çalışması kapsamında yörünge takibi açısından boylamasına 5 *derece*lik bir yunuslama açısı ve yanal olarak 5 *derece*lik bir yuvarlanma açısı tutumlarını ZANKA-I hava aracının farklı başkalaşım senaryoları uygulanarak aerodinamik olarak iyileştirilmiş tasarımları ile optimum otonom uçuş kontrol performansıyla takip etmesi hedeflenmektedir. Bu hedefler çerçevesinde kanat ucu dihedral açısı değişimine bağlı başkalaşım modelinde boylamasına ve yanal otonom uçuş performanslarının birlikte maksimizasyonu, kanat ucu koniklik oranı değişimine bağlı başkalaşım modelinde ise sadece boylamasına otonom uçuş performansı maksimizasyonu hedeflenmiştir.

3.5. Eş Zamanlı Tasarım Yaklaşımı ve SPSA Optimizasyon Algoritması

Tasarım süreci açısından bakıldığında günümüz modern tasarım teknikleri geleneksel hava aracı tasarım süreçlerindeki bağımsız değerlendirmeler yerine eşzamanlı yürütülen hava aracı ve kontrol sistemi tasarımı uygulamasıyla daha verimli sonuçlar alındığını göstermektedir [78]. Buradan hareketle, hava aracı dinamik modelinin kontrolünün belirlenen sınırlar çerçevesinde bir amaç fonksiyonunu minimize veya maksimize etmek

hedefiyle tasarlanmış bir kontrol sistemi ile gerçekleştirilmesinin daha başarılı bir yaklaşım olması beklenmektedir. Amaç (maliyet) fonksiyonu (J) önceki bölümde belirtildiği üzere kontrol sistemi performans parametreleri olan maksimum aşım, oturma zamanı ve yükselme zamanı değişkenlerine bağlı olarak boylamsal ve yanal otonom uçuş tutumları için oluşturulmuş ve Denklem 3.28 ve Denklem 3.29'da verilmiştir.

$$J_{boylamsal} = (t_{RT} + t_{ST} + OS)_{boylamsal} \tag{3.28}$$

$$J_{yanal} = (t_{RT} + t_{ST} + OS)_{yanal} \tag{3.29}$$

Eş zamanlı tasarım metodolojisi çerçevesinde belirlenen maliyet fonksiyonlarının minimizasyonu için hava aracı başkalaşım parametreleri olarak λ_2 ve $\Gamma_{uç}$; kontrol sistemi performans parametreleri olarak hem boylamsal hem de yanal k_P, k_I ve k_D değerlerinin eşzamanlı seçimi gerekmektedir. Böylesine karmaşık bir problemi analitik yöntemlerle çözmek neredeyse imkânsız olduğundan, çözüm için uygun bir sayısal optimizasyon algoritmasına ihtiyaç duyulmaktadır.

Optimizasyon çalışmalarında hedeflenen bir fonksiyonun minimizasyon veya maksimizasyon sürecinde ortaya çıkan çok değişkenli gradyan denklemi köklerinin bulunmasında, ilgili fonksiyonun gürültü altındaki ölçümleri mevcut ise, Kiefer-Wolfowitz tipi stokastik bir yaklaşım uygun bir yöntem olarak karşımıza çıkmaktadır. Stokastik yaklaşım, gürültülü ölçümlerin varlığında matematiksel denklemlerin köklerini bulmayı sağlayan özyinelemeli bir yöntemdir [79]. Gürültülü maliyet fonksiyonu verileri söz konusu olduğunda, küresel minimum veya maksimum değere ulaşmak için sonlu fark yaklaşımları yerine Eşzamanlı Pertürbasyon Stokastik Yaklaşım veya Rastgele Yön Stokastik Yaklaşımı gibi ön plana çıkan ve daha iyi performans gösteren gradyansız stokastik yaklaşım modelleri vardır [80]. SPSA algoritmasının uçuş yörünge planlaması [79, 81], kontrol sistemi ve aerodinamik tasarım [82, 83] gibi birçok havacılık uygulamasında başarılı bir şekilde uygulandığı bilinmektedir. Algoritmanın en büyük avantajı, bir optimizasyon probleminin en çok işlem gücü gerektiren kısmı olan maliyet fonksiyonu değerlendirmesini oldukça az özyineleme sayısı ile gerçekleştirebilmesidir.

SPSA algoritması gradyan bağımsız (gradyana ihtiyaç duymayan) ve yinelemeli bir optimizasyon yöntemidir. Bu yöntemde çok değişkenli türevlenebilir bir maliyet

fonksiyonunun gradyanını tahmin etmek için rassal (stokastik) bir yaklaşım algoritması sergilenir. Maliyet fonksiyonu, pertürbe edilen parametre vektörleri kullanılarak orijinal parametre vektörünün her bileşeni aynı anda rastgele oluşturulmuş bir değerle kaydırılarak iki kez değerlendirilir. Sonlu farklar yöntemlerinde (gradyan inişi, Newton-Raphson vb.) bu uygulama her bileşenin kaydırılması için ayrı değerlendirme gerçekleştirilerek uygulandığı için iterasyon sayısında kayda değer bir artış meydana gelmektedir.

SPSA uygulamasında süreç ilk iterasyonla (k=0) başlamakta ve değişken parametrelerin başlangıç değerleri kullanıcı tarafından belirlenerek öncelikle kazanç dizileri olan a_k ve c_k Denklem 3.30 ve Denklem 3.31'den hesaplanmaktadır. Burada denklemlerde yer alan sabitlerden α ve γ için yüksek verim alındığı bilinen standart değerler olarak sırasıyla 0.602 ve 0.101 kullanılmaktadır [79].

$$a_k = a/(k+1+A)^{\alpha} \tag{3.30}$$

$$c_k = c/(k+1)^{\gamma} \tag{3.31}$$

Her iterasyonda a_k ve c_k değerleri hesaplandıktan sonra rastgele bir pertürbasyon vektörü olan Δk belirlenmekte ve maliyet fonksiyonu herhangi bir iterasyonda Denklem 3.32 ve Denklem 3.33'ten hesaplanmaktadır.

$$y(\hat{\theta}_k + c_k \Delta k) \tag{3.32}$$

$$y(\hat{\theta}_k - c_k \Delta k) \tag{3.33}$$

Maliyet fonksiyonundaki bu ikili sonuca dayanarak bilinmeyen gradyan, $g(\hat{\theta}_k)$, aşağıdaki Denklem 3.34'ten tahmin edilmektedir.

$$g(\hat{\theta}_k) = \frac{y(\hat{\theta}_k + c_k \Delta k) - y(\hat{\theta}_k - c_k \Delta k)}{2c_k} \left[\Delta k 1^{-1}, \Delta k 2^{-1}, ..., \Delta k p^{-1}\right]^T \tag{3.34}$$

Her iterasyon sonunda Denklem 3.35'e bağlı olarak girdi parametreleri yenilenerek süreç yinelemeli olarak devam etmektedir.

$$\hat{\theta}_{k+1} = \hat{\theta}_k - a_k \hat{g}(\hat{\theta}_k) \tag{3.35}$$

Birkaç ardışık yinelemede maliyet fonksiyonunda oldukça az değişiklik oluştuğunda veya belirlenen maksimum yineleme sayısına ulaşıldığında algoritma sonlanmaktadır.

SPSA algoritması ile optimizasyon sürecinde belirlenen parametrelerin tahmininde daha hassas sonuçlar elde edebilmek için verileri genişletmek amacıyla dinamik model değişkenlerinin tahmininde bazı makine öğrenimi algoritmaları kullanılacaktır.

3.5.1 Makine Öğrenimi Algoritmaları

Çalışma kapsamında uygulanacak olan başkalaşım senaryoları başkalaşım parametrelerinin belirlenen aralıklarla değişimine bağlı olarak kısıtlı sayıda konfigürasyon için değerlendirilecektir. Belirlenen aralıklar dışında kalan tüm konfigürasyonlar için de dinamik model değişkenlerini elde etmek zahmetli ve zaman kaybına sebep olacağından, belirlenen aralıktaki kısıtlı sayıdaki hesaplamalar makine öğrenimi algoritmaları ile genişletilerek optimizasyon sürecinde daha hassas ve verimli sonuçlar elde edilmesi amaçlanmaktadır. Veri genişletme amacıyla kanat ucu dihedral açısına bağlı başkalaşım senaryosunda en küçük kareler regresyon algoritması ve kanat ucu koniklik oranına bağlı başkalaşım senaryosunda ise k-en yakın komşu regresyon algoritmasından yararlanılacaktır.

3.5.1.1. En Küçük Kareler Regresyon Algoritması

Kanat ucu dihedral açısı değişimine bağlı başkalaşım senaryosunda dinamik model değişkenleri kanat ucu dihedral açısının 0 ile 70 *derece* arasındaki değerleri için 2,5 *derece* aralıklarla hesaplanacaktır. Bu koşullar altında hava aracı dinamik modelleri sadece analizleri gerçekleştirilen kanat ucu dihedral açısı değerleri için oluşturulabilecek ve optimizasyon sürecine dahil edilecektir. Bu kısıtlamanın üstesinden gelmek için tüm kanat ucu dihedral açılarında hesaplamalar gerçekleştirmek yerine, verilerin doğrusal olmayan En Küçük Kareler regresyon yöntemi ile 0 ile 70 *derece* arasındaki tüm kanat ucu dihedral açısı değerleri için makine öğrenimi ile tahmin edilerek genişletilmesi planlanmıştır. NLS yöntemi temel olarak, hataların minimum kareler toplamı parametreleriyle doğrusal olmayan özelliklere sahip veri kümeleri için regresyon modelleri oluşturma işlevi görür. Başka bir deyişle, yöntemin temel amacı, hatayı en aza indirirken optimum regresyon katsayılarına sahip denklemler üretmektir. Bağımlı

değişken y için NLS ile türetilen 2. derece denklem örneği Denklem 3.36'da y_{est} tahmini değer, β türevleri regresyon katsayıları ve e hata olmak üzere verilmiştir.

$$y_{est} = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2{}^2 x_2 + e \tag{3.36}$$

3.5.1.2. k-En Yakın Komşu Regresyon Algoritması

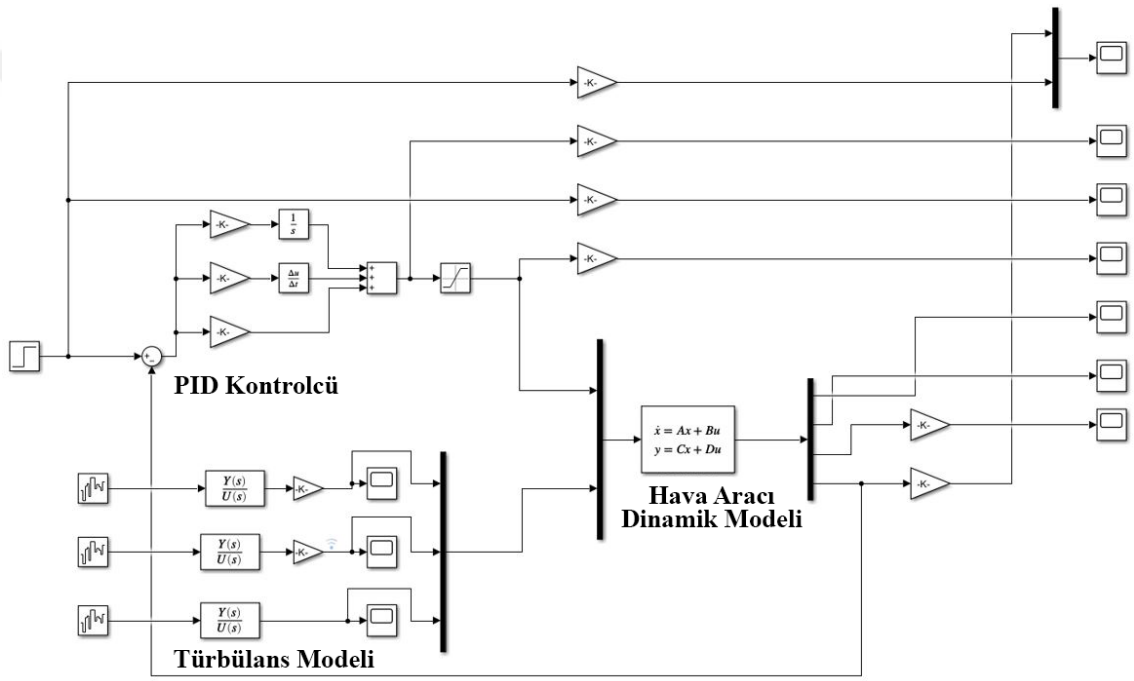
Kanat ucu koniklik oranı değişimine bağlı başkalaşım senaryosunda dinamik model değişkenleri kanat ucu koniklik oranının 0,2 ile 1 arasındaki değerleri için 0,05 aralıklarla hesaplanacaktır. Bu koşullar altında hava aracı dinamik modelleri sadece analizleri gerçekleştirilen kanat ucu koniklik oranı değerleri için oluşturulabilecek ve optimizasyon sürecine dahil edilecektir. Bu kısıtlamanın üstesinden gelmek için tüm kanat ucu koniklik oranlarında hesaplamalar gerçekleştirmek yerine, verilerin k-En Yakın Komşu regresyon yöntemi ile 0,2 ile 1 arasındaki tüm kanat ucu koniklik oranı değerleri için makine öğrenimi ile tahmin edilerek genişletilmesi planlanmıştır. k-NN algoritması, bir grup tekil veri noktasının yakınlığını kullanarak tahminler yapmak için regresyon veya sınıflandırma kabiliyetine sahip parametrik olmayan denetimli bir yöntemdir [81]. Burada k terimi, eğitim veri setinde dikkate alınacak test nesnesine en yakın komşuların sayısını belirtir ve herhangi bir değişkenin tahmininde algoritmanın performansını artırmak için uygun şekilde seçilmelidir [84]. Öklid mesafe metriğini kullanan k-NN regresyonunda, numune ile tahmin edilen değer arasındaki mesafe Denklem 3.37'den elde edilmektedir. Burada x numune vektörü, n ise eğitim verilerinin sayısıdır. Numune vektörü x_i için minimum Öklid mesafesine sahip k numune alınır ve bunların y_i değerlerinin ortalaması, regresyon eğrisindeki değeri bulmak için tahmin edilen değer olarak kabul edilir [85].

$$d(x, y) = \sqrt{\sum_{i=1}^{n} (x_i - y_i)^2} \tag{3.37}$$

3.6. Otonom Uçuş Simülasyonları

Eşzamanlı tasarımı yapılarak optimize edilmiş başkalaşabilen hava aracı ve kontrol sistemlerinin optimum tasarım parametreleriyle kapalı döngü tepkileri uçuş simülasyonları ile değerlendirilecektir. Bu amaçla MATLAB/Simulink ortamında hazırlanan boylamasına ve yanal simülasyonların blok diyagramı sırasıyla Şekil 26'da verilmiştir. Uçuş simülasyonlarında hava aracı boylamsal ve yanal dinamik modellerine

gerçek uçuş koşullarında kaçınılmaz olan atmosferik türbülans etkilerini entegre etmek için, daha önce Denklem 3.12 ve Denklem 3.13'te verildiği üzere, rastgele sürekli türbülansın spektral formu olarak Von Karman türbülans modeli kullanılmıştır [64]. Simülasyonlarda kanat ucu dihedral açısı değişimi ile başkalaşabilen modelin otonom olarak bozucu etkiler varlığında dahi boylamsal olarak 5 derecelik yunuslama açısı (θ_{ref}) ve yanal olarak 5 derecelik yuvarlanma açısını (ϕ_{ref}) ayrı ayrı takip etmesi beklenmektedir. Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile başkalaşabilen modelin ise otonom olarak 5 derecelik yunuslama açısı (θ_{ref}) takibini gerçekleştirmesi beklenmektedir.



Şekil 26. Boylamasına ve yanal uçuş simülasyonları blok diyagramı

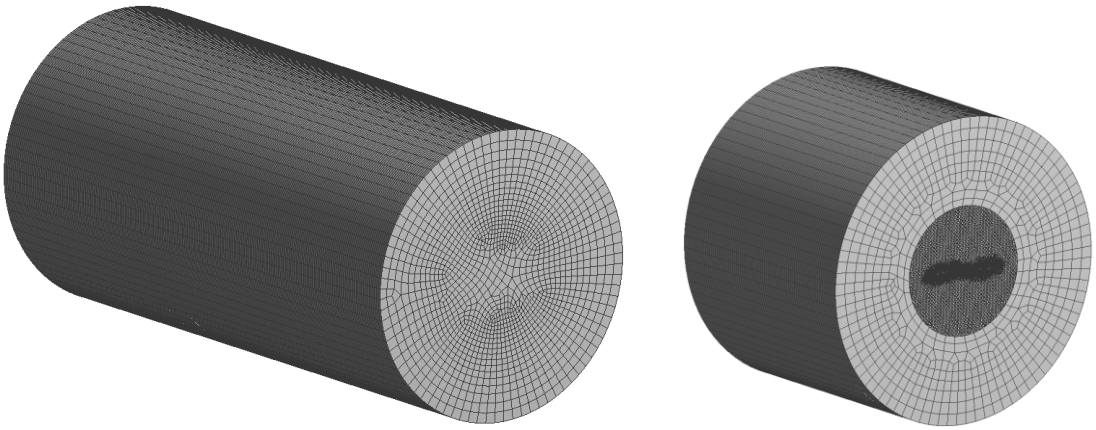
4. BÖLÜM

BULGULAR

4.1. Döner Kanatlı bir İHA Pervanesinin Yeniden Tasarımı ve Aerodinamik Performans Artırımı

4.1.1. HAD Analizi ile Pervane Aerodinamik Performans İncelemesi

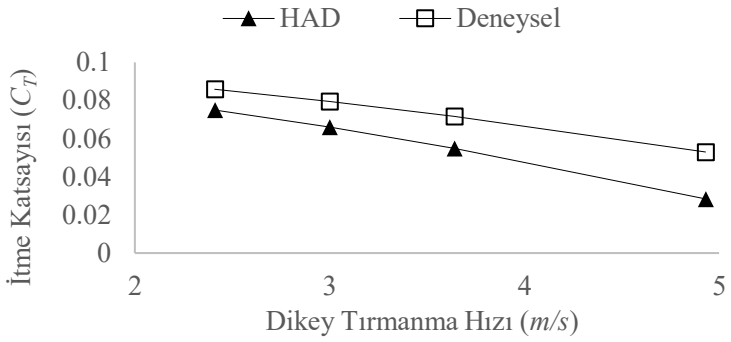
GWS Slow Flyer 11x4,7 pervanesinin aerodinamik performansını HAD yöntemiyle incelemek üzere daha önceki bölümlerde gerçekleştirilen ağdan bağımsızlık çalışmasındaki sonuçlara dayanarak ağ eleman sayısı yeniden konfigüre edilerek Şekil 27'de kesit görünüşüyle birlikte verilmiş olan ağ yapısı elde edilmiştir.



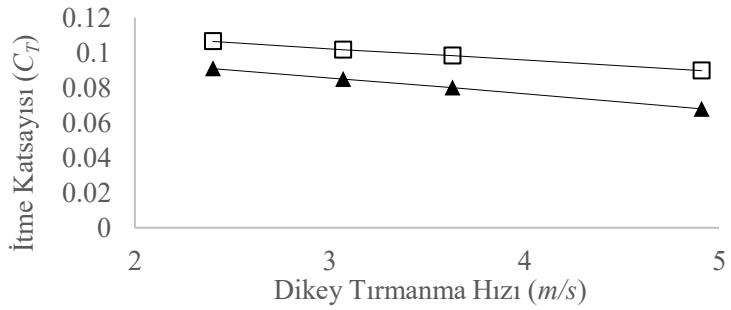
Şekil 27. Hesaplama alanı ağ yapısı (solda) ve kesit görünümü (sağda)

Aynı ağ yapısı ile pervane 3000 *devir/dakika*, 5000 *devir/dakika* ve 6000 *devir/dakika* açısal hızlarıyla farklı dikey tırmanma hızlarında SST $k-\omega$ türbülans modeli ile ANSYS FLUENT ortamında analiz edilmiştir [58]. Her bir açısal hıza dair itme katsayısı sonuçları Şekil 28'de deneysel verilerle karşılaştırmalı olarak verilmiştir. İlgili aralıkta, daha düşük hava aracı dikey tırmanma hızlarına dair sonuçların deneysel verilere daha yakın tahmin edildiği açıkça görülmektedir. 3000 *devir/dakika* açısal hıza dair sonuçların deneysel

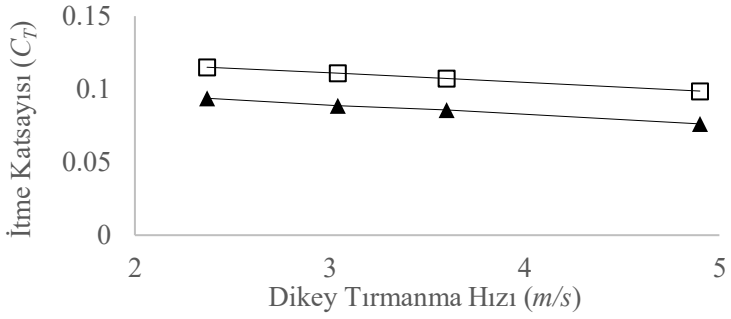
verilerle yüzde cinsinden farklarının %12,69 ile %46,42 arasında değiştiği görülmüştür. 5000 *devir/dakika* ve 6000 *devir/dakika* açısal hızlara dair sonuçlarda ise farklar sırasıyla %14,61 ile %24,3 ve %18,36 ile %22,78 arasında değişkenlik göstermiştir. Bu sonuçlar yüksek açısal hızlarda elde edilen HAD sonuçlarının doğruluk oranının hava aracı dikey tırmanma hızından daha bağımsız olduğunu göstermiştir. SST $k-\omega$ modeli düşük Reynolds sayılarında daha başarılı olduğu bilinen bir türbülans modeli olduğundan, daha kalın sınır tabaka bölgesine sahip yüksek açısal hızlardaki sonuçlarda bu mertebedeki sapmalar kabul edilebilir bulunmuştur.



(a)



(b)



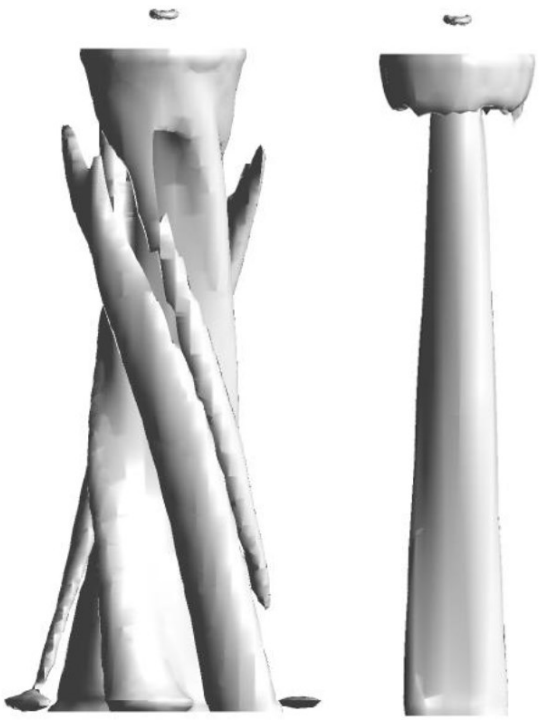
(c)

Şekil 28. İtme katsayısının hava akış hızına bağlı farklı açısal hızlardaki tahmin sonuçları; a) 3000 *devir/dakika* b) 5000 *devir/dakika* c) 6000 *devir/dakika*

Farklı açısal hızlarda pal yüzeyindeki türbülans kinetik enerji dağılımı Şekil 29'da verilmiştir. Buradan hareketle, pervane açısal hızındaki artışın özellikle pal uçlarında daha yüksek türbülans kinetik enerjisi oluşumuna yol açtığı görülmüştür. Ayrıca, Şekil 30'da verilen 2,4 *m/s* dikey tırmanma hızında 3000 *devir/dakika* ve 6000 *devir/dakika* açısal hızlardaki *Q*-kriteri çizimleri verilmiştir.



Şekil 29. 2,4 *m/s* dikey tırmanma hızında 6000 *devir/dakika* (solda) ve 3000 *devir/dakika* (sağda) açısal hızlarda pal yüzeyindeki türbülans kinetik enerji dağılımı



Şekil 30. 2.4 *m/s* dikey tırmanma hızında 6000 *devir/dakika* (solda) ve 3000 *devir/dakika* (sağda) açısal hızlarda *Q*-kriteri dağılımları

Q-kriteri çizimlerine bakıldığında, yüksek açısal hızların yüksek girdap oluşumlarına sebep olduğu ve laminerden türbülanslı akışa geçişi teşvik ettiği görülmektedir. Q-kriterinin sıfırdan küçük olması girdap varlığını göstermekte ve daha düşük itme katsayısı değerleriyle sonuçlanmaktadır.

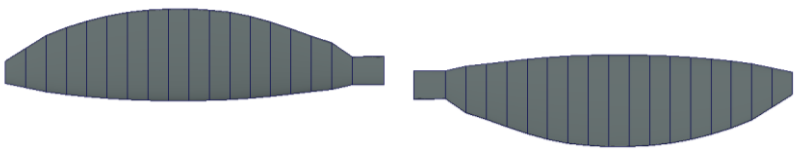
Gerçekleştirilen HAD analiz sonuçları değerlendirildiğinde C_T tahmininde ortalama olarak %13,5 mertebelerinde deneysel verilerle farklılık gösterdiği görülmüştür. Aynı koşullar altında analizler JBlade programında BEMT yöntemiyle tekrarlandığında ise Tablo 1'de karşılaştırmalı verilen sonuçlar ortaya çıkarken, bu yöntemle daha kısa sürede ve daha zahmetsiz hazırlık süreçleriyle deneysel sonuçlarla ortalama %7,1 mertebelerinde farklılık gösteren daha başarılı sonuçlar elde edildiği görülmüştür. Buradan hareketle, yeniden tasarım sürecinde aerodinamik performans incelemelerinin yüksek işlem gücü ve zahmetli analiz hazırlık süreçlerine ihtiyaç duymayan BEMT yöntemiyle gerçekleştirilmesine karar verilmiştir.

Tablo 1. Orijinal pervane aerodinamik performans parametrelerinin 2,41 *m/s* tırmanma hızında farklı açısal hızlardaki HAD tahmin sonuçları

Ω		***3000 RPM***	***5000 RPM***	***6000 RPM***
C_T	DENEYSEL	0,0859	0,108	0,115
	HAD	0,075	0,0985	0,0937
	Fark (%)	12,69	8,80	18,52
	BEMT	0,0710	0,1110	0,1119
	Fark (%)	17,25	-2,80	2,68

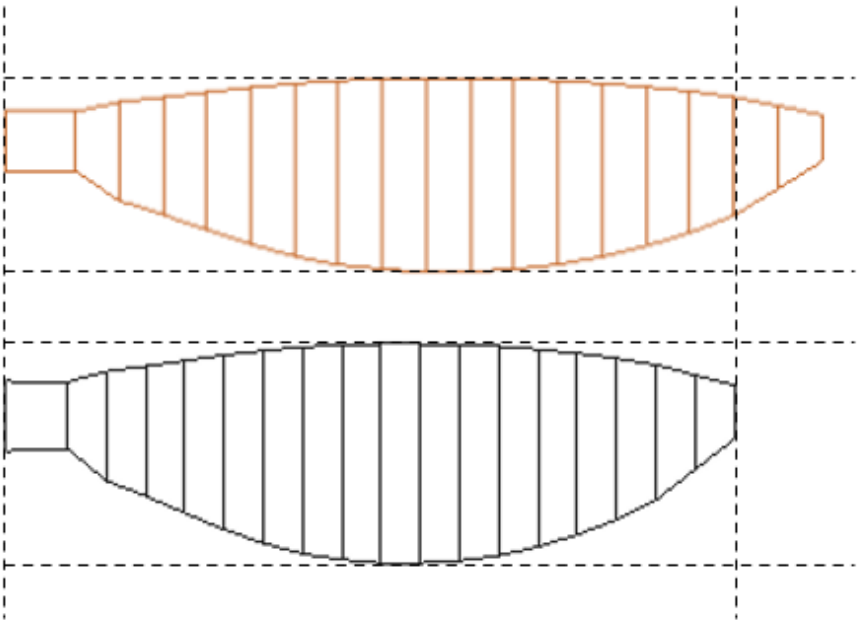
4.1.2. Pervane Yeniden Tasarımı ve BEMT Yöntemiyle Pervane Aerodinamik Performans İncelemesi

BEMT yöntemiyle incelenmek üzere JBlade programı üzerinde üç boyutlu modeli oluşturulan GWS Slow Flyer 11x4,7 pervanesinin ön görünüşü Şekil 31'de verilmiştir. Burada pala geometrileri üzerindeki dikey çizgilerin her biri burulma açısı ve veter uzunluğu açısından yeniden tasarım sürecinde yeniden düzenlenecek istasyonlardır.



Şekil 31. Orijinal pervane tasarımının JBlade programında hazırlanan modeli

Pervane aerodinamik performansının teorik olarak daha büyük çap ve daha küçük açısal hızlarda daha yüksek olduğu bilinmektedir, fakat bu çalışmada dört rotorlu bir insansız hava aracının daha kısa rotor koluna sahip olması hedeflenmiş olduğundan pervanenin daha küçük çapa sahip olması önem kazanmaktadır. Bu nedenle, pervane kütlesi sabit tutulmak kaydıyla sadece pervane çapı küçültülerek yeniden tasarım çalışması yürütülmüş ve Şekil 32'de gösterildiği üzere pervane pala tasarımı yenilenmiştir. Yeni tasarım daha küçük bir çapa sahipken, 18 farklı istasyonda yapılan revizyonlarda veter uzunluklarının birçoğunda artış gerçekleşmiştir.

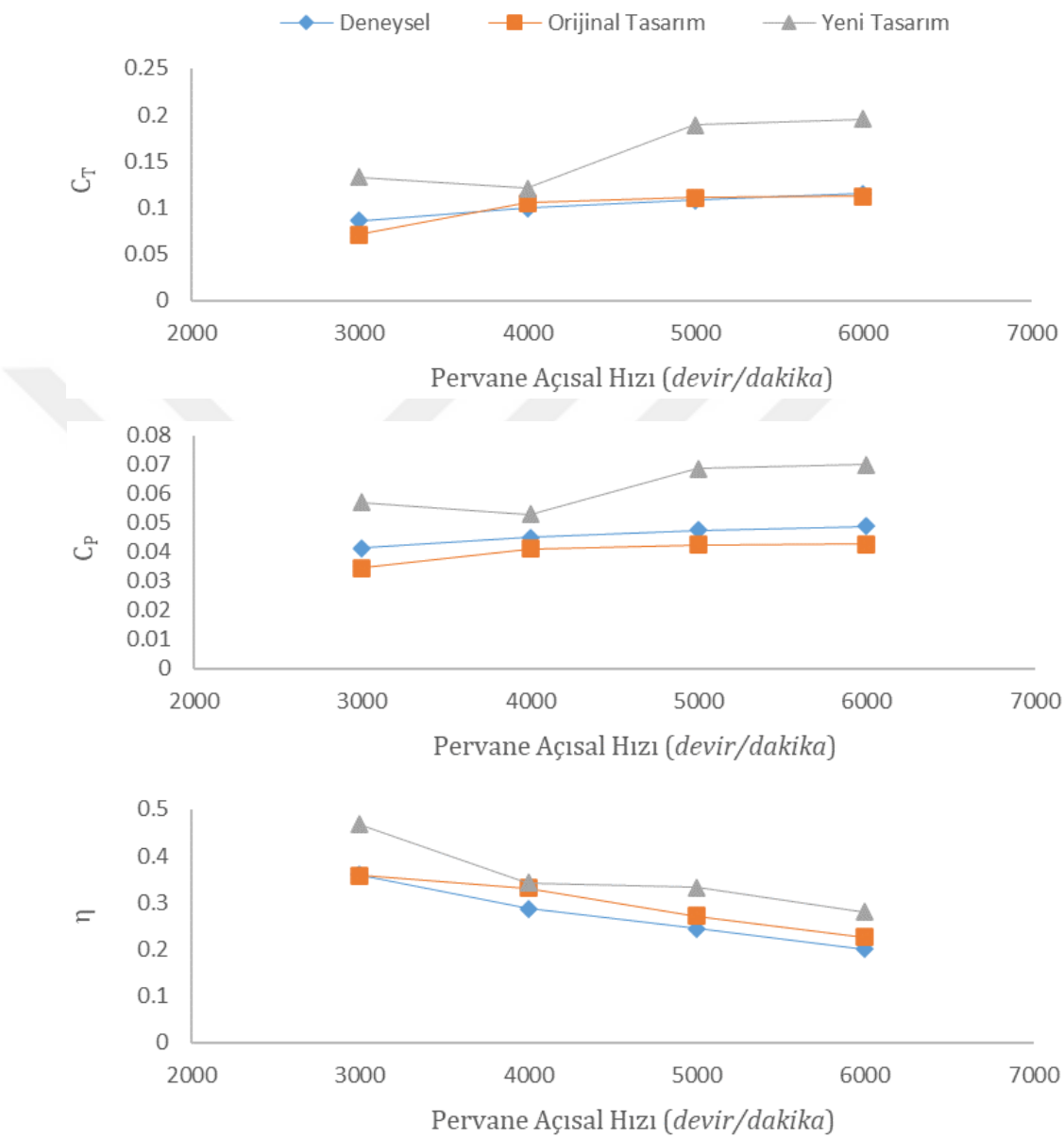


Şekil 32. Orijinal (üstte) ve yeniden tasarlanmış (altta) pala tasarımlarının ön görünüşleri

0,2794 *m* uzunluğunda olan orijinal pervane çapı 0,24 *m* olarak yeniden tasarlanmış ve bu sayede pervane çapında %14,1'lik bir kazanç sağlanmıştır. Orijinal tasarımdaki azami veter uzunluğu 0,3227 *m* iken, yeni tasarımda bu değer 0,3614 *m* olarak tasarlanmış, sonuç olarak %11,99'luk bir artış gerçekleşmiştir. Ayrıca, daha yüksek itme elde edebilmek için pervanelerde geleneksel bir yaklaşım olarak uygulandığı üzere kök bölümündeki burulma açıları da artırılmıştır.

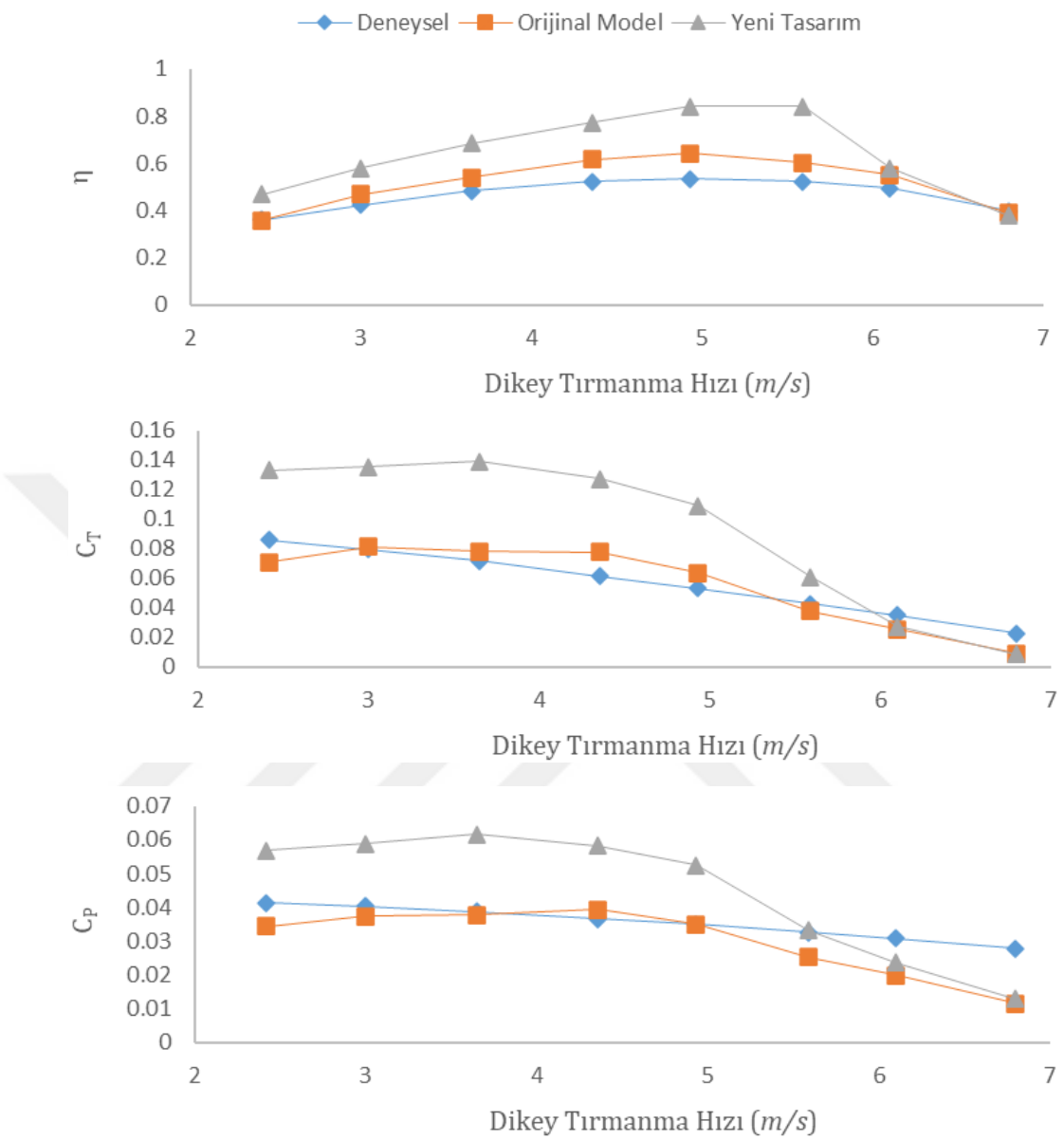
Aerodinamik performans analizleri PEMT yöntemiyle sayısal olarak JBlade programı üzerinde orijinal ve yeniden tasarlanan modeller ile 3000 *devir/dakika* ve 6000 *devir/dakika* açısal hızlar ile 2,41 *m/s* ve 6,8 *m/s* arasında değişen dikey tırmanma

hızlarında gerçekleştirilmiş, elde edilen sonuçlar deneysel verilerle karşılaştırmalı olarak Şekil 33 ve Şekil 34'te verilmiştir.



Şekil 33. 2,41 *m/s* tırmanma hızında farklı açısal hızlar için itme katsayısı, güç katsayısı ve pervane verimi sonuçları

Şekil 33'teki sonuçlar deneysel sonuçlarla uyum içerisinde bulunmuş ve ilgili dikey tırmanma hızında tüm pervane açısal hızlarında yeni tasarımın daha yüksek verim sağladığını göstermiştir. Özellikle düşük pervane açısal hızlarında performanstaki artış daha yüksek olduğu görülmüş ve özellikle hava aracı kalkış sürecinde avantajlı bir gelişme olarak değerlendirilmiştir.



Şekil 34. 3000 *devir/dakika* açısal hızda farklı dikey tırmanma hızları için itme katsayısı, güç katsayısı ve pervane verimi sonuçları

Şekil 34'teki sonuçlar incelendiğinde ise, yine deneysel verilerle uyumlu sonuçlar elde edildiği görülmüş ve yeni tasarlanan pervanenin performansının özellikle 5,6 *m/s* dikey tırmanma hızlarına kadar %24 seviyelerine kadar artış gösterdiği, daha yüksek hızlarda ise orijinal tasarımın performansının daha yüksek olduğu görülmüştür. Düşük dikey tırmanış hızlarında açısal hız fark etmeksizin yeni tasarımın daha üstün performans gösterdiği açıktır. Analiz kapsamındaki tüm dikey tırmanma hız aralığına bakıldığında ise ortalama olarak %12,25'lik bir aerodinamik performans artışı elde edildiği görülmektedir.

4.1.3. Aerodinamik İyileştirmenin Otonom Uçuş Performansına Etkisi ve Gelecek Çalışmalar

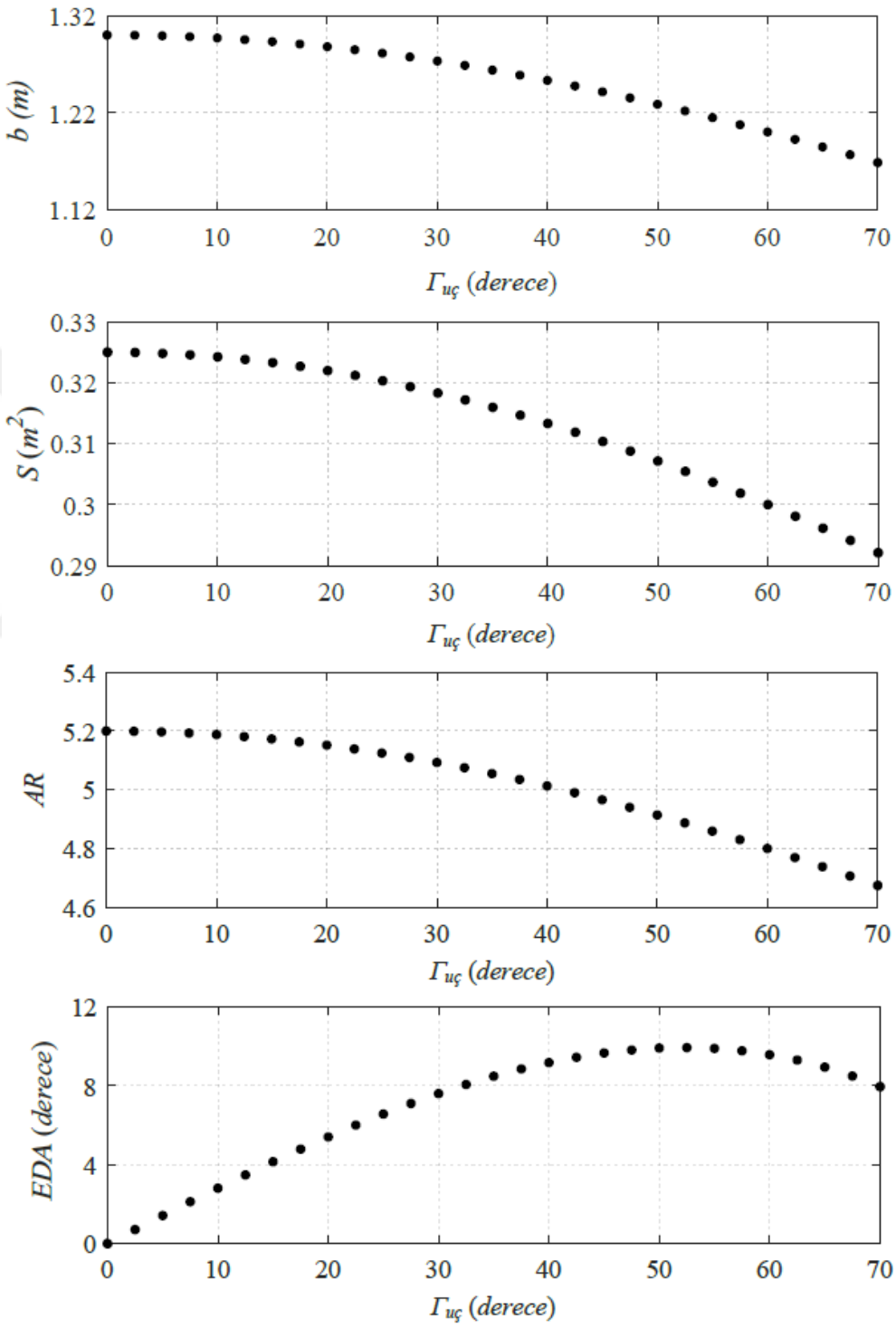
Tez kapsamında yapılan çalışmalar neticesinde pervane geometrisindeki revizyonlar pervane çapında küçülmenin yanı sıra aynı itki kuvvetini üretmek için daha düşük güç tüketimi ve aerodinamik performans artırımı ortaya koymuştur. Elektrik motorlu bir döner kanatlı insansız hava aracı bu çerçevede değerlendirildiğinde, aynı uçuş koşullarını sağlamak için daha küçük çaplı pervane sayesinde daha kısa bir rotor kolu, aerodinamik performans artışı sayesinde daha küçük motor ve buna bağlı olarak daha düşük kütleli bir güç kaynağı yeterli kılınacağından; hava aracının boylamasına ve yanal uçuş performans metriklerinde değişim oluşması kaçınılmazdır. İlgili etkiler her ne kadar olumlu görünse de avantaj ve dezavantajlarının otonom uçuş performansı özelinde gözlemlenmesi için döner kanatlı bir hava aracının gerek boylamasına gerekse de yanal dinamik modelindeki atalet ve kuvvet terimleri gibi birçok değişkenle ilişkili olarak detaylı şekilde incelenmesi ve değerlendirilmesi gerekmektedir. Bu hususstaki çalışmalar gelecek bir çalışma olarak planlanmıştır.

4.2. Sabit Kanatlı İHA Kanat Ucu Dihedral Açısı Değişimi ile Başkalaşım Senaryosu ve Otonom Uçuş Performansı Maksimizasyonu

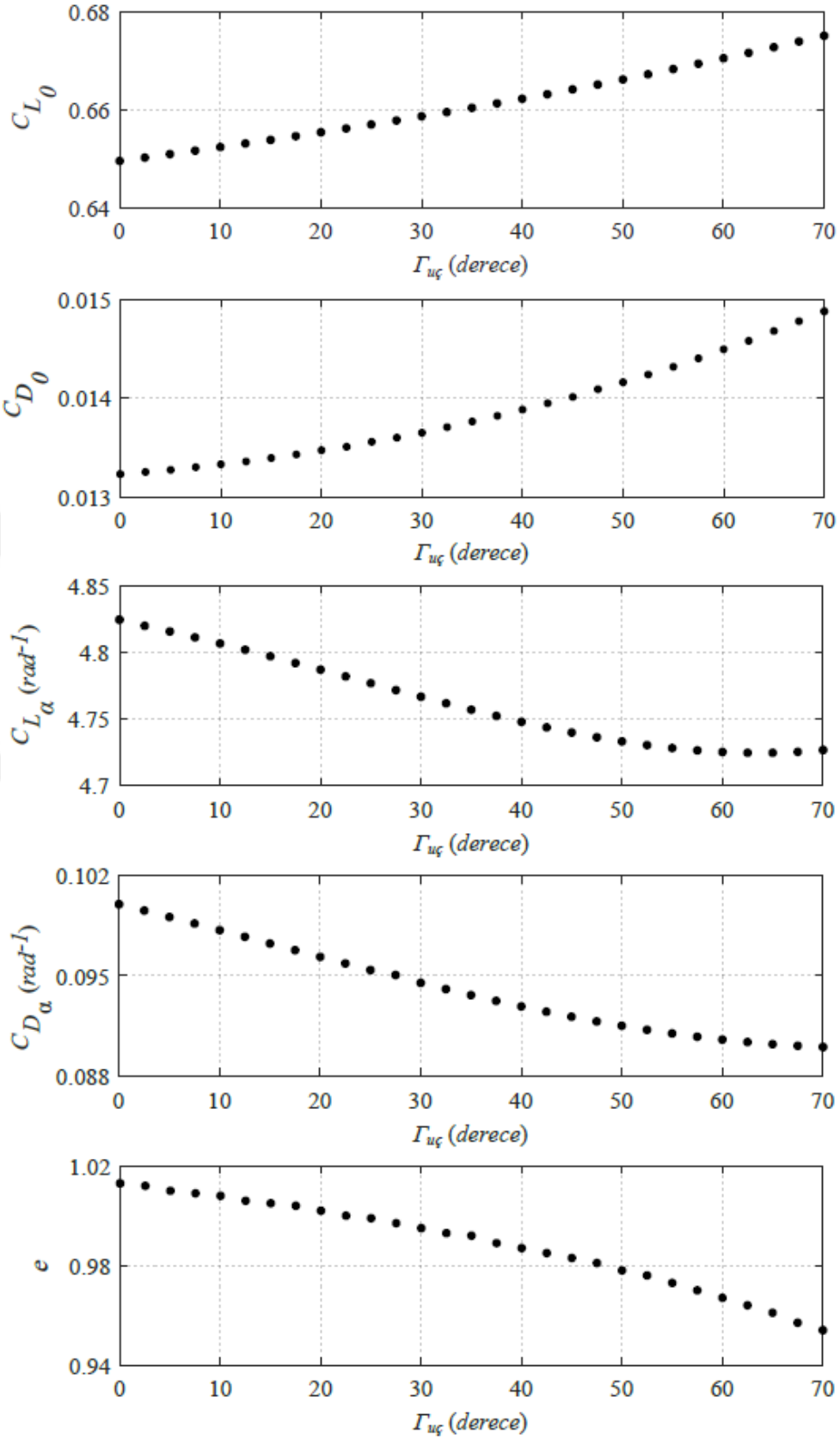
Kanat ucu dihedral açısının 0 ila 70 *derece* arasındaki değişimi ile başkalaşım senaryosu sonucunda oluşan geometrik etkiler 2,5 *derece* aralıklarla analitik olarak hesaplanarak Şekil 35'te verilmiştir. Kanat açıklık oranı, kanat alanı ve kanat açıklığının kanat ucu dihedral açısı artışıyla polinomsal bir azalma eğiliminde olduğu; EDA'nın ise 52,5 *derece*lik kanat ucu dihedral açısına kadar artış gösterirken, daha yüksek değerler için azalma eğilimi gösterdiği görülmüştür.

Deniz seviyesi koşullarında 60 *km/sa* süratle sabit irtifada seyir uçuşuna dair aerodinamik analizler daha önceki bölümlerde gerçekleştirilen ağdan bağımsızlık çalışmasında belirlendiği üzere $5x10^3$ 3D panel elemanı ile 0 ila 70 *derece* arasında (2,5 *derece* aralıklarla) modellenen kanat tasarımları üzerinde gerçekleştirilmiş ve sonuçları Şekil 36'da verilmiştir. Taşıma ve sürükleme eğrilerinin eğimleri özellikle $\Gamma_{uç}$ değerinin 0 ila 60 *derece* aralığında kayda değer bir düşüş eğilimi göstermiştir. Ayrıca $\Gamma_{uç}$ değerinin sıfırdan farklı ve artan değerleri için taşıma dağılımındaki bozulma Oswald verimlilik faktöründe düşüşe sebep olmuş, analiz yapılan aralıkta referans taşıma katsayısı

neredeyse lineer bir artış gösterirken, referans sürükleme katsayısı polinomsal bir artış göstermiştir. Sonuç olarak aerodinamik parametrelerin eğilimlerinin literatürdeki benzer araştırmalarla örtüştüğü görülmüştür [86].

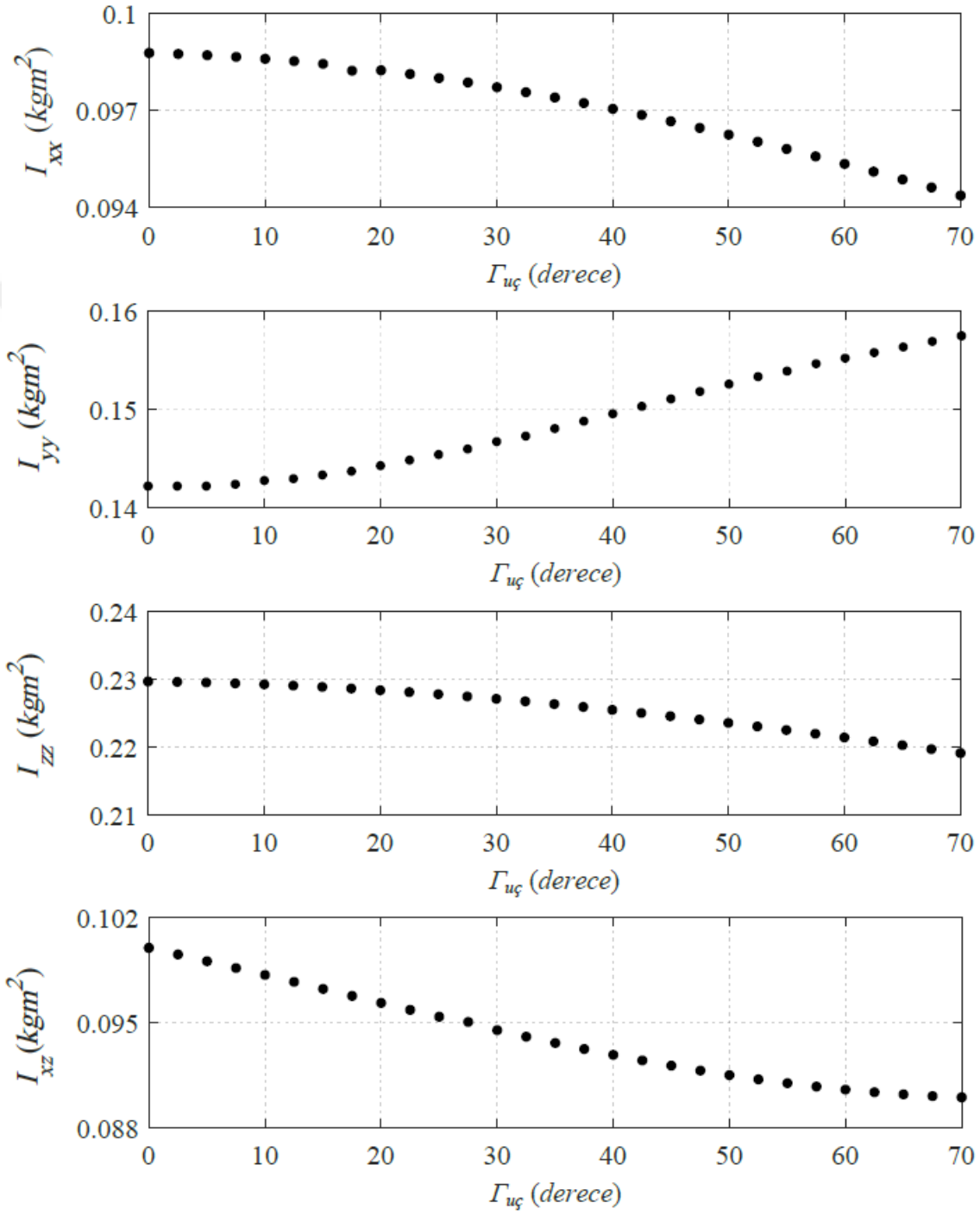


Şekil 35. Kanat ucu dihedral açısı değişimi ile kanat geometrik parametrelerindeki değişimler



Şekil 36. Kanat ucu dihedral açısı değişimi ile hava aracının aerodinamik parametrelerindeki değişimler

Atalet momenti terimlerinin değişimlerine bakıldığında ise Şekil 37'de verildiği şekilde *y*-ekseni ve *x*-*z* düzlemi terimlerinin artış eğilimi ve *x*-ekseni ve *z*-ekseni terimlerinin de polinomsal azalma eğilimi görülmektedir.



Şekil 37. Kanat ucu dihedral açısı değişimi ile hava aracı ataletsel parametrelerindeki değişimler

Geometrik, aerodinamik ve ataletsel değişkenler için kanat ucu dihedral açısının değişimine bağlı elde edilen sonuçlar hemen hemen tüm parametrelerin başkalaşımdan önemli ölçüde etkilendiğini göstermektedir [71]. Özellikle $\Gamma_{uç}$ değeri ile birçok parametrenin polinomsal değişim ilişkisi içerisinde olduğu görülmüş, bu kompleks ilişkileri matematiksel olarak ifade edebilmek ve 2,5 *derece* aralıklarla gerçekleştirilen hesaplamaları tüm aralığa genişletmek için NLS regresyon analizi gerçekleştirilmiş ve dinamik model değişkenleri $\Gamma_{uç}$ değerine bağlı denklemlerle EK 1'de gösterildiği şekilde tanımlanarak hava aracı boylamsal ve yanal dinamik modelleri oluşturulmuştur. Bu sayede hava aracının $\Gamma_{uç}$ açısının 0 ila 70 *derece* arasındaki 2,5 *derece* katlarında değil, tüm değerleri için dinamik model oluşturulabilecektir.

Oluşturulan boylamsal ve yanal dinamik modeller MATLAB ortamında SPSA algoritması kodlarına entegre edilmiş ve boylamsal olarak hava aracının 5 *derece*lik yunuslama açısı ve yuvarlanma açıları takibi hedefiyle konfigüre edilmiştir. Bu amaçla boylamsal ve yanal maliyet fonksiyonları üzerinden Denklem 4.1'deki gibi bir toplam maliyet fonksiyonu (J_{toplam}) tanımlanmış ve Denklem 4.2'de boylamsal ve yanal elemanların oturma zamanı, yükselme zamanı ve maksimum aşımdan oluşan bileşenleri gösterilmiştir. Toplam maliyet fonksiyonunun yüzde cinsinden değişimi ise her iterasyon için Denklem 4.3'ten hesaplanmaktadır.

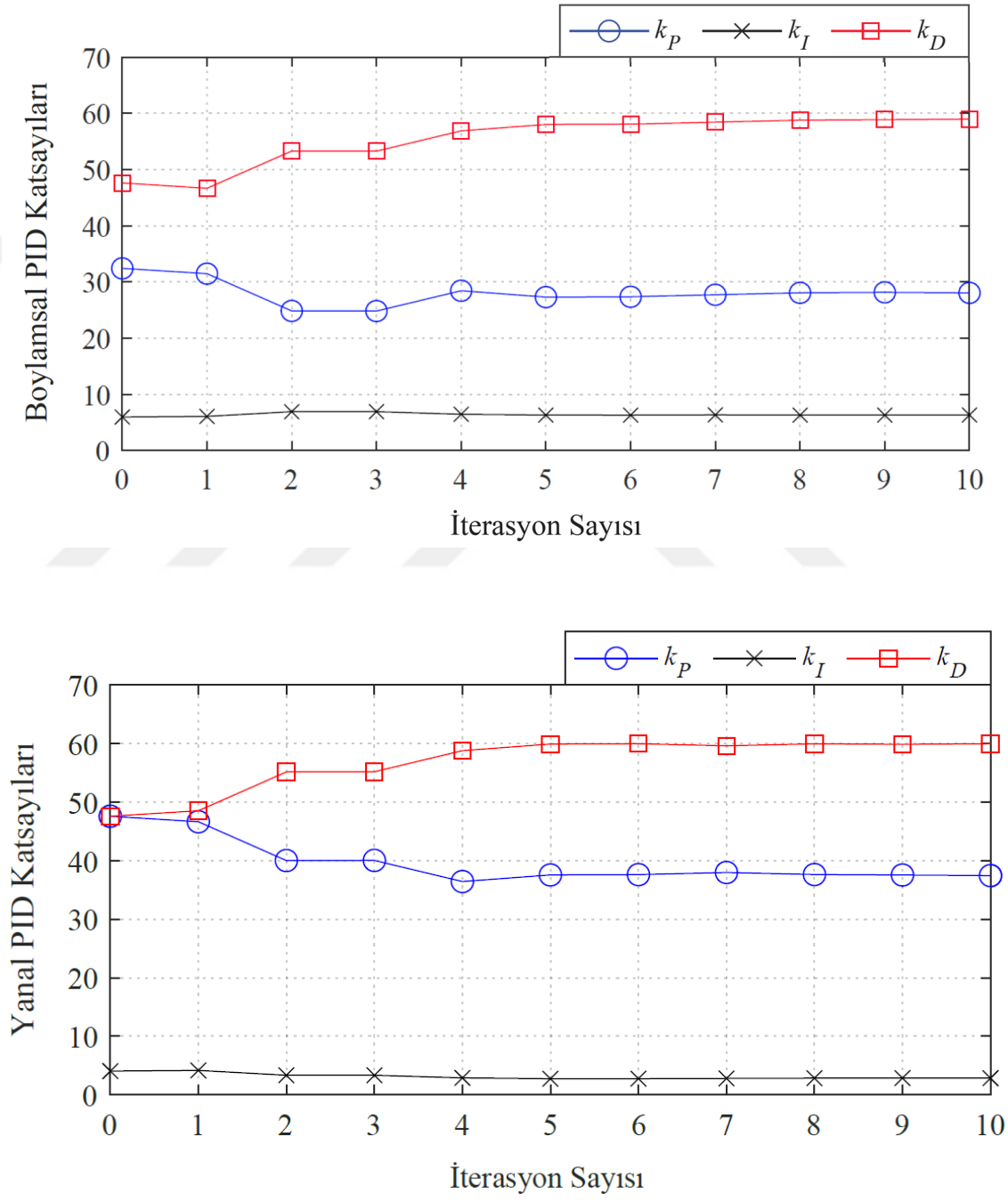
$$J_{toplam} = J_{boylamsal} + J_{yanal} * (\frac{J_{boylamsal_0}}{J_{yanal_0}}) \tag{4.1}$$

$$J_{toplam} = (t_{rt} + t_{st} + OS)_{boylamsal} + (t_{rt} + t_{st} + OS)_{yanal} * (\frac{J_{boylamsal_0}}{J_{yanal_0}}) \tag{4.2}$$

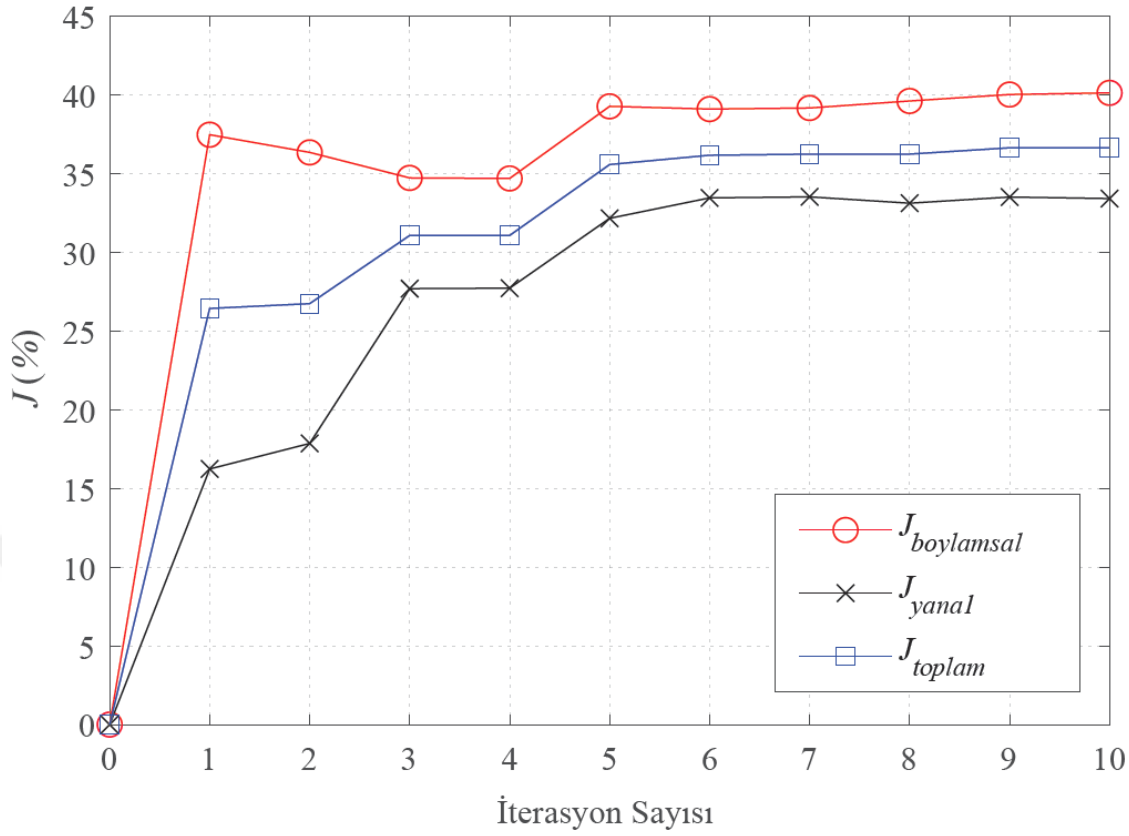
$$\%J_{toplam_i} = \frac{\left(J_{toplam_i} - J_{toplam_0}\right) * 100}{J_{toplam_0}} \tag{4.3}$$

Boylamsal ve yanal olarak 5 *derece*lik açıları minimum toplam maliyet fonksiyonu değeriyle takip etmek hedefiyle, kontrol sistemi katsayıları ve kanat ucu dihedral açısının optimum değerlerini tespit etmek üzere SPSA algoritmasına başvurulmuştur. SPSA optimizasyon algoritmasının başlangıç değerleri kontrol sistemi k_P, k_I ve k_D katsayıları için sırasıyla 50, 5 ve 50 olarak ve $\Gamma_{uç}$ açısı için 35 *derece* olarak seçilmiştir. Algoritmada

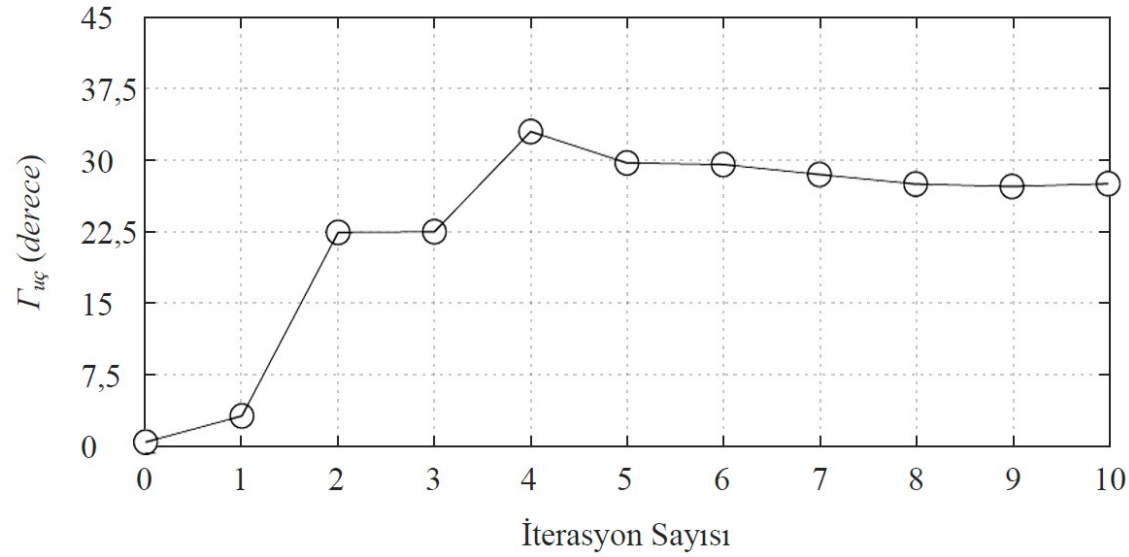
azami iterasyon sayısı 10 olarak belirlenmiş, ilk iterasyon “0” olarak nitelendirilmiş ve buna bağlı optimizasyon sonuçları Şekil 38, Şekil 39 ve Şekil 40’ta gösterilmiştir. Sonuçlar tüm maliyet fonksiyonlarının, PID katsayılarının ve kanat ucu dihedral açısı değerlerinin belirlenen iterasyon sayısı çerçevesinde yakınsadığını göstermektedir.



Şekil 38. İterasyon sayısı ile boylamsal ve yanal PID katsayılarının değişimi



Şekil 39. İterasyon sayısı ile maliyet fonksiyonu kazancı değişimi (%)



Şekil 40. İterasyon sayısı ile kanat ucu dihedral açısının değişim

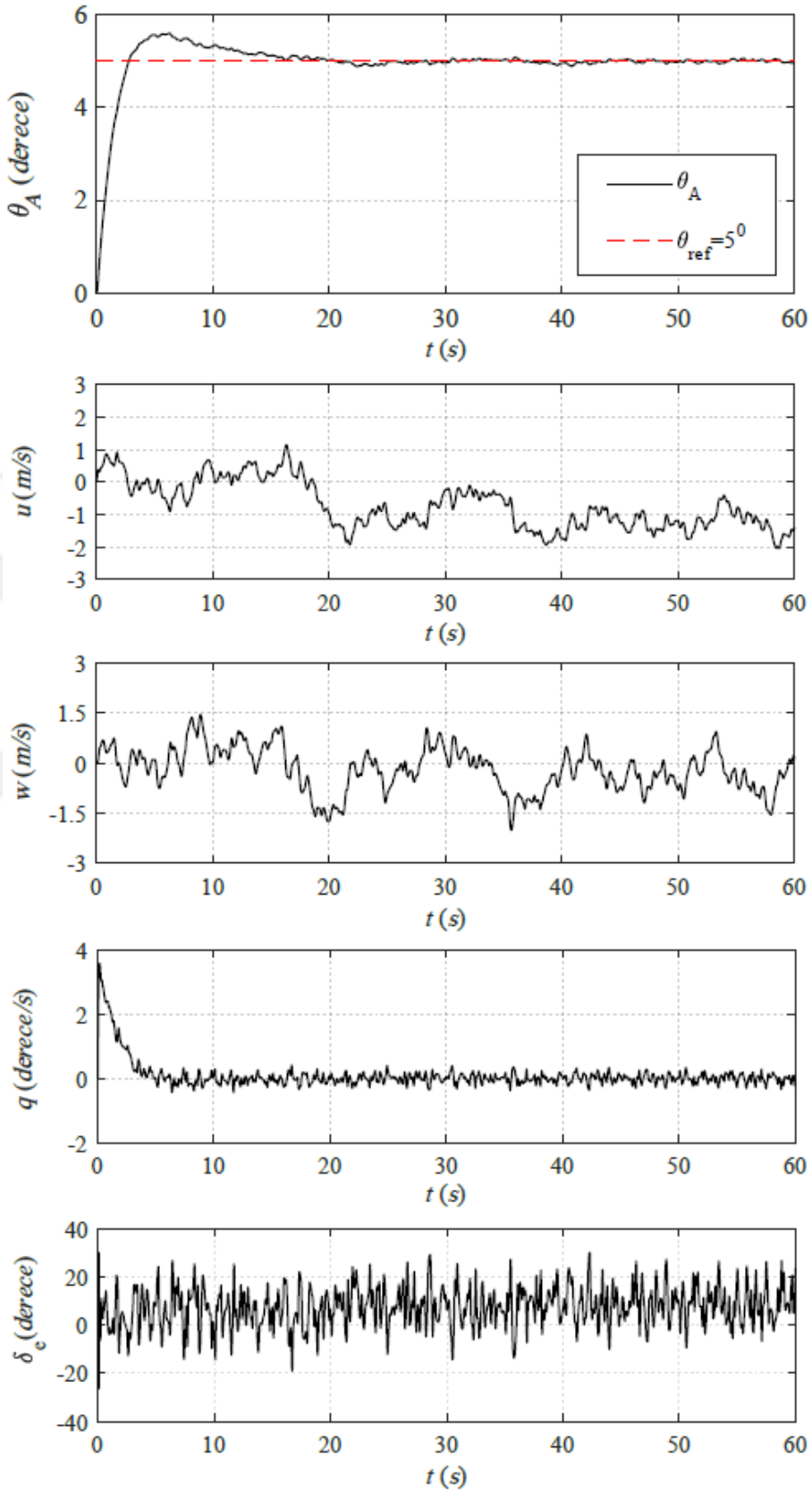
Tablo 2'de ise kanat ucu dihedral açısı, boylamsal ve yanal maliyet fonksiyonları ve PID kontrol katsayıları için optimizasyon sürecindeki başlangıç değerleri ve optimum değerler

özetlenmiştir. Bu sonuçlar ışığında, aerodinamik performansta %0,7'lik bir kazancın yanında, otonom uçuş performansına dair boylamsal maliyet fonksiyonunda %46,4, yanal maliyet fonksiyonunda %33,5 ve toplam maliyet fonksiyonunda ise %39,7 olmak üzere kayda değer bir iyileştirme elde edilmiştir.

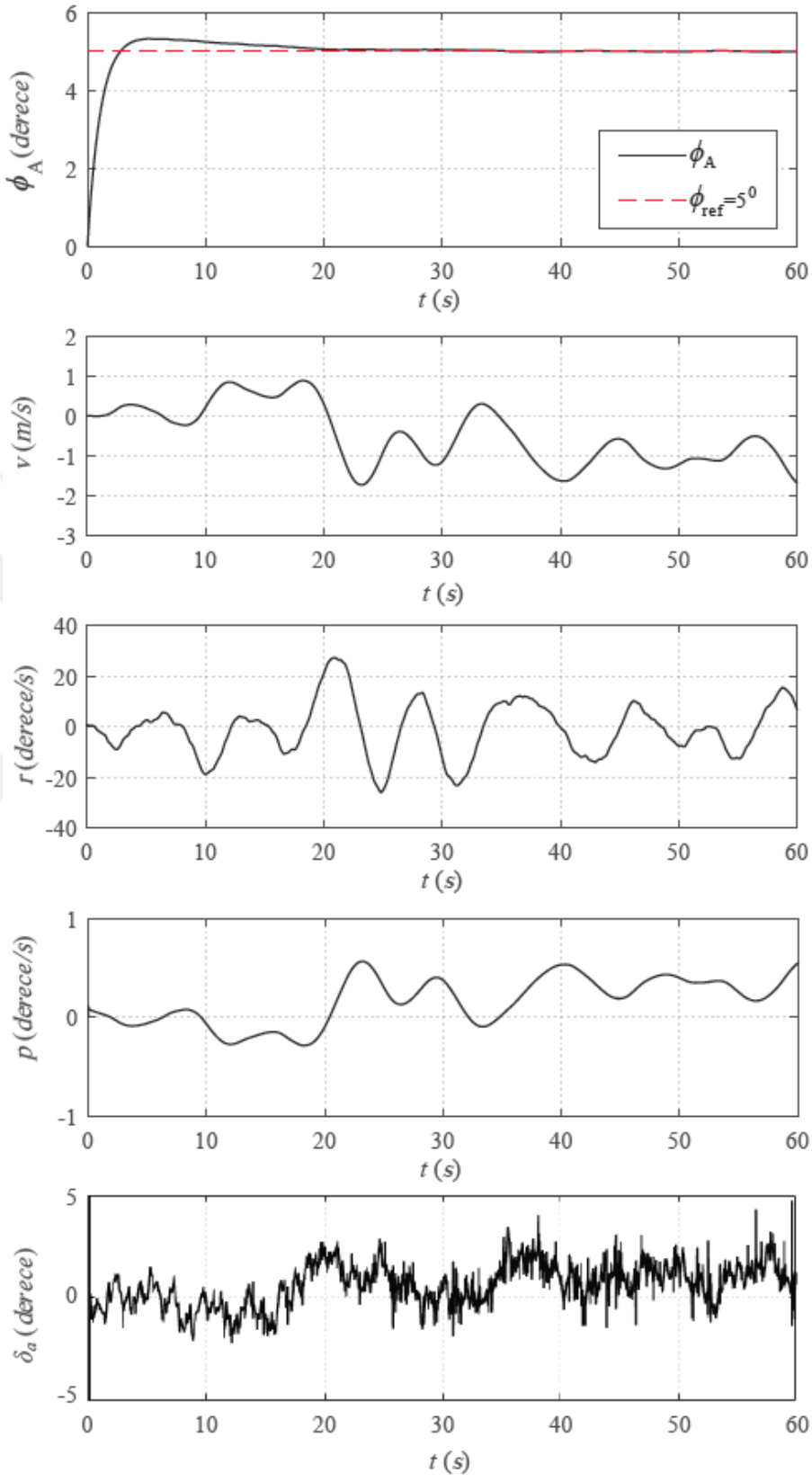
Tablo 2. SPSA optimizasyon sürecinde hedef parametrelerin değişimi

Değişken	**Başlangıç Değeri**	**Optimum Değer**
$\boldsymbol{\Gamma_{uç}}$ (*derece*)	0	28,38
$\boldsymbol{k_{P_{boylamsal}}}$	50	41,43
$\boldsymbol{k_{I_{boylamsal}}}$	5	7,16
$\boldsymbol{k_{D_{boylamsal}}}$	50	55,44
$\boldsymbol{k_{P_{yanal}}}$	50	59,03
$\boldsymbol{k_{I_{yanal}}}$	5	5,33
$\boldsymbol{k_{D_{yanal}}}$	50	59,99
$\boldsymbol{J_{boylamsal}}$	0,6247	0,3739
$\boldsymbol{J_{yanal}}$	0,6760	0,45
$\boldsymbol{J_{toplam}}$	1,3007	0,8239
$\boldsymbol{L/D}$	47,98	48,32

Eşzamanlı olarak tasarlanan ve optimize edilen hava aracının otonom olarak 5 *derece*lik yunuslama açısı ve yuvarlanma açısı takibini uçuş simülasyonları ile test etmek amacıyla MATLAB/Simulink ortamında Şekil 26'da verilen blok diyagramda Denklem 3.12 ve Denklem 3.13'te verilen Von-Karman türbülans modeli entegreli dinamik modeller kullanılmıştır. Simülasyonlarda elevatör deformasyonu (δ_e) -30 ile 30 *derece* arasında, aileron deformasyonu (δ_a) -5 ile 5 *derece* arasında sınırlandırılarak 60 *saniye* süreli boylamsal ve yanal kapalı çevrim yanıtları değerlendirilmiş ve boylamsal sonuçlar Şekil 41'de, yanal sonuçlar ise Şekil 42'de verilmiştir. Yunuslama açısı θ_A'nın, hedeflenen yörünge açısı olan θ_{ref}'i takip etmesi ve yuvarlanma açısı ϕ_A 'nın hedeflenen yörünge açısı olan ϕ_{ref}'i takip etmesi beklenmiştir. Simülasyon sonuçları optimize edilmiş hava aracı ve otonom uçuş kontrol sisteminin hem boylamsal hem de yanal yörünge takibinde saf türbülans varlığında dahi başarılı olduğunu göstermektedir.



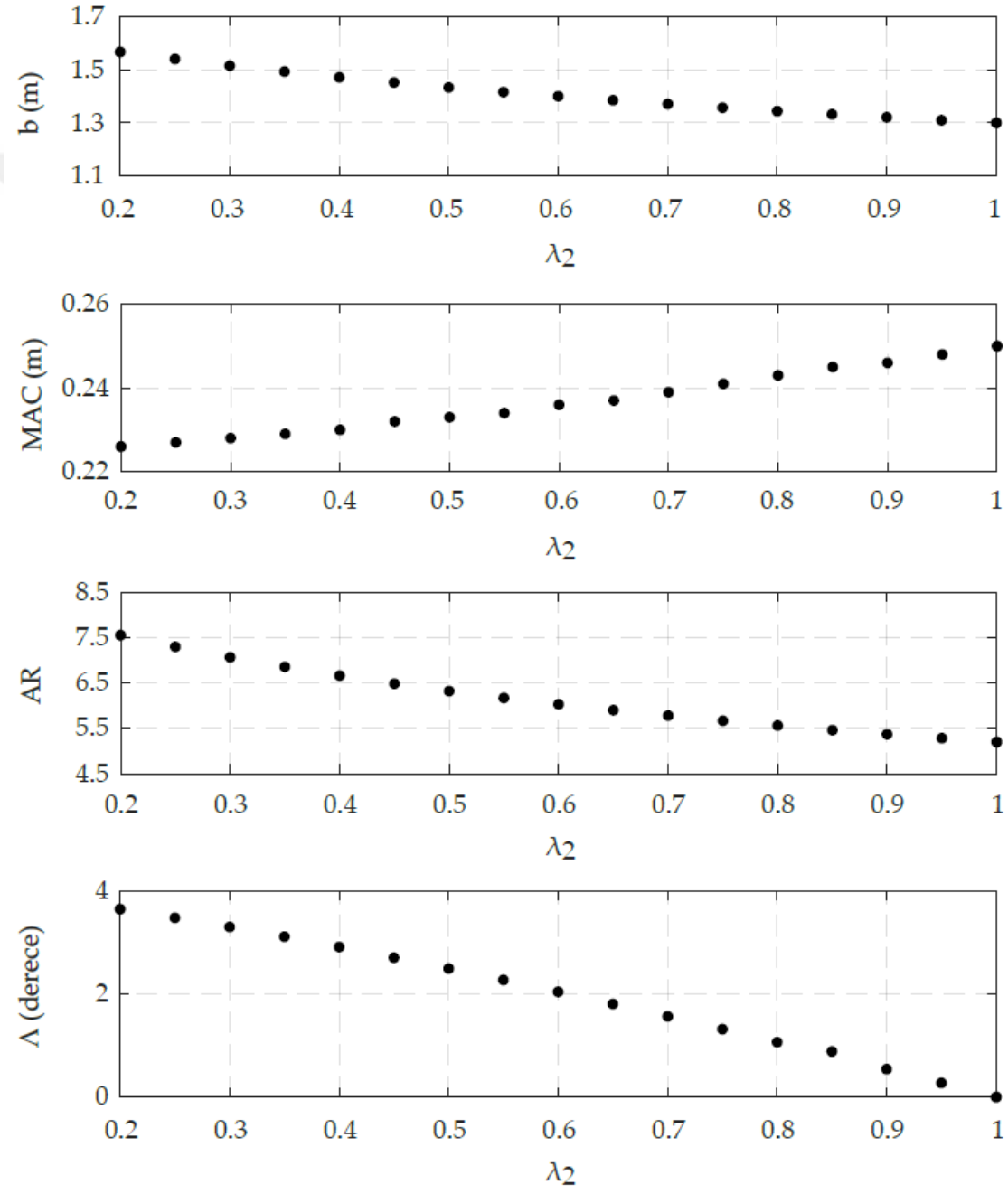
Şekil 41. Yunuslama açısı yörünge takibi ve boylamsal hareket kapalı çevrim yanıtları



Şekil 42. Yuvarlanma açısı yörünge takibi ve yanal hareket kapalı çevrim yanıtları

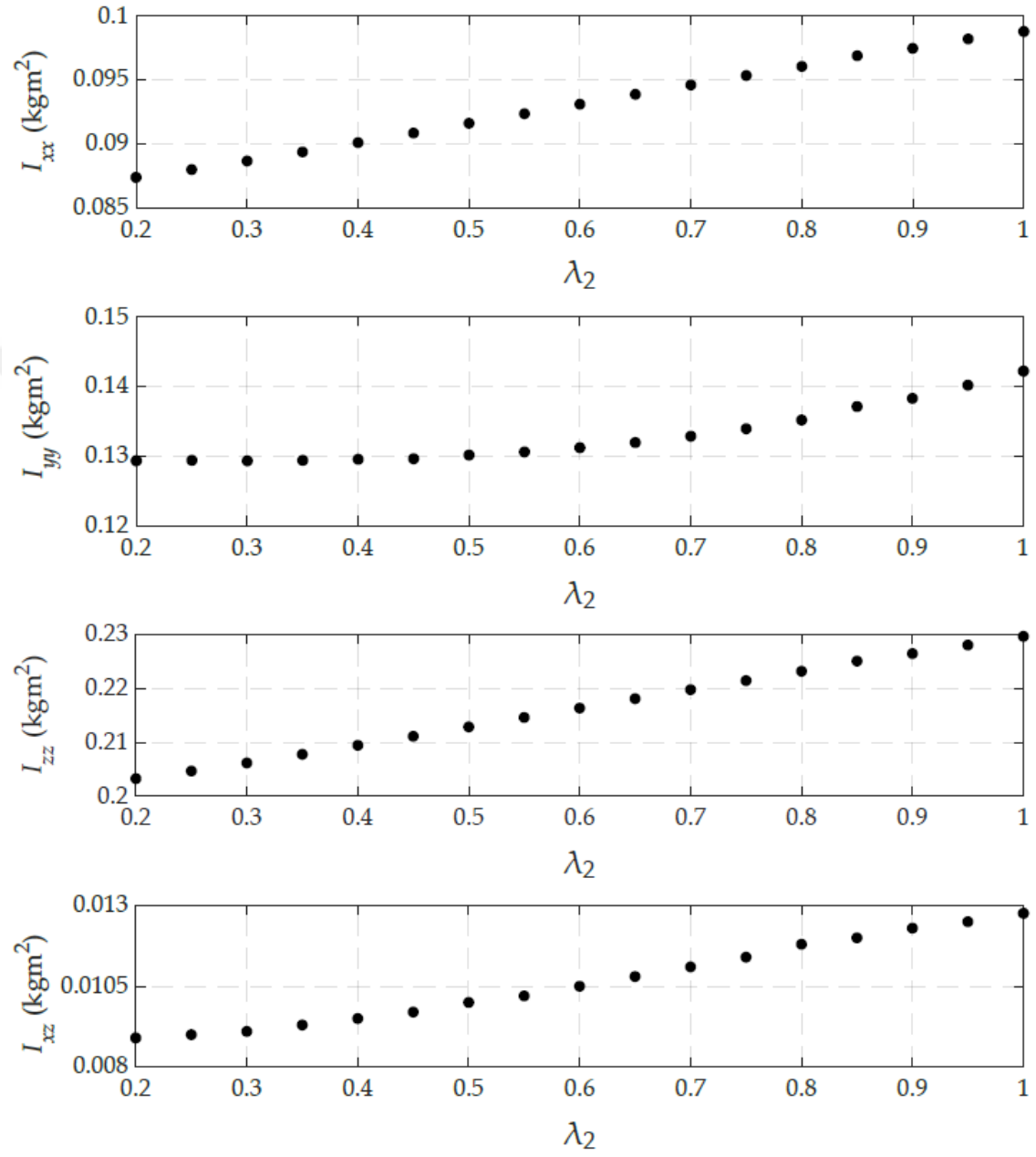
4.3. Sabit Kanatlı İHA Kanat Ucu Koniklik Oranı Değişimi ile Başkalaşım Senaryosu ve Otonom Uçuş Performansı Maksimizasyonu

Kanat ucu koniklik oranı değişimiyle başkalaşım senaryosunda λ_2 değerinin 0,2 ila 1 arasında değişimi sonucunda hava aracında oluşan geometrik etkiler 0,05 aralıklarla analitik olarak hesaplanarak Şekil 43'te kanat açıklığı, ortalama aerodinamik veter uzunluğu, kanat açıklık oranı ve süpürme açısı için gösterilmiştir.



Şekil 43. Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile kanat geometrik parametrelerindeki değişimler

Atalet momenti terimlerinin değişimlerine bakıldığında ise Şekil 44'te verildiği şekilde tüm terimlerin artış eğiliminde olduğu görülmektedir.



Şekil 44. Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile hava aracı ataletsel parametrelerindeki değişimler

Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile başkalaşım senaryosunun aerodinamik analizleri, daha önce ağdan bağımsızlık çalışması neticesinde belirlendiği şekilde $5x10^3$ panel elemanından oluşan ağ yapısı ile XFLR5 ortamında 3D panel metoduyla

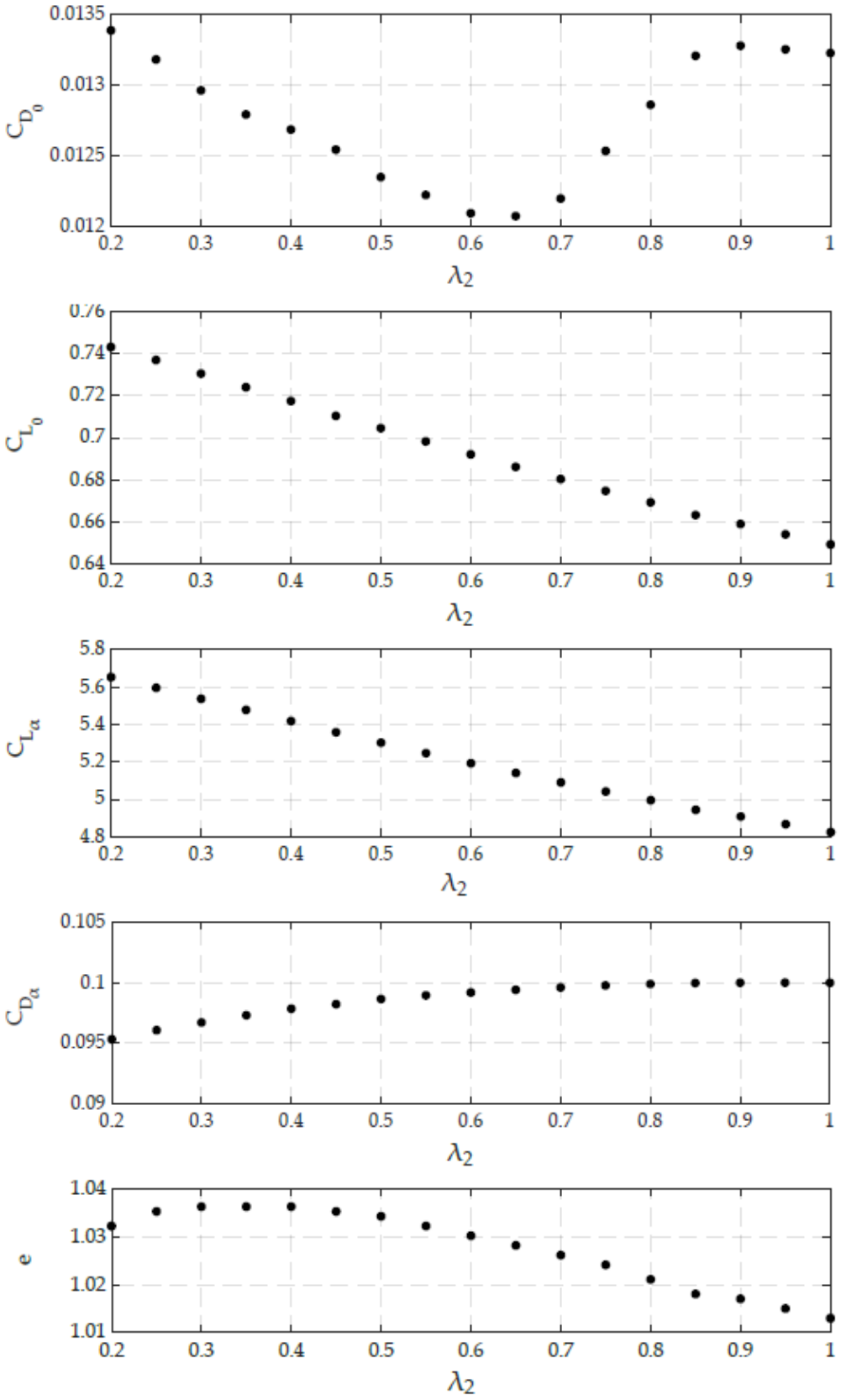
gerçekleştirilmiş, aerodinamik parametrelerin λ_2'ye bağlı değişimi Şekil 45 ve Şekil 46'da verilmiş ve analiz sonuçları sayısal olarak Tablo 3'te özetlenmiştir.

Tablo 3. Aerodinamik parametrelerin farklı kanat ucu dihedral açılarındaki değerleri

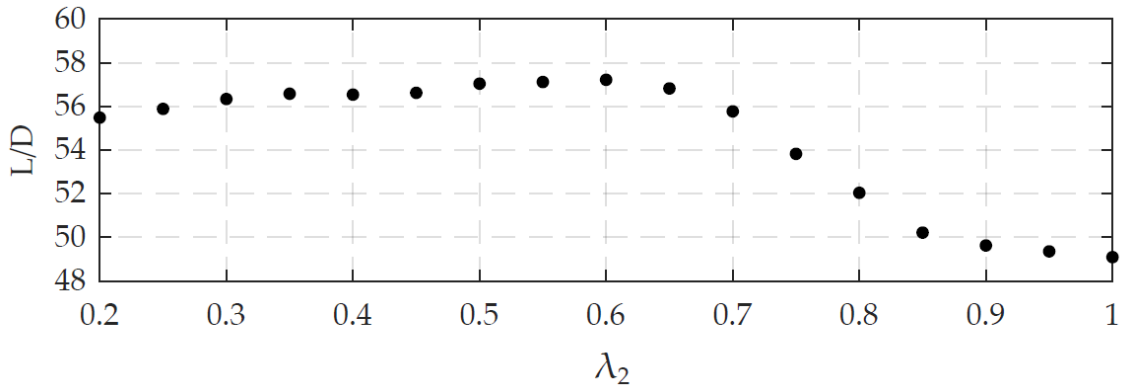
λ_2	C_{L_0}	C_{D_0}	L/D	C_{L_α}	C_{D_α}	e
1,0	0,64949	0,01322	49,09	4,8242	0,10000	1,0130
0,8	0,66941	0,01286	52,04	4,9949	0,09990	1,0210
0,6	0,69214	0,01209	57,21	5,1923	0,09920	1,0301
0,4	0,71736	0,01268	56,53	5,4178	0,09978	1,0362
0,2	0,74291	0,01338	55,48	5,6522	0,09534	1,0322

Sonuçlar λ_2 değerinin azalmasının, daha yüksek kanat açıklığına sahip bir planform ile sonuçlanması sebebiyle Oswald verimlilik faktörünü artırdığı ve dikdörtgen planformdan daha iyi bir taşıma dağılımı sağladığını açıkça göstermektedir. Benzer şekilde, konik planform üzerinde kanat ucu girdap oluşumlarının azalıyor olması nedeniyle indüksiyon sürüklemesindeki azalma, toplam sürüklemenin de azalmasıyla sonuçlanmıştır [87]. Bununla birlikte, aşırı konik planformlara bakıldığında ise sürükleme parametreleri açısından önemli olumsuz etkiler ortaya çıktığı görülmektedir. Sürükleme eğrisi eğimi polinomsal azalırken, taşıma eğrisi eğimi λ_2 ile ters orantılı bir eğilim göstermiştir. Referans taşıma katsayısı ise λ_2 nin azalan değeri için artış eğilimde bulunmuştur. Referans sürükleme katsayısının, değerlendirilen kanat ucu koniklik oranı aralığında artan ve azalan bölümlerden oluşan değişken bir eğilim gösterdiği bulunmuştur. Sonuç olarak, aerodinamik parametrelerin elde edilen sonuçları, literatürdeki benzer araştırmalarla iyi bir uyum içinde bulunmuştur [88, 89].

Şekil 46'da yer alan aerodinamik performans sonuçları değerlendirildiğinde, orijinal kanat tasarımının dikdörtgen planforma sahip olduğu (λ_2=1) ve dolayısıyla başkalaşım sonucunda kanat ucu koniklik oranının herhangi bir değeri için aerodinamik performansın çalışmanın amacına uygun şekilde daha yüksek olacağı ve performans artırımı elde edileceği görülmektedir [90].

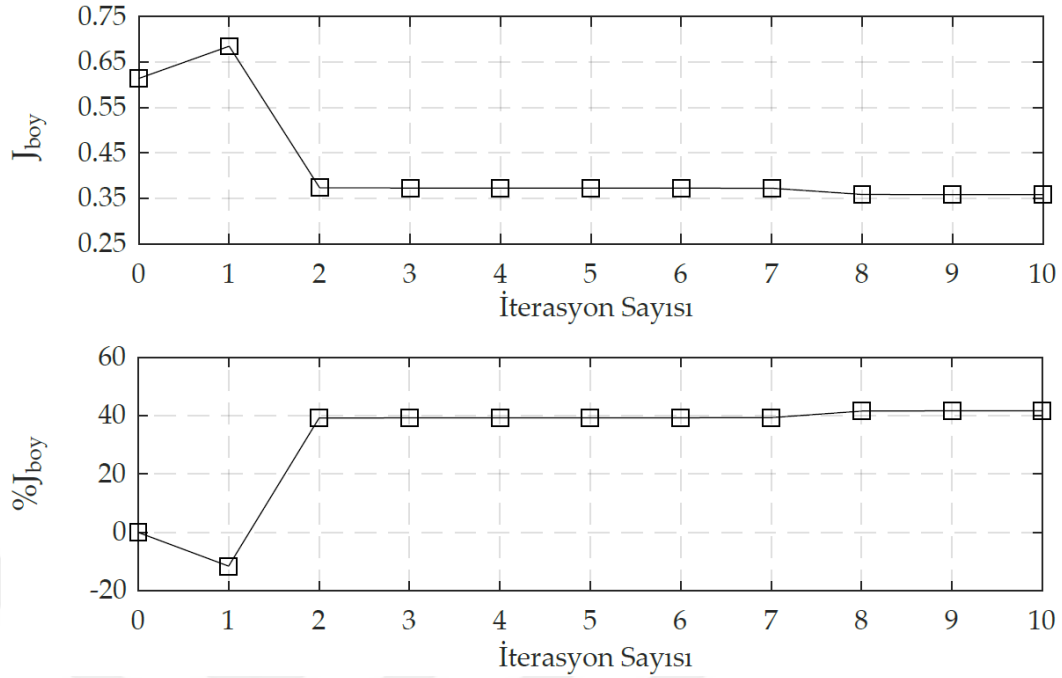


Şekil 45. Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile hava aracının aerodinamik parametrelerindeki değişimler



Şekil 46. Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile hava aracının aerodinamik performansındaki değişim

Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile hava aracının geometrik, ataletsel ve aerodinamik parametrelerinin neredeyse tamamının doğrusal olmayan bir ilişkisi olduğu açıktır. Buradaki 0,2 ile 1 arasında 0,05 aralıkla kanat ucu koniklik oranlarında gerçekleştirilen kısıtlı sayıdaki analiz sonuçlarını daha önceki bölümde olduğu gibi tüm aralığa genişletmek adına k-NN makine öğrenimi algoritması dinamik modele ortamında entegre edilmiş ve tüm kararlılık ve kontrol türevleri λ_2'nin belirlenen aralıktaki tüm değerleri için tahmin edilebilir duruma gelmiştir. Bu süreçte analiz sonuçları eğitim verisi olarak kullanılmış ve k-NN algoritmasından en doğru tahminleri elde edebilmek için deneme-yanılma yöntemi ile k değeri 3 olarak seçilmiştir. Bu entegrasyon ile birlikte SPSA algoritması sadece boylamsal olarak 5 *derece*lik yunuslama açısı takibini gerçekleştirmek hedefiyle konfigüre edilmiş ve maliyet fonksiyonu daha önce Denklem 3.28'de verildiği şekilde oluşturulmuştur. Eş zamanlı tasarım metodolojisi çerçevesinde SPSA algoritmasının kanat ucu koniklik oranı ve boylamsal PID kontrolcü katsayılarını belirlenen maliyet fonksiyonunu minimize edecek şekilde tahmin etmesi beklenmektedir. Bu karmaşık problemi çözmek üzere, başlangıç değerleri olarak boylamsal PID katsayıları sırasıyla 50, 5, 50 ve kanat ucu koniklik oranı 1 olarak seçilmiştir. Boylamsal maliyet fonksiyonunun değeri ve maliyet kazancının yüzde cinsinden iterasyona bağlı değişim sonuçları ilk iterasyon "0" olarak nitelendirilerek Şekil 47'de verilmiştir. 10 ile sınırlı tutulan iterasyon sayısı çerçevesinde sonuçlar beklendiği şekilde yakınsamıştır.



Şekil 47. Boylamasına maliyet fonksiyonu ve maliyet fonksiyonu kazancının iterasyon sayısına bağlı değişimi

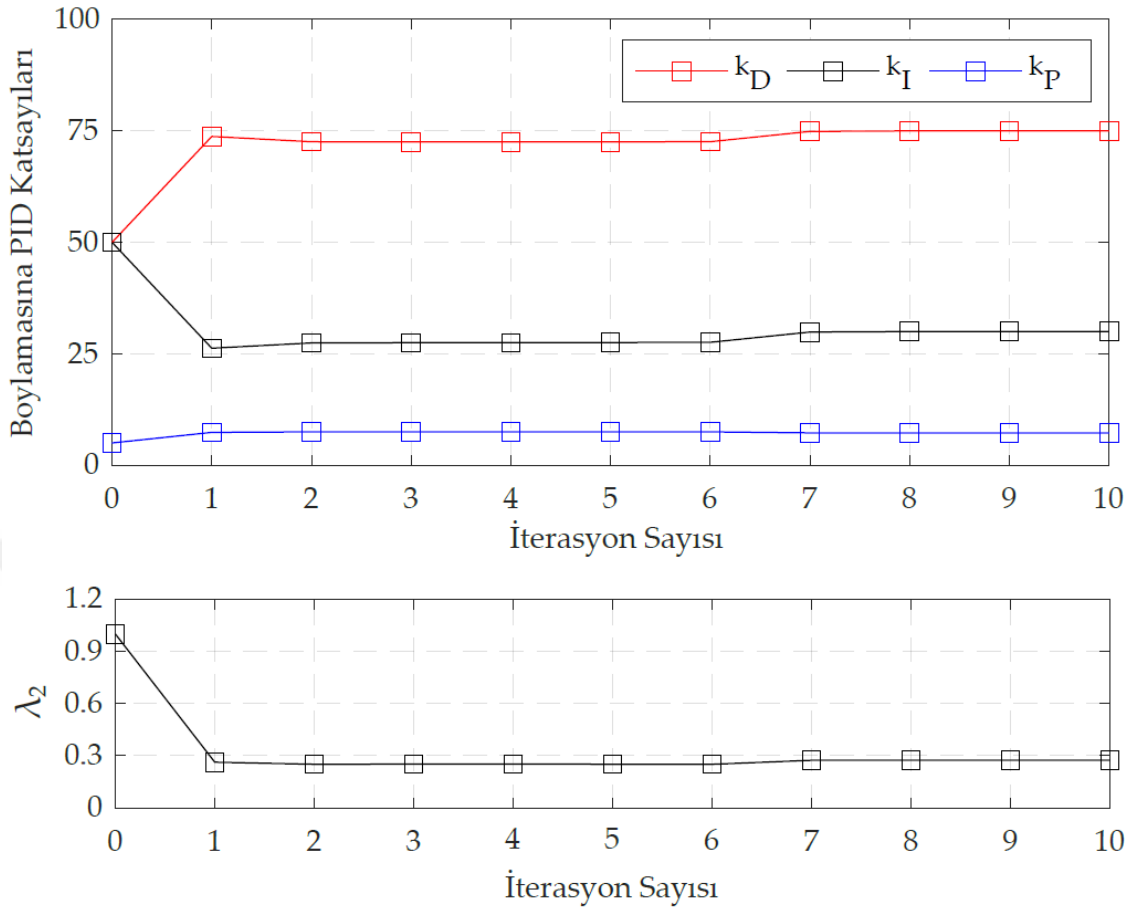
Şekil 48'de, optimizasyon sürecinde boylamsal PID katsayılarındaki ve kanat ucu koniklik oranındaki değişim gösterilmiş ve her iki değişkenin de sadece birkaç iterasyon sonunda yakınsadığı açıkça görülmektedir. Optimizasyon sürecinde PID katsayıları, boylamsal maliyet fonksiyonu, aerodinamik performans parametreleri ve geometrik parametrelerin başlangıç ve elde edilen optimum değerleri sırasıyla Tablo 4 ve Tablo 5'te sayısal olarak verilmiştir.

Tablo 4. SPSA optimizasyon sürecinde hedef parametrelerin değişimi

	$k_{P_{boylamsal}}$	$k_{I_{boylamsal}}$	$k_{D_{boylamsal}}$	$J_{boylamsal}$	L/D
Başlangıç Değeri	50	5	50	0,61398	49,09
Optimum Değer	29,98	7,25	74,97	0,35793	56,12

Tablo 5. SPSA optimizasyon sürecinde geometrik parametrelerin değişimi

	MAC (mm)	b (mm)	λ	λ_2	AR	c_3 (mm)
Başlangıç Değeri	250	1300	1	1	5,2	250
Optimum Değer	228	1528	0,77	0,2746	7,182	68,75

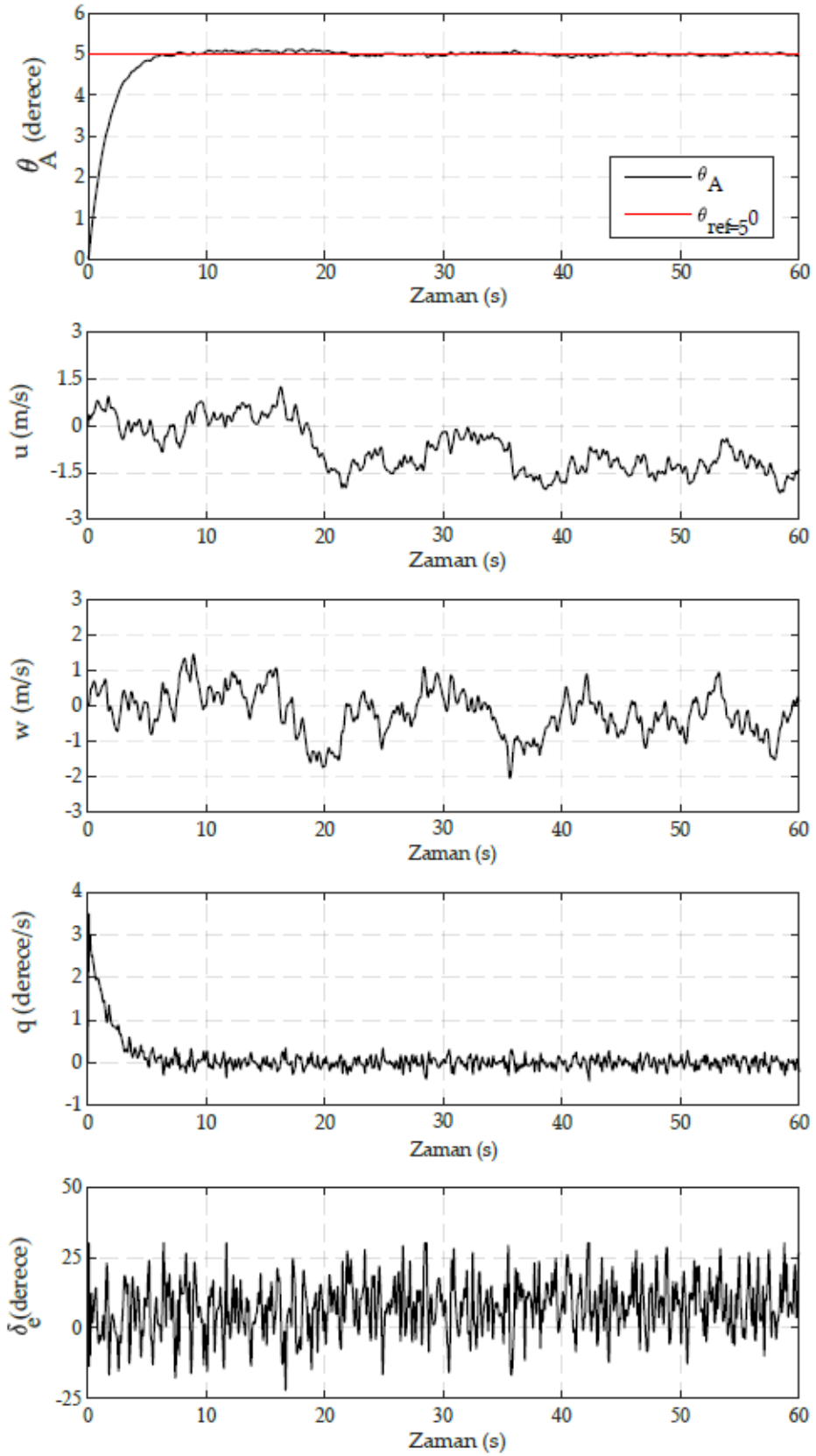


Şekil 48. Boylamasına PID katsayıları ve kanat ucu koniklik oranının iterasyon sayısına bağlı değişimi

Sonuçlar incelendiğinde optimizasyon sürecinde başlangıç değerine göre boylamsal PID katsayılarından diferansiyel katsayı artarken, oransal ve türevsel katsayıların azaldığı görülmüştür. Özellikle diferansiyel katsayı artışı maksimum aşımda önemli bir azalma sağlarken, azalan integral katsayısı yükselme süresinin azalmasını sağladığı görülmektedir. Aerodinamik performansın yaklaşık olarak %14,32 artış gösterdiği optimizasyon maliyet fonksiyonundaki azalma ile boylamsal otonom uçuş performansı ise %41,7'lik kayda değer bir artış göstermiştir. Geometrik olarak optimizasyon sürecinde kanat açıklığı %17,3 artış göstermiş, kanat açıklık oranı %38,1 artmış ve planform koniklik oranı %23 azalmıştır. Kanat ucu veter uzunluğu olan c_3 ise azalarak kanat planformunu süpürme açısına sahip ve yarı konik bir geometriye dönüştürmüştür.

Eşzamanlı olarak tasarlanan ve optimize edilen hava aracının otonom olarak 5 *derece*lik yunuslama açısı takibini uçuş simülasyonları ile test etmek amacıyla MATLAB/Simulink

ortamında Şekil 26'da verilen blok diyagramda Denklem 3.12 ve Denklem 3.13'te verilen Von-Karman türbülans modeli entegreli dinamik modeller kullanılmıştır. Simülasyonlarda elevatör deformasyonu (δ_e) -30 ile 30 *derece* arasında sınırlandırılarak 60 *saniye* süreli boylamsal kapalı çevrim yanıtları değerlendirilmiş ve sonuçlar Şekil 49'da verilmiştir. Yunuslama açısı θ_A'nın, hedeflenen yörünge açısı olan θ_{ref}'i takip etmesi amacıyla gerçekleştirilen simülasyonlarda optimize edilmiş hava aracı ve otonom uçuş kontrol sisteminin saf türbülans varlığında dahi başarılı bir yörünge takibi gerçekleştirdiği görülmüştür [90].



Şekil 49. Yunuslama açısı yörünge takibi ve boylamsal hareket kapalı çevrim yanıtları

5. BÖLÜM

SONUÇLAR VE YORUM

5.1. Döner Kanatlı İnsansız Hava Aracına Dair Sonuçlar ve Yorum

Havacılık alanında otonom uygulamaların önemli ölçüde artış gösterdiği günümüzde, tasarım süreçlerinde elde edilen otonom uçuş performansı geliştirmeleri büyük önem arz etmektedir. Bu tez çalışmasında hem döner kanatlı hem de sabit kanatlı insansız hava araçları üzerinde aerodinamik iyileştirmeler elde edilmesi ve buradan hareketle otonom uçuş performansının maksimizasyonu amacıyla bir dizi çalışma yürütülmüştür.

Döner kanatlı hava aracına dair çalışmada, döner kanatlı bir insansız hava aracı pervane pal geometrisi aerodinamik performans artırımı hedefiyle yeniden tasarlanarak performans incelemeleri sayısal yöntemler ile gerçekleştirilmiştir. Çalışmada öncelikle hali hazırda ticari olarak kullanımda olan dört rotorlu insansız hava aracı pervanesi üç boyutlu olarak modellenerek hem BEMT hem de HAD analizleri gerçekleştirilerek sonuçları deneysel verilerle karşılaştırılmıştır. Pervane palinin yeniden tasarım süreci, pal kütlesi korunmak üzere, daha küçük çaplı bir tasarım eldesi hedefiyle geometrik değişkenler olarak veter uzunluğu, burulma açısı ve pervane yarıçapı üzerindeki revizyonlarla gerçekleştirilmiş ve HAD yöntemine göre doğruluk oranı daha yüksek ve hazırlık aşaması daha zahmetsiz olduğu belirlenen BEMT yöntemi kullanılarak yeni tasarım üzerinde aerodinamik performans analizleri yinelenmiştir. Sonuç olarak;

- BEMT yöntemiyle orijinal pervane tasarımı üzerinde elde edilen farklı açısal hızlardaki analiz sonuçları değerlendirildiğinde sonuçların deneysel verilerle oldukça benzer eğilim gösterdiği ve ortalama olarak deneysel sonuçlardan itme katsayısında %5,9, güç katsayısında %2,19 ve aerodinamik performansta ise %5,97 farklılık gösterdiği görülmüştür.

- HAD yöntemiyle orijinal pervane tasarımı üzerinde gerçekleştirilen analizlerde alınan sonuçlar kompleks pervane geometrisinin özellikle sınır tabaka bölgesindeki ağ yapısı kalitesinin yetersizliğinden kaynaklandığı tahmin edilen %15 ila %20 mertebelerinde deneysel sonuçlardan farklılık göstermiş ve bu tür kavramsal tasarım süreçleri için BEMT yöntemi daha makul bulunmuştur [58].
- Yeniden tasarım ile pervane çapında %14,1'lik bir kazanç elde edilmiş ve bu sayede ortalama %30 artırılmış aerodinamik performansın yanında farklı görevler için hava aracı ölçülerinin küçültülebilmesi, yani rotor kolu uzunluğunun kısaltılabilmesinin mümkün kılındığı görülmüş [91],
- Çapı küçülen pervane tasarımının daha az güç tüketimiyle daha çok itki üretimine işaret eden gelişmiş aerodinamik performans sonuçlarının hava aracı uçuş performansına da kayda değer katkıda bulunacağı değerlendirilmiş,
- Özellikle yeni nesil malzeme teknolojileri de göz önüne alındığında, gelecek bir çalışma olarak pervane ve pal geometrilerinde ortaya koyulabilecek bir başkalaşım uygulamasının da pervane aerodinamik performansı ve dolayısıyla yine hava aracı uçuş performansında olumlu sonuçları beraberinde getirmesi öngörülmüştür.

5.2. Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracına Dair Sonuçlar ve Yorum

Sabit kanatlı hava aracı çalışmasında, sabit kanatlı bir insansız hava aracı üzerinde iki farklı başkalaşım senaryosu kurgulanmış ve yeniden tasarım ile aerodinamik performans artırımı hedeflenmiştir. Aynı zamanda bu senaryolardan kanat ucu dihedral açısı değişimi ile başkalaşım uygulamasında boylamsal ve yanal otonom uçuş performansı maksimizasyonu; kanat ucu koniklik oranı değişimi ile başkalaşım uygulamasında ise sadece boylamsal otonom uçuş performansı maksimizasyonu amaçlanmıştır. Bu amaçlar doğrultusunda modern eş zamanlı tasarım metodolojisi ile hava aracı ve kontrol sistemi tasarımı birlikte yürütülmüştür. Otonom uçuş kontrolü için hem boylamsal hem de yanal 6 PID kontrolcülerden oluşan hiyerarşik bir kontrolcü tasarlanmış ve buna bağlı olarak türevsel, oransal ve integral katsayıları kontrol sistemi performansının belirleyici parametreleri olmuştur. Hava aracı tasarımında ise kanat ucu dihedral açısı ve kanat ucu koniklik oranı değişkenleri belirleyici parametreler olarak ortaya çıkmıştır. Çalışma sürecinde aerodinamik performans taşıma-sürükleme oranı olarak, otonom uçuş performansı ise boylamsal ve/veya yanal yörünge takip parametreleri olan maksimum

aşım, yükselme zamanı ve oturma zamanının bir fonksiyonu olarak tanımlanmıştır. Bu kapsamda belirlenen geometrik parametreler ve kontrol parametreleri SPSA algoritması yardımıyla optimize edilerek yörünge takip parametrelerinden oluşan maliyet fonksiyonlarının minimizasyonu sağlanmıştır. Bu süreçte hava aracı dinamik modelindeki değişkenlere dair veriler kısıtlı sayıda gerçekleştirilebilen aerodinamik analiz sonuçlarıyla sınırlı kalmaması ve optimizasyon sürecinde daha hassas sonuçlar almak amacıyla farklı makine öğrenimi algoritmaları yardımıyla genişletilmiştir. Son olarak ise elde edilen optimum hava aracı tasarımı ve otonom uçuş kontrol sistemi kullanılarak uçuş simülasyonları gerçekleştirilmiştir. Sonuç olarak;

- Dihedral açısı değişimi ile başkalaşım uygulamasında tasarım sonucunda %0,7 artışla aerodinamik performansın korunduğu; kanat ucu koniklik oranı değişimi ile başkalaşım uygulamasında ise aerodinamik performansta %14,32'lik nitelikli bir artış gözlemlenmiş [90],
- Her iki senaryo için de başkalaşımın hava aracında aerodinamik, ataletsel ve geometrik olarak kayda değer değişimlere yol açtığı ve buna bağlı olarak hava aracı uçuş dinamiği değişkenlerinde de kritik değişimlerle sonuçlandığı gözlemlenmiş [71],
- Dinamik model değişkenlerinin hesaplanması hususunda SPSA optimizasyon algoritmasına yardımcı olarak kullanılan NLS ve k-NN makine öğrenimi algoritmalarının bu tür problemlerde verimli sonuçlar verdiği deneyimlenmiş,
- Bu tez çalışması kapsamında ilgili başkalaşım senaryoları üzerinde literatürde ilk kez değerlendirilen eş zamanlı tasarım metodolojisi ve SPSA optimizasyon uygulaması sayesinde kanat ucu dihedral açısı değişimi ile başkalaşım senaryosunda boylamsal otonom uçuş performansında %46,4, yanal otonom uçuş performansında %33,5 ve toplam otonom uçuş performansında %39,7'lik önemli bir geliştirme kaydedilmiştir. Kanat ucu koniklik oranı değişimi ile başkalaşım senaryosunda ise boylamsal otonom uçuş performansında %41,7'lik nitelikli bir geliştirme ortaya koyulmuştur [90].

KAYNAKÇA

1. Barbarino, S., Bilgen, O., Ajaj, R. M., Friswell, M. I., Inman, D. J., 2011. A review of morphing aircraft. **Journal of intelligent material systems and structures**, **22** (9): 823-877.
2. Ajaj, R. M., Parancheerivilakkathil, M. S., Amoozgar, M. R., Friswell M. I., Cantwell, W. J., 2021. Recent developments in the aeroelasticity of morphing aircraft. **Progress in Aerospace Sciences, 120**: 100682.
3. Abate, G., Shyy, W., 2012. Bio-inspiration of morphing for micro air vehicles, 41-53". *In*: Morphing Aerospace Vehicles and Structures (Ed: J. Valasek). John Wiley & Sons, Ltd.
4. Oktay, T., Konar, M., Onay, M., Aydın, M., Mohamed, M. A., 2016. Simultaneous small UAV and autopilot system design. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 88** (6): 818-834.
5. Eguea, J. P., Bravo-Mosquera, P. D., Catalano, F. M., 2021. Camber morphing winglet influence on aircraft drag breakdown and tip vortex structure. **Aerospace Science and Technology, 119**: 107148.
6. Mills, J., Ajaj, R., 2017. Flight dynamics and control using folding wingtips: an experimental study. **Aerospace, 4** (2): 19.
7. Kornatowski, P.M., Feroskhan, M., Stewart W. J., 2020. A morphing cargo drone for safe flight in proximity of humans. **IEEE Robotics and Automation Letters, 5** (3): 4233-4240.
8. Lingling, C., Qi, L., Feng, G., Xintian, D., Yuqing, H., Yangchen, D., 2021. Design, modeling, and control of morphing aircraft: a review. **Chinese Journal of Aeronautics, 35** (5): 220-246.
9. Auteri, F., Savino A., Zanotti, A., Gibertini, G., Zagaglia, D., Tekap, Y. B., Braza, M., 2022. Experimental evaluation of the aerodynamic performance of a large-scale high-lift morphing wing. **Aerospace Science and Technology, 124**: 107515.
10. Wong, A., Bil, C., Marino, M., 2022. Design and aerodynamic performance of a FishBAC morphing wing. *AIAA SCITECH 2022 Forum*, 3-7 January 2022, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

11. Yuzhu, L., Wenjie G., Jin, Z., Yonghong, Z., Donglai, Z., Zhuo, W., Dianbiao, D., 2022. Design and experiment of concentrated flexibility-based variable camber morphing wing. **Chinese Journal of Aeronautics, 35** (5): 455-469.
12. Liu, J., Shan, J., Hu, Y., Rong, J., 2020. Optimal switching control for morphing aircraft with aerodynamic uncertainty. *IEEE 16th International Conference on Control & Automation (ICCA),* Singapore, IEEE.
13. Abdulrahim, M., Lind, R., 2004. Flight testing and response characteristics of a variable gull-wing morphing aircraft. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 16-19 August 2004, Providence, Rhode Island, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
14. Jasa, J. P., Hwang, J. T., Martins, J. R., 2018. Design and trajectory optimization of a morphing wing aircraft. *AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 8-12 January 2018, Kissimmee, Florida, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
15. Majeti, R. K., Benz, S., 2022. Mission-based optimal morphing parameters for rotors with combined chord and twist morphing**. Open Research Europe, 1**: 121.
16. Gudmundsson, S., 2021. General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures. Elsevier Inc. Waltham, MA, USA.
17. Raymer, D., 2012. Aircraft Design: A Conceptual Approach. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
18. Kose, O., Oktay, T., 2020. Simultaneous quadrotor autopilot system and collective morphing system design. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 92** (7): 1093-1100.
19. Ursache, N. M., Melin, T., Isikveren, A. T., Friswell, M. I., 2007. Morphing winglets for aircraft multi-phase improvement. *7th AIAA ATIO Conf, 2nd CEIAT Int'l Conf on Innov and Integr in Aero Sciences,17th LTA Systems Tech Conf.,* 18-20 September 2007, Belfast, Northern Ireland, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
20. Afonso, F., Vale, j., Lau, F., Suleman, A., 2017. Performance based multidisciplinary design optimization of morphing aircraft. **Aerospace Science and Technology, 67**: 1-12.

21. Liauzun, C., Bihan, D. L., David, J. M., Joly, D., Paluch, B., 2018. Study of morphing winglet concepts aimed at improving load control and the aeroelastic behavior of civil transport aircraft. **Aerospace Lab, 14**: 1-15.
22. Dimino, I., Andreutti, G., Moens, F., Fonte, F., Pecora, R., Concilio, A., 2021. Integrated design of a morphing winglet for active load control and alleviation of turboprop regional aircraft. **Applied Sciences, 11** (5): 2439.
23. Liu, B., Liang, H., Han, Z. H., Yang, G., 2022. Surrogate-based aerodynamic shape optimization of a morphing wing considering a wide Mach-number range. **Aerospace Science and Technology, 124**: 107557.
24. Jo, B. W., Majid, T., 2023. Enhanced range and endurance evaluation of a camber morphing wing aircraft. **Biomimetics, 8** (1): 34.
25. Sandan, K. K., Pendyala, S., 2023. Numerical analysis of the aerodynamic performance on wings with morphed trailing edges for MAV applications. **International Journal on Interactive Design and Manufacturing**.
26. Wang, Y., Li, X., Wu, T., Yin, H., 2023. Multidisciplinary design and optimization of variable camber wing with non-equal chord. **Aerospace, 10** (4): 336.
27. Ismail, N. I., Tasin, M. A., Hazim, S., Basri, M. H, 2022. Computational aerodynamic investigations on wash out twist morphing MAV wings. **Joint Journal of Novel Carbon Resource Sciences & Green Asia Strategy, 9** (4): 1090-1102.
28. Panagiotou, P., Antoniou, S., Yakinthos, K., 2022. Cant angle morphing winglets investigation for the enhancement of the aerodynamic, stability and performance characteristics of a tactical blended-wing-body UAV. **Aerospace Science and Technology, 123**: 107467.
29. Parancheerivilakkathil, M. S., Haider, Z., Ajaj, R. M., Amoozgar, M., 2022. A polymorphing wing capable of span extension and variable pitch. **Aerospace 2022, 9** (4): 205.
30. Eguea, J. P., da Silva, G. P. G., Catalano, F. M., 2020. Fuel efficiency improvement on a business jet using a camber morphing winglet concept. **Aerospace Science and Technology, 96**: 105542.
31. Hui, Z., Zhang, Y., Chen, G., 2019. Aerodynamic performance investigation on a morphing unmanned aerial vehicle with bio-inspired discrete wing structures. **Aerospace Science and Technology, 95**: 105419.

32. Yilmaz, E., Hu, J., 2018. CFD study of quadcopter aerodynamics at static thrust conditions. *ASEE Northeast 2018 Annual Conference*, April 2018, West Hartford, CT, USA, American Society for Engineering Education.

33. Yoon, S., Lee, H. C., Pulliam, T. H., 2016. Computational analysis of multi-rotor flows. *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 4-8 January 2016, San Diego, California, USA, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

34. Shukla, D., Hiremath, N., Patel, S., Komerath, N., 2017. Aerodynamic interactions study on low-Re coaxial and quad-rotor configurations. *ASME 2017 International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, 3-9 November 2017, Tampa, Florida, USA, American Society of Mechanical Engineers.

35. Kuantama, E., Tarca, R., 2017. Quadcopter thrust optimization with ducted-propeller. **MATEC Web of Conferences, 126**: 01002.

36. Misiorowski, M., Gandhi, F., Oberai, A. A., 2019. Computational study on rotor interactional effects for a quadcopter in edgewise flight. **AIAA Journal, 57** (12): 5309-5319.

37. Lopez, O. D., Escobar, J. A., Pérez, A. M., 2017. Computational study of the wake of a quadcopter propeller in hover. *23rd AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, 5-9 June 2017, Denver, Colorado, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

38. Pandey, A., Sutkowy, M. L., Mccrink, M., Gregory, J. W., 2018. Aerodynamic characterization of a quad-rotor helicopter. *AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 8–12 January 2018, Kissimmee, Florida, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

39. Kaya, D., Kutay, A. T., Tekinalp, O., 2017. Experimental investigation of optimal gap distance between rotors of a quadrotor UAV. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 5-9 June 2017, Denver, Colorado, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

40. Wisniewski, C. F., Byerley, A., Treuren, K. W. V., Hays, A., 2017. Experimentally testing commercial and custom designed quadcopter propeller static performance and noise generation. *23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 5-9 June 2017, Denver, Colorado, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

41. Lei, Y., Wang, J., 2019. Aerodynamic performance of quadrotor UAV with non-planar rotors. **Applied Sciences, 9** (14): 2779.

42. Nguyen, D. H., Liu, Y., Mori, K., 2018. Experimental study for aerodynamic performance of quadrotor helicopter. **Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 61** (1): 29-39.
43. Hwang, J. Y., Jung, M. K., Kwon, O. J., 2015. Numerical study of aerodynamic performance of a multirotor unmanned-aerial-vehicle configuration. **Journal of Aircraft, 52** (3): 839-846.
44. Yeong, S. P., Dol, S. S., 2016. Aerodynamic optimization of micro aerial vehicle. **Journal of Applied Fluid Mechanics, 9** (5): 2111-2121.
45. Yasuda, H., Kitamura, K., Nakamura, Y., 2013. Numerical analysis of flow field and aerodynamic characteristics of a quadrotor. **Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences Aerospace Technology Japan, 11**: 61-70
46. Riccardi, F., 2015. Wind tunnel testing of a variable-pitch quadrotor UAV isolated rotor. (Web adresi: **https://dspace-erf.nlr.nl/server/api/core/bitstreams/ee907380-f057-4868-85bf-895f338dcc19/content**), (Erişim tarihi: Temmuz 2023).
47. Naidoo, Y., Stopforth, R., Bright, G., 2011. Rotor aerodynamic analysis of a quadrotor for thrust critical applications. *4th Robotics and Mechatronics Conference of South Africa (ROBMECH 2011)*, 23-25 November 2011, CSIR Pretoria South Africa.
48. Weerasinghe, S., Monasor, M., 2017. Simulation and experimental analysis of hovering and flight of a quadrotor*, 13th International Conference on Heat Transfer, Fluid Mechanics and Thermodynamics*, 17-19 July 2017, Portoroz, Slovenia.
49. Baris, E., Britcher, C. P., Altamirano, G., 2019. Wind tunnel testing of static and dynamic aerodynamic characteristics of a quadcopter. *AIAA Aviation 2019 Forum*, 17-21 June 2019, Dallas, Texas, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
50. Wen, S., Han, J., Ning, Z., Lan, Y., Yin, X., Zhang, J., Ge, Y., 2019. Numerical analysis and validation of spray distributions disturbed by quad-rotor drone wake at different flight speeds. **Computers and Electronics in Agriculture, 166**: 105036.
51. Intaratep, N., Alexander, W. N., Devenport, W. J., 2016. Experimental study of quadcopter acoustics and performance at static thrust conditions. *22nd*

AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 30 May - 1 June, 2016, Lyon, France, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

52. Kaya, D., Kutay, A. T., 2014. Aerodynamic modeling and parameter estimation of a quadrotor helicopter. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 16-20 June 2014, Atlanta, GA, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
53. Christodoulou, K., Vozinidis, M., Karanatsios, A., Karipidis, E., Katsanevakis, F., Vlahostergios, Z., 2019. Aerodynamic analysis of a quadcopter drone propeller with the use of computational fluid dynamics. **Chemical Engineering Transactions, 76**: 181-186.
54. Céspedes, J. F., Lopez, O. D., 2019. Simulation and validation of the aerodynamic performance of a quadcopter in hover condition using overset mesh. *AIAA Aviation 2019 Forum*, 17-21 June 2019, Dallas, Texas, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
55. Fahlstrom, P. G., Gleason, T. J., Sadraey, M. H., 2022. Introduction to UAV Systems. John Wiley & Sons, West Sussex, United Kingdom.
56. Hong, M. H., White, J., 1998. Fluid mechanics of intermeshing counter-rotating twin screw extruders. **International Polymer Processing, 13** (4): 342-346.
57. Kose, O., Oktay, T., 2019. Dynamic modeling and simulation of quadrotor for different flight conditions. **European Journal of Science and Technology, 15**: 132-142.
58. Oktay, T., Eraslan, Y., 2021. Numerical investigation of effects of airspeed and rotational speed on quadrotor UAV propeller thrust coefficient. **Journal of Aviation, 5** (1): 9-15.
59. Güzelbey, İ. H., Eraslan, Y., Doğru, M. H., 2018. Numerical investigation of different airfoils at low Reynolds number in terms of aerodynamic performance of sailplanes by using XFLR5. **The Black Sea Journal of Sciences, 8** (1): 47-65.
60. Gustafson, F., Gessow, A., 1946. Effect of rotor-tip speed on helicopter hovering performance and maximum forward speed. (Web adresi: **https://apps.dtic.mil/sti/citations/tr/ADA800983**), (Erişim tarihi: Temmuz 2023).
61. Mahmuddin, F., 2017. Rotor blade performance analysis with blade element momentum theory. **Energy Procedia, 105**: 1123-1129.

62. Silvestre, M. A., Morgado, J. P., Pascoa, J., 2013. Jblade: a propeller design and analysis code. *2013 International Powered Lift Conference*, August 12-14, 2013, Los Angeles, CA, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
63. Leishman, G. J., 2001. Principles of Helicopter Aerodynamics. The Press Syndicate of The University of Cambridge, Cambridge, United Kingdom.
64. Nelson, R., 1998. Flight Stability and Control Automatic Control. The McGraw-Hill Book Co., Singapore.
65. Deepa, S., Sudha, G., 2015. Modeling and approximation of STOL aircraft longitudinal aerodynamic characteristics. **Journal of Aerospace Engineering, 28** (2): 04014072.
66. Li, D., Zhao, S., Ronch A. D., Xiang, J., Drofelnik, J., Li, Y., Zhang, L., Wu, Y., Kintscher, M., Monner, H. P., Rudenko, A., Guo, S., Yin, W., Kirn, J., Storm, S., Breuker, R. D., 2018. A review of modelling and analysis of morphing wings. **Progress in Aerospace Sciences, 100**: 46-62.
67. Bons, N. P., He, X., Mader, C. A., Martins, J. R. R. A., 2019. Multimodality in aerodynamic wing design optimization. **AIAA Journal, 57** (3):1004-1018.
68. Bronz, M., Tal, E., Favalli, F., Karaman, S., 2020. Mission-oriented additive manufacturing of modular mini-UAVs. *AIAA Scitech 2020 Forum*, 6-10 January 2020, Orlando, FL, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
69. Elelwi, M., Kuitche, M. A., Botez, R. M., Dao, T. M., 2020. Comparison and analyses of a variable span-morphing of the tapered wing with a varying sweep angle. **The Aeronautical Journal, 124** (1278): 1146-1169.
70. Anderson, J. D., 1999. Aircraft Performance & Design. The McGraw-Hill Companies, New York.
71. Oktay, T., Eraslan, Y., 2022. Stability evaluation of a fixed-wing unmanned aerial vehicle with morphing wingtip. **Journal of Aviation, 6** (2): 11-17.
72. Bossert, D. E., Morris, S. L., Hallgren, W. F., Yechout, T. R., 2003. Introduction to Aircraft Flight Mechanics: Performance, Static Stability, Dynamic Stability, and Classical Feedback Control. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia.
73. Moëns, F., 2022. A fast aerodynamic model for aircraft multidisciplinary design and optimization process. **Aerospace, 10** (1): 7.

74. Jang, J. S., Liccardo, D., 2006. Automation of small UAVs using a low cost MEMS sensor and embedded computing platform. *25th Digital Avionics Systems Conference*, 15-19 October 2006, Portland, OR, USA, IEEE.

75. Halim, A. H., Ismail, I., 2019. Tree physiology optimization on SISO and MIMO PID control tuning. **Neural Computing and Applications, 31**: 7571-7581.

76. Kose, O., Oktay, T., 2022. Hexarotor yaw flight control with SPSA, PID algorithm and morphing. **International Journal of Intelligent Systems and Applications in Engineering, 10** (2): 216-221.

77. Şahin, H., Kose, O., Oktay, T., 2022. Simultaneous autonomous system and powerplant design for morphing quadrotors. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 94** (8): 1228-1241.

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

79. Spall, J.C., 2005. Introduction to Stochastic Search and optimization: Estimation, Simulation, and Control. John Wiley & Sons, Hoboken, New Jersey.

80. Spall, J. C., 1998. An overview of the simultaneous perturbation method for efficient optimization. **Johns Hopkins Apl Technical Digest, 19** (4): 482-492.

81. Stiawan, D., Daely, S. M., Heryanto, A., 2021. Ransomware detection based on opcode behavior using k-nearest neighbors algorithm. **Information Technology and Control, 50** (3): 495-506.

82. Yue, T., Zhang, X., Wang, L., Ai, J., 2017. Flight dynamic modeling and control for a telescopic wing morphing aircraft via asymmetric wing morphing. **Aerospace Science and Technology, 70**: 328-338.

83. Martinez, R. V., Afonso, F., Lau, F., 2022. Aerodynamic shape optimisation of a camber morphing airfoil and noise estimation. **Aerospace, 9** (1): 43.

84. Zhang, Z., 2016. Introduction to machine learning: k-nearest neighbors. **Annals of Translational Medicine, 4** (11): 218.

85. Lin, Y., Guan, Z., 2021. The use of machine learning for the prediction of the uniformity of the degree of cure of a composite in an autoclave. **Aerospace, 8** (5): 130.

86. Smith, D. D., Lowenberg, D. P. J., Friswell, M. I., 2014. Computational and experimental validation of the active morphing wing. **Journal of Aircraft, 51** (3): 925-937.

87. Güzelbey, İ. H., Eraslan, Y., Doğru, M. H., 2019. Effects of taper ratio on aircraft wing aerodynamic parameters: a comperative study. **European Mechanical Science, 3** (1): 18-23.

88. Ananda, G., Sukumar, P., Selig, M., 2015. Measured aerodynamic characteristics of wings at low Reynolds numbers. **Aerospace Science and Technology, 42**: 392-406.

89. Anderson, R. F., 1937. Determination of the characteristics of tapered wings. (Web sayfası: **http://ntrs.nasa.gov/citations/19930091647**), (Erişim tarihi: Temmuz 2023).

90. Eraslan, Y., Oktay, T., 2023. Multidisciplinary performance enhancement on a fixed-wing unmanned aerial vehicle via simultaneous morphing wing and control system design. **Information Technology and Control**.

91. Oktay, T., Eraslan, Y., 2023. Redesign of a rotary-wing UAV propeller for aerodynamic performance enhancement. International Mardin Artuklu Scientific Researches Conference, 19-21 May 2023, Mardin, Türkiye.

EKLER

EK 1.

$$X_u = \text{-3e-09}(\Gamma_{uç})^3 + \text{6e-07}(\Gamma_{uç})^2 - \text{4e-05}(\Gamma_{uç}) - 0.0602$$

$$X_w = \text{-0.0004}(\Gamma_{uç})^2 + 0.0029(\Gamma_{uç}) + 6.8444$$

$$Z_u = \text{3e-05}(\Gamma_{uç})^2 - 0.0004(\Gamma_{uç}) - 1.9723$$

$$Z_w = \text{-1e-06}(\Gamma_{uç})^3 + 0.0002(\Gamma_{uç})^2 + 0.0019(\Gamma_{uç}) - 7.3423$$

$$M_w = \text{-8e-07}(\Gamma_{uç})^3 + \text{9e-05}(\Gamma_{uç})^2 + 0.0009(\Gamma_{uç}) - 1.4136$$

$$M_{\dot{w}} = \text{-2e-08}(\Gamma_{uç})^3 + \text{2e-06}(\Gamma_{uç})^2 + \text{1e-05}(\Gamma_{uç}) - 0.0445$$

$$M_q = \text{-3e-06}(\Gamma_{uç})^3 + 0.0005(\Gamma_{uç})^2 - 0.0005(\Gamma_{uç}) - 6.6551$$

$$M_{\delta_e} = \text{-2e-05}(\Gamma_{uç})^3 + 0.003(\Gamma_{uç})^2 - 0.0039(\Gamma_{uç}) - 61.516$$

$$Y_\beta = \text{-2e-07}(\Gamma_{uç})^2 + \text{1e-07}(\Gamma_{uç}) - 0.0759$$

$$L_\beta = \text{4e-06}(\Gamma_{uç})^3 + 0.0002(\Gamma_{uç})^2 - 0.0464(\Gamma_{uç}) + 0.01$$

$$N_\beta = \text{5e-09}(\Gamma_{uç})^3 - \text{3e-06}(\Gamma_{uç})^2 + \text{2e-05}(\Gamma_{uç}) + 0.1815$$

$$L_p = \text{-2e-05}(\Gamma_{uç})^3 + 0.0035(\Gamma_{uç})^2 + 0.003(\Gamma_{uç}) - 45.616$$

$$N_p = \text{-7e-07}(\Gamma_{uç})^3 + 0.0002(\Gamma_{uç})^2 - 0.0016(\Gamma_{uç}) - 2.3031$$

$$L_r = 1e-06(\Gamma_{uç})^3 - 0.0003(\Gamma_{uç})^2 + 0.0032(\Gamma_{uç}) + 4.6146$$

$$N_r = \text{-5e-09}(\Gamma_{uç})^3 + \text{2e-06}(\Gamma_{uç})^2 - \text{7e-06}(\Gamma_{uç}) - 0.0348$$

$$L_{\delta_a} = \text{4e-05}(\Gamma_{uç})^3 + 0.0027(\Gamma_{uç})^2 - 0.1468(\Gamma_{uç}) + 706.45$$

$$N_{\delta_a} = \text{-5e-06}(\Gamma_{uç})^3 - 0.0005(\Gamma_{uç})^2 - 0.0144(\Gamma_{uç}) - 78.927$$

$$L_{\delta_r} = \text{6e-07}(\Gamma_{uç})^3 + \text{4e-05}(\Gamma_{uç})^2 - 0.002(\Gamma_{uç}) + 9.6805$$

$$N_{\delta_r} = \text{-2e-08}(\Gamma_{uç})^3 + \text{7e-06}(\Gamma_{uç})^2 - \text{3e-05}(\Gamma_{uç}) - 0.1593$$

$$I_{xx} = \text{3e-09}(\Gamma_{uç})^3 - \text{1e-06}(\Gamma_{uç})^2 - \text{8e-06}(\Gamma_{uç}) + 0.0988$$

$$I_{yy} = \text{-6e-08}(\Gamma_{uç})^3 + \text{8e-06}(\Gamma_{uç})^2 - \text{2e-05}(\Gamma_{uç}) + 0.1422$$

$$I_{zz} = \text{1e-08}(\Gamma_{uç})^3 - \text{3e-06}(\Gamma_{uç})^2 - \text{1e-05}(\Gamma_{uç}) + 0.2297$$

$$I_{xz} = \text{1e-09}(\Gamma_{uç})^3 - \text{3e-07}(\Gamma_{uç})^2 + \text{5e-07}(\Gamma_{uç}) + 0.0128$$

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı: Yüksel Eraslan

Uyruğu: Türkiye (T.C)

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Yüksek Lisans	Gaziantep Üniversitesi, Uçak ve Uzay Mühendisliği (İngilizce)	2018
Lisans	Gaziantep Üniversitesi, Makine Mühendisliği (İngilizce)	2014
Lise	Mersin Ticaret ve Sanayi Odası Anadolu Lisesi, Mersin	2006

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2020-Halen	İskenderun Teknik Üniversitesi	Öğretim Görevlisi
2016-2020	Gaziantep Üniversitesi	Araştırma Görevlisi
2014-2014	Polymetal Kalıp Plastik San. ve Tic. Ltd. Şti.	AR-GE Mühendisi

YABANCI DİL

İngilizce

YAYINLAR

1. Oktay, T., Eraslan, Y., 2022. Stability evaluation of a fixed-wing unmanned aerial vehicle with morphing wingtip. **Journal of Aviation, 6** (2): 103-109.

2. Oktay, T., Eraslan, Y., 2021. Numerical investigation of effects of airspeed and rotational speed on quadrotor UAV propeller thrust coefficient. **Journal of Aviation, 5** (1): 9-15.

3. Oktay, T., Eraslan, Y., 2023. Redesign of a rotary-wing UAV propeller for aerodynamic performance enhancement. *9th International Mardin Artuklu Scientific Researches Conference*, 20-22 January 2023, Mardin, Türkiye.

4. Oktay, T., Eraslan, Y., 2022. Effects of morphing winglet on lateral and directional stability coefficients of fixed-wing unmanned aerial vehicle. *Ankara International Congress on Scientific Research-VI,* 1-3 April 2022, Ankara, Türkiye.

5. Oktay, T., Eraslan, Y., 2021. Mesh independence study on computational fluid dynamics CFD analysis of a quad-rotor UAV propeller. *3rd International European Conference on Interdisciplinary Scientific Researches,* 15-16 January 2021, Comrat, Moldova.

6. Oktay, T., Eraslan, Y., 2021. Evaluation of various turbulence models in computational fluid dynamics (CFD) investigation of a quad-rotor UAV propeller. *3rd International European Conference on Interdisciplinary Scientific Researches,* 15-16 January 2021, Comrat, Moldova.

7. Eraslan, Y., Özen, E., Oktay, T., 2020. A Literature review on determination of quadrotor unmanned aerial vehicles propeller thrust and power coefficients. *EJONS 10th International Conference on Mathematics, Engineering, Natural and Medical Sciences,* 15-17 May 2020, Batumi, Georgia.

8. Eraslan, Y., Özen, E., Oktay, T., 2020. The effect of change in angle between rotor arms on trajectory tracking quality of a PID controlled quadcopter. *EJONS 10th International Conference on Mathematics, Engineering, Natural and Medical Sciences,* 15-17 May 2020, Batumi, Georgia.

9. Oktay, T., Eraslan, Y., 2020. Computational fluid dynamics (CFD) investigation of a quadrotor UAV propeller. *International Conference on Energy, Environment and Storage of Energy (ICEESEN 2020)*, 19-21 October 2020, Kayseri, Türkiye.

10. Eraslan, Y., Oktay, T. Multidisciplinary performance enhancement on a fixed-wing unmanned aerial vehicle via simultaneous morphing wing and control system design. **Information Technology and Control**.